TAKHIR NAZAROV

C=UZ, OU=DIRECTOR,
O=UZBEKISTAN CAA,
CN=TAKHIR NAZAROV,
E=caa@uzcaa.uz
я подтверждаю этот документ
Tashkent
2023-04-18 18:44:39

Утверждено
Директором Агентства «Узавиация»
Т.А. Назаров

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН

Средства радионавигации

Документ №: AR-ANS-007

Редакция / Ревизия: 01/00

Дата вступления в силу: 20 Апреля 2023 года

0. АДМИНИСТРИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ ДОКУМЕНТА

0.1 Содержание

0. АДМИНИСТРИРОВАНИЕ И КОНТРОЛЬ ДОКУМЕНТА 1

0.1 Содержание 1

0.2 Список Действительных Страниц 7

0.3 Список Рассылки 13

0.4 Запись Поправок и Изменений 13

0.5 Термины «должен», «следует», «может» 14

0.6 Администрирование и Контроль 14

0.7 Аббревиатура и сокращения 15

0.8 Термины «должен», «следует», «может» 16

1 ОПРЕДЕЛЕНИЯ 1

2 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ, КАСАЮЩИЕСЯ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ 1

2.1 Стандартные радионавигационные средства 1

2.2 Наземная и летная проверки 2

2.3 Обеспечение информацией об эксплуатационном состоянии радионавигационных служб 3

2.4 Источник питания радионавигационных средств и систем связи 3

2.5 Аспекты человеческого фактора 3

3 ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К РАДИОНАВИГАЦИОННЫМ СРЕДСТВАМ 1

3.1 Технические требования, предъявляемые к ILS 1

3.2 Технические требования, предъявляемые к радиолокационной системе точного захода на посадку 28

3.3 Технические требования, предъявляемые к всенаправленному ОВЧ-радиомаяку (VOR) 31

3.4 Технические требования, предъявляемые к ненаправленному радиомаяку (NDB) . 35

3.5 Технические требования, предъявляемые к дальномерному УВЧ-оборудованию (DME) 39

3.6 Технические требования, предъявляемые к трассовым маркерным ОВЧ-радиомаякам, работающим на частоте 75 МГц 59

3.7 Требования к глобальной навигационной спутниковой системе (GNSS) 60

3.8 (ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО) 77

3.9 Характеристики бортовых приемных систем ADF 77

3.10 (ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО) 77

3.11 Характеристики микроволновой системы посадки (MLS) 77

ДОБАВЛЕНИЕ А. ХАРАКТЕРИСТИКИ МИКРОВОЛНОВОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ (MLS) 1

ДОБАВЛЕНИЕ B. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ГЛОБАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЕ (GNSS) 1

1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ 1

2 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 1

3 ЭЛЕМЕНТЫ GNSS 1

3.1 Глобальная система определения местоположения (GPS). Стандартное обслуживание по определению местоположения (SPS) (L1) 1

3.2 Канал стандартной точности (CSA) глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС) (L1) 18

3.3 Совместное использование GPS и ГЛОНАСС 31

3.4 Бортовая система функционального дополнения (ABAS) 32

3.5 Спутниковая система функционального дополнения (SBAS) 32

3.6 Наземная система функционального дополнения (GBAS) и наземная региональная система функционального дополнения (GRAS) 79

3.7 Помехоустойчивость 142

3.8 Бортовая антенна GNSS для приема спутниковых сигналов 145

3.9 Проверка циклическим избыточным кодом 146

ДОПОЛНЕНИЕ A. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НОРМ ЦЕЛОСТНОСТИ И НЕПРЕРЫВНОСТИ ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ДЕРЕВА РИСКА 1

ДОПОЛНЕНИЕ B. СТРАТЕГИЯ ВНЕДРЕНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ НЕВИЗУАЛЬНЫХ СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ПОСАДКИ 1

1 Введение 1

2 Цели стратегии 1

3 Исходные принципы 1

3.1 Общие положения 1

3.2 Соображения, касающиеся ILS 1

3.3. Соображения, касающиеся MLS 2

3.4. Соображения, касающиеся GNSS 2

3.5 Возможности обеспечения захода на посадку и посадки с помощью многорежимного бортового оборудования 2

3.6 Прочие соображения 2

4 Стратегия 3

ДОПОЛНЕНИЕ C. ИНСТРУКТИВНАЯ ИНФОРМАЦИЯ И МАТЕРИАЛ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СТАНДАРТОВ, КАСАЮЩИХСЯ ILS, VOR, PAR, МАРКЕРНЫХ РАДИОМАЯКОВ (МАРШРУТНЫХ), РАБОТАЮЩИХ НА ЧАСТОТЕ 75 МГц, NDB и DME 1

1. Введение 1

2. Материал, касающийся ILS 1

2.2. Бортовое приемное оборудование ILS 17

2.3. Условия срабатывания сигнализации о неисправности в бортовом оборудовании ILS 18

2.4. Инструктивные указания относительно выбора места установки, превышения, настройки и зоны действия глиссадного радиомаяка 19

2.6. Применение частот ILS 29

2.7. Курсовые и глиссадные радиомаяки, обеспечивающие зону действия с помощью двух несущих высоких частот 32

2.8. Целостность и непрерывность обслуживания: наземное оборудование ILS 34

2.9. Чувствительность курсового и глиссадного радиомаяков к смещению 39

2.10. Выбор места установки маркеров системы ILS 40

2.11. Использование DME и/или других стандартных радионавигационных средств вместо маркерных радиомаяков ILS 40

2.12. Использование дополнительных источников ориентации совместно с ILS 41

2.13. Использование ILS категории I для автоматических заходов на посадку и посадок в визуальных условиях, позволяющих пилоту осуществлять визуальный контроль за выполнением посадочной операции 41

2.14. Классификация ILS: дополнительный метод описания ILS для облегчения эксплуатационного использования 41

2.15. Частотная и фазовая модуляция несущей частоты ILS 42

3. Материал, касающийся VOR/DVOR 44

3.1. Инструктивные указания, относящиеся к эквивалентной изотропно излучаемой мощности (EIRP) и зоне действия VOR/DVOR 44

3.2. Инструктивные указания относительно выбора места установки VOR 46

3.3. [Зарезервирован] 47

3.4. Критерии для определения географической разнесенности средств типа VOR 47

3.5. Критерии географической разнесенности VOR/ILS 51

3.6. Функция приема 52

3.7. Точность системы VOR 54

3.8. Обязательные точки перехода с одного VOR на другой 57

4. Посадочная радиолокационная система 57

5 Технические требования, предъявляемые к маркерным радиомаякам (маршрутным), работающим на частоте 75 МГц 59

5.1 Антенные решетки маркерных радиомаяков 59

5.2 Опознавательное кодирование для веерных радиомаяков, взаимодействующих с четырехкурсовым радиомаяком 60

6 Материал, касающийся NDB 61

6.1 Инструктивный материал относительно требующейся напряженности поля NDB, расположенных между 30° северной широты и 30° южной широты 61

6.2 Инструктивный материал относительно значения и применения номинальной и эффективной зон действия 61

6.3 Зона действия NDB 65

6.4 Факторы, влияющие на работу NDB 68

6.5 Соображения, влияющие на выбор модулирующей частоты NDB, работающих в режиме NON/A2A 69

7 Материал, касающийся DME 70

7.1 Инструктивный материал о DME/N и DME/P 70

7.2 Инструктивный материал, касающийся только DME/N 75

7.3 Инструктивный материал, касающийся только DME/P 78

8 Материал, касающийся времени переключения источников питания 86

ДОПОЛНЕНИЕ D. ИНФОРМАЦИЯ И ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ ПО ПРИМЕНЕНИЮ СВЯЗАННЫХ С GNSS СТАНДАРТОВ 1

1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ 1

2. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 1

3. ТРЕБОВАНИЯ К ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ 1

4. БАЗОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ GNSS 11

4.4. Антенна и приемник GNSS 16

5. БОРТОВАЯ СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДОПОЛНЕНИЯ (ABAS) 17

6. СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДОПОЛНЕНИЯ (SBAS) 17

7. НАЗЕМНАЯ СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДОПОЛНЕНИЯ (GBAS) И НАЗЕМНАЯ РЕГИОНАЛЬНАЯ СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДОПОЛНЕНИЯ (GRAS) 24

7.4. Структура данных 45

8. ПОСТРОЕНИЕ МОНИТОРА КАЧЕСТВА СИГНАЛА (SQM) 93

9 МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЯ И NOTAM 101

9.1 Состояние системы 101

10 ВОЗДЕЙСТВИЕ ПОМЕХ 101

10.1 Потенциальные возможности воздействия помех 101

10.2 Источники внутриполосных помех 101

10.3 Источники внеполосных помех 102

10.4 Источники помех на борту воздушного судна 102

10.5 Целостность в условиях помех 102

11 РЕГИСТРАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ GNSS 102

12 ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК GNSS 103

13 GNSS И БАЗА ДАННЫХ..... 103

14 МОДЕЛИРОВАНИЕ ОСТАТОЧНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ..... 104

ДОПОЛНЕНИЕ E. ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ ПО ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПРОВЕРКЕ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ VOR..... 1

1. Технические требования, предъявляемые к испытательной аппаратуре, предназначенной для проверки бортового оборудования VOR (VOT) 1

2. Выбор и использование аэродромных пунктов проверки VOR 2

ДОПОЛНЕНИЕ F. ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ, КАСАЮЩИЙСЯ НАДЕЖНОСТИ И КОЭФФИЦИЕНТА ГОТОВНОСТИ СРЕДСТВ РАДИОСВЯЗИ И АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ 1

ДОПОЛНЕНИЕ G. ИНФОРМАЦИЯ И ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ ПО ПРИМЕНЕНИЮ СВЯЗАННЫХ С MLS СТАНДАРТОВ И РЕКОМЕНДУЕМОЙ ПРАКТИКИ 1

ДОПОЛНЕНИЕ H. СТРАТЕГИЯ РАЦИОНАЛИЗАЦИИ ОБЫЧНЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ И ЭВОЛЮЦИИ В НАПРАВЛЕНИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАВИГАЦИИ, ОСНОВАННОЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКАХ (См. п. 2.1 главы 2) 1

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

0.2 Список Действительных Страниц

Глава 0		
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00
5	20.АПР.2023	00
6	20.АПР.2023	00
7	20.АПР.2023	00
8	20.АПР.2023	00
9	20.АПР.2023	00
10	20.АПР.2023	00
11	20.АПР.2023	00
12	20.АПР.2023	00
13	20.АПР.2023	00
14	20.АПР.2023	00
15	20.АПР.2023	00
16	20.АПР.2023	00
Глава 1		
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00
Глава 2		
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00
Глава 3		
Страница	**Дата вступления в силу**	**Ревизия №**
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00
5	20.АПР.2023	00
6	20.АПР.2023	00
7	20.АПР.2023	00
8	20.АПР.2023	00
9	20.АПР.2023	00
10	20.АПР.2023	00
11	20.АПР.2023	00
12	20.АПР.2023	00
13	20.АПР.2023	00
14	20.АПР.2023	00
15	20.АПР.2023	00
16	20.АПР.2023	00
17	20.АПР.2023	00
18	20.АПР.2023	00
19	20.АПР.2023	00
20	20.АПР.2023	00
21	20.АПР.2023	00
22	20.АПР.2023	00
23	20.АПР.2023	00
24	20.АПР.2023	00
25	20.АПР.2023	00
26	20.АПР.2023	00
27	20.АПР.2023	00
28	20.АПР.2023	00
29	20.АПР.2023	00
30	20.АПР.2023	00
31	20.АПР.2023	00
32	20.АПР.2023	00
33	20.АПР.2023	00
34	20.АПР.2023	00
35	20.АПР.2023	00
36	20.АПР.2023	00
37	20.АПР.2023	00
38	20.АПР.2023	00
39	20.АПР.2023	00
40	20.АПР.2023	00
41	20.АПР.2023	00
42	20.АПР.2023	00
43	20.АПР.2023	00
44	20.АПР.2023	00
45	20.АПР.2023	00
46	20.АПР.2023	00
47	20.АПР.2023	00
48	20.АПР.2023	00
49	20.АПР.2023	00
50	20.АПР.2023	00

51	20.АПР.2023	00
52	20.АПР.2023	00
53	20.АПР.2023	00
54	20.АПР.2023	00
55	20.АПР.2023	00
56	20.АПР.2023	00
57	20.АПР.2023	00
58	20.АПР.2023	00
59	20.АПР.2023	00
60	20.АПР.2023	00
61	20.АПР.2023	00
62	20.АПР.2023	00
63	20.АПР.2023	00
64	20.АПР.2023	00
65	20.АПР.2023	00
66	20.АПР.2023	00
67	20.АПР.2023	00
68	20.АПР.2023	00
69	20.АПР.2023	00
70	20.АПР.2023	00
71	20.АПР.2023	00
72	20.АПР.2023	00
73	20.АПР.2023	00
74	20.АПР.2023	00
75	20.АПР.2023	00
76	20.АПР.2023	00
77	20.АПР.2023	00
78	20.АПР.2023	00
79	20.АПР.2023	00
80	20.АПР.2023	00
81	20.АПР.2023	00
82	20.АПР.2023	00
83	20.АПР.2023	00
84	20.АПР.2023	00
85	20.АПР.2023	00
86	20.АПР.2023	00
87	20.АПР.2023	00
88	20.АПР.2023	00
89	20.АПР.2023	00
90	20.АПР.2023	00
91	20.АПР.2023	00
92	20.АПР.2023	00
93	20.АПР.2023	00
94	20.АПР.2023	00
95	20.АПР.2023	00
96	20.АПР.2023	00
97	20.АПР.2023	00
98	20.АПР.2023	00
99	20.АПР.2023	00
100	20.АПР.2023	00
101	20.АПР.2023	00
102	20.АПР.2023	00
103	20.АПР.2023	00
104	20.АПР.2023	00
105	20.АПР.2023	00
106	20.АПР.2023	00
107	20.АПР.2023	00
108	20.АПР.2023	00
109	20.АПР.2023	00
110	20.АПР.2023	00
111	20.АПР.2023	00
112	20.АПР.2023	00
113	20.АПР.2023	00
114	20.АПР.2023	00

ДОБАВЛЕНИЕ - A

Страница	Дата вступления в силу	Ревизия №
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00
5	20.АПР.2023	00
6	20.АПР.2023	00
7	20.АПР.2023	00
8	20.АПР.2023	00

ДОБАВЛЕНИЕ - B

Страница	Дата вступления в силу	Ревизия №
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00

ДОБАВЛЕНИЕ - C

Страница	Дата вступления в силу	Ревизия №
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00

4	20.АПР.2023	00
5	20.АПР.2023	00
6	20.АПР.2023	00
7	20.АПР.2023	00
8	20.АПР.2023	00
9	20.АПР.2023	00
10	20.АПР.2023	00
11	20.АПР.2023	00
12	20.АПР.2023	00
13	20.АПР.2023	00
14	20.АПР.2023	00
15	20.АПР.2023	00
16	20.АПР.2023	00
17	20.АПР.2023	00
18	20.АПР.2023	00
19	20.АПР.2023	00
20	20.АПР.2023	00
21	20.АПР.2023	00
22	20.АПР.2023	00
23	20.АПР.2023	00
24	20.АПР.2023	00
25	20.АПР.2023	00
26	20.АПР.2023	00
27	20.АПР.2023	00
28	20.АПР.2023	00
29	20.АПР.2023	00
30	20.АПР.2023	00
31	20.АПР.2023	00
32	20.АПР.2023	00
33	20.АПР.2023	00
34	20.АПР.2023	00
35	20.АПР.2023	00
36	20.АПР.2023	00
37	20.АПР.2023	00
38	20.АПР.2023	00
39	20.АПР.2023	00
40	20.АПР.2023	00
41	20.АПР.2023	00
42	20.АПР.2023	00
43	20.АПР.2023	00
44	20.АПР.2023	00
45	20.АПР.2023	00
46	20.АПР.2023	00
47	20.АПР.2023	00
48	20.АПР.2023	00
49	20.АПР.2023	00
50	20.АПР.2023	00
51	20.АПР.2023	00
52	20.АПР.2023	00
53	20.АПР.2023	00
54	20.АПР.2023	00
55	20.АПР.2023	00
56	20.АПР.2023	00
57	20.АПР.2023	00
58	20.АПР.2023	00
59	20.АПР.2023	00
60	20.АПР.2023	00
61	20.АПР.2023	00
62	20.АПР.2023	00
63	20.АПР.2023	00
64	20.АПР.2023	00
65	20.АПР.2023	00
66	20.АПР.2023	00
67	20.АПР.2023	00
68	20.АПР.2023	00
69	20.АПР.2023	00
70	20.АПР.2023	00
71	20.АПР.2023	00
72	20.АПР.2023	00
73	20.АПР.2023	00
74	20.АПР.2023	00
75	20.АПР.2023	00
76	20.АПР.2023	00
77	20.АПР.2023	00
78	20.АПР.2023	00
79	20.АПР.2023	00
80	20.АПР.2023	00
81	20.АПР.2023	00
82	20.АПР.2023	00
83	20.АПР.2023	00
84	20.АПР.2023	00
85	20.АПР.2023	00
86	20.АПР.2023	00

ДОБАВЛЕНИЕ - D

Страница	Дата вступления в силу	Ревизия №
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00

4	20.АПР.2023	00
5	20.АПР.2023	00
6	20.АПР.2023	00
7	20.АПР.2023	00
8	20.АПР.2023	00
9	20.АПР.2023	00
10	20.АПР.2023	00
11	20.АПР.2023	00
12	20.АПР.2023	00
13	20.АПР.2023	00
14	20.АПР.2023	00
15	20.АПР.2023	00
16	20.АПР.2023	00
17	20.АПР.2023	00
18	20.АПР.2023	00
19	20.АПР.2023	00
20	20.АПР.2023	00
21	20.АПР.2023	00
22	20.АПР.2023	00
23	20.АПР.2023	00
24	20.АПР.2023	00
25	20.АПР.2023	00
26	20.АПР.2023	00
27	20.АПР.2023	00
28	20.АПР.2023	00
29	20.АПР.2023	00
30	20.АПР.2023	00
31	20.АПР.2023	00
32	20.АПР.2023	00
33	20.АПР.2023	00
34	20.АПР.2023	00
35	20.АПР.2023	00
36	20.АПР.2023	00
37	20.АПР.2023	00
38	20.АПР.2023	00
39	20.АПР.2023	00
40	20.АПР.2023	00
41	20.АПР.2023	00
42	20.АПР.2023	00
43	20.АПР.2023	00
44	20.АПР.2023	00
45	20.АПР.2023	00
46	20.АПР.2023	00
47	20.АПР.2023	00
48	20.АПР.2023	00
49	20.АПР.2023	00
50	20.АПР.2023	00
51	20.АПР.2023	00
52	20.АПР.2023	00
53	20.АПР.2023	00
54	20.АПР.2023	00
55	20.АПР.2023	00
56	20.АПР.2023	00
57	20.АПР.2023	00
58	20.АПР.2023	00
59	20.АПР.2023	00
60	20.АПР.2023	00
61	20.АПР.2023	00
62	20.АПР.2023	00
63	20.АПР.2023	00
64	20.АПР.2023	00
65	20.АПР.2023	00
66	20.АПР.2023	00
67	20.АПР.2023	00
68	20.АПР.2023	00
69	20.АПР.2023	00
70	20.АПР.2023	00
71	20.АПР.2023	00
72	20.АПР.2023	00
73	20.АПР.2023	00
74	20.АПР.2023	00
75	20.АПР.2023	00
76	20.АПР.2023	00
77	20.АПР.2023	00
78	20.АПР.2023	00
79	20.АПР.2023	00
80	20.АПР.2023	00
81	20.АПР.2023	00
82	20.АПР.2023	00
83	20.АПР.2023	00
84	20.АПР.2023	00
85	20.АПР.2023	00
86	20.АПР.2023	00
87	20.АПР.2023	00
88	20.АПР.2023	00
89	20.АПР.2023	00
90	20.АПР.2023	00
91	20.АПР.2023	00
92	20.АПР.2023	00
93	20.АПР.2023	00

94	20.АПР.2023	00
95	20.АПР.2023	00
96	20.АПР.2023	00
97	20.АПР.2023	00
98	20.АПР.2023	00
99	20.АПР.2023	00
100	20.АПР.2023	00
101	20.АПР.2023	00
102	20.АПР.2023	00
103	20.АПР.2023	00
104	20.АПР.2023	00
105	20.АПР.2023	00
106	20.АПР.2023	00
107	20.АПР.2023	00
108	20.АПР.2023	00
109	20.АПР.2023	00
110	20.АПР.2023	00
111	20.АПР.2023	00
112	20.АПР.2023	00
113	20.АПР.2023	00
114	20.АПР.2023	00
115	20.АПР.2023	00
116	20.АПР.2023	00

ДОБАВЛЕНИЕ - E

Страница	Дата вступления в силу	Ревизия №
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00

ДОБАВЛЕНИЕ - F

Страница	Дата вступления в силу	Ревизия №
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00
5	20.АПР.2023	00
6	20.АПР.2023	00

ДОБАВЛЕНИЕ - G

Страница	Дата вступления в силу	Ревизия №

1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00
5	20.АПР.2023	00
6	20.АПР.2023	00
7	20.АПР.2023	00
8	20.АПР.2023	00
9	20.АПР.2023	00
10	20.АПР.2023	00
11	20.АПР.2023	00
12	20.АПР.2023	00
13	20.АПР.2023	00
14	20.АПР.2023	00
15	20.АПР.2023	00
16	20.АПР.2023	00
17	20.АПР.2023	00
18	20.АПР.2023	00
19	20.АПР.2023	00
20	20.АПР.2023	00
21	20.АПР.2023	00
22	20.АПР.2023	00
23	20.АПР.2023	00
24	20.АПР.2023	00
25	20.АПР.2023	00
26	20.АПР.2023	00
27	20.АПР.2023	00
28	20.АПР.2023	00
29	20.АПР.2023	00
30	20.АПР.2023	00
31	20.АПР.2023	00
32	20.АПР.2023	00
33	20.АПР.2023	00
34	20.АПР.2023	00
35	20.АПР.2023	00
36	20.АПР.2023	00
37	20.АПР.2023	00
38	20.АПР.2023	00
39	20.АПР.2023	00
40	20.АПР.2023	00
41	20.АПР.2023	00
42	20.АПР.2023	00
43	20.АПР.2023	00
44	20.АПР.2023	00
45	20.АПР.2023	00
46	20.АПР.2023	00
47	20.АПР.2023	00
48	20.АПР.2023	00
49	20.АПР.2023	00
50	20.АПР.2023	00
51	20.АПР.2023	00

52	20.АПР.2023	00
53	20.АПР.2023	00
54	20.АПР.2023	00
55	20.АПР.2023	00
56	20.АПР.2023	00
57	20.АПР.2023	00
58	20.АПР.2023	00
59	20.АПР.2023	00
60	20.АПР.2023	00
61	20.АПР.2023	00
62	20.АПР.2023	00
63	20.АПР.2023	00
64	20.АПР.2023	00
65	20.АПР.2023	00
66	20.АПР.2023	00
67	20.АПР.2023	00
68	20.АПР.2023	00
69	20.АПР.2023	00
70	20.АПР.2023	00
71	20.АПР.2023	00
72	20.АПР.2023	00
73	20.АПР.2023	00
74	20.АПР.2023	00
75	20.АПР.2023	00
76	20.АПР.2023	00
77	20.АПР.2023	00
78	20.АПР.2023	00
79	20.АПР.2023	00
80	20.АПР.2023	00
81	20.АПР.2023	00
82	20.АПР.2023	00
83	20.АПР.2023	00
84	20.АПР.2023	00
85	20.АПР.2023	00
86	20.АПР.2023	00
87	20.АПР.2023	00
88	20.АПР.2023	00
89	20.АПР.2023	00
90	20.АПР.2023	00
91	20.АПР.2023	00
92	20.АПР.2023	00
93	20.АПР.2023	00
94	20.АПР.2023	00
95	20.АПР.2023	00
96	20.АПР.2023	00
97	20.АПР.2023	00
98	20.АПР.2023	00
99	20.АПР.2023	00
100	20.АПР.2023	00

ДОБАВЛЕНИЕ - Н

Страница	Дата вступления в силу	Ревизия №
1	20.АПР.2023	00
2	20.АПР.2023	00
3	20.АПР.2023	00
4	20.АПР.2023	00
5	20.АПР.2023	00
6	20.АПР.2023	00

0.3 Список Рассылки

Копия №	Тип Копии	Отдел	Месторасположение
Оригинал	**(S)**		
1	**(S)**		

(S) SoftCopy - (Электронная версия)

(H) HardCopy – (Печатная версия)

***Примечание*:** *Электронные и печатные копии считаются «неконтролируемыми», если они напечатаны или не включены в этот список рассылки.*

0.4 Запись Поправок и Изменений

Издание/ Ревизия №:	Дата Издания/Ревизии:	Введено в силу:	Причина:
Издание №01	20.АПР.2023		

***Издание**: - Публикация документа, объединяющая все поправки предшествующие текущей версии. Новая редакция документа не отображает текст поправок синим цветом. Текущая версия документа отображается на каждой странице в нижнем колонтитуле.*

***Ревизия:** - Изменение, внесенное в часть документа, где оно отображается синим текстом или сопровождается вертикальной линией на правой стороне документа. Основная информация об изменениях (номер и дата) приведена в Перечне страниц Руководства с актуальной информацией и указана в заголовке соответствующей страницы и в самом контексте.*

0.5 Термины «должен», «следует», «может»

Следующие термины имеют смысл, изложенный ниже:

“Должен” - Глагол действия в императивном смысле означает, что применение правила или процедуры или положения является обязательным.

“Следует” - Означает, что рекомендуется применение процедуры или положения.

“Может” - Означает, что применение процедуры или положения является необязательным.

0.6 Администрирование и Контроль

Данный документ опубликован как книга на листах формата А4. Файлы PDF будут заблокированы и подписаны, чтобы предотвратить изменения.

Данный документ регулярно пересматривается и изменяется. Весь соответствующий персонал должен быть ознакомлен со всеми сделанными ревизиями.

Данный документ будет изменен и пересмотрен в соответствии с требованиями процедуры АГА «Документация и Контроль».

0.7 Аббревиатура и сокращения

0.8 Термины «должен», «следует», «может»

Следующие термины имеют смысл, изложенный ниже:

“Должен” - Глагол действия в императивном смысле означает, что применение правила или процедуры или положения является обязательным.

“Следует” - Означает, что рекомендуется применение процедуры или положения.

“Может” - Означает, что применение процедуры или положения является необязательным.

1 ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Примечание 1: Все ссылки на Регламент радиосвязи относятся к Регламенту радиосвязи, опубликованному Международным союзом электросвязи (МСЭ). Регламент радиосвязи периодически изменяется согласно решениям, содержащимся в заключительных актах всемирных конференций радиосвязи, проводимых, как правило, раз в два- три года. Дополнительная информация о правилах МСЭ, касающихся использования частот авиационных радионавигационных систем, содержится в GM-GEN-041 "Справочнике по спектру радиочастот для нужд гражданской авиации с изложением утвержденной политики ИКАО".

Примечание 2. Настоящий том содержит требования по некоторым типам оборудования, относящегося к аэронавигационным средствам.

Примечание 3. Терминология, используемая в настоящем томе в отношении заходов на посадку по приборам, основывается на предыдущем варианте классификации заходов на посадку и посадок по приборам в AR-OPS-001. Она может быть отражена в сопоставлении с определениями AR-OPS-001 следующим образом:

Требования к характеристикам для обеспечения заходов на посадку по приборам		
Характеристики, обеспечиваемые системами, указанными в Приложении 10		Метод Приложения 6: категория захода на посадку
Неточный заход на посадку (NPA)		2D – тип A (1)
Заход на посадку с вертикальным наведением (APV)		3D – тип A (2)
Точный заход на посадку (PA)	Категория I, DH равна или более 75 м (250 фут)	3D – тип A (3)
	Категория I, DH равна или более 60 м (200 фут) и менее 75 м (250 фут)	3D – тип B – КАТ I (3)
	Категория II	3D – тип B – КАТ II
	Категория III	3D – тип B – КАТ III
(1) Без вертикального наведения. (2) С барометрическим вертикальным наведением или с вертикальным наведением SBAS. (3) С вертикальным наведением ILS, MLS, GBAS или SBAS.		

В тех случаях, когда в настоящем томе употребляются приведенные ниже термины, они имеют следующие значения:

Абсолютная высота. Расстояние по вертикали от среднего уровня моря (MSL) до уровня, точки или объекта, принятого за точку.

Аспекты человеческого фактора. Принципы, применимые к процессам проектирования, сертификации, подготовки кадров, эксплуатационной деятельности и технического обслуживания и нацеленные на обеспечение безопасного взаимодействия между человеком и другими компонентами системы посредством надлежащего учета возможностей человека.

Барометрическая высота. Атмосферное давление, выраженное в величинах абсолютной высоты, соответствующей этому давлению по стандартной атмосфере.

Веерный маркерный радиомаяк. Тип радиомаяка с вертикальной веерообразной диаграммой излучения.

Защищенный объем обслуживания. Часть зоны действия средства, в пределах которой средство предоставляет конкретное обслуживание согласно соответствующим SARPS и

обеспечивается защита частоты данного средства.

Зональная навигация (RNAV). Метод навигации, позволяющий воздушным судам выполнять полет по любой желаемой траектории в пределах зоны действия наземных или спутниковых навигационных средств или в пределах, определяемых возможностями автономных средств, или их комбинации.

Примечание. Зональная навигация включает в себя навигацию, основанную на характеристиках, а также другие виды операций, которые не подпадают под определение навигации, основанной на характеристиках.

Конусный маркерный радиомаяк. Тип радиомаяка с вертикальной конусообразной диаграммой излучения.

Навигация, основанная на характеристиках (PBN). Зональная навигация, основанная на требованиях к характеристикам воздушных судов, выполняющих полет по маршруту ОВД, по схеме захода на посадку по приборам или полет в установленном воздушном пространстве.

Примечание. Требования к характеристикам определяются в навигационных спецификациях (спецификации RNAV, спецификации RNP) в виде точности, целостности, непрерывности, готовности и функциональных возможностей, необходимых для выполнения планируемого полета в контексте концепции конкретного воздушного пространства.

Навигационная спецификация. Совокупность требований к воздушному судну и летному экипажу, необходимых для обеспечения полетов в условиях навигации, основанной на характеристиках, в пределах установленного воздушного пространства. Имеются два вида навигационных спецификаций:

Спецификация требуемых навигационных характеристик (*RNP).* Навигационная спецификация, основанная на зональной навигации, которая включает требование к контролю за выдерживанием и выдаче предупреждений о несоблюдении характеристик, обозначаемых префиксом RNP, например RNP 4, RNP APCH.

Спецификация зональной навигации (RNAV). Навигационная спецификация, основанная на зональной навигации, которая не включает требование к контролю за выдерживанием и выдаче предупреждений о несоблюдении характеристик, обозначаемых префиксом RNAV, например RNAV 5, RNAV 1.

Основная радионавигационная служба. Радионавигационная служба, нарушение работы которой оказывает серьезное влияние на производство полетов в соответствующем воздушном пространстве или на аэродроме.

Относительная высота. Расстояние по вертикали от указанного исходного уровня до уровня, точки или объекта, принятого за точку.

Превышение. Расстояние по вертикали от среднего уровня моря до точки или уровня земной поверхности или связанного с ней объекта.

Радионавигационная служба. Служба, предоставляющая с помощью одного или нескольких радионавигационных средств информацию наведения или данные о местоположении в целях эффективного и безопасного производства полетов воздушными судами.

Средняя мощность (радиопередатчика). Средняя мощность, подводимая к линии передачи антенны от передатчика в течение промежутка времени, достаточно длительного по сравнению с самой низкой частотой, возникающей при модуляции в нормальном рабочем режиме.

Примечание. Обычно выбирается промежуток времени, равный 1/10 с, в течение которого средняя мощность максимальна.

Точка приземления. Точка, где номинальная глиссада пересекает ВПП.

Примечание. Определенная выше "точка приземления" – это только точка отсчета, а не обязательно точка, в которой воздушное судно фактически касается ВПП.

Ширина полосы частот эффективного приема. Диапазон частот относительно присвоенной частоты, для которого обеспечивается прием с учетом всех допусков на приемник.

Эффективное подавление смежного канала. Подавление, которое может быть получено на частоте соответствующего смежного канала, с учетом всех соответствующих допусков на приемник.

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

2 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ, КАСАЮЩИЕСЯ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

2.1 Стандартные радионавигационные средства

2.1.1 Стандартными радионавигационными средствами являются:

a) система посадки по приборам (ILS), отвечающая Стандартам, содержащимся в п. 3.1 главы 3;
b) микроволновая система посадки (MLS), отвечающая Стандартам, содержащимся в п. 3.11 главы 3;
c) глобальная навигационная спутниковая система (GNSS), отвечающая Стандартам, содержащимся в п. 3.7 главы 3.
d) всенаправленный ОВЧ-радиомаяк (VOR), отвечающий Стандартам, содержащимся в п. 3.3 главы 3;
e) ненаправленный радиомаяк (NDB), отвечающий Стандартам, содержащимся в п. 3.4 главы 3;
f) дальномерное оборудование (DME), отвечающее Стандартам, содержащимся в п. 3.5 главы 3; и
g) маршрутный маркерный ОВЧ-радиомаяк, отвечающий Стандартам, содержащимся в п. 3.6 главы 3.

Примечание 1. Поскольку визуальная ориентировка имеет существенное значение для обеспечения конечного этапа захода на посадку и посадки, установка радионавигационного средства не устраняет необходимости в визуальных средствах для обеспечения захода на посадку и посадки в условиях ограниченной видимости.

Примечание 2. Предполагается, что внедрение и применение радионавигационных средств для обеспечения точных заходов на посадку и посадок будет осуществляться в соответствии со стратегией, изложенной в дополнении B. Предполагается, что рационализация обычных радионавигационных средств и эволюция в направлении перехода к обеспечению навигации, основанной на характеристиках, будет осуществляться в соответствии со стратегией, изложенной в дополнении H.

Примечание 3. Категории точных заходов на посадку и посадок указаны в главе 1 части I AR-OPS-001.

Примечание 4. Информация об эксплуатационных минимумах, связанных с категориями эксплуатационных характеристик средств ILS, приводится в пп. 2.1 и 2.14 дополнения C.

Примечание 5. Информация об эксплуатационных минимумах, связанных с эксплуатационными характеристиками средств MLS, приводится в п. 11 дополнения G.

2.1.2 Сведения о любом несоответствии радионавигационных средств Стандартам, содержащимся в главе 3 настоящего тома, публикуются в сборнике аэронавигационной информации (AIP).

2.1.3 В тех случаях, когда устанавливается радионавигационное средство, которое не является ILS или MLS, но которое может полностью или частично использоваться в комплексе с бортовым оборудованием, предназначенным для применения совместно с ILS или MLS, полное и подробное описание частей оборудования, которые могут использоваться таким образом, публикуется в сборнике аэронавигационной информации (AIP).

Примечание: Данное положение предусматривает необходимость публикации соответствующей информации и не означает разрешение таких установок.

2.1.4 Положения, касающиеся GNSS

2.1.4.1 Допускается прекращать спутниковое обслуживание, обеспечиваемое одним из элементов GNSS (п. 3.7.2 главы 3), на основе предварительного уведомления по крайней мере за шесть лет, представленного поставщиком обслуживания.

2.1.4.2 Государство, которое одобряет операции на основе GNSS, должно обеспечить регистрацию данных GNSS, относящихся к этим операциям.

Примечание 1. Эти регистрируемые данные могут использоваться при расследовании авиационных происшествий и инцидентов. Эти данные могут также использоваться для периодического анализа в целях проверки значений характеристик GNSS, подробно изложенных в соответствующих требованиях настоящего тома.

Примечание 2. Инструктивный материал, касающийся регистрации параметров GNSS и оценки характеристик GNSS, содержится в пп. 11 и 12 дополнения D.

2.1.4.3 Зарегистрированные данные должны сохраняться в течение по крайней мере 14 дней. В тех случаях, когда зарегистрированные данные относятся к расследованию авиационных происшествий и инцидентов, они должны сохраняться в течение более длительных периодов времени, пока не станет очевидно, что они больше не потребуются.

2.1.5 Радиолокатор точного захода на посадку

2.1.5.1 Радиолокационная система точного захода на посадку (PAR), устанавливаемая и эксплуатируемая в качестве радионавигационного средства вместе с оборудованием двусторонней связи с воздушными судами и средствами для эффективной координации этих устройств с УВД, отвечает требованиям, содержащимся в п. 3.2 главы 3.

Примечание 1. Радиолокатор точного захода на посадку (PAR) радиолокационной системы точного захода на посадку может устанавливаться и эксплуатироваться без обзорного радиолокатора (SRE), если установлено, что SRE не является обязательным для выполнения требований со стороны органов управления воздушным движением в отношении обслуживания воздушных судов.

Примечание 2. Хотя SRE ни при каких обстоятельствах не считается удовлетворительной альтернативой радиолокационной системе точного захода на посадку, SRE может устанавливаться и эксплуатироваться без PAR для оказания помощи при управлении воздушным движением воздушных судов, экипажи которых намерены использовать радионавигационное средство, или для обеспечения захода на посадку и вылета с помощью обзорного радиолокатора.

2.1.6 В том случае, если радионавигационное средство устанавливается для обеспечения точного захода на посадку и посадки, оно должно дополняться, при необходимости, таким средством или средствами наведения, которые, при их использовании согласно соответствующим правилам, обеспечат эффективное наведение на расчетную траекторию и эффективное (ручное или автоматическое) выдерживание ее.

Примечание. Для этих целей используются DME, GNSS, NDB, VOR и бортовые навигационные системы.

2.2 Наземная и летная проверки

2.2.1 Радионавигационные средства тех типов, которые подпадают под действие технических требований главы 3 и могут использоваться воздушными судами, занятыми в международной аэронавигации, периодически подвергаются наземным и летным проверкам.

Примечание. Инструктивный материал относительно наземных и летных проверок стандартных средств, включая периодичность проведения проверок, содержится в дополнении C и в Руководстве «Порядок организации и проведения наземных и летных проверок наземных средств радиотехнического обеспечения полетов, авиационной электросвязи и светосигнального оборудования аэродромов гражданской авиации Республики Узбекистан» GM-ANS-001.

2.3 Обеспечение информацией об эксплуатационном состоянии радионавигационных служб

2.3.1 Аэродромные диспетчерские пункты и органы, предоставляющие диспетчерское обслуживание подхода, своевременно, с учетом требований соответствующей(их) службы (служб), обеспечиваются информацией об эксплуатационном состоянии радионавигационных служб, имеющих значение для выполнения захода на посадку, посадки и взлета на обслуживаемом(ых) ими аэродроме(ах).

2.4 Источник питания радионавигационных средств и систем связи

2.4.1 Радионавигационные средства и наземные элементы систем связи типов, указанных в документах, снабжаются подходящими источниками питания и средствами обеспечения непрерывности обслуживания в зависимости от использования соответствующей(их) службы(служб).

Примечание: *Информационный материал Инструктивный материал относительно переключения источников питания содержится в разделе 8 дополнения настоящих Правил.*

2.5 Аспекты человеческого фактора

2.5.1 При проектировании и сертификации радионавигационных средств следует учитывать аспекты человеческого фактора.

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

3 ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ, ПРЕДЪЯВЛЯЕМЫЕ К РАДИОНАВИГАЦИОННЫМ СРЕДСТВАМ

Примечание: *Технические требования, касающиеся размещения и монтажа оборудования и установок в пределах рабочих зон и направленные на сведение к минимуму опасности для воздушных судов, содержатся в главе 8 тома I AR AGA-001.*

3.1 Технические требования, предъявляемые к ILS

3.1.1 ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Глиссада ILS. Геометрическое место точек в вертикальной плоскости, проходящей через осевую линию ВПП, в котором РГМ равна нулю; из всех таких геометрических мест точек данное место является ближайшим к горизонтальной плоскости.

Двухчастотная глиссадная система. Глиссадная система ILS, зона действия которой создается путем использования двух независимых диаграмм излучения, образуемых разнесенными несущими частотами в пределах определенного канала глиссадного радиомаяка.

Двухчастотная курсовая система. Курсовая система, зона действия которой создается путем использования двух независимых диаграмм излучения, образуемых разнесенными несущими частотами в пределах определенного ОВЧ-канала курсового радиомаяка.

Задний сектор курса. Сектор курса, который расположен с обратной стороны курсового радиомаяка относительно ВПП.

ILS категории I. Система, которая обеспечивает наведение от границы своей зоны действия до точки, в которой линия курса, заданная курсовым радиомаяком, пересекает глиссаду ILS на высоте 30 м (100 фут) или менее над горизонтальной плоскостью, проходящей через порог ВПП.

Примечание. Нижняя граница установлена на высоте 30 м (100 фут) ниже минимальной относительной высоты принятия решения (DH) категории I.

ILS категории II. Система, которая обеспечивает наведение от границы своей зоны действия до точки, в которой линия курса, заданная курсовым радиомаяком, пересекает глиссаду ILS на высоте 15 м (50 фут) или менее над горизонтальной плоскостью, проходящей через порог ВПП.

Примечание. Нижняя граница установлена на высоте 15 м (50 фут) ниже минимальной относительной высоты принятия решения (DH) категории II.

ILS категории III. Система, которая обеспечивает (с помощью вспомогательного оборудования, если это необходимо) наведение от границы своей зоны действия до поверхности ВПП и вдоль нее.

Линия курса. Наиболее близкое к осевой линии ВПП в любой горизонтальной плоскости геометрическое место точек, в котором РГМ равна нулю.

Непрерывность обслуживания ILS. Такое качество, которое связано с редкими перерывами в излучении сигнала. Уровень непрерывности обслуживания КРМ или РГМ выражается в виде вероятности наличия излучаемых сигналов наведения.

Опорная точка ILS (точка "T"). Точка, которая расположена на определенной высоте над пересечением осевой линии ВПП и линии порога ВПП и через которую проходит продолженный вниз прямолинейный участок глиссады ILS.

Передний сектор курса. Сектор курса, который расположен по ту же сторону от курсового радиомаяка, что и ВПП.

Полусектор глиссады ILS. Сектор в вертикальной плоскости, содержащий глиссаду ILS и ограниченный ближайшими к глиссаде геометрическими местами точек, в которых РГМ равна 0,0875.

Полусектор курса. Сектор в горизонтальной плоскости, содержащий линию курса и ограниченный ближайшими к линии курса геометрическими местами точек, в которых РГМ равна 0,0775.

РГМ – разность глубины модуляции. Процент глубины модуляции наибольшего сигнала минус процент глубины модуляции наименьшего сигнала.

Сектор глиссады ILS. Сектор в вертикальной плоскости, содержащий глиссаду ILS и ограниченный ближайшими к глиссаде геометрическими местами точек, в которых РГМ равна 0,175.

Примечание. Сектор глиссады ILS расположен в вертикальной плоскости, проходящей через ось ВПП, и делится излучаемой глиссадой на две части, называемые верхним и нижним секторами, т. е. соответственно секторами, находящимися над и под глиссадой.

Сектор курса. Сектор в горизонтальной плоскости, содержащий линию курса и ограниченный наиболее близкими к линии курса геометрическими местами точек, в которых РГМ равна 0,155.

Точка "A" ILS. Точка на глиссаде ILS, находящаяся на расстоянии 7,5 км (4 м. мили) от порога ВПП, отсчитанных в направлении захода на посадку на продолжении осевой линии ВПП.

Точка "B" ILS. Точка на глиссаде ILS, находящаяся на расстоянии 1050 м (3500 фут) от порога ВПП, отсчитанных в направлении захода на посадку на продолжении осевой линии ВПП.

Точка "C" ILS. Точка, через которую на высоте 30 м (100 фут) над горизонтальной плоскостью, содержащей порог ВПП, проходит продолженный вниз прямолинейный участок номинальной глиссады ILS.

Точка "D" ILS. Точка, расположенная на высоте 4 м (12 фут) над осевой линией ВПП и на расстоянии 900 м (3000 фут) от порога ВПП в направлении курсового радиомаяка.

Точка "E" ILS. Точка, расположенная на высоте 4 м (12 фут) на осевой линией ВПП и на расстоянии 600 м (2000 фут) от конца ВПП в направлении порога ВПП.

Примечание. См. рис. C-1 дополнения C.

Угол наклона глиссады ILS. Угол между прямой линией, которая представляет собой усредненную глиссаду ILS, и горизонталью.

Целостность ILS. Качество ILS, соответствующее степени уверенности в том, что обеспечиваемая данным средством информация является правильной. Уровень целостности КРМ или РГМ выражается в виде показателей вероятности отсутствия излучения ложных сигналов наведения.

Чувствительность к смещению (курсовой радиомаяк). Отношение измеренной РГМ к соответствующему боковому смещению относительно соответствующей опорной линии.

Чувствительность к угловому смещению. Отношение измеренной РГМ к соответствующему угловому смещению относительно опорной линии.

3.1.2 ОСНОВНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

3.1.2.1 Примечание: Технические требования, касающиеся размещения и монтажа оборудования и установок в пределах рабочих зон и направленные на сведение к минимуму опасности для воздушных судов, содержатся в главе 8 тома I AR AGA-001.

a) курсового ОВЧ-радиомаяка, связанной с ним системы контроля, оборудования дистанционного управления и дистанционного приборного оборудования;

b) глиссадного УВЧ-радиомаяка, связанной с ним системы контроля, оборудования дистанционного управления и дистанционного приборного оборудования;

c) соответствующих средств, позволяющих проводить контрольные проверки глиссады

радиомаяков.

3.1.2.1.1 Информация о расстоянии до порога ВПП, позволяющая проводить контрольные проверки глиссады, должна обеспечиваться с помощью либо маркерных ОВЧ-радиомаяков, либо дальномерного оборудования (DME) вместе со связанными с ними системами контроля, дистанционного управления и приборного оборудования.

3.1.2.1.2 Если для обеспечения информации о расстоянии до порога ВПП используется один или несколько маркерных ОВЧ-радиомаяков, то их оборудование соответствует техническим требованиям п. 3.1.7. Если вместо маркерных радиомаяков используется DME, то его оборудование соответствует техническим требованиям п. 3.1.7.6.5.

Примечание: *Инструктивный материал, касающийся использования DME и/или других стандартных радионавигационных средств в качестве альтернативы маркерным радиомаякам, приведен в п. 2.11 дополнения С.*

3.1.2.1.3 ILS категорий I, II и III обеспечивают индикацию эксплуатационного состояния всех наземных компонентов ILS на назначенных дистанционных пунктах управления следующим образом:

a) для всех ILS категории II и категории III орган обслуживания воздушного движения, связанный с управлением воздушными судами на конечном этапе захода на посадку, является одним из назначенных дистанционных пунктов управления, который получает информацию относительно эксплуатационного состояния ILS с задержкой, соответствующей требованиям эксплуатационных условий;

b) для ILS категории I, если данная ILS обеспечивает основное радионавигационное обслуживание, орган обслуживания воздушного движения, задействованный в управлении воздушных судов на конечном этапе захода на посадку, является одним из назначенных дистанционных пунктов управления, который получает информацию относительно эксплуатационного состояния ILS с задержкой, соответствующей требованиям эксплуатационных условий.

Примечание: *Требуемая настоящим стандартом индикация предназначена в качестве средства обеспечения функций организации воздушного движения, при этом соответственно определяются временны́е пределы (в соответствии с п. 2.3.1).*

3.1.2.2 ILS проектируется и настраивается таким образом, чтобы на указанном расстоянии от порога ВПП аналогичные показатели бортовых приборов соответственно отражали аналогичные отклонения от линии курса или глиссады ILS независимо от того, какая конкретная наземная установка при этом используется.

3.1.2.3 Указанные в подпунктах a) и b) п. 3.1.2.1 курсовой и глиссадный радиомаяки, которые являются частью ILS категории I, отвечают по крайней мере Стандартам, содержащимся соответственно в пп. 3.1.3 и 3.1.5, за исключением Стандартов, которые предписывается применять к ILS категории II.

3.1.2.4 Указанные в подпунктах a) и b) п. 3.1.2.1 курсовой и глиссадный радиомаяки, которые являются частью ILS категории II, отвечают Стандартам, применимым к тем же компонентам ILS категории I, дополненным или измененным Стандартами, содержащимися в пп. 3.1.3 и 3.1.5, которые предписывается применять к ILS категории II.

3.1.2.5 Курсовой и глиссадный радиомаяки, а также указанное в п. 3.1.2.1.3 вспомогательное оборудование, которые являются частью ILS категории III, отвечают Стандартам, применимым к тем же компонентам ILS категории I и II, за исключением тех случаев, когда они дополнены или изменены Стандартами, содержащимися в пп. 3.1.3 и 3.1.5, которые предписывается применять к ILS категории III.

3.1.2.6 Для обеспечения соответствующего уровня безопасности ILS проектируется и эксплуатируется таким образом, чтобы при этом обеспечивалась высокая степень

вероятности ее эксплуатации в соответствии с указанными требованиями в отношении ее эксплуатационных характеристик, причем эта степень вероятности должна быть совместима с соответствующей категорией посадочного минимума.

3.1.2.6.1 Для курсовых и глиссадных радиомаяков категорий II и III уровнем целостности и непрерывности обслуживания является как минимум уровень 3, как определено в п. 3.1.3.12.4 (курсовой радиомаяк) и в п. 3.1.5.8.4 (глиссадный радиомаяк).

Примечание: Технические требования к ILS категории II и III предназначены для обеспечения наивысшей степени целостности и надежности системы, а также стабильности ее работы при самых неблагоприятных условиях воздушной обстановки, которые могут возникнуть. Инструктивный материал относительно достижения этой цели приводится в п. 2.8 дополнения C настоящего тома.

3.1.2.7 В тех местах, где противоположные концы одной ВПП обслуживаются двумя отдельными установками ILS и при излучении сигналов обеими установками будут возникать вредные с эксплуатационной точки зрения помехи, блокировка обеспечивает такое положение, при котором сигналы излучает только курсовой радиомаяк, обслуживающий используемое направление захода на посадку.

Примечание 1: Хотя при пролете на малой относительной высоте над передающим сигналы курсовым радиомаяком в бортовых приемниках ILS могут возникать помехи, такие помехи могут считаться вредными с эксплуатационной точки зрения только в том случае, когда они возникают в конкретных условиях, например при отсутствии визуальных ориентиров на ВПП или когда задействован автопилот. Дополнительный инструктивный материал содержится в пп. 2.1.8 и 2.13 дополнения C настоящего тома.

Примечание 2: Помехи могут также создаваться передачами других курсовых радиомаяков, не обслуживающих противоположные концы одной ВПП (например, пересекающиеся, параллельные или соседние ВПП). В этих случаях для предотвращения помех можно также рассмотреть вопрос об использовании блокировки.

Примечание 3: Блокировку можно обеспечить посредством оборудования, программного обеспечения или принятия эквивалентных процедурных мер.

3.1.2.7.1 В тех местах, где установки ILS, обслуживающие противоположные концы одной и той же ВПП или различные ВПП в одном и том же аэропорту, используют те же спаренные частоты, блокировка гарантирует, что сигнал излучается только одной установкой. При переходе с одной установки ILS на другую установки не излучают сигнал в течение не менее чем 20 с.

Примечание: Дополнительный инструктивный материал относительно эксплуатации курсовых радиомаяков на том же частотном канале содержится в главе 4 тома AR-ANS-015.

3.1.2.8 В тех местах, где установки ILS и GBAS обслуживают противоположные направления захода на посадку на одну и ту же ВПП, и когда используемое направление захода на посадку не является направлением, обслуживаемым ILS, курсовой радиомаяк не излучает сигналы при выполнении полетов по GBAS в условиях ограниченной видимости, требующих GAST D, за исключением случаев, когда можно продемонстрировать, что сигнал курсового радиомаяка обеспечивает соответствие требованиям, изложенным в пп. 3.6.8.2.2.5 и 3.6.8.2.2.6 добавления B, определяющим отношение уровня полезного сигнала к уровню сигнала помехи (D/U) и максимальную мощность сигналов на соседних каналах, допустимую для приемника GBAS VDB.

Примечание: Если курсовой радиомаяк излучает сигналы, имеется вероятность создания помех сигналам GBAS VDB в районе пролета воздушным судном курсового радиомаяка. Неизлучение сигналов курсовым радиомаяком может обеспечиваться посредством блокировки оборудования или программного обеспечения или процедурных ограничений. Дополнительный инструктивный материал содержится в п. 2.1.8.1 дополнения C и п. 7.2.3.3 дополнения D настоящего тома.

3.1.3 Курсовой ОВЧ-радиомаяк и связанное с ним контрольное устройство

Введение. Технические требования, изложенные в данном разделе, охватывают курсовые радиомаяки ILS, обеспечивающие эффективное наведение по азимуту в пределах 360° или обеспечивающие такое наведение лишь в пределах указанной части передней зоны действия (см. п. 3.1.3.7.4). Как правило, в тех случаях, когда устанавливаются курсовые радиомаяки ILS, обеспечивающие эффективное наведение в ограниченном секторе, для обеспечения того, чтобы всякая появляющаяся вне этого сектора информация наведения не оказывала какого-либо влияния на выполнение полетов, потребуется информация, поступающая от какого-либо соответствующим образом расположенного навигационного средства, а также выполнение соответствующих правил.

3.1.3.1 Общие положения

3.1.3.1.1 Излучение антенной системы курсового радиомаяка создает составную диаграмму поля, модулированную по амплитуде сигналами тональных частот 90 и 150 Гц. Эта диаграмма излучения образует сектор курса, по одну сторону которого преобладает один сигнал тональной частоты, а на противоположной стороне – другой.

3.1.3.1.2 Для наблюдателя, обращенного лицом к курсовому радиомаяку и находящегося на конце ВПП со стороны захода на посадку, глубина модуляции несущей высокой частоты тональным сигналом 150 Гц преобладает справа, а глубина модуляции несущей тональным сигналом 90 Гц – слева от него.

3.1.3.1.3 Все углы в горизонтальной плоскости, используемые для указания диаграмм излучения курсового радиомаяка, отсчитываются от центра антенной системы курсового радиомаяка, которая обеспечивает сигналы, используемые в переднем секторе курса.

3.1.3.2 Радиочастота

3.1.3.2.1 Курсовой радиомаяк работает в диапазоне 108–111,975 МГц. Когда используется одна несущая высокой частоты, допуск по частоте составляет не более ±0,005 %. Когда используются две несущие высокой частоты, допуск по частоте не превышает 0,002 %, а номинальная полоса частот, занимаемая несущими, располагается симметрично по обе стороны от присвоенной частоты. При всех применяемых допусках разнос несущих частот составляет не менее 5 кГц и не более 14 кГц.

3.1.3.2.2 Излучение курсового радиомаяка поляризовано в горизонтальной плоскости. Поляризованная в вертикальной плоскости составляющая излучения на линии курса не превышает значения, которое соответствует погрешности РГМ, равной 0,016, когда воздушное судно находится на линии курса и имеет крен 20° относительно горизонтальной плоскости.

3.1.3.2.2.1 У курсовых радиомаяков ILS категории II поляризованная в вертикальной плоскости составляющая излучения на линии курса не превышает значения, которое соответствует погрешности РГМ, равной 0,008. Когда воздушное судно находится на линии курса и имеет крен 20° относительно горизонтальной плоскости.

3.1.3.2.2.2 У курсовых радиомаяков ILS категории III поляризованная в вертикальной плоскости составляющая излучения в пределах сектора, ограниченного с обеих сторон линии курса точками, в которых РГМ равна 0,02, не превышает значения, которое соответствует погрешности РГМ, равной 0,005, когда воздушное судно имеет крен 20° относительно горизонтальной плоскости.

3.1.3.2.3 У курсовых радиомаяков ILS категории III излучаемые передатчиком сигналы не содержат никаких составляющих, которые приводят к очевидной флуктуации линии курса более чем на 0,005 РГМ от пика к пику в диапазоне частот 0,01–10 Гц.

3.1.3.3 Зона действия

Примечание: Примечание. Инструктивный материал, касающийся зоны действия курсового радиомаяка, приводится в п. 2.1.10 и на рис. С-7А, С-7В, С-8А и С-8В дополнения С настоящего тома.

3.1.3.3.1 Курсовой радиомаяк излучает сигналы, обеспечивающие удовлетворительную работу типовой бортовой установки в пределах зон действия курсового и глиссадного радиомаяков. Зона действия курсового радиомаяка простирается от центра его антенной системы на следующие расстояния:

46,3 км (25 м. миль) в пределах ±10° от линии курса переднего сектора;

31,5 км (17 м. миль) в пределах 10–35° от линии курса переднего сектора;

18,5 км (10 м. миль) за пределами ±35° от линии курса переднего сектора, если обеспечивается соответствующий обзор,

за исключением того, что там, где это диктуется топографическими особенностями местности или допускается эксплуатационными требованиями, дальность действия можно уменьшить до 33,3 км (18 м. миль) в пределах зоны действия ±10° и до 18,5 км (10 м. миль) в пределах остальной зоны действия в тех случаях, когда другие навигационные средства обеспечивают удовлетворительный обзор в промежуточной зоне захода на посадку. Сигналы курсового радиомаяка принимаются на указанных выше расстояниях на высоте 600 м (2000 фут) и выше над превышением порога или 300 м (1000 фут) над превышением самой высокой точки в промежуточной и конечной зонах захода на посадку (берется большее превышение), за исключением того, что там, где необходимо обеспечить защиту характеристик ILS и допускается эксплуатационными требованиями, нижний предел зоны действия при углах за пределами 15° от линии курса переднего сектора линейно повышается от высоты при 15° вплоть до 1350 м (4500 фут) над превышением порога при 35° от линии курса переднего сектора. Такие сигналы принимаются на указанных выше расстояниях вплоть до поверхности, простирающейся от антенны курсового радиомаяка и имеющей наклон 7° относительно горизонтальной плоскости.

***Примечание**: В том случае, если мешающие препятствия выступают за нижнюю поверхность, считается, что наведение на высотах, ниже которых не обеспечивается прямая видимость, осуществлять не нужно.*

3.1.3.3.2 Во всех частях зоны действия, указанной в п. 3.1.3.3.1, помимо указанной в пп. 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 и 3.1.3.3.2.3, напряженность поля составляет не менее 40 мкВ/м (–114 дБВт/м^2).

***Примечание:** Эта минимальная напряженность поля требуется для обеспечения удовлетворительного эксплуатационного использования оборудования курсового радиомаяка ILS.*

3.1.3.3.2.1 Минимальная напряженность поля курсовых радиомаяков ILS категории I на глиссаде ILS и в пределах сектора курса, начиная от точки, находящейся на расстоянии 18,5 км (10 м. миль) от курсового радиомаяка, до высоты 30 м (100 фут) над горизонтальной плоскостью, проходящей через порог ВПП, составляет не менее 90 мкВ/м (–107 дБВт/м^2).

3.1.3.3.2.2 Минимальная напряженность поля курсовых радиомаяков ILS категории II на глиссаде ILS и в пределах сектора курса составляет не менее 100 мкВ/м (–106 дБВт/м2) на расстоянии 18,5 км (10 м. миль), возрастая до величины не менее 200 мкВ/м (–100 дБВт/м^2) на высоте 15 м (50 фут) над горизонтальной плоскостью, проходящей через порог ВПП.

3.1.3.3.2.3 Минимальная напряженность поля курсовых радиомаяков ILS категории III на глиссаде ILS и в пределах сектора курса составляет не менее 100 мкВ/м (–106 дБВт/м2) на расстоянии 18,5 км (10 м. миль), возрастая до величины не менее 200 мкВ/м (–100 дБВт/м2) на высоте 6 м (20 фут) над горизонтальной плоскостью, проходящей через порог ВПП. От этой точки до другой точки, находящейся на высоте 4 м (12 фут) над осевой линией ВПП и 300 м

(1000 фут) от порога ВПП в направлении к курсовому радиомаяку, а затем на высоте 4 м (12 фут) вдоль ВПП в направлении курсового радиомаяка, напряженность поля составляет не менее 100 мкВ/м (–106 дБВт/м2).

Примечание: Величины напряженности, приведенные в пп. 3.1.3.3.2.2 и 3.1.3.3.2.3, необходимы для обеспечения такого отношения сигнал/шум, которое требуется для увеличения целостности.

3.1.3.3.3 За пределами угла 7° сигналы следует ослаблять до возможно более низкого уровня.

Примечание 1: Требования, содержащиеся в пп. 3.1.3.3.1, 3.1.3.3.2.1, 3.1.3.3.2.2 и 3.1.3.3.2.3, основаны на допущении того, что воздушное судно выполняет полет непосредственно в направлении данного средства.

Примечание 2: Инструктивный материал относительно наиболее важных параметров бортового приемника, приводится в пп. 2.2.2 дополнения С настоящего тома.

3.1.3.3.4 В тех случаях, когда зона действия курсового радиомаяка обеспечивается с помощью двух несущих высокой частоты, одна из которых образует диаграмму излучения в переднем секторе курса, а другая – вне этого сектора, разность между величиной силы сигнала в пространстве одной несущей и величиной силы сигнала другой в пределах переднего сектора до пределов зоны действия, указанных в п. 3.1.3.3.1, составляет не менее 10 дБ.

Примечание: Инструктивный материал относительно курсовых радиомаяков, зона действия которых обеспечивается двумя несущими высокой частоты, приводится в примечании к п. 3.1.3.11.2 и в п. 2.7 дополнения С настоящего тома.

3.1.3.3.5 Для курсовых радиомаяков ILS категории III отношение значений интенсивности сигналов двух несущих в пространстве в пределах переднего сектора курса должно составлять не менее 16 дБ.

3.1.3.4 Структура курса

3.1.3.4.1 Искривления линии курса курсовых радиомаяков ILS категории I не создают амплитуды, превышающие следующие величины:

Зона	Амплитуда (РГМ) (вероятность 95%)
От внешнего предела зоны действия до точки "A" ILS”	0.031
От точки "A" ILS до точки "B" ILS	0,031 в точке "A" ILS, уменьшаясь по линейному закону до величины 0,015 точке "B" ILS
От точки "B" ILS до точки "C" ILS	0.015

3.1.3.4.2 Искривления линии курса курсовых радиомаяков ILS категории II и III не создают амплитуды, превышающие следующие величины:

Зона	Амплитуда (РГМ) (вероятность 95%)
От внешнего предела зоны	0.031

действия до точки "A" ILS”	
От точки "A" ILS до точки "B" ILS	0,031 в точке "A" ILS, уменьшаясь по линейному закону до величины 0,005 в точке "B" ILS
От точки "B" ILS до опорной точки ILS	0,005
Только для ILS категории III:	
от опорной точки ILS до точки "D" ILS	0,005
от точки "D" ILS до точки "E" ILS	0,005 в точке "D" ILS, увеличиваясь по линейному закону до величины 0,010 в точке "E" ILS

***Примечание 1**: Амплитуды, о которых говорится в пп. 3.1.3.4.1 и 3.1.3.4.2, представляют собой РГМ, образующуюся в результате искривления линии курса по отношению к средней линии курса при правильной настройке курсового радиомаяка.*

***Примечание 2:** Инструктивный материал относительно структуры курса курсового радиомаяка приводится в пп. 2.1.3, 2.1.5, 2.1.6 и 2.1.9 дополнения С настоящего тома.*

3.1.3.5 Модуляция несущей частоты

3.1.3.5.1 Номинальная глубина модуляции несущей высокой частоты сигналами тональных частот 90 и 150 Гц вдоль линии курса составляет 20 %.

3.1.3.5.2 Глубина модуляции несущей высокой частоты сигналами тональных частот 90 и 150 Гц находится в пределах 18–22 %.

3.1.3.5.3 К частотам модулирующих тональных сигналов применяются следующие допуски:

a) частоты модулирующих тональных сигналов составляют 90 и 150 Гц ±2,5 %;

b) частоты модулирующих тональных сигналов составляют 90 и 150 Гц ±1,5 % для ILS категории II;

c) частоты модулирующих тональных сигналов составляют 90 и 150 Гц ±1 % для ILS категории III;

d) общее содержание гармоник в сигнале тональной частоты 90 Гц не превышает 10 %; у курсовых радиомаяков ILS категории III вторая гармоника сигнала тональной частоты 90 Гц не превышает 5 %;

e) общее содержание гармоник в сигнале тональной частоты 150 Гц не превышает 10 %.

3.1.3.5.3.1 Когда это практически возможно, частоты модулирующих тональных сигналов для ILS категории I должны составлять 90 и 150 Гц ±1,5 %.

3.1.3.5.3.2 Глубина амплитудной модуляции несущей высокой частоты курсовых радиомаяков ILS категории III частотой источника питания, ее гармониками или другими

нежелательными составляющими не превышает 0,5 %. Гармоники источника питания или другие нежелательные составляющие шума, которые могут взаимно модулировать с навигационными сигналами тональных частот 90 и 150 Гц или их гармониками, создавая тем самым флуктуацию линии курса, не превышают 0,05 % глубины модуляции несущей высокой частоты.

3.1.3.5.3.3 Модулирующие тональные сигналы синхронизируются по фазе таким образом, чтобы в пределах полусектора курса сигналы частот 90 и 150 Гц проходили через ноль в одном направлении в пределах:

a) курсовые радиомаяки ILS категорий I и II – 20°; и
b) курсовые радиомаяки ILS категорий III – 10°

фазы, соотнесенной с составляющей 150 Гц по каждому полуциклу комбинированного сигнала частот 90 и 150 Гц.

Примечание 1: Сформулированное таким образом определение соотношения фаз не означает, что при этом требуется измерять фазы в пределах полусектора курса.

Примечание 2: Инструктивный материал относительно таких измерений приводится на рис. С-6 дополнения С настоящего тома.

3.1.3.5.3.4 В системах двухчастотных курсовых радиомаяков положения п. 3.1.3.5.3.3 применяются к каждой несущей. Кроме того, моделирующий тональный сигнал 90 Гц одной несущей синхронизируется по фазе с модулирующим тональным сигналом 90 Гц другой несущей таким образом, чтобы демодулированные сигналы проходили через ноль в одном направлении в пределах:

a) курсовые радиомаяки ILS категорий I и II – 20°;
b) курсовые радиомаяки ILS категории III – 10°

фазы, соотнесенной с частотой 90 Гц. Аналогичным образом тональные сигналы 150 Гц двух несущих синхронизируются по фазе таким образом, чтобы демодулированные сигналы проходили через ноль в одном направлении в пределах:

1) курсовые радиомаяки ILS категорий I и II – 20°;
2) курсовые радиомаяки ILS категории III – 10°

фазы, соотнесенной с частотой 150 Гц.

3.1.3.5.3.5 Разрешается использование других систем двухчастотных курсовых радиомаяков, в которых применяется звуковое фазирование, отличающееся от нормальных условий синхронизации по фазе, охарактеризованных в п. 3.1.3.5.3.4. У таких систем фазирование соответствующих частот, т. е. 90–90 и 150–150 Гц приводится к их нормальным величинам в пределах, эквивалентных тем, что указаны в п. 3.1.3.5.3.4.

***Примечание**: Это делается для того, чтобы обеспечить правильную работу бортового приемника в зоне, которая расположена в стороне от линии курса и в которой интенсивность сигналов двух несущих является примерно равной.*

3.1.3.5.3.6 В требуемой зоне действия суммарная глубина модуляции несущей высокой частоты сигналами тональных частот 90 и 150 Гц не должна превышать 60 % и быть меньше 30 %.

3.1.3.5.3.6.1 Для оборудования, которое впервые устанавливается после 1 января 2000 года, суммарная глубина модуляции несущей высокой частоты сигналами тональных частот 90 и 150 Гц составляет не более 60 % и не менее 30 % в пределах требуемой зоны действия.

Примечание 1. Если суммарная глубина модуляции превышает 60 % для курсовых маяков ILS категории I, номинальная чувствительность к смещению может регулироваться, как это предусматривается в

п. 3.1.3.7.1, для обеспечения указанного выше предельного уровня модуляции.

Примечание 2. В случае систем с двумя частотами стандарт, касающийся максимальной суммарной глубины модуляции, не применяется при азимутах или вблизи азимутов, на которых уровни несущих сигнала курса и клиренс-сигнала являются равными по амплитуде (т. е. при азимутах, на которых обе передающие сигналы системы вносят значительный вклад в общую глубину модуляции).

Примечание 3. Стандарт, касающийся минимальной суммарной глубины модуляции, основан на установлении уровня срабатывания сигнализации о неисправности на верхнее значение в 30 %, исходя из положений п. 2.3.3 дополнения С настоящего тома.

3.1.3.5.3.7 При использовании курсового радиомаяка для радиотелефонной связи сумма глубин модуляции несущей высокой частоты сигналами тональных частот 90 и 150 Гц не превышает 65 % в пределах сектора, образуемого углом 10° по сторонам от линии курса, и 78 % – в любой другой точке вокруг курсового радиомаяка.

3.1.3.5.4 Нежелательная частотная и фазовая модуляция на несущих высоких частотах курсового маяка ILS, которая может неблагоприятно влиять на значения РГМ в курсовых приемниках, должна быть минимальной, насколько это практически возможно.

Примечание: Соответствующий инструктивный материал приведен в п. 2.15 дополнения С настоящего тома.

3.1.3.6 Точность выставления линии курса

3.1.3.6.1 Средняя линия курса устанавливается и поддерживается в пределах, эквивалентных следующим смещениям от осевой линии ВПП в опорной точке ILS:

a) курсовые радиомаяки ILS категории I: ±10,5 м (35 фут) или линейный эквивалент 0,015 РГМ (берется меньшая из величин);
b) курсовые радиомаяки ILS категории II: ±7,5 м (25 фут);
c) курсовые радиомаяки ILS категории III: ±3 м (10 фут).

3.1.3.6.2 Среднюю линию курса курсовых радиомаяков ILS категории II следует устанавливать и поддерживать в пределах, эквивалентных смещению ±4,5 м (15 фут) от осевой линии ВПП в опорной точке ILS.

Примечание 1: При этом имеется в виду, что курсовые радиомаяки ILS категорий II и III настраиваются и эксплуатируются таким образом, что указанные в пп. 3.1.3.6.1 и 3.1.3.6.2 пределы достигаются весьма редко. Помимо этого имеется в виду и то, что конструкция и эксплуатация всей наземной системы ILS обеспечивают достаточную целостность для выполнения вышеуказанной цели.

Примечание 2: Имеется в виду, что новые курсовые радиомаяки ILS категории II должны отвечать требованиям, содержащимся в п. 3.1.3.6.2.

Примечание 3: Инструктивный материал относительно измерений ориентировки выставления линии курса, задаваемой курсовым радиомаяком, приводится в п. 2.1.3 дополнения С. Инструктивный материал относительно защиты выставления линии курса приводится в п. 2.1.9 дополнения С *настоящего тома.*

3.1.3.7 Чувствительность к смещению

3.1.3.7.1 Номинальная чувствительность к смещению в пределах полусектора равна 0,00145 РГМ/м (0,00044 РГМ/фут) в опорной точке ILS, за исключением того, что у курсовых радиомаяков ILS категории I, в случае которых не может быть обеспечена указанная номинальная чувствительность к смещению, она устанавливается по возможности ближе к этой величине. Для курсовых радиомаяков категории I на ВПП с кодами 1 и 2 номинальная

чувствительность к боковому смещению достигается в точке "B" ILS. Максимальный угол сектора не превышает 6°.

Примечание: Кодовые номера 1 и 2, присвоенные ВПП, определены в AR-AGA-001.

3.1.3.7.2 Чувствительность к боковому смещению устанавливается и поддерживается в следующих пределах:

a) ±17 % от номинальной величины ILS категории I и II;
b) ±10 % от номинальной величины ILS категории III.

3.1.3.7.3 Чувствительность к смещению курсовых радиомаяков ILS категории II должна устанавливаться и удерживаться там, где это практически возможно, в пределах ±10 %.

Примечание 1: Приведенные в пп. 3.1.3.7.1, 3.1.3.7.2 и 3.1.3.7.3 цифры основаны на номинальной ширине сектора в соответствующей точке, т. е. точке "B" ILS, составляющей 210 м (700 фут) для ВПП с кодами 1 и 2, и в опорной точке ILS на других ВПП.

Примечание 2: Инструктивный материал относительно выставления и чувствительности к смещению курсовых радиомаяков, использующих две несущие частоты, приводится в п. 2.7 дополнения C настоящего тома.

Примечание 3: Инструктивный материал относительно измерения чувствительности курсового радиомаяка к смещению приводится в п. 2.9 дополнения C настоящего тома.

3.1.3.7.4 РГМ возрастает в основном по линейному закону в виде функции углового смещения относительно передней линии курса (где РГМ равна 0) до такого угла по обеим сторонам от передней линии курса, где РГМ равна 0,180. От этого угла до угла ±10° РГМ составляет не менее 0,180. От ±10 до ±35° РГМ составляет не менее 0,155. Там, где требуется обеспечивать зону действия за пределами сектора ±35°, РГМ в этой зоне, за исключением заднего сектора курса, составляет не менее 0,155.

Примечание 1: Линейность изменения РГМ в виде функции углового смещения имеет особенно важное значение вблизи линии курса.

Примечание 2: Вышеуказанная РГМ в секторе 10–35° должна рассматриваться в качестве минимального требования к использованию ILS в качестве средства обеспечения посадки. Обеспечение более высокой РГМ (например, 0,180), где это практически осуществимо, связано с тем преимуществом, что в этом случае высокоскоростные воздушные суда могут производить выход под большими углами на желаемых с эксплуатационной точки зрения расстояниях, при условии выдерживания указанных в п. 3.1.3.5.3.6 предельных уровней модуляции.

Примечание 3: Насколько это практически возможно, уровень захвата курсового радиомаяка автоматическими системами управления полетом должен быть установлен на значение 0,175 РГМ или менее, с тем чтобы предотвратить ложные захваты курсового радиомаяка.

3.1.3.8 Радиотелефонная связь

3.1.3.8.1 Курсовые радиомаяки ILS категорий I и II могут одновременно с передачей навигационных и опознавательных сигналов обеспечивать работу канала радиотелефонной связи "земля – воздух" при условии, что такая связь никоим образом не мешает выполнению этим курсовым радиомаяком своей основной функции.

3.1.3.8.2 Курсовые радиомаяки ILS категории III не обеспечивают работу такого канала, за исключением тех случаев, когда при проектировании и эксплуатации данного средства принимаются особые меры для исключения возможности появления помех при обеспечении навигационного наведения.

3.1.3.8.3 Если обеспечивается канал радиотелефонной связи, то он отвечает следующим требованиям:

3.1.3.8.3.1 Канал образуется на той же несущей или несущих высокой частоты, которые используются для выполнения обеспечения основной функции курсового радиомаяка; излучение является поляризованным в горизонтальной плоскости. Когда две несущих модулируются речевым сигналом, соответствующие фазы модуляции на двух несущих являются такими, что позволяют предотвращать возникновение нулей в зоне действия курсового радиомаяка.

3.1.3.8.3.2 Максимальная глубина модуляции несущей или несущих при работе канала радиотелефонной связи не превышает 50 %, но аппаратура настраивается таким образом, чтобы:

a) отношение максимальной глубины модуляции при работе канала радиотелефонной связи к пиковой глубине модуляции опознавательным сигналом составляло примерно 9:1;
b) сумма составляющих модуляции сигналами канала радиотелефонной связи, навигационными и опознавательными сигналами не превышала 95 %.

3.1.3.8.3.3 Звукочастотные характеристики канала радиотелефонной связи являются плоскими в пределах 3 дБ относительно уровня 1000 Гц в диапазоне 300–3000 Гц.

3.1.3.9 Опознавание

3.1.3.9.1 Курсовой радиомаяк обеспечивает одновременную передачу опознавательного сигнала, относящегося к конкретной ВПП и направлению захода на посадку, на той же несущей или несущих высокой частоты, которые используются для выполнения основной функции курсового радиомаяка. Передача опознавательного сигнала никоим образом не мешает выполнению основной функции курсового радиомаяка.

3.1.3.9.2 Опознавательный сигнал образуется модуляцией класса A2A несущей или несущих высокой частоты с использованием модулирующего сигнала тональной частоты 1020 ±50 Гц. Глубина модуляции сохраняется в пределах 5 и 15 %, за исключением того, что в случае обеспечения канала радиотелефонной связи глубина модуляции устанавливается таким образом, чтобы отношение пиковой глубины модуляции в результате использования радиотелефонной связи к пиковой глубине модуляции опознавательным сигналом составляло примерно 9:1 (см. п. 3.1.3.8.3.2). Излучения, несущие опознавательный сигнал, поляризованы в горизонтальной плоскости. Когда две несущие модулируются опознавательными сигналами, относительная фаза модуляций является такой, что она обеспечивает предотвращение возникновения нулей в пределах зоны действия курсового радиомаяка.

3.1.3.9.3 Для передачи опознавательного сигнала применяется международный код Морзе; данный сигнал состоит из двух или трех букв. Ему может предшествовать сигнал международного кода Морзе, обозначающий букву I; там, где необходимо отличать ILS от других навигационных средств, расположенных в непосредственной близости, за этим сигналом следует короткая пауза.

3.1.3.9.4 Опознавательный сигнал передается в виде точек и тире со скоростью, соответствующей примерно семи словам в минуту; он повторяется приблизительно через равные интервалы не реже, чем шесть раз в минуту в течение всего времени, когда курсовой радиомаяк не является пригодным для эксплуатационного использования. Когда курсовой радиомаяк не является пригодным для этого (например, после исключения навигационных составляющих, во время ремонта или испытания), сигнал опознавания подавляется. Длительность точек составляет от 0,1 до 0,160 с. Длительность тире обычно в три раза превышает длительность точки. Длительность интервала между точками и/или тире равняется длительности одной точки ±10 %. Длительность интервала между буквами составляет не менее длительности трех точек.

3.1.3.10 Выбор места установки курсового маяка

Примечание: Инструктивный материал относительно выбора места установки антенной системы курсового радиомаяка с учетом местоположения ВПП и РД приводится в п. 2.1.9 дополнения С настоящего тома.

3.1.3.10.1 Антенная система курсового радиомаяка ILS категорий II и III устанавливается на продолжении осевой линии ВПП у ее конца, противоположного ее порогу; оборудование настраивается таким образом, чтобы линия курса находилась в вертикальной плоскости, проходящей через осевую линию данной ВПП. Высота и местоположение антенны отвечают правилам безопасного пролета препятствий.

3.1.3.10.2 Антенная система курсового радиомаяка ILS категории I устанавливается и настраивается в соответствии с положениями п. 3.1.3.10.1, если только условия в месте размещения не вынуждают смещать антенну относительно осевой линии ВПП.

3.1.3.10.2.1 Смещенная антенная система курсового радиомаяка устанавливается и настраивается в соответствии с положениями тома II Правил аэронавигационного обслуживания "Производство полетов воздушных судов" (GM-ANS-029), касающимися смещенной ILS, а стандарты на курсовой радиомаяк привязываются к соответствующей точке фиктивного порога ВПП.

3.1.3.11 Контроль

3.1.3.11.1 Система автоматического контроля обеспечивает оповещение назначенных пунктов управления и обуславливает одно из следующих действий в пределах указанного в п. 3.1.3.11.3.1 периода времени при наличии любого из условий, указанных в п. 3.1.3.11.2:

a) прекращение излучения,
b) исключение навигационных и опознавательной составляющих из несущей частоты.

3.1.3.11.2 Условия, требующие введения в действие контрольного устройства, являются следующими:

a) курсовые радиомаяки ILS категории I – смещение средней линии курса от оси ВПП более чем на 10,5 м (35 фут) или на линейный эквивалент 0,015 РГМ в опорной точке ILS, причем берется меньшее значение;

b) курсовые радиомаяки ILS категории II – смещение средней линии, курса от оси ВПП более чем на 7,5 м (25 фут) в опорной точке ILS;

c) курсовые радиомаяки ILS категории III – смещение средней линии курса от оси ВПП более чем на 6 м (20 фут) в опорной точке ILS;

d) в случае использования курсовых радиомаяков, основные функции которых обеспечиваются с помощью одночастотной системы – уменьшение мощности на выходе до такого уровня, при котором больше не соблюдается ни одно из требований пп. 3.1.3.3, 3.1.3.4 и 3.1.3.5, или до уровня, составляющего менее 50% обычного уровня (в зависимости от того, что произойдет раньше);

e) в случае использования курсовых радиомаяков, основная функция которых обеспечивается с помощью двухчастотной системы – уменьшение мощности на выходе для любой несущей до величины менее 80 % от нормальной, за исключением того, что большее уменьшение, от 80 до 50 %, может быть допустимо при условии, что курсовой радиомаяк продолжает отвечать требованиям, содержащимся в пп. 3.1.3.3, 3.1.3.4 и 3.1.3.5.

Примечание: Важно признать тот факт, что изменение частоты, приводящее к нарушению разности частот, о которой говорится в п. 3.1.3.2.1, может вызвать возникновение опасных условий. Эта проблема является более острой с точки зрения эксплуатации для установок категорий II и III. При необходимости она может быть решена с помощью специальных мер по контролю или путем применения высоконадежных схем;

f) изменение чувствительности к смещению на величину, отличающуюся более чем на 17 % от номинальной величины, установленной для данного курсового радиомаяка.

Примечание: При выборе величины уменьшения мощности, подлежащей применению с целью контроля, о котором говорится в подпункте e) п. 3.1.3.11.2, особое внимание обращается на структуру вертикальных и горизонтальных лепестков (вертикальный лепесток обусловлен различной высотой антенны) комбинированных систем излучения, в которых используется две несущих. Большие изменения отношения мощностей несущих могут привести к возникновению зон с малым запасом высоты над препятствиями и появлению ложных линий курса в зонах, лежащих в стороне от истинной линии курса, вплоть до пределов зоны действия в вертикальной плоскости, требования в отношении которых указаны в п. 3.1.3.3.1.

3.1.3.11.2.1 Для курсовых радиомаяков, основные функции которых обеспечиваются путем использования двухчастотной системы, условия, требующие включения тревожной сигнализации, должны предусматривать случай, когда РГМ в требуемой зоне действия за пределами ±10° от передней линии курса, исключая сектор обратного курса, уменьшается ниже 0,155.

3.1.3.11.3 Общий период излучения, включая период(ы) отсутствия излучения за пределами характеристик, указанных в подпунктах a), b), c), d), e), f) п. 3.1.3.11.2, является настолько коротким, насколько это практически возможно с учетом необходимости предотвращения перерывов в навигационном обслуживании, обеспечиваемом курсовым радиомаяком.

3.1.3.11.3.1 Указанный в п. 3.1.3.11.3 общий период ни при каких обстоятельствах не превышает:

- 10 секунд для курсовых радиомаяков категории I;
- 5 секунд для курсовых радиомаяков категории II;
- 2 секунды для курсовых радиомаяков категории III.

Примечание 1: Указанные выше общие периоды времени представляют собой пределы, которые никогда не должны превышаться; они предназначены для того, чтобы предотвратить возможность влияния на воздушные суда, находящиеся на конечном этапе захода на посадку, продолжительных или повторяющихся периодов передачи курсовыми радиомаяками информации наведения за пределами возможностей контрольного устройства. По этой причине они включают не только первоначальный период работы за пределами допусков, но также любой или все периоды излучения за пределами допусков, включая период(ы) отсутствия излучения, и период времени, необходимый для исключения из несущей навигационной и опознавательной составляющих, который(ые) может (могут) иметь место в то время, когда предпринимаются действия для восстановления обслуживания, например в ходе последующего функционирования контрольного устройства и последующего переключения(ий) на курсовой радиомаяк или его элементы.

Примечание 2: С эксплуатационной точки зрения цель заключается в том, чтобы за пределами возможностей контрольного устройства после указанных периодов времени не передавалась информация наведения и чтобы не предпринималось никаких дальнейших попыток восстановления обслуживания до тех пор, пока не истечет период, равный приблизительно 20 с.

3.1.3.11.3.2 Там, где это практически возможно, полный период, указанный в п. 3.1.3.11.3.1, следует уменьшить таким образом, чтобы для курсовых радиомаяков ILS категории II он не превышал 2 с, а для категории III – 1 с.

3.1.3.11.4 Конструкция и эксплуатация системы контроля отвечает требованиям в отношении того, чтобы вслучае отказа самой системы контроля прекращалась передача навигационной информации наведения и опознавательной информации, а также производилось об этом оповещение назначенных пунктов дистанционного управления.

Примечание: Инструктивный материал относительно конструирования и эксплуатации систем

контроля приводится в п. 2.1.7 дополнения C настоящего тома.

3.1.3.12 Требования и уровни целостности и непрерывности обслуживания

3.1.3.12.1 Курсовому радиомаяку присваивается уровень целостности и непрерывности обслуживания, как указано в пп. 3.1.3.12.2–3.1.3.12.5.

Примечание: Уровни используются для предоставления необходимой информации в целях определения категории полетов и соответствующих минимумов, которые зависят от категории установки, (отдельного) уровня целостности и непрерывности обслуживания, а также от ряда эксплуатационных факторов (например, воздушных судов и квалификации экипажа, метеорологических условий и характеристик ВПП). Если курсовой радиомаяк не отвечает своему требуемому уровню целостности и непрерывности обслуживания, его эксплуатационное применение в определенной степени все еще возможно, как указано в добавлении C "Классификация оборудования ILS по категориям и понижение категорий" Руководства по всепогодным полетам (GM-GEN-052). Аналогичным образом, если курсовой радиомаяк превышает минимальный уровень целостности и непрерывности обслуживания, можно выполнять полеты с более жесткими требованиями.

3.1.3.12.2 Уровнем курсового радиомаяка является уровень 1, если:

a) целостность или непрерывность обслуживания курсового радиомаяка или оба эти параметра не демонстрируется, либо

b) целостность и непрерывность обслуживания курсового радиомаяка демонстрируются, но по крайней мере один из этих параметров не отвечает требованиям уровня 2.

3.1.3.12.2.1 Вероятность неизлучения курсовыми радиомаяками уровня 1 ложных сигналов наведения должна составлять не менее $1 – 1{,}0 \times 10^{-7}$ для любой единичной посадки.

3.1.3.12.2.2 Вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, должна превышать $1 – 4 \times 10^{-6}$ в течение любого 15-секундного периода времени для курсовых радиомаяков уровня 1 (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя 1000 ч).

Примечание: Курсовой радиомаяк, отвечающий требованиям пунктов 3.1.3.12.2.1 и 3.1.3.12.2.2, также отвечает требованиям пункта 3.1.3.12.3 (характеристики уровня 2), и в этой связи ему присваивается уровень 2.

3.1.3.12.2.3 В случае если значение целостности для курсового радиомаяка уровня 1 отсутствует или его нельзя оперативно рассчитать, следует провести подробный анализ для обеспечения гарантий в его надлежащим образом контролируемой безотказной работе.

3.1.3.12.3 Уровнем курсового радиомаяка является уровень 2, если:

a) вероятность неизлучения ложных сигналов наведения составляет не менее $1 – 1{,}0 \times 10^{-7}$ для любой единичной посадки;

b) вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, превышает $1 – 4 \times 10^{-6}$ в течение любого 15-секундного периода времени (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя 1000 ч).

3.1.3.12.4 Уровнем курсового радиомаяка является уровень 3, если:

a) вероятность неизлучения ложных сигналов наведения составляет не менее $1 – 0{,}5 \times 10^{-9}$ для любой единичной посадки;

b) вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, превышает $1 – 2 \times 10^{-6}$ в течение любого 15-секундного периода времени (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя 2000 ч).

3.1.3.12.5 Уровнем курсового радиомаяка является уровень 4, если:

a) вероятность неизлучения ложных сигналов наведения составляет не менее 1 – 0,5 ×

10^{-9} для любой единичной посадки;

b) вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, превышает $1 - 2 \times 10^{-6}$ в течение любого 30-секундного периода времени (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя 4000 ч).

Примечание. Инструктивный материал по способам обеспечения целостности и непрерывности обслуживания приводится в п. 2.8 дополнения С настоящего тома.

3.1.4 Характеристики помехоустойчивости для курсовых приемников ILS

3.1.4.1 Курсовая приемная система ILS обеспечивает надлежащую помехоустойчивость по отношению к двухсигнальным составляющим взаимной модуляции третьего порядка, вызываемым радиовещательными ОВЧ-сигналами ЧМ, уровни которых соответствуют следующему:

$$\mathbf{2}\boldsymbol{N_1} + \boldsymbol{N_2} + \mathbf{72} \leq \mathbf{0}$$

для звуковых радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ в полосе 107,7–108,0 МГц и

$$\mathbf{2}\boldsymbol{N_1} + \boldsymbol{N_2} + \mathbf{3}\left(\mathbf{24} - \mathbf{log}\frac{\mathbf{\Delta f}}{\mathbf{0,4}}\right) \leq \mathbf{0}$$

для звуковых радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ ниже частоты 107,7 МГц,

где частоты звуковых радиовещательных двух ОВЧ-сигналов ЧМ производят в приемнике на полезной частоте курсового радиомаяка ILS двухсигнальную составляющую взаимной модуляции третьего порядка.

N1 и N2 представляют собой уровни (в дБмВт) двух звуковых радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ на входе курсового приемника ILS. Ни один из уровней не превышает критерии снижения чувствительности, изложенные в п. 3.1.4.2.

Δ f = 108,1 – f1, где f1 является частотой N1 звукового радиовещательного ОВЧ-сигнала ЧМ, расположенного ближе к 108,1 МГц.

3.1.4.2 Чувствительность курсовой приемной системы ILS не снижается при наличии радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ, уровни которых соответствуют данным в приведенной ниже таблице:

Частота (МГц)	Максимальный уровень нежелательного сигнал на входе приемника (дБмВт)
88-102	+15
104	+10
106	+5
107,9	-10

Примечание 1: Зависимость между соседними точками, обозначенными вышеуказанными частотами, является линейной.

Примечание 2. Инструктивный материал о критериях помехоустойчивости, применяемых в отношении характеристик, приводимых в пп. 3.1.4.1 и 3.1.4.2, содержится в п. 2.2.2 дополнения С настоящего тома.

3.1.5 Глиссадный ОВЧ-радиомаяк и связанное с ним контрольное устройство

Примечание: Используемая в настоящем разделе буква θ обозначает номинальный угол наклона глиссады.

3.1.5.1 Общие положения

3.1.5.1.1 Излучение антенной системы глиссадного ОВЧ-радиомаяка формирует составную диаграмму направленности по напряженности поля сигнала несущей частоты, модулированной по амплитуде сигналами тональных частот 90 и 150 Гц. Эта диаграмма служит для обеспечения прямолинейной траектории снижения в вертикальной плоскости, содержащей осевую линию ВПП. Ниже этой траектории преобладает модуляция сигналом тональной частоты 150 Гц, а выше ее, по крайней мере до угла, составляющего 1,75 θ, преобладает модуляция сигналом тональной частоты 90 Гц.

3.1.5.1.2 Угол наклона глиссады ILS должен быть равным 3°. Углы наклона глиссады ILS, превышающие 3°, следует использовать лишь в тех случаях, когда практически невозможно иным способом удовлетворить требования, предъявляемые к безопасному пролету препятствий.

3.1.5.1.2.1 Угол наклона глиссады устанавливается и выдерживается в следующих пределах:

a) 0,075 θ от величины θ для глиссад ILS категорий I и II;

b) 0,04 θ от величины θ для глиссад ILS категории III.

Примечание 1: Инструктивный материал относительно установления и выдерживания углов глиссады приводится в п. 2.4 дополнения C настоящего тома.

Примечание 2: Инструктивный материал относительно искривления, ориентирования и положения глиссады ILS в связи с выбором высоты опорной точки ILS приводится в п. 2.4 дополнения C, а также на рис. C-5 настоящего тома.

Примечание 3. Инструктивный материал относительно защиты структуры курса глиссады ILS приводится в п. 2.1.9 дополнения C настоящего тома.

3.1.5.1.3 Продолжение вниз прямолинейного участка глиссады ILS проходит через опорную точку ILS на высоте, обеспечивающей безопасное наведение при пролете препятствий, а также безопасное и эффективное использование обслуживаемой ВПП.

3.1.5.1.4 Высота опорной точки ILS для ILS категорий II и III равна 15 м (50 фут). При этом разрешается допуск до +3 м (10 фут).

3.1.5.1.5 Высота опорной точки ILS для ILS категории I должна быть равной 15 м (50 фут). При этом разрешается допуск до +3 м (10 фут).

Примечание 1: При установлении вышеуказанных величин высоты опорной точки ILS максимальное вертикальное расстояние между траекторией глиссадной антенны воздушного судна и траекторией нижней части колес шасси при пересечении порога ВПП было принято равным 5,8 м (19 фут). Для воздушных судов, превышающих этот критерий, могут быть приняты соответствующие меры либо в целях сохранения достаточного запаса высоты воздушного судна над порогом ВПП, либо для соответствующего приспособления допустимых эксплуатационных минимумов.

Примечание 2: Соответствующий инструктивный материал приводится в п. 2.4 дополнения C.

3.1.5.1.6 Высота опорной точки ILS для ILS категории I при выполнении точного захода на посадку на короткие ВПП с кодом 1 и 2 должна быть равной 12 м (40 фут). Разрешается допуск +6 м (20 фут).

3.1.5.2 Радиочастота

3.1.5.2.1 Глиссадный радиомаяк работает в диапазоне 328,6–335,4 МГц. Когда используется одна несущая высокая частота, допуск по частоте не превышает 0,005 %. Когда используются глиссадные системы с двумя несущими, допуск по частоте не превышает 0,002 %, а номинальная полоса частот, занимаемая несущими, располагается симметрично по обе стороны от присвоенной частоты. При всех применяемых допусках частотный разнос несущих составляет не менее 4 и не более 32 кГц.

3.1.5.2.2 Излучение глиссадного радиомаяка поляризовано в горизонтальной плоскости.

3.1.5.2.3 У глиссадных радиомаяков ILS категории III излучаемые передатчиком сигналы не содержат составляющих, которые приводят к очевидной флуктуации глиссады более чем на 0,02 РГМ от пика к пику в диапазоне 0,01–10 Гц.

3.1.5.3 Зона действия

3.1.5.3.1 Глиссадный радиомаяк излучает сигналы, обеспечивающие удовлетворительную работу типового бортового оборудования в горизонтальном секторе с углами 8° по обеим сторонам от осевой линии глиссады ILS на расстоянии по крайней мере 18,5 км (10 м. миль) и в вертикальном секторе с верхней границей под углом 1,75 θ и нижней границей под углом 0,45 θ над горизонталью или под меньшим углом до 0,30 θ, который требуется для гарантированного выполнения объявленной схемы входа в глиссаду ILS.

3.1.5.3.2 Для обеспечения зоны действия глиссадного радиомаяка в соответствии с указанными в п. 3.1.5.3.1 характеристиками минимальная напряженность поля в пределах сектора зоны действия составляет 400 мкВ/м (–95 дБВт/м2). Напряженность поля глиссад ILS категории I обеспечивается до высоты 30 м (100 фут) над горизонтальной плоскостью, проходящей через порог ВПП. Напряженность поля глиссад ILS категорий II и III обеспечивается до высоты 15 м (50 фут) над горизонтальной плоскостью, проходящей через порог ВПП.

Примечание 1. Изложенные в предыдущих пунктах требования основаны на допущении того, что воздушное судно выполняет полет непосредственно в направлении данного средства.

Примечание 2. Инструктивный материал относительно наиболее важных параметров бортового приемника приводится в п. 2.2 дополнения С.

Примечание 3. Материал, касающийся уменьшения зоны действия за пределами углов по 8° с обеих сторон от осевой линии глиссады ILS, находится в п. 2.4 дополнения С.

3.1.5.4 Структура глиссады ILS

3.1.5.4.1 Искривления линии глиссады глиссадных радиомаяков ILS категории I не создают амплитуды, превышающие следующие величины:

Зона	Амплитуда (РГМ) (вероятность 95%)
От внешнего предела зоны действия до точки “C” ILS	0.035

3.1.5.4.2 Искривления линии глиссады глиссадных радиомаяков ILS категории II и III не образуют амплитуды, превышающие следующие величины:

Зона	Амплитуда (РГМ) (вероятность 95%)
От внешнего предела зоны действия до точки "A" ILS	0.035
От точки "A" до точки "B" ILS	0,035 в точке "A" ILS, уменьшаясь по линейному закону до величины 0,023 в точке "B" ILS
От точки "B" ILS	0.023

до опорной точки ILS	

Примечание 1. Амплитуды, о которых говорится в пп. 3.1.5.4.1 и 3.1.5.4.2, представляют собой РГМ, образующуюся в результате искривления глиссады по отношению к средней линии глиссады при правильной настройке линии глиссадного радиомаяка.

Примечание 2. В зонах захода на посадку, где кривизна глиссады является значительной, амплитуды искривлений отсчитываются от средней кривой глиссады, а не от продолженной вниз прямой линии.

Примечание 3. Инструктивный материал относительно структуры глиссады глиссадного радиомаяка ILS приводится в п. 2.1.4 дополнения С. Инструктивный материал относительно защиты структуры курса глиссады ILS приводится в п. 2.1.9 дополнения С.

3.1.5.5 Модуляция несущей частоты

3.1.5.5.1 Номинальная глубина модуляции несущей высокой частоты вдоль линии глиссады сигналами тональных частот 90 и 150 Гц составляет 40 %. Глубина модуляции не выходит за пределы 37,5–42,5 %.

3.1.5.5.2 К частотам модулирующих тональных сигналов применяются следующие допуски:

a) частоты модулирующих тональных сигналов для ILS категории I составляют 90 и 150 Гц в пределах 2,5 %;

b) частоты модулирующих тональных сигналов для ILS категории II составляют 90 и 150 Гц в пределах 1,5 %;

c) частоты модулирующих тональных сигналов для ILS категории III составляют 90 и 150 Гц в пределах 1 %;

d) общее содержание гармоник в сигнале тональной частоты 90 Гц не превышает 10 %; у оборудования ILS категории III вторая гармоника сигнала тональной частоты 90 Гц не превышает 5 %;

e) общее содержание гармоник в сигнале тональной частоты 150 Гц не превышает 10 %.

3.1.5.5.2.1 Когда это практически возможно, частоты модулирующих тональных сигналов ILS категории I должны составлять 90 и 150 Гц ±1,5 %.

3.1.5.5.2.2 Глубина амплитудной модуляции несущей высокой частоты глиссадного радиомаяка ILS категории III частотой источника питания, гармониками или создаваемая другими нежелательными составляющими, не превышает 1 %.

3.1.5.5.3 Модуляция синронизируется по фазе таким образом, чтобы в пределах полусектора глиссады ILS демодулированные сигналы частот 90 и 150 Гц проходили через ноль в одном направлении в пределах:

a) глиссадные радиомаяки ILS категорий I и II: 20°;

b) глиссадные радиомаяки ILS категории III: 10°

фазы, соотнесенной с составляющей 150 Гц по каждому полуциклу комбинированного сигнала 90 и 150 Гц.

Примечание 1. Сформулированное таким образом распределение соотношения фаз не означает, что при этом требуется измерять фазы в пределах полусектора глиссады ILS.

Примечание 2. Инструктивный материал относительно таких измерений приводится на рис. С-6 дополнения С.

3.1.5.5.3.1 В рамках систем двухчастотных глиссадных радиомаяков к каждой несущей применяются положения п. 3.1.5.5.3. Кроме того, модулирующий тональный сигнал 90 Гц

одной несущей синхронизируется по фазе с модулирующим тональным сигналом 90 Гц другой несущей таким образом, чтобы демодулированные формы волн проходили через нуль в одном направлении в пределах:

a) глиссадные радиомаяки ILS категорий I и II: 20°;

b) глиссадные радиомаяки ILS категории III: 10°

фазы, соотнесенной с частотой 90 Гц. Аналогичным образом тональные сигналы 150 Гц двух несущих синхронизируются по фазе таким образом, чтобы демодулированные формы волн проходили через ноль в одном направлении в пределах:

1) глиссадные радиомаяки ILS категорий I и II: 20°;

2) глиссадные радиомаяки ILS категории III: 10°

фазы, соотнесенной с частотой 150 Гц.

3.1.5.5.3.2 Разрешается использование других систем двухчастотных глиссадных радиомаяков, в которых применяется звуковое фазирование, отличающееся от нормальных условий синхронизации по фазе, охарактеризованных в п. 3.1.5.5.3.1. У таких систем фазирование соответствующих частот 90–90 Гц и 150–150 Гц приводится к их нормальным величинам в пределах, эквивалентных тем, что указаны в п. 3.1.5.5.3.1.

Примечание: Это делается для того, чтобы обеспечить правильную работу бортового приемника в пределах сектора глиссады, где интенсивность сигналов двух несущих является примерно равной.

3.1.5.5.4 Нежелательная частотная и фазовая модуляция на несущих высоких частотах глиссадного радиомаяка ILS, которая может неблагоприятно влиять на значения РГМ, выдаваемые глиссадными приемниками, должна быть минимальной, насколько это практически возможно.

Примечание: Соответствующий инструктивный материал приведен в п. 2.15 дополнения C.

3.1.5.6 Чувствительность к смещению

3.1.5.6.1 Номинальная чувствительность к угловому смещению глиссадных радиомаяков ILS категории I соответствует РГМ, составляющей 0,0875 при угловом смещении выше и ниже глиссады между углами 0,07 и 0,14 θ.

Примечание: Вышесказанное не означает, что исключается использование глиссадных систем, у которых конструктивно верхний и нижний секторы являются асимметричными.

3.1.5.6.2 Номинальная чувствительность к угловому смещению глиссадных радиомаяков ILS категории I должна соответствовать РГМ, составляющей 0,0875 при угловом смещении ниже глиссады под углом 0,12 θ при допуске ±0,02 θ. Верхний и нижний секторы должны быть, насколько это практически возможно, симметричными в пределах, указанных в п. 3.1.5.6.1.

3.1.5.6.3 Чувствительность к угловому смещению глиссадных радиомаяков ILS категории II является симметричной настолько, насколько это практически возможно. Номинальная чувствительность к угловому смещению соответствует РГМ, составляющей 0,0875 при угловом смещении:

a) 0,12 θ ниже глиссады при допуске ±0,02 θ;

b) 0,12 θ выше глиссады при допуске +0,02 θ и –0,05 θ.

3.1.5.6.4 Номинальная чувствительность к угловому смещению глиссадных радиомаяков ILS категории III соответствует РГМ, составляющей 0,0875 при угловых смещениях выше и ниже глиссады под углом 0,12 θ при допуске ±0,02 θ.

3.1.5.6.5 РГМ ниже глиссады ILS плавно увеличивается с уменьшением угла до тех пор, пока не будет достигнута величина РГМ, равная 0,22. Эта величина достигается под углом не

менее 0,30 θ под горизонталью. Однако если она достигается под углом больше 0,45 θ, величина РГМ является не меньше чем 0,22, по крайней мере вплоть до угла 0,45 θ или до меньшего угла до 0,30 θ, который требуется для гарантированного выполнения объявленного правила выхода на глиссаду ILS.

Примечание: Пределы настройки глиссадных радиомаяков графически представлены на рис. С-11 дополнения С.

3.1.5.6.6 Чувствительность к угловому смещению глиссадных радиомаяков ILS категории I устанавливается в пределах ±25 % выбранной номинальной величины.

3.1.5.6.7 Чувствительность к угловому смещению глиссадных радиомаяков ILS категории II устанавливается и поддерживается в пределах ±20 % выбранной номинальной величины.

3.1.5.6.8 Чувствительность к угловому смещению глиссадных радиомаяков ILS категории III устанавливается и поддерживается в пределах ±15 % выбранной номинальной величины.

3.1.5.7 Контроль

3.1.5.7.1 Система автоматического контроля обеспечивает оповещение назначенных пунктов управления и прекращение излучения в пределах указанных в п. 3.1.5.7.3.1 периодов времени при наличии любого из следующих условий:

a) смещение среднего угла наклона глиссады более чем на величину от –0,075 до +0,10 θ от угла θ;

b) в случае использования глиссадных радиомаяков ILS, основные функции которых обеспечиваются с помощью одночастотной системы, – уменьшение мощности на выходе до величины менее 50 % от номинальной, при условии, что глиссада продолжает отвечать требованиям, содержащимся в пп. 3.1.5.3, 3.1.5.4 и 3.1.5.5;

c) в случае использования глиссадных радиомаяков, основные функции которых обеспечиваются с помощью двухчастотных систем, – уменьшение мощности на выходе для любой несущей до величины менее 80 % от номинальной, за исключением того, что большее уменьшение от 80 до 50 % от номинальной может быть допустимо при условии, что глиссадный радиомаяк продолжает отвечать требованиям, содержащимся в пп. 3.1.5.3, 3.1.5.4 и 3.1.5.5.

Примечание. Важно признать тот факт, что изменение частоты, приводящее к нарушению разности частот, о которой говорится в п. 3.1.5.2.1, может вызвать возникновение опасных условий. Эта проблема является более острой с точки зрения эксплуатации для установок для посадки по категориям II и III. При необходимости она может быть решена с помощью специальных мер по контролю или путем применения высоконадежных схем;

d) изменение угла между глиссадой и линией, проходящей ниже глиссады (преобладание 150 Гц) глиссадных радиомаяков ILS категории I, при котором создается РГМ 0,0875, более чем на:

i) ±0,0375 θ или

ii) угловой эквивалент изменения чувствительности к смещению до величины, отличающейся на 25 % от номинального значения, в зависимости от того, что больше;

e) изменение чувствительности к смещению глиссадных радиомаяков ILS категорий II и III до величины, отличающейся более чем на 25 % от номинальной величины;

f) снижение линии, проходящей ниже глиссады ILS, вдоль которой создается РГМ 0,0875, до угла, составляющего менее 0,7475 θ от горизонтали;

g) уменьшение РГМ до менее чем 0,175 в пределах указанной зоны действия ниже сектора глиссады.

Примечание 1. При этом имеется в виду, что величина угла 0,7475 θ от горизонтали обеспечивает достаточный запас высоты над препятствиями. Эта величина получена с учетом других параметров

глиссады ILS и технических требований к контрольному устройству. Поскольку обеспечивать точность до четвертого знака десятичной дроби для этой цели не предполагается, в качестве предела контрольного устройства может быть использована величина 0,75 θ. Инструктивные указания относительно критериев запаса высоты над препятствиями приводятся в Правилах аэронавигационного обслуживания "Производство полетов воздушных судов" (PANS-OPS) (GM-AGA-026).

Примечание 2. При этом имеется в виду, что подпункты f) и g) не предназначены для того, чтобы устанавливать требование, предусматривающее наличие отдельного контрольного устройства для предотвращения отклонений нижних пределов полусектора ниже чем под углом 0,7475 θ от горизонтали.

Примечание 3. В тех случаях, когда выбранная номинальная чувствительность глиссадных радиомаяков к угловому смещению соответствует углу ниже глиссады ILS, который приближается к указанным в п. 3.1.5.6 пределам или достигает этих пределов, может потребоваться отрегулировать рабочие пределы контрольного устройства таким образом, чтобы не допускать отклонения угла сектора ниже 0,7475 θ от горизонтали.

Примечание 4. Инструктивный материал относительно условия, охарактеризованного в подпункте g), приводится в п. 2.4.11 дополнения С.

3.1.5.7.2 Контроль за характеристиками глиссадного радиомаяка ILS при меньших допусках следует осуществлять в таких условиях, когда в противном случае могут возникнуть трудности эксплуатационного характера.

3.1.5.7.3 Общий период излучения, включающий период(ы) отсутствия излучения за пределами характеристик, указанных в п. 3.1.5.7.1, является настолько коротким, насколько это практически возможно с учетом необходимости предотвращения перерывов в навигационном обслуживании, обеспечиваемом глиссадным радиомаяком.

3.1.5.7.3.1 Указанный в п. 3.1.5.7.3 общий период ни при каких обстоятельствах не превышает:

6 с – для глиссадных радиомаяков ILS категории I;

2 с – для глиссадных радиомаяков ILS категорий II и III.

Примечание 1. Указанные выше общие периоды времени представляют собой пределы, которые никогда не должны превышаться; они предназначены для того, чтобы предотвратить возможность влияния на воздушные суда, находящиеся на конечном этапе захода на посадку, продолжительных или повторяющихся периодов передачи глиссадными радиомаяками информации наведения за пределами возможностей контрольного устройства. По этой причине они включают не только первоначальный период работы за пределами допусков, но также любой или все периоды излучения за пределами допусков, включая период(ы) отсутствия излучения, который(ые) может (могут) иметь место в то время, когда предпринимаются действия для восстановления обслуживания, например в ходе последующего функционирования контрольного устройства и последующего переключения(ий) на резервный глиссадный радиомаяк(и) или его элементы.

Примечание 2. С эксплуатационной точки зрения цель заключается в том, чтобы за пределами возможностей контрольного устройства после указанных периодов времени не передавалась информация наведения и чтобы не предпринималось никаких дальнейших попыток восстановления обслуживания до тех пор, пока не истечет период, равный приблизительно 20 с.

3.1.5.7.3.2 Там, где это практически возможно, указанный в п. 3.1.5.7.3.1 общий период для глиссадных радиомаяков ILS категории II и III не должен превышать 1 с.

3.1.5.7.4 Конструкция и эксплуатация системы контроля отвечают требованию в отношении того, чтобы в случае отказа самой системы контроля прекращалось излучение, а также производилось оповещение об этом назначенных пунктов дистанционного управления.

Примечание. Инструктивный материал относительно конструирования и эксплуатации систем контроля приводится в п. 2.1.7 дополнения С.

3.1.5.8 Требования и уровни целостности и непрерывности обслуживания

3.1.5.8.1 Глиссадному радиомаяку присваивается уровень целостности и непрерывности обслуживания, как указано в пп. 3.1.5.8.2–3.1.5.8.4.

Примечание: Уровни используются для предоставления необходимой информации в целях определения категории полетов и соответствующих минимумов, которые зависят от категории установки, (отдельного) уровня целостности и непрерывности обслуживания, а также от ряда эксплуатационных факторов (например, воздушных судов и квалификации экипажа, метеорологических условий и характеристик ВПП). Если глиссадный радиомаяк не отвечает требуемому уровню целостности и непрерывности обслуживания, эксплуатационное применение в определенной степени все еще возможно, как указано в добавлении С "Классификация оборудования ILS по категориям и понижение категории" Руководства по всепогодным полетам (GM-GEN-052). Аналогичным образом, если глиссадный радиомаяк превышает минимальный уровень целостности и непрерывности обслуживания, можно выполнять полеты с более жесткими требованиями.

3.1.5.8.2 Уровнем глиссадного радиомаяка является уровень 1, если:

a) целостность или непрерывность обслуживания глиссадного радиомаяка, или оба эти параметра, не демонстрируются, либо

b) целостность и непрерывность обслуживания глиссадного радиомаяка демонстрируются, но по крайней мере один из этих параметров не отвечает требованиям уровня 2.

3.1.5.8.2.1 Вероятность неизлучения глиссадными радиомаяками уровня 1 ложных сигналов наведения должна составлять не менее $1 – 1{,}0 \times 10^{-7}$ для любой единичной посадки.

3.1.5.8.2.2 Вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, должна превышать 1 – 4 × 10-6 в течение любого 15-секундного периода времени для глиссадных радиомаяков уровня 1 (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя 1000 ч).

Примечание: Глиссадный радиомаяк, отвечающий требованиям пунктов 3.1.5.8.2.1 и 3.1.5.8.2.2, также отвечает требованиям пункта 3.1.5.8.3 (характеристики уровня 2), и в этой связи ему присваивается уровень 2.

3.1.5.8.2.3 В случае если значение целостности для глиссадного радиомаяка уровня 1 отсутствует или его нельзя оперативно рассчитать, следует провести подробный анализ для обеспечения гарантий в его надлежащим образом контролируемой безотказной работе.

3.1.5.8.3 Уровнем глиссадного радиомаяка является уровень 2, если:

a) вероятность неизлучения ложных сигналов наведения составляет не менее $1 – 1{,}0 \times 10^{-7}$ для любой единичной посадки;

b) вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, превышает $1 – 4 \times 10^{-6}$ в течение любого 15-секундного периода времени (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя 1000 ч).

3.1.5.8.4 Уровнем глиссадного радиомаяка является уровень 3 или 4, если:

a) вероятность неизлучения ложных сигналов наведения составляет не менее $1 – 0{,}5 \times 10^{–9}$ для любой единичной посадки;

b) вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, превышает $1 – 2 \times 10^{–6}$ в течение любого 15-секундного периода времени (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя 2000 ч).

Примечание 1. Требования к уровню 3 и уровню 4 глиссадного радиомаяка являются идентичными.

Заявление об уровнях целостности и непрерывности обслуживания глиссадного радиомаяка должно соответствовать заявлению о курсовом радиомаяке (т. е. заявляется, что глиссадный радиомаяк имеет уровень 4, если курсовой радиомаяк отвечает требованиям уровня 4).

Примечание 2. Инструктивный материал по способам обеспечения целостности и непрерывности обслуживания приводится в п. 2.8 дополнения С.

3.1.6 Спаривание частот курсового и глиссадного радиомаяков

3.1.6.1 Спаривание частот передатчиков курсового и глиссадного радиомаяков ВПП, функционирующих в рамках системы посадки по приборам, осуществляется с помощью изложенного ниже перечня в соответствии с положениями п. 4.2 главы 4 тома V AR ANS-015.

Курсовой радиомаяк (МГц)	*Глиссадный радиомаяк (МГц)*	*Курсовой радиомаяк (МГц)*	*Глиссадный радиомаяк (МГц)*
108,1	334,7	110,1	334,4
108,15	334,55	110,15	334,25
108,3	334,1	110,3	335,0
108,35	333,95	110,35	334,85
108,5	329,9	110,5	329,6
108,55	329,75	110,55	329,45
108,7	330,5	110,7	330,2
108,75	330,35	110,75	330,05
108,9	329,3	110,9	330,8
108,95	329,15	110,95	330,65
109,1	331,4	111,1	331,7
109,15	331,25	111,15	331,55
109,3	332,0	111,3	332,3
109,35	331,85	111,35	332,15
109,5	332,6	111,5	332,9
109,55	332,45	111,55	332,75
109,7	333,2	111,7	333,5
109,75	333,05	111,75	333,35
109,9	333,8	111,9	331,1
109,95	333,65	111,95	330,95

3.1.6.1.1 В тех районах, где требования к частотам курсового и глиссадного радиомаяков ВПП, функционирующих в рамках системы посадки по приборам, не дают основания для применения более 20 пар, эти частоты выбираются последовательно, по мере необходимости, из нижеследующего перечня:

№ последо-вательности	*Курсовой радиомаяк (МГц)*	*Глиссадный радиомаяк (МГц)*
1	110,3	335,0
2	109,9	333,8
3	109,5	332,6
4	110,1	334,4
5	109,7	333,2
6	109,3	332,0
7	109,1	331,4
8	110,9	330,8
9	110,7	330,2
10	110,5	329,6
11	108,1	334,7
12	108,3	334,1
13	108,5	329,9
14	108,7	330,5
15	108,9	329,3
16	111,1	331,7
17	111,3	332,3
18	111,5	332,9
19	111,7	333,5
20	111,9	331,1

3.1.6.2 Там, где отвечающие национальным требованиям существующие курсовые радиомаяки ILS работают на частотах, оканчивающихся на четные числа десятых мегагерца, эти частоты присваиваются в соответствии с п. 3.1.6.1 или 3.1.6.1.1, как только это окажется практически возможным; эти курсовые радиомаяки могут продолжать работу на прежних присвоенных частотах только до того момента, пока не будет осуществлено вышеуказанное изменение.

3.1.6.3 Существующим курсовым радиомаякам ILS, обслуживающим международные полеты и работающим на частотах, оканчивающихся на нечетные числа десятых мегагерца, не присваиваются новые частоты, оканчивающиеся на нечетные числа десятых мегагерца плюс 1/20 МГц, за исключением тех случаев, когда в соответствии с региональным соглашением могут повсеместно использоваться любые каналы, перечисленные в п. 3.1.6.1 (см. п. 4.2 главы 4 тома V AR ANS-015).

3.1.7 Маркерные ОВЧ-радиомаяки

Примечание: Требования, касающиеся маркерных маяков, применяются только в том случае, если установлен один или несколько маркерных маяков.

3.1.7.1 Общие положения

a) В состав каждой установки входят два маркерных радиомаяка, за исключением случаев, когда, по мнению компетентного органа, наличие одного радиомаяка считается достаточным. Третий маркерный радиомаяк может быть добавлен в любых случаях, когда по мнению компетентного органа требуется дополнительный радиомаяк в связи с методикой эксплуатации в данном месте.

b) Маркерный радиомаяки отвечает требованиям, предписанным в п. 3.1.7. Когда установка состоит только из двух маркерных радиомаяков, соблюдаются требования, применимые к среднему и внешнему радиомаркерам. Когда установка состоит только из одного маркерного радиомаяка, соблюдаются требования, применимые к среднему или внешнему радиомаяку. Если вместо маркерных радиомаяков используется DME, применяются требования п. 3.1.7.6.5.

c) Маркерные радиомаяки образуют диаграммы направленности для указания предопределенного расстояния от порога ВПП вдоль глиссады ILS.

3.1.7.1.1 Когда маркерный радиомаяк используется совместно с задним курсом курсового радиомаяка, он соответствует характеристикам маркерного радиомаяка, указанным в п. 3.1.7.

3.1.7.1.2 Опознавательные сигналы маркерных радиомаяков, используемые совместно с задним курсом курсового радиомаяка, четко отличимы от опознавательных сигналов внутреннего, среднего и внешнего маркерных радиомаяков, как это предписано в п. 3.1.7.5.1.

3.1.7.2 Радиочастота

3.1.7.2.1 Маркерные радиомаяки работают на частоте 75 МГц с допуском по частоте 0,005 % и используют горизонтальную поляризацию.

3.1.7.3 Зона действия

3.1.7.3.1 Система маркерных радиомаяков настраивается таким образом, чтобы обеспечить зону действия на следующих расстояниях, измеряемых по глиссаде ILS и линии курса курсового радиомаяка:

a) внутренний радиомаркер: 150 м ±50 м (500 фут ±160 фут);

b) средний радиомаркер: 300 м ±100 м (1000 фут ±325 фут);

c) внешний радиомаркер: 600 м ±200 м (2000 фут ±650 фут).

3.1.7.3.2 Напряженность поля на границе зоны действия, указанной в п. 3.1.7.3.1, составляет 1,5 мВ/м (–82 дБВт/м^2). Кроме того, напряженность поля в пределах зоны действия возрастает по крайней мере до 3,0 мВ/м (–76 дБВт/м^2).

Примечание 1. Наземную антенну желательно конструировать таким образом, чтобы она обеспечивала достаточный коэффициент изменения напряженности поля на границе зоны действия. Кроме того, также желательно, чтобы воздушные суда, находящиеся в пределах сектора курса курсового радиомаяка, обеспечивались визуальной индикацией.

Примечание 2. Удовлетворительная работа типового бортового оборудования маркерного радиомаяка будет обеспечена в том случае, если оно будет отрегулировано по чувствительности таким образом, чтобы визуальная индикация обеспечивалась при напряженности поля 1,5 мВ/м (–82 дБВт/м^2).

3.1.7.4 Модуляция

3.1.7.4.1 Частоты модуляции являются следующими:

a) внутренний радиомаркер: 3000 Гц;

b) средний радиомаркер: 1300 Гц;

c) внешний радиомаркер: 400 Гц.

Допуск по частоте вышеуказанных частот составляет ±2,5 %, а общее содержание гармоник каждой из частот не превышает 15 %.

3.1.7.4.2 Глубина модуляции радиомаркеров составляет 95±4 %.

3.1.7.5 Опознавание

3.1.7.5.1 Излучение несущей осуществляется без перерывов. Модуляция звуковыми частотами производится следующим образом:

a) внутренний радиомаркер: непрерывная передача шесть точек в секунду;

b) средний радиомаркер: непрерывная серия чередующихся точек и тире, причем тире передаются со скоростью два тире в секунду, а точки – со скоростью шесть точек в секунду;

c) внешний радиомаркер: непрерывная передача двух тире в секунду.

Эти скорости передачи выдерживаются с допуском ±15 %.

3.1.7.6 Расположение маркерных радиомаяков

3.1.7.6.1 Внутренний радиомаркер располагается таким образом, чтобы в условиях плохой видимости указывать прибывающему воздушному судну на непосредственную близость порога ВПП.

3.1.7.6.1.1 Если диаграмма направленности ближнего радиомаркера является вертикальной, он должен располагаться на расстоянии между 75 м (250 фут) и 450 м (1500 фут) от порога ВПП и не более 30 м (100 фут) от продолжения осевой линии ВПП.

Примечание 1. Имеется в виду, что диаграмма направленности внутреннего радиомаркера должна пересекать продолжение снижающегося участка номинальной глиссады ILS в нижней точке высоты принятия решения, применимой к полетам по категории II.

Примечание 2. Необходимо проявлять осторожность при выборе места расположения внутреннего радиомаркера для того, чтобы избежать интерференции излучений внутреннего и среднего радиомаркеров. Детали, касающиеся выбора расположения внутренних маркеров, приводятся в п. 2.10 дополнения С.

3.1.7.6.1.2 Если диаграмма направленности не является вертикальной, то маркерный радиомаяк должен располагаться таким образом, чтобы образовывать поле в пределах сектора курса и сектора глиссады ILS, которое является по существу аналогичным полю, образуемому антенной, имеющей вертикальную диаграмму направленности и расположенной в соответствии с положениями п. 3.1.7.6.1.1.

3.1.7.6.2 Средний радиомаркер располагается таким образом, чтобы в условиях плохой видимости указывать непосредственную близость начала наведения с помощью визуальных средств.

3.1.7.6.2.1 Если диаграмма направленности является вертикальной, то средний маркер должен располагаться на расстоянии 1050 м (3500 фут) ±150 м (500 фут) от порога ВПП со стороны захода на посадку и не более 75 м (250 фут) от продолжения осевой линии ВПП.

Примечание. Относительно места расположения внутреннего и среднего маркерных радиомаяков см. п. 2.10 дополнения С.

3.1.7.6.2.2 Если диаграмма направленности не является вертикальной, то маркерный радиомаяк должен располагаться таким образом, чтобы образовывать поле в пределах сектора курса и сектора глиссады ILS, которое является по существу аналогичным полю, образуемому антенной, имеющей вертикальную диаграмму направленности и расположенной в соответствии с положениями п. 3.1.7.6.2.1.

3.1.7.6.3 Внешний радиомаркер располагается таким образом, чтобы обеспечивать возможность проверки высоты, расстояния и функционирования оборудования на промежуточном и конечном этапах захода на посадку.

3.1.7.6.3.1 Внешний радиомаркер должен располагаться на расстоянии 7,2 км (3,9 м. мили) от порога ВПП, за исключением случаев, когда по причинам топографического или эксплуатационного характера это расстояние является практически неоправданным; в этом случае внешний радиомаркер может располагаться на расстоянии между 6,5 и 11,1 км (3,5 и 6 м. миль) от порога ВПП.

3.1.7.6.4 Если диаграмма направленности является вертикальной, то внешний радиомаркер должен находиться на расстоянии не более чем 75 м (250 фут) от продолжения осевой линии ВПП. Если диаграмма направленности не является вертикальной, то радиомаркер должен располагаться таким образом, чтобы образовать поле в пределах сектора курса и сектора глиссады ILS, которое по существу является аналогичным полю, образуемому антенной, имеющей вертикальную диаграмму направленности.

3.1.7.6.5 Сведения о расположении маркерных радиомаяков или, где это применимо, эквивалентное расстояние (расстояния), указываемое DME при его использовании вместо части или вместо всего оборудования радиомаркера, являющегося компонентом ILS, публикуются в соответствии с положениями AR-ANS-002.

3.1.7.6.5.1 В тех случаях, когда DME используется вышеуказанным образом, оно обеспечивает информацию о расстоянии, которая является эквивалентной с эксплуатационной точки зрения информации, обеспечиваемой маркерным(и) радиомаяком(ами).

3.1.7.6.5.2 В тех случаях, когда DME используется вместо среднего радиомаркера, его частота спаривается с частотой курсового радиомаяка ILS, а само дальномерное оборудование располагается таким образом, чтобы сводить к минимуму ошибки в информации о дальности.

3.1.7.6.5.3 DME, о котором говорится в п. 3.1.7.6.5, отвечает техническим требованиям, содержащимся в п. 3.5.

3.1.7.7 Контроль

3.1.7.7.1 Соответствующее оборудование обеспечивает сигналы для управления автоматическим контрольным устройством. Это контрольное устройство передает на пункт управления сигналы оповещения при наличии любого из следующих условий:

a) отказ, связанный с модуляцией или манипуляцией;

b) уменьшение выходной мощности ниже 50 % от номинальной.

3.1.7.7.2 Для каждого маркерного радиомаяка следует обеспечивать соответствующее контрольное оборудование, которое должно индицировать в соответствующем месте уменьшение глубины модуляции ниже 50 %.

3.2 Технические требования, предъявляемые к радиолокационной системе точного захода на посадку

Примечание: При изложении данных технических требований используются величины наклонной дальности.

3.2.1 Посадочная радиолокационная система состоит из следующих элементов:

3.2.1.1 Радиолокатор точного захода на посадку (PAR).

3.2.1.2 Обзорный радиолокатор (SRE).

3.2.2 Когда используется только PAR, данная установка обозначается термином PAR, или "радиолокатор точного захода на посадку", а не термином "радиолокационная система точного захода на посадку".

Примечание. Положения о регистрации и хранении радиолокационных данных приводятся в главе 6 AR-ANS-001.

3.2.3 Радиолокатор точного захода на посадку (PAR)

3.2.3.1 Зона действия

3.2.3.1.1 PAR способен обнаруживать воздушные суда с отражающей поверхностью 15 м2 или более и указывать их местоположение в пространстве, ограниченном сектором по азимуту 20° и по углу места 7° на расстоянии не менее 16,7 км (9 м. миль) от антенны.

Примечание. В качестве инструктивного указания при определении значения отражающей поверхности воздушных судов приводится следующая таблица:

воздушное судно индивидуального пользования (с одним двигателем): 5–10 м^2;

небольшое воздушное судно с двумя двигателями: от 15 м²;

среднее воздушное судно с двумя двигателями: от 25 м²;

воздушное судно с четырьмя двигателями: 50–100 м².

3.2.3.2 *Выбор позиции*

3.2.3.2.1 PAR располагается и настраивается таким образом, чтобы он полностью обеспечивал обзор в секторе, который начинается в точке, расположенной на расстоянии 150 м (500 фут) от точки приземления в направлении взлетного конца ВПП, и чтобы азимутальный угол этого радиолокатора составлял 5° по отношению к осевой линии ВПП, а угол места – от –1 до +6°.

Примечание 1. Изложенное в п. 3.2.3.2.1 требование может быть выполнено путем расположения радиолокатора позади точки приземления в направлении взлетного конца ВПП на расстоянии 915 м (3000 фут) или более при смещении в сторону от оси ВПП на расстояние 120 м (400 фут) либо на расстоянии 1200 м (4000 фут) или более при смещении на расстояние 185 м (600 фут), когда это оборудование устанавливается таким образом, чтобы угол сканирования составлял ±10° по отношению к осевой линии ВПП. Если, в качестве альтернативы, оборудование устанавливается таким образом, чтобы угол сканирования составлял 15° в одну сторону от осевой линии ВПП и 5° – в другую, минимальное расстояние позади точки приземления можно уменьшить до 685 м (2250 фут) и 915 м (3000 фут) при смещении от осевой линии ВПП соответственно на 120 м (400 фут) и 185 м (600 фут).

Примечание 2. Диаграммы, иллюстрирующие расположение PAR, приводятся в дополнении C (рис. C-14 – C-17 включительно).

3.2.3.3 *Точность*

3.2.3.3.1 Точность по азимуту. Азимутальная информация индицируется таким образом, что при этом можно легко наблюдать за отклонениями воздушных судов вправо и влево от номинальной линии курса. Максимально допустимая погрешность определения отклонения от номинальной линии курса составляет либо 0,6 % расстояния от антенны PAR плюс 10 % отклонения от номинальной линии курса, либо 9 м (30 фут) (берется бóльшая величина). Оборудование располагается таким образом, чтобы ошибка в точке приземления не превышала 9 м (30 фут). Оборудование выставляется и настраивается таким образом, чтобы индицируемая ошибка в точке приземления была минимальной и не превышала 0,3 % расстояния от антенны PAR или 4,5 м (15 фут) (берется бóльшая величина). Разрешающая способность радиолокатора при определении положения двух судов по азимуту составляет 1,2°.

3.2.3.3.2 Точность по углу места. Угломестная информация индицируется таким образом, чтобы при этом можно было легко наблюдать за отклонением воздушных судов вверх и вниз от номинальной траектории снижения, на которую настроено оборудование данного радиолокатора. Максимально допустимая погрешность определения отклонения от номинальной линии курса составляет либо 0,4 % расстояния от антенны PAR плюс 10% фактического линейного смещения от выбранной траектории снижения, либо 6 м (20 фут) (берется бóльшая величина). Оборудование располагается таким образом, чтобы ошибка в точке приземления не превышала 6 м (20 фут). Оборудование выставляется и настраивается таким образом, чтобы индицируемая ошибка в точке приземления была минимальной и не превышала 0,2 % расстояния от антенны PAR или 3 м (10 фут) (берется бóльшая величина). Разрешающая способность при определении положения двух воздушных судов составляет по углу места 0,6°.

3.2.3.3.3 Точность по дальности. Погрешность индикации расстояния от точки приземления не должна превышать 30 м (100 фут) плюс 3 % расстояния от точки приземления. Разрешающая способность радиолокатора при определении расстояния между двумя воздушными судами при одном и том же азимуте составляет 120 м (400 фут).

3.2.3.4 Обеспечивается информация, позволяющая установить положение воздушного судна, который является объектом радиолокационного управления по отношению к другим воздушным судам и препятствиям. Индикация также позволяет производить оценку путевой скорости и скорости отклонения от желаемой траектории полета или скорости приближения к этой траектории.

3.2.3.5 Информация полностью обновляется по крайней мере каждую секунду.

3.2.4 Обзорный радиолокатор (SRE)

3.2.4.1 Обзорный радиолокатор, используемый в качестве SRE системы точного захода на посадку, удовлетворяет по крайней мере следующим широким эксплуатационным требованиям.

3.2.4.2 Зона действия

3.2.4.2.1 SRE способен обнаруживать воздушные суда с отражающей поверхностью 15 м^2 или более, которые находятся на линии визирования антенны в пределах пространства, характеризуемого следующим образом:

Пространство, образуемое вращением на 360° вокруг антенны вертикальной плоскости, ограниченной линией, проведенной от антенны под углом 1,5° к горизонтальной плоскости, проходящей через антенну, до точки на расстоянии 37 км (20 м. миль) от антенны; вертикальной линией, проведенной из этой точки вверх до высоты 2400 м (8000 фут) над уровнем антенны; горизонтальной линией, проведенной на высоте 2400 м (8000 фут) от точки пересечения с этой вертикальной линией по направлению к антенне до точки пересечения с линией, проведенной от антенны под углом 20° к горизонтальной плоскости, проходящей через антенну; и линией, соединяющей последнюю точку пересечения с антенной.

3.2.4.2.2 Следует приложить усилия, направленные на увеличение зоны действия радиолокатора в отношении воздушных судов с отражающей поверхностью 15 м^2, чтобы пространство, предусматриваемое в п. 3.2.4.2.1, характеризовалось по крайней мере следующими измененными данными:

– 0,5° вместо 1,5°;

– 46,3 км (25 м. миль) вместо 37 км (20 м. миль);

– 3000 м (10 000 фут) вместо 2400 м (8000 фут);

– 30° вместо 20°.

Примечание. Схема, иллюстрирующая зону действия в вертикальной плоскости, приводится в дополнении С (рис. С-18).

3.2.4.3 Точность

3.2.4.3.1 Точность по азимуту. Индикация положения по азимуту осуществляется в пределах ±2° от истинного положения. Разрешающая способность при определении положения двух воздушных судов по азимуту составляет 4°.

3.2.4.3.2 Точность измерения расстояния. Погрешность индикации расстояния не превышает 5 % истинного расстояния или 150 м (500 фут) (берется бóльшая из величин). Разрешающая способность при определении расстояния между положением двух воздушных судов составляет 1 % истинного расстояния от пункта наблюдения или 230 м (750 фут) (берется бóльшая из величин).

3.2.4.3.2.1 Погрешность индикации расстояния не должна превышать 3 % истинного расстояния или 150 м (берется бóльшая из величин).

3.2.4.4 Оборудование радиолокатора способно полностью обновлять информацию о дальности и азимуте воздушного судна в пределах зоны действия данного оборудования по крайней мере каждые 4 с.

3.2.4.5 Следует прилагать усилия к тому, чтобы в возможно большей степени уменьшить помехи, вызываемые отражениями от земли, облаков и осадков.

3.3 Технические требования, предъявляемые к всенаправленному ОВЧ-радиомаяку (VOR)

3.3.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.3.1.1 VOR изготовляется и настраивается таким образом, чтобы аналогичные показания бортовых приборов отражали эквивалентно, градус к градусу, углы отклонения (пеленги), измеряемые по часовой стрелке относительно магнитного севера из места расположения VOR.

3.3.1.2 VOR излучает несущую высокой частоты с двумя отдельными моделирующими частотами 30 Гц. Одна из этих модулирующих частот является таковой, что ее фаза не зависит от азимута точки наблюдения (опорная фаза). Другая моделирующая частота является таковой, что ее фаза в точке наблюдения (переменная фаза) отличается от опорной фазы первой модулирующей частоты на величину угла, равную пеленгу точки наблюдения по отношению к местоположению VOR.

3.3.1.3 Модулирующие частоты с опорной и переменной фазами находятся в фазе вдоль опорного магнитного меридиана, проходящего через точку расположения радиомаяка.

Примечание: Моделирующие частоты с опорной и переменной фазами находятся в фазе, когда максимальная величина суммы энергии несущей высокой частоты и энергии боковой полосы за счет модуляции с переменной фазой достигается в то же время, что и наивысшая мгновенная частота модуляции с опорной фазой.

3.3.2 РАДИОЧАСТОТА

3.3.2.1 VOR работает в диапазоне частот 111,975–117,975 МГц, за исключением того, что могут использоваться частоты в диапазоне 108–111,975 МГц в тех случаях, когда в соответствии с положениями пп. 4.2.1 и 4.2.3.1 главы 4 тома V AR ANS-015 использование таких частот является приемлемым. Наивысшая присваиваемая частота равна 117,950 МГц. Разнос каналов составляет 50 кГц, начиная от наивысшей присвоенной частоты. В тех районах, где обычно используется разнос каналов 100 или 200 кГц, допуск по частоте несущей высокой частоты составляет ±0,005 %.

3.3.2.2 Допуск по частоте несущей высокой частоты всех новых VOR, установленных после 23 мая 1974 года в районах, где используется разнос каналов 50 кГц, составляет ±0,002 %.

3.3.2.3 В тех районах, где установлены новые VOR и им присвоены частоты, которые разнесены на 50 кГц относительно частот, присвоенных существующим VOR в том же районе, в первую очередь принимаются меры к тому, чтобы допуск по частоте несущих высокой частоты, используемых в существующих VOR, был снижен до ±0,002 %.

3.3.3 Поляризация и точность диаграмм направленности

3.3.3.1 Излучение VOR является поляризованным в горизонтальной плоскости. Вертикально поляризованная составляющая излучения является предельно малой.

Примечание: В настоящее время не представляется возможным указать, в количественном выражении, максимально допустимую величину вертикально поляризованной составляющей излучения VOR. В Руководстве по испытанию радионавигационных средств содержится информация относительно проверок методом облета, которые могут осуществляться для определения влияния вертикальной поляризации на точность пеленга.

3.3.3.2 Вклад наземной станции в ошибку информации о пеленге, передаваемой горизонтально поляризованным излучением VOR для всех углов места между 0 и 40°, измеренный от центра антенной системы VOR, находится в пределах ±2°.

3.3.4 Зона действия

3.3.4.1 VOR излучают такие сигналы, которые позволяют обеспечивать удовлетворительную работу типовой бортовой установки на эшелонах и расстояниях, требующихся по причинам эксплуатационного характера, до угла места 40°.

3.3.4.2 Напряженность поля или плотность мощности распространяемых в пространстве сигналов VOR, требуемые для обеспечения удовлетворительной работы типовой бортовой установки на минимальном уровне обслуживания и на указанном максимальном радиусе обслуживания, составляет 90 мкВ/м или –107 дБВт/м^2.

Примечание Сведения об эквивалентных изотропно излучаемых мощностях (EIRP), необходимых для обеспечения указанных величин дальности, приводятся в п. 3.1 дополнения C. Определение EIRP приводится в п. 3.5.1.

3.3.5 Модуляция навигационными сигналами

3.3.5.1 Несущая высокой частоты, принимаемая в любой части пространства, модулируется по амплитуде следующими двумя сигналами:

a) поднесущей 9960 Гц с постоянной амплитудой, модулированной частотой 30 Гц:

1) в случае обычных VOR составляющая 30 Гц этой модулированной по частоте поднесущей устанавливается независимо от азимута, называется "опорной фазой" и имеет коэффициент девиации 16±1 (т. е. 15–17);

2) в случае доплеровских VOR фаза составляющей 30 Гц изменяется вместе с азимутом, называется "переменной фазой" и имеет коэффициент девиации 16±1 (т. е. 15–17), если измеряется под углом места вплоть до 5º, с минимальным коэффициентом девиации 11, если измеряется под любым углом места более 5º вплоть до 40º;

b) составляющая модуляции по амплитуде 30 Гц:

1) в случае обычных VOR эта составляющая является результатом вращающейся диаграммы направленности поля, фаза которой изменяется вместе с азимутом и определяется как "переменная фаза";

2) в случае доплеровских VOR эта составляющая постоянной фазы и амплитуды по отношению к азимуту излучается всенаправленно и называется "опорной фазой".

3.3.5.2 Номинальная глубина модуляции несущей высокой частоты, вызываемой сигналом 30 Гц или поднесущей 9960 Гц, находится в пределах 28–32 %.

Примечание: Это требование применяется в отношении передаваемого сигнала, принимаемого в отсутствие переотражений.

3.3.5.3 Глубина модуляции несущей высокой частоты сигналом 30 Гц, регистрируемая под любым углом места до 5°, находится в пределах 25–35 %. Глубина модуляции несущей высокой частоты сигналом 9960 Гц, регистрируемая под любым углом места до 5º, находится в пределах 20–55 % для средств без речевой модуляции и в пределах 20–35 % для средств с речевой модуляцией.

Примечание: В том случае, если модуляция измеряется при летной проверке в условиях сильных динамических переотражений, следует ожидать расхождений в процентном выражении принятой модуляции. Могут допускаться краткосрочные отклонения от этих значений. В Руководстве по испытаниям радионавигационных средств содержится дополнительная информация о применении допусков в отношении модуляции бортового оборудования.

3.3.5.4 Частоты модуляции с переменной и опорной фазами составляют 30 Гц ±1 %.

3.3.5.5 Средняя частота модуляции поднесущей составляет 9960 Гц ±1 %.

3.3.5.6

a) В случае обычных VOR глубина модуляции по амплитуде, вызываемая поднесущей 9960 Гц, не превышает 5 %.

b) В случае доплеровских VOR процент модуляции по амплитуде, вызываемой поднесущей 9960 Гц, не превышает 40 %, когда она измеряется в точке, расположенной по крайней мере на расстоянии 300 м (1000 фут) от VOR.

3.3.5.7 В тех случаях, когда разнос каналов VOR составляет 50 кГц, уровень боковой полосы гармониксоставляющей 9960 Гц излучаемого сигнала не превышает следующие уровни, начиная с уровня боковой полосы 9960 Гц:

Поднесущая	Уровень
9 960 Гц	0 дБ (опорная)
2 - я гармоника	-30 дБ
3 -я гармоника	-50 дБ
4 - я гармоника и выше	-60 дБ

3.3.6 Радиотелефонная связь и опознавание

3.3.6.1 Если одновременно с выполнением своей основной функции VOR обеспечивает канал связи "земля –воздух", то такая связь осуществляется на той же несущей высокой частоты, которая используется для обеспечения навигационной функции. Излучение на этом канале является поляризованным в горизонтальной плоскости.

3.3.6.2 Пиковая глубина модуляции высокочастотной несущей канала связи не превышает 30 %.

3.3.6.3 Характеристики звуковых частот канала радиотелефонной связи находятся в пределах 3 дБ относительно уровня 1000 Гц по всему диапазону 300–3000 Гц.

3.3.6.4 VOR обеспечивает одновременную передачу опознавательного сигнала на той же несущей высокой частоты, которая используется для обеспечения навигационной функции. Излучение сигнала опознавания является поляризованным в горизонтальной плоскости.

3.3.6.5 Для передачи опознавательных сигналов применяется международный код Морзе с использованием двух или трех букв. Этот сигнал передается со скоростью, соответствующей примерно семи словам в минуту. Он повторяется по крайней мере каждые 30 с; частота тонального сигнала модуляции составляет 1020 ±50 Гц.

3.3.6.5.1 Опознавательный сигнал должен передаваться по крайней мере каждые 30 с с равным интервалом в пределах этого периода времени. Один из этих опознавательных сигналов может передаваться по радиотелефонному каналу.

Примечание. В тех случаях, когда в соответствии с п. 3.5.2.5 VOR и DME взаимодействуют друг с другом, опознавание VOR регулируется соответствующими положениями п. 3.5.3.6.4.

3.3.6.6 Глубина модуляции несущей высокой частоты сигналом опознавательного кода приближается к 10 %, но не превышает этого уровня, за исключением того, что в случае, когда канал связи не обеспечивается, допускается увеличение модуляции сигналом опознавательного кода до величины, не превышающей 20 %.

3.3.6.6.1 Если одновременно с выполнением своей основной функции VOR обеспечивает канал связи "земля – воздух", глубина модуляции сигналом опознавательного кода должна составлять 5 ±1 % для того, чтобы качество радиотелефонной связи было удовлетворительным.

3.3.6.7 Радиотелефонная связь никоим образом не мешает обеспечению основной навигационной функции VOR. При излучении сигналов радиотелефонной связи сигналы опознавательного кода не подавляются.

3.3.6.8 Приемная функция VOR обеспечивает возможность эффективного опознавания желательного сигнала в соответствии с условиями распространения сигнала, которые наблюдаются в пределах указанной зоны действия радиомаяка, и с учетом параметров модуляции, указанных в пп. 3.3.6.5, 3.3.6.6, 3.3.6.7.

3.3.7 Контроль

3.3.7.1 Соответствующее оборудование, расположенное в поле излучения, обеспечивает сигналы для управления автоматическим контрольным устройством. Контрольное устройство передает на пункт управления сигналы оповещения и либо исключает из несущей опознавательную и навигационную составляющие, либо прекращает излучение при наличии какого-либо одного отклонения или сочетания отклонений от установленных условий:

a) изменение более чем на 1° в месте расположения контрольного устройства передаваемой VOR информации о пеленге;

b) уменьшение на 15 % в месте расположения контрольного устройства составляющих модуляции уровня напряжения радиочастотных сигналов либо поднесущей, либо сигналов модуляции по амплитуде с частотой 30 Гц, либо тех и других.

3.3.7.2 При отказе самого контрольного устройства передается сигнал оповещения пункту управления и:

a) либо из несущей исключаются опознавательная и навигационная составляющие;

b) либо прекращается излучение.

Примечание Инструктивный материал VOR содержится в разделе 3 дополнения C и дополнении E.

3.3.8 Характеристики помехоустойчивости приемных систем VOR

3.3.8.1 Приемная система VOR обеспечивает надлежащую устойчивость к помехам от двухсигнальных составляющих взаимной модуляции третьего порядка, вызываемых радиовещательными ОВЧ-сигналами ЧМ, уровни которых соответствуют следующим:

$$2N_1 + N_2 + 72 \leq 0$$

для звуковых радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ в полосе 107,7–108,0 МГц; и

$$2N_1 + N_2 + 3\left(24 - \log\frac{\Delta f}{0,4}\right) \leq 0$$

для звуковых радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ ниже частоты 107,7 МГц,

где частоты двух звуковых радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ производят в приемнике на полезной частоте курсового радиомаяка VOR двухсигнальную составляющую взаимной модуляции третьего порядка.

N_1 и N_2 представляют собой уровни (в дБмВт) двух звуковых радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ на входе приемника VOR. Ни один из уровней не превышает критерии снижения чувствительности, изложенные в п. 3.3.8.2.

$\Delta f = 108,1 - f_1$, где f_1 является частотой N_1 звукового радиовещательного ОВЧ-сигнала ЧМ, расположенного ближе к 108,1 МГц.

3.3.8.2 Чувствительность приемной системы VOR не уменьшается при наличии радиовещательных ОВЧ-сигналов ЧМ, уровни которых соответствуют данным в приведенной ниже таблице:

Частота (МГц)	Максимальный уровень нежелательного сигнала на входе приемника (дБмВт)
88-102	+15
104	+10
106	+5
107,9	-10

Примечание 1: Примечание 1. Зависимость между соседними точками, обозначенными вышеуказанными частотами, является линейной.

Примечание 2. Инструктивный материал по критериям помехоустойчивости, применяемым в отношении характеристик, указанных в пп. 3.3.8.1 и 3.3.8.2, содержится в п. 3.6.5 дополнения C.

3.4 Технические требования, предъявляемые к ненаправленному радиомаяку (NDB)

3.4.1 ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Примечание. В дополнении C содержатся инструктивные указания относительно значения и применения номинальной и эффективной зон действия, а также зоны действия NDB.

Номинальная зона действия. Зона вокруг NDB, в пределах которой напряженность поля вертикальной составляющей поверхности волны превышает минимальное значение, установленное для географического района, в котором находится данный радиомаяк.

Примечание. Вышеприведенное определение предназначено для классификации радиомаяков по нормальной зоне действия, которую можно ожидать при отсутствии передачи пространственных волн и/или аномального распространения сигналов от данного радиомаяка или при отсутствии помех от других радиосредств, работающих в диапазонах низких и средних частот, но с учетом атмосферных помех в данном географическом районе.

Эффективная зона действия. Зона вокруг NDB, в пределах которой могут быть получены пеленги с точностью, достаточной для данного вида операции.

Посадочный радиомаяк (приводная радиостанция). NDB, работающий в диапазонах низких и средних частот и используемый как средство обеспечения захода на посадку на конечном этапе.

Примечание. Обычно средний радиус номинальной зоны действия посадочного радиомаяка (приводной радиостанции) составляет от 18,5 до 46,3 км (10–25 м. миль).

Средний радиус номинальной зоны действия. Радиус круга, площадь которого равна номинальной зоне действия.

3.4.2 Зона действия

3.4.2.1 Минимальная величина напряженности поля в номинальной зоне действия NDB должна составлять 70 мкВ/м.

Примечание 1. Инструктивные указания относительно напряженности поля, требующегося, в частности, на широтах между 30° с. ш. и 30° ю. ш., приводятся в п. 6.1 дополнения C.

Примечание 2. Выбор места и периодов времени измерения напряженности поля имеет важное значение для того, чтобы избежать получения для данной местности результатов, отклоняющихся от нормы; особенно важными с эксплуатационной точки зрения являются места, лежащие на линиях воздушных трасс в районе вокруг радиомаяка.

3.4.2.2 Все уведомления и публикуемые сведения о NDB основываются на среднем радиусе номинальной зоны действия.

Примечание 1. При классификации радиомаяков в районах, где в номинальной зоне действия ежедневно и ежесезонно могут иметь место изменения, следует учитывать такие изменения.

Примечание 2. Радиомаяки, имеющие средний радиус номинальной зоны действия от 46,3 до 278 км (25– 50 м. миль), могут быть обозначены ближайшим кратным 46,3 км (25 м. миль) к среднему радиусу номинальной зоны действия, а маяки с номинальной зоной действия, превышающей 278 км (150 м. миль), – ближайшим кратным 92,7 км (50 м. миль).

3.4.2.3 В тех случаях, когда номинальная зона действия NDB имеет заметные расхождения в различных секторах, имеющих важное значение с эксплуатационной точки зрения, классификация таких радиомаяков должна осуществляться на основе среднего радиуса номинальной зоны действия и угловых пределов каждого сектора следующим образом:

радиус зоны действия в секторе/угловые пределы сектора, выраженные в виде пеленга, отсчитываемого по часовой стрелке от направления на магнитный север, проходящего через радиомаяк.

Там, где желательно классифицировать NDB таким образом, число секторов следует сводить к минимуму; желательно, чтобы оно не превышало 2.

Примечание. Средний радиус данного сектора номинальной зоны действия равен радиусу соответствующего сектора круга той же площади. Например:

150/210° – 30°;

100/30° – 210°.

3.4.3 Ограничения излучаемой мощности

Излучаемая NDB мощность не превышает более чем на 2 дБ мощность, которая необходима для достижения согласованной номинальной зоны действия, за исключением тех случаев, когда эта мощность может быть увеличена на основе регионального соглашения или когда это не будет мешать работе других средств.

3.4.4 РАДИОЧАСТОТЫ

3.4.4.1 Присвоенные NDB радиочастоты выбираются из частот той же части спектра, которая заключена между 190 и 1750 кГц.

3.4.4.2 Применяемый к NDB допуск по частоте составляет 0,01%, за исключением того, что в случае NDB, мощность в антенне которых составляет более 200 Вт и которые работают на частотах 1606,5 кГц и более, допуск по частоте составляет 0,005 %.

3.4.4.3 В тех случаях, когда в качестве дополнительных средств к ILS используются два посадочных радиомаяка (приводные радиостанции), разнос по частоте между несущими двух вышеуказанных радиомаяков (радиостанций) должен быть, в целях обеспечения правильной работы радиокомпаса, не меньше 15 кГц и желательно не более 25 кГц для того, чтобы позволить быструю перенастройку в тех случаях, когда воздушное судно оснащено только одним радиокомпасом.

3.4.4.4 В тех случаях, когда посадочные радиомаяки (приводные радиостанции) взаимодействующие с ILS, которые обслуживают противоположные концы одной ВПП, имеют общую присвоенную частоту, принимаются меры к тому, чтобы неиспользуемое средство не могло излучать сигналы.

Примечание. Дополнительные инструктивные указания относительно эксплуатации посадочных радиомаяков (приводных радиостанций), работающих на общих частотных каналах, содержатся в п. 3.2.2 главы 3 тома V AR ANS-015.

3.4.5 Опознавание

3.4.5.1 Каждый NDB имеет отдельный опознавательный сигнал в виде двух – трех букв международного кода Морзе, передаваемых со скоростью приблизительно семь слов в минуту.

3.4.5.2 Полный опознавательный сигнал передается по крайней мере каждые 30 с, за исключением тех случаев, когда опознавание NDB производится путем манипуляции прерыванием несущей. В последнем случае опознавательный позывной посылается примерно с одноминутными интервалами, за исключением того, что в случае отдельных NDB, когда это сочтено желательным с эксплуатационой точки зрения, может использоваться более короткий интервал.

3.4.5.2.1.1 За исключением тех случаев, когда опознавание радиомаяка производится путем манипуляции прерыванием несущей, сигнал опознавания должен передаваться по крайней мере три раза каждые 30 с с равным интервалом в пределах этого периода времени.

3.4.5.3 Когда NDB имеет средний радиус номинальной зоны действия 92,7 км (50 м. миль) или менее и представляет собой в основном средство обеспечения захода на посадку и полета в зоне ожидания вблизи аэродрома, сигнал опознавания передается по крайней мере три раза каждые 30 с равными интервалами в пределах этого периода времени.

3.4.5.4 Частота модулирующего тонального сигнала, используемая для опознавания, составляет 1020 ±50 Гц или 400 ±25 Гц..

Примечание: Определение используемой величины следует производить на региональной основе в свете соображений, содержащихся в п. 6.5 дополнения C.

3.4.6 Характеристики излучения

Примечание: Излагаемые ниже технические требования не имеют целью исключить применение модуляций или типов модуляций, которые могут использоваться в NDB в дополнение к тем, которые указаны для опознавания, включая одновременное опознавание и обеспечение радиотелефонной связи, если эти дополнительные модуляции не оказывают заметного влияния на эксплуатационные характеристики NDB, функционирующих совместно с используемыми в настоящее время бортовыми радиокомпасами, и если их использование не вызывает вредных помех для обеспечения других функций NDB.

3.4.6.1 За исключением случаев, предусмотренных в п. 3.4.6.1.1, все NDB излучают непрерываемую несущую и опознаются по сигналам, образованным с помощью манипуляции прерыванием тональной частоты при модуляции по амплитуде (NON/A2A).

3.4.6.1.1 За исключением тех NDB, которые полностью или частично служат в качестве средств обеспечения полета в зоне ожидания, захода на посадку или посадки или тех, которые имеют средний радиус номинальной зоны действия менее 92,7 км (50 м. миль), NDB могут опознаваться путем прерывания немодулированной несущей (NON/A1A), если они находятся в зонах с большой плотностью размещения радиомаяков и/или там, где требующуюся номинальную зону действия образовать практически невозможно ввиду:

a) радиопомех от радиостанций;

b) высокого уровня атмосферных помех;

c) местных условий.

Примечание: При выборе типов излучения следует учитывать возможность путаницы, возникающей вследствие того, что пилот воздушного судна производит перестройку со средства с опознаванием типа NON/A2A на средство с опознаванием типа NON/A1A, не переводя радиокомпас из режима работы "MCW" в режим работы "CW".

3.4.6.2 Глубина модуляции каждого NDB, опознавание которого производится путем манипуляции прерыванием звуковой частоты модуляции, удерживается настолько близко к 95 %, насколько это практически возможно.

3.4.6.3 Характеристики излучения во время передачи сигнала опознавания каждого NDB, опознавание которого производится путем манипуляции прерыванием тональной частоты модуляции, являются таковыми, чтобы обеспечить удовлетворительное опознавание на границе номинальной зоны действия.

Примечание 1. Вышеизложенное требование обуславливает настолько высокий процент модуляции, насколько это практически возможно, а также предусматривает поддержание достаточной мощности излучения несущей во время передачи опознавательных сигналов.

Примечание 2. При наличии полосы пропускания радиопеленгатора ±3 кГц по обе стороны от несущей вышеизложенное требование будет, как правило, удовлетворяться на границе номинальной зоны действия при отношении сигнал/шум 6 дБ.

Примечание 3. Некоторые соображения, касающиеся глубины модуляции, содержатся в п. 6.4 дополнения С.

3.4.6.4 При излучении сигнала опознавания мощность несущей NDB при излучениях типа NON/A2A не должна падать, за исключением тех случаев, когда при среднем радиусе номинальной зоны действия, превышающем 92,7 км (50 м. миль), может допускаться падение мощности не более чем на 1,5 дБ.

3.4.6.5 Нежелательные низкочастотные модуляции в целом составляют менее 5 % амплитуды несущей.

Примечание. Надежность работы бортового автоматического радиокомпаса (ADF) может быть значительно снижена, если излучение радиомаяка содержит модуляцию звуковой частотой, равной или приближающейся к частоте коммутации рамочной антенны или ее второй гармоники. Используемые в современном оборудовании частоты коммутации рамочной антенны находятся в диапазоне 30–120 Гц.

3.4.6.6 Ширина полосы излучений и уровень паразитных излучений поддерживаются на самом низком уровне,который может быть достигнут с учетом технического развития и характера обеспечиваемого обслуживания.

3.4.7 Расположение посадочных радиомаяков (приводных радиостанций)

3.4.7.1 В тех случаях, когда посадочные радиомаяки (приводные радиостанции) используются как дополнение к ILS, они должны располагаться в тех местах, где размещаются внешний и средний маркерные радиомаяки. Там, где в качестве дополнения к ILS используется только один посадочный радиомаяк, желательно, чтобы это средство было расположено в месте размещения внешнего маркерного радиомаяка. В тех случаях, когда посадочные радиомаяки (приводные радиостанции) применяются в качестве средства обеспечения конечного этапа захода на посадку при отсутствии ILS, следует выбирать места расположения, аналогичные тем, которые используются при наличии ILS, принимая во внимание соответствующие положения, касающиеся безопасного пролета препятствий.

3.4.7.2 В тех случаях, когда посадочные радиомаяки (приводные радиостанции) устанавливаются в местах расположения среднего и внешнего маркерных радиомаяков, они должны размещаться, когда это практически возможно, на той же стороне от продолжения осевой линии ВПП для того, чтобы обеспечить линию пути между посадочными радиомаяками (приводными радиостанциями), которая будет в большей степени приближаться к линии, параллельной осевой линии ВПП.

3.4.8 Контроль

3.4.8.1 Для каждого NDB обеспечиваются соответствующие средства выявления любого из следующих условий в надлежащем месте расположения:

a) уменьшение мощности излучения несущей более чем на 50 % ниже уровня, который требуется для обеспечения номинальной зоны действия;

b) прекращение передачи опознавательного сигнала;

c) неисправность или отказ самого контрольного устройства.

3.4.8.2 В тех случаях, когда NDB получает питание от источника, частота которого близка к частотам коммутации оборудования бортового ADF, и там, где вследствие конструкции NDB может оказаться, что излучение модулируется частотой питания, контрольное устройство должно обладать способностью обнаруживать такую модуляцию несущей частотой источника, превышающей 5 %.

3.4.8.3 Во время функционирования посадочного радиомаяка (приводной радиостанции) контрольное устройство обеспечивает непрерывную проверку работы данного средства в соответствии с тем, как это предписано в подпунктах a), b) и c) п. 3.4.8.1.

3.4.8.4 Во время функционирования NDB не в качестве посадочного радиомаяка (приводной радиостанции) контрольное устройство должно обеспечивать непрерывную проверку работы NDB в соответствии с тем, как это предписано в подпунктах a), b) и c) п. 3.4.8.1.

Примечание: Инструктивный материал относительно проверки NDB содержится в п. 6.6 дополнения C.

3.5 Технические требования, предъявляемые к дальномерному УВЧ-оборудованию (DME)

Примечание: В последующем разделе говорится о двух типах DME: DME/N для общего использования и DME/P, описанное в п. 3.11.3.

3.5.1 ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Амплитуда импульса. Максимальное напряжение огибающей импульса, т. е. точка "A" на рис. 3-1.

Виртуальная исходная точка. Точка, в которой прямая линия, проходящая через точки, соответствующие 30 и 5% амплитуды на переднем фронте импульса, пересекает ось, соответствующую нулевому значению амплитуды (см. рис. 3-2).

Время запирания DME. Период непосредственно после декодирования действительного запроса, в течение которого принимаемые запросы не приведут к выработке ответа.

Примечание. Время запирания предназначается для предотвращения ответов приемоответчика на переотраженные сигналы, возникающие в результате многопутевого распространения.

Время манипуляции. Время, за которое передается знак точки или тире кода Морзе.

Время нарастания импульса. Время, замеренное между точками амплитуды напряжения, соответствующими 10 и 90 % амплитуды на переднем фронте огибающей импульса, т. е. точками a и c на рис. 3-1.

Время спада импульса. Время, замеренное между точками амплитуды напряжения, соответствующими 90 и 10% амплитуды на заднем фронте огибающей импульса, т. е. между точками e и g на рис. 3-1.

Длительность импульса. Интервал времени между точками, соответствующими 50 % амплитуды на переднем и заднем фронтах огибающей импульса, т. е. между точками b и f на рис. 3-1.

DME/N. Дальномерное оборудование, в первую очередь предназначенное для обслуживания эксплуатационных навигационных потребностей на маршруте или в узловом диспетчерском районе (TMA), когда под "N" подразумеваются узкие спектральные характеристики.

***DME/P*.** Дальномерный элемент MLS, где под "P" подразумевается точное измерение расстояния. Спектральные характеристики аналогичны DME/N.

***Импульсный код*.** Метод обеспечения различия между режимами W, X, Y и Z, а также между режимами FA и IA.

***Опорная точка захода на посадку MLS*.** Точка на минимальной глиссаде, находящаяся на определенной высоте над порогом ВПП (см. п. 3.11).

Погрешность задания траектории (PFE). Часть погрешности сигнала наведения, которая может привести к смещению воздушного судна с требуемого курса и/или глиссады (см. п. 3.11).

Поиск. Условия работы, когда запросчик DME пытается принять ответы на свои запросы от определенного приемоответчика и синхронизироваться с ними.

Режим конечного этапа захода на посадку (FA). Условия работы DME/P, которые обеспечивают полеты в зоне конечного этапа захода на посадку и в районе ВПП.

Режим начального этапа захода на посадку (IA). Условия работы DME/P, которые обеспечивают полеты за пределами зоны конечного этапа захода на посадку и при которых обеспечивается взаимодействие DME/N.

Режим W, X, Y, Z. Метод кодирования передач DME путем изменения временного расстояния между импульсами импульсной пары для того, чтобы использовать каждую частоту несколько раз.

Скорость передачи. Среднее количество пар импульсов, передаваемых приемоответчиком в секунду.

Слежение. Условия работы, когда запросчик DME синхронизируется с ответами на свои собственные запросы и непрерывно обеспечивает измерение дальности.

***Точка начала отсчета MLS*.** Точка на осевой линии ВПП, наиболее близкая к фазовому центру угломестной антенны захода на посадку (см. п. 3.11).

***Частичное время нарастания импульса*.** Время, замеренное между точками, соответствующими 5 и 30% амплитуды на переднем фронте огибающей импульса, т. е. между точками h и i на рис. 3-1 и 3-2.

Шумы управления (CMN). Часть погрешности сигнала наведения, которая приводит в движение рулевые поверхности, штурвал и колонку и может повлиять на угловое положение воздушного судна при полете с управлением от автопилота, но не вызывает отклонения воздушного судна от заданного курса и/или глиссады (см. п. 3.11).

Эквивалентная изотропно излучаемая мощность (EIRP). Произведение мощности, подводимой к антенне, на коэффициент усиления антенны в данном направлении относительно изотропной антенны (абсолютный или изотропный коэффициент усиления).

Эффективность по ответу. Отношение числа ответов, переданных приемоответчиком, к общему количеству фактически принятых запросов.

Эффективность системы. Отношение количества достоверных ответов, обработанных запросчиком, к общему количеству его собственных запросов.

3.5.2 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.5.2.1 Система DME предусматривает непрерывную и точную индикацию в кабине пилота наклонной дальности соответствующим образом оборудованного воздушного судна от контрольной точки наземной установки данного средства.

3.5.2.2 Система DME состоит из двух основных компонентов, бортового и наземного. Бортовой компонент называется запросчиком, а наземный – приемоответчиком.

3.5.2.3 Во время функционирования запросчики запрашивают приемоответчики, которые, в свою очередь, передают запросчику ответы, синхронизированные с запросами, обеспечивая таким образом средство точного измерения расстояния.

3.5.2.4 DME/P имеет два режима работы, IA и FA.

3.5.2.5 Когда DME совмещается с ILS, MLS или VOR для создания одного средства, они:

a) работают со стандартным спариванием частот в соответствии с положениями п. 3.5.3.3.4;

b) располагаются в одном и том же месте в пределах, предписываемых для взаимодействующих средств в п. 3.5.2.6;

c) отвечают положениям п. 3.5.3.6.4 относительно опознавания.

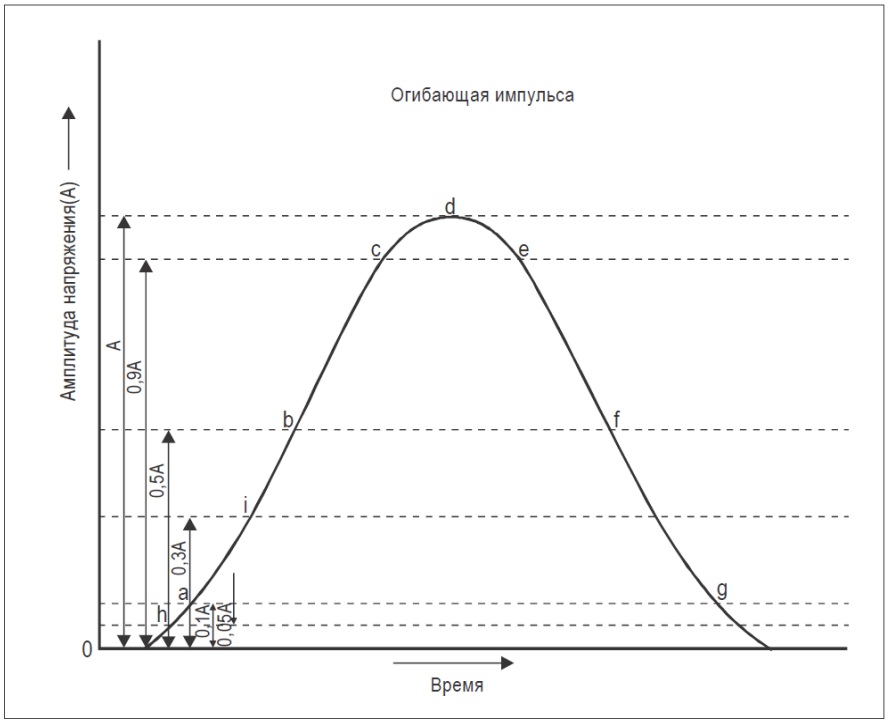


Рис. 3-1

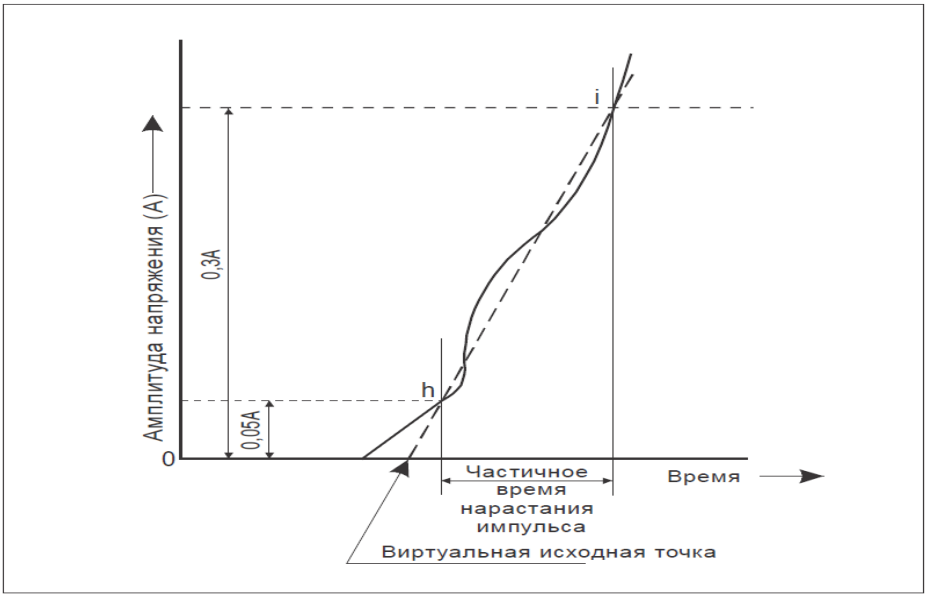


Рис. 3-2

3.5.2.6 *Пределы совместного размещения оборудования DME, взаимодействующего с оборудованием ILS, MLS или VOR*

3.5.2.6.1 Взаимодействующие средства VOR и DME размещаются совместно в соответствии со следующими положениями:

a) в случае средств, которые используются в районах аэропортов для целей обеспечения захода на посадку или для других целей, когда от системы требуется самая высокая точность определения положения воздушного судна, разнесенность антенн VOR и DME не превышает 80 м (260 фут);

b) для достижения целей, помимо тех, которые указаны в подпункте a), разделяющее антенны VOR и DME расстояние не превышает 600 м (2000 фут).

3.5.2.6.2 Взаимодействие DME с ILS

Примечание: Инструктивный материал по взаимодействию DME с ILS приводится в п. 2.11 дополнения C.

3.5.2.6.3 Взаимодействие DME с MLS

3.5.2.6.3.1 Если DME/P используется для предоставления информации о дальности, то его следует располагать как можно ближе к азимутальному оборудованию MLS.

Примечание: Примечание. Инструктивный материал по размещению DME с MLS приводится в п. 5 дополнения G и в п. 7.1.6 дополнения C. В данном инструктивном материале, в частности, предусмотрены соответствующие меры исключения разной индикации нулевой дальности в тех случаях, когда DME/P, взаимодействующее с MLS, и DME/N, взаимодействующее с ILS, обслуживают одну ВПП.

3.5.2.7 Стандарты 3.5.3, 3.5.4 и 3.5.5, обозначенные ‡, применяются только к оборудованию DME, установленному после 1 января 1989 года.

3.5.3 Системные характеристики

3.5.3.1 Работа

3.5.3.1.1 Дальность. Система обеспечивает средство измерения расстояния наклонной дальности от воздушного судна до выбранного приемоответчика в пределах зоны действия,

которая предписана эксплуатационными требованиями в отношении данного выбранного приемоответчика.

3.5.3.1.2 Зона действия

3.5.3.1.2.1 При взаимодействии с VOR зона действия DME/N соответствует, по крайней мере, зоне действия VOR, насколько это практически осуществимо.

3.5.3.1.2.2 При взаимодействии либо с ILS, либо с MLS зона действия DME/N соответствует, по крайней мере, секторам зоны действия по углу ILS или MLS.

3.5.3.1.2.3 Зона действия DME/P, по крайней мере, такая же, как зона действия в азимутальных секторах наведения по углу MLS.

Примечание: Примечание. Вышеизложенные положения не предназначены для указания эксплуатационной дальности и зоны действия, которые может иметь данная система; в определенных районах пространственная разнесенность уже установленных средств может ограничить дальность действия системы.

3.5.3.1.3 Точность

3.5.3.1.3.1 Точность системы. Указанные в пп. 3.5.3.1.4, 3.5.4.5 и 3.5.5.4 стандарты точности удовлетворяются, исходя из 95 %-ной вероятности.

3.5.3.1.4 Точность DME/P

Примечание 1Для учета различных вариантов применения ниже приводятся два стандарта точности 1 и 2 для DME/P.

Примечание 2: Инструктивный материал по точностным характеристикам приведен в п. 7.3.2 дополнения C.

3.5.3.1.4.1 Составляющие погрешности. Погрешность задания траектории (PFE) включает в себя те частотные составляющие погрешности DME/P на выходе запросчика, которые меньше 1,5 рад/с. Шумы управления (CMN) включают в себя те частотные составляющие погрешности DME/P на выходе запросчика, которые находятся между 0,5 и 10 рад/с.

Примечание: Указанные пределы погрешности в любой точке должны применяться ко всем траекториям полета, которые проходят через данную точку. Информация о представлении погрешностей DME/P и измерении этих погрешностей в течение интервала времени, принятого для облета, приведена в п. 7.3.6.1 дополнения C.

3.5.3.1.4.2 Погрешности на продолжении осевой линии ВПП не превышают значений, приведенных в таблице B в конце этой главы.

3.5.3.1.4.3 В секторе захода на посадку, в стороне от продолжения осевой линии ВПП, допускается линейное увеличение PFE в зависимости от угла как для стандарта 1, так и для стандарта 2 до значения ±40° азимутального угла MLS, при этом допускаемая погрешность в 1,5 раза больше погрешности на продолжении осевой линии ВПП на том же расстоянии. Допустимые CMN не увеличиваются в зависимости от угла. PRE или CMN не ухудшаются в зависимости от угла места.

3.5.3.2 Радиочастоты и поляризация. Система работает с вертикальной поляризацией в диапазоне частот 960–1215 МГц. Запросная и ответная частоты присваиваются с разносом каналов 1 МГц.

3.5.3.3 *Формирование каналов*

3.5.3.3.1 Рабочие каналы DME образуются путем спаривания запросной и ответной частот с импульсным кодированием на спаренных частотах.

3.5.3.3.2 Импульсное кодирование. Каналы DME/P имеют два различных импульсных кода запроса, как показано в таблице в п. 3.5.4.4.1. Один должен использоваться в режиме

начального этапа захода на посадку (IA); другой должен использоваться в режиме конечного этапа захода на посадку (FA).

3.5.3.3.3 Рабочие каналы DME выбираются из 352 каналов таблицы A (приведенной в конце этой главы), в которой приводятся номера присваиваемых каналов, частоты и коды импульсов системы.

3.5.3.3.4 Спаривание каналов. Когда приемоответчик DME предназначен для работы с отдельным навигационным ОВЧ-средством в диапазоне частот 108–117,95 МГц и/или угломерным оборудованием MLS в диапазоне частот 5031,0–5090,7 МГц, рабочий канал DME спаривается с ОВЧ-каналом и/или частотой угломерного оборудования MLS, как показано в таблице A.

Примечание: Возможны случаи, когда канал DME будет спарен как с частотой ILS, так и с каналом MLS (см. п. 4.3 главы 4 тома V AR ANS-015).

3.5.3.4 *Частота повторения запросных импульсов*

Примечание: Если запросчик работает на нескольких каналах в течение 1 с, приведенные ниже технические требования применяются к сумме запросов на всех каналах.

3.5.3.4.1 DME/N. Средняя частота повторения импульсов (PRF) запросчика не превышает 30 импульсных пар в секунду с учетом допущения относительно того, что 95 % времени затрачивается на слежение.

3.5.3.4.2 DME/N. Если желательно уменьшить время поиска, то в ходе поиска можно увеличить PRF, но не более чем до 150 импульсных пар в секунду.

3.5.3.4.3 DME/N. В тех случаях, когда было передано 15 000 импульсных пар и не было получено индикации расстояния, PRF не должна превышать 60 импульсных пар в секунду до тех пор, пока не будет произведена смена рабочего канала или успешно завершен поиск.

3.5.3.4.4 ‡DME/N. Если после 30 с не было обеспечено слежение, частота повторения импульсных пар не превышает 30 импульсных пар в секунду соответственно.

3.5.3.4.5 DME/P. Частота повторения импульсов запроса не превышает приведенных ниже значений пар импульсов в секунду:

a) поиск 40;

b) воздушное судно на земле 5;

c) режим слежения на начальном этапе захода на посадку 16;

d) режим слежения на конечном этапе захода на посадку 40.

Примечание 1. Частота повторения импульсов (PRF) в 5 импульсных пар в секунду при нахождении воздушного судна на земле может превышаться, если воздушному судну необходима точная информация о дальности.

Примечание 2. Предлагается, чтобы все изменения PRF были получены за счет использования автоматических средств.

3.5.3.5 Пропускная способность системы

3.5.3.5.1 Пропускная способность приемоответчиков в том или ином районе является достаточной для обеспечения обслуживания пикового движения или 100 воздушных судов (из этих двух величин выбирается меньшая).

3.5.3.5.2 Если пиковое движение в данном районе превышает 100 воздушных судов, приемоответчик должен иметь возможность обслуживать это пиковое движение.

Примечание: Инструктивный материал о возможности обслуживания воздушных судов приведен в п. 7.1.5 дополнения C.

3.5.3.6 Опознавание приемоответчиков

3.5.3.6.1.1 Все приемоответчики передают опознавательный сигнал одним из следующих способов, в соответствии с требованиями, содержащимися в п. 3.5.3.6.5:

a) "независимое" опознавание, представляющее собой передачу кодированных опознавательных импульсов (международный код Морзе), которые могут использоваться всеми приемоответчиками;

b) "взаимодействующий" сигнал, который может использоваться приемоответчиками, специально взаимодействующими с навигационным ОВЧ-средством или с оборудованием MLS наведения по углу, которые сами передают сигнал опознавания.

Примечание. Оборудование углового наведения MLS обеспечивает опознавание с помощью цифрового слова, передаваемого по каналу передачи данных в зоны действия азимута захода на посадку и обратного азимута, как это указано в п. 3.11.4.6.2.1.

3.5.3.6.2 Обе системы опознавания используют сигналы, которые состоят из передаваемой в течение определенного периода времени серии спаренных импульсов с частотой повторения 1350 импульсных пар в секунду, временно заменяющих все ответные импульсы, которые нормально передавались бы в этот временной интервал, за исключением случаев, приведенных в п. 3.5.3.6.2.2. Эти импульсы имеют характеристики, аналогичные характеристикам других ответных сигналов.

3.5.3.6.2.1 ‡DME/N. Импульсы ответа передаются между периодами времени манипуляции.

3.5.3.6.2.2 DME/N. Если желательно сохранить постоянный рабочий цикл через 100 ±10 мкс после передачи каждой пары опознавательных импульсов, следует передавать пару выравнивающих импульсов, имеющих такие же характеристики, как и пары опознавательных импульсов.

3.5.3.6.2.3 DME/P. Импульсы ответа передаются между периодами времени манипуляции.

3.5.3.6.2.4 Для приемоответчика DME/P импульсные пары ответа, соответствующие запросам в режиме FA, также должны передаваться в течение периодов времени манипуляции и иметь приоритет перед импульсными парами опознавания.

3.5.3.6.2.5 Приемоответчик DME/P не использует пару выравнивающих импульсов, упомянутых в п. 3.5.3.6.2.2.

3.5.3.6.3 Сигнал "независимого" опознавания имеет следующие характеристики:

a) опознавательный сигнал состоит из передаваемых радиомаячным кодом в виде точек и тире (международный код Морзе) опознавательных импульсов с периодичностью по крайней мере один раз каждые 40 с и со скоростью по крайней мере 6 слов в минуту;

b) характеристики опознавательного кода и скорость передачи букв приемоответчика DME отвечают следующим положениям для того, чтобы максимальная полная длительность включения не превышала 5 с на группу опознавательного кода. Длительность точек составляет от 0,1 до 0,160 с. Длительность тире обычно в три раза больше длительности точек. Пауза между точками и/или тире равна длительности одной точки ±10 %. Пауза между буквами или цифрами составляет не менее длительности трех точек. Весь период передачи группы опознавательного кода не превышает 10 с.

Примечание. Тональный опознавательный сигнал передается с частотой повторения 1350 импульсов в секунду. Эта частота может использоваться непосредственно в бортовом оборудовании в качестве звукового сигнала пилоту, или могут генерироваться другие частоты по выбору проектировщика запросчика (см. п. 3.5.3.6.2).

3.5.3.6.4 Сигнал "взаимодействующего" опознавания имеет следующие характеристики:

a) при взаимодействии с ОВЧ-средством или оборудованием наведения по углу MLS, опознавание передается в виде точек и тире (международный код Морзе), как это указано в п. 3.5.3.6.3, и синхронизируется с опознавательным кодом ОВЧ-средства;

b) каждый 40-секундный интервал разделяется на четыре и более равных периода, причем опознавательный сигнал приемоответчика передается в течение только одного периода, а опознавательный сигнал взаимодействующего ОВЧ-средства и угломерного оборудования MLS, если это оборудование предусмотрено, – в течение остальных периодов;

c) для приемоответчика DME, взаимодействующего с MLS, опознавательный сигнал представляет собой последние три буквы опознавательного кода угломерного оборудования MLS, указанного в п. 3.11.4.6.2.1.

3.5.3.6.5 Обеспечение опознавания

3.5.3.6.5.1 "Независимый" опознавательный код используется в тех случаях, когда приемоответчик не взаимодействует с каким-либо конкретным навигационным ОВЧ-средством или оборудованием MLS.

3.5.3.6.5.2 Во всех случаях, когда приемответчик взаимодействует с каким-либо конкретным навигационным ОВЧ-средством или оборудованием MLS, опознавание осуществляется с помощью "взаимодействующего" кода.

3.5.3.6.5.3 В тех случаях, когда взаимодействующее навигационное ОВЧ-средство осуществляет радиотелефонную связь, "взаимодействующий" сигнал приемоответчика не подавляется.

3.5.3.7 Переход на режим DME/P

3.5.3.7.1 Запросчик DME/P для стандарта точности 1 переходит с режима слежения TA на режим слежения FA на р асстоянии 1 3 к м (7 м. м иль) о т п риемоответчика при полете на приемоответчик или в любом другом случае, когда он находится в зоне 13 км (7 м. миль) от него.

3.5.3.7.2 Для стандарта точности 1 переход с режима IA на режим слежения FA может быть начат на расстоянии 14,8 км (8 м. миль) от приемоответчика. За пределами 14,8 км (8 м. миль) запросчик не запрашивает в режиме FA.

Примечание: Положение п. 3.5.3.7.1 не применяется, если приемоответчиком является DME/N или если приемоответчик DME/P не работает в режиме FA.

3.5.3.8 Эффективность системы. Точность системы DME/P, приведенная в п. 3.5.3.1.4, обеспечивается при эффективности системы 50 % или более.

3.5.4 Подробные технические характеристики приемоответчика и связанного с ним контрольного устройства

3.5.4.1 Передатчик

3.5.4.1.1 Рабочая частота. Приемоответчик передает на частоте ответа, отведенной для присвоенного канала DME (см. п. 3.5.3.3.3).

3.5.4.1.2 Стабильность частоты. Рабочая частота не отличается более чем на ±0,002 % от присвоенной частоты.

3.5.4.1.3 Форма импульса и спектр. Нижеследующее применимо ко всем излучаемым импульсам:

a) Время нарастания импульса.

1) DME/N. Время нарастания импульса не превышает 3 мкс.

2) DME/P. Время нарастания импульса не превышает 1,6 мкс. Для режима FA импульс

имеет частичное время нарастания импульса 0,25 ±0,05 мкс. Для режима FA и стандарта точности 1 крутизна импульса во время частичного нарастания импульса не отличается более чем на ±20 %. Для стандарта точности 2 крутизна не отличается более чем на ±10 %.

3) DME/P. Рекомендация. Время нарастания импульса не должно превышать 1,2 мкс.

b) Длительность импульса равна 3,5 мкс ± 0,5 мкс.

c) Номинальное время спадания импульса равно 2,5 мкс, но не превышает 3,5 мкс.

d) Мгновенное значение амплитуды импульса не падает ниже 95 % максимальной амплитуды напряжения импульса в любой момент длительности импульса между точками, обозначающими 95 % максимального уровня на переднем и заднем фронтах импульса.

e) Для DME/N и DME/P спектр импульсно-модулированного сигнала является таким, что в пределах длительности импульса EIRP в полосе частот 0,5 МГц с центральной частотой, смещаемой на 0,8 МГц выше и ниже номинальной частоты канала, в обоих случаях не превышает 200 мВт, а EIRP в полосе частот 0,5 МГц с центральной частотой, смещенной на 2 МГц выше и ниже номинальной частоты канала, в обоих случаях не превышает 2 мВт. EIRP в любой полосе частот 0,5 МГц монотонно уменьшается по мере смещения центральной частоты в этой полосе от номинальной частоты канала.

f) Для обеспечения правильного использования пороговой методики мгновенная величина в импульсе или любых переходных процессах при включении, которые имеют место в период, предшествующий моменту времени, соответствующему виртуальной исходной точке, составляет менее одного процента максимальной амплитуды импульса. Включение начинается не раньше, чем за 1 мкс до наступления момента времени, соответствующего виртуальной исходной точке.

Примечание 1. Под временем "в течение импульса" подразумевается общее время от начала передачи импульса до его окончания. Для практических целей этот интервал может быть измерен между точками на переднем и заднем фронтах огибающей импульса на высоте 5 %.

Примечание 2. Мощность в полосах частот, указанных в п. 3.5.4.1.3 e), является средней мощностью за время передачи импульса. Средняя мощность в данной полосе частот представляет собой энергию в данной полосе частот, поделенную на время передачи импульса в соответствии с примечанием 1.

3.5.4.1.4 Интервал между импульсами

3.5.4.1.4.1 Интервал между импульсами, образующими передаваемые импульсные пары, имеет значения, приведенные в таблице в п. 3.5.4.4.1.

3.5.4.1.4.2 DME/N. Допуск на интервал между импульсами составляет ±0,25 мкс.

3.5.4.1.4.3 DME/N. Допуск на интервал между импульсами DME/N должен составлять ±0,10 мкс.

3.5.4.1.4.4 DME/P. Допуск на расстояние между импульсами составляет ±0,10 мкс.

3.5.4.1.4.5 Интервал между импульсами измеряется между точками, обозначающими половинное напряжение на передних фронтах импульсов.

3.5.4.1.5 Максимальная выходная мощность

3.5.4.1.5.1 DME/N. Пиковая EIRP должна быть не менее требуемой для обеспечения максимальной плотности импульсной мощности, равной приблизительно –83 дБВт/м^2 при максимальной дальности действия и максимальном уровне.

3.5.4.1.5.2 ‡DME/N. Пиковая эквивалентная изотропическая излучаемая мощность не меньше той, которая требуется для обеспечения пиковой импульсной плотности мощности –89 дБВт/м^2 при любых условиях погоды в любой точке зоны действия, указанной в п. 3.5.3.1.2.

Примечание: Хотя в пункте, приведенном в п. 3.5.4.1.5.2, учтена улучшенная чувствительность

приемника запросчика, имеется в виду, что плотность мощности, указанная в п. 3.5.4.1.5.1, будет иметь место на максимальном обслуживаемом расстоянии и высоте.

3.5.4.1.5.3 DME/P. Пиковая эквивалентная изотропическая излучаемая мощность не меньше мощности, требуемой для обеспечения приведенной ниже пиковой плотности импульсной мощности при любых условиях погоды:

a) –89 дБВт/м^2 в любой точке в пределах зоны действия, указанной в п. 3.5.3.1.2, на расстоянии более 13 км (7 м. миль) от антенны приемоответчика;

b) –75 дБВт/м^2 в любой точке в пределах зоны действия, указанной в п. 3.5.3.1.2, на расстоянии менее 13 км (7 м. миль) от антенны приемоответчика;

c) –70 дБВт/м^2 в опорной точке захода на посадку MLS;

d) –79 дБВт/м^2 на высоте 2,5 м (8 фут) над поверхностью ВПП, в опорной точке MLS или в самой удаленной точке на продолжении осевой линии ВПП, которая находится на линии прямой видимости от антенны приемоответчика DME.

Примечание. Инструктивный материал по EIRP содержится в пп. 7.2.1 и 7.3.8 дополнения С.

3.5.4.1.5.4 Максимальная мощность импульсов, образующих любую импульсную пару, не отличается более чем на 1 дБ.

3.5.4.1.5.5 Пропускная способность передатчика по ответу должна быть такой, чтобы приемоответчик мог непрерывно работать со скоростью передачи 2700 ±90 импульсных пар в секунду (если требуется обеспечить обслуживание 100 воздушных судов).

Примечание: Инструктивный материал о связи номера воздушного судна со скоростью передачи приведен в п. 7.1.5 дополнения С.

3.5.4.1.5.6 Передатчик работает со скоростью передачи, включая беспорядочно распределенные импульсные пары и импульсные пары ответа о дальности, не менее 700 импульсных пар в секунду, исключая время опознавания. Минимальная скорость передачи как можно ближе приближается к скорости 700 импульсных пар в секунду. Для DME/P она никогда не превышает 1200 импульсных пар в секунду.

Примечание: Приемоответчики DME, работающие с устойчивой скоростью передачи, приблизительно соответствующей 700 импульсных пар в секунду, сводят к минимуму влияние импульсных помех, в частности, работе другого оборудования обслуживания авиации, такого как GNSS.

3.5.4.1.6 Паразитное излучение. В интервалах между передачей отдельных импульсов паразитная мощность, принятая и измеренная в приемнике, имеющем одинаковые характеристики с приемником приемоответчика, но настроенном на любую запросную или ответную частоту DME, более чем на 50 дБ ниже пиковой мощности импульса, принятого и измеренного в том же приемнике, настроенном на ответную частоту, используемую при передаче требуемых импульсов. Это положение относится ко всем паразитным передачам, включая помехи от модулятора и электрические помехи.

3.5.4.1.6.1 ‡DME/N. Уровень паразитной мощности, указанный в п. 3.5.4.1.6, более чем на 80 дБ ниже пикового уровня импульсной мощности.

3.5.4.1.6.2 DME/P. Уровень паразитной мощности, указанный в п. 3.5.4.1.6, более чем на 80 дБ ниже пикового уровня мощности.

3.5.4.1.6.3 Паразитные излучения вне полосы частот. На всех частотах от 10 до 1800 МГц, исключая полосу частот от 960 до 1215 МГц, паразитное излучение передатчика приемоответчика DME не превышает –40 дБмВт в любом интервале, равном 1 кГц, ширины полосы пропускания приемника.

3.5.4.1.6.4 Эквивалентная изотропическая излучаемая мощность гармоники CW несущей частоты на любом рабочем канале DME не превышает –10 дБмВт.

3.5.4.2 Приемник

3.5.4.2.1 Рабочая частота. Центральной частотой приемника является запросная частота, соответствующая присвоенному рабочему каналу DME (см. п. 3.5.3.3.3).

3.5.4.2.2 Стабильность частоты. Центральная частота приемника не отличается более чем на 0,002 % от присвоенной частоты.

3.5.4.2.3 Чувствительность приемоответчика

3.5.4.2.3.1 При отсутствии всех импульсных пар запроса, исключая те, которые необходимы для обеспечения замера чувствительности, парные импульсы запроса с соответствующим расстоянием между импульсами и номинальной частотой обеспечивают срабатывание приемоответчика, если плотность пиковой мощности на антенне приемоответчика составляет по крайней мере:

a) –103 дБВт/м2 для DME/N с зоной действия более 56 км (30 м. миль),

b) –93 дБВт/м2 для DME/N с зоной действия не более 56 км (30 м. миль),

c) –86 дБВт/м2 для режима IA DME/P,

d) –75 дБВт/м2 для режима FA DME/P.

3.5.4.2.3.2 Минимальные значения плотности мощности, указанные в п. 3.5.4.2.3.1, обеспечивают ответ приемоответчика с эффективностью по крайней мере:

a) 70 % для DME/N,

b) 70 % для режима IA DME/P,

c) 80 % для режима FA DME/P.

3.5.4.2.3.3 ‡Динамический диапазон DME/N. Характеристики приемоответчика сохраняются, если плотность мощности запросного сигнала на антенне приемоответчика имеет любое значение между минимальными значениями, указанными в п. 3.5.4.2.3.1, и максимальным значением –22 дБВт/м^2 в тех случаях, когда данное оборудование устанавливается вместе с системами ILS или MLS, и максимальным значением –35 дБВт/м^2 в тех случаях, когда оно устанавливается для применения в других целях.

3.5.4.2.3.4 Динамический диапазон DME/P. Характеристики приемоответчика сохраняются, если плотность мощности запросного сигнала на антенне приемоответчика имеет любое значение между минимальным значением, указанным в п. 3.5.4.2.3.1, и максимальным значением –22 дБВт/м^2.

3.5.4.2.3.5 Уровень чувствительности приемоответчика не изменяется более чем на 1дБ при изменении его нагрузки от 0 до 90 % максимальной величины скорости передачи.

3.5.4.2.3.6 ‡DME/N. Если интервал между импульсами в импульсной паре отличается от номинального значения на ±1 мкс, чувствительность приемника не уменьшается больше чем на 1 дБ.

3.5.4.2.3.7 DME/P. Если интервал между импульсами в импульсной паре отличается от номинального значения на ±1 мкс, чувствительность приемника не уменьшается больше чем на 1 дБ.

3.5.4.2.4 Ограничение нагрузки

3.5.4.2.4.1 DME/N. В тех случаях, когда нагрузка приемоответчика превышает 90 % его максимальной величины скорости передачи, следует предусмотреть автоматическое уменьшение чувствительности приемника для ограничения числа ответов приемоответчика и

обеспечения того, что при этом не будет превышена максимальная допустимая скорость передачи. (Диапазон регулируемого снижения чувствительности должен составлять по крайней мере 50 дБ).

3.5.4.2.4.2 DME/P. Для предотвращения перегрузки приемоответчика данный приемоответчик автоматически ограничивает ответы с тем, чтобы исключить превышение максимальной скорости передачи. В случае введения снижения чувствительности приемника для удовлетворения данного требования оно применяется только к режиму IA и не влияет на режим FA.

3.5.4.2.5 Шум. Если приемник получает запросы с плотностью мощности, указанной в п. 3.5.4.2.3.1, для обеспечения скорости передачи, равной 90 % максимальной скорости передачи, импульсные пары, вырабатывающие шум, не превышают 5 % максимальной скорости передачи.

3.5.4.2.6 Ширина полосы частот

3.5.4.2.6.1 Минимально допустимая ширина полосы частот приемника является такой, что при сложении общего ухода частоты приемника и ухода входной частоты запроса ±100 кГц уровень чувствительности приемоответчика не понижается более чем на 3 дБ.

3.5.4.2.6.2 DME/N. Ширина полосы частот приемника также является достаточной для обеспечения соответствия п. 3.5.3.1.3, когда входные сигналы являются такими, которые указаны в п. 3.5.5.1.3.

3.5.4.2.6.3 DME/P – режим IA. Ширина полосы пропускания приемника достаточна для выполнения соответствия п. 3.5.3.1.3, если входные сигналы соответствуют сигналам, указанным в п. 3.5.5.1.3. Ширина полосы пропускания на уровне 12 дБ не превышает 2 МГц, а ширина полосы пропускания на уровне 60 дБ не превышает 10 МГц.

3.5.4.2.6.4 DME/P – режим FA. Ширина полосы пропускания приемника достаточна для выполнения п. 3.5.3.1.3, если входные сигналы соответствуют сигналам, указанным в п. 3.5.5.1.3. Ширина полосы пропускания на уровне 12 дБ не превышает 6 МГц, а ширина полосы пропускания на уровне 60 дБ не превышает 20 МГц.

3.5.4.2.6.5 Сигналы, которые смещены более чем на 900 кГц относительно требуемой номинальной частоты канала и которые имеют плотность мощности, достигающую величин, указанных в п. 3.5.4.2.3.3 в отношении DME/N и в п. 3.5.4.2.3.4 в отношении DME/P, не запускают приемоответчик. Сигналы, поступающие на промежуточной частоте, подавляются по крайней мере на 80 дБ. Все другие паразитные ответы или сигналы в диапазоне 960–1215 МГц и зеркальные частоты подавляются по крайней мере на 75 дБ.

3.5.4.2.7 Время восстановления. В течение 8 мкс после сигнала, амплитуда которого превышает минимальный запускающий уровень чувствительности приемоответчика на 0–60 дБ, этот уровень для полезного сигнала лежит в пределах 3 дБ при величине, полученной по время отсутствия сигналов. Это требование удовлетворяется при неработающих схемах подавления отраженных сигналов, если таковые имеются. Период времени 8 мкс должен измеряться между точками, обозначающими половинное напряжение на передних фронтах двух сигналов, форма которых отвечает техническим требованиям, содержащимся в п. 3.5.5.1.3.

3.5.4.2.8 Паразитные излучения. Излучения от любой части приемника или связанных с ним схем удовлетворяют требованиям, изложенным в п. 3.5.4.1.6.

3.5.4.2.9 Подавление незатухающих колебаний и отраженных сигналов

Подавление незатухающих колебаний и отраженных сигналов должно быть достаточным с учетом позиций, где будут использоваться приемоответчики.

Примечание. В данном случае отраженные сигналы означают нежелательные сигналы, вызванные многопутевой передачей (переотражениями и т. д.).

3.5.4.2.10 Защита от помех

Защита от помех за пределами диапазона частот DME должна быть достаточной с учетом позиций, где будут использоваться приемоответчики.

3.5.4.3 Декодирование

3.5.4.3.1 Приемоответчик включает схему декодирования, обеспечивающую его запуск только такой парой принятых импульсов, продолжительность которых и интервалы между которыми соответствуют сигналам запросчика, охарактеризованным в пп. 3.5.5.1.3 и 3.5.5.1.4.

3.5.4.3.2 Схема декодирования представляет собой схему, на характеристики которой не оказывают влияние сигналы, поступающие до, между или после импульсов, образующих одну импульсную пару с правильным интервалом.

3.5.4.3.3 ‡DME/N. Подавление импульсной пары в дешифраторе. Импульсная пара запросчика с интервалом между импульсами, отличающимися на ±2 мкс или более, и с любым уровнем сигнала до величины, указанной в п. 3.5.4.2.3.3, подавляется таким образом, чтобы скорость передачи не превышала значения, полученного при отсутствии запросов.

3.5.4.3.4 DME/P. Подавление импульсной пары в дешифраторе. Импульсная пара запросчика с интервалом между импульсами, отличающимися на ±2 мкс или более, и с любым уровнем сигнала до величины, указанной в п. 3.5.4.2.3.4, подавляется таким образом, чтобы скорость передачи не превышала значения, полученного при отсутствии запросов.

3.5.4.4 Временная задержка

3.5.4.4.1 В тех случаях, когда DME взаимодействует только с ОВЧ-средством, временна́я задержка представляет собой интервал, который отсчитывается от точки половинного напряжения на переднем фронте второго составляющего импульса запросной пары до точки половинного напряжения на переднем фронте второго составляющего импульса ответа. Эта задержка соответствует данным нижеприведенной таблицы, когда от бортовых запросчиков требуется передача информации о расстоянии от места установки приемоответчика.

		Интервал между импульсами (мкс)		*Временна́я задержка (мкс)*	
Индекс канала	*Режим работы*	*Запрос*	*Ответ*	*Синхронизация 1-го импульса*	*Синхронизация 2-го импульса*
X	DME/N	12	12	50	50
	DME/P IA M	12	12	50	–
	DME/P FA M	18	12	56	–
Y	DME/N	36	30	56	50
	DME/P IA M	36	30	56	–
	DME/P FA M	42	30	62	–
W	DME/N	–	–	–	–
	DME/P IA M	24	24	50	–
	DME/P FA M	30	24	56	–
Z	DME/N	–	–	–	–
	DME/P IA M	21	15	56	–
	DME/P FA M	27	15	62	–

Примечание 1. Каналы W и X являются мультиплексными одной и той же частоты.

Примечание 2. Каналы Z и Y являются мультиплексными одной и той же частоты.

3.5.4.4.2 В тех случаях, когда DME взаимодействует с угловым оборудованием MLS, временна́я задержка представляет собой интервал, который отсчитывается от точки половинного напряжения на переднем фронте первого составляющего импульса запросной

пары до точки половинного напряжения на переднем фронте первого составляющего импульса ответа. Эта задержка составляет 50 мкс для каналов режима X и 56 мкс для режима Y, когда от бортовых запросчиков требуется передача информации о расстоянии от места установки приемоответчика.

3.5.4.4.2.1 Для приемоответчиков DME/P не допускается никакой подстройки времени задержки.

3.5.4.4.3 Для DME/N должна иметься возможность устанавливать задержку приемоответчика на соответствующее значение между номинальным значением задержки – 15 мкс и номинальным значением временной задержки для того, чтобы дать возможность запросчикам воздушных судов обеспечить показание нулевого значения расстояния в определенной точке, удаленной от места установки приемоответчика.

Примечание: Режимы, не позволяющие провести установку времени задержки приемоответчика в полном диапазоне 15 мкс, могут подстраиваться только до величины, определяемой схемой задержки приемоответчика и временем восстановления.

3.5.4.4.3.1 ‡DME/N. Временна́я задержка представляет собой интервал, который отсчитывается от точки, обозначающей половинное напряжение на переднем фронте первого импульса, входящего в запросную пару, до точки, обозначающей половинное напряжение на переднем фронте первого импульса, входящего в ответную пару.

3.5.4.4.3.2 DME/N – режим IA. Временна́я задержка представляет собой интервал, который отсчитывается от точки, обозначающей половинное напряжение на переднем фронте первого импульса, входящего в запросную пару, до точки, обозначающей половинное напряжение на переднем фронте первого импульса, входящего в ответную импульсную пару.

3.5.4.4.3.3 DME/P – режим FA. Временна́я задержка представляет собой интервал, который отсчитывается от виртуальной исходной точки первого импульса, входящего в запросную пару, до виртуальной исходной точки первого импульса, входящего в ответную импульсную пару. Точки замера времени прибытия в каждом случае находятся в пределах частичного времени нарастания первого импульса, входящего в импульсную пару.

3.5.4.4.4 DME/N. Приемоответчики следует располагать как можно ближе к точке, в которой требуется иметь нулевую индикацию.

Примечание 1. Желательно, чтобы радиус сферы, на поверхности которой обеспечивается нулевая индикация, был как можно меньше с тем, чтобы свести к минимуму зону неоднозначности.

Примечание 2. Инструктивный материал по размещению DME с MLS приведен в п. 7.1.6 дополнения C и в п. 5 дополнения G. В данном инструктивном материале, в частности, предусмотрены соответствующие меры исключения разной индикации нулевой дальности в тех случаях, когда DME/P, взаимодействующее с MLS, и DME/N, взаимодействующее с ILS, обслуживают одну ВПП.

3.5.4.5 Точность

3.5.4.5.1 DME/N. Приемоответчик не добавляет к суммарной погрешности системы погрешность, превышающую ±1 мкс (150 м (500 фут)).

3.5.4.5.1.1 DME/N. Составляющая суммарной погрешности система, обусловленнаясочетанием погрешностей приемоответчика, погрешностей в координатах расположения приемоответчика, условий распространения и влияния случайных импульсных помех, не должна превышать ±340 м (0,183 м. мили) плюс 1,25 % измеренного расстояния.

Примечание: Этот предел вносимой погрешности включает погрешности всех источников, за исключением бортового оборудования, при этом предполагается, что бортовое оборудование определяет временную задержку на основе первого импульса из пары импульсов.

3.5.4.5.1.2 ‡DME/N. Сочетание погрешностей приемоответчика, погрешностей в координатах расположения приемоответчика, условий распространения и влияния случайных

импульсных помех не добавляет к суммарной погрешности системы погрешность, превышающую ±185 м (0,1 м. мили).

Примечание: Этот предел вносимой погрешности включает погрешности всех источников, за исключением бортового оборудования, при этом предполагается, что бортовое оборудование определяет временную задержку на основе первого импульса из пары импульсов.

3.5.4.5.2 ‡DME/N. Приемоответчик, взаимодействующий с посадочным средством, не добавляет к суммарной погрешности системы погрешность, превышающую ±0,5 мкс (75 м (250 фут)).

3.5.4.5.3 Режим DME/P — FA

3.5.4.5.3.1 Стандарт точности 1. Приемоответчик не добавляет к суммарной погрешности системы погрешность, превышающую ±10 м (±33 фут) PFE и ±8 м (±26 фут) CMN.

3.5.4.5.3.2 Стандарт точности 2. Приемоответчик не добавляет к суммарной погрешности системы погрешность, превышающую ±5 м (±16 фут) PFE и ±5 м (±16 фут) CMN.

3.5.4.5.4 DME/P – режим IA. Приемоответчик не добавляет к суммарной погрешности системы погрешность, превышающую ±15 м (±50 фут) PFE и ±10 м (±33 фут) CMN.

3.5.4.5.5 В тех случаях, когда дальномерное оборудование DME связано с угловым оборудованием MLS, в указанное выше значение точности следует добавить погрешность, вводимую путем обнаружения первого импульса вследствие допусков на интервалы между импульсами.

3.5.4.6 Эффективность

3.5.4.6.1 Эффективность приемоответчика по ответу составляет не менее 70 % для DME/N и DME/P (режим IA) и 80 % для DME/P (режим FA) при всех значениях его нагрузки вплоть до нагрузки, соответствующей той, которая указана в п. 3.5.3.5, при минимальном запускающем уровне чувствительности, указанном в пп. 3.5.4.2.3.1 и 3.5.4.2.3.5.

Примечание: При рассмотрении значения эффективности приемоответчика по ответу необходимо принимать во внимание время молчания DME и загрузку, обуславливаемую контрольной функцией.

3.5.4.6.2 Время запирания приемоответчика. Приемоответчик отключается на время, обычно не превышающее 60 мкс после декодирования действительного запроса. В особых случаях, когда расположение приемоответчика может вызвать проблемы, связанные с нежелательными отражениями, время запирания может увеличиваться, но только на минимальную величину, необходимую для обеспечения подавления переотраженных сигналов для DME/N и DME/P в режиме IA.

3.5.4.6.2.1 В режиме IA DME/P время запирания не блокирует канал в режиме FA и наоборот.

3.5.4.7 Контроль и управление

3.5.4.7.1 На позиции каждого приемоответчика предусматривается наличие средств автоматического контроля за работой используемого приемоответчика и управления им:

3.5.4.7.2 Действия по контролю за работой DME/N

3.5.4.7.2.1 В случае, если какое-либо из условий, указанных в 3.5.4.7.2.2 произойдет, монитор должен вызвать выполнение следующего действия:

a) в пункте управления обеспечивается соответствующая индикация;

b) автоматически выключается работающий приемоответчик;

c) автоматически приводится в действие запасной приемоответчик, если таковой имеется.

3.5.4.7.2.2 Контрольное устройство предпринимает действия, указанные в п. 3.5.4.7.2.1, если:

a) задержка приемоответчика отличается от назначенной величины на 1 мкс (150 м (500 фут)) или более;

‡b) в случае DME/N, взаимосвязанного с посадочным средством, задержка приемоответчика отличается от назначенной величины на 0,5 мкс (75 м (250 фут)) или более.

3.5.4.7.2.3 Контрольное устройство должно предпринять действия, указанные в п. 3.5.4.7.2.1, если интервал между 1 и 2 импульсами импульсной пары приемоответчика отличается от номинального значения, указанного в таблице после п. 3.5.4.4.1, на 1 мкс или более.

3.5.4.7.2.4 Контрольное устройство должно также обеспечивать соответствующую индикацию в пункте управления любого из следующих условий:

a) уменьшение передаваемой выходной мощности приемоответчика на 3 дБ и более;

b) уменьшение минимального уровня чувствительности приемника приемоответчика на 6 дБ и более (в том случае, если это не обусловлено действием схемы автоматического снижения усиления приемника);

c) интервал между первым и вторым импульсом ответной импульсной пары приемоответчика отличается от обычной величины, указанной в п. 3.5.4.1.4, на 1 мкс и более;

d) изменение частот приемника и передатчика приемоответчика, приводящее к использованию частот, выходящих за пределы диапазона управления эталонными схемами (если рабочие частоты не задаются непосредственно кварцевой стабилизацией).

3.5.4.7.2.5 Предусматривается наличие средств для того, чтобы любое из указанных в пп. 3.5.4.7.2.2, 3.5.4.7.2.3 и 3.5.4.7.2.4 условий и неисправностей, за которыми ведется контроль, могло проявляться в течение определенного периода времени до того, как контрольное устройство предпримет соответствующее действие. Этот период времени является как можно менее продолжительным (но не превышает 10 с), что отражает необходимость избежать прерывания работы приемоответчика в связи с переходным эффектом.

3.5.4.7.3 Ни для целей контроля, ни для целей автоматической регулировки частоты, ни для того и другого вместе запуск приемоответчика не производится чаще, чем 120 раз в секунду.

3.5.4.7.4 Действия по контролю за работой DME/P

3.5.4.7.4.1 Контрольная система отключает излучение приемоответчика и обеспечивает тревожную сигнализацию в пункте управления, если любое из приведенных ниже условий сохраняется дольше указанного периода времени:

a) изменение PFE приемоответчика превышает пределы, установленные либо в п. 3.5.4.5.3, либо в п. 3.5.4.5.4, более чем в течение 1 с. Если предел в режиме FA превышается, но выдерживается предел режима IA, режим IA сохраняется;

b) имеет место уменьшение EIRP на величину, большую чем это необходимо для удовлетворения требований, указанных в п. 3.5.4.1.5.3, в течение периода времени более 1 с;

c) на 3 дБ или более уменьшается чувствительность приемника, необходимая для удовлетворения требований, указанных в п. 3.5.4.2.3, в течение периода времени более 5 с в режиме FA и 10 с в режиме IA (при условии, что это не вызвано работой схем автоматического уменьшения чувствительности приемника);

d) интервал между первым и вторым импульсами пары ответа приемоответчика отличается от значения, указанного в таблице в п. 3.5.4.4.1, на 0,25 мкс или более в течение периода времени более 1 с.

3.5.4.7.4.2 Контрольное устройство, находящееся в установленной точке, должно обеспечивать соответствующую индикацию, если имеет место увеличение, выходящее за верхний предел 0,3 мкс, или уменьшение, выходящее за нижний предел 0,2 мкс частичного времени нарастания ответного импульса, которое составляет более 1 с.

3.5.4.7.4.3 Период времени, в течение которого передается ошибочная информация наведения, не превышает периодов времени, указанных в п. 3.5.4.7.3.1. Попытки исправить ошибку путем возврата основного наземного оборудования в исходное состояние или переключения на резервное наземное оборудование, если таковое имеется, обеспечивается в течение этого времени. Если в отведенное время отказ не обнаружен, излучение отключается. До истечения периода времени 20 с после отключения не предпринимается никаких попыток по восстановлению обслуживания.

3.5.4.7.4.4 Приемоответчик не должен запускаться для целей контроля более 120 раз в секунду в режиме IA и 150 раз в секунду в режиме FA.

3.5.4.7.4.5 Отказ контрольного устройства DME/N и DME/P. Отказ любой части самой контрольной системы автоматически приводит к тем же результатам, что и неисправная работа контролируемых элементов.

3.5.5 Технические характеристики запросчика

Примечание. В нижеследующих подпунктах рассматриваются только те параметры запросчика которые должны быть определены для обеспечения того, чтобы запросчик:

a) не оказывал отрицательного влияния на систему DME, например, из-за чрезмерного увеличения нагрузки приемоответчика;

b) мог обеспечивать точную индикацию дальности.

3.5.5.1 Передатчик

3.5.5.1.1 Рабочая частота. Запросчик передает на запросной частоте, соответствующей присвоенному DME каналу (см. п. 3.5.3.3.3).

Примечание: Это требование не исключает использования бортовых запросчиков, имеющих число рабочих каналов менее установленного общего числа.

3.5.5.1.2 Стабильность частоты. Рабочая радиочастота не отличается более чем на ±100 кГц от присвоенного значения.

3.5.5.1.3 Форма импульса и спектр. Нижеследующее применимо ко всем излучаемым импульсам:

a) Номинальное время нарастания импульса

1) DME/N. Время нарастания импульса не превышает 3 мкс.

2) DME/P. Время нарастания импульса не превышает 1,6 мкс. Для режима FA импульс имеет частичное время нарастания 0,25 ±0,05 мкс. Для режима FA и стандарта точности 1 крутизна импульса на участке частичного времени нарастания не отличается более чем на ±20 %. Для стандарта точности 2 крутизна не отличается более чем на ±10 %.

3) DME/P. Рекомендация. Время нарастания импульса не должно превышать 1,2 мкс.

b) Длительность импульса равна 3,5 мкс ± 0,5 мкс.

c) Номинальное время спада импульса равно 2,5 мкс, но не превышает 3,5 мкс.

d) Мгновенное значение амплитуды импульса не падает ниже 95 %-ного уровня максимальной амплитуды напряжения импульса в любой момент длительности импульса между точками, обозначающими 95% максимального уровня на переднем и заднем фронтах импульса.

e) Спектр импульсно-модулированного сигнала является таким, что по крайней мере 90 %

энергии каждого импульса находится в пределах полосы частот 0,5 МГц с центральной частотой, равной номинальной частоте канала.

f) Для обеспечения правильного использования пороговой методики мгновенная величина в импульсе при любых переходных процессах при включении, которые имеют место в период времени, предшествующий моменту времени, соответствующему виртуальной исходной точке, составляет менее одного процента максимальной амплитуды импульса. Включение начинается не раньше чем за 1 мкс до наступления момента времени, соответствующего виртуальной исходной точке.

Примечание 1. Нижний предел времени нарастания (см. п. 3.5.5.1.3 a)) и времени спада импульса (см. п. 3.5.5.1.3 c)) регулируется предъявленными к спектру требованиями, которые содержатся в п. 3.5.5.1.3 e).

Примечание 2. В то время как в п. 3.5.5.1.3 e) предусматривается практически достижимый спектр, желательно стремиться к обеспечению следующих характеристик при контролировании спектра: спектр импульсно-модулированного сигнала является таким, чтобы мощность в полосе частот 0,5 МГц с центральной частотой, смещенной на 0,8 МГц выше или ниже номинальной частоты канала, была по крайней мере на 23 дБ ниже мощности в полосе частот 0,5 МГц с центральной частотой, равной номинальной частоте канала. Мощность в полосе частот 0,5 МГц с центральной частотой, смещенной на 2 МГц выше или ниже номинальной частоты канала, по крайней мере на 38 дБ ниже мощности, содержащейся в полосе частот 0,5 МГц с центральной частотой, равной номинальной частоте канала. Любой дополнительный лепесток спектра имеет меньшую амплитуду, чем соседний лепесток, находящийся ближе к номинальной частоте канала.

3.5.5.1.4 Интервал между импульсами

3.5.5.1.4.1 Интервал между импульсами, образующими передаваемые импульсные пары, имеет значения, приведенные в таблице в п. 3.5.4.4.1.

3.5.5.1.4.2 DME/N. Допуск на интервал между импульсами составляет ±0,5 мкс.

3.5.5.1.4.3 DME/N. Рекомендация. Допуск на интервал между импульсами должен составлять ±0,25 мкс.

3.5.5.1.4.4 DME/P. Допуск на интервал между импульсами составляет ±0,25 мкс.

3.5.5.1.4.5 Интервал между импульсами измеряется между точками, обозначающими половинное напряжение на передних фронтах импульсов.

3.5.5.1.5 Частота повторения импульса

3.5.5.1.5.1 Частота повторения импульсов определяется в п. 3.5.3.4.

3.5.5.1.5.2 Различие во времени между последовательными парами импульсов запроса является достаточным для предотвращения захвата ложного сигнала.

3.5.5.1.5.3 DME/P. С целью получения точности системы, указанной в п. 3.5.3.1.4, различие во времени между последовательными парами импульсов запроса в достаточной степени случайны для декорреляции погрешности многопутевого распространения на высоких частотах.

Примечание: Инструктивный материал о влиянии многопутевых переотражений на DME/P приведен в п. 7.3.7 дополнения C.

3.5.5.1.6 Паразитное излучение. В интервалах между передачей отдельных импульсов паразитная импульсная мощность, принятая и измеренная в приемнике, имеющем одинаковые характеристики с приемником приемоответчика, но настроенном на любую запросную или ответную частоту DME, более чем на 50 дБ ниже пиковой мощности импульса, принятого и измеренного в том же приемнике, настроенном на запросную частоту, используемую при передаче требуемых импульсов. Это положение относится ко всем

передачам паразитных импульсов. Паразитная мощность незатухающих колебаний, излучаемых запросчиком на любой запросной или ответной частоте DME, не превышает 20 мкВт (–47 дБВт).

Примечание: Хотя паразитное излучение незатухающих колебаний между импульсами ограничено уровнями, не превышающими –47 дБВт, государства предупреждаются о том, что если на борту одного и того же воздушного судна используются запросчики DME и приемоответчики вторичного обзорного радиолокатора, может оказаться необходимым обеспечить помехозащиту бортового оборудования ВОРЛ в полосе частот 1015–1045 МГц. Эту защиту можно осуществлять путем ограничения подводимых и излучаемых незатухающих колебаний до уровня порядка –77 дБВт. Если этого уровня незатухающих колебаний достичь невозможно, требуемая степень защиты может обеспечиваться путем планировки относительного расположения бортовых антенн ВОРЛ и DME. Следует отметить, что лишь немногие из этих частот используются в плане спаривания частот ОВЧ/DME.

3.5.5.1.7 Паразитная мощность импульсов, принимаемая и измеряемая при условиях, указанных в п. 3.5.5.1.6, должна быть на 80 дБ ниже требуемой принимаемой пиковой импульсной мощности. Примечание. Что касается пп. 3.5.5.1.6 и 3.5.5.1.7, то хотя в них рекомендуется, чтобы паразитное излучение незатухающих колебаний в интервалах между импульсами не превышало уровня, который на 80 дБ ниже принимаемой пиковой импульсной мощности, государства предупреждаются о том, что там, где потребители используют бортовые приемоответчики вторичного обзорного радиолокатора на том же воздушном судне, может оказаться необходимым ограничить прямые и излучаемые незатухающие колебания величиной, которая не превышала бы 0,02 мкВт в полосе частот 1015–1045 МГц. Следует отметить, что лишь немногие из этих частот используются в плане спаривания частот ОВЧ/DME.

3.5.5.1.8 DME/P. Пиковая EIRP не меньше мощности, которая требуется для обеспечения во всех погодных условиях эксплуатации плотности мощности, приведенной в п. 3.5.4.2.3.1.

3.5.5.2 Временная задержка

3.5.5.2.1 Временна́я задержка соответствует значениям таблицы в п. 3.5.4.4.1.

3.5.5.2.2 DME/N. Временна́я задержка является интервалом времени между моментом, который соответствует точке, обозначающей половинное напряжение на переднем фронте второго импульса, входящего в запросную пару, и тем моментом, когда схема измерения дальности придет в состояние, соответствующее индикации нулевой дальности.

3.5.5.2.3 ‡DME/N. Временна́я задержка является интервалом времени между моментом, который соответствует точке, обозначающей половинное напряжение на переднем фронте первого импульса, входящего в запросную пару, и тем моментом, когда схема измерения дальности придет в состояние, соответствующее индикации нулевой дальности.

3.5.5.2.4 DME/P – режим IA. Временна́я задержка является интервалом времени между моментом, который соответствует точке, обозначающей половинное напряжение на переднем фронте первого импульса, входящего в запросную пару, и тем моментом, когда схема измерения дальности придет в состояние, соответствующее индикации нулевой дальности.

3.5.5.2.5 DME/P – режим FA. Временна́я задержка является интервалом времени между виртуальной исходной точкой нарастания переднего фронта первого импульса, входящего в запросную пару, и тем моментом, когда схема измерения дальности придет в состояние, соответствующее индикации нулевой дальности. Время прихода измеряется в пределах частичного времени нарастания импульса.

3.5.5.3 Приемник

3.5.5.3.1 Рабочая частота. Центральная частота приемника является частотой приемоответчика, соответствующей назначенному рабочему каналу DME (см. п. 3.5.3.3.3).

3.5.5.3.2 Чувствительность приемника

3.5.5.3.2.1 ‡DME/N. Чувствительность бортового оборудования достаточна для выделения и предоставления информации о расстоянии с точностью, указанной в п. 3.5.5.4 для плотности мощности сигнала, определенной в п. 3.5.4.1.5.2.

Примечание: Хотя требование п. 3.5.5.3.2.1 применяется к запросчикам DME/N, чувствительность приемника является лучше, чем это необходимо для работы с плотностью мощности приемоответчиков DME/N, указанной в п. 3.5.4.1.5.1 с целью обеспечения взаимодействия с режимом IA приемоответчиков DME/P.

3.5.5.3.2.2 DME/P. Чувствительность бортового оборудования достаточна для выделения и предоставления информации о расстоянии с точностью, указанной в пп. 3.5.5.4.2 и 3.5.5.4.3 для плотности мощности сигнала, определенной в п. 3.5.4.1.5.3.

3.5.5.3.2.3 ‡DME/N. Характеристики запросчика обеспечиваются, если плотность мощности сигнала приемоответчика на антенне запросчика находится между минимальными значениями, приведенными в п. 3.5.4.1.5, и максимальным значением –18 дБВт/м^2.

3.5.5.3.2.4 DME/P. Производительность запросчика должна поддерживаться, когда плотность мощности сигнала приемоответчика на антенне запросчика находится между минимальными значениями, указанными в 3.5.4.1.5 и максимум минус 18 дБВт/м^2.

3.5.5.3.3 Ширина полосы частот

3.5.5.3.3.1 DME/N. Ширина полосы частот приемника достаточна для удовлетворения требований п. 3.5.3.1.3, если входные сигналы соответствуют значениям, указанным в п. 3.5.4.1.3.

3.5.5.3.3.2 DME/P – режим IA. Ширина полосы частот приемника достаточна для удовлетворения требований п. 3.5.3.1.3, если входные сигналы соответствуют значениям, указанным в п. 3.5.4.1.3. Ширина полосы на уровне 12 дБ не превышает 2 МГц, а на уровне 60 дБ она не превышает 10 МГц.

3.5.5.3.3.3 DME/P – режим FA. Полоса частот приемника достаточна для выполнения положений п. 3.5.3.1.3, если входные сигналы соответствуют значениям, указанным в п. 3.5.5.1.3. Ширина полосы частот на уровне 12 дБ не превышает 6 МГц, а на уровне 60 дБ ширина полосы не превышает 20 МГц.

3.5.5.3.4 Подавление помех

3.5.5.3.4.1 Когда на входе бортового приемника отношение полезный – нежелательный сигнал в общем канале DME равно по крайней мере 8 дБ, запросчик обеспечивает индикацию дальности и однозначное опознавание по самому сильному сигналу.

Примечание: Под общим каналом подразумеваются ответные сигналы, которые используют одну и ту же частоту и тот же интервал между импульсами в паре.

3.5.5.3.4.2 ‡DME/N. Сигналы DME, отстоящие от требуемой номинальной частоты канала более чем на 900 кГц и имеющие амплитуду до 42 дБ выше порога чувствительности, подавляются.

3.5.5.3.4.3 DME/P. Сигналы DME, отстоящие от требуемой номинальной частоты канала более чем на 900 кГц и имеющие амплитуду до 42 дБ выше порога чувствительности, подавляются.

3.5.5.3.5 Декодирование

3.5.5.3.5.1 Запросчик включает в себя схему декодирования для того, чтобы приемник мог запускаться только парами принятых импульсов, имеющими длительность импульса и

интервал между импульсами, соответствующие сигналам приемоответчика, приведенным в п. 3.5.4.1.4.

3.5.5.3.5.2 ‡DME/N – подавление импульсных пар в дешифраторе. В дешифраторе подавляется ответная пара импульсов с интервалом между импульсами, отличающимся от номинального значения на ±2 мкс или более, и при любом уровне сигнала, превышающем вплоть до 42 дБ чувствительность приемника.

3.5.5.3.5.3 DME/P – подавление импульсных пар в дешифраторе. В дешифраторе подавляется ответная импульсная пара с интервалом между импульсами, отличающимся от номинального значения на ±2 мкс или более, и при любом уровне сигнала, превышающем вплоть до 42 дБ чувствительность приемника.

3.5.5.4 Точность

3.5.5.4.1 ‡DME/N. Запросчик не добавляет в общую погрешность системы более чем ±315 м (±0,17 м. мили) или 0,25 % указанной дальности, в зависимости что больше.

3.5.5.4.2 DME/P – режим IA. Запросчик не добавляет в общую погрешность системы PFE более чем ±30 м (±100 фут), а в общую погрешность системы CMN более чем ±15 м (±50 фут).

3.5.5.4.3 DME/P – режим FA

3.5.5.4.3.1 Стандарт точности 1. Запросчик не добавляет в общую погрешность системы PFE более ±15 м (±50 фут), а в общую погрешность системы CMN ±10 м (±33 фут).

3.5.5.4.3.2 Стандарт точности 2. Запросчик не добавляет в общую погрешность системы PFE более ±7 м (±23 фут), а в общую погрешность системы CMN более ±7 м (±23 фут).

Примечание: Инструктивный материал по фильтрам для получения указанной точности приведен в п. 7.3.4 дополнения С.

3.5.5.4.4 DME/P. Запросчик обеспечивает точность, указанную в п. 3.5.3.1.4, при эффективности системы не менее 50 %.

Примечание: Инструктивный материал по эффективности системы приведен в п. 7.1.1 дополнения С.

3.6 Технические требования, предъявляемые к трассовым маркерным ОВЧ-радиомаякам, работающим на частоте 75 МГц

3.6.1 ОБОРУДОВАНИЕ

3.6.1.1 Частоты. Трассовые маркерные ОВЧ-радиомаяки работают на частоте 75 МГц ±0,005%.

3.6.1.2 Характеристики излучения

3.6.1.2.1 Маркерные радиомаяки непрерывно излучают несущую, модулированную до глубины не менее 95% и не более 100 %. Общее содержание гармоник модуляции не превышает 15 %.

3.6.1.2.2 Частота тонального модулирующего сигнала равна 3000 ±75 Гц.

3.6.1.2.3 Излучение является поляризованным в горизонтальной плоскости.

3.6.1.2.4 Опознавание. Если требуется, чтобы маркерный радиомаяк обеспечивал кодированное опознавание, то тональный модулирующий сигнал манипулируется таким образом, чтобы при этом передавались точки или тире или те и другие в соответствующей последовательности. Манипуляция производится таким образом, чтобы при этом обеспечивалась такая длительность точек и тире вместе с интервалами между ними, которая соответствует передаче со скоростью, равной приблизительно шесть-десять слов в минуту. Несущая во время опознавания не прерывается.

3.6.1.2.5 Зона действия и диаграмма направленности.

Примечание. Как правило, зона действия и диаграмма направленности маркерных радиомаяков будут устанавливаться Договаривающимися государствами на основе эксплуатационных требований с учетом рекомендаций региональных совещаний.

Наиболее желательной явилась бы диаграмма, которая обеспечивает:

a) в случае веерных маркерных радиомаяков – загорание лампочки на борту воздушного судна только тогда, когда оно находится в пределах прямоугольного параллелепипеда, расположенного симметрично относительно вертикальной линии, проходящей через маркерный радиомаяк, причем большая и малая оси параллелепипеда выбраны в соответствии с обслуживаемой траекторией полета;

b) в случае конусных маркерных радиомаяков – загорание лампочки на борту воздушного судна только тогда, когда оно находится в пределах цилиндра, ось которого представляет собой вертикальную линию, проходящую через маркерный радиомаяк.

Практически такие диаграммы направленности неосуществимы, поэтому необходима компромиссная диаграмма. В дополнении C в качестве инструктивных указаний приводятся системы антенн, которые применяются в настоящее время и которые оказались в целом удовлетворительными. Такие системы, а также любые новые системы, обеспечивающие более точное приближение к наиболее желаемой диаграмме направленности, о которой говорилось выше, будут, как правило, отвечать эксплуатационным требованиям.

3.6.1.2.6 Определение зоны действия. Границы зоны действия маркерных радиомаяков определяются на основе значений напряженности поля, указанных в п. 3.1.7.3.2.

3.6.1.2.7 Диаграмма направленности. Рекомендация. Как правило, диаграмма направленности маркерного радиомаяка должна быть такой, чтобы полярная ось была вертикальной, а напряженность поля в диаграмме была симметричной относительно полярной оси в плоскости или плоскостях, содержащих те траектории полета, для обслуживания которых предназначен маркерный радиомаяк.

Примечание: Из-за трудностей, связанных с расположением маркерных радиомаяков, в некоторых случаях может оказаться необходимым мириться с тем, что полярная ось может не обязательно быть вертикальной.

3.6.1.3 Контроль. Для каждого маркерного радиомаяка следует предусмотреть наличие контрольного устройства, которое будет указывать в соответствующем месте на:

a) уменьшение мощности, излучаемой на несущей частоте, до величины, составляющей менее 50% от нормальной;

b) уменьшение глубины модуляции до величины менее 70%;

c) нарушение манипуляции.

3.7 Требования к глобальной навигационной спутниковой системе (GNSS)

3.7.1 ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Бортовая система функционального дополнения (ABAS). Система, которая дополняет и/или интегрирует информацию, полученную от других элементов GNSS, с информацией, имеющейся на борту воздушного судна.

Выход антенны. Точка, в которой регламентируется мощность принимаемого сигнала. Для активной антенны – это условная точка между элементами антенны и антенным предусилителем. Для пассивной антенны – это выход самой антенны.

Глобальная навигационная спутниковая система (GNSS). Глобальная система

определения местоположения и времени, которая включает одно или несколько созвездий спутников, бортовые приемники и систему контроля целостности, дополненная по мере необходимости с целью поддержания требуемых навигационных характеристик для планируемой операции.

Глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС). Спутниковая навигационная система, эксплуатируемая Российской Федерацией.

Глобальная система определения местоположения (GPS). Спутниковая навигационная система, эксплуатируемая Соединенными Штатами Америки.

Задержка срабатывания сигнализации. Максимально допустимое время, прошедшее от наступления выхода системы за допустимые пороги до срабатывания сигнализации.

Канал стандартной точности (CSA). Заданный уровень точности определения местоположения, скорости и времени, который доступен любому пользователю системы ГЛОНАСС на глобальной и непрерывной основе.

Коэффициент эллиптичности. Выраженное в децибелах отношение максимальной выходной мощности и минимальной выходной мощности антенны для падающей линейно поляризованной волны, когда ориентация поляризации меняется во всех направлениях перпендикулярно направлению распространения.

Наземная региональная система функционального дополнения (GRAS). Система функционального дополнения, в которой пользователь принимает дополнительную информацию непосредственно от одного из группы наземных передатчиков, охватывающих регион.

Наземная система функционального дополнения (GBAS). Система функционального дополнения, в которой пользователь принимает дополнительную информацию непосредственно от наземного передатчика.

Основная(ые) орбитальная(ые) система(ы). Основными орбитальными системами являются GPS и ГЛОНАСС.

Ошибка определения местоположения GNSS. Разность между истинным местоположением и местоположением, определенным приемником GNSS.

Порог срабатывания сигнализации. Превышение допустимого отклонения для данного измеряемого параметра, вызывающее срабатывание сигнализации.

Псевдодальность. Разность между временем передачи сигнала со спутника и его приема приемником GNSS, умноженная на скорость света в вакууме, с учетом сме-щения, обусловленного разностью шкал времени приемника GNSS и спутника.

Служба стандартного определения местоположения (SPS). Заданный уровень точности определения местоположения, скорости и времени, который доступен любому пользователю глобальной системы определения местоположения (GPS) на глобальной и непрерывной основе.

Спутниковая система функционального дополнения (SBAS). Система функционального дополнения с широкой зоной действия, в которой пользователь принимает дополнительную информацию от передатчика, установленного на спутнике.

Срабатывание сигнализации. Индикация для любых систем воздушного судна (ВС) или предупреждение пилоту о том, что данный параметр навигационной системы находится вне допуска.

Целостность. Мера доверия, которая может быть отнесена к правильности информации, выдаваемой системой в целом. Целостность включает способность системы обеспечить пользователя своевременными и обоснованными предупреждениями (срабатываниями

сигнализации).

3.7.2 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.7.2.1 Функции

3.7.2.1.1 GNSS обеспечивает определение местоположения и времени на воздушном судне.

Примечание: Эти данные определяются по измерениям псевдодальности между воздушным судном, оборудованным приемником GNSS, и различными источниками сигнала на спутниках или на земле.

3.7.2.2 Элементы GNSS

3.7.2.2.1 Навигационное обслуживание GNSS обеспечивается с помощью различных комбинаций следующих элементов, установленных на земле, на спутниках и/или на борту ВС:

a) глобальная система определения местоположения (GPS), которая обеспечивает службу стандартного определения местоположения (SPS), как определено в п. 3.7.3.1;

b) глобальная навигационная спутниковая система (ГЛОНАСС), которая обеспечивает канал стандартной точности (CSA), как определено в п. 3.7.3.2;

c) бортовая система функционального дополнения (ABAS), как определено в п. 3.7.3.3;

d) спутниковая система функционального дополнения (SBAS), как определено в п. 3.7.3.4;

e) наземная система функционального дополнения (GBAS), как определено в п. 3.7.3.5;

f) наземная региональная система функционального дополнения (GRAS), как определено в п. 3.7.3.5;

g) бортовой приемник GNSS, как определено в п. 3.7.3.6.

3.7.2.3 Системы отсчета времени и координат

3.7.2.3.1 Отсчет координат. Информация о местоположении, обеспечиваемая пользователю GNSS, выражается в геодезических координатах Всемирной геодезической системы – 1984 (WGS-84).

Примечание 1: SARPS для WGS-84 содержатся в томе I AR AGA-001.

Примечание 2: Если элементы GNSS используют иные (не WGS-84) координаты, то должны применяться соответствующие параметры преобразования.

3.7.2.3.2 Отсчет времени. Данные о времени, обеспечиваемые пользователю GNSS, выражаются в системе всемирного координированного времени (UTC).

3.7.2.4 Характеристики сигнала в пространстве

3.7.2.4.1 Комбинация элементов GNSS и безотказного приемника пользователя GNSS отвечает требованиям к сигналу в пространстве, определенным в таблице 3.7.2.4-1 (приводится в конце раздела 3.7).

Примечание 1. Концепция безотказного приемника пользователя применяется только в качестве средства определения характеристик для комбинаций различных элементов GNSS. Предполагается, что безотказный приемник должен быть приемником с номинальными характеристиками по точности и времени предупреждения. Предполагается также, что такой приемник не должен иметь отказов, которые затрагивают целостность, эксплуатационную готовность и непрерывность.

Примечание 2. Для обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS (как определено в п. 7.1.2.1 дополнения D), предназначенного для обеспечения заходов на посадку и посадок по минимумам категории III, определяются требования к характеристикам, которые применяются в дополнение к требованиям к сигналу в пространстве, определенным в таблице 3.7.2.4.-1.

3.7.3 Технические требования к элементам GNSS

3.7.3.1 Служба стандартного определения местоположения (SPS) GPS (L1)

3.7.3.1.1 Точность космического сегмента и сегмента управления

Примечание. В приводимых ниже Стандартах не учитываются ошибки, обусловленные атмосферой, и ошибки в приемнике, как указано в разделе 4.1.2 дополнения D. Эти стандарты применяются при условиях, указанных в п. 3.1.3.1.1 добавления B.

3.7.3.1.1.1 Точность определения местоположения. Ошибки службы стандартного определения:

	Глобальное среднее для 95% времени	Наихудшее место для 95% времени
Ошибка определения местоположения в горизонтальной плоскости	9 м (30 фут)	17 м (56 фут)
Ошибка по вертикали	15 м (49 фут)	37 м (121 фут)

3.7.3.1.1.2 Точность передачи времени. Ошибки при передаче данных времени в службе SPS системы GPS не превышают 40 нс для 95 % времени.

3.7.3.1.1.3 Точность определения параметров дальности. Ошибки параметров дальности не превышают следующие пределы:

a) ошибка по дальности любого спутника спутника – 30 м (100 фут) с надежностью, указанной в п. 3.7.3.1.3;

b) соответствующая 95-му процентилю ошибка скорости изменения дальности любого спутника 0,006 м (0,02 фут)/с (глобальное среднее);

c) соответствующая 95-му процентилю ошибка ускорения изменения дальности любого спутника 0,002 м (0,006 фут)/с2 (глобальное среднее);

d) соответствующая 95-му процентилю ошибка по дальности для любых спутников в течение всех временных интервалов между моментом формирования данных и моментом использования данных 7,8 м (26 фут) (глобальное среднее).

3.7.3.1.2 Эксплуатационная готовность. Эксплуатационная готовность службы SPS системы GPS составляет:

≥ 99 % для обслуживания в горизонтальной плоскости и среднего места расположения (95 %-ное пороговое значение 17 м);

≥ 99 % для обслуживания в вертикальной плоскости и среднего места расположения (95 %-ное пороговое значение 37 м);

≥ 90 % для обслуживания в горизонтальной плоскости и наихудшего случая расположения (95 %-ное пороговое значение 17 м);

≥ 90 % для обслуживания в вертикальной плоскости и наихудшего случая расположения (95 %-ное пороговое значение 37 м).

3.7.3.1.3 Надежность. Надежность службы SPS системы GPS соответствует следующим ограничениям:

a) надежность – не менее чем 99,94 % (глобальное среднее);

b) надежность – по меньшей мере 99,79 % (среднее для отдельного пункта в наихудшем случае).

3.7.3.1.4 Вероятность отказа основного обслуживания. Вероятность того, что погрешность измерения дальности пользователя (URE) с помощью любого спутника превысит в 4,42 раза переданный спутником верхний предел точности измерения дальности пользователя (URA) и при этом в течение 10 с на антенну приемника пользователя не поступит предупреждающий сигнал, не превышает 1×10^{-5} в час.

3.7.3.1.5 Непрерывность обслуживания. Вероятность потери сигнала в пространстве (SIS) службы SPS системы GPS из некоторого сегмента номинального 24-сегментного спутникового созвездия вследствие незапланированного перерыва не превышает 2×10^{-4} в час.

3.7.3.1.6 Зона действия. Зона действия службы SPS системы GPS охватывает поверхность Земли вплоть до высоты 3000 км.

Примечание: Инструктивный материал, касающийся точности, эксплуатационной готовности, надежности и зоны действия GPS, приведен в п. 4.1 дополнения D.

3.7.3.1.7 Радиочастотные (РЧ) характеристики

Примечание: РЧ-характеристики подробно изложены в п. 3.1.1.1 добавления B.

3.7.3.1.7.1 Несущая частота. Каждый спутник GPS передает радиосигнал службы SPS на несущей частоте 1575,42 МГц (L1 GPS) с использованием метода кодового разделения каналов (CDMA).

Примечание: На спутниках GPS будет введена новая гражданская частота, которая будет предлагаться Соединенными Штатами Америки для видов применения с высокими требованиями к безопасности. Стандарты и Рекомендуемая практика (SARPS) для этого сигнала могут быть разработаны позднее.

3.7.3.1.7.2 Спектр сигнала. Сигнал службы SPS системы GPS излучается в пределах полосы ±12 МГц (1563,42–1587,42 МГц) с центром на частоте L1.

3.7.3.1.7.3 Поляризация. Переданный радиосигнал имеет правую (по часовой стрелке) круговую поляризацию.

3.7.3.1.7.4 Уровень мощности сигнала. Каждый спутник GPS передает навигационные радиосигналы SPS с уровнем мощности, достаточным для того, чтобы в любой точке околоземного пространства, в которой спутник наблюдается на угле возвышения 5° или более, уровень принимаемого радиосигнала на выходе линейно поляризованной антенны 3 дБи находился в диапазоне от –158,5 до –153 дБВт для любой ориентации антенны, ортогональной к направлению распространения.

3.7.3.1.7.5 Модуляция. Сигнал службы SPS, передаваемый на частоте L1, модулируется посредством двухпозиционной фазовой манипуляции (BPSK) псевдослучайным шумоподобным (PRN) грубым кодом захвата и сопровождения (C/A) с тактовой частотой 1,023 МГц. Кодовая последовательность C/A повторяется каждую миллисекунду. Передаваемая кодовая последовательность PRN образована суммированием по модулю 2 навигационного сообщения, имеющего частоту 50 бит/с, и кода C/A.

3.7.3.1.8 Время GPS. Время GPS привязано к шкале UTC.

3.7.3.1.9 Система координат. Системой координат GPS является WGS-84.

3.7.3.1.10 Навигационная информация. Навигационные данные, передаваемые спутниками, включают необходимую информацию, чтобы определить:

a) время передачи спутника;

b) местоположение спутника;

c) состояние спутника;

d) параметры бортовой шкалы времени спутника;

e) эффекты запаздывания распространения;

f) поправку к UTC;

g) состояние орбитальной группировки;

Примечание. Структура и содержание данных определяются соответственно в пп. 3.1.1.2 и 3.1.1.3 добавления B.

3.7.3.2 Канал стандартной точности (CSA) ГЛОНАСС (L1)

Примечание: В данном разделе термин ГЛОНАСС относится ко всем спутникам созвездия. Требования, относящиеся только к спутникам ГЛОНАСС-М, классифицированы соответствующим образом.

3.7.3.2.1 Точность космического сегмента и сегмента управления

Примечание. В приводимых ниже требований точности не учитываются ошибки, обусловленные атмосферой, и ошибки в приемнике, как указано в п. 4.2.2 дополнения D.

3.7.3.2.1.1 Точность определения местоположения. Ошибки определения местоположения канала стандартной точности ГЛОНАСС не превышают следующие пределы:

	Глобальное среднее для 95 % времени	Наихудшее место для 95 % времени
Ошибка определения местоположения в горизонтальной плоскости	5 м (17 фут)	12 м (40 фут)
Ошибка определения местоположения в вертикальной плоскости	9 м (29 фут)	25 м (97 фут)

3.7.3.2.1.2 Точность передачи времени. Ошибки при передаче данных времени канала стандартной точности ГЛОНАСС не превышают 700 нс для 95 % времени.

3.7.3.2.1.3 Точность определения параметров дальности. Ошибки параметров дальности не превышают следующие пределы:

a) ошибка по дальности любого спутника – 18 м (59,7 фут);

b) ошибка скорости изменения дальности любого спутника –0,02 м (0,07 фут)/с;

c) ошибка ускорения изменения дальности любого спутника – 0,007 м (0,023 фут)/с^2;

d) среднеквадратичная ошибка по дальности для всех спутников – 6 м (19,9 фут).

3.7.3.2.2 Эксплуатационная готовность. Эксплуатационная готовность канала стандартной точности ГЛОНАСС составляет:

a) ≥99 % для обслуживания в горизонтальной плоскости и среднего места расположения (95%-ное пороговое значение 12 м);

b) ≥99 % для обслуживания в вертикальной плоскости и среднего места расположения (95%-ное пороговое значение 25 м);

c) ≥90 % для обслуживания в горизонтальной плоскости и наихудшего случая расположения (95%-ное пороговое значение 12 м);

d) ≥90 % для обслуживания в вертикальной плоскости и наихудшего случая расположения (95%-

ное пороговое значение 25 м).

3.7.3.2.3 Надежность. Надежность канала стандартной точности ГЛОНАСС соответствует следующим ограничениям:

a) частота отказов основного обслуживания для орбитальной группировки в целом – не более чем три за год (глобальное среднее); и

b) надежность – по меньшей мере 99,7 % (глобальное среднее).

3.7.3.2.4 Зона действия. Канал стандартной точности системы ГЛОНАСС охватывает поверхность Земли вплоть до высоты 2000 км.

Примечание: Инструктивный материал, касающийся точности, эксплуатационной готовности, надежности и зоны действия ГЛОНАСС, приведен в п. 4.2 дополнения D.

3.7.3.2.5 Радиочастотные (РЧ) характеристики

Примечание: РЧ-характеристики подробно изложены в п. 3.2.1.1 добавления B.

3.7.3.2.5.1 Несущая частота. Каждый спутник ГЛОНАСС передает радионавигационный сигнал канала стандартной точности (CSA) на его собственной несущей частоте в диапазоне L1 (1,6 ГГц), используя метод частотного разделения каналов (FDMA).

Примечание 1. Спутники ГЛОНАСС могут иметь одну и ту же несущую частоту, в этом случае они размещаются в диаметрально противоположных точках одной и той же орбитальной плоскости.

Примечание 2. Спутники ГЛОНАСС-М будут передавать дополнительный дальномерный код на несущих в частотном диапазоне L2 (1,2 ГГц), используя метод частотного разделения каналов (FDMA).

3.7.3.2.5.2 Спектр сигнала. Мощность сигнала канала стандартной точности (CSA) ГЛОНАСС излучается в пределах полосы частот ±5,75 МГц с центром на каждой несущей частоте.

3.7.3.2.5.3 Поляризация. Передаваемый радиосигнал имеет правую круговую поляризацию.

3.7.3.2.5.4 Уровень мощности сигнала. Каждый спутник ГЛОНАСС передает радионавигационные сигналы канала стандартной точности (CSA) с уровнем мощности, достаточным для того, чтобы в любой точке околоземного пространства, в которой спутник наблюдается на угле возвышения 5° или более, уровень принимаемого радиосигнала на выходе линейно поляризованной антенны 3 дБи для любой ориентации антенны, ортогональной к направлению распространения, находился в диапазоне значений от –161 до –155,2 дБВт .

Примечание 1. Ограничение мощности 155,2 дБВт учитывает заданные характеристики антенны пользователя, ослабление сигналов в атмосфере 0,5 дБ и ошибку наклонного положения спутника до 1° (в направлении повышения уровня сигнала).

Примечание 2. Спутники ГЛОНАСС-М будут также передавать дальномерный код на частоте L2 с уровнем мощности, достаточным для того, чтобы в любой точке околоземного пространства, в которой спутник наблюдается на угле возвышения 5° или более, уровень принимаемого радиосигнала на выходе линейно поляризованной антенны 3дБи для любой ориентации антенны, ортогональной к направлению распространения, составлял не менее –167 дБВт.

3.7.3.2.5.5 Модуляция

3.7.3.2.5.5.1 Каждый спутник ГЛОНАСС передает на своей несущей частоте навигационный радиосигнал, модулированный двоичной последовательностью посредством BPSK. Фазовая манипуляция частоты производится на π радиан с максимальной ошибкой ±0,2 рад. Псевдослучайная кодовая последовательность повторяется каждую миллисекунду.

3.7.3.2.5.5.2 Модулирующий навигационный сигнал образуется суммированием по модулю 2 следующих трех двоичных сигналов:

a) дальномерного кода с частотой 511 кбит/с;

b) навигационного сообщения с частотой 50 бит/с;

c) вспомогательной меандровой последовательности с частотой 100 Гц.

3.7.3.2.6 Время ГЛОНАСС. Время ГЛОНАСС привязано к шкале UTC(SU) (которая хранится в Государственной службе времени России).

3.7.3.2.7 Система координат. В системе ГЛОНАСС используется система координат ПЗ-90.

Примечание: Преобразование координат из системы ПЗ-90, используемой ГЛОНАСС, к координатам WGS-84 определено в п. 3.2.5.2 добавления B.

3.7.3.2.8 Навигационная информация. Навигационная информация, переданная спутником, включает необходимые данные, чтобы определить:

a) время передачи спутника;

b) местоположение спутника;

c) состояние спутника;

d) параметры шкалы времени спутника;

e) поправку к UTC;

f) состояние орбитальной группировки.

Примечание. Структура и содержание данных определяются соответственно в пп. 3.2.1.2 и 3.2.1.3 добавления B.

3.7.3.3 Бортовая система функционального дополнения (ABAS)

3.7.3.3.1 Характеристики. В соответствующей зоне обслуживания (см. п. 3.7.3.4.3) система SBAS, комбинированная с одним или несколькими другими элементами GNSS, и безотказный приемник GNSS отвечают требованиям к точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности для планируемой операции, как показано в п. 3.7.2.4.

3.7.3.4 Спутниковая система функционального дополнения (SBAS)

3.7.3.4.1 Характеристики. В соответствующей зоне обслуживания (см. п. 3.7.3.4.3) система SBAS, комбинированная с одним или несколькими другими элементами GNSS, и безотказный приемник GNSS отвечают требованиям к точности, целостности, непрерывности и эксплуатационной готовности для планируемой операции, как показано в п. 3.7.2.4.

Примечание: SBAS дополняет основную(ые) орбитальную(ые) систему(ы), повышая точность, целостность, непрерывность и эксплуатационную готовность навигационного обеспечения в пределах зоны действия, обычно включающей несколько аэродромов.

3.7.3.4.1.1 В зоне действия SBAS система SBAS, комбинированная с одним или несколькими другими элементами GNSS, и безотказный приемник GNSS отвечают всем требованиям к целостности сигнала в пространстве, как показано в п. 3.7.2.4.

Примечание: Для выполнения требований к целостности сигнала в зоне действия могут использоваться сообщения типа 27 или 28. Дополнительная информация, касающаяся обоснования и интерпретации этого требования, приводится в разделе 3.3 дополнения D.

3.7.3.4.2 Функции. SBAS выполняет одну или несколько следующих функций:

a) измерение дальности: обеспечение дополнительного сигнала измерения псевдодальности с

индикатором точности от спутника SBAS (пп. 3.7.3.4.2.1 и 3.5.7.2 добавления B);

b) состояние спутника GNSS: определение и передача информации о состоянии спутника GNSS (п. 3.5.7.3 добавления B);

c) основная дифференциальная коррекция: предоставление спутником GNSS поправок к эфемеридам и параметрам времени (краткосрочных и долгосрочных) для коррекции измеренных псевдодальностей до спутников (п. 3.5.7.4 добавления B);

d) высокоточная дифференциальная коррекция: формирование и передача ионосферных поправок (п. 3.5.7.5 добавления B).

Примечание. SBAS в комбинации с основной(ыми) орбитальной(ыми) системой(ами), при условии выполнения всех функций, может поддерживать операции вылета, полета по маршруту и в зоне аэродрома, а также заходы на посадку, включая точный заход на посадку по категории I. Достижимый уровень эксплуатационных характеристик определяется инфраструктурой, заключенной в SBAS, и условиями ионосферы в интересующей географической области.

3.7.3.4.2.1 Измерение дальности

3.7.3.4.2.1.1 Ошибка по дальности для дальномерного сигнала от спутников SBAS, исключая атмосферные эффекты, не превышает 25 м (82 фут) (95 %).

3.7.3.4.2.1.2 Вероятность того, что ошибка по дальности превысит 150 м (490 фут) в течение любого часа, не превышает 10^{-5}.

3.7.3.4.2.1.3 Вероятность незапланированных отказов дальномерной функции спутника SBAS в течение любого часа не превышает 10^{-3}.

3.7.3.4.2.1.4 Ошибка изменения дальности (скорость) не превышает 2 м (6,6 фут)/с.

3.7.3.4.2.1.5 Ошибка скорости изменения дальности (ускорение) не превышает 0,019 м (0,06 фут)/$с^2$.

3.7.3.4.3 Зона обслуживания. Зоной обслуживания SBAS для любого утвержденного типа операции считается область внутри зоны действия SBAS, в которой SBAS удовлетворяет соответствующим требованиям п. 3.7.2.4.

Примечание 1. Система SBAS может иметь различные зоны обслуживания, соответствующие различным типам операций (например, APV-I, категория-I и т. д.).

Примечание 2. Зона действия это та область, внутри которой могут приниматься радиопередачи SBAS (т. е. зона видимости геостационарного спутника).

Примечание 3. Зоны действия и обслуживания обсуждаются в разделе 6.2 дополнения D.

3.7.3.4.4 Радиочастотные характеристики

Примечание: РЧ-характеристики подробно изложены в п. 3.5.2 добавления B.

3.7.3.4.4.1 Несущая частота. Несущей частотой является частота 1575,42 МГц.

3.7.3.4.4.2 Спектр сигнала. Не менее 95 % мощности радиосигнала излучается в пределах полосы ±12 МГц с центром на частоте L1. Ширина полосы частот сигнала, передаваемого спутником SBAS, равняется не менее 2,2 МГц.

3.7.3.4.4.3 Уровень мощности сигнала спутника SBAS.

3.7.3.4.4.3.1 Каждый спутник SBAS, выведенный на орбиту до 1 января 2014 года, передает радионавигационные сигналы с уровнем мощности, достаточным для того, чтобы в любой точке околоземного пространства, в которой спутник наблюдается на угле возвышения 5° или более, уровень принимаемого радиосигнала на выходе линейно поляризованной антенны 3 дБи для всех ориентаций антенны, ортогональных к направлению распространения, находился в диапазоне значений от –161 до –153 дБВт.

3.7.3.4.4.3.2 Каждый спутник SBAS, выведенный на орбиту после 31 декабря 2013 года, отвечает следующим требованиям:

a) Спутник передает навигационные сигналы с уровнем мощности, достаточным для того, чтобы в любой точке околоземного пространства, в которой спутник беспрепятственно наблюдается на минимальном угле возвышения или более, при которых необходимо обеспечивать отслеживаемые сигналы геостационарного спутника (GEO), уровень принимаемого РЧ-сигнала на выходе антенны с характеристиками, указанными в таблице B-88 добавления B, составлял по меньшей мере –164,0 дБВт.

b) Минимальный угол возвышения, используемый при определении зоны действия геостационарного (GEO) спутника, составляет не менее 5° для пользователя в околоземном пространстве.

c) Уровень принимаемого РЧ-сигнала SBAS на выходе антенны с коэффициентом усиления 0 дБик, расположенной в околоземном пространстве, не превышает –152,5 дБВт.

d) Эллиптичность передаваемого сигнала должна быть не более 2 дБ в пределах углов ±9,1°.

3.7.3.4.4.4 Поляризация. Переданный радиосигнал имеет правостороннюю круговую поляризацию.

3.7.3.4.4.5 Модуляция. Передаваемая последовательность образуется суммированием по модулю 2 навигационного сообщения, имеющего скорость 500 символов в секунду, и псевдослучайного шумового кода длиной 1023 бит. Данной последовательностью модулируется несущая частота 1,023 МГц, используя метод BPSK.

3.7.3.4.5 Сетевое время SBAS (SNT). Разность между временем SNT и временем GPS не превышает 50 нс.

3.7.3.4.6 Навигационная информация. Навигационные данные, передаваемые спутниками, включают необходимую информацию для определения:

a) времени передачи спутника SBAS;

b) местоположения спутника SBAS;

c) скорректированного бортового времени для всех спутников;

d) скорректированного местоположения для всех спутников;

e) эффектов задержки распространения за счет ионосферы;

f) целостности информации местоположения пользователя;

g) поправки к UTC;

h) состояния уровня обслуживания.

Примечание. Структура и содержание данных определяются соответственно в пп. 3.5.3 и 3.5.4 добавления B.

3.7.3.5 Наземная система функционального дополнения (GBAS) и наземная региональная система функционального дополнения (GRAS)

Примечание: За исключением особо оговоренных случаев, настоящие правила, касающиеся GBAS, применяются к GBAS и GRAS.

3.7.3.5.1 Характеристики. GBAS в комбинации с одним или несколькими другими элементами GNSS и безотказным приемником GNSS отвечает требованиям к системным характеристикам точности, непрерывности, эксплуатационной готовности и целостности для планируемой операции, как установлено в разделе 3.7.2.4 в пределах объема обслуживания, используемого для обеспечения операций, как определено в п. 3.7.3.5.3.

Примечание: Система GBAS предназначена для обеспечения всех типов захода на посадку, посадок, взлетов с наведением, вылетов и наземных операций и может обеспечивать операции на маршруте и в районе аэродрома. Система GRAS предназначена для обеспечения операций на маршруте, в районе аэродрома, неточных заходов на посадку, вылетов и заходов на посадку с вертикальным наведением. Приведенные ниже требования (SARPS) разработаны с целью обеспечения точного захода на посадку по всем категориям, захода на посадку с вертикальным наведением и определения местоположения с использованием системы GBAS.

3.7.3.5.2 Функции. GBAS выполняет следующие функции:

a) обеспечение локальных поправок к псевдодальности;

b) обеспечение данных о системе GBAS;

c) обеспечение данных для конечного участка точного захода на посадку;

d) обеспечение прогнозирования данных об эксплуатационной готовности дальномерного источника;

e) обеспечение контроля целостности источников дальномерных измерений GNSS.

3.7.3.5.3 Объем обслуживания

3.7.3.5.3.1 Общее требование к обслуживанию при заходе на посадку. Минимальный объем обслуживания GBAS для обеспечения на посадку, кроме случаев наличия топографических особенностей и соответствующих эксплуатационных требований, является следующим:

a) в боковом направлении: начиная с 140 м (450 фут) с каждой стороны от посадочной/фиктивной точки порога ВПП (LTP/FTP) и расширяющейся под углом ±35° с каждой стороны траектории конечного этапа захода на посадку до 28 км (15 м. миль) и под углом ±10° с каждой стороны траектории до 37 км (20 м. миль);

b) в вертикальной плоскости: в пределах упомянутой боковой зоны выше 7° или 1,75 усредненного значения угла глиссады (GPA) над горизонтом с началом координат в точке захвата глиссады (GPIP) до верхней границы, определяемой относительной высотой над порогом ВПП (HAT) в 3000 м (10 000 фут) и 0,45 GPA выше горизонта или менее вплоть до 0,30 GPA, такого, который требуется, чтобы поддержать назначенную процедуру захвата усредненной глиссады. Нижняя граница составляет половину от самой низкой обеспечиваемой относительной высоты принятия решения или 3,7 м (12 фут), в зависимости от того, какое значение больше.

Примечание 1. LTP/FTP и GPIP определены в п. 3.6.4.5.1 добавления B.

Примечание 2. Инструктивный материал, касающийся объема обслуживания для обеспечения захода на посадку, содержится в разделе 7.3 дополнения D.

3.7.3.5.3.2 Обслуживание при заходе на посадку с обеспечением автоматических посадок и взлетов с наведением. Минимальный дополнительный объем обслуживания GBAS для обеспечения заходов на посадку, включая автоматическую посадку и пробег, а также для выполнения взлетов с наведением, является следующим, если эксплуатационные требования не предусматривают иное:

a) в горизонтальной плоскости: в пределах сектора, включающего ширину ВПП, начиная с дальнего конца ВПП, и параллельно осевой линии ВПП по направлению к LTP до минимального объема обслуживания, как описано в п. 3.7.3.5.3.1;

b) в вертикальной плоскости: между двумя горизонтальными поверхностями, одна из которых находится на высоте 3,7 м (12 фут), а другая – на высоте 30 м (100 фут) над осевой линией ВПП до минимального объема обслуживания, как описано в п. 3.7.3.5.3.1.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся объема обслуживания для обеспечения захода на посадку, содержится в разделе 7.3 дополнения D.

3.7.3.5.3.3 Определение местоположения с использованием системы GBAS. Объем обслуживания для определения местоположения с использованием системы GBAS представляет собой район, в котором может приниматься радиопередача данных, определение местоположения отвечает требованиям п. 3.7.2.4 и обеспечивает выполнение соответствующих утвержденных операций.

Примечание: Инструктивный материал, касающийся объема обслуживания для обеспечения определения местоположения, содержится в разделе 7.3 дополнения D.

3.7.3.5.4 Характеристики радиопередачи данных

Примечание: РЧ-характеристики изложены в п. 3.6.2 добавления B.

3.7.3.5.4.1 Несущая частота. Радиочастоты, используемые для передачи данных, выбираются в пределах полосы частот от 108 до 117,975 МГц. Самой низкой выделенной частотой является частота 108,025 МГц, а самой высокой выделенной частотой – 117,950 МГц. Разделение между выделенными частотами (разделение каналов) составляет 25 кГц.

Примечание 1. Инструктивный материал по распределению частот VOR/GBAS и географическим критериям разделения приведен в п. 7.2.1 дополнения D.

Примечание 2. Географические критерии разделения ILS/GBAS и географические критерии разделения GBAS/служб ОВЧ-связи, работающих в полосе 118–137 МГц, находятся в процессе разработки. Пока эти критерии не определены и не включены в Стандарты и Рекомендуемую практику (SARPS), предполагается использовать частоты в полосе 112,050 –117,900 МГц.

3.7.3.5.4.2 Метод доступа. Используется метод многостанционного доступа с временным разделением каналов (TDMA) с фиксированной структурой кадра. Передаваемым данным присваиваются от 1 до 8 временных интервалов (слотов).

Примечание: Два слота присваиваются номинально. Некоторые средства GBAS, которые для улучшения охвата ОВЧ-передач данных (VDB) используют несколько передающих антенн VDB, могут требовать присвоения более двух временных интервалов. Инструктивный материал по использованию нескольких антенн приведен в п. 7.12.4 дополнения D. Некоторые радиовещательные станции GBAS в системе GRAS могут использовать один временной интервал.

3.7.3.5.4.3 Модуляция. Данные GBAS передаются в виде 3-разрядных символов, модулирующих излучаемую частоту посредством D8PSK со скоростью 10 500 символов в секунду.

3.7.3.5.4.4 Напряженность поля и поляризация РЧ-сигнала при радиовещательной передаче данных.

Примечание 1. GBAS может обеспечивать ОВЧ-радиовещательные передачи данных с горизонтальной (GBAS/H) или эллиптической (GBAS/E) поляризацией, которая включает компоненты как горизонтальной (HPOL), так и вертикальной поляризации (VPOL). Воздушные суда, использующие компоненту VPOL, не смогут осуществлять операции с использованием оборудования GBAS/H. Соответствующий инструктивный материал содержится в разделе 7.1 дополнения D.

Примечание 2. Значения минимальной и максимальной напряженности поля согласуются с минимальным расстоянием от антенны передатчика, равным 80 м (263 фут) для дальности действия 43 км (23 м. мили).

Примечание 3. При обеспечении обслуживания при заходе на посадку в аэропортах со сложными ограничениями по размещению передатчика VDB допускается корректировать объем обслуживания в соответствии с эксплуатационными требованиями (как указано в пп. 3.7.3.5.3.1 и 3.7.3.5.3.2, касающихся определения объема обслуживания). Такая корректировка объема обслуживания может

быть приемлемой с эксплуатационной точки зрения, если она не оказывает влияния на обслуживание GBAS за пределами радиуса 80 м (263 фут) от антенны VDB, предполагая, что номинальная эффективная изотропно излучаемая мощность равна 47 дБм (таблица D-3 дополнения D).

3.7.3.5.4.4.1 GBAS/H

3.7.3.5.4.4.1.1 Передается горизонтально-поляризованный сигнал.

3.7.3.5.4.4.1.2 Эффективная изотропно излучаемая мощность (EIRP) в пределах объема обслуживания GBAS обеспечивает минимальную напряженность горизонтальной составляющей поляризованного сигнала 215 мкВ/м (–99 дБВт/м^2) и максимальную напряженность поля 0,879 В/м (–27 дБВт/м^2), как указано в п. 3.7.3.5.3.1. Напряженность поля измеряется как средняя за период времени синхронизации и решения неоднозначности пакета. В пределах дополнительного объема обслуживания GBAS, как определено в п. 3.7.3.5.3.2, эффективная изотропно излучаемая мощность (EIRP) обеспечивает минимальную напряженность горизонтальной составляющей поляризованного сигнала 215 мкВ/м (–99 дБВт/м^2) ниже 36 фут и до 12 фут над поверхностью ВПП и 650 мкВ/м (–89,5 дБВт/м^2) на высоте 36 фут или более над поверхностью ВПП.

Примечание: Инструктивный материал, касающийся объема обслуживания для обеспечения захода на посадку, содержится в разделе 7.3 дополнения D.

3.7.3.5.4.4.2 GBAS/E

3.7.3.5.4.4.2.1 По мере возможности следует передавать эллиптически-поляризованный сигнал.

3.7.3.5.4.4.2.2 При передаче эллиптически-поляризованного сигнала горизонтальная составляющая поляризованного сигнала отвечает требованиям п. 3.7.3.5.4.4.1.2, а эффективная изотропно излучаемая мощность (EIRP) в пределах объема обслуживания GBAS обеспечивает вертикальную составляющую поляризованного сигнала с минимальной напряженностью поля 136 мкВ/м (–103 дБВт/м^2) и максимальную напряженность поля 0,555 В/м (–31 дБВт/м^2). Напряженность поля измеряется как средняя за период времени синхронизации и решения неоднозначности пакета.

3.7.3.5.4.5 Мощность, излучаемая на соседних каналах. Для всех условий эксплуатации уровень мощности во время передачи, измеренный в полосе частот 25 кГц с центром на i-ом соседнем канале, не превышает значений, показанных в таблице 3.7.3.5-1 (приводится в конце радела 3.7).

3.7.3.5.4.6 Нежелательные излучения. Нежелательные излучения, включающие побочные и внеполосные излучения, соответствуют уровням, показанным в таблице 3.7.3.5-2 (приводится в конце раздела 3.7). Полная мощность любой гармоники VDB или дискретного сигнала не превышает –53 дБм.

3.7.3.5.5 Навигационная информация. Навигационные данные, передаваемые GBAS, включают следующую информацию:

a) поправки к псевдодальности, данные по отсчету времени и целостности;

b) информацию по GBAS;

c) данные для конечного участка захода на посадку при обеспечении точного захода на посадку;

d) данные о прогнозируемой эксплуатационной готовности дальномерного источника.

Примечание. Структура и содержание данных определяются в п. 3.6.3 добавления B.

3.7.3.6 Бортовой приемник GNSS

3.7.3.6.1 Бортовой приемник GNSS обрабатывает сигналы тех элементов GNSS, которые предполагается применять, как определено в пп. 3.1 (для GPS), 3.2 (для ГЛОНАСС), 3.3 (для комбинированного использования GPS и ГЛОНАСС), 3.5 (для SBAS) и 3.6 (для GBAS и GRAS) добавления B.

3.7.4 Помехоустойчивость

3.7.4.1 GNSS отвечает эксплуатационным требованиям, определенным в п. 3.7.2.4 и п. 3.7 добавления B, при наличии помеховой обстановки, определенной в п. 3.7 добавления B.

Примечание: Системы GPS и ГЛОНАСС, работающие в полосе частот 1559–1610 МГц, классифицированы МСЭ как системы, обеспечивающие спутниковое радионавигационное обслуживание (RNSS) и радионавигационное обслуживание в области аэронавигации (ARNS), и для RNSS предоставлен специальный статус защиты спектра. Для достижения характеристик, необходимых для управления точным заходом на посадку, поддерживаемым GNSS и его функциональными дополнениями, RNSS/ARNS должна являться единственным глобальным распределением в полосе 1559–1610 МГц, а излучения систем в этой и соседних частотных полосах должны строго контролироваться в соответствии с национальными и/или международными правилами.

3.7.5 БАЗА ДАННЫХ

3.7.5.1 Бортовое оборудование GNSS, использующее базу данных, обеспечивает средства для:

a) обновления электронной навигационной базы данных;

b) определения взаимодействующих данных аэронавигационной базы данных управления и контроля аэронавигационной информацией (AIRAC).

Примечание. Инструктивный материал, необходимый для существующей навигационной базы данных, используемой в бортовом оборудовании GNSS, приведен в п. 11 дополнения D.

Таблица 3.7.2.4-1 Требования к характеристикам сигнала в пространстве

Типовая операция	Точность в горизонтальной плоскости 95% (Примечания 1 и 3)	Точность по вертикали 95% (Примечания 1 и 3)	Целостность (Примечание 2)	Время до предупреждения (Примечание 3)	Непрерывность (Примечание 4)	Эксплуатационная готовность (Примечание 5)
На маршруте	3,7 км (2,0 м. мили)	Не назначена	$1 - 1 \times 10^{-7}$/ч	5 мин	$1 - 1 \times 10^{-4}$/ч - $1 - 1 \times 10^{-8}$/ч	0.99 -0 .99999
На маршруте, в зоне аэродрома	0,74 км (0,4 м. мили)	Не назначена	$1 - 1 \times 10^{-7}$/ч	15 с	$1 - 1 \times 10^{-4}$/ч - $1 - 1 \times 10^{-8}$/ч	0.99 - 0.99999
Начальный заход, промежуточный заход, неточный заход (NPA), вылет	220 м (720 фут)	Не назначена	$1 - 1 \times 10^{-7}$/ч	10 с	$1 - 1 \times 10^{-4}$/ч - $1 - 1 \times 10^{-8}$/ч	0.99 - 0.99999
Заход на посадку с вертикальным	16,0 м (52 фут)	20 м (66 фут)	$1 - 2 \times 10^{-7}$ за один любой	10 с	$1 - 8 \times 10^{-6}$ в 15 с	0.99 - 0.99999

наведением (APV-I) (примечание 8)			заход			
Заход на посадку с вертикальным наведением (APV-II) (примечание 8)	16,0 м (52 фут)	8.0 м (26 фут)	1 – 2 × 10-7 за один любой заход	6 с	1 – 8 × 10^{-6} в 15 с	0.99 - 0.99999
Точный заход на посадку по категории I (примечание 7)	16,0 м (52 фут)	6,0–4,0 м (20–13 фут) (примечание 6)	1 – 2 × 10-7 за один любой заход	6 с	1 – 8 × 10^{-6} в 15 с	0.99 - 0.99999

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Для осуществления планируемой операции на самой низкой высоте над порогом (HAT) требуется 95 %-ное значение ошибки определения местоположения с помощью GNSS. Детальные требования определены в добавлении B, а инструктивный материал приведен в разделе 3.2 дополнения D.

2. Определение требования к целостности включает порог срабатывания сигнализации, в зависимости от которого оно может быть оценено. Вертикальный порог срабатывания сигнализации (VAL) конкретной системы, превышающий 10 м, может использоваться для точного захода на посадку по категории I только при условии выполнения анализа безопасности конкретной системы. Дальнейшие инструкции относительно порога срабатывания сигнализации приведены в пп. 3.3.6–3.3.10 дополнения D. Такими порогами срабатывания сигнализации являются*:*

Типовая операция	Порог срабатывания по горизонтали	Порог срабатывания по вертикали
На маршруте (океаническое/континентальное воздушное пространство с низкой плотностью движения)	7.4 км (4 мили)	Не назначено
На маршруте (континентальное воздушное пространство)	3,7 км (2 м. мили)	Не назначено
На маршруте, в зоне аэродрома	1,85 км (1 м. миля)	Не назначено
NPA	556 м (0,3 м. мили)	Не назначено
APV-I	40,0 м (130 фут)	50 м (164 фут)
APV-II	40,0 м (130 фут)	20.0 м (66 фут)

Точный заход на посадку по категории I	40,0 м (130 фут)	35.0 м - 10.0 м (115 фут - 33 фут)

3. Требования к точности и задержке срабатывания сигнализации включают номинальные эксплуатационные характеристики безотказного приемника.

4. В связи с тем, что требование непрерывности при полете по маршруту и в зоне аэродрома, при выполнении этапов начального захода на посадку, неточного захода на посадку (NPA) и операций вылета зависит от нескольких факторов, включая предполагаемую операцию, плотность воздушного движения, сложность воздушного пространства и эксплуатационную готовность альтернативных средств навигации, для этого требования даются интервалы значений. Более низкое значение представляет минимальные требования для областей с низкой плотностью воздушного движения и простой структурой воздушного пространства. Более высокое значение соответствует областям с интенсивным движением и сложной структурой воздушного пространства (см. п. 3.4.2 дополнения D). Требования к непрерывности для полетов APV и категории I применяются к среднему риску (за время) потери обслуживания, нормированному по отношению к временному интервалу в 15 с (см. п. 3.4.3 дополнения D).

5. Для требований эксплуатационной готовности дается диапазон значений, поскольку эти требования зависят от эксплуатационной потребности, которая основана на нескольких факторах, включая частоту выполнения операций, погодные условия, масштаб и продолжительность отказов, эксплуатационную готовность альтернативных средств навигации, зону действия радиолокатора, интенсивность воздушного движения и обратимость эксплуатационных процедур. Более низкие значения требований соответствуют минимальной эксплуатационной готовности, при которой система GNSS используется на практике, но не может адекватно заменить другие средства навигации (не GNSS). Более высокие приведенные значения для маршрутной навигации соответствуют использованию GNSS в качестве единственного средства навигации в некоторой области. Более высокие приведенные значения для операций захода на посадку и вылета отвечают требованиям к эксплуатационной готовности в аэропортах с большой интенсивностью воздушного движения в предположении, что операции посадки и взлета на нескольких взлетно-посадочных полосах взаимосвязаны, но используемые раздельные эксплуатационные процедуры гарантируют безопасность операции (см. раздел 3.5 дополнения D).

6. Для точного захода на посадку по категории I определен диапазон значений. Значение 4,0 м (13 фут) определяется техническими требованиями системы ILS и является консервативным выводом из этих требований (см. п. 3.2.7 дополнения D).

7. Требования к характеристикам GNSS, предназначенным для обеспечения выполнения точных заходов на посадку по категориям II и III, обусловливают необходимость в требованиях более низкого уровня в техническом добавлении (раздел 3.6 добавления B), которые должны применяться в дополнение к этим требованиям к сигналу в пространстве (см. п. 7.5.1 дополнения D).

8. Обозначения APV-I и APV-II относятся к двум уровням захода на посадку и посадки с вертикальным наведением (APV) на основе GNSS, и эти обозначения и не предполагают обязательного эксплуатационного использования.

Таблица 3.7.3.5-1. Мощность, излучаемая на соседних каналах при передачах GBAS

канал	Относительная мощность	Максимальная мощность
1 - й соседний	–40 дБиК	12 дБм
2 - й соседний	–65 дБиК	–13 дБм
4 - й соседний	–74 дБиК	–22 дБм
8 - й соседний	–88.5 дБиК	–36.5 дБм
16 - й соседний	–101.5 дБиК	–49.5 дБм
21 - й соседний	–105 дБиК	–53 дБм
64 - й соседний	–113 дБиК	–61 дБм
76 - й соседний и далее	–115 дБиК	–63 дБм

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Максимальная мощность применяется, если установленная мощность передатчика превышает 150 Вт.

2. Соотношение между единичными соседними точками, обозначенными соседними каналами, идентифицированными выше, является линейным.

записи:

Таблица 3.7.3.5-2. Нежелательные излучения при передачах GBAS

Частота	Относительный уровень нежелательного излучения (примечание 2)	Максимальный уровень нежелательного излучения (примечание 1)
9−150 кГц	–93 дБиК (примечание 3)	–55 дБм/1 кГц (примечание 3)
150 кГц − 30 МГц	–103 дБиК (примечание 3)	–55 дБм/10 кГц (примечание 3)
30−106,125 МГц	–115 дБиК	–57 дБм/100 кГц
106,425 МГц	–113 дБиК	–55 дБм/100 кГц
107,225 МГц	–105 дБиК	–47 дБм/100 кГц
107,625 МГц	–11,5 дБиК	–53,5 дБм/10 кГц
107,825 МГц	–88,5 дБиК	–40,5 дБм/10 кГц
107,925 МГц	–74 дБиК	–36 дБм/1 кГц
107,9625 МГц	–71 дБиК	–33 дБм/1 кГц
107,975 МГц	–65 дБиК	–27 дБм/1 кГц
118,000 МГц	–65 дБиК	–27 дБм/1 кГц
118,0125 МГц	–71 дБиК	–33 дБм/1 кГц
118,050 МГц	–74 дБиК	–36 дБм/1 кГц
118,150 МГц	–88,5 дБиК	–40,5 дБм/10 кГц
118,350 МГц	–101,5 дБиК	–53,5 дБм/10 кГц
118,750 МГц	–105 дБиК	–47 дБм/100 кГц
119,550 МГц	–113 дБиК	–55 дБм/100 кГц
119,850 МГц − 1 ГГц	–115 дБиК	–57 дБм/100 кГц
1−1,7 ГГц	–115 дБиК	–47 дБм/1 МГц

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Максимальный уровень нежелательного излучения (абсолютная мощность) применяется, если установленная мощность передатчика превышает 150 Вт.

2. Относительный уровень нежелательного излучения рассчитывается с использованием одной и той же ширины полосы для полезных и нежелательных сигналов. Это может потребовать преобразования

измерения, сделанного для нежелательного сигнала с использованием ширины полосы, показанной в столбце максимального уровня нежелательного излучения данной таблицы.

3. Это значение определяется ограничениями, наложенными на измерения. Реальная характеристика, как ожидается, будет лучше.

4. Соотношение между одиночными соседними точками, обозначенными соседними каналами, идентифицированными выше, является линейным.

3.8 (ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО)

3.9 Характеристики бортовых приемных систем ADF

3.9.1 Точность индикации пеленга

3.9.1.1 Ошибки пеленга ADF составляют не более ±5° при радиосигнале любого направления, имеющем напряженность поля 70 мкВ/м и более, излучаемом НЧ/СЧ-NDB или посадочным радиомаяком (приводной станцией), работающим в пределах допусков, разрешенных настоящими Правилами, а также при наличии нежелательного сигнала, поступающего под углом 90° к основному сигналу и:

1) на той же частоте и на 15 дБ слабее; или

2) отличающегося по частоте на ±2 кГц и на 4 дБ слабее; или

3) отличающегося по частоте на ±6 кГц и более и на 55 дБ сильнее.

Примечание. Вышеуказанная ошибка пеленга не включает ошибку бортового магнитного компаса.

3.10 (ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО)

3.11 Характеристики микроволновой системы посадки (MLS)

3.11.1 Определения

Азимут MLS. Геометрическое место точек в любой горизонтальной плоскости, когда декодируемый угол наведения является постоянным.

Вспомогательные данные. Данные, передаваемые в дополнение к основным данным и содержащие информацию о размещении наземного оборудования, используемую для уточнения расчетов местоположения в воздухе, и другую дополнительную информацию.

DME/P. Дальномерный элемент MLS, где под "P" подразумевается точное измерение расстояния. Спектральные характеристики аналогичны DME/N.

Линия визирования антенны MLS. Плоскость, проходящая через перпендикуляр фазового центра антенны к горизонтальной оси, заключенной в плоскости антенной решетки.

Примечание. В случае азимутальной антенны, линия визирования антенны и нулевой азимут обычно совпадают. Однако с технической точки зрения предпочтительным термином является "линия визирования", а с точки зрения эксплуатации удобнее использовать термин "нулевой азимут" (см. определение ниже).

Минимальная глиссада. Наименьший угол снижения по азимуту в 0°, который соответствует опубликованным правилам захода на посадку и критериям нормирования высоты пролета препятствий.

Примечание. Этот угол является минимальным углом места, утвержденным и опубликованным для оборудованной взлетно-посадочной полосы.

Нулевой азимут MLS. Азимут MLS, когда декодируемый угол наведения равняется нулю градусов.

Опорная точка MLS для захода на посадку. Точка на определенной высоте над пересечением осевой линии ВПП с порогом.

Опорная точка обратного азимута MLS. Точка, находящаяся на определенной высоте над осевой линией ВПП в ее средней точке.

Основные данные. Данные, передаваемые наземным оборудованием, которые непосредственно связаны с работой системы наведения при посадке.

Погрешность задания траектории (PFE). Часть погрешности сигнала наведения, которая может привести к отклонению воздушного судна от заданного курса и/или глиссады (см. п. 3.5).

Погрешность залегания средней линии глиссады. Среднее значение угломестной погрешности вдоль линии глиссады угломестной функции.

Погрешность залегания средней линии курса. Среднее значение азимутальной погрешности вдоль продолжения осевой линии ВПП.

Сектор зоны действия. Объем воздушного пространства, в котором обеспечивается обслуживание определенной функцией и в котором плотность мощности сигнала равна указанному минимуму или превышает его.

Сектор наведения по клиренсу. Объем воздушного пространства в секторе зоны действия, в пределах которого обеспечиваемая информация наведения по азимуту не пропорциональна угловому смещению воздушного судна, а служит для постоянной индикации того, с какой стороны (слева или справа) от сектора пропорционального наведения находится воздушное судно.

Сектор пропорционального наведения. Объем воздушного пространства, в котором информация наведения по углу, обеспечиваемая функцией, прямо пропорциональна угловому смещению бортовой антенны относительно опорной линии нулевого угла.

Сигнал внезонной индикации. Сигнал, излучаемый в районы за пределами предполагаемого сектора зоны действия, когда в конкретном случае необходимо предотвратить необоснованную отмену бортовой предупреждающей индикации при наличии неверной информации наведения.

Система координат – коническая. Считается, что для функции используются конические координаты, если декодируемый угол наведения изменяется как минимальный угол между поверхностью конуса, содержащего приемную антенну, и плоскостью, перпендикулярной оси данного конуса и проходящей через его вершину. Вершина конуса находится в фазовом центре антенны. Для функций азимута захода на посадку или обратного азимута данной плоскостью является вертикальная плоскость, проходящая через осевую линию ВПП. Для угломестных функций плоскость является горизонтальной.

Система координат – планарная. Считается, что для функции используются планарные координаты, если декодируемый угол наведения изменяется как угол между плоскостью, проходящей через приемную антенну, и плоскостью отсчета. Для азимутальных функций плоскостью отсчета является вертикальная плоскость, проходящая через осевую линию ВПП, а плоскость, проходящая через приемную антенну, представляет собой вертикальную плоскость, проходящую через фазовый центр антенны.

Точка начала отсчета MLS. Точка на осевой линии ВПП, наиболее близкая к фазовому центру угломестной антенны захода на посадку (см. п. 3.5).

Угол места MLS. Геометрическое место точек в любой вертикальной плоскости, когда декодируемый угол наведения является постоянным.

Функция. Определенное обслуживание, обеспечиваемой MLS, например, наведение по азимуту захода на посадку, наведение по обратному азимуту или основные данные и т. д.

Центр луча. Средняя точка между двумя точками –3 дБ, расположенными на переднем и заднем фронтах главного лепестка сканирующего луча.

Ширина луча. Ширина главного лепестка сканирующего луча, измеренная в точках с уровнем сигнала –3 д Б и определенная в угловых единицах на линии визирования, для азимутальной функции в горизонтальной плоскости, и для угломестной – в вертикальной.

Шум следования по траектории (PFN). Часть погрешности сигнала наведения, которая может привести к смещению воздушного судна от средней линии курса или средней линии глиссады соответственно.

Шумы управления (CMN). Часть погрешности сигнала наведения, которая приводит в движение рулевые поверхности, штурвал и колонку и может повлиять на угловое положение воздушного судна при полете с управлением от автопилота, но не вызывает отклонения воздушного судна от заданного курса и/или глиссады (см. п. 3.5).

3.11.2 Общие положения

3.11.2.1 MLS является системой точного управления заходом на посадку и посадкой, которая обеспечивает информацию о местоположении и различные данные, передаваемые с земли на борт воздушного судна. Информация о местоположении обеспечивается в широком секторе зоны действия и определяется путем измерения азимутального угла, угла места и дальности (расстояния).

Примечание. Если бортовое оборудование MLS конкретно не упоминается, то текст п. 3.11 относится к наземному оборудованию MLS.

3.11.3 Конфигурации MLS

3.11.3.1 Основная MLS. Основная конфигурация MLS состоит из следующих компонентов:

a) азимутального оборудования захода на посадку, связанного с ним контрольного оборудования, оборудования дистанционного управления и индикаторного оборудования;

b) угломестного оборудования захода на посадку, связанного с ним контрольного устройства, оборудования дистанционного управления и индикаторного оборудования;

c) средств кодирования и передачи слов необходимых данных, связанного с ними контрольного устройства, оборудования дистанционного управления и индикаторного оборудования.

Примечание. Необходимыми данными являются слова основных и необходимых вспомогательных данных, указанные в п. 3.11.5.4;

d) DME/N, связанного с ним контрольного устройства, оборудования дистанционного управления и индикаторного оборудования.

3.11.3.2 Если точная дальномерная информация требуется по всему сектору зоны действия по азимуту, следует использовать DME/P, соответствующее требованиям п. 3.5 главы 3.

Примечание. DME является дальномерным элементом MLS, и ожидается, что он должен устанавливаться как можно быстрее. Однако, пока на той же ВПП продолжает обеспечиваться обслуживание ILS, допускается временное использование маркерных радиомаяков системы ILS с MLS.

3.11.3.3 Расширенные конфигурации MLS. Допускается получение расширенных конфигураций MLS на базе основной MLS путем добавления одной или нескольких из нижеперечисленных функций или усовершенствования характеристик:

a) оборудования обратного азимута, связанного с ним контрольного устройства, оборудования дистанционного управления и индикаторного оборудования;

b) угломестного оборудования выравнивания, связанного с ним контрольного устройства, оборудования дистанционного управления и индикаторного оборудования;

c) DME/P, связанного с ним контрольного устройства, оборудования дистанционного управления и индикаторного оборудования;

d) средств кодирования и передачи дополнительных слов вспомогательных данных, связанного с ними контрольного устройства, оборудования дистанционного управления и индикаторного оборудования;

e) обеспечения более широкого сектора пропорционального наведения, превышающего минимальный, установленный в п. 3.11.5.

Примечание 1. Хотя разработан Стандарт для угломестной функции выравнивания, эта функция не внедрена и ее не планируется внедрять в будущем.

Примечание 2. Формат сигнала MLS позволяет дальнейшее развитие системы и включение таких дополнительных функций, как азимут в 360°.

3.11.3.4 Упрощенные конфигурации MLS. Разрешается использовать упрощенные конфигурации, получаемые из основной MLS (п. 3.11.3.1), путем послабления характеристик следующим образом:

a) зона действия азимутального оборудования при заходе на посадку обеспечивается только в зоне захода на посадку (п. 3.11.5.2.2.1.1);

b) зона действия азимутального и угломестного оборудования при заходе на посадку (пп. 3.11.5.2.2. и 3.11.5.3.2) не простирается ниже высоты 30 м (100 фут) над порогом ВПП;

c) точностные допуски для PFE и PFN увеличиваются до значений, превышающих не более чем в 1,5 раза значения, указанные в п. 3.11.4.9.4 для функции наведения по азимуту и в п. 3.11.4.9.6 для функции наведения по углу места при заходе на посадку;

d) вклад наземного оборудования в среднюю погрешность курса и среднюю погрешность глиссады увеличивается до значений, превышающих в 1,5 раза значения, указанные в пп. 3.11.5.2.5 и 3.11.5.3.5 соответственно;

e) требования к CMN (пп. 3.11.4.9.4 и 3.11.4.9.6) не учитываются;

f) период срабатывания систем контроля и управления (пп. 3.11.5.2.3 и 3.11.5.3.3) увеличивается до 6 с.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся применения упрощенных конфигураций MLS, приведен в п. 15 дополнения G.

3.11.4 Характеристики сигнала в пространстве: угловая функция и функция передачи данных

3.11.4.1 Формирование каналов

3.11.4.1.1 Структура каналов. Угловая функция и функция передачи данных MLS передаются по любому из 200 каналов, присваиваемых на частотах в диапазоне 5031,0–5090,7 МГц, как указано в таблице A.

3.11.4.1.1.1 При необходимости для удовлетворения будущих аэронавигационных потребностей дополнительные каналы, помимо указанных в п. 3.11.4.1.1, присваиваются в поддиапазоне 5030,4–5150,0 МГц.

3.11.4.1.2 Спаривание каналов с DME. Спаривание углового канала и канала передачи данных с каналом дальномерной функции производится в соответствии с таблицей A.

3.11.4.1.3 Допуск по частоте. Рабочая радиочастота наземного оборудования отличается от присвоенной частоты не более чем на ±10 кГц. Стабильность частоты такова, что девиация

частоты составляет не более ±50 Гц от номинальной частоты при измерении в течение интервала в 1 с.

3.11.4.1.4 Радиочастотный спектр сигнала

3.11.4.1.4.1 Передаваемый сигнал таков, что в течение времени передачи средняя плотность мощности на высоте более 600 м (2000 фут), измеренная в полосе 150 кГц с центральной частотой, отстоящей на 840 кГц или более от номинальной частоты, не превышает –94,5 дБВт/м^2 для сигналов наведения по углу или данных.

3.11.4.1.4.2 Передаваемый сигнал является таковым, что в течение времени передачи средняя плотность мощности на расстоянии более 4800 м (2,6 м. мили) от любых антенн и на высоте менее 600 м (2000 фут), измеренная в полосе 150 кГц с центральной частотой, отстоящей на 840 кГц или более от номинальной частоты, не превышает –94,5 дБВт/м^2 для сигналов наведения по углу или данных.

Примечание 1. Требования в п. 3.11.4.1.4.2 применяются в тех случаях, когда эксплуатационная зона действия другой наземной станции MLS перекрывается с радиогоризонтом рассматриваемой наземной станции.

Примечание 2. Инструктивный материал по планированию частот MLS приведен в п. 9.3 дополнения G.

3.11.4.2 Поляризация. Передачи на радиочастоте всего наземного оборудования имеют номинальную вертикальную поляризацию. Влияние любого компонента, имеющего горизонтальную поляризацию, не приводит к изменению информации наведения более чем на 40 % от допустимого значения PFE, когда бортовая антенна отклоняется на 30° от вертикального положения, и не вызывает превышения предельного значения PFE.

3.11.4.3 Организация временно́го уплотнения (TDM)

3.11.4.3.1 Как угловая информация, так и данные передаются по одному радиочастотному каналу с временным уплотнением (TDM).

3.11.4.3.2 Синхронизация. Передачи различного наземного угломерного оборудования и оборудования передачи данных, обслуживающего определенную ВПП, синхронизируются по времени для обеспечения работы на общем рабочем радиочастотном канале без интерференции.

3.11.4.3.3 Частота обновления функций. Каждая передаваемая функция повторяется с частотой, представленной в приведенной таблице:

Функция	*Средняя частота (Гц), измеренная в течение любого периода длительностью 10 с*
Наведение по азимуту захода на посадку	13±0,5
Наведение по азимуту захода на посадку с высокой частотой обновления	39±1,5
Наведение по обратному азимуту	6,5±0,25
Наведение по углу места захода на посадку	39±1,5
Наведение при выравнивании по углу места	39±1,5
Основные данные	См. таблицу A-7 в добавлении A
Вспомогательные данные	См. таблицы A-10 и A-12 в добавлении A

3.11.4.3.3.1 Когда сектор пропорционального наведения не превышает ±40° и в данном навигационном средстве не предвидится применение функции выравнивания по углу места или других дополнительных функций, следует использовать функцию азимута захода на посадку с высокой частотой обновления.

Примечание. Информация о применении содержится в п. 2.3.3 дополнения G.

3.11.4.3.4 Синхронизация функций. Стандарты по синхронизации для каждой угловой функции и функции передачи данных приведены в добавлении А, в таблицах А-1 – А-6 и в т аблице А -8. Точность внутренней синхронизации каждого перечисленного события, включая нестабильность, соответствует номинальному значению ±2 мкс. Нестабильность синхронизации составляет менее 1 мкс (1δ).

Примечание 1. Синхронизация каждого перечисленного события указывает на начало интервала времени события и на окончание интервала времени предыдущего события. Характеристики и синхронизация фактических передач приведены в соответствующих пунктах.

Примечание 2. Информация об измерении точности синхронизации содержится в п. 2.2.2 дополнения G.

3.11.4.3.5 Последовательность функций. Временно́й интервал между повторяющимися передачами любой функции изменяется таким образом, чтобы обеспечить защиту от синхронной интерференции.

Примечание 1. Каждая передача функции является независимой передачей, которая может производиться в любом месте последовательности TDM (за исключением того, что обратному азимуту должно предшествовать слово основных данных № 2).

Примечание 2. В п. 2.1.4 дополнения G приведены некоторые последовательности, которые, как продемонстрировано, защищены от синхронной помехи.

3.11.4.4 *Преамбула*

3.11.4.4.1 Сигнал преамбулы передается во всем соответствующем секторе зоны действия для опознавания определенной передаваемой функции. Преамбула состоит из периода выделения несущей радиочастоты, кода опорного времени приемника и кода опознавания функции. Синхронизация передач преамбулы приведена в таблице А-1 добавления А.

3.11.4.4.2 Выделение несущей. Передача преамбулы начинается с периода передачи немодулированной несущей радиочастоты, как указано в таблице А-1 добавления А.

3.11.4.4.3 Модуляция и кодирование

3.11.4.4.3.1 Дифференциальная фазовая манипуляция (DPSK). Коды преамбулы, а также сигналы основных и вспомогательных данных, указанные в п. 3.11.4.8, передаются с помощью DPSK несущей радиочастоты. Нулю соответствует сдвиг фазы на 0° ±10° а единице – сдвиг фазы на 180°±10°. Скорость модуляции составляет 15 625 бод. Точность внутренней синхронизации передач DPSK указана в п. 3.11.4.3.4. Во время фазового перехода отсутствует амплитудная модуляция. Время перехода не превышает 10 мкс, и опережение или запаздывание фазы выполняется с однообразной повторяемостью на протяжении всей области перехода.

3.11.4.4.3.2 Опорное время приемника. Все преамбулы содержат код опорного времени приемника 11101 (биты I_1 –I_5). Время средней точки перехода последней фазы в коде является опорным временем приемника. Код опорного времени приемника подтверждается путем декодирования действительного кода опознавания функции, который следует сразу же за кодом опорного времени приемника.

3.11.4.4.3.3 Опознавание функции. Код опознавания функции следует за кодом опорного времени приемника. Этот код состоит из пяти информационных битов (I_6 – I_{10}), позволяющих опознавать 31 различную функцию, а также двух битов четности (биты I_{11} – I_{12}), как показано в следующей таблице:

Функция	*Код*						
	I_6	I_7	I_8	I_9	I_{10}	I_{11}	I_{12}
Азимут захода на посадку	0	0	1	1	0	0	1
Азимут захода на посадку с высокой частотой обновления	0	0	1	0	1	0	0
Угол места захода на посадку	1	1	0	0	0	0	1
Выравнивание по углу места	0	1	1	0	0	0	1
Обратный азимут	1	0	0	1	0	0	1
Азимут в 360°	0	1	0	0	1	0	1
Основные данные 1	0	1	0	1	0	0	0
Основные данные 2	0	1	1	1	1	0	0
Основные данные 3	1	0	1	0	0	0	0
Основные данные 4	1	0	0	0	1	0	0

Функция	*Код*						
	I_6	I_7	I_8	I_9	I_{10}	I_{11}	I_{12}
Основные данные 5	1	1	0	1	1	0	0
Вспомогательные данные A	1	1	1	0	0	1	0
Вспомогательные данные B	1	0	1	0	1	1	1
Вспомогательные данные C	1	1	1	1	0	0	0

Примечание. Коды опознавания функций выбраны таким образом, что биты четности I11 и I12 удовлетворяют условиям следующих уравнений:

$$I_6 + I_7 + I_8 + I_9 + I_{10} + I_{11} = \text{ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА},$$

$$I_6 + I_8 + I_{10} + I_{12} = \text{ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА}.$$

3.11.4.5 Параметры наведения по углу. Информация наведения по углу кодируется по величине временного интервала между центрами принятых главных лепестков сканирующего луча "туда" и "обратно". В бортовом оборудовании этот код расшифровывается как линейная функция времени:

$$\theta = (To - t)\ V/2,$$

где θ – наведение по азимуту или углу места в градусах;

t – временнóй интервал между центрами главных сканирующих лепестков "туда" и "обратно" в микросекундах;

To – временной интервал в микросекундах между центрами главных сканирующих лепестков "туда" и "обратно", соответствующий 0°;

V – постоянная пересчета скорости сканирования в градусах на микросекунду.

3.11.4.5.1 Значения параметров наведения по углу являются теми же, что и в следующей таблице:

Функция	*Максимальный угол сканирования (°)*	*Значение t для максимального угла сканирования (мкс)*	T_0 *(мкс)*	*V (°/мкс)*
Азимут захода на посадку	От –62 до +62	13 000	6 800	0,020
Азимут захода на посадку с высокой частотой обновления	От –42 до +42	9 000	4 800	0,020
Обратный азимут	От –42 до +42	9 000	4 800	–0,020
Угол места захода на посадку	От –1,5 до +29,5	3 500	3 350	0,020
Выравнивание по углу места	От –2 до +10	3 200	2 800	0,010

Примечание 1. Между окончанием сканирования "туда" и началом сканирования "обратно" излучение в течение соответствующего промежутка времени отсутствует. Дополнительная информация содержится в п. 2.2.1 дополнении G.

Примечание 2. Приведенные значения максимальных углов сканирования учитывают тот факт, что для обеспечения надлежащего декодирования угол сканирования должен превышать границы сектора пропорционального наведения по крайней мере на половину ширины детектированной огибающей сканирующего луча (в эквивалентных угловых значениях).

3.11.4.5.2 Допуски по скорости сканирующего луча на-земного оборудования и временному интервалу между импульсами "туда" и "обратно", соответствующему 0°, являются достаточными для соблюдения требований к точности, указанных в п. 3.11.4.9.

3.11.4.5.3 Сканирование "туда" и сканирование "обратно" располагаются симметрично по отношению к средней точке сканирования, приведенной в каждой из таблиц A-2 – A-5 добавления A. Средняя точка сканирования и центр временного интервала между сканированием "туда" и сканированием "обратно" совпадают с допуском ±10 мкс.

3.11.4.6 Функции наведения по азимуту

3.11.4.6.1 Каждый передаваемый сигнал наведения по углу состоит из сканирования "туда" с последующим сканированием "обратно", если смотреть сверху антенны. Для азимутальных функций захода на посадку углы наведения увеличиваются в направлении сканирования "туда". Для функций обратного азимута углы увеличиваются в направлении сканирования "обратно".

Примечание. Условия сканирования показаны на рисунке в п. 2.3.1 дополнения G.

3.11.4.6.2 Секторные сигналы. Формат передачи любой азимутальной функции включает интервалы времени для выбора бортовой антенны, внезонной индикации и контрольных импульсов, как указано в дополнении A (таблицы A-2 и A-3). Точность внутренней синхронизации секторных сигналов соответствует точности внутренней синхронизации перехода DPSK, указанных в п. 3.11.4.3.4.

3.11.4.6.2.1 Опознавание наземного оборудования. MLS, обеспечивающая обслуживание определенной ВПП, имеет четырехбуквенное обозначение, начинающееся с буквы M. Данное обозначение без первой буквы передается цифровым словом, как указано в таблице A-7 добавления A.

Примечание. Передача наземным оборудованием MLS информации опознавания за пределами секторов зоны действия наведения по углу не требуется. В том случае, когда информация опознавания канала MLS за пределами секторов зоны действия наведения по углу требуется по эксплуатационным соображениям, ее можно получить от всенаправленного оборудования DME (см. п. 3.11.5.5.2 и п. 8.2 в дополнении G).

3.11.4.6.2.1.1 Сигнал передается по каналу данных в зоны действия азимута захода на посадку и обратного азимута.

3.11.4.6.2.1.2 Бит кода во временно́м интервале, ранее предназначавшемся для попеременного опознавания наземного оборудования (с помощью кода Морзе), который следует за преамбулой азимута, устанавливается на 0.

3.11.4.6.2.2 Сигнал выбора бортовой антенны. Сигнал выбора бортовой антенны передается как "нулевой" сигнал DPSK продолжительностью 6 бит. Сигнал обеспечивается во всем секторе зоны действия, в котором предусматривается наведение по азимуту захода на посадку или по обратному азимуту.

Примечание. Сигнал обеспечивает возможность выбора наиболее подходящей антенны при установке на борту нескольких антенн.

3.11.4.6.2.3 Азимутальные импульсы внезонной индикации. При использовании импульсов внезонной индикации их величина:

а) больше величины любого сигнала наведения во внезонном секторе;

b) по крайней мере на 5 дБ меньше уровня клиренс-сигнала "лети влево (вправо)" в пределах сектора клиренссигнала "лети влево (вправо)";

c) по крайней мере на 5 дБ меньше уровня сканирующего луча в пределах зоны пропорционального наведения.

Длительность каждого импульса, измеренная в точке половинной амплитуды, составляет не менее 100 мкс, а время нарастания и спада импульсов составляет менее 10 мкс.

3.11.4.6.2.3.1 По необходимости допускается последовательная передача двух импульсов в каждом временном интервале внезонной индикации. При использовании пар импульсов длительность каждого импульса составляет не менее 50 мкс, а время нарастания и спада составляет менее 10 мкс.

3.11.4.6.2.3.2 Передачи импульсов внезонной индикации, излучаемых антеннами с перекрывающимися диаграммами направленности, разделяются по времени не менее чем на 10 мкс.

3.11.4.6.2.4 Излучаемые с земли контрольные сигналы

Примечание. В формате сигнала наведения по азимуту зарезервирован промежуток времени для использования в будущем излучаемого с земли контрольного сигнала.

3.11.4.6.2.5 Наведение по клиренсу. В тех случаях, когда обеспечиваемый сектор пропорционального наведения меньше минимальной зоны действия, указанной в пп. 3.11.5.2.2.1.1 a) и 3.11.5.2.2.2 a), в дополнение к спектру зоны действия обеспечивается наведение по клиренсу путем передачи в форматах функций азимута захода на посадку, азимута захода на посадку с высокой частотой обновления и обратного азимута клиренс-импульсов "лети вправо/влево". В противном случае, если декодированный угол превышает установленные пределы зоны пропорционального наведения, допускается обеспечивать клиренс-наведение за счет сканирования луча вне установленного сектора пропорционального наведения с целью предоставления клиренс-информации "лети влево" или "лети вправо".

3.11.4.6.2.5.1 Информация клиренс-наведения обеспечивается путем передачи пар импульсов в интервалах времени углового сканирования. Одна пара состоит из одного импульса, граничащего с временем начала сканирующего луча "туда" и одного импульса, граничащего с временем остановки сканирования "обратно". Вторая пара состоит из одного импульса, граничащего с временем окончания хода сканирующего луча "туда" и одного импульса, граничащего с временем начала сканирования "обратно". Клиренс-импульсы "лети вправо"представляют собой углы положительного значения, а клиренс-импульсы "лети влево" представляют собой углы отрицательного значения. Продолжительность каждого клиренс-импульса составляет 50 мкс с допуском ±5 мкс. Время переключения передатчика с клиренс-импульса на сканирующий луч не превышает 10 мкс. Время нарастания на фронте клиренс-импульса, не граничащего со сканирующим лучом, составляет менее 10 мкс.

3.11.4.6.2.5.2 Характеристики сигнала в пространстве для импульсов клиренс-наведения являются следующими:

a) в пределах сектора клиренс-наведения "лети вправо" сигнал клиренс-наведения "лети вправо" превышает боковые лепестки сканирующего луча и любые другие сигналы наведения и внезонной индикации по крайней мере на 5 дБ;

b) в пределах сектора клиренс-наведения "лети влево" сигнал клиренс-наведения "лети влево" превышает боковые лепестки сканирующего луча и любые другие сигналы наведения и внезонной индикации по крайней мере на 5 дБ;

c) в пределах сектора пропорционального наведения сигналы клиренс-наведения ниже основного лепестка сканирующего луча по крайней мере на 5 дБ.

3.11.4.6.2.5.3 Плотность мощности клиренс-сигнала указана в п. 3.11.4.10.1.

Примечание 1. В п. 2.3.4 дополнения G содержится инструктивный материал относительно:

a) синхронизации клиренса и сканирующего луча;

b) огибающих импульсов на переходных участках между сигналами клиренса и сканирующего луча;

c) изменения правил по клиренсу "лети вправо/влево".

Примечание 2. Границы зоны пропорционального наведения передаются в основных данных, как предусматривается в п. 3.11.4.8.2.

3.11.4.7 Функции наведения по углу места

3.11.4.7.1 Условия сканирования. Для угломестной функции захода на посадку углы наведения увеличиваются в направлении сканирования вверх. Нулевой угол места совпадает с горизонтальной плоскостью, проходящей через фазовый центр соответствующей антенны. Каждая передача угла наведения состоит из сканирования "туда" с последующим сканированием "обратно". Сканирование "туда" производится в направлении увеличения угла.

3.11.4.7.2 Секторный сигнал. В формате функции захода на посадку по углу места предусматривается передача одного импульса внезонной индикации. При использовании импульса внезонной индикации его величина: 1) больше величины любого сигнала наведения в секторе внезонной индикации и 2) по крайней мере на 5 дБ меньше величины сигналов наведения в секторе наведения. Синхронизация внезонной индикации по углу места указана в таблице A-4 добавления A. Длительность каждого импульса, измеренная в точках половинной амплитуды, составляет по крайней мере 100 мкс, а время нарастания и спада импульса составляет менее 10 мкс.

3.11.4.7.2.1 По необходимости допускается последовательная передача двух импульсов в каждом временном интервале индикации пролета препятствий. При использовании пар импульсов длительность каждого импульса составляет по крайней мере 50 мкс, а время нарастания и спада составляет менее 10 мкс.

3.11.4.8 Функции передачи данных. В формате сигнала MLS предусмотрена передача основных и вспомогательных данных.

Примечание. Требования в отношении зоны действия и контроля передачи данных наземным оборудованием указаны в п. 3.11.5.4.

3.11.4.8.1 Передача данных. Данные передаются в соответствии с п. 3.11.4.4.3.1.

3.11.4.8.2 Структура и синхронизация основных данных. Основные данные кодируются с использованием 32-битовых слов, состоящих из преамбулы функции (12 бит), указанной в п. 3.11.4.4, и информации, определенной в таблице A-7 добавления A. Синхронизация слов основных данных указана в таблице A-6 добавления A. Содержание, максимальный интервал между передачей одного и того же слова и формирование слов указаны в таблице A-7 добавления A. Данные, содержащие цифровую информацию, передаются начиная с самого младшего бита. Наименьшее двоичное число означает нижний абсолютный предел диапазона с приращениями по двоичным ступеням до верхнего предела диапазона, указанного в таблице A-7 добавления A.

3.11.4.8.2.1 Содержание основных данных. Элементы содержания данных, указанные в таблице A-7 добавления A, определяются следующим образом:

a) Расстояние от антенны азимута захода на посадку до порога ВПП представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны азимута захода на посадку и содержащей посадочный порог вертикальной плоскости, перпендикулярной осевой линии ВПП.

b) Граница зоны пропорционального наведения по азимуту захода на посадку представляет

собой границу сектора, в котором осуществляется пропорциональное наведение по азимуту захода на посадку.

c) Тип клиренс-сигнала указывает метод представления азимутального клиренс-сигнала.

d) Минимальная глиссада представляет собой минимальный угол снижения вдоль нулевого азимута, как определено в п. 3.11.1.

e) Состояние обратного азимута представляет собой эксплуатационное состояние оборудования обратного азимута.

f) Состояние DME представляет собой эксплуатационное состояние оборудования DME.

g) Состояние азимута захода на посадку представляет собой эксплуатационное состояние азимутального оборудования захода на посадку.

h) Состояние угла места для захода на посадку представляет собой эксплуатационное состояние угломестного оборудования захода на посадку.

i) Ширина луча представляет собой для данной функции ширину луча антенны, определенную в п. 3.11.1.

j) Расстояние от DME представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны DME и содержащей точку начала отсчета MLS вертикальной плоскости, перпендикулярной осевой линии ВПП.

k) Ориентация азимута захода на посадку по магнитному курсу представляет собой угол, измеренный в горизонтальной плоскости по часовой стрелке от северного направления магнитного меридиана до нулевого азимута захода на посадку, исходящего из азимутальной антенны захода на посадку. Вершина измеренного угла является фазовым центром азимутальной антенны захода на посадку.

l) Ориентация обратного азимута по магнитному курсу представляет собой угол, измеренный в горизонтальной плоскости по часовой стрелке от северного направления магнитного меридиана до нулевого обратного азимута, исходящего из антенны обратного азимута. Вершина измеренного угла является фазовым центром антенны обратного азимута.

m) Граница зоны пропорционального наведения по обратному азимуту представляет собой границу сектора, в котором осуществляется пропорциональное наведение по обратному азимуту.

n) Опознавание наземного оборудования MLS представляет собой последние три знака опознавания системы в соответствии с п. 3.11.4.6.2.1. Знаки кодируются в соответствии с Международным алфавитом № 5 (IA-5) с использованием битов от b_1 до b_6.

Примечание 1. Международный алфавит № 5 (IA-5) определяется в томе III AR ANS-009.

Примечание 2. Бит b_7 этого кода может быть восстановлен бортовым приемником путем добавления бита b_6.

3.11.4.8.3 Формирование и синхронизация вспомогательных данных. Вспомогательные данные формируются из 76-битовых слов, состоящих из преамбулы функции (12 бит) в соответствии с п. 3.11.4.4, адреса (8 бит) в соответствии с таблицей A-9 добавления A и содержания данных и четности (56 бит) в соответствии с таблицами A-10, A-11, A-12, A-13 и A-15 добавления A. Резервируются три функции кодов опознавания для указания передачи вспомогательных данных A, вспомогательных данных B и вспомогательных данных C. Синхронизация функций вспомогательных данных указана в таблице A-8 добавления A. Предусматриваются два формата слов вспомогательных данных: один для цифровых данных и один для буквенно-цифровых. Данные, содержащие цифровую информацию, передаются, начиная с самого младшего бита. Буквенные знаки в словах B1–B39 данных кодируются в соответствии с Международным алфавитом № 5 (IA–5) с использованием битов b1 – b5, при

этом бит b1 передается первым. Буквенно-цифровые данные в других словах данных кодируются в соответствии с IA–5 с использованием информационных битов, а к каждому знаку добавляется один бит положительной четности. Буквенно-цифровые данные передаются в такой последовательности, в которой они должны считываться. Последовательная передача знака начинается с передачи бита младшего разряда и заканчивается передачей бита четности.

Примечание 1. Международный алфавит № 5 (IA-5) определяется в томе III AR ANS-009.

Примечание 2. Содержание вспомогательных данных A указано в п. 3.11.4.8.3.1. Содержание вспомогательных данных B указано в п. 3.11.4.8.3.2. Содержание вспомогательных данных C резервируется для национального использования.

3.11.4.8.3.1 Содержание вспомогательных данных A. Элементы данных, содержащиеся в словах A1–A4 вспомогательных данных и указанные в таблице A-10 добавления A, определяются следующим образом:

a) Смещение антенны азимута захода на посадку представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны азимута захода на посадку и вертикальной плоскостью, проходящей через осевую линию ВПП.

b) Расстояние от антенны азимута захода на посадку до точки начала отсчета MLS представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны азимута захода на посадку и содержащей точку начала отсчета MLS вертикальной плоскостью, перпендикулярной осевой линии ВПП.

c) Согласование азимута захода на посадку с осевой линией ВПП представляет собой минимальный угол между нулевым азимутом захода на посадку и осевой линией ВПП.

d) Система координат антенны азимута захода на посадку представляет собой систему координат (планарную или коническую) угловых данных, передаваемых антенной азимута захода на посадку.

Примечание. Несмотря на то, что вышеупомянутый пункт разработан с целью обеспечения альтернативных систем координат, планарная система координат не внедряется и к внедрению в будущем не планируется.

e) Высота антенны азимута захода на посадку представляет собой высоту фазового центра антенны относительно точки начала отсчета MLS.

f) Смещение угломестной антенны захода на посадку представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром угломестной антенны и вертикальной плоскостью, проходящей через осевую линию ВПП.

g) Расстояние от точки начала отсчета MLS до порога представляет собой измеренное вдоль осевой линии ВПП расстояние от точки начала отсчета MLS до порога ВПП.

h) Высота угломестной антенны захода на посадку представляет собой высоту фазового центра угломестной антенны относительно точки начала отсчета MLS.

i) Превышение точки начала отсчета MLS представляет собой превышение точки начала отсчета относительно среднего уровня моря (msl).

j) Высота порога ВПП представляет собой высоту точки пересечения порога и осевой линии ВПП

относительно точки начала отсчета MLS.

k) Смещение DME представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны DME и вертикальной плоскостью, проходящей через осевую линию ВПП.

l) Расстояние от DME до точки начала отсчета MLS представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны DME и содержащей точку начала отсчета MLS

вертикальной плоскостью, перпендикулярной осевой линии ВПП.

m) Высота антенны DME представляет собой высоту фазового центра антенны относительно точки начала отсчета MLS.

n) Расстояние до дальнего конца ВПП представляет собой расстояние вдоль осевой линии между дальним концом ВПП и точкой начала отсчета MLS.

o) Смещение антенны обратного азимута представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны обратного азимута и вертикальной плоскостью, проходящей через осевую линию ВПП.

p) Расстояние от обратного азимута до точки начала отсчета MLS представляет собой минимальное расстояние между антенной обратного азимута и содержащей точку начала отсчета MLS вертикальной плоскостью, перпендикулярной осевой линии ВПП.

q) Согласование обратного азимута с осевой линией ВПП представляет собой минимальный угол между нулевым обратным азимутом и осевой линией ВПП.

r) Система координат антенны обратного азимута представляет собой систему координат (планарную или коническую) угловых данных, передаваемых антенной обратного азимута.

Примечание. Несмотря на то, что вышеупомянутый пункт разработан с целью обеспечения альтернативных систем координат, планарная система координат не внедряется и к внедрению в будущем не планируется.

s) Высота антенны обратного азимута представляет собой высоту фазового центра антенны относительно точки начала отсчета MLS.

Примечание. Определение дополнительных слов вспомогательных данных A не планируется.

3.11.4.8.3.2 Содержание вспомогательных данных B. Слова вспомогательных данных B определяются в таблицах A-11 и A-13 добавления A.

3.11.4.8.3.2.1 Процедурные данные при использовании микроволновой системы посадки/зональной навигации (MLS/RNAV). При необходимости слова B1–B39 вспомогательных данных используются для передачи данных в целях обеспечения процедур с использованием MLS/RNAV. Допускается разделение этих процедурных данных на две отдельные базы данных: одна для передачи в секторе азимута захода на посадку, а другая для передачи в секторе обратного азимута. Данные для каждой процедуры передаются в базе данных для сектора зоны действия, в котором начинается процедура. Процедурные данные ухода на второй круг включаются в базу данных, содержащую соответствующую процедуру захода на посадку.

3.11.4.8.3.2.2 Структура базы процедурных данных. В случае использования каждая база процедурных данных формируется следующим образом:

a) слово преобразования/CRC определяет размер базы данных, количество установленных процедур, контроль с использованием циклического избыточного кода (CRC) для проверки базы данных;

b) слова дескрипторов процедур определяют все указанные в базе данных процедуры захода на посадку и вылета;

c) слова данных о точках пути определяют местонахождение и последовательность точек пути для процедур.

Примечание. Структура и кодирование слов B1–B39 вспомогательных данных B указаны в таблицах A-14– A-17. Инструктивный материал, касающийся кодирования процедур с использованием MLS/RNAV, содержится в дополнении G.

3.11.4.9 Точность системы. Если не оговорено иначе, указанные здесь стандарты на точность соблюдаются, исходя из вероятности 95 %.

Примечание 1. Общие пределы погрешности включают погрешности от всех источников, таких, как бортовое оборудование, наземное оборудование и эффект распространения.

Примечание 2. При этом имеется в виду, что пределы погрешностей должны применяться на таком участке траектории, который включает опорную точку захода на посадку или опорную точку обратного азимута. Информация об интерпретации погрешностей MLS и измерении этих погрешностей на участке, предназначенном для проверочных полетов, приведена в п. 2.5.2 дополнения G.

Примечание 3. Для определения допустимых погрешностей в величине допуска на ухудшение параметров в других точках, помимо соответствующей опорной точки, величину точности, определенную в опорной точке, следует сначала перевести из линейного значения в эквивалентное угловое значение, отсчитывая от антенны.

3.11.4.9.1 Опорная точка захода на посадку MLS. Высота опорной точки захода на посадку MLS составляет 15 м (50 фут). Допустимое отклонение составляет +3 м (10 фут).

Примечание 1. Исходя из эксплуатационных соображений, высота опорной точки MLS для захода на посадку определяется в целях обеспечения безопасного наведения над препятствиями, а также для безопасного и эффективного использования обслуживаемой ВПП. Высоты, отмеченные в п. 3.11.4.9.1, предполагают наличие ВПП с кодовым номером 3 или 4, как указано в AR AGA-001.

Примечание 2. В то же самое время опорная точка должна быть удобной точкой, относительно которой можно устанавливать точность и другие параметры функции.

Примечание 3. При установлении вышеуказанных величин высоты опорной точки MLS максимальное вертикальное расстояние между траекторией глиссадной антенны воздушного судна и траекторией нижней части колес шасси при пересечении порога ВПП было принято равным 5,8 (19 фут). Для воздушных судов, превышающих этот критерий, могут быть приняты соответствующие меры либо в целях сохранения достаточного запаса высоты воздушного судна над порогом ВПП, либо для соответствующего приспособления допустимых эксплуатационных минимумов.

3.11.4.9.2 Опорная точка обратного азимута MLS. Высота опорной точки обратного азимута MLS составляет 15 м (50 фут). Допустимое отклонение составляет +3 м (10 фут).

Примечание. Опорная точка обратного азимута MLS определяется для того, чтобы обеспечить подходящую точку, относительно которой можно устанавливать точность и другие параметры функции.

3.11.4.9.3 PFE состоит из таких частотных составляющих погрешности сигнала наведения на выходе бортового приемника, которые не превышают 0,5 рад/с для азимутальной информации наведения или 1,5 рад/с для угломестной информации наведения. Шумы управления состоят из таких частотных составляющих погрешности сигнала наведения на выходе бортового приемника, которые выше 0,3 рад/с для азимутальной информации наведения или выше 0,5 рад/с для угломестной информации наведения. Частота среза выходного фильтра приемника, используемая для этого измерения, равна 10 рад/с.

3.11.4.9.4 Функции наведения азимута захода на посадку. За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, в опорной точке захода на посадку функция азимута захода на посадку обеспечивает следующие параметры:

a) PFE не превышает ±6 м (20 фут);

b) PFN не превышает ±3,5 м (11,5 фут);

c) CMN не превышает ±3,2 м (10,5 фут) или 0,1°, в зависимости от того, что меньше.

3.11.4.9.4.1 В опорной точке захода на посадку PFE не должна превышать ±4 м (13,5 фут).

3.11.4.9.4.2 Линейная точность, указанная в опорной точке, выдерживается во всей зоне действия в районе ВПП, определенной в п. 3.11.5.2.2.1.2, за исключением тех случаев, когда допускается ухудшение параметров, указанное в п. 3.11.4.9.4.3.

3.11.4.9.4.3 Допуск на ухудшение параметров. За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, до границ зоны действия допускается следующее линейное ухудшение угловых PFE, PFN и CMN азимута захода на посадку:

a) В зависимости от расстояния. При удалении на 37 км (20 м. миль) от порога ВПП по продолжению осевой линии ВПП предел PFE и предел PFN, выраженные в угловых значениях, в два раза превышают значение в опорной точке захода на посадку. На расстоянии 37 км (20 м. миль) от опорной точки захода на посадку по продолжению осевой линии ВПП при минимальном угле наклона глиссады предел CMN составляет 0,1°.

b) В зависимости от угла азимута. При угле азимута ±40° предел PFE и предел PFN, выраженные в угловых значениях, в 1,5 раза превышают значение в точке, расположенной на продолжении осевой линии ВПП на таком же расстоянии от опорной точки захода на посадку. При угле азимута ±40° предел CMN, выраженный в угловых значениях, в 1,3 раза превышает значение в точке, расположенной на продолжении осевой линии ВПП на таком же расстоянии от опорной точки захода на посадку.

c) В зависимости от угла места. До угла места в 9° предел PFE и предел PFN не уменьшаются. При угле места в 15° от фазового центра антенны азимута захода на посадку предел PFE и предел PFN, выраженные в угловых значениях, в 2 раза превышают значение, допустимое ниже 9° на таком же самом расстоянии от опорной точки захода на посадку и при том же азимутальном угле. Предел CMN с изменением угла места не уменьшается.

d) Максимальный предел CMN. Пределы CMN не превышают 0,2° в любом районе зоны действия.

3.11.4.9.4.3.1 Предел CMN не должен превышать 0,1° в любом районе зоны действия.

3.11.4.9.4.4 Максимальные угловые пределы PFE и PFN. За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, в любом районе зоны действия угловые погрешности имеют следующие пределы:

a) PFE не превышает ±0,25°;

b) PFN не превышает ±0,15°.

3.11.4.9.5 Функции наведения по обратному азимуту. В опорной точке обратного азимута функция обратного азимута обеспечивает следующие параметры:

a) PFE не превышает ±6 м (20 фут);

b) составляющая PFN не превышает ±3,5 м (11,5 фут);

c) CMN не превышает ±3,2 м (10,5 фут) или 0,1°, в зависимости от того, что меньше.

3.11.4.9.5.1 Допуск на ухудшение параметров. До границ зоны действия допускается следующее линейное ухудшение угловых PFE, PFN и CMN обратного азимута:

a) В зависимости от расстояния. До границ зоны действия на продолжении осевой линии ВПП предел PFE и предел PFN, выраженные в угловых значениях, в два раза превышают значение в опорной точке обратного азимута. На расстоянии 18,5 км (10 м. миль) от дальнего конца ВПП по продолжению осевой линии ВПП предел CMN, выраженный в угловых значениях, в 1,3 раза превышает значение в опорной точке обратного азимута.

b) В зависимости от азимутального угла. При азимутальном угле ±20° предел PFE и предел PFN, выраженные в угловых значениях, в 1,5 раза превышают значение в точке, расположенной на продолжении осевой линии ВПП на таком же расстоянии от опорной точки обратного азимута.

При азимутальном угле ±20° предел CMN, выраженный в угловых значениях, в 1,3 раза превышает значение в точке, расположенной на продолжении осевой линии ВПП на таком же расстоянии от опорной точки обратного азимута.

c) В зависимости от угла места. До угла места в 9° предел PFE и предел PFN не уменьшаются. При угле места в 15° от фазового центра антенны обратного азимута предел PFE и предел PFN, выраженные в угловых значениях, в два раза превышают значение, допустимое ниже 9°, на таком же расстоянии от опорной точки обратного азимута и при таком же азимутальном угле. Предел CMN с изменением угла места не уменьшается.

d) Максимальный предел CMN. Максимальные значения CMN не превышают 0,2° в любом районе зоны действия.

3.11.4.9.5.2 Максимальные угловые пределы PFE и PFN. В любом районе зоны действия угловые погрешности имеют следующие пределы:

a) PFE не превышает ±0,50°;

b) PFN не превышает ±0,30°.

3.11.4.9.6 Функция наведения по углу места. За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, для оборудования, установленного для обеспечения угла минимальной глиссады, равного 3° или менее, функция захода на посадку по углу места в опорной точке захода на посадку обеспечивает следующие параметры:

a) PFE не превышает ±0,6 м (2 фут);

b) PFN не превышает ±0,4 м (1,3 фут);

c) CMN не превышает ±0,3 м (1 фут).

3.11.4.9.6.1 Допуск на ухудшение параметров. За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, до границ зоны действия допускается следующее линейное ухудшение угловых PFE, PFN и CMN по углу места захода на посадку:

a) В зависимости от расстояния. На расстоянии 37 км (20 м. миль) от порога ВПП на минимальной глиссаде предел PFE и предел PFN, выраженные в угловых значениях, равны 0,2°. На расстоянии 37 км (20 м. миль) от опорной точки захода на посадку по продолжению осевой линии ВПП при минимальном угле наклона глиссады предел CMN, выраженный в угловых значениях, составляет 0,1°.

b) В зависимости от угла азимута. При угле азимута ±40° предел PFE и предел PFN, выраженные в угловых значениях, в 1,3 раза превышают значение в точке, расположенной на продолжении осевой линии ВПП, на таком же расстоянии от опорной точки захода на посадку. При угле азимута ±40° предел CMN, выраженный в угловых з начениях, в 1,3 раза превышает значение на продолжении осевой линии ВПП на таком же расстоянии от опорной точки захода на посадку.

c) В зависимости от угла места. Для углов места, превышающих угол минимальной глиссады или 3°, в зависимости от того, что меньше, и до максимального угла зоны пропорционального наведения, и в геометрическом месте точек непосредственно, над опорной точкой захода на посадку допускается такое линейное увеличение предела PFE, предела PEN и предела CMN, выраженных в угловых значениях, что при угле места 15° предел в два раза превышает значение в опорной точке. Непосредственно над опорной точкой CMN никогда не превышает ±0,07°. Для других участков зоны действия в пределах углового сектора от угла места, равного минимальной глиссаде до максимального угла пропорциональной зоны действия, допуски на ухудшение параметров в зависимости от расстояния и азимутального угла указаны в подпунктах a) и b).

d) В районе между минимальной глиссадой и углом, составляющим 60 % угла минимальной глиссады, пределы PFE, PFN и CMN не уменьшаются в зависимости от угла места. При значении углов места менее 60 % угла минимальной глиссады и до нижней границы зоны действия,

установленной в п. 3.11.5.3.2.1.2, и в геометрическом месте точек непосредственно под опорной точкой захода на посадку допускается линейное увеличение предела PFE, предела PFN и предела CMN, выраженных в угловых значениях, до значения, в шесть раз превышающего значение в опорной точке захода на посадку. Для других участков зоны действия в пределах углового сектора от угла места, равного 60 % значения угла минимальной глиссады, и до нижней границы зоны действия допуски на ухудшение параметров в зависимости от расстояния и угла азимута указаны в подпунктах a) и b). Ни в коем случае не допускается, чтобы PFE превышала 0,8, а CMN – 0,4°.

e) Максимальный предел CMN. При значениях угла места более 60 % угла минимальной глиссады пределы CMN не превышают 0,2° в любом районе зоны действия.

3.11.4.9.6.2 Максимальные угловые пределы PFE и PFN. За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, в любом районе зоны действия при значениях угла места более 60 % угла минимальной глиссады угловые погрешности имеют следующие пределы:

a) PFE не превышает ±0,25°;

b) PFN не превышает ±0,15°.

3.11.4.9.6.3 Выраженная в угловых значениях граница линейного увеличения предела PFE, предела PFN и предела CMN при углах ниже значения, равного 60 % минимального угла глиссады, и до нижнего предела зоны действия должна в 3 раза превышать значение, допустимое в опорной точке захода на посадку.

Примечание. Для других участков зоны действия в пределах углового сектора от угла места, равного 60% минимального угла глиссады, и до нижней границы зоны действия допуски на ухудшение параметров в зависимости от расстояния и угла азимута указаны в подпунктах a) и b) п. 3.11.4.9.6.1.

3.11.4.9.6.4 Максимальный предел CMN. При значениях угла места более 60 % угла минимальной глиссады пределы CMN не должны превышать 0,1° в любом районе зоны действия.

3.11.4.9.6.5 PFE не должна превышать 0,35°, а CMN – 0,2°.

3.11.4.9.6.6 Угломестное оборудование захода на посадку, установленное для обеспечения минимальной глиссады больше 3°, не должно обеспечивать угловую точность, которая была бы меньше параметров, определенных для оборудования, устанавливаемого для минимальной глиссады 3° в пределах объема зоны действия.

3.11.4.10 Плотность мощности

3.11.4.10.1 Плотность мощности для DPSK, сигналов клиренса и наведения по углу при всех эксплуатационных погодных условиях и в любой точке зоны действия, за исключением случаев, указанных в п. 3.11.4.10.2, равна по крайней мере значениям, приведенным в следующей таблице.

Функция	*Сигналы DPSK (дБВт/м²)*	*Угловые сигналы (дБВт/м²) (ширина луча антенны)* 1°	2°	3°	*Клиренс-сигнал (дБВт/м²)*
Наведение по азимуту захода на посадку	–89,5	–85,7	–79,7	–76,2	–88,0
Наведение по азимуту захода на посадку с высокой частотой обновления	–89,5	–88,0	–84,5	–81,0	–88,0
Наведение по обратному азимуту	–89,5	–88,0	–82,7	–79,2	–88,0
Наведение при заходе на посадку по углу места	–89,5	–88,0	–84,5	Н/П	Н/П

Н/П – не применимо.

Примечание. В таблице выше даются минимальные значения плотности мощности для клиренс-

сигналов и сигналов сканирующего луча. Относительные значения этих двух сигналов приводятся в п. 3.11.4.6.2.5.2.

3.11.4.10.2 Плотность мощности угловых сигналов наведения по азимуту захода на посадку превышает значения, указанные в п. 3.11.4.10.1, по крайней мере на:

a) 15 дБ в опорной точке захода на посадку;

b) 5 дБ для 1° или 9 дБ для 2°, или антенны с большей шириной луча на высоте 2,5 м (8 фут) над поверхностью ВПП в точке начала отсчета MLS или в наиболее удаленной точке осевой линии ВПП, находящейся на линии прямой видимости азимутальной антенны.

Примечание 1. У поверхности ВПП оборудование азимута захода на посадку обычно обеспечивает большую удельную мощность, чем при подаче угловых сигналов, о которых идет речь в п. 3.11.4.10.1, в целях обеспечения операций по автоматической посадке. В дополнении G приводится инструктивный материал в отношении ширины луча антенны и соображений бюджета мощности.

Примечание 2. В параметрах зоны действия, приведенных в п. 3.11.5.2.2 и 3.11.5.3.2, учтены случаи, когда из-за неблагоприятных условий установки наземного оборудования невозможно обеспечить плотность мощности, указанную в п. 3.11.4.10.2.

3.11.4.10.3 Относительная плотность мощности переотражений

3.11.4.10.3.1 На высоте 60 м (200 фут) или более над порогом ВПП в пределах зоны действия азимутального оборудования MLS, измеряемая на борту воздушного судна, находящегося на опубликованной траектории захода на посадку, длительность отраженного сигнала сканирующего луча, плотность мощности которого более чем на 4 дБ ниже уровня плотности мощности сигнала сканирующего луча наведения по азимуту захода на посадку или наведения по азимуту захода на посадку с высокой частотой, составляет менее 1 с.

3.11.4.10.3.2 На высоте менее 60 м (200 фут) над порогом ВПП в пределах сектора пропорционального наведения по азимуту MLS плотность мощности любого отраженного сигнала сканирующего луча наведения по азимуту захода на посадку или наведения по азимуту захода на посадку с высокой частотой обновления составляет менее чем на 10 дБ выше уровня плотности мощности сигнала сканирующего луча наведения по азимуту захода на посадку или наведения по азимуту захода на посадку с высокой частотой обновления. На осевой линии ВПП этот отраженный сигнал не ухудшает форму сканирующего луча наведения по азимуту и не вносит на выходе приемника погрешность, выходящую за пределы допусков, указанных в п. 3.11.4.9.

3.11.4.10.3.3 В пределах зоны действия угломестного оборудования MLS, измеряемая на борту воздушного судна, находящегося на опубликованной траектории захода на посадку, длительность отраженного сигнала сканирующего луча наведения при заходе на посадку по углу места, плотность мощности которого более чем на 4 дБ ниже уровня плотности мощности сигнала сканирующего луча наведения при заходе на посадку по углу места, составляет менее 1 с.

3.11.5 Характеристики наземного оборудования

3.11.5.1 Синхронизация и контроль. В системе с временным уплотнением осуществляется контроль за указанной в п. 3.11.4.3.3 синхронизацией наведения по углу и передач данных.

Примечание. Конкретные требования к контролю за различными функциями MLS указаны в пп. 3.11.5.2.3 и 3.11.5.3.3.

3.11.5.1.1 Остаточное излучение функций MLS. Остаточное излучение функции MLS в периоды времени, когда излучается другая функция, соответствует величине по крайней мере на 70 дБ ниже уровня, обеспечиваемого при передаче.

Примечание. Приемлемым уровнем остаточного излучения для конкретной функции является уровень,

который не оказывает неблагоприятного влияния на прием любой другой функции и зависит от размещения оборудования и местоположения воздушного судна.

3.11.5.2 Оборудование азимутального наведения

3.11.5.2.1 Характеристики сканирующего луча. Антенны наземного азимутального оборудования излучают веерный луч, который имеет узкую диаграмму в горизонтальной плоскости, широкую – в вертикальной плоскости и который сканирует в пределах сектора пропорционального наведения.

3.11.5.2.1.1 Система координат. Информация азимутального наведения излучается в конической или в планарной системе координат.

3.11.5.2.1.2 Ширина луча антенны. Ширина луча антенны не превышает 4°.

Примечание. Для обеспечения надлежащего декодирования угловых данных бортовым оборудованием предполагается, что детектированная огибающая сканирующего луча в любой точке зоны действия не должна превышать 250 мкс (что эквивалентно ширине луча 5°).

3.11.5.2.1.3 Форма сканирующего луча. Точки –10 дБ на огибающей луча смещены относительно центра луча по крайней мере на 0,76 ширины луча, но не более чем на 0,96 ширины луча.

Примечание. Описанная форма луча обеспечивается на линии визирования при отсутствии переотражений и с использованием соответствующего фильтра. Информация о форме луча и боковых лепестках приведена в пп. 3.1 и 3.2 дополнения G.

3.11.5.2.2 Зона действия

Примечание. Диаграммы, иллюстрирующие указанные ниже параметры зоны действия, содержатся на рис. G-5A, G-5B и G-6 в дополнении G.

3.11.5.2.2.1 Азимут захода на посадку. За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, наземное оборудование азимута захода на посадку обеспечивает информацию наведения по крайней мере в следующих параметрах воздушного пространства.

3.11.5.2.2.1.1 Зона захода на посадку.

a) В горизонтальной плоскости – в секторе 80° (как правило, ±40° относительно линии визирования антенны), который начинается от фазового центра антенны азимута захода на посадку.

b) В продольном направлении – от антенны азимута захода на посадку до точки, удаленной на 41,7 км (22,5 м. мили).

c) В вертикальной плоскости между:

1) нижней конической поверхностью, начинающейся от фазового центра антенны азимута захода на посадку и простирающейся вверх до достижения высоты на границе зоны действия в продольном направлении 600 м (2000 фут) над горизонтальной плоскостью, проходящей через фазовый центр антенны;

2) верхней конической поверхностью, начинающейся от фазового центра антенны азимута захода на посадку, имеющей угол наклона 15° относительно горизонтали и простирающейся вверх до высоты 6000 м (20 000 фут).

Примечание 1. При этом имеется в виду что, если находящиеся в зоне препятствия выступают за нижнюю поверхность, обеспечивать наведение ниже линии прямой видимости нет необходимости.

Примечание 2. В случае, если предполагается, что за пределами рекомендуемого сектора зоны действия имеется неверная инструктивная информация, а в соответствующих правилах эксплуатации не предусмотрено приемлемое решение, используются методы сведения этих

эффектов к минимуму. Эти методы включают коррекцию сектора пропорционального наведения или использование сигналов внезонной индикации. Инструктивный материал в отношении использования этих методов содержится в п. 8 дополнения G.

Примечание 3. В случае, когда представляемый сектор пропорционального наведения меньше минимальной зоны действия в горизонтальной плоскости, указанной в п. 3.11.5.2.2.1.1 a), требуются сигналы наведения по клиренсу, указанные в п. 3.11.4.6.2.5.

3.11.5.2.2.1.2 Зона ВПП.

a) В горизонтальной плоскости – в секторе 45 м (150 фут) с каждой стороны от осевой линии ВПП, начинающемся от дальнего конца ВПП и простирающемся параллельно осевой линии ВПП в направлении захода на посадку до соединения с районом минимальной эксплуатационной зоны действия, как указано в п. 3.11.5.2.2.1.3.

b) В вертикальной плоскости между:

1) горизонтальной поверхностью, расположенной на высоте 2,5 м (8 фут) над наиболее удаленной точкой по оси ВПП, которая находится на линии прямой видимости азимутальной антенны;

2) конической поверхностью, начинающейся от антенны наземного азимутального оборудования, имеющей угол наклона 20° относительно горизонтали и простирающейся вверх до высоты 600 м (2000 фут).

Примечание 1. Порядок определения точки, упомянутой в п. b) 1), приведен в п. 2.3.6 дополнения G.

Примечание 2. При этом имеется в виду, что наведение ниже линии прямой видимости может обеспечиваться до тех пор, пока качество сигнала удовлетворяет требованиям к точности, указанным в п. 3.11.4.9.4.

3.11.5.2.2.1.2.1 Нижний уровень зоны действия в районе ВПП должен располагаться на высоте 2,5 м (8 фут) над осевой линией ВПП.

3.11.5.2.2.1.2.2 При необходимости обеспечения автоматической посадки, пробега или взлета нижний уровень зоны действия в районе ВПП не превышает 2,5 м (8 фут) над осевой линией ВПП.

Примечание. При этом имеется в виду, что нижняя граница зоны действия на высоте 2,5 м (8 фут) применима на всех ВПП. Информация относительно возможности использования меньших значений, чем приведенные в п. 3.11.4.10.2 для плотности мощности при высоте 2,5 м (8 фут), содержится в п. 2.3.6 дополнения G.

3.11.5.2.2.1.3 Район минимальной эксплуатационной зоны действия.

a) В горизонтальной плоскости – в пределах сектора ±10° относительно осевой линии ВПП, который начинается в точке начала отсчета MLS.

b) В продольном направлении – от порога ВПП в направлении захода на посадку до границы зоны действия в продольном направлении, указанной в п. 3.11.5.2.2.1.1 b).

c) В вертикальной плоскости между:

1) нижней поверхностью, которая проходит через линию на высоте 2,5 м (8 фут) над порогом В ПП и простирается вверх до достижения высоты поверхности, которая указана в п. 3.11.5.2.2.1.1 c) 1) на границе зоны действия в продольном направлении;

2) верхней поверхностью, указанной в п. 3.11.5.2.2.1.1 c) 2).

3.11.5.2.2.1.4 Наземное оборудование азимута захода на посадку должно обеспечивать информацию наведения в вертикальной плоскости в секторе 30° относительно горизонтали.

3.11.5.2.2.1.5 Минимальный сектор пропорционального наведения указан ниже:

Расстояние между азимутальной антенной и порогом ВПП при заходе на посадку (ААТ)	Минимальная пропорциональная зона действия
ААТ < 500 м (1640 фут)	±8°
500 м (1640 фут) < ААТ < 3100 м (10 170 фут)	±6°
3100 м (10 170 фут) < ААТ	±4°

3.11.5.2.2.2 Обратный азимут. Наземное оборудование обратного азимута обеспечивает информацию по крайней мере в следующих параметрах воздушного пространства:

a) В горизонтальной плоскости в секторе ±20° относительно осевой линии ВПП, начинающемся от антенны наземного оборудования обратного азимута и простирающемся в направлении ухода на второй круг по крайней мере на расстояние 18,5 км (10 м. миль) от дальнего конца ВПП.

b) В вертикальной плоскости в зоне ВПП между:

1) горизонтальной поверхностью, расположенной на высоте 2,5 м (8 фут) над более удаленной точкой по оси ВПП, которая находится на линии прямой видимости антенны обратного азимута;

2) конической поверхностью, начинающейся от антенны наземного оборудования обратного азимута, имеющей угол наклона 20° относительно горизонтали и простирающейся вверх до высоты 600 м (2000 фут).

c) В вертикальной плоскости в зоне обратного азимута между:

1) конической поверхностью, начинающейся на высоте 2,5 м (8 фут) над дальним концом ВПП и имеющей угол наклона 0,9° относительно горизонтали;

2) конической поверхностью, начинающейся от антенны наземного оборудования обратного азимута, имеющей угол наклона 15° относительно горизонтали и простирающейся вверх до высоты 3000 м (10 000 фут).

Примечание 1. Порядок определения точки, упомянутой в п. b) 1), приведен в п. 2.3.6 дополнения G.

Примечание 2. При этом имеется в виду, что, если физические характеристики ВПП или препятствий не позволяют соблюсти Стандарты, указанные в подпунктах b) и c), обеспечивать наведение ниже линии прямой видимости нет необходимости.

3.11.5.2.2.2.1 Оборудование обратного азимута должно обеспечивать информацию наведения в секторе до 30° относительно горизонтали.

3.11.5.2.2.2.2 Минимальный сектор пропорционального наведения составляет ±10° относительно осевой линии ВПП.

Примечание. Информация о применении приведена в п. 7.5 дополнения G.

3.11.5.2.3 Контроль и управление

3.11.5.2.3.1 За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, системы контроля азимута захода на посадку и обратного азимута обеспечивают прекращение излучения своих соответствующих функций и подачу в установленных пунктах управления предупреждающего сигнала, если любое из следующих условий сохраняется в течение более длительных, чем установленные, периодов времени:

a) такое изменение погрешности, вносимой наземным оборудованием в погрешность залегания средней линии курса, что PFE в опорной точке захода на посадку или в направлении любого радиала азимута превышает пределы, установленные в пп. 3.11.4.9.4 и 3.11.4.9.5, в течение более 1 с;

b) уменьшение излучаемой мощности до величины меньшей, чем необходимо для соблюдения требований, указанных в пп. 3.11.4.10.1 и 3.11.4.6.2.5.2, в течение более 1 с;

c) наличие ошибки в преамбуле передач DPSK, которая имеет место чаще одного раза в течение любого периода в 1 с;

d) наличие такой погрешности в синхронизации временного уплотнения определенной азимутальной функции, что требование, указанное в п. 3.11.4.3.2, не соблюдается, и такое состояние сохраняется в течение более 1 с.

Примечание. Инструктивный материал содержится в п. 6 дополнения G.

3.11.5.2.3.2 Конструкция и функционирование системы контроля таковы, что в случае отказа самой системы контроля, излучение прекращается и обеспечивается подача предупреждающего сигнала в установленные пункты управления.

3.11.5.2.3.3 Период времени, в течение которого излучается ошибочная информация наведения, включая период(ы), когда излучение равно нулю, не превышает периодов, указанных в п. 3.11.5.2.3.1. В течение этого времени принимаются все меры по устранению неисправности путем возврата основного наземного оборудования в исходное положение или переключения на резервное наземное оборудование, при этом любой(ые) период(ы), когда излучение равно нулю, не превышает(ют) 500 мс. Если в течение отведенного времени неисправность не устранена, излучение прекращается. После отключения меры по возобновлению работы оборудования принимаются только по истечении 20 с.

3.11.5.2.4 Требования к целостности и непрерывности обслуживания, предоставляемого азимутальным оборудованием MLS

3.11.5.2.4.1 Вероятность неизлучения ложных сигналов наведения азимутальным оборудованием MLS, предназначенным для обеспечения операций категорий II и III, составляет не менее $1 – 0{,}5 \times 10^{-9}$ для любой единичной посадки.

3.11.5.2.4.2 Вероятность неизлучения ложных сигналов наведения азимутальным оборудованием MLS, предназначенным для обеспечения операций категории I, должна составлять не менее $1 – 1{,}0 \times 10^{-7}$ для любой единичной посадки.

3.11.5.2.4.3 Вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, составляет более:

a) $1 – 2 \times 10^{-6}$ в течение любого 15-секундного периода времени для азимутального оборудования MLS, предназначенного обеспечивать операции категории II или категории IIIA (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя в 2000 ч);

b) $1 – 2 \times 10^{-6}$ в течение любого 30-секундного периода времени для азимутального оборудования MLS, предназначенного обеспечивать все операции категории III (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя в 4000 ч).

3.11.5.2.4.4 Вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, должна превышать $1 – 4 \times 10^{-6}$ в течение любого 15-секундного периода времени для азимутального оборудования MLS, предназначенного обеспечивать операции категории I (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя в 1000 ч).

Примечание. Инструктивный материал, касающийся целостности и непрерывности обслуживания, приведен в п. 11 дополнения G.

3.11.5.2.5 Точность наземного оборудования.

3.11.5.2.5.1 За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, погрешность залегания средней линии курса от наземного оборудования не превышает погрешность, равную ±3 м (10 фут), в опорной точке захода на посадку MLS.

3.11.5.2.5.2 Погрешность, вносимая наземным оборудованием в CMN, в опорной точке не должна превышать 1 м (3,3 фут) или 0,03°, в зависимости от того, что меньше, исходя из вероятности 95 %.

Примечание 1. Данная погрешность представляет собой погрешность оборудования и не включает эффект распространения.

Примечание 2. Порядок измерения этого параметра указан в п. 2.5.2 дополнения G.

3.11.5.2.6 Выбор места установки

Примечание 1. Если размещение азимутального наземного оборудования на продолжении осевой линии ВПП нельзя обеспечить, это не означает, что установить MLS невозможно.

Примечание 2. Инструктивный материал по критическим и чувствительным зонам азимутальных антенн содержится в п. 4.3 дополнения G.

3.11.5.2.6.1 Антенна наземного оборудования азимута захода на посадку обычно располагается на продолжении осевой линии ВПП за ее дальним концом и устанавливается таким образом, чтобы вертикальная плоскость, в которой находится линия курса в 0°, проходила через опорную точку MLS для захода на посадку. Место установки антенны выбирается с учетом SARPS AR AGA-001, касающихся безопасного пролета препятствий.

3.11.5.2.6.2 Антенна наземного оборудования обратного азимута обычно располагается на продолжении осевой линии ВПП у ее порога и устанавливается таким образом, чтобы вертикальная плоскость, в которой находится линия курса в 0°, проходила через опорную точку обратного азимута.

3.11.5.3 Оборудование наведения по углу места

3.11.5.3.1 Характеристики сканирующего луча. Антенна угломестного наземного оборудования излучает веерный луч, который имеет узкую диаграмму в вертикальной плоскости, широкую в горизонтальной плоскости и который сканирует по вертикали в пределах сектора пропорционального наведения.

3.11.5.3.1.1 Система координат. Информация захода на посадку по углу места обеспечивается в конической системе координат.

3.11.5.3.1.2 Ширина луча антенны. Ширина луча антенны не превышает 2,5°.

3.11.5.3.1.3 Форма сканирующего луча. Точки ±10 дБ на огибающей луча смещены относительно осевой линии по крайней мере на 0,76 ширины луча, но не более 0,96 ширины луча.

Примечание. Описанная форма луча обеспечивается на линии визирования при отсутствии переотражений с использованием соответствующего фильтра. Информация о форме луча и боковых лепестках приводится в пп. 3.1 и 3.2 дополнения G.

3.11.5.3.2 Зона действия

Примечание. Диаграммы, иллюстрирующие указанные ниже параметры зоны действия, содержатся на рис. G-10A в дополнении G.

3.11.5.3.2.1 Угол места захода на посадку. За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, наземное оборудование захода на посадку по углу места обеспечивает информацию пропорционального наведения по крайней мере в следующих параметрах воздушного пространства:

3.11.5.3.2.1.1 Зона захода на посадку.

а) В горизонтальной плоскости в секторе, начинающемся от фазового центра угломестной антенны, угол которого по крайней мере равен углу сектора пропорционального наведения, обеспечиваемого наземным оборудованием азимута захода на посадку на границе зоны

действия в продольном направлении.

b) В продольном направлении от угломестной антенны в направлении захода на посадку на 37 км (20 м. миль) от порога ВПП.

c) В вертикальной плоскости между:

1) нижней конической поверхностью, начинающейся от фазового центра угломестной антенны и простирающейся вверх до достижения высоты на границе зоны действия в продольном направлении 600 м (2000 фут) над горизонтальной плоскостью, проходящей через фазовый центр антенны;

2) верхней конической поверхностью, начинающейся от фазового центра угломестной антенны, имеющей угол наклона 7,5° относительно горизонтали и простирающейся вверх до высоты 600 м (20 000 фут).

Примечание. При этом имеется в виду что, если физические характеристики зоны захода на посадку не позволяют соблюсти указанные выше в пп. a), b) и c) 1) требования, обеспечивать наведение ниже линии прямой видимости нет необходимости.

3.11.5.3.2.1.1.1 В тех случаях, когда это обусловлено эксплуатационными требованиями, наземное оборудование захода на посадку по углу места должно обеспечивать пропорциональное наведение до углов, превышающих 7,5° относительно горизонтали.

3.11.5.3.2.1.2 Район минимальной эксплуатационной зоны действия.

a) В горизонтальной плоскости – в пределах сектора ±10° относительно продолжения осевой линии ВПП, начинающегося в точке начала отсчета MLS.

b) В продольном направлении – на расстоянии 75 м (250 фут) от точки начала отсчета MLS в направлении порога ВПП до дальней границы зоны действия, указанной в п. 3.11.5.3.2.1.1 b).

c) В вертикальной плоскости – между верхней поверхностью, указанной в п. 3.11.5.3.2.1.1 c) 2), и наивысшей из следующих поверхностей:

1) поверхность на высоте 2,5 м (8 фут) над ВПП, являющаяся геометрическим местом точек; или

2) поверхность, начинающаяся в точке начала отсчета MLS и простирающаяся вверх до достижения высоты на границе зоны действия в продольном направлении, не превышающей высоту поверхности, указанной в п. 3.11.5.3.2.1.1 c) 1).

Примечание. Информация, касающаяся горизонтальной диаграммы направленности угломестной антенны захода на посадку, приведена в п. 3.3 дополнения G.

3.11.5.3.3 Контроль и управление

3.11.5.3.3.1 За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, система контроля угломестного оборудования захода на посадку обеспечивает прекращение излучения своих соответствующих функций и подачу в установленном пункте управления предупреждающего сигнала, если любое из следующих условий сохраняется в течение более длительных, чем установленные, периодов времени:

a) такое изменение погрешности, вносимое наземным оборудованием в составляющую погрешности залегания средней линии глиссады, что PFE в опорной точке захода на посадку или на любой глиссаде, соответствующей опубликованным правилам захода на посадку, превышает пределы, установленные в п. 3.11.4.9.6, в течение более 1 с;

b) уменьшение излучаемой мощности до величины, меньшей, чем необходимо для соблюдения требований, указанных в п. 3.11.4.10.1, в течение более 1 с;

c) наличие ошибки в преамбуле передач DPSK, которая имеет место чаще одного раза в течение

любого периода времени в 1 с;

d) наличие такой погрешности в синхронизации временного уплотнения определенной угломестной функции, что требование, указанное в п. 3.11.4.3.2, не соблюдается, и что состояние сохраняется в течение более 1 с.

Примечание. Инструктивный материал содержится в п. 6 дополнения G.

3.11.5.3.3.2 Конструкция и функционирование системы контроля таковы, что в случае отказа самой системы контроля излучение прекращается и обеспечивается подача предупреждающего сигнала в установленные пункты управления.

3.11.5.3.3.3 Период времени, в течение которого излучается ошибочная информация наведения, включая период(ы), когда излучение равно нулю, не превышает периодов, указанных в п. 3.11.5.3.3.1. В течение этого периода времени принимаются все меры по устранению неисправности путем возврата основного наземного оборудования в исходное положение или переключения на резервное наземное оборудование, при этом любой(ые) период(ы), когда излучение равно нулю, не превышает(ют) 500 мс. Если в течение отведенного времени неисправность не устранена, излучение прекращается. После отключения меры по возобновлению работы оборудования принимаются только по истечении 20 с.

3.11.5.3.4 Требования к целостности и непрерывности обслуживания, предоставляемого угломестным оборудованием MLS, обеспечивающим заход на посадку

3.11.5.3.4.1 Вероятность неизлучения ложных сигналов наведения угломестным оборудованием MLS, предназначенным для обеспечения операций категорий II и III, составляет не менее $1 – 0{,}5 \times 10^{-9}$ для любой единичной посадки.

3.11.5.3.4.2 Вероятность неизлучения ложных сигналов наведения угломестным оборудованием MLS, предназначенным обеспечивать операции категории I, должна составлять не менее $1 – 1{,}0 \times 10^{-7}$ для любой единичной посадки.

3.11.5.3.4.3 Вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, составляет более $1 – 2 \times 10^{-6}$ в течение любого 15-секундного периода времени для угломестного оборудования MLS, предназначенного обеспечивать операции категорий II и III (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя в 2000 ч).

3.11.5.3.4.4 Вероятность того, что излучаемый сигнал наведения не будет потерян, должна превышать $1 – 4 \times 10^{-6}$ в течение любого 15-секундного периода времени для угломестного оборудования MLS, предназначенного обеспечивать операции категории I (что эквивалентно средней наработке между выходами из строя в 1000 ч).

Примечание. Инструктивный материал, касающийся целостности и непрерывности обслуживания, приведен в п. 11 дополнения G.

3.11.5.3.5 Точность наземного оборудования.

3.11.5.3.5.1 За исключением предусмотренного в п. 3.11.3.4 для упрощенных конфигураций MLS, погрешность, вносимая наземным оборудованием в погрешность залегания средней линии глиссады, которая является составляющей PFE, не превышает ±0,3 м (1 фут) в опорной точке захода на посадку.

3.11.5.3.5.2 Погрешность, вносимая наземным оборудованием в CMN в опорной точке, не должна превышать 0,15 м (0,5 фут), исходя из вероятности 95 %.

Примечание 1. Данная погрешность представляет собой погрешность оборудования и не включает эффекты распространения.

Примечание 2. Порядок измерения этого параметра указан в п. 2.5.2 дополнения G.

3.11.5.3.6 Выбор места установки

Примечание. Инструктивный материал по критическим зонам угломестных антенн содержится в п. 4.2 дополнения G.

3.11.5.3.6.1 Антенна угломестного оборудования захода на посадку располагается около ВПП. Место установки антенн выбирается с учетом требований документа AR AGA-001, касающихся пролета препятствий.

3.11.5.3.6.2 Антенна угломестного наземного оборудования располагается таким образом, чтобы асимптота минимальной глиссады пересекала порог ВПП в опорной точке MLS для захода на посадку.

3.11.5.3.6.2.1 Обычно угол минимальной глиссады составляет 3° и не должен превышать 3°, за исключением случаев, когда по-другому удовлетворить требования к пролету препятствий практически невозможно.

Примечание. При этом имеется в виду, что выбор минимального угла глиссады свыше 3° обуславливается эксплуатационными, а не техническими факторами.

3.11.5.3.6.2.2 Угломестную антенну наземного оборудования захода на посадку следует размещать таким образом, чтобы высота точки, которая соответствует декодируемому сигналу наведения по минимальной глиссаде над порогом ВПП, не превышала 18 м (60 фут).

Примечание. Смещение угломестной антенны относительно осевой линии ВПП приведет к тому, что сигнал угломестного наведения по минимальной глиссаде окажется выше опорной точки захода на посадку.

3.11.5.3.6.3 Если ILS и MLS одновременно обслуживают одну и ту же ВПП, опорная точка ILS и опорная точка MLS для захода на посадку должны совпадать с допуском 1 м (3 фут).

Примечание 1. При этом имеется в виду, что данная рекомендация применяется только тогда, если высота опорной точки ILS отвечает параметрам, указанным в пп. 3.1.5.1.4 и 3.1.5.1.5.

Примечание 2. Информация о выборе места установки совмещенных MLS/ILS приведена в п. 4.1 дополнения G.

3.11.5.4 Зона действия и контроль передачи данных

Примечание 1. Инструктивный материал по применению данных приводится в п. 2.7 дополнения G.

Примечание 2. Необходимыми данными являются основные данные и необходимые вспомогательные данные, передаваемые в словах A1, A2, A3 и A4 вспомогательных данных.

3.11.5.4.1 Основные данные

3.11.5.4.1.1 Слова 1, 2, 3, 4 и 6 основных данных передаются во всем секторе зоны действия азимута захода на посадку.

Примечание. Содержание слов основных данных приведено в таблице A-7 добавления A.

3.11.5.4.1.2 Если предусматривается функция обратного азимута, слова 4, 5 и 6 основных данных передаются в секторах зон действия азимута захода на посадку и обратного азимута.

3.11.5.4.2 Вспомогательные данные

3.11.5.4.2.1 Слова A1, A2 и A3 вспомогательных данных передаются во всем секторе зоны действия азимутазахода на посадку.

3.11.5.4.2.2 Если предусматривается функция обратного азимута, слова A3 и A4 вспомогательных данных передаются в секторах зон действия азимута захода на посадку и обратного азимута.

Примечание. Слова B42 и B43 вспомогательных данных передаются вместо, соответственно, слов A1 и A4 для применения в тех случаях, когда требуется вращение азимутальной антенны за пределами диапазона ориентации, предусмотренного в словах A1 и A4.

3.11.5.4.2.3 В том случае, если используются слова вспомогательных данных B, они передаются во всем секторе азимута захода на посадку, за исключением слов, составляющих базу процедурных данных обратного азимута, которые передаются во всем секторе обратного азимута.

3.11.5.4.2.4 Если обеспечивается функция обратного азимута, следует передавать соответствующие слова вспомогательных данных B.

Примечание. Содержание слов вспомогательных данных приводится в таблицах A-10, A-12 и A-15 добавления A.

3.11.5.4.3 Контроль и управление

3.11.5.4.3.1 Система контроля обеспечивает подачу предупреждающего сигнала в установленный пункт управления, если излучаемая мощность меньше, чем необходимо для соблюдения требования в отношении DPSK, указанного в п. 3.11.4.10.1.

3.11.5.4.3.2 Если обнаруженная ошибка в основных данных, излучаемых в зону действия азимута захода на посадку, встречается по меньшей мере в двух последовательных выборках, излучение этих данных, функции азимута захода на посадку и угловой функции прекращается.

3.11.5.4.3.3 Если обнаруженная ошибка в основных данных, излучаемых в зону действия обратного азимута, встречается по меньшей мере в двух последовательных выборках, излучение этих данных и функции обратногоазимута прекращается.

3.11.5.5 Дальномерное оборудование

3.11.5.5.1 Информация DME предоставляется по крайней мере в зоне действия, в которой обеспечивается наведение по азимуту захода на посадку и обратному азимуту.

3.11.5.5.2 Информация DME должна предоставляться в зоне 360° по азимуту, если это требуется по эксплуатационным соображениям.

Примечание. Выбор места установки наземного оборудования DME зависит от длины ВПП, профиля ВПП и характера местности. Инструктивный материал по установке наземного оборудования DME приводится в п. 7.1.6 дополнения C и п. 5 дополнения G.

3.11.6 Характеристики бортового оборудования

3.11.6.1 Угловая функция и функция передачи данных

3.11.6.1.1 Точность

3.11.6.1.1.1 Если плотность мощности DPSK и сигналов сканирующего луча соответствует минимальному значению, указанному в п. 3.11.4.10.1, бортовое оборудование способно выделить сигнал, а CMN в любом декодированном угловом сигнале не превышает 0,1°, за исключением того, что CMN функции наведения по обратному азимуту не превышает 0,2°.

Примечание 1. Предполагается, что слова основных и вспомогательных данных, содержащие информацию, важную для намеченного использования, будут декодироваться в период времени и с обеспечением целостности, которые соответствуют намеченному применению.

Примечание 2. В п. 7.3 дополнения G содержится информация, относящаяся к выделению и подтверждению функций угла наведения и данных.

3.11.6.1.1.2 Если плотность мощности излучаемого сигнала настолько высока, что влияние шума бортового приемника является незначительным, бортовое оборудование не ухудшает точность любого декодированного углового сигнала наведения более чем на ±0,017° (PFE), ±0,015° (азимут) и ±0,01° (угол места) в отношении CMN.

3.11.6.1.1.3 Для получения точности наведения до 2,5 м (8 фут) над поверхностью ВПП, бортовое оборудование создает CMN менее 0,4° при плотности мощности, указанной в п. 3.11.4.10.2 b).

3.11.6.1.2 Динамический диапазон

3.11.6.1.2.1 Если значение плотности мощности любого излучаемого сигнала находится в диапазоне от минимального, указанного в п. 3.11.4.10.1, до максимального значения –14,5 дБВт/м^2, бортовое оборудование способно выделить сигнал, а его характеристики отвечают параметрам в п. 3.11.6.1.1.2.

3.11.6.1.2.2 Отклонения характеристик приемника не превышают указанных пределов, если значения плотности мощности сигналов отдельных функций максимально различаются в диапазоне, допустимом в п. 3.11.6.1.2.1.

3.11.6.1.3 Характеристики выходного фильтра угловых данных приемника

3.11.6.1.3.1 При синусоидальных входных частотах выходные фильтры приемника не вызывают изменений амплитуды или отставания по фазе в угловых данных, превышающих значения, получаемые при однополюсном фильтре нижних частот с частотой среза 10 рад/с более чем на 20 %.

Примечание. Качество выходных сигналов приемника, предназначенных только для ввода в визуальные дисплеи, может быть повышено с помощью соответствующего дополнительного фильтрования. Дополнительная информация о фильтровании выходных данных содержится в п. 7.4.2 дополнения G.

3.11.6.1.4 Ложная реакция на сигнал смежного канала. Характеристики приемника отвечают параметрам в п. 3.11.6, если соотношение между полезными отслеживаемыми сигналами и шумом, создаваемым сигналами смежного канала в полосе 150 кГц, центром которой является желательная частота, равняется значениям отношения "сигнал – шум" (SNR) или превышает такие значения, которые:

a) указаны в таблице X1, когда плотность мощности принимаемого сигнала желаемой наземной станции равняется значениям, приведенным в таблице Y, или превышает эти значения; или

b) указаны в таблице X2, когда плотность мощности принимаемого сигнала желаемой наземной станции лежит в диапазоне между минимальными значениями плотности мощности, указанными в п. 3.11.4.10.1, и значениями, приведенными в таблице Y.

Таблица Y

	Ширина луча (примечание 2)		
Функция	*1°*	*2°*	*3°*
Наведение по азимуту при заходе на посадку	– 69,8 дБВт/м^2	– 63,8 дБВт/м^2	– 60,2 дБВт/м^2
Наведение по азимуту при заходе на посадку с высокой частотой обновления	– 74,6 дБВт/м^2	– 69,5 дБВт/м^2	– 65 дБВт/м^2
Наведение по углу места при заходе на посадку	– 71 дБВт/м^2	– 65 дБВт/м^2	Н/П*
Обратный азимут	Н/П (примечание 4)	Н/П (примечание 4)	Н/П (примечание 4)

* Н/П – не применимо.

Таблица X1

		SNR (примечание 1) Ширина луча (примечание 2)		
Функция	*Данные*	*1°*	*2°*	*3°*
Наведение по азимуту при заходе на посадку	5 дБ	24,7 дБ	30,7 дБ	34,3 дБ
Наведение по азимуту при заходе на посадку с высокой частотой обновления	5 дБ	19,9 дБ	26 дБ	29,5 дБ
Наведение по углу места при заходе на посадку	5 дБ	23,5 дБ	29,5 дБ	Н/П*
Обратный азимут (примечание 4)	5 дБ	5,2 дБ	11,2 дБ	14,8 дБ

* Н/П – не применимо.

Таблица X2

		SNR (примечание 1) Ширина луча (примечание 2)		
Функция	*Данные*	*1°*	*2°*	*3°*
Наведение по азимуту при заходе на посадку	5 дБ	8,2 дБ	14,3 дБ	17,8 дБ
Наведение по азимуту при заходе на посадку с высокой частотой обновления	5 дБ	3,5 дБ	9,5 дБ	13 дБ
Наведение по углу места при заходе на посадку	5 дБ	3,5 дБ	9,5 дБ	Н/П*
Обратный азимут (примечание 4)	5 дБ	5,2 дБ	11,2 дБ	14,8 дБ

* Н/П – не применимо.

Примечание 1. Когда плотность мощности излучаемого полезного сигнала настолько высока, что влияние шума бортового приемника является незначительным, влияние CMN бортового оборудования на наведение по углу места и азимуту при заходе на посадку (не по обратному азимуту) должно быть, согласно п. 3.11.6.1.1, уменьшено по сравнению с влиянием CMN в том случае, когда плотность мощности излучаемого полезного сигнала равняется минимальным значениям, указанным в п. 3.11.4.10.1, и минимальные значения SNR являются поэтому выше.

Примечание 2. Связь между соседними точками, определяемыми значениями ширины луча, является линейной.

Примечание 3. Эти значения SNR должны сохраняться путем применения критериев разделения частот, как это указано в п. 9.3 дополнения G.

Примечание 4. Поскольку точность наведения по обратному азимуту не изменяется в том случае, когда шум бортового приемника может считаться незначительным, те же значения SNR применяются для обратного азимута.

Таблица A. ОРГАНИЗАЦИЯ И СПАРИВАНИЕ КАНАЛОВ DME/
КАНАЛОВ ИНФОРМАЦИИ ОБ УГЛЕ MLS, DME/VOR И DME/ILS/MLS

Спаривание каналов				Параметры DME					
				Запрос				Ответ	
					Импульсные коды				
						Режим DME/P			
Номер канала DME	Частота ОВЧ (МГц)	Частота угломерного MLS (МГц)	Номер канала MLS	Частота (МГц)	DME/N (мкс)	IA (мкс)	FA (мкс)	Частота (МГц)	Импульс-ные коды (мкс)
*1X	–	–	–	1 025	12	–	–	962	12
**1Y	–	–	–	1 025	36	–	–	1 088	30
*2X	–	–	–	1 026	12	–	–	963	12
**2Y	–	–	–	1 026	36	–	–	1 089	30
*3X	–	–	–	1 027	12	–	–	964	12
**3Y	–	–	–	1 027	36	–	–	1 090	30
*4X	–	–	–	1 028	12	–	–	965	12
**4Y	–	–	–	1 028	36	–	–	1 091	30
*5X	–	–	–	1 029	12	–	–	966	12
**5Y	–	–	–	1 029	36	–	–	1 092	30
*6X	–	–	–	1 030	12	–	–	967	12
**6Y	–	–	–	1 030	36	–	–	1 093	30
*7X	–	–	–	1 031	12	–	–	968	12
**7Y	–	–	–	1 031	36	–	–	1 094	30
*8X	–	–	–	1 032	12	–	–	969	12
**8Y	–	–	–	1 032	36	–	–	1 095	30
*9X	–	–	–	1 033	12	–	–	970	12
**9Y	–	–	–	1 033	36	–	–	1 096	30
*10X	–		–	1 034	12	–	–	971	12
**10Y	–	–	–	1 034	36	–	–	1 097	30
*11X	–	–	–	1 035	12	–	–	972	12
**11Y	–	–	–	1 035	36	–	–	1 098	30
*12X	–	–	–	1 036	12	–	–	973	12
**12Y	–	–	–	1 036	36	–	–	1 099	30
*13X	–	–	–	1 037	12	–	–	974	12
**13Y	–	–	–	1 037	36	–	–	1 100	30
*14X	–	–	–	1 038	12	–	–	975	12
**14Y	–	–	–	1 038	36	–	–	1 101	30
*15X	–	–	–	1 039	12	–	–	976	12
**15Y	–	–	–	1 039	36	–	–	1 102	30
*16X	–	–	–	1 040	12	–	–	977	12
**16Y	–	–	–	1 040	36	–	–	1 103	30
∇17X	108,00	–	–	1 041	12	–	–	978	12
17Y	108,05	5 043,0	540	1 041	36	36	42	1 104	30
17Z	–	5 043,3	541	1 041	–	21	27	1 104	15
18X	108,10	5 031,0	500	1 042	12	12	18	979	12
18W	–	5 031,3	501	1 042	–	24	30	979	24
18Y	108,15	5 043,6	542	1 042	36	36	42	1 105	30
18Z	–	5 043,9	543	1 042	–	21	27	1 105	15

Спаривание каналов				Параметры DME					
				Запрос				Ответ	
					Импульсные коды				
						Режим DME/P			
Номер канала DME	Частота ОВЧ (МГц)	Частота угломерного MLS (МГц)	Номер канала MLS	Частота (МГц)	DME/N (мкс)	IA (мкс)	FA (мкс)	Частота (МГц)	Импульс-ные коды (мкс)
19X	108,20	–	–	1 043	12	–	–	980	12
19Y	108,25	5 044,2	544	1 043	36	36	42	1 106	30
19Z	–	5 044,5	545	1 043	–	21	27	1 106	15
20X	108,30	5 032,6	502	1 044	12	12	18	981	12
20W	–	5 031,0	503	1 044	–	24	30	981	24
20Y	108,35	5 044,8	546	1 044	36	36	42	1 107	30
20Z	–	5 045,1	547	1 044	–	21	27	1 107	15
21X	108,40	–	–	1 045	12		–	982	12
21Y	108,45	5 045,4	548	1 045	36	36	42	1 108	30
21Z	–	5 047,7	549	1 045	–	21	27	1 108	15
22X	108,50	5 032,2	504	1 046	12	12	18	983	12
22W	–	5 032,5	505	1 046	–	24	30	983	24
22Y	108,55	5 046,0	550	1 046	36	36	42	1 109	30
22Z		5 046,3	551	1 046	–	21	27	1 109	15
23X	108,60	–	–	1 047	12	–	–	984	12
23Y	108,65	5 046,6	552	1 047	36	36	42	1 110	30
23Z	–	5 046,9	553	1047	–	21	27	1 110	15
24X	108,70	5 032,8	506	1 048	12	12	18	985	12
24W	–	5 033,1	507	1 048	–	24	30	095	24
24Y	108,75	5 047,2	554	1 048	36	36	42	1 111	30
24Z	–	5 047,5	5555	1 048	–	21	27	1 111	15
25X	198,80	–	–	1 049	12	–	–	986	12
25Y	108,85	5 047,8	556	1 049	36	36	42	1 112	30
25Z	–	5 048,1	557	1 049	–	21	27	1 112	15
26X	108,90	5 033,4	508	1 050	12	12	18	987	12
26W	–	5 003,7	509	1 050	–	24	30	987	24
26Y	108,95	5 048,4	558	1 050	36	36	42	1 113	30
26Z	–	5 048,7	559	1 050	–	21	27	1 113	15
27X	109,00	–	–	1 051	12	–	–	988	12
27Y	109,05	5 049,0	560	1 051	36	36	42	1 114	30
27Z	–	5 049,3	560	1 051	–	21	27	1 114	15
28X	109,10	5 034,0	510	1 052	12	12	18	989	12
28W	–	5 034,3	511	1 052	–	24	30	989	24
28Y	109,15	5 049,6	562	1 052	36	36	42	1 115	30
28Z	–	5 049,9	563	1 052	–	21	27	1 115	15
29X	109,20	–	–	1 053	12	–	–	990	12
29Y	109,25	5 050,2	564	1 053	36	36	42	1 116	30
29Z	–	5 050,5	565	1 053	–	21	27	1 116	15
30X	109,30	5 034,6	512	1 054	12	12	18	991	12
30W	–	5 034,9	513	1 054	–	24	30	991	24
30Y	109,35	5 050,8	566	1 054	36	36	42	1 117	30
30Z	–	5 051,1	567	1 054	–	21	27	1 117	15
31X	109,40	–	–	1 055	12	–	–	992	12
31Y	109,45	5 051,4	568	1 055	36	36	42	1 118	30
31Z	–	5 051,7	569	1 055	–	21	27	1 118	15
32X	109,50	5 035,2	514	1 056	12	12	18	993	12
32W	–	5 035,5	515	1 056	–	24	30	993	24

Спаривание каналов				Параметры DME					
				Запрос				Ответ	
					Импульсные коды				
						Режим DME/P			
Номер канала DME	Частота ОВЧ (МГц)	Частота угломерного MLS (МГц)	Номер канала MLS	Частота (МГц)	DME/N (мкс)	IA (мкс)	FA (мкс)	Частота (МГц)	Импульс-ные коды (мкс)
32Y	109,55	5 052,0	570	1 056	36	36	42	1 119	30
32Z		5 052,3	571	1 056	–	21	27	1 119	15
33X	109,60	–	–	1 057	12	–	–	994	12
33Y	109,65	5 052,6	572	1 057	36	36	42	1 120	30
33Z	–	5 052,9	573	1 057	–	21	27	1 12-	15
34X	109,70	5 035,8	516	1 058	12	12	18	995	12
34W	–	5 036,1	517	1 058	–	24	30	995	24
34Y	109,75	5 053,2	574	1 058	36	36	42	1 121	30
34Z	–	5 053,5	575	1 058	–	21	27	1 121	15
35X	109,80	–	–	1 059	12	–	–	996	12
35Y	109,85	5 053,8	576	1 059	35	36	42	1 122	30
35Z	–	5 054,1	577	1 059	–	21	27	1 122	15
36X	109,90	5 036,4	518	1 060	12	12	18	997	12
36W	–	5 036,7	519	1 060	–	24	30	997	24
36Y	109,90	5 053,4	578	1 060	36	36	42	1 123	30
36Z	–	5 054,7	579	1 060	–	21	27	1 123	15
37X	110,00	–	–	1 061	12	–	–	998	12
37Y	110,05	5 055,0	580	1 061	36	36	42	1 124	30
37Z	–	5 055,3	581	1 061	–	21	27	1 124	15
38X	–	5 037,0	520	1 062	12	12	18	999	12
38W	110,10	5 037,3	521	1 062	–	24	30	999	24
38Y	–	5 055,6	582	1 062	36	36	42	1 125	30
38Z	110,15	5 055,9	583	1 062	–	21	27	1 125	15
39X	110,20	–	–	1 063	12	–	–	1 000	12
39Y	110,2	5 056,2	584	1 063	36	36	42	1 126	30
39Z	–	5 056,5	585	1 063	–	21	27	1 126	15
40X	110,3-	5 037,6	522	1 064	12	12	18	1 001	12
40W	–	5 037,9	523	1 064	–	24	30	1 001	24
40Y	110,35	5 056,8	586	1 064	36	42	42	1 127	30
40Z	–	5 057,1	587	1 064	–	27	27	1 127	15
41X	110,40	–	–	1 065	12	–	–	1 002	12
41Y	110,45	5 057,4	588	1 065	36	36	42	1 128	30
41Z	–	5 057,7	589	1 065	–	21	27	1 128	15
42X	110,50	5 038,2	524	1 066	12	12	18	1 003	12
42W	–	5 038,5	525	1 066	–	24	30	1 003	24
42Y	110,50	5 058,0	590	1 066	36	36	42	1 129	30
42Z	–	5 058,3	592	1 066	–	21	27	1 129	15
43X	110,60	–	–	1 067	12	–	–	1 004	12
43Y	110,65	5 058,6	592	1 067	36	36	42	1 130	30
43Z	–	5 058,9	593	1 067	–	21	27	1 130	15
44X	110,70	5 038,8	526	1 068	12	12	18	1 005	12
44W	–	5 039,1	527	1 068	–	24	30	1 005	24
44Y	110,75	5 059,2	594	1 068	36	36	42	1 131	30
44Z		5 059,5	595	1 068	–	21	27	1 131	15
45X	110,80	–	–	1 069	12	–	–	1 006	12
45Y	110,85	5 059,8	596	1 069	36	36	42	1 132	30
45Z	–	5 060,1	597	1 069	–	21	27	1 132	15

Спаривание каналов				Параметры DME					
				Запрос				Ответ	
					Импульсные коды				
						Режим DME/P			
Номер канала DME	Частота ОВЧ (МГц)	Частота угломерного MLS (МГц)	Номер канала MLS	Частота (МГц)	DME/N (мкс)	IA (мкс)	FA (мкс)	Частота (МГц)	Импульс-ные коды (мкс)
46X	110,90	5 039,4	528	1 070	12	12	18	1 007	12
46W	–	5 039,7	529	1 070	–	24	30	1 007	24
46Y	110,95	5 060,4	598	1 070	36	36	42	1 133	30
46Z	–	5 060,7	599	1 070	–	21	27	1 133	15
47X	111,00	–	–	1 071	12	–	–	1 008	12
47Y	111,05	5 061,0	600	1 071	36	36	42	1 134	30
47Z	–	5 061,3	601	1 071	–	21	27	1 134	15
48X	111,10	5 040,0	530	1 072	12	12	18	1 009	12
48W	–	5 040,3	531	1 072	–	24	30	1 009	24
48Y	111,15	5 061,6	602	1 072	36	36	42	1 135	30
48Z	–	5 061,9	603	1 072	–	21	27	1 135	15
49X	111,20	–	–	1 073	12	–	–		
49Y	111,25	5 062,2	604	1 073	36	36	42	1 010	12
49Z		5 062,5	605	1 073	–	21	27	1 136	30
								1 136	15
50X	111,30	5 040,6	532	1 074	12	12	18	1 011	12
50W	–	5 040,9	533	1 074	–	24	30	1 011	24
50Y	111,35	5 062,8	606	1 074	36	36	42	1 137	30
50Z		5 063,1	607	1 074	–	21	27	1 137	15
51X	111,40	–	–	1 075	12	–	–	1 012	12
51Y	111,45	5 063,4	608	1 075	35	36	42	1 138	30
51Z	–	5 063,7	609	1 075	–	21	27	1 138	15
52X	111,50	5 041.2	534	1 076	12	12	18	1 013	12
52W	–	5 041,5	535	1 076	–	24	30	1 013	24
52Y	111,55	5 064,0	610	1 076	36	36	42	1 139	30
52Z	–	5 064,3	611	1 076	–	21	27	1 139	15
53X	111,60	–	–	1 077	12	–	–	1 014	12
53Y	111,65	5 064,6	612	1 077	36	36	42	1 140	30
53Z	–	6 064,9	613	1 077	–	21	27	1 140	15
54X	111,70	5 041,8	536	1 078	12	12	18	1 015	12
54W	–	5 042,1	537	1 078	–	24	30	1 015	24
54Y	111,75	5 065,2	614	1 078	36	36	42	1 141	30
54Z	–	5 065,5	615	1 078	–	21	27	1 141	15
55X	111,80	–	–	1 079	12	–	–	1 016	12
55Y	111,85	5 965,8	616	1 079	36	36	42	1 142	30
55Z	–	5 066,1	617	1 079	–	21	27	1 142	15
56X	111,90	5 042,4	538	1 080	12	12	18	1 017	12
56W	–	5 042,7	539	1 080	–	24	30	1 017	24
56Y	111,95	5 066,4	618	1 080	36	36	42	1 143	130
56Z	–	5 066,7	619	1 080	–	21	27	1 143	15
57X	112,00	–	–	1 081	12	–	–	1 018	12
57Y	112,05	–	–	1 081	35	–	–	1 144	30
58X	112,10	–	–	1 082	12	–	–	1 019	12
58Y	112,15	–	–	1 082	36	–	–	1 145	30
59X	112,20	–	–	1 083	12	–	–	1 020	12
59Y	112,25	–	–	1 083	36	–	–	1 146	30

Спаривание каналов				Параметры DME					
				Запрос				Ответ	
					Импульсные коды				
						Режим DME/P			
Номер канала DME	Частота ОВЧ (МГц)	Частота угломерного MLS (МГц)	Номер канала MLS	Частота (МГц)	DME/N (мкс)	IA (мкс)	FA (мкс)	Частота (МГц)	Импульс-ные коды (мкс)
**60X	–	–	–	1 084	12	–	–	1 021	12
**60Y	–	–	–	1 084	36	–	–	1 147	30
**61X	–	–	–	1 085	12	–	–	1 022	12
**61Y	–	–	–	1 085	36	–	–	1 148	30
**62X	–	–	–	1 086	12	–	–	1 023	12
**62Y	–	–	–	1 086	36	–	–	1 149	30
**63X		–	–	1 087	12	–	–	1 024	12
**63Y	–	–	–	1 087	36	–	–	1 150	30
**64X	–	–	–	1 088	12	–	–	1 151	12
**64Y	–	–	–	1 088	36	–	–	1 025	30
**65X	–	–	–	1 089	12	–	–	1 152	12
**65Y	–	–	–	1 089	36	–	–	1 026	30
**66X	–	–	–	1 090	12	-	–	1 153	12
**66Y	–	–	–	1 090	36	–	–	1 027	30
**67X	–	–	–	1 091	12	–	–	1 154	12
**67Y	–	–	–	1 091	36	–	–	1 028	30
**68X	–	–	–	1 092	12	–	–	1 155	12
**69Y	–	–	–	1 092	36	–	–	1 029	30
70X	112,30	–	–	1 094	12	–	–	1 157	12
**70Y	112,35	–	–	1 094	36	–	–	1 031	30
71X	112,40	–	–	1 095	12	–	–	1 158	12
**71Y	112,45	–	–	1 095	36	–	–	1 032	30
72X	112,50	–	–	1 096	12	–	–	1 159	12
**72Y	112,55	–	–	1 096	36	–	–	1 033	30
73X	112,60	–	–	1 097	12	–	–	1 160	12
**73Y	112,65	–	–	1 097	36	–	–	1 034	30
74X	112,70	–	–	1 098	12	–	–	1 161	12
**74Y	112,75	–	–	1 098	36	–	–	1 035	30
75X	112,80	–	–	1 099	12	–	–	1 162	12
**75Y	112,85	–	–	1 099	36	–	–	1 036	30
76X	112,90	–	–	1 100	12	–	–	1 163	12
**76Y	112,95	–	–	1 100	36	–	–	1 037	30
77X	113,0	–	–	1 101	12	–	–	1 164	12
**77Y	113,05	–	–	1 101	36	–	–	1 038	30
78X	113,10	–	–	1 102	12	–	–	1 165	12
**78Y	113,15	–	–	1 102	36	–	–	1 039	30
79X	113,20	–	–	1 103	12	–	–	1 166	12
**79Y	113,25	–	–	1 103	36	–	–	1 040	30
80X	113,30	–	–	1 104	12	–	–	1 167	12
80Y	113,35	5 067,0	620	1 104	36	36	42	1 041	30
80Z	–	5 067,3	621	1 104	–	21	27	1 041	15
81X	113,40	–	–	1 105	12	–	–	1 068	12
81Y	113,45	5 067,6	622	1 105	37	36	42	1 042	30
81Z	–	5 067,9	623	1 105	–	21	27	1 042	15

Спаривание каналов				Параметры DME					
				Запрос				Ответ	
					Импульсные коды				
						Режим DME/P			
Номер канала DME	Частота ОВЧ (МГц)	Частота угломерного MLS (МГц)	Номер канала MLS	Частота (МГц)	DME/N (мкс)	IA (мкс)	FA (мкс)	Частота (МГц)	Импульс-ные коды (мкс)
82X	113,50	–	–	1 106	12	–	–	1 169	12
82Y	113,55	5 068,2	624	1 106	36	36	42	1 043	30
82Z	–	5 068,5	625	1 106	–	21	27	1 043	15
83X	113,60	–	–	1 107	12	–	–	1 170	12
83Y	113,65	5 068,8	626	1 107	36	36	42	1 044	30
83Z	–	5 069,1	627	1 107	–	21	27	1 044	15
84X	113,70	–	–	1 108	12	–	–	1 171	12
84Y	113,75	5 069,4	628	1 108	36	36	42	1 045	30
84Z	–	5 069,7	629	1 108	–	21	27	1 045	15
85X	113,80	–	–	1 109	12	–	–	1 172	12
85Y	113,85	5 070,0	630	1 109	36	36	42	1 046	30
85Z	–	5 070,3	631	1 109	–	21	27	1 046	15
86X	113,90	–	–	1 110	12	–	–	1 173	12
86Y	113,95	5 070,6	632	1 110	36	36	42	1 047	30
86Z	–	5 070,9	633	1 110	–	21	27	1 047	15
87X	114,00	–	–	1 111	12	–	–	1 174	12
87Y	114,05	5 071,2	634	1 111	36	36	42	1 048	30
87Z	–	5 071,5	635	1 111	–	21	27	1 048	15
88X	114,10	–	–	1 112	12	–	–	1 175	12
88Y	114,15	5 071,8	636	1 112	36	36	42	1 049	30
88Z		5 072,1	637	1 112	–	21	27	1 049	15
89X	114,20	–	–	1 113	12	–	–	1 176	12
89Y	114,25	5 072,4	638	1 113	36	36	42	1 050	30
89Z	–	5 072,7	639	1 113	–	21	27	1 050	15
90X	114,30	–	–	1 114	12	–	–	1 177	12
90Y	114,35	5 073,0	640	1 114	36	36	42	1 051	30
90Z	–	5 073,3	641	1 114	–	21	27	1 051	15
91X	114,40	–	–	1 115	12	–	–	1 178	12
91Y	114,45	5 073,6	642	1 115	36	36	42	1 052	30
91Z	–	5 073,9	643	1 115	–	21	27	1 052	15
92X	1114,50	–	–	1 116	12	–	–	1 179	12
92Y	1114,55	5 074,2	644	1 116	36	36	42	1 053	30
92Z	–	5 074,5	645	1 116	–	21	27	1 053	15
93X	114,60	–	–	1 117	12	–	–	1 180	12
93Y	114,65	5 074,8	646	1 117	36	36	42	1 054	30
93Z	–	5 075,1	647	1 117	–	21	27	1 054	15
94X	114,70	–	–	1 118	12	–	–	1 181	12
94Y	114,75	5 075,4	648	1 118	36	36	42	1 055	30
94Z	–	5 075,7	649	1 118	–	21	27	1 055	15
95X	114,80	–		1 119	12	–	–	1 182	12
95Y	114,85	5976,0	650	1 119	36	36	42	1 056	30
95Z	–	5 076,3	651	1 119	–	21	27	1 056	15
96X	114,90	–	–	1 120	12	–	–	1 183	12
96Y	114,95	5 076,6	652	1 120	36	36	42	1 057	30
96Z	–	5 0769	653	1 120	–	21	27	1 057	15

Спаривание каналов				Параметры DME					
				Запрос				Ответ	
					Импульсные коды				
						Режим DME/P			
Номер канала DME	Частота ОВЧ (МГц)	Частота угломерного MLS (МГц)	Номер канала MLS	Частота (МГц)	DME/N (мкс)	IA (мкс)	FA (мкс)	Частота (МГц)	Импульс-ные коды (мкс)
97X	115,00	–	–	1 121	12	–	–	1 184	12
97Y	115,05	5 077,2	654	1 121	36	36	42	1 058	30
97Z	–	5 077,5	655	1 121	–	21	27	1 058	15
98X	115,10	5 077,8	–	1 122	12	–	–	1 185	12
98Y	115,15	5 078,1	656	1 122	36	36	42	1 059	30
98Z	–		657	1 122	–	21	27	1 059	15
99X	115,20	–	–	1 123	12	–	–	1 186	12
99Y	115,25	5 078,4	658	1 123	36	36	42	1 060	30
99Z	–	5 078,7	659	1 123	–	21	27	1 060	15
100X	115,30	–	–	1 124	12	–	–	1 187	12
100Y	115,35	5 079,9	660	1 124	36	36	42	1 061	30
100Z	–	5 079,3	661	1 124	–	21	27	1 061	15
101X	115,40	–	–	1 125	12	–	–	1 188	12
101Y	115,45	5 079,6	662	1 125	36	36	42	1 062	30
101Z	–	5 079,9	663	1 125	–	21	27	1 062	15
102X	115,50	–	–	1 126	12	–	–	1 189	12
102Y	115,55	5 080,2	664	1 126	36	36	42	1 063	30
102Z	–	5 080,5	665	1 126	–	21	27	1 063	15
103X	115,60	–	–	1 127	12	–	–	1 190	12
103Y	115,65	5 080,8	666	1 127	36	36	42	1 064	30
103Z	–	5 081,1	667	1 127	–	21	27	1 064	15
104X	115,70	–	–	1 128	12	–	–	1 191	12
104Y	115,75	5 081,4	668	1 128	36	36	42	1 065	30
104Z	–	5 081,7	669	1 128	–	21	27	1 065	15
105X	115,80	–	–	1 129	12	–	–	1 192	12
105Y	115,85	5 082,9	670	1 129	36	36	42	1 066	30
105Z	–	5 082,3	671	1 129	–	21	27	1 066	15
106X	115,90	–	–	1 130	12	–	–	1 193	12
106Y	115,95	5 082,6	672	1 130	36	36	42	1 067	30
106Z	–	5 082,9	673	1 130	–	21	27	1 067	15
107X	116,00	–	–	1 131	12	–	–	1 194	12
107Y	116,05	5 083,2	674	1 131	36	36	42	1 068	30
107Z	–	5 083,5	675	1 131	–	21	27	1 068	15
108X	116,10	–	–	1 132	12	–	–	1 195	12
108Y	116,15	5 083,8	676	1 132	36	36	42	1 069	30
108Z	–	5 084,1	677	1 132	–	21	27	1 069	15
109X	116,20	–	–	1 133	12	–	–	1 196	12
109Y	116,25	5 084,4	678	1 133	36	36	42	1 070	30
109Z	–	5 084,7	679	1 133	–	21	27	1 070	15
110X	116,30	–	–	1 134	12	–	–	1 197	12
110Y	116,35	5 085,0	680	1 134	36	36	42	1 071	30
110Z	–	5 083,5	681	1 134	–	21	27	1 071	15
111X	116,40	–	–	1 135	12	–	–	1 198	12
111Y	116,45	5 085,6	682	1 135	36	36	42	1 072	30
111Z	–	5 085,9	683	1 135	–	21	27	1 072	15

Спаривание каналов				Параметры DME					
				Запрос				Ответ	
					Импульсные коды				
						Режим DME/P			
Номер канала DME	Частота ОВЧ (МГц)	Частота угломерного MLS (МГц)	Номер канала MLS	Частота (МГц)	DME/N (мкс)	IA (мкс)	FA (мкс)	Частота (МГц)	Импульс-ные коды (мкс)
112X	116,50	–	–	1 136	12	–	–	1 199	12
112Y	116,55	5 086,2	684	1 136	36	36	42	1 073	30
112Z	–	5 086,5	685	1 136	–	21	27	1 073	15
113X	116,50	–	–	1 137	12	–	–	1 200	12
113Y	116,55	5 086,8	686	1 137	36	36	42	1 074	30
113Z	–	5 087,1	687	1 137	–	21	27	1 075	15
114X	116,70	–	–	1 138	12	–	–	1 201	12
114Y	116,75	5 087,4	688	1 138	36	36	42	1 075	30
114Z	–	5 087,7	689	1 138	–	21	27	1 075	15
115X	116,80	–	–	1 139	12	–	–	1 202	12
115Y	116,85	5 088,0	690	1 139	36	36	42	1 076	30
115Z	–	5 088,3	691	1 139	–	21	27	1 076	15
116X	116,90	–	–	1 140	12	–	–	1 203	12
116Y	116,95	5 088,6	692	1 140	36	36	42	1 077	30
116Z	–	5 088,9	693	1 140	–	21	27	1 077	15
117X	117,0	–	–	1 141	12	–	–	1 204	12
117Y	117,05	5 089,2	694	1 141	36	36	42	1 078	30
117Z	–	5 089,5	695	1 141	–	21	27	1 078	15
118X	117,10	–	–	1 142	12	–	–	1 205	12
118Y	117,15	5 089,8	696	1 142	36	36	42	1 079	30
118Z	–	5 090,1	697	1 142	–	21	27	1 079	15
119X	117,20	–	–	1 143	12	–	–	1 206	12
119Y	117,25	5 090,4	798	1 143	36	36	42	1 080	30
119Z	–	5 090,7	699	1 143	–	21	27	1 080	15
120X	117,30	–	–	1 144	12	–	–	1 207	12
120Y	117,35	–	–	1 144	36	–	–	1 081	30
121X	117,40	–	–	1 145	12	–	–	1 208	12
121Y	117,45	–	–	1 145	36	–	–	1 082	30
122X	117,50	–	–	1 146	12	–	–	1 209	12
122Y	117,55	–	–	1 146	36	–	–	1 083	30
123X	117,60	–	–	1 147	12	–	–	1 210	12
123Y	117,65	–	–	1 147	36	–	–	1 084	30
124X	117,70	–	–	1 148	12	–	–	1 211	12
**124Y	117,75	–	–	1 148	36	–	–	1 085	30
125X	117,80	–	–	1 149	12	–	–	1 212	12
**125Y	117,85	–	–	1 149	36	–	–	1 086	30
126X	117,90	–	–	1 150	12	–	–	1 213	12
**126Y	117,95	–	–	1 150	36	–	–	1 087	30

* Эти каналы зарезервированы исключительно для выделения на национальной основе.

** Эти каналы могут использоваться для национального выделения на вторичной основе. Первичной основой резервирования этих каналов является обеспечение защиты системы вторичной обзорной радиолокации (ВОРЛ).

∇ 108,0 МГц не предусматривается для выделения ее ILS. Взаимодействующий канал № 17X DME может быть назначен для аварийного использования. Частота канала № 17X передачи ответов (т. е. 978 МГц) используется также для обеспечения функционирования

приемопередатчика универсального доступа (UAT). Требования, касающиеся UAT, приведены в главе 12 части I тома III AR ANS-009.

Таблица B. Допустимые погрешности DME/P

Расположение	Стандарт	Режим	PFE	CMN
37 км (20 м. миль) – 9,3 км (5 м. миль) от опорной точки захода на посадку MLS	1 и 2	1A	±250 м (±820 фут), линейно уменьшаясь до ±85 м (±279 фут)	±68 м (±223 фут), линейно уменьшаясь до ±34 м (±111 фут)
9,3 км (5 м. миль) до опорной точки захода на посадку MLS	1	FA	±85 м (±279 фут), линейно уменьшаясь до ±30 м (±100 фут)	±18 м (±60 фут)
	2	FA	±85 м (±279 фут), линейно уменьшаясь до ±12 м (±40 фут)	±12 м (±40 фут)
	См. примечание	IA	±100 м (±328 фут)	±68 м (±223 фут)
В опорной точке захода на посадку MLS и на всем протяжении ВПП	1	FA	±30 м (±100 фут)	±18 м (±60 фут)
	2	FA	±12 м (±40 фут)	±12 м (±40 фут)
В зоне действия обратного азимута	1 и 2	FA	±100 м (±328 фут)	±68 м (±223 фут)
	См. примечание	IA	±100 м (±328 фут)	±68 м (±223 фут)

Примечание. Если режим FA не используется, то режим IA можно применить с расстояния 9,3 км (5 м. миль) до опорной точки захода на посадку MLS и во всей зоне действия обратного азимута.

ДОБАВЛЕНИЕ А. ХАРАКТЕРИСТИКИ МИКРОВОЛНОВОЙ СИСТЕМЫ ПОСАДКИ (MLS)

Таблица А-1. Синхронизация преамбулы*

(см. п. 3.11.4.3.4)

Событие	Начало интервала события: Синхронизирующий импульс 15,625 кГц (номер)	Начало интервала события: Время (мс)
Выделение несущей частоты (передача несущей частоты CW)	0	0
Код опорного времени приемника		
$I_1 = 1$	13	0,832
$I_2 = 1$	1	0,896
$I_3 = 1$	15	0,960
$I_4 = 0$	16	1,024
$I_5 = 1$	17	1,088**
Опознавание функций		
I_6	18	1,152
I_7	19	1,216
I_8	20	1,280
I_9 (см. п. 3.11.4.4.3.3)	21	1,344
I_{10}	22	1,408
I_{11}	23	1,472
I_{12}	24	1,536
Конец преамбулы	25	1,600

* Применяется в отношении всех передаваемых функций.

** Опорное время для синхронизации приемника и всех функций.

Таблица А-2. Синхронизация функции азимута захода на посадку

(см. п. 3.11.4.3.4)

Событие	Начало интервала события: Синхронизирующий импульс 15,625 кГц (номер)	Начало интервала события: Время (мс)
Преамбула	0	0
Код Морзе (см. п. 3.11.4.6.2.1.2)	25	1,600
Выбор антенны	26	1,664
Задний ОСИ	32	2,048
Левый ОСИ	34	2,176
Правый ОСИ	36	2,304
Контроль "ТУДА"	38	2,432
Сканирование "ТУДА"*	40	2,560
Пауза		8,760
Средняя точка сканирования		9,060
Сканирование "ОБРАТНО"*		9,360
Контроль "ОБРАТНО"		15,560
Конец функции (бортовое оборудование)		15,688
Конец защитного промежуточного интервала; конец функции (наземное оборудование)		15,900

* Фактическое начало и окончание сканирования "ТУДА" и "ОБРАТНО" зависит от величины обеспечиваемого сектора пропорционального наведения. Имеющиеся интервалы времени обеспечат максимальное сканирование в пределах ±62,0°. Синхронизация сканирования совместима с требованиями к точности.

Таблица А-3. Синхронизация функций азимута захода на посадку с высокой частотой обновления и обратного азимута (см. п. 3.11.4.3.4)

Событие	Начало интервала события	
	Синхронизирующий импульс 15,625 кГц (номер)	Время (мс)
Преамбула	0	0
Код Морзе (см. п. 3.11.4.6.2.1.2)	25	1,600
Выбор антенны	26	1,664
Задний ОСІ	32	2,048
Левый ОСІ	34	2,176
Правый ОС	36	2,304
Контроль "ТУДА"	38	2,432
Сканирование "ТУДА"*	40	2,560
Пауза		6,760
Средняя точка сканирования		7,060
Сканирование "ОБРАТНО"*		7,360
Контрольный импульс "ОБРАТНО"		11,560
Конец функции (бортовое оборудование)		11,688
Конец защитного промежуточного интервала; конец функции (наземное оборудование)		11,900

* Фактическое начало и окончание сканирования "ТУДА" и "ОБРАТНО" зависит от величины обеспечиваемого сектора пропорционального наведения. Имеющиеся интервалы времени обеспечат максимальное сканирование в пределах ±42,0°. Синхронизация сканирования совместима с требованиями к точности.

Таблица А-4. Синхронизация функции захода на посадку по углу места (см. п. 3.11.4.3.4)

Событие	Начало интервала события	
	Синхронизирующий импульс 15,625 кГц (номер)	Время (мс)
Преамбула	0	0
Пауза процессора	25	1,600
ОСІ	27	1,728
Сканирование "ТУДА"*	29	1,856
Пауза		3,406
Средняя точка сканирования		3,606
Сканирование "ОБРАТНО"*		3,806
Конец функции (бортовое оборудование)		5,356
Конец защитного промежуточного интервала; конец функции (наземное оборудование)		5,600

* Фактическое начало и окончание сканирования "ТУДА" и "ОБРАТНО" зависит от величины обеспечиваемого сектора пропорционального наведения. Имеющиеся интервалы времени обеспечат максимальное сканирование от –1,5 до +29,5°. Синхронизация сканирования совместима с требованиями к точности.

Таблица А-5. Синхронизация функции выравнивания (см. п. 3.11.4.3.4)

Событие	Начало интервала события	
	Синхронизирующий импульс 15,625 кГц (номер)	Время (мс)
Преамбула	0	0
Пауза процессора	25	1,600
Сканирование "ТУДА"*	29	1,856
Пауза		3,056
Средняя точка сканирования		3,456
Сканирование "ОБРАТНО"*		3,856
Конец функции (бортовое оборудование)		5,056
Конец защитного промежуточного интервала; конец функции (наземное оборудование)		5,300

* Фактическое начало и окончание сканирования "ТУДА" и "ОБРАТНО" зависит от величины обеспечиваемого сектора пропорционального наведения. Имеющиеся интервалы времени обеспечат максимальное сканирование от –2,0 до +10,0°. Синхронизация сканирования совместима с требованиями к точности.

Таблица А-6. Синхронизация функции основных данных

(см. п. 3.11.4.3.4)

Событие	Начало интервала события	
	Синхронизирующий импульс 15,625 кГц (номер)	Время (мс)
Преамбула	0	0
Передача данных (биты $I_{13} – I_{30}$)	24	1,600
Передача четности (биты $I_{31} – I_{32}$)	43	2,752
Конец функции (бортовое оборудование)	45	2,880
Конец защитного промежуточного интервала; конец функции (наземное оборудование)		3,100

Таблица А-7. Основные данные

(см. п. 3.11.4.8.2.1)

Слово	Содержание данных	Максимальное время между передачами (с)	Исполь-зуемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	№ бита
1	ПРЕАМБУЛА	1,0	12	См. прим. 10		$I_1 - I_{12}$
	Расстояние от антенны азимута захода на посадку до порога ВПП		6	0–6300 м	100 м	$I_{13} - I_{18}$
	Отрицательная граница сектора пропорционального наведения по азимуту захода на посадку		5	0–60° (см. прим. 11)	2°	$I_{19} - I_{23}$
	Положительная граница сектора пропорционального наведения по азимуту захода на посадку		5	0–60° (см. прим. 11)	2°	$I_{24} - I_{28}$
	Тип клиренс-сигнала		1	См. прим. 9		I_{29}
	РЕЗЕРВ		1	См. прим. 12		I_{30}
	ЧЕТНОСТЬ		2	См. прим. 1		$I_{31} - I_{32}$
2	ПРЕАМБУЛА	0,16	12	См. прим. 10		$I_1 - I_{12}$
	Минимальная глиссада		7	2–14,7°	0,1°	$I_{13} - I_{19}$
	Состояние обратного азимута		1	См. прим. 2		I_{20}
	Состояние DME		2	См. прим. 7		$I_{21} - I_{22}$
	Состояние азимута захода на посадку		1	См. прим. 2		I_{23}
	Состояние угла места для захода на посадку		1	См. прим. 2		I_{24}

Слово	Содержание данных	Максимальное время между передачами (с)	Исполь-зуемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	№ бита
	РЕЗЕРВ		6	См. прим. 6 и 12		$I_{25} – I_{30}$
	ЧЕТНОСТЬ		2	См. прим. 1		$I_{31} – I_{32}$
3	ПРЕАМБУЛА	1,0	12	См. прим. 10		$I_1 – I_{12}$
	Ширина луча азимута захода на посадку		3	0,5–4° (см. прим. 8)	0,5°	$I_{13} – I_{15}$
	Ширина угломестного луча захода на посадку		3	0,5–2,5° (см. прим. 8)	0,5°	$I_{16} – I_{18}$
	Расстояние DME		9	0–6387,5 м	12,5 м	$I_{19} – I_{27}$
	РЕЗЕРВ		3	См. прим. 12		$I_{28} – I_{30}$
	ЧЕТНОСТЬ		2	См. прим. 1		$I_{31} – I_{32}$
4	ПРЕАМБУЛА	1,0	12	См. прим. 4 и 10		$I_1 – I_{12}$
	Ориентация азимута захода на посадку по магнитному курсу		9	0–359°	1°	$I_{13} – I_{21}$
	Ориентация обратного азимута по магнитному курсу		9	0–359°	1°	$I_{22} – I_{30}$
	ЧЕТНОСТЬ		2	См. прим. 1		$I_{31} – I_{32}$
5	ПРЕАМБУЛА	1,0	12	См. прим. 5 и 10		$I_1 – I_{12}$
	Отрицательная граница сектора пропорционального наведения по обратному азимуту		5	0–40° (см. прим. 11)	2°	$I_{13} – I_{17}$
	Положительная граница сектора пропорционального наведения по обратному азимуту		5	0–40° (см. прим. 11)	2°	$I_{18} – I_{22}$
	Ширина луча обратного азимута		3	0,5–4,0° (см. прим. 8)	0,5°	$I_{23} – I_{25}$
	Статус обратного азимута		1	См. прим. 2		I_{26}
	РЕЗЕРВ		4	См. прим. 3		$I_{27} – I_{30}$
	ЧЕТНОСТЬ		2	См. прим. 1		$I_{31} – I_{32}$

Слово	Содержание данных	Максимальное время между передачами (с)	Исполь-зуемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	№ бита
6	ПРЕАМБУЛА	1,0	12	См. прим. 4 и 10		$I_1 – I_{12}$
	Опознавательное наземное оборудование			Буквы от A до Z		
	Знак 2		6			$I_{13} – I_{18}$
	Знак 3		6			$I_{19} – I_{24}$
	Знак 4		6			$I_{25} – I_{30}$
	ЧЕТНОСТЬ		2	См. прим. 1		$I_{31} – I_{32}$

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Биты четности I_{31} и I_{32} выбраны с целью удовлетворения уравнениям:

$I_{13} + I_{14} ... + I_{29} + I_{30} + I_{31}$ = нечетная величина;

$I_{14} + I_{16} + I_{18} ... + I_{28} + I_{30} + I_{32}$ = нечетная величина.

2. Кодирование битов состояния:

0 – функция не передается или передается в режиме проверки (не является надежным для навигации);

1 – функция передается в обычном режиме (состояние обратного азимута в слове № 2 основных данных также означает, что должна последовать передача обратного азимута).

3. Эти биты резервируются для использования в будущем. Одним из возможных применений является определение коэффициента шкалы отклонения обратного азимута.

4. Слова основных данных 4 и 6 передаются в зонах действия азимута захода на посадку и обратного азимута, если обеспечивается наведение по обратному азимуту, при сохранении указанного максимального времени между передачами в каждом секторе зоны действия.

5. Слово основных данных 5 передается в зонах действия азимута захода на посадку и обратного азимута, если обеспечивается наведение по обратному азимуту, при сохранении указанного максимального времени между передачами в каждом секторе зоны действия.

6. Эти биты зарегистрированы для использования в будущем, когда потребуется высокая скорость передачи.

7. Кодирование для I_{21} и I_{22}:

I_{21} I_{22}

0 0 Приемоответчик DME не работает или не установлен

1 0 Имеется только режим IA или DME/N

0 1 Имеется режим FA, стандарт 1

1 1 Имеется режим FA, стандарт 2

8. Значение, кодируемое для этих данных, представляет фактическую ширину луча (в соответствии с п. 3.11.1 главы 3), округленную до ближайших 0,5°.

9. Код для I_{29}:

0 – импульсный клиренс-сигнал,

1 – сканирующий клиренс-сигнал.

10. 12 битам данных преамбулы предшествует интервал продолжительностью 0,832 мс (13 синхронизирующих импульсов) для выделения несущей частоты (CW) (см. таблицу А-1).

11. Пределы сканирования будут выходить за границы сектора пропорционального наведения, указанные в словах № 1 и № 5 основных данных в соответствии с п. 3.11.4.5.1.

12. Все резервные биты устанавливаются на НОЛЬ.

Таблица А-8. Синхронизация функции вспомогательных данных

(см. п. 3.11.4.3.4)

Событие	Начало интервала события	
	Синхронизирующий импульс 15,625 кГц (номер)	Время (мс)
Преамбула	0	0
Передача адреса (биты $I_{13} – I_{20}$)	25	1,600
Передача адреса (биты $I_{13} – I_{20}$)	33	2,112
Передача четности (биты $I_{70} – I_{76}$)	82	5,248

Событие	Начало интервала события	
	Синхронизирующий импульс 15,625 кГц (номер)	Время (мс)
Конец функции (бортовое оборудование)	89	5,696
Конец защитного промежуточного интервала; конец функции (наземное оборудование)		5,900

Таблица А-9. Адресные коды слов вспомогательных данных

№	I_{13}	I_{14}	I_{15}	I_{16}	I_{17}	I_{18}	I_{19}	I_{20}	№	I_{13}	I_{14}	I_{15}	I_{16}	I_{17}	I_{18}	I_{19}	I_{20}
1	0	0	0	0	0	1	1	1	33	1	0	0	0	0	1	0	1
2	0	0	0	0	1	0	1	0	34	1	0	0	0	1	0	0	0
3	0	0	0	0	1	1	0	1	35	1	0	0	0	1	1	1	1
4	0	0	0	1	0	0	1	1	36	1	0	0	1	0	0	0	1
5	0	0	0	1	0	1	0	0	37	1	0	0	1	0	1	1	0
6	0	0	0	1	1	0	0	1	38	1	0	0	1	1	0	1	1
7	0	0	0	1	1	1	1	0	39	1	0	0	1	1	1	0	0
8	0	0	1	0	0	0	1	0	40	1	0	1	0	0	0	0	0
9	0	0	1	0	0	1	0	1	41	1	0	1	0	0	1	1	1
10	0	0	1	0	1	0	0	0	42	1	0	1	0	1	0	1	0
11	0	0	1	0	1	1	1	1	43	1	0	1	0	1	1	0	1
12	0	0	1	1	0	0	0	1	44	1	0	1	1	0	0	1	1
13	0	0	1	1	0	1	1	0	45	1	0	1	1	0	1	0	0
14	0	0	1	1	1	0	1	1	46	1	0	1	1	1	0	0	1
15	0	0	1	1	1	1	0	0	47	1	0	1	1	1	1	1	0
16	0	1	0	0	0	0	1	1	48	1	1	0	0	0	0	0	1
17	0	1	0	0	0	1	0	0	49	1	1	0	0	0	1	1	0
18	0	1	0	0	1	0	0	1	50	1	1	0	0	1	0	1	1
19	0	1	0	0	1	1	1	0	51	1	1	0	0	1	1	0	0
20	0	1	0	1	0	0	0	0	52	1	1	0	1	0	0	1	0
21	0	1	0	1	0	1	1	1	53	1	1	0	1	0	1	0	1
22	0	1	0	1	1	0	1	0	54	1	1	0	1	1	0	0	0
23	0	1	0	1	1	1	0	1	55	1	1	0	1	1	1	1	1
24	0	1	1	0	0	0	0	1	56	1	1	1	0	0	0	1	1
25	0	1	1	0	0	1	1	0	57	1	1	1	0	0	1	0	0
26	0	1	1	0	1	0	1	1	58	1	1	1	0	1	0	0	1
27	0	1	1	0	1	1	0	0	59	1	1	1	0	1	1	1	0
28	0	1	1	1	0	0	1	0	60	1	1	1	1	0	0	0	0
29	0	1	1	1	0	1	0	1	61	1	1	1	1	0	1	1	1
30	0	1	1	1	1	0	0	0	62	1	1	1	1	1	0	1	0
31	0	1	1	1	1	1	1	1	63	1	1	1	1	1	1	0	1
32	1	0	0	0	0	0	1	0	64	0	0	0	0	0	0	0	0

Примечание. Биты четности I_{19} и I_{20} выбираются с целью удовлетворения уравнениям:

$I_{13} + I_{14} + I_{15} + I_{16} + I_{17} + I_{18} + I_{19}$ = ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА;

$I_{14} + I_{16} + I_{18} + I_{20}$ = ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА.

Таблица А-10. Вспомогательные данные

(см. п. 3.11.4.8.3.1)

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время между передачами (с)	Используемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	№ бита
A1	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	1,0	12	См. прим. 6		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	Смещение антенны азимута захода на посадку			10	От –511 до +511 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{21} – I_{30}$
	Расстояние от антенны захода на посадку до точки начала отсчета MLS			13	0–8191 м	1 м	$I_{31} – I_{43}$
	Согласование азимута захода на посадку с осевой линией ВПП			12	От –20,47 до +20,47° (см. прим. 3 и 7)	0,01°	$I_{44} – I_{55}$
	Система координат антенны азимута захода на посадку			1	См. прим. 2		I_{56}
	Высота антенны азимута захода на посадку			7	От –63 до +63 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{57} –I_{63}$
	РЕЗЕРВ			6	См. прим. 8		$I_{64} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$
A2	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	1,0	12	См. прим. 6		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	Смещение угломестной антенны захода на посадку			10	От –511 до +511 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{21} – I_{30}$
	Расстояние от точки начала отсчета MLS до порога			10	0–1023 м	1 м	$I_{31} – I_{40}$
	Высота угломестной антенны захода на посадку			7	От –6,3 до +6,3 м (см. прим. 3)	0,1 м	$I_{41} – I_{47}$
	Превышение точки начала отсчета MLS			13	От –4095 до +4095 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{48} – I_{60}$
	Высота порога ВПП			7	От –6,3 – +6,3 м (см. прим. 3)	0,1 м	$I_{61} – I_{67}$
	РЕЗЕРВ			2	См. прим. 8		$I_{68} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время между передачами (с)	Используемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	№ бита
A3	ПРЕАМБУЛА (см. прим. 4)	Цифровой	1,0	12	См. прим. 6		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	Смещение DME			12	От –2047 до +2047 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{21} – I_{32}$
	Расстояние от DME до точки начала отсчета MLS			14	От –8191 до +8191 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{33} – I_{46}$
	Высота антенны DME			7	От –63 до +63 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{47} – I_{53}$
	Расстояние до дальнего конца ВПП			14	0–16 383 м	1 м	$I_{54} – I_{67}$
	РЕЗЕРВ			2	См. прим. 8		$I_{60} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$
A4	ПРЕАМБУЛА (см. прим. 5)	Цифровой	1,0	12	См. прим. 6		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	Смещение антенны обратного азимута			10	От –511 до +511 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{21} – I_{30}$
	Расстояние от обратного азимута до точки начала отсчета MLS			11	0–2047 м	1 м	$I_{31} – I_{41}$
	Согласование обратного азимута с осевой линией ВПП			12	От –20,47 до +20,47° (см. прим. 3 и 7)	0,01°	$I_{42} – I_{53}$
	Система координат антенны обратного азимута			1	(см. прим. 2)		I_{54}
	Высота антенны обратного азимута			7	От –63 до +63 м (см. прим. 3)	1 м	$I_{55} – I_{61}$
	РЕЗЕРВ			8	См. прим. 8		$I_{62} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Биты четности I_{70} по I_{76} выбираются для удовлетворения приводимых ниже уравнений.
   Для бита I_{70}
   ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{13} + \ldots + I_{18}) + I_{20} + I_{22} + I_{24} + I_{25} + I_{28} + I_{29} + I_{31} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{41} + I_{44} + I_{45} + I_{46} + I_{50} + (I_{52} + \ldots + I_{55}) + I_{58} + I_{60} + I_{64} + I_{65} + I_{70}$.
   Для бита I_{71}
   ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{14} + \ldots + I_{19}) + I_{21} + I_{23} + I_{25} + I_{26} + I_{29} + I_{30} + I_{32} + I_{33} + I_{34} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{42} + I_{45} + I_{46} + I_{47} + I_{51} + (I_{53} + \ldots + I_{56}) + I_{59} + I_{61} + I_{65} + I_{66} + I_{71}$.

Для бита I_{72}
ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{15} + ... + I_{20}) + I_{22} + I_{24} + I_{26} + I_{27} + I_{30} + I_{31} + I_{33} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + I_{38} + I_{40} + + I_{43} + I_{46} + I_{47} + I_{48} + I_{52} + (I_{54} + ... + I_{57}) + I_{60} + I_{62} + I_{66} + I_{67} + I_{72}$.

Для бита I_{73}
ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{16} + ... + I_{21}) + I_{23} + I_{25} + I_{27} + I_{28} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{39} + I_{41} + + I_{44} + I_{47} + I_{48} + I_{49} + I_{53} + (I_{55} + ... + I_{58}) + I_{61} + I_{63} + I_{67} + I_{68} + I_{73}$.

Для бита I_{74}
ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{17} + ... + I_{22}) + I_{24} + I_{26} + I_{28} + I_{29} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{40} + I_{42} + + I_{45} + I_{48} + I_{49} + I_{50} + I_{54} + (I_{56} + ... + I_{59}) + I_{62} + I_{64} + I_{68} + I_{69} + I_{74}$.

Для бита I_{75}
ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{13} + ... + I_{17}) + I_{19} + I_{21} + I_{23} + I_{24} + I_{27} + I_{28} + I_{30} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + + I_{40} + I_{43} + I_{44} + I_{45} + I_{49} + (I_{51} + ... + I_{54}) + I_{57} + I_{59} + I_{63} + I_{64} + I_{69} + I_{75}$.

Для бита I_{76}
ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $I_{13} + I_{14} + ... + I_{75} + I_{76}$.

2. Код для координат антенны: 0 = конический.
3. Условие кодирования отрицательных номеров следующее:
   Самый старший бит (MSB) является знаковым битом:
   0 – положительная величина;
   1 – отрицательная величина.
   Другие биты представляют собой абсолютную величину.
   Условное обозначение расположения антенны является следующим:
   если смотреть от опорной точки MLS для захода на посадку в направлении точки начала отсчета MLS, положительный номер представляет собой расположение справа от осевой линии ВПП (боковое смещение), или над ВПП (вертикальное смещение), или в направлении остановочного конца ВПП (продольное расстояние).
   Условное обозначение ориентации антенны является следующим:
   в проекции сверху положительное число представляет собой вращение по часовой стрелке от осевой линии ВПП в сторону соответствующего нулевого азимута.
4. Слово данных A3 передается в зонах действия азимута захода на посадку и обратного азимута, если обеспечивается наведение по обратному азимуту, при сохранении указанного максимального времени между передачами в каждом секторе зоны действия.
5. Слово данных A4 передается в зонах действия азимута захода на посадку и обратного азимута, если обеспечивается наведение по обратному азимуту, при сохранении указанного максимального времени между передачами в каждом секторе зоны действия.
6. 12 битам данных преамбулы предшествует интервал продолжительностью 0,832 мс (13 синхронизирующих импульсов) передачи несущей частоты (CW) для ее выделения (см. таблицу A-1).
7. См. таблицу A-12 в отношении слов B42 и B43 данных, определенных для применения в тех случаях, когда требуется вращение азимутальной антенны более чем на +20,47°, которое обеспечивается элементами данных в слове A1 для азимута и в слове A4 для обратного азимута. Средство, вращение антенны азимута захода на посадку которого превышает +20,47°, передает слово B42 вместо слова A1. Средство, вращение антенны обратного азимута которого превышает +20,47°, передает слово B43 вместо слова A4.
8. Все резервные биты устанавливаются на НОЛЬ.

Таблица A-11. Определения элементов содержания слов вспомогательных данных B

(см. п. 3.11.4.8.3.2)

Примечание. Определения элементов содержания слов вспомогательных данных B для схем полетов с использованием MLS/RNAV содержатся в таблице A-13.

a) Широта точки начала отсчета MLS представляет собой координату точки начала отсчета MLS по широте, которая определяется с помощью референц-эллипсоида, системы координат и соответствующего репера Всемирной геодезической системы –1984 (WGS-84).

b) Долгота точки начала отсчета MLS представляет собой координату точки начала отсчета MLS по долготе, которая определяется с помощью аналогичных референц-эллипсоида, системы координат и репера, указанных в подпункте a).

c) Вертикальная координата точки начала отсчета MLS представляет собой вертикальную координату точки начала отсчета MLS, которая определяется с помощью аналогичных референц-эллипсоида, системы координат и репера, указанных в подпункте a).

Примечание. Хотя система WGS-84 утверждена в качестве Стандарта ИКАО для географических координат по широте и долготе, вертикальные координаты WGS-84 еще не введены. До принятия решения об их введении можно по-прежнему использовать превышение, отсчитываемое от среднего уровня моря (msl).

d) Ориентация азимута захода на посадку относительно истинного севера представляет собой угол, измеренный в горизонтальной плоскости по часовой стрелке от направления на истинный север до нулевого азимута захода на посадку, исходящего из азимутальной антенны захода на

посадку. Вершина измеренного угла является фазовым центром азимутальной антенны захода на посадку.

e) Дальность видимости на ВПП (RVR) представляет собой информацию о RVR, измеренной с помощью приборов в зоне приземления, средней точке и на дальнем конце ВПП с указанием тенденции, предоставляемую в соответствии с главой 4 AR ANS-003.

f) Приземный ветер представляет собой информацию о скорости ветра и направлении ветра (магнитном), предоставляемую в соответствии с главой 4 AR ANS-003.

g) Смещение антенны азимута захода на посадку представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны азимута захода на посадку и вертикальной плоскостью, проходящей через осевую линию ВПП.

h) Расстояние от антенны азимута захода на посадку до точки начала отсчета MLS представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны азимута захода на посадку и содержащей точку начала отсчета MLS вертикальной плоскостью, перпендикулярной осевой линии ВПП.

i) Согласование азимута захода на посадку с осевой линией ВПП представляет собой минимальный угол между нулевым азимутом захода на посадку и осевой линией ВПП.

j) Высота антенны азимута захода на посадку представляет собой положение фазового центра антенны относительно точки начала отсчета MLS в вертикальной плоскости.

k) Смещение антенны обратного азимута представляет собой минимальное расстояние между фазовым центром антенны обратного азимута и вертикальной плоскостью, проходящей через осевую линию ВПП.

l) Расстояние от антенны обратного азимута до точки начала отсчета MLS представляет собой минимальное расстояние между антенной обратного азимута и содержащей точку начала отсчета MLS вертикальной плоскостью, перпендикулярной осевой линии ВПП.

m) Согласование обратного азимута с осевой линией ВПП представляет собой минимальный угол между нулевым обратным азимутом и осевой линией ВПП.

n) Высота антенны обратного азимута представляет собой положение фазового центра антенны относительно точки начала отсчета MLS в вертикальной плоскости.

o) Номер главной ВПП представляет собой номер главной ВПП, указанный в главе 5 тома I AR-AGA-001.

p) Буквенный знак главной ВПП представляет собой буквенный знак главной ВПП, указанный в главе 5 тома I AR-AGA-001 и используемый для проведения различия между параллельными ВПП.

q) Номер вспомогательной ВПП представляет собой номер вспомогательной ВПП, указанный в главе 5 тома I AR-AGA-001.

r) Буквенный знак вспомогательной ВПП представляет собой буквенный знак вспомогательной ВПП, указанный в главе 5 тома I AR-AGA-001 «Аэродромные Стандарты» и используемый для проведения различия между параллельными ВПП.

s) Наведение по углу места на вспомогательную ВПП указывает, может ли использоваться наведение по углу места на вспомогательную ВПП, и если может, используется ли непосредственно необработанный угол или требуется вычисляемая глиссада.

t) Минимальная глиссада захода на посадку на вспомогательную ВПП представляет собой наименьший угол снижения вдоль осевой линии вспомогательной ВПП.

u) Согласование азимута захода на посадку с осевой линией вспомогательной ВПП

представляет собой минимальный угол между нулевым азимутом захода на посадку и осевой линией вспомогательной ВПП.

v) X-координата порога вспомогательной ВПП представляет собой минимальное расстояние между порогом вспомогательной ВПП и содержащей точку начала отсчета MLS вертикальной плоскостью, перпендикулярной осевой линии главной ВПП.

w) Y-координата порога вспомогательной ВПП представляет собой минимальное расстояние между порогом вспомогательной ВПП и вертикальной плоскостью, проходящей через осевую линию главной ВПП.

x) Z-координата порога вспомогательной ВПП представляет собой высоту порога вспомогательной ВПП над точкой начала отсчета MLS.

y) Высота пересечения порога вспомогательной ВПП представляет собой высоту над порогом вспомогательной ВПП, на которой вычисляемая глиссада пересекает порог ВПП.

z) Расстояние от условной азимутальной антенны до порога вспомогательной ВПП представляет собой расстояние до порога вспомогательной ВПП от точки, рассматриваемой в качестве исходной при боковом наведении на данную ВПП.

Примечание. Это расстояние может использоваться приемником MLS таким же образом, как расстояние от антенны азимута захода на посадку до порога ВПП, для установления коэффициента пересчета бокового отклонения.

Таблица А-12. Слова вспомогательных данных B

(см. п. 3.11.4.8.3)

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время между передачами (с)	Исполь-зуемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	Номер бита
Слова B1–B39: неизменные со временем (постоянные) элементы данных, предназначенные для схем полетов с использованием MLS/RNAV (см. таблицу А-15).							
Слова B40 – B54: прочие постоянные элементы данных.							
B40	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	2,0	12	См. прим. 6		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	Широта точки начала отсчета MLS			23	От –324000,0 секунды дуги до +324000,0 секунды дуги (см. прим. 2)	0,1 секунды дуги	$I_{21} – I_{43}$
	Долгота точки начала отсчета MLS			24	От –648000,0 секунды дуги до +648000,0 секунды дуги (см. прим. 2)	0,1 секунды дуги	$I_{44} – I_{67}$

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время между передачами (с)	Исполь-зуемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	Номер бита
	РЕЗЕРВ			2	См. прим. 9		$I_{68} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$
B41	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	2,0	12	См. прим. 6		$I_{1} – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	Вертикальная координата точки начала отсчета MLS			13	От –4095 до +4095 м (см. прим. 2)	1 м	$I_{21} – I_{33}$
	Ориентация азимута захода на посадку относительно истинного севера			16	0–359,99°	0,01°	$I_{34} – I_{45}$
	РЕЗЕРВ			20			$I_{50} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$
B42	ПРЕАМБУЛА (см. прим. 5)	Цифровой	1,0	12	См. прим. 6		$I_{1} – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	Смещение антенны азимута захода на посадку			10	От –511 до +511 м (см. прим. 2)	1 м	$I_{21} – I_{30}$
	Расстояние от антенны азимута захода на посадку до точки начала отсчета MLS			13	0–8191 м	1 м	$I_{31} – I_{43}$
	Согласование азимута захода на посадку с осевой линией ВПП			14	От –81,91 до +81,91° (см. прим. 2)	0,01°	$I_{44} – I_{67}$
	Высота антенны азимута захода на посадку			7	от –63 до +63 м (см прим. 2)	1 м	$I_{58} – I_{64}$
	РЕЗЕРВ			5	См. прим. 9		$I_{65} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$
B43	ПРЕАМБУЛА (см. прим. 4 и 5)	Цифровой	1,0	12	См. прим. 6		$I_{1} – I_{12}$

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время между передачами (с)	Исполь-зуемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	Номер бита
	Смещение антенны обратного азимута			10	От –511 до +511 м (см. прим. 2)	1 м	$I_{21} – I_{30}$
	Расстояние от антенны обратного азимута до точки начала отсчета MLS			11	0–2047 м	1 м	$I_{31} – I_{41}$
	Согласование обратного азимута с осевой линией ВПП			14	От –81,91 до +81,91° (см. прим. 2)	0,01°	$I_{42} – I_{55}$
	Высота антенны обратного азимута			7	От –63 до +63 м (см. прим. 2)	1 м	$I_{56} – I_{62}$
	РЕЗЕРВ			7	См. прим. 9		$I_{63} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$
B44	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	2,0	12	См. прим. 6		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	Номер главной ВПП			6	0–36 (см. прим. 10)		$I_{21} – I_{26}$
	Буквенный знак главной ВПП			2	См. прим. 7		$I_{27} – I_{28}$
	Номер вспомогательной ВПП			6	0–36 (см. прим. 10)		$I_{29} – I_{34}$
	Буквенный знак вспомога-тельной ВПП			2	См. прим. 7		$I_{35} – I_{36}$
	Наведение по углу места на вспомогательную ВПП			2	См. прим. 8		$I_{37} – I_{38}$
	Минимальная глиссада захода на посадку на вспомогательную ВПП			7	2–14,7°	0,1°	$I_{39} – I_{45}$
	Согласование азимута захода на посадку с осевой линией вспомогательной ВПП			16	±180,00°	0,01°	$I_{46} – I_{61}$
	РЕЗЕРВ			8	См. прим. 9		$I_{62} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$
B45	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	2,0	12	См. прим. 6		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время между передачами (с)	Исполь-зуемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит	Номер бита
	X-координата порога вспомогательной ВПП			15	±16 384 м	1 м	$I_{21} – I_{35}$
	Y-координата порога вспомогательной ВПП			15	±16 384 м	1 м	$I_{36} – I_{50}$
	Z-координата порога вспомогательной ВПП			8	±127 м	1 м	$I_{51} – I_{58}$
	Высота пересечения порога вспомогательной ВПП			5	0–31 м	1 м	$I_{59} – I_{63}$
	Расстояние от условной азимутальной антенны до порога вспомогательной ВПП			6	0–6300 м	100 м	$I_{64} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$

Слова B55 – B64: меняющиеся со временем элементы данных. *(Примечание. Ниже определяется содержание только слова B55.)*

B55	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	10,0	12	См. прим. 6		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8			$I_{13} – I_{20}$
	RVR (зона приземления)			11	0–2555 м (см. прим. 3)	5 м	$I_{21} – I_{31}$
	RVR (средняя точка)			11	0–2555 м (см. прим. 3)	5 м	$I_{32} – I_{42}$
	RVR (дальний конец ВПП)			11	0–2555 м (см. прим. 3)	5 м	$I_{43} – I_{53}$
	Скорость приземного ветра			7	0–127 уз	1 уз	$I_{54} – I_{60}$
	Направление приземного ветра (магнитное)			9	0–359°	1°	$I_{61} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 1		$I_{70} – I_{76}$

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. *Биты четности $I_{70} – I_{76}$ выбираются для удовлетворения приводимых ниже уравнений.*

Для бита I_{70}

ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{13} + ... + I_{18}) + I_{20} + I_{22} + I_{24} + I_{25} + I_{28} + I_{29} + I_{31} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{41} + I_{44} + I_{45} + I_{46} + I_{50} + (I_{52} + ... + I_{55}) + I_{58} + I_{60} + I_{64} + I_{65} + I_{70}$.

Для бита I_{71}

ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{14} + ... + I_{19}) + I_{21} + I_{23} + I_{25} + I_{26} + I_{29} + I_{30} + I_{32} + I_{33} + I_{34} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{42} + I_{45} + I_{46} + I_{47} + I_{51} + (I_{53} + ... + I_{56}) + I_{59} + I_{61} + I_{65} + I_{66} + I_{71}$.

Для бита I_{72}

ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{15} + ... + I_{20}) + I_{22} + I_{24} + I_{26} + I_{27} + I_{30} + I_{31} + I_{33} + I_{34} + I_{35} + I_{37} + I_{38} + I_{40} + I_{43} + I_{46} + I_{47} + I_{48} + I_{52} + (I_{54} + ... + I_{57}) + I_{60} + I_{62} + I_{66} + I_{67} + I_{72}$.

Для бита I_{73}

ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{16} + ... + I_{21}) + I_{23} + I_{25} + I_{27} + I_{28} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35} + I_{36} + I_{38} + I_{39}+ + I_{41} + I_{44} + I_{47} + I_{48} + I_{49} + I_{53} + (I_{55} + ... + I_{58}) + I_{61} + I_{63} + I_{67} + I_{68} + I_{73}.$

Для бита I_{74}

ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{17} + ... + I_{22}) + I_{24} + I_{26} + I_{28} + I_{29} + I_{32} + I_{33} + I_{35} + I_{36} + I_{37} + I_{39} + I_{40}+ + I_{42} + I_{45} + I_{48} + I_{49} + I_{50} + I_{54} + (I_{56} + ... + I_{59}) + I_{62} + I_{64} + I_{68} + I_{69} + I_{74}.$

Для бита I_{75}

ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $(I_{13} + ... + I_{17}) + I_{19} + I_{21} + I_{23} + I_{24} + I_{27} + I_{28} + I_{30} + I_{31} + I_{32} + I_{34} + I_{35}+ + I_{37} + I_{40} + I_{43} + I_{44} + I_{45} + I_{49} + (I_{51} + ... + I_{54}) + I_{57} + I_{59} + I_{63} + I_{64} + I_{69} + I_{75}.$

Для бита I_{76}

ЧЕТНАЯ ВЕЛИЧИНА = $I_{13} + I_{14} + ... + I_{75} + I_{76}.$

2. Условие кодирования отрицательных номеров следующее:
   Самый старший бит (MSB) является знаковым битом:
   0 – положительная величина;
   1 – отрицательная величина.
   Другие биты представляют собой абсолютную величину.
   Условное обозначение расположения антенны является следующим:
   если смотреть от опорной точки MLS для захода на посадку в направлении точки начала отсчета MLS, положительный номер представляет собой расположение справа от осевой линии ВПП (боковое смещение) или над ВПП (вертикальное смещение), или в направлении дальнего конца ВПП (продольное расстояние).
   Условное обозначение ориентации антенны является следующим:
   в проекции сверху положительное число представляет собой вращение по часовой стрелке от осевой линии ВПП в сторону соответствующего радиала наведения, равного 0°.
   Условное обозначение географических координат является следующим:
   положительное число представляет собой северную широту или восточную долготу;
   отрицательное число представляет собой южную широту или западную долготу.
3. В целях обеспечения информации типа "тренд" для передачи каждого значения RVR используются 10-й и 11-й биты. Условие кодирования следующее:

	10-й бит	11-й бит
Отсутствует	0	0
Ослабление	1	0
Устойчивый	0	1
Усиление	1	1

4. Слово данных B43 (когда используется) передается в секторах зоны действия азимута захода на посадку и обратного азимута, если обеспечивается наведение по обратному азимуту, при сохранении указанного максимального времени между передачами в каждой зоне.
5. В отношении слов B42 и B43 данных, определенных для применения в тех случаях, когда требуется вращение азимутальной антенны более чем на 20,47°, которое обеспечивается элементами данных в слове A1 для азимута и слове A4 для обратного азимута. Средство, вращение антенны азимута захода на посадку которого превышает 20,47°, передает слово B42 вместо слова A1. Средство, вращение антенны обратного азимута которого превышает 20,47°, передает слово B43 вместо слова A4.
6. 12 битам данных преамбулы предшествует интервал продолжительностью 0,832 мс (13 синхронизирующих импульсов) передачи несущей частоты CW для ее выделения (см. таблицу A-1).
7. Условие кодирования следующее:
   0 – без буквы,
   1 – R (райт),
   2 – C (центр),
   3 – L (лефт).
8. Условие кодирования следующее:
   0 – не обеспечивается,
   1 – необработанные данные наведения по углу места,
   2 – вычисляемая глиссада,
   3 – код использовать не разрешается.
9. Все резервные биты устанавливаются на НОЛЬ.
10. Номер ВПП 0 используется при выполнении операций на вертодроме.

Таблица A-13. Определения элементов содержания слов вспомогательных данных B для базы процедурных данных при использовании MLS/RNAV

(см. п. 3.11.4.8.3.2)

а) Количество дескрипторов процедур азимута захода на посадку представляет собой общее количество установленных процедур захода на посадку и вылета, для которых слова дескрипторов процедур передаются в секторе зоны действия азимута захода на посадку.

Примечание. Уходы на второй круг не учитываются, поскольку слова дескрипторов процедур не используются. Процедуры захода на посадку по вычисляемой осевой линии на главную ВПП учитываются, если передается дескриптор процедуры, хотя соответствующие данные о точках пути и не передаются во вспомогательных словах B1–B39.

b) Количество дескрипторов процедур обратного азимута представляет собой общее количество установленных процедур захода на посадку и вылета, для которых слова дескрипторов процедур передаются в секторе зоны действия обратного азимута.

Примечание. Уходы на второй круг не учитываются, поскольку слова дескрипторов процедур не используются.

c) Последнее слово базы данных азимута захода на посадку представляет собой адресный код последнего слова вспомогательных данных в диапазоне B1–B39, который передается в секторе зоны действия азимута захода на посадку и определяется битами I_{13} – I_{18} данного слова.

d) Первое слово базы данных обратного азимута представляет собой адресный код первого слова вспомогательных данных в диапазоне B1–B39, который передается в секторе зоны обратного азимута и определяется битами I_{13} – I_{18} данного слова.

e) Код CRC азимута захода на посадку представляет собой коэффициенты циклического избыточного кода для базы процедурных данных азимута захода на посадку.

f) Код CRC обратного азимута представляет собой коэффициенты циклического избыточного кода для базы процедурных данных обратного азимута.

g) Передача слова B42 указывает, передано ли слово B42 вспомогательных данных вместо слова A1.

h) Передача слова A4 указывает, передано ли слово A4 вспомогательных данных.

i) Передача слова B43 указывает, передано ли слово B43 вспомогательных данных.

j) Указатель преобразования/CRC обратного азимута указывает, используется ли слово B39 вспомогательных данных в качестве слова преобразования/CRC обратного азимута или в качестве слова данных о точках пути азимута захода на посадку.

k) Основной указатель представляет собой название первой пролетаемой точки пути в процедуре захода на посадку или последней пролетаемой точки пути в процедуре вылета. Это название состоит из пятибуквенных знаков, кодируемых в соответствии с Международным алфавитом № 5 с использованием битов b_1–b_5.

l) Указатель статуса обозначает степень измерения процедуры захода на посадку или вылета. Указателем статуса является число от 1 до 9.

m) Указатель маршрута обозначает маршрут до или от точки пути, названной в основном указателе. Указатель маршрута представляет собой один буквенный знак, кодируемый в соответствии с Международным алфавитом № 5 с использованием битов b_1–b_5. Буквы "I" и "O" не используются. Каждый из 24 имеющихся указателей маршрутов присваивается не более одного раза в пределах объединенного набора слов дескрипторов процедур азимута захода на посадку и обратного азимута.

Примечание. Ограничение, связанное с назначением индивидуального указателя маршрута для выполнения полетов по MLS/RNAV, представляет собой отход от обычной практики обозначения маршрутов, что обусловлено необходимостью повысить уровень целостности при выборе схемы и уменьшить рабочую нагрузку пилота.

n) Номер ВПП представляет собой номер ВПП, указанный в главе 5 тома I AR AGA-001.

o) Буквенный знак ВПП представляет собой буквенный знак ВПП, указанный в главе 5 тома I AR AGA-001 и используемый для проведения различия между параллельными ВПП.

p) Тип процедуры указывает, является ли данная процедура процедурой захода на посадку или

процедурой вылета.

q) Индекс первой точки пути указывает порядковое положение в базе данных азимута захода на посадку или базе данных обратного азимута данных описания точки пути для первой кодируемой точки пути в процедуре.

r) X-координата представляет собой X-координату данной точки пути в установленной системе координат.

s) Передача Y-координаты указывает, передается ли Y-координата для данной точки пути. Если Y-координата не передается, она принимается равной нулю.

t) Y-координата представляет собой Y-координату данной точки пути в установленной системе координат.

u) Передача Z-координаты указывает, передается ли Z-координата для данной точки пути.

v) Z-координата представляет собой Z-координату данной точки пути в установленной системе координат.

w) Идентификатор следующего участка/поля указывает, является ли следующий участок в данной процедуре прямолинейным или криволинейным, и указывает, какие поля данных следуют за координатами точки пути.

x) Высота точки пути на пороге ВПП представляет собой высоту точки пути на пороге главной ВПП над порогом ВПП.

y) Расстояние от условной азимутальной антенны до точки пути представляет собой расстояние до точки пути от точки, рассматриваемой в качестве исходной при боковом наведении в процедуре захода на посадку не к порогу главной ВПП.

Примечание. Это расстояние может использоваться приемником MLS таким же образом, как расстояние от антенны азимута захода на посадку до порога ВПП, для установления коэффициента пересчета бокового отклонения для данной процедуры.

z) Индекс следующей точки пути указывает порядковое положение в базе данных азимута захода на посадку или базе данных обратного азимута данных описания точки пути для следующей точки пути в процедуре.

Примечание. Индекс следующей точки пути может применяться для того, чтобы обеспечить использование одной или нескольких общих точек пути, которые однозначно определены в качестве части другой схемы. Общие точки пути являются конечными точками для схем захода на посадку и начальными точками схем ухода на второй круг и вылета.

aa) Индекс ухода на второй круг указывает порядковое положение в базе данных азимута захода на посадку или базе данных обратного азимута данных описания точки пути для первой кодируемой (последней пролетаемой) точки пути в соответствующей процедуре ухода на второй круг.

Таблица A-14. Структура базы процедурных данных при использовании MLS/RNAV

(см. п. 3.11.4.8.3.2)

База данных	Слово	Содержание данных
Азимут захода на посадку	B1	Слово преобразования/CRC азимута захода на посадку
	B2	Слово дескриптора процедуры 1
	. . .	. . .
	. . .	. . .
	B(M+1)	Слово дескрипторов M процедур (см. прим. 1)
	B(M+2) – B(a)	Слова данных о точках пути
	B(a+1) – B(b-1)	Не используются.
Обратный азимут (см. примечание 2)	B(b)	Слово дескриптора процедуры 1
	. . .	. . .
	. . .	. . .
	B(b+N-1)	Слово дескрипторов N процедур (см. прим. 1)
	B(b+N) – B(38)	Слова данных о точках пути
	B39	Слово преобразования/CRC обратного азимута

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Параметр "M" указывает количество установленных процедур захода на посадку и вылета, которые *начинаются в секторе зоны действия азимута захода на посадку. Параметр "N" указывает количество установленных процедур захода на посадку и вылета, которые начинаются в секторе зоны действия обратного азимута.*

2. Средство без базы данных обратного азимута может использовать все слова вплоть до B39 для базы данных азимута захода на посадку.

Таблица А-15. Слова B1–B39 вспомогательных данных B

(см. п. 3.11.4.8.3.2)

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время (с)	Используемые биты	Диапазон значений	Номера битов
Слово преобразования/CRC азимута захода на посадку						
B1	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	2,5	12		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8		$I_{13} – I_{20}$
	Количество дескрипторов процедур азимута захода на посадку			4	0–15	$I_{21} – I_{24}$
	Последнее слово базы данных азимута захода на посадку			6	См. прим. 2	$I_{25} – I_{30}$
	Код CRC азимута захода на посадку			32	См. прим. 3	$I_{31} – I_{62}$

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время (с)	Используемые биты	Диапазон значений	Номера битов
	Передача слова B42			1	См. прим. 4	I_{63}
	Передача слова A4			1	См. прим. 4	I_{64}
	Передача слова B43			1	См. прим. 4	I_{65}
	Резерв			4	См. прим. 12	$I_{66} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 13	$I_{70} – I_{76}$
Слова дескрипторов процедур						
B2 – B(M+1) (база данных азимута захода на посадку) (см. прим. 1) B(b) – B(b+N-1) (база данных обратного азимута)						
	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	2,5	12		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8		$I_{13} – I_{20}$
	Основной указатель			25	См. прим. 5	$I_{21} – I_{45}$
	Указатель статуса			4	1–9 (см. прим. 14)	$I_{46} – I_{49}$
	Указатель маршрута			5	См. прим. 5	$I_{50} – I_{54}$
	Номер ВПП			6	0–36 (см. прим. 15)	$I_{55} – I_{60}$
	Буквенный знак ВПП			2	См. прим. 6	$I_{61} – I_{62}$
	Тип процедуры			1	См. прим. 7	I_{63}
	Индекс первой точки пути			6	0–63 (см. прим. 8, 9)	$I_{64} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 13	$I_{70} – I_{76}$
Слова данных о точках пути (см. таблицу A-16)						
B(M+2) – B(a) (база данных азимута захода на посадку) (см. прим. 1, 11) B(b+N) – B(38) (база данных обратного азимута)						
	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	2,5	12		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8		$I_{13} – I_{20}$
	Элементы данных описания точки пути			49	См. прим. 10, 11	$I_{21} – I_{69}$
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 13	$I_{70} – I_{76}$
Слово преобразования/CRC обратного азимута (см. прим. 1, 11)						
B39	ПРЕАМБУЛА	Цифровой	2,5	12		$I_1 – I_{12}$
	Адрес			8		$I_{13} – I_{20}$
	Количество дескрипторов процедур обратного азимута			4	0–15	$I_{21} – I_{24}$
	Первое слово базы данных обратного азимута			6	См. прим. 2	$I_{25} – I_{30}$
	Код CRC обратного азимута			32	См. прим. 3	$I_{31} – I_{62}$
	Передача слова B43			1	См. прим. 4	I_{63}

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время (с)	Используемые биты	Диапазон значений	Номера битов
	Резерв			5	См. прим. 12	$I_{64} – I_{68}$
	Указатель преобразования/CRC обратного азимута			1	См. прим. 11	I_{69}
	ЧЕТНОСТЬ			7	См. прим. 13	$I_{70} – I_{76}$

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Переменные, используемые в номерах слов, соответствуют указанным в таблице А-14.
2. Это поле кодируется в соответствии с таблицей А-9 с использованием битов $I_{13} – I_{18}$. В этой таблице бит I_{25} несет информацию бита I_{13} из таблицы А-9 и передается первым.
3. Код CRC содержит остаток, R(x), от деления двух полиномов по модулю 2.

$$\left[\frac{x^{32}M(x)}{G(x)}\right]_{\text{mod } 2} = Q(x) + \frac{R(x)}{G(x)}.$$

M(x) – информационное поле, которое содержит указанную ниже базу данных азимута захода на посадку или обратного азимута, за исключением преамбул, адресов, битов четности и битов кода CRC. Для слов вспомогательных данных используются биты $I_{21}–I_{69}$, а для слов основных данных – биты $I_{13} – I_{30}$. База данных состоит из следующих слов данных в указанном порядке:

База данных азимута захода на посадку:	База *данных обратного азимута:*
B1 – (биты $I_{21}–I_{30}$, $I_{63}–I_{69}$)	B(b) – B38
B2-B(a) B39 (биты $I_{21}–I_{30}$, $I_{63}–I_{69}$)	
B40, B41	B40, B41, A3
A1 или B42, A2, A3	A4 или B43 (если передается)
A4 или B43 (если передается)	Слово 6 основных данных
Слово 6 основных данных	

M(x) умножается на x^{32}, в результате чего в конце делимого добавляется 32 нулевых бита.
G(x) – полином генератора, определяемый следующим образом:
$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{14} + x^{13} + x^9 + x^8 + x^4 + x^3 + x + 1$.
Q(x) – частное от деления.
Код CRC, R(x), передается с коэффициентом x^{31} как бит I_{31} и с коэффициентом x^0 как бит I_{62}.

4. Условие кодирования следующее:
   0 – нет,
   1 – да.
5. Буквенные знаки кодируются как указано в п. 3.11.4.8.3 для слов данных B1 – B39.
6. Условие кодирования следующее:
   0 – без буквы,
   1 – R (райт),
   2 – C (сентр),
   3 – L (лефт).
7. Условие кодирования следующее:
   0 = процедура захода на посадку
   1 = процедура вылета
8. Номера индексов точек пути присваиваются посредством последовательной нумерации всех точек пути в базе данных азимута захода на посадку или обратного азимута. Если точка пути на пороге главной ВПП кодируется с использованием только высоты пересечения порога ВПП, она опускается из последовательности индексов точек пути.
9. Значение ноль в этом поле указывает, что используется процедура захода на посадку по вычисляемой осевой линии, основанная на данных, содержащихся в словах вспомогательных данных A1 (или B42), A2, A3 и A4 (или B43).
10. Описания точек пути имеют переменную длину и кодируются последовательно без подтверждения границ слова. Между описаниями точек пути не разрешается использовать резервные биты. Любые резервные биты в конце слова данных о последней точке пути устанавливаются на ноль. Описания точек пути для процедуры захода на посадку кодируются в том порядке, в каком воздушное судно выполняет эту процедуру. Описания точек пути для ухода на второй круг или вылета кодируются в обратном порядке. Точки пути при уходе на второй округ или вылете, которые не совпадают с точками пути захода на посадку, кодируются после последней точки пути захода на посадку в базе данных.
11. Средство без базы данных обратного азимута может использовать слово B39 вспомогательных данных в качестве слова данных точки пути для базы данных азимута захода на посадку. Бит I_{69} слова B39 используется для указания применения данного слова. Условие кодирования следующее:
    0 – слово B39 является словом данных точки пути;
    1 – слово B39 является словом преобразования/CRC обратного азимута.

Слово	Содержание данных	Тип данных	Максимальное время (с)	Используемые биты	Диапазон значений	Номера битов

12. Все резервные биты устанавливаются на НОЛЬ.
13. Биты четности I_{70} – I_{76} выбираются для удовлетворения уравнений, приведенных в примечании 1 к таблице А-12.
14. Использование закодированного значения 0000 не допускается.
15. Номер ВПП 0 используется при выполнении операций на вертодроме.

Таблица А-16. Элементы данных описания точек пути

(см. п. 3.11.4.8.3.2)

Содержание данных	Используемые биты	Диапазон значений	Самый младший бит
X-координата	15	± 41 940 м (см. прим. 1, 2)	2,56 м
Передача Y-координаты	1	См. прим. 3	
Y-координата	15	±41 940 м (см. прим. 1, 2)	2, 56 м
Передача Z-координаты	1	См. прим. 3	
Z-координата	13	От 100 до +8091 м (см. прим. 1, 4)	1 м
Идентификатор следующего участка/поля	3	См. прим. 5	
Высота точки пути на пороге ВПП	6	0 – 31,5 м (см. прим. 5)	0,5 м
Расстояние от условной азимутальной антенны до точки пути	6	0 – 6300 м (см. прим. 5)	100 м
Индекс следующей точки пути	6	См. прим. 5, 6	
Индекс ухода на второй круг	6	См. прим. 5, 6	

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Началом системы координат является точка начала отсчета MLS. X-ось представляет собой горизонтальную линию, лежащую в вертикальной плоскости, проходящей через осевую линию ВПП, с положительным числом, обозначающим местоположение в направлении опорной точки захода на посадку. Y-ось представляет собой горизонтальную линию, перпендикулярную X-оси, с положительным числом, обозначающим местоположение налево от осевой линии, если смотреть от точки начала отсчета MLS в направлении опорной точки захода на посадку. Z-ось представляет собой вертикальную линию с положительным числом, обозначающим местоположение над точкой начала отсчета MLS. При определении значений координат точки пути кривизна земли не учитывается.

2. Условие кодирования следующее:

Самый старший бит является знаковым битом:

0 – положительная величина,

1 – отрицательная величина.

Другие биты представляют собой абсолютную величину.

3. Условие кодирования следующее:

0 – нет,

1 – да.

Бит "передача Y-координаты" устанавливается на НОЛЬ (нет) для указания, что Y-координата данной точки пути равна нулю. В этом случае поле Y-координаты не используется. Бит "передача Z-координаты" устанавливается на НОЛЬ (нет) для указания, что либо точка пути определяется двумя координатами, либо она лежит на линии постоянного градиента между двумя точками, для которых передается Z-координата. В обоих случаях поле Z-координаты не используется.

4. Данное поле кодируется в виде значения без знака со смещением –100 м. Следовательно, значение 0 в этом поле будет соответствовать Z-координате, равной –100 м.

5. Поля данных, которые следуют за идентификатором следующего участка/поля, передаются только в определенных случаях. Кодирование идентификатора следующего участка/поля и использование последующих полей данных определяются в таблице А-17.

6. Номера индексов точек пути присваиваются посредством последовательной нумерации всех точек пути в базе данных азимута захода на посадку или обратного азимута. Если точка пути на пороге главной ВПП кодируется с использованием только высоты пересечения порога ВПП, она опускается из последовательности индексов точек пути. Поле индекса следующей точки пути всегда содержит номер индекса, меньший чем у текущей точки пути. Поле индекса ухода на второй круг всегда содержит номер индекса больший, чем у текущей точки пути.

Таблица А-17. Идентификаторы следующего участка/поля

(см. п. 3.11.4.8.3.2)

<table>
<tr><th colspan="4">Применение</th><th rowspan="2">Идентификатор следующего участка/поля</th><th colspan="3">Поле(я) данных после идентификатора</th></tr>
<tr><th>Местонахождение следующей точки пути</th><th>Следующая общая точка пути (примечание 1)</th><th>Связано с уходом на второй круг</th><th>Тип участка</th><th>Процедура захода на посадку</th><th>Процедура ухода на второй круг</th><th>Процедура вылета</th></tr>
<tr><td rowspan="4">В любом месте</td><td rowspan="2">Нет</td><td rowspan="4">Нет</td><td>Прямой</td><td>0</td><td colspan="3" rowspan="2">X-координата следующей точки пути</td></tr>
<tr><td>Криволинейный</td><td>1</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Да</td><td>Прямой</td><td>2</td><td colspan="3" rowspan="2">1. Индекс следующей точки пути
2. X-координата первой точки пути следующей процедуры</td></tr>
<tr><td>Криволинейный</td><td>3</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Порог главной ВПП</td><td rowspan="4">Да</td><td>Нет</td><td rowspan="2">Прямой</td><td>4</td><td>1. Высота точки пути на пороге ВПП
2. X-координата первой точки пути следующей процедуры</td><td colspan="2">X-координата первой точки пути следующей процедуры</td></tr>
<tr><td>Да</td><td>5</td><td>1. Высота точки пути на пороге ВПП
2. Индекс ухода на второй круг
3. X-координата первой точки пути следующей процедуры</td><td colspan="2">Не разрешается
(см. прим. 3)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">Отсутствует</td><td>Нет</td><td>Отсутствует (см. прим. 2)</td><td>6</td><td>1. Расстояние от условной азимутальной антенны до точки пути
2. X-координата первой точки пути следующей процедуры</td><td colspan="2">X-координата первой точки пути следующей процедуры</td></tr>
<tr><td>Нет</td><td>Прямой до первой пролетаемой точки пути при уходе на второй круг</td><td>7</td><td>1. Расстояние от условной азимутальной антенны до точки пути
2. Индекс ухода на второй круг
3. X-координата первой точки пути следующей процедуры</td><td colspan="2">Не разрешается
(см. прим. 3)</td></tr>
</table>

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Общей точкой пути является точка, которая определяется в текущей процедуре только номером индекса точки пути. Точные координаты точки пути являются частью другой процедуры.

2. После этой точки пути информация наведения обеспечивается относительно прямой линии, продолженной от текущей точки пути и касательной к траектории выхода в точку пути. В процедуре ухода на второй круг эта линия пересекает последнюю точку пути при заходе на посадку.

3. Значения 5 и 7 идентификатора следующего участка/поля резервируются для использования только в процедурах захода на посадку. В процедурах ухода на второй круг и вылета могут использоваться общие точки пути при заходе на посадку с этими значениями, при этом поля данных для высоты точки пути на пороге ВПП, расстояния от условной азимутальной антенны до порога ВПП и индекса ухода на второй круг во внимание не принимаются.

ДОБАВЛЕНИЕ B. ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ГЛОБАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЕ (GNSS)

1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Запасные (разряды/слова/поля). Разряды/слова/поля, которые не распределены и свободны для будущего распределения.

Примечание. Все зарезервированные разряды устанавливаются на ноль.

Приемник. Подсистема, которая принимает сигналы GNSS и включает один или несколько датчиков.

Резервные (разряды/слова/поля). Разряды/слова/поля, которые не распределены, но зарезервированы под конкретное применение GNSS.

GBAS/E. Наземная система функционального дополнения, обеспечивающая ОВЧ-радиовещательную передачу данных с использованием сигнала с эллиптической поляризацией.

GBAS/H. Наземная система функционального дополнения, обеспечивающая ОВЧ-радиовещательную передачу данных с использованием сигнала с горизонтальной поляризацией.

Smax. Максимальная мощность полезного сигнала ОВЧ-радиовещательной передачи данных на входе ОВЧ-приемника данных. Эта мощность на входе приемника рассчитывается на основе максимальной напряженности поля РЧ-сигнала, определяемой в п. 3.7.3.5.4.4 главы 3 для полезного сигнала ОВЧ-радиовещательной передачи данных, принимаемого идеальной изотропной антенной, минус минимальные потери на воздушном судне. Она используется для определения устойчивости сигнала ОВЧ-радиовещательной передачи данных к помехам, создаваемым сигналами на соседних каналах (п. 3.6.8.2.2.6) и сигналами от других источников за пределами диапазона частот 108,000–117,975 МГц (п. 3.6.8.2.2.8).

2 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Примечание: Нижеследующие технические характеристики дополняют положения главы 3, 3.7.

3 ЭЛЕМЕНТЫ GNSS

3.1 Глобальная система определения местоположения (GPS). Стандартное обслуживание по определению местоположения (SPS) (L1)

3.1.1 НЕБОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

3.1.1.1 РАДИОЧАСТОТНЫЕ (РЧ) ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1.1.1.1 Фазовые шумы несущей. Спектральная плотность фазовых шумов немодулированной несущей является такой, что схема слежения с односторонней шумовой полосой 10 Гц обеспечивает точность слежения за фазой несущей с точностью 0,1 рад (1 σ).

3.1.1.1.2 Паразитные излучения. Внутриполосные паразитные излучения являются как минимум на 40 дБ ниже уровня немодулированной несущей LI в выделенной канальной полосе частот.

3.1.1.1.3 Корреляционные потери. Потери мощности восстановленного сигнала, обусловленные неидеальностью модулятора и искажением формы сигнала, не превышают 1 дБ.

Примечание: Потери мощности в сигнале есть разность между передаваемой мощностью в полосе 2,046 МГц и мощностью сигнала, восстановленного идеальным корреляционным приемником с интервалом корреляции 1 символ и полосой пропускания 2,046 МГц.

3.1.1.1.4 Формирование грубого кода/кода выделения сигнала (C/A) и синхронизация. Каждая последовательность C/A кода Gi(t) формируется суммированием по модулю 2 двух 1023-разрядных линейных последовательностей G1 и G2i. Последовательность G2 формируется путем эффективной задержки последовательности G2 на целое число символов для получения одной из 36 уникальных последовательностей Gi(t), представленных в таблице B-1. Последовательности G1 и G2 формируются 10-разрядными регистрами сдвига, имеющими на входе следующие образующие полиномы:

a) G1: X10 + X3 + 1; и

b) G2: X10 + X9 +X8 + X6 + X3 + X2 + 1.

Вектор инициализации для последовательностей G1 и G2 представляет собой "1111111111". Распределение фазы соответствует таблице B-1. Регистры G1 и G2 работают с тактовой частотой 1,023 МГц. Временные соотношения для C/A кода соответствуют рис. B-1∗.

∗ Все рисунки приводятся в конце данного добавления.

3.1.1.2 Структура данных. Навигационное сообщение форматируется, как показано на рис. B-2. Для каждой строки, как показано на рис. B-6, используется основной формат кадра длиной 1500 бит, состоящего из 5 подкадров длиной 300 бит каждый. Все слова передаются старшими разрядами вперед.

3.1.1.2.1 Структура подрамника. Каждый подкадр и/или страница подкадра начинается со слова телеметрии (TLM), за которым следует слово передачи (HOW). За словом HOW следует 8 информационных слов. Каждое слово в каждом кадре содержит 6 бит проверки на четность. Форматы слов TLM и HOW соответствуют форматам, показанным на рис. B-3 и B-4.

3.1.1.2.2 Конец/начало недели. В конце/начале недели:

a) цикличная нумерация подкадров с 1 по 5 возобновляется с подкадра 1 независимо от того, какой подкадр передавался последним перед концом/началом недели;

b) цикл из 25 строк подкадров 4 и 5 начинается со страницы 1 каждого из этих подкадров, независимо от того, какая строка передавалась последней перед концом/началом недели. Все смены закладываемой информации и строк осуществляются на границах кадра (то есть по модулю 30 с относительно конца/начала недели).

Примечание. Передача новой информации в подкадрах 4 и 5 может начаться с любой из 25 строк этих подкадров.

3.1.1.2.3 Четность информации. Слова 1–10 подкадров 1–5 в своих младших разрядах (LSB) содержат 6 бит контроля четности. Кроме этого, для реализации проверки на четность выделется по 2 неинформационных разряда 23 и 24 в словах 2 и 10.

3.1.1.2.4 Слово телеметрии (TLM). Каждое слово TLM имеет длину 30 бит, появляется в информационном кадре каждые 6 с и является первым словом в каждом подкадре. Формат слова TLM соответствует формату, показанному на рис. B-3. Каждое слово TLM начинается с преамбулы, за которой следуют 16 резервных бит и 6 бит контроля четности.

3.1.1.2.5 Слово передачи (HOW). Слово HOW имеет длину 30 бит и является вторым словом в каждом подкадре/строке, следуя непосредственно за словом TLM. Слово HOW появляется в информационном кадре каждые 6 с. Формат и содержание слова HOW соответствуют показанным на рис. B-4. Полный отсчет времени недели (TOW) состоит из 19 младших разрядов 29-разрядного Z-отсчета (см. п. 3.1.1.2.6). Слово HOW начинается с 17 старших разрядов (MSB) отсчета TOW. Эти 17 разрядов соответствуют TOW-отсчету на 1,5-секундную эпоху, которая соответствует началу (переднему фронту) каждого последующего подкадра.

3.1.1.2.5.1 Разряд 18. На спутниках с конфигурацией кода 001 разряд 18 является признаком "тревожного оповещения". Наличие данного признака (разряд 18 равен "1")

показывает потребителю, что значение параметра точности измерения дальности потребителем (URA) по спутнику может быть хуже, чем показано в подкадре 1, и что использование данного спутника потребителем рискованно.

Таблица В-1. Распределение фазы кода

Идентификационный номер спутника	Сигнал PRN GPS	Задержка G2 (разряды)	Первые 10 разрядов восьмеричной записи*
1	1	5	1440
2	2	6	1620
3	3	7	1710
4	4	8	1744
5	5	17	1133
6	6	18	1455
7	7	139	1131
8	8	140	1454
9	9	141	1626
10	10	251	1504
11	11	252	1642
12	12	254	1750
13	13	255	1764
14	14	256	1772
15	15	257	1775
16	16	258	1776
17	17	469	1156
18	18	470	1467
19	19	471	1633
20	20	472	1715
21	21	473	1746
22	22	474	1763
23	23	509	1063
24	24	512	1706
25	25	513	1743
26	26	514	1761
27	27	515	1770
28	28	516	1774
29	29	859	1127
30	30	860	1453
31	31	861	1625
32	32	862	1712
***	33	863	1745
***	34**	950	1713
***	35	947	1134
***	36	948	1456
***	37**	950	1713

* В восьмеричной записи для первых 10 разрядов C/A кода, как показано в данном столбце, первая цифра представляет "1" для первого разряда, а 3 последние цифры являются условным восьмеричным представлением оставшихся 9 разрядов (например, первые 10 разрядов C/A кода для псевдослучайного шумового сигнала 1: 100100000).

** C/A коды 34 и 37 являются одинаковыми.

*** Псевдослучайные шумовые сигналы с 33 по 37 зарезервированы для других целей (например, наземных передатчиков).

3.1.1.2.5.2 Разряд 19. Разряд 19 является резервным.

3.1.1.2.5.3 Разряды 20, 21 и 22. Разряды 20, 21 и 22 слова HOW содержат идентификатор (ID) подкадра, в котором данное слово HOW является вторым по счету. ID-код является следующим:

ID	Код
1	001
2	010
3	011
4	100
5	101

3.1.1.2.6 Спутниковый Z-отсчет. Каждый спутник самостоятельно формирует 1,5-секундную эпоху, которая содержит удобную единицу для точного отсчета и привязки времени. Время, установленное таким образом, определяется как Z-отсчет. Z-отсчет предоставляется потребителю в виде 29-разрядного двоичного числа, состоящего из следующих двух частей.

3.1.1.2.6.1 Отсчет времени недели (TOW). Двоичное число, представленное 19 младшими разрядами Z-отсчета определяется как TOW-отсчет, равный количеству 1,5-секундных эпох с момента перехода от предыдущей недели. Этот отсчет является цикличным со сбросом, так что он изменяется в диапазоне от 0 до 403 199 1,5-секундных эпох (что равно одной неделе) и сбрасывается в нуль в конце каждой недели. Нулевое состояние TOW-отсчета представляет собой 1,5-секундную эпоху, которая совпадает с началом текущей недели. Усеченная версия TOW- отсчета, состоящая из его 17 старших разрядов, содержится в слове передачи потока данных, передаваемого спутником на частоте L1; связь между действительным значения TOW-отсчета и его усеченной версией соответствует показанной на рис. B-5.

Примечание: Вышеуказанная эпоха наступает (приблизительно) в полночь с субботы на воскресенье, где полночь определяется как 0000 часов по шкале UTC, которая номинально привязана к Гринвичскому меридиану.

3.1.1.2.6.2 Отсчет недели. 10 старших разрядов Z-отсчета являются двоичным представлением последовательного номера, присвоенного текущей GPS неделе (по модулю 1024). Значения этого отсчета лежат в диапазоне от 0 до 1023. Его нулевое состояние соответствует той неделе, которая начинается с 1,5-секундной эпохи в (приблизительно) нулевой временной точке UTC (п. 3.1.4). По окончании GPS недели с номером 1023, номер GPS недели сбрасывается в ноль. При переходе от системного времени GPS к календарной дате предыдущие 1024 недели учитываются потребителем.

3.1.1.3 СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ

3.1.1.3.1 Подкадр 1: спутниковое время и информация о состоянии. Содержание слов 3–10 подкадра 1 включает временные параметры и прочие данные, как показано в таблице B-2. Э ти п араметры в наборе данных являются действительными в течение интервала времени, в котором они передаются, и остаются действительными на дополнительный период времени после того, как началась передача следующего набора данных.

3.1.1.3.1.1 Номер недели. Десять старших разрядов слова 3 содержат десять старших разрядов 29-разрядного Z-отсчета и представляют номер текущей недели GPS в начале интервала передачи данных со "всеми нулями" при показе нулевой недели. Номер недели GPS увеличивается в момент каждого начала/конца недели.

Таблица В-2. Параметры подкадра 1

Параметр	Число разрядов**	Цена деления (LSB)	Эффективный диапазон***	Единица измерения
Номер недели	10	1		нед
Точность спутника	4			
Состояние спутника	6	1		дискреты
T_{GD}	8*	2^{-31}		с
IODC	10			
t_{oc}	16	2^{4}	604 784	с
a_{f2}	8*	2^{-55}		$с/с^2$
a_{f1}	16*	2^{-43}		с/с
a_{f0}	22*	2^{-31}		с

* В этих параметрах старший разряд является знаковым (+ или –).
** См. рис. В-6 для полного распределения разрядов.
*** Если не указано обратное, эффективный диапазон является максимальным.

3.1.1.3.1.2 Точность измерения дальности потребителем (URA). Разряды 13–16 слова 3 содержат прогнозируемую точность измерения дальности потребителем по спутнику, как показано в таблице В-3.

Примечание 1. Параметр URA не включает оценку погрешности, обусловленную неточностью одночастотной модели задержки в ионосфере.

Примечание 2. Параметр URA является статистическим показателем вклада известных точностей прогноза временных поправок и эфемерид в точность определения дальности по конкретному спутнику на основе набора статистики.

Таблица В-3. Точность измерения дальности потребителем

URA	Точность
0	2 м
1	2,8 м
2	4 м
3	5,7 м
4	8 м
5	11,3 м
6	16 м
7	32 м
8	64 м
9	128 м
10	256 м
11	512 м
12	1 024 м
13	2 048 м
14	4 096 м
15	Не использовать

3.1.1.3.1.3 Состояние. 6-разрядный признак состояния спутника передается в разрядах 17–22 слова 3. Старший разряд показывает обобщенное состояние навигационной информации, где:

a) 0 – вся навигационная информация достоверна;

b) 1 – часть навигационной информации недостоверна.

Пять младших разрядов показывают состояние компонентов сигнала в соответствии с п. 3.1.1.3.3.4. Индикация состояния обеспечивается в зависимости от функций каждого спутника, как обозначено кодом конфигурации в п. 3.1.1.3.3.5. Любой спутник, который не имеет определенной функции, обозначается как "исправный", если отсутствие этой функции заложено в его конструкции или если он работает в режиме, нормальном с точки зрения приемника, и данная функция не требуется. Дополнительная информация о состоянии указывается в подкадрах 4 и 5.

Примечание. Информация, передаваемая в подкадре 1, может отличаться от информации, показанной в подкадрах 4 и/или 5 других спутников, поскольку последняя может быть обновлена в другое время.

3.1.1.3.1.4 Идентификатор набора параметров времени (IODC). Разряды 23 и 24 слова 3 в подкадре 1 являются 2 старшими разрядами 10-разрядного признака набора параметров времени. Разряды 1–8 в подкадре 1 содержат 8 младших разрядов признака IODC. Признак IODC показывает номер, присвоенный набору данных. Значение передаваемого признака IODC отличается от любого другого значения IODC, передаваемого данным спутником в течение предыдущих 7 дней.

Примечание: Связь между признаками IODC и IODE (идентификатор набора данных, эфемериды) определена в п. 3.1.1.3.2.2.

3.1.1.3.1.5 Оценка групповой дифференциальной задержки. Разряды 17–24 слова 7 должны содержать поправку TGD, для учета эффекта спутниковой групповой дифференциальной задержки.

Примечание: Поправка TGD не включает какую-либо ошибку относительно групповой задержки кодов C/A –P(Y).

3.1.1.3.1.6 Параметры коррекции бортовой шкалы времени спутника. Разряды 9–24 слова 8, разряды 1–24 слова 9 и разряды 1–22 слова 10 содержат параметры, необходимые потребителям для получения четкой информации о бортовой шкале времени спутника (t_{oc}, a_{f2}, a_{f1}, a_{f0}).

3.1.1.3.1.7 Резервные информационные поля. Резервные информационные поля соответствуют таблице В-4. Все резервные информационные поля обеспечивают соблюдение четности в соответствующих словах.

Таблица В-4. Резервные информационные поля подкадра 1

Слово	Разряды
3	11–12
4	1–24
5	1–24
6	1–24
7	1–16

3.1.1.3.2 Подкадры 2 и 3: информация о спутниковых эфемеридах. Подкадры 2 и 3 содержат информацию об эфемеридах передающего спутника.

3.1.1.3.2.1 Параметры эфемерид. Параметры эфемерид соответствуют таблице В-5. Для каждого параметра вподкадрах 2 и 3 количество разрядов, цена деления младшего разряда, диапазон значений и единицы измерения определены в таблице В-6.

Таблица В-5. Эфемериды

M_0 Средняя аномалия на время привязки
Δn Отличие среднего движения от расчетного значения
e Эксцентриситет
$\sqrt{A}$ Квадратный корень большой полуоси
$OMEGA_0$ Долгота восходящего узла орбитальной плоскости на недельную эпоху
i_0 Угол наклонения на время привязки
ω Аргумент перигея
OMEGADOT Скорость изменения прямого восхождения
iDOT Скорость изменения угла наклонения
C_{uc} Амплитуда косинусной гармонической поправки к аргументу широты
C_{us} Амплитуда синусной гармонической поправки к аргументу широты
C_{rc} Амплитуда косинусной гармонической поправки к радиусу орбиты
C_{rs} Амплитуда синусной гармонической поправки к радиусу орбиты
C_{ic} Амплитуда косинусной гармонической поправки к углу наклонения
C_{is} Амплитуда синусной гармонической поправки к углу наклонения
t_{oe} Опорное время привязки (эфемериды)
IODE Идентификатор набора данных (эфемериды)

Таблица В-6. Параметры эфемерид

Параметр	Номера разрядов**	Цена деления младшего разряда (LSB)	Эффективный диапазон***	Единица измерения
IODE	8			
C_{rs}	16*	2^{-5}		м
Δn	16*	2^{-43}		полуцикл/с
M_0	32*	2^{-31}		полуцикл
C_{uc}	16*	2^{-29}		рад
e	32	2^{-33}	0,03	Безразмерн. величина
C_{us}	16*	2^{-29}		рад
$\sqrt{A}$	32	2^{-19}		$м^{1/2}$
t_{oe}	16	2^{4}	604 784	с
C_{ic}	16*	2^{-29}		рад
$OMEGA_0$	32*	2^{-31}		полуцикл
C_{is}	16*	2^{-29}		рад
i_0	32*	2^{-31}		полуцикл
C_{rc}	16*	2^{-5}		м
ω	32*	2^{-31}		полуцикл
OMEGADOT	24*	2^{-43}		полуцикл/с
iDOT	14*	2^{-43}		полуцикл/с

* У этих параметров самый старший разряд (MSB) является знаковым (+ или –).
** См. рис. В-6 для полного распределения разрядов в подкадре.
*** Если в данном столбце не указано обратное, эффективный диапазон является максимальным диапазоном, который обеспечивается указанным числом разрядов и ценой деления младшего разряда.

3.1.1.3.2.2 Идентификатор набора эфемерид (IODE). Признак набора эфемерид является 8-разрядным числом, равным числу, записанному в 8 младших разрядах 10-разрядного признака IODC для того же самого набора данных. Признак IODE передается в подкадрах 2 и 3 для сравнения с 8 младшими разрядами признака IODC в подкадре 1. Всякий раз, когда эти три признака не совпадают в результате смены набора данных, набираются новые данные. Значение передаваемого признака IODE отличается от любого значения этого признака, передаваемого спутником в предыдущие 6 ч (примечание 1). Любое изменение в информации, передаваемой в подкадрах 2 и 3, выполняется вместе с изменением обоих слов IODE. Переход к новому набору данных осуществляется только на границах часа, за исключением первого набора данных новой закладки. Кроме того, значение параметра t_{oe}, по

крайней мере в первом наборе данных, передаваемом спутником после очередной закладки, отличается от значения, которое передавалось до этого (примечание 2).

Примечание 1. Признаки IODE/IODC являются для приемника средством обнаружения любых изменений в эфемеридах и временных параметрах.

Примечание 2. Первый набор данных может смениться (п. 3.1.1.2.2) в любое время в течение часа и, следовательно, может передаваться спутником менее 1 ч.

3.1.1.3.2.3 Резервные информационные поля. В слове 10 подкадра 2 разряды 17–22 являются резервными. Резервные информационные поля обеспечивают соблюдение четности в соответствующих словах.

3.1.1.3.3 Подкадры 4 и 5: вспомогательная информация. Подкадры 4 и 5 подкоммутируются по 25 раз каждый. С возможным исключением "резервных" строк и явных повторений, каждая строка содержит в словах 3–10 различную информацию. Строки подкадра 4 используют 6 различных форматов, а строки подкадра 5 используют 2 различных формата, как показано на рис. B-6.

Строки подкадра 4 представляют собой следующее:

a) строки 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9, и 10: данные альманаха для спутников 25–32 соответственно. Если 6-разрядный параметр состояния в строке 25 установлен в 6 "единиц" (п. 3.1.1.3.3.4), то значение идентификатора спутника ID в этой строке не лежит в диапазоне 25–32.

Примечание. Эти строки могут быть предназначены для других функций. Формат и содержание каждой строки определяются значением идентификатора спутника ID в этой строке;

b) строка 17: специальные сообщения;

c) строка 18: информация об ионосфере и UTC;

d) строка 25: спутниковые конфигурации для 32 спутников;

e) строки 1, 6, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 19, 20, 21, 22, 23 и 24: резервные.

Строки подкадра 5 представляют собой следующее:

a) строки 1–24: данные альманаха для спутников 1–24;

b) строка 25: информация о состоянии спутников 1–24, время привязки альманаха и привязка альманаха к номеру недели.

3.1.1.3.3.1 Идентификатор данных (ID). Два старших разряда слова 3 в каждой строке содержат идентификатор данных, который определяет используемую структуру навигационных данных GPS. Идентификатор данных соответствует таблице B-7 с учетом следующего:

a) для тех строк, которые предназначены для информации альманаха одного спутника, идентификатор данных определяет структуру данных, используемую тем спутником, для которого в данной строке передается альманах;

b) для всех остальных строк идентификатор данных определяет структуру данных передающего спутника;

c) идентификатор данных "1" (в двоичном виде 00) не используется.

3.1.1.3.3.2 Идентификатор спутника ID. Спутниковый ID передается в разрядах 3–8 слова 3 в каждой строке. Спутниковые идентификаторы используются двояко:

a) для тех строк, которые содержат альманах для данного спутника, спутниковый ID совпадает

с числом, обозначающим фазу PRN кода этого спутника в соответствии с таблицей B-1;

b) для всех остальных строк спутниковый ID, назначенный в соответствии с таблицей B-7, служит "идентификатором строки". Идентификаторы 1–32 назначаются для тех строк, которые содержат альманах для конкретных спутников (строки 1–24 подкадра 5, строки 2–5 и 7–10 подкадра 4). "Нулевой" ID (все нули в двоичном виде) используется для обозначения "не настоящих" спутников (эквивалентов полезной нагрузки), в то время как идентификаторы 51–63 используются для строк, содержащих другие данные (не альманах) по отдельному спутнику (примечания 1 и 2).

Примечание 1. Для каждой строки подкадров 4 и 5 зарезервированы специальные идентификаторы; однако спутниковый ID в строках 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 и 10 подкадра 4 может меняться в каждой строке для отображения альтернативного содержания каждой страницы.

Примечание 2. Оставшиеся идентификаторы (33–50) не распределены.

Таблица 7. Идентификаторы данных и идентификаторы спутников в подкадрах 4 и 5

	Подкадр 4		Подкадр 5	
Строка	ID данных	ID спутника*	ID данных	ID спутника*
1	***	57	**	1
2****	**	25	**	2
3****	**	26	**	3
4****	**	27	**	4
5****	**	28	**	5
6	***	57	**	6
7****	**	29	**	7
8****	**	30	**	8
9****	**	31	**	9
10****	**	32	**	10
11	***	57	**	11
12	***	62	**	12
13	***	52	**	13
14	***	53	**	14
15	***	54	**	15
16	***	57	**	16
17	***	55	**	17
18	***	56	**	18
19	***	58*****	**	19
20	***	59*****	**	20
21	***	57	**	21
22	***	60*****	**	22
23	***	61*****	**	23
24	***	62	**	24
25	***	63	***	51

* "0" обозначает "не настоящий" спутник (эквивалент полезной нагрузки). При этом используется идентификатор данных передающего спутника.
** Идентификатор данных того спутника, чей спутниковый ID появляется в этой строке.
*** Идентификатор данных передающего спутника.
**** Строки 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 и 10 подкадра 4 могут содержать данные альманаха для спутников 25–32 соответственно или данные для других функций, что идентифицируется отличающимся от показанного значения спутниковым ID.
***** Спутниковый ID может меняться.

3.1.1.3.3.3 Альманах. Строки 1–24 подкадра 5, а также строки 2–5 и 7–10 подкадра 4 содержат данные альманаха и параметр состояния (health) (п. 3.1.1.3.3.4) для 32 спутников. Данные альманаха представляют собой менее точную версию параметров времени и эфемерид. Альманах занимает все разряды слов 3–10 каждой строки, за исключением 8 старших разрядов слова 3 (ID данных и ID спутника), разрядов 17–24 слова 5 (состояние

(health) спутника) и 50 разрядов, выделенных для контроля четности. Количество разрядов, цена деления младшего разряда, диапазон значений и единицы измерения параметров альманаха соответствуют таблице В-8. Альманах для эквивалента полезной нагрузки содержит набор нулей и единиц, удовлетворяющий проверке на четность.

3.1.1.3.3.3.1 Время привязки альманаха. Опорное время привязки альманаха, toa, является кратным 212 с приблизительно 70 ч после первого действительного времени передачи для данного набора данных альманаха. Альманах обновляется достаточно часто для того, чтобы системное время GPS, t, во время передачи не отличалось от t_{oa} более чем на 3,5 сут. При штатной эксплуатации параметры альманаха обновляются как минимум один раз каждые 6 сут.

3.1.1.3.3.3.2 Временные параметры альманаха. Временные параметры альманаха состоят из 11-разрядного параметра-константы (a_{f0}) и 11-разрядного параметра первого порядка (a_{f1}).

3.1.1.3.3.3.3 Опорная неделя альманаха. Разряды 17–24 слова 3 в строке 25 подкадра 5 показывают номер недели (WN_a), к которому относится опорное время привязки альманаха (t_{oa}). Параметр WN_a состоит из 8 младших разрядов полного номера недели. Разряды 9–16 слова 3 в строке 25 подкадра 5 содержат значение параметра t_{oa}, который относится к данному значению параметра WN_a.

3.1.1.3.3.4 Состояние спутников. Подкадры 4 и 5 содержат два типа данных о состоянии спутника:

a) каждая из 32 строк, содержащих данные альманаха об эфемеридах и времени, также содержит 8-разрядное слово с информацией о работоспособности того спутника, чей альманах в ней передается;

b) 25-е строки подкадров 4 и 5 совокупно содержат 6-разрядные признаки состояния для 32 спутников.

3.1.1.3.3.4.1 8-разрядные параметры состояния располагаются в разрядах 17–24 слова 5 в тех 32 строках, которые содержат данные альманаха отдельных спутников. Шестиразрядные параметры состояния располагаются в 24 старших разрядах слов 4–9 в строке 25 подкадра 5, в разрядах 19–24 слова 8, в 24 старших разрядах слова 9 и в 18 старших разрядах слова 10 в строке 25 в подкадре 4.

Таблица В-8. Параметры альманаха

Параметр	Номера разрядов**	Цена деления младшего разряда (LSB)	Эффективный диапазон***	Единица изменения
e	16	2^{-21}		Безразмерн. величина
t_{oa}	8	2^{12}	602 112	с
δi^{****}	16*	2^{-19}		полуцикл
OMEGADOT	16*	2^{-38}		полуцикл/с
$\sqrt{A}$	24*	2^{-11}		$м^{1/2}$
$OMEGA_0$	24*	2^{-23}		полуцикл
ω	24*	2^{-23}		полуцикл
M_0	24*	2^{-23}		полуцикл
a_{f0}	11*	2^{-20}		с
a_{f1}	11*	2^{-38}		с/с

* У этих параметров самый старший разряд (MSB) является знаковым (+ или –).
** См. рис. В-6 для полного распределения разрядов в подкадре.
*** Эффективный диапазон является максимальным диапазоном, который обеспечивается указанным числом разрядов и ценой деления младшего разряда, если в данном столбце не указано обратное.
**** Относительно i_o = 0,30 полуцикла.

3.1.1.3.3.4.2 Три старших разряда 8-разрядных параметров состояния показывают достоверность навигационной информации в соответствии с кодом, приведенным в таблице В-9. Шестиразрядные параметры содержат в старшем разряде 1-разрядный обобщенный признак состояния навигационной информации в соответствии с п. 3.1.1.3.1.3. Пять младших разрядов обоих 8-разрядного и 6-разрядного параметров состояния содержат информацию о состоянии элементов сигналов спутников в соответствии с кодом, приведенным в таблице В-10.

Таблица 9. Индикация работоспособности навигационных данных

Положение разряда в строке			Индикация
137	138	139	
0	0	0	ВСЯ ИНФОРМАЦИЯ В НОРМЕ
0	0	1	ОШИБКА ЧЕТНОСТИ – некоторые или все строки с ошибками
0	1	0	ПРОБЛЕМА С ФОРМАТОМ TLM/HOW – любое отклонение от стандартного формата (например, неправильная и/или неправильно расположенная преамбула), за исключением неправильного Z-отсчета в составе HOW
0	1	1	Z-ОТСЧЕТ в HOW НЕ НОРМА – любая проблема со значением Z-отсчета, не отражающая действительную фазу кода
1	0	0	ПОДКАДРЫ 1, 2, 3 – один или более элементов в словах 3–10 одного или более подкадров не норма
1	0	1	ПОДКАДРЫ 4, 5 – один или более элементов в словах 3–10 одного или более подкадров не норма
1	1	0	ВСЯ ЗАЛОЖЕННАЯ ИНФОРМАЦИЯ НЕ НОРМА – один или более элементов в словах 3–10 любого одного (или нескольких) подкадров не норма
1	1	1	ВСЯ ИНФОРМАЦИЯ НЕ НОРМА – слово TLM и/или HOW и один или более элементов в любом одном (или нескольких) подкадров не норма

Таблица В-10. Коды состояния элементов сигналов спутников

MSB				LSB	Индикация
0	0	0	0	0	ВСЕ СИГНАЛЫ В НОРМЕ
1	1	1	0	0	СПУТНИК ВРЕМЕННО ВЫВЕДЕН – не использовать этот спутник на текущем витке ___
1	1	1	0	1	СПУТНИК БУДЕТ ВРЕМЕННО ВЫВЕДЕН – использовать осмотрительно ___
1	1	1	1	0	РЕЗЕРВНЫЙ
1	1	1	1	1	БОЛЕЕ ОДНОЙ КОМБИНАЦИИ ПОТРЕБУЕТСЯ ДЛЯ ОПИСАНИЯ АНОМАЛИЙ, ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ ОТМЕЧЕННОЙ ___
Все прочие комбинации					НА СПУТНИКЕ ПРОБЛЕМЫ С КОДОВОЙ МОДУЛЯЦИЕЙ И/ИЛИ УРОВНЕМ МОЩНОСТИ ПЕРЕДАВАЕМОГО СИГНАЛА. Пользователь может периодически испытывать проблемы с сопровождением сигнала, если он принимается

3.1.1.3.3.4.3 Специальное значение предписывается для комбинации 6 "единиц" 6-разрядных параметров состояния в 25-х строках подкадров 4 и 5. Оно показывает, что "спутник с данным идентификатором ID отсутствует и что информации об этом спутнике в

данной строке подкадра 4 или 5, которая при обычных условиях предназначена для размещения альманаха по данному спутнику, может не быть".

Примечание: Примечание. Это специальное значение применимо только к 25-м строкам подкадров 4 и 5. В строке альманаха может содержаться информация по другому спутнику, как определено в п. 3.1.1.3.3.3.

3.1.1.3.3.4.4 Индикация состояния обеспечивается в зависимости от функций каждого спутника, как обозначено кодом конфигурации в п. 3.1.1.3.3.5. Любой спутник, который не имеет определенной функции, обозначается как "исправный", если отсутствие этой функции предусмотрено его конструкцией или если он работает в режиме, нормальном с точки зрения приемника, и данная функция не требуется. Прогнозируемая информация о состоянии обновляется во время закладки.

Примечание 1. Передаваемая информация о состоянии может не соответствовать действительному состоянию передающего спутника или других спутников в орбитальной группировке.

Примечание 2. Информация, представленная в подкадрах 1, 4 и 5 других спутников, может отличаться от информации, представленной в подкадре 4 и/или 5, поскольку последняя может быть обновлена в другое время.

3.1.1.3.3.5 Обобщенный признак конфигурации спутников. Строка 25 подкадра 4 содержит 4-разрядный параметр для каждого из 32 спутников для индикации кода конфигурации каждого спутника. Эти 4-разрядные параметры располагаются в разрядах 9–24 слов 3, в 24 старших разрядах слов 4–7 и в 16 старших разрядах слова 8, все в строке 25 подкадра 4. Старший разряд (MSB) каждого 4-разрядного параметра указывает на задействование функции антиспуфинга (MSB=1) или незадействование этой функции (MSB=0). Три младших разряда показывают конфигурацию каждого спутника, используя следующий код:

Код	Конфигурация спутника
001	Спутник Block II/IIA/IIR
010	Спутник Block IIR-M
011	Спутник Block IIF

3.1.1.3.3.6 Параметры UTC. Строка 18 подкадра 4 включает:

a) параметры, необходимые для привязки системного времени GPS к UTC;

b) уведомление потребителей о планируемом будущем или прошлом (относительно закладки навигационного сообщения) значении поправки, обусловленной секундной коррекцией (tLSF), вместе с номером недели (WNLSF) и номером суток (DN), в конце которых проводится секундная коррекция UTC. "Сутки 1" являются первыми сутками относительно начала/конца недели, и значение WNLSF состоит из 8 младших разрядов полного номера недели. Абсолютное значение разности между полным значением WN и значением WNLSF не превышает 127.

Примечание. Потребителю следует учитывать усеченную природу этого параметра, а также усечение WN, WNt и WNLSF вследствие сброса полного номера недели (п. 3.1.1.2.6.2).

3.1.1.3.3.6.1 24 24 старших разряда слов 6–9, а т акже 8 старших разрядов слова 10 в строке 18 подкадра 4 содержат параметры, относящиеся к корреляции времени UTC с системным временем GPS. Количество разрядов, цена деления младшего разряда, диапазон значений и единицы измерения этих параметров соответствуют таблице B-11.

3.1.1.3.3.7 Параметры ионосферы. Параметры ионосферы, которые позволяют потребителю GPS SPS использовать модель ионосферы для расчета ионосферной задержки, содержатся в строке 18 подкадра 4, как определено в таблице B-12.

3.1.1.3.3.8 Специальное сообщение. Строка 17 подкадра 4 зарезервирована для специального сообщения.

Таблица B-11. Параметры UTC

Параметр	Число разрядов**	Цена деления младшего разряда (LSB)	Эффективный диапазон***	Единица измерения
A_0	32*	2^{-30}		с
A_1	24*	2^{-50}		с/с
Δt_{LS}	8*	1		с
t_{ot}	8	2^{12}	602 112	с
WN_t	8	1		нед
WN_{LSF}	8	1		нед
DN	8****	1	7	сут
Δt_{LSF}	8*	1		с

* У этих параметров самый старший разряд (MSB) является знаковым (+ или –).
** См. рис. B-6 для полного распределения разрядов в подкадре.
*** Если в данном столбце не указано обратное, эффективный диапазон является максимальным диапазоном, который обеспечивается указанным числом разрядов и ценой деления младшего разряда.
**** Правильность подтверждается.

Таблица B-12. Параметры ионосферы

Параметр	Число разрядов**	Цена деления младшего разряда (LSB)	Эффективный диапазон***	Единица измерения
α_0	8*	2^{-30}		с
α_1	8*	2^{-27}		с/полуцикл
α_2	8*	2^{-24}		с/(полуцикл)^2
α_3	8*	2^{-24}		с/(полуцикл)^3
β_0	8*	2^{11}		с
β_1	8*	2^{14}		с/полуцикл
β_2	8*	2^{16}		с/(полуцикл)^2
β_3	8*	2^{16}		с/(полуцикл)^3

* У этих параметров самый старший разряд (MSB) является знаковым (+ или –).
** См. рис. B-6 для полного распределения разрядов в подкадре.
*** Если в данном столбце не указано обратное, эффективный диапазон является максимальным диапазоном, который обеспечивается указанным числом разрядов и ценой деления младшего разряда.

Таблица B-13. Резервные разряды в подкадрах 4 и 5

Подкадр	Строки	Слова	Размещение резервных разрядов в слове
4	17	10	17–22
4	18	10	9–22
4	25	8	17–18
4	25	10	19–22
5	25	10	4–22

3.1.1.3.3.9 Резервные информационные поля. Все разряды в словах 3–10, за исключением 58 разрядов, используемых для идентификаторов данных, идентификаторов спутника (строки), четности (6 младших разрядов каждого слова), расчета четности (разряды 23 и 24 слова 10) строк 1, 6, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 19, 20, 21, 22, 23 и 24 подкадра 4 и строк альманаха с нулевым спутниковым ID, обозначаются как резервные. Другие резервные разряды в подкадрах 4 и 5 соответствуют таблице B-13. Резервные разряды в каждом слове удовлетворяют условию четности в слове.

3.1.2 ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОТОКОЛОВ ПРИМЕНЕНИЯ ДАННЫХ

Примечание: Данный раздел определяет взаимосвязь параметров передаваемых в сообщении. В нем приведены определения параметров, которые не передаются, но используются как бортовыми, так и небортовыми элементами для получения решения навигационной задачи и определения его целостности.

3.1.2.1 Алгоритм контроля четности. Алгоритмы контроля четности GPS соответствуют таблице B-14.

Таблица B-14. Алгоритмы кодировки четности

$D_1 = d_1 \oplus D^*_{30}$

$D_2 = d_2 \oplus D^*_{30}$

$D_3 = d_3 \oplus D^*_{30}$

• → → •

• → → •

• → → •

• → → •

$D_{24} = d_{24} \oplus D^*_{30}$

$D_{25} = D^*_{29} \oplus d_1 \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{17} \oplus d_{18} \oplus d_{20} \oplus d_{23}$

$D_{26} = D^*_{30} \oplus d_2 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_{11} \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{18} \oplus d_{19} \oplus d_{21} \oplus d_{24}$

$D_{27} = D^*_{29} \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_7 \oplus d_8 \oplus d_{12} \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{19} \oplus d_{20} \oplus d_{22}$

$D_{28} = D^*_{30} \oplus d_2 \oplus d_4 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{13} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus d_{20} \oplus d_{21} \oplus d_{23}$

$D_{29} = D^*_{30} \oplus d_1 \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_7 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{14} \oplus d_{15} \oplus d_{16} \oplus d_{17} \oplus d_{18} \oplus d_{21} \oplus d_{22} \oplus d_{24}$

$D_{30} = D^*_{29} \oplus d_3 \oplus d_5 \oplus d_6 \oplus d_8 \oplus d_9 \oplus d_{10} \oplus d_{11} \oplus d_{13} \oplus d_{15} \oplus d_{19} \oplus d_{22} \oplus d_{23} \oplus d_{24}$,

где $D_1, D_2, D_3, \ldots D_{29}, D_{30}$ – разряды, передаваемые спутником;

$D_{25}, \ldots D_{30}$ → ⟶ расчетные разряды четности;

$d_1, d_2, \ldots d_{24}$ →⟶ информационные разряды источника;

$\oplus$ →– → операция сложения по модулю 2 или "исключающее ИЛИ";

знак * используется для идентификации последних двух разрядов предыдущего слова подкадра.

→

3.1.2.2 Параметры коррекции шкалы времени спутника. Системное время GPS t определяется как:

Параметры коррекции шкалы времени спутника. Системное время GPS, t, определяется как:

$t = t_{sv} – ()t_{sv})_{LI}$,

где t – системное время GPS (скорректированное для переходов начала/конца недели);

tsv – время спутника в момент передачи сообщения;

$(\Delta t_{sv})_{L1}$ – сдвиг фазы кода PRN спутника;

$(\Delta t_{sv})_{L1} = a_{f0} + a_{f1}(t – t_{oc}) + a_{f2}(t – t_{oc})2 + \Delta t_r – T_{GD}$,

где a_{f0}, a_{f1} and a_{f2} and t_{oc} передаются в подкадре 1;

Δt_r – релятивистская поправка (c);

$\Delta t_r = Fe \sqrt{A} \sin E_k$,

где e и A передаются в подкадрах 2 и 3;

Ek – параметр, определенный в таблице B-15;

$$F = \frac{-2(\mu)^{1/2}}{c^2} = -4{,}442807633(10)^{-10}\ с/м^{1/2},$$

где μ – универсальный гравитационный параметр WGS-84, равный (3,986005 × 10^{14} $м^3/с^2$);

с – скорость света в вакууме, равная (2,99792458 × 10^8 м/с).

Примечание. Значение t предназначено для учета переходов начала или конца недели. То есть если показатель $t-t_{oc}$ составляет более 302 400 с, из t следует вычесть 604 800 с. Если показатель $t-t_{oc}$ составляет менее –302 400 с, к t следует добавить 604 800 с.

3.1.2.3 Координаты спутников. Текущие координаты спутников (X_k, Y_k, Z_k) определяются, как показано в таблице В-15.

Таблица В-15. Элементы системы координат

$A = (\sqrt{A})^2$	Большая полуось
$n_0 = \sqrt{\frac{\mu}{A^3}}$	Расчетное среднее движение
$t_k = t - t_{oe}$	Время от опорной эпохи эфемерид*
$n = n_0 + \Delta n$	Скорректированное среднее движение
$M_k = M_0 + nt_k$	Средняя аномалия
$M_k = E_k - e \sin E_k$	Уравнение Кеплера для эксцентрической аномалии (может быть решено посредством итерации)
$v_k = tg^{-1}\left\{\frac{\sin v_k}{\cos v_k}\right\} = tg^{-1}\left\{\frac{\sqrt{1-e^2}\sin E_k / (1 - e\cos E_k)}{(\cos E_k - e)/(1 - e\cos E_k)}\right\}$	Истинная аномалия
$E_k = \cos^{-1}\left\{\frac{e + \cos v_k}{1 + e\cos v_k}\right\}$	Эксцентрическая аномалия
$\phi_k = v_k + \omega$	Аргумент широты
	Возмущения второй гармоники
$\delta u_k = C_{us}\sin 2\phi_k + C_{uc}\cos 2\phi_k$	Коррекция аргумента широты
$\delta r_k = C_{rc}\cos 2\phi_k + C_{rs}\sin 2\phi_k$	Коррекция радиуса
$\delta i_k = C_{ic}\cos 2\phi_k + C_{is}\sin 2\phi_k$	Коррекция наклонения
$u_k = \Phi_k + \delta u_k$	Скорректированный аргумент широты
$r_k = A(1 - e\cos E_k) + \delta r_k$	Скорректированный радиус
$i_k = i_0 + \delta i_k + (iDOT)t_k$	Скорректированное наклонение
$x'_k = r_k \cos u_k$ $y'_k = r_k \sin u_k$	Координаты в орбитальной плоскости
$\Omega_k = \Omega_0 + (\dot{\Omega} - \dot{\Omega}_e)t_k - \dot{\Omega}_e t_{oe}$	Скорректированная долгота восходящего узла
$x_k = x'_k \cos\Omega_k - y'_k \cos i_k \sin\Omega_k$ $y_k = x'_k \sin\Omega_k + y'_k \cos i_k \cos\Omega_k$ $z_k = y'_k \sin i_k$	Геоцентрические фиксированные координаты

* t – системное время GPS на момент передачи, т. е. системное время, скорректированное на время прохождения сигнала (дальность/скорость света). Кроме того, параметр t_k должен выражать действительную полную разность между временем t и временем эпохи t_{oe} и учитывать начало/конец перехода недели, то есть если t_k больше 302 400 с, то следует вычесть из t_k 604 800 с, а если t_k меньше –302 400 с, следует добавить к t_k 604 800 с.

3.1.2.4 Ионосферная коррекция. Ионосферная коррекция (T_{iono}) определяется как:

$$T_{iono} = \begin{cases} F \times \left[5{,}0 \times 10^{-9} + AMP \left(1 - \frac{x^2}{2} + \frac{x^4}{24} \right) \right], & |x| < 1{,}57 \\ F \times (5{,}0 \times 10^{-9}), & |x| \geq 1{,}57 \end{cases} \text{ (с),}$$

где $$AMP = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \alpha_n \phi_m^n, & AMP \geq 0 \\ \text{если } AMP < 0, & AMP = 0 \end{cases} \text{ (с);}$$

$$x = \frac{2\pi (t - 50\,400)}{PER} \text{ (рад);}$$

$$PER = \begin{cases} \sum_{n=0}^{3} \beta_n \phi_m^n, & PER \geq 72\,000 \\ \text{если } PER < 72\,000, & PER = 72\,000 \end{cases} \text{ (с);}$$

$$F = 1{,}0 + 16{,}0[0{,}53 - E]^3;$$

α_n и β_n – параметры, передаваемые спутником, где n = 0, 1, 2 и 3;

$$\phi_m = \phi_i + 0{,}064 \cos(\lambda_i - 1{,}617) \text{ (полуциклы);}$$

$$\lambda_i = \lambda_u + \frac{\psi \sin A}{\cos \phi_i} \text{ (полуциклы);}$$

$$\bar{\phi}_i = \phi_u + \psi \cos A \text{ (полуциклы);}$$

$$\phi_i = \begin{cases} \phi_i = \bar{\phi}_i, & \text{если } |\bar{\phi}_i| \leq 0{,}416 \\ \phi_i = +0{,}416, & \text{если } \bar{\phi}_i > 0{,}416 \\ \phi_i = -0{,}416, & \text{если } \bar{\phi}_i < -0{,}416 \end{cases} \text{ (полуциклы);}$$

$$\psi = \frac{0{,}0137}{E + 0{,}11} - 0{,}022 \text{ (полуциклы);}$$

$t = 4{,}32 \times 10^4 \lambda_i +$ время GPS (с), где $0 \leq t < 86\,400$ с,
следовательно, если $t \geq 86\,400$ с, следует вычесть 86 400 с; и
если $t < 0$ с, следует прибавить 86 400 с;

E – угол места спутника.

3.1.2.4.1 Параметры, используемые для расчета ионосферной задержки:

a) Параметры, передаваемые спутником:

α_n – коэффициенты кубического уравнения, описывающие амплитуду вертикальной задержки (4 коэффициента по 8 бит каждый);

β_n – коэффициенты кубического уравнения, описывающие период модели (4 коэффициента по 8 бит каждый).

b) Параметры, формируемые приемником:

E – угол места между потребителем и спутником (полуциклы);

A – угол азимут между потребителем и спутником, измеряемый по часовой стрелке (плюс) от истинного севера (полуциклы);

φ_u – геодезическая широта потребителя в системе WGS-84 (полуциклы);

λu – геодезическая долгота потребителя в WGS-84 (полуциклы);

системноевремя GPS – системное время, рассчитываемое в приемнике.

c) Расчетные параметры:

x – фаза (рад);

F – коэффициент наклона (безразмерная величина);

t – местное время (с);

φ_m – геомагнитная широта земной проекции точки сечения ионосферы (средняя высота ионосферы полагается равной 350 км) (полуциклы);

λ_i – геомагнитная долгота земной проекции точки сечения ионосферы (полуциклы);

φ_i – геомагнитная широта земной проекции точки сечения ионосферы (полуциклы);

ψ – центральный земной угол между положением потребителя и земной проекцией точки сечения ионосферы (полуциклы).

3.1.3 БОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

3.1.3.1 ПРИЕМНИК GNSS (GPS)

3.1.3.1.1 Исключение спутников. Приемник исключает любой работающий неустойчиво или неработоспособный спутник.

3.1.3.1.2 Сопровождение спутников. Приемник обеспечивает функции непрерывного сопровождения минимум четырех спутников и решения навигационной задачи на основе измерений по этим спутникам.

3.1.3.1.3 Доплеровское смещение. Приемник способен компенсировать динамическое Доплеровское смещение в измерениях по коду C/A и фазе несущей номинального SPS сигнала. Приемник компенсирует Доплеровское смещение, которое является уникальным для предполагаемого применения.

3.1.3.1.4 Помехозащищенность. Приемник удовлетворяет требованиям к помехозащищенности, заданным в п. 3.7 главы 3.

3.1.3.1.5 Применение данных о часах и эфемеридах. Приемник должен убедиться, что он использует правильные эфемериды и тактовые данные, прежде чем предоставлять какое-либо решение о местоположении. Приемник должен отслеживать значения IODC и IODE и обновлять эфемериды и тактовые данные, основанные на обнаруженном изменении одного

или обоих из этих значений. Приемник SPS должен использовать данные часов и эфемерид с соответствующими значениями IODC и IODE для данного спутника.

3.1.4 ВРЕМЯ

Системное время GPS привязывается к шкале UTC (которая хранится в Военно-морской обсерватории США), к нулевой точке отсчета, определенной как полночь с 5 на 6 января 1980 года. Максимальным значением, используемым при счете системного времени GPS, является одна неделя, или 604 800 с. Шкала системного времени GPS поддерживается в пределах 1 мкс от шкалы UTC (по модулю 1 с) после учета поправки на целое число секунд вследствие плановой секундной коррекции. Навигационное сообщение содержит информацию, необходимую для привязки системного времени GPS к UTC.

3.2 Канал стандартной точности (CSA) глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС) (L1)

Примечание: В данном разделе термин ГЛОНАСС относится ко всем спутникам созвездия. Стандарты, касающиеся только спутников ГЛОНАСС-М, классифицированы соответствующим образом.

3.2.1 НЕБОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

3.2.1.1 РАДИОЧАСТОТНЫЕ (РЧ) ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.2.1.1.1 Несущие частоты. Номинальные значения несущих частот в поддиапазоне L1 определяются следующим образом:

$$f_{k1} = f_{o1} + k\Delta f_1 ,$$

где k = –7, …, 0, 1, …, 6 – литеры частот (частотные каналы) сигналов, передаваемых спутниками ГЛОНАСС в частотном поддиапазоне L1;

f_{01} = 1602 МГц;

Δf_1 = 0,5625 МГц.

Несущие частоты когерентны и формируются от общего бортового стандарта времени/частоты. Номинальное значение частоты с точки зрения находящегося на поверхности Земли наблюдателя равняется 5,0 МГц. Несущая частота спутника ГЛОНАСС находится в пределах ±2 × 10^{-11} от ее номинального значения f_k.

Примечание 1. Распределение номинальных значений несущих частот по литерам k приведено в таблице B-16.

Примечание 2. Для системы ГЛОНАСС-М навигационные спутниковые сигналы канала стандартной точности (CSA) будут занимать в частотном поддиапазоне L2 полосу шириной 1242,9375–1251,6875 МГц ±0,511 МГц в соответствии со следующим выражением:

$$f_{k2} = f_{02} + k\Delta f_2;$$

$$f_{02} = 1246 \text{ МГц}; \Delta f_2 = 0{,}4375 \text{ МГц}.$$

Для любого заданного значения k отношение несущих частот в поддиапазонах L1 и L2 должно быть равно:

$$\frac{f_{k2}}{f_{k1}} = \frac{7}{9}.$$

3.2.1.1.2 Фазовые шумы несущей. Спектральная плотность фазовых шумов немодулированной несущей является такой, что схема слежения, имеющая одностороннюю шумовую полосу 10 Гц, обеспечивает точность слежения за фазой несущей частоты не хуже 0,1 рад (1δ).

3.2.1.1.3 Формирование псевдослучайного кода в системе ГЛОНАСС. Псевдослучайный дальномерный код представляет собой последовательность длиной 511 бит, которая снимается с 7-го разряда 9-разрядного регистра сдвига. Начальным символом для формирования данной последовательности является группа "111111111". Образующий полином, соответствующий 9-разрядному регистру сдвига, имеет следующий вид:

$$G(x) = 1 + x^5 + x^9.$$

3.2.1.1.4 Внеполосное излучение. Мощность передаваемого радиосигнала за пределами полосы частот, отведенной для системы ГЛОНАСС, не превышает –40 дБ относительно мощности немодулированной несущей.

Примечание 1. В спутниках ГЛОНАСС, запущенных на орбиту в период 1998–2005 гг. и позднее, используются фильтры, снижающие внеполосное излучение в диапазоне частот 1660–1670 МГц до уровня интерференционных помех, приведенного в рекомендации RA.769 МСЭ-Р.

Примечание 2. В спутниках ГЛОНАСС, запущенных на орбиту в период после 2005 года, используются фильтры, снижающие внеполосное излучение в диапазонах частот 1610,6–1613,8 МГц и 1660–1670 МГц до уровня интерференционных помех, приведенного в рекомендации RA.769 МСЭ-Р.

3.2.1.1.5 Корреляционные потери. Потери мощности принимаемого сигнала, обусловленные неидеальностью модуляции и искажением формы сигнала, не превышают 0,8 дБ.

Примечание: Потери мощности сигнала представляют собой разность между мощностью излучаемой в полосе частот шириной 1,022 МГц и мощностью сигнала, принятой идеальным приемником при 1-чиповом разделении коррелятора, в той же полосе частот шириной 1,022 МГц.

Таблица B-16. Несущие частоты поддиапазона L1

Номер литера	H^A_n (см. п. 3.2.1.3.4)	Номинальное значение частоты в поддиапазоне L1 (МГц)
06	6	1 605,3750
05	5	1 604,8125
4	4	1 604,2500
3	3	1 603,6875
2	2	1 603,1250
1	1	1 602,5625
0	0	1 602,0000
–1	31	1 601,4375
–2	30	1 600,8750
–3	29	1 600,3125
–4	28	1 599,7500
–5	27	1 599,1875
–6	26	1 598,6250
–7	25	1 598,0625

3.2.1.2 СТРУКТУРА ДАННЫХ

3.2.1.2.1 Общие положения. Навигационное сообщение передается в виде потока цифровой информации, закодированной по коду Хэмминга и преобразованной в

относительный код. Структурно поток цифровой информации формируется в виде непрерывно повторяющихся суперкадров. Суперкадр состоит из нескольких кадров, а кадры – из нескольких строк. Границы строк, кадров и суперкадров навигационных сообщений от различных спутников ГЛОНАСС синхронизируются в пределах 2 мс.

3.2.1.2.2 Структура суперкадра. Суперкадр имеет длительность 2,5 мин и состоит из 5 кадров. В рамках каждого суперкадра передается полный объем неоперативной информации (альманах для 24 спутников) системы ГЛОНАСС.

Примечание: Структура суперкадра с указанием номеров кадров в суперкадре и номеров строк в кадрах показана на рисунке 7.

3.2.1.2.3 Структура кадра. Каждый кадр имеет длительность 30 с и состоит из 15 строк. В рамках каждого кадра передается полный объем оперативной информации (параметры эфемерид и времени) для данного спутника и часть неоперативной информации (альманах). Кадры 1–4 содержат часть неоперативной информации (альманах) для 20 спутников (5 спутников на кадр), а пятый кадр содержит неоперативную информацию (альманах) для остальных 4 спутников. Альманах для одного спутника занимает две строки.

Примечание: Структура кадров приведена на рис. В-8 и В-9.

3.2.1.2.4 Структура информационной строки. Каждая строка имеет длительность 2 с и содержит двоичные символы цифровой информации и метку времени. Метка времени передается в течение последних 0,3 с в рамках данного 2-секундного интервала (в конце каждой строки). Эта метка времени (укороченная псевдослучайная последовательность) состоит из 30 символов длительностью 10 мс каждый и имеет вид:

1 1 1 1 1 0 0 0 1 1 0 1 1 1 0 1 0 1 0 0 0 0 1 0 0 1 0 1 1 0.

В течение первых 1,7 с в рамках данного 2-секундного интервала (в начале каждой строки) передаются 85 символов информации (длительность каждого символа информации 20 мс) в бидвоичном формате. Нумерация позиций символов в строке осуществляется справа налево по возрастающей. Наряду с информационными символами (позиции 9–84) передаются проверочные символы (позиции 1–8) кода Хэмминга (КХ). Код Хэмминга имеет кодовое расстояние, равное 4. Информация одной строки отделяется от информации соседних строк меткой времени (МВ). Слова цифровой информации записываются старшими разрядами вперед. В каждой строке символ 85-й позиции является холостым ("0") и передается первым.

3.2.1.2.4.1 Строки 1–4. Информация, содержащаяся в строках 1–4 каждого кадра, относится к тому спутнику, с которого она передана. Эта информация в пределах суперкадра не меняется.

3.2.1.2.4.2 Строки 5–15. С троки 5 –15 каждого кадра содержат альманах системы ГЛОНАСС для 4 или 5 спутников. Информация, содержащаяся в 5-й строке, повторяется в каждом кадре суперкадра.

Примечание: Структура строки показана на рис. В-10.

3.2.1.3 СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ

3.2.1.3.1 Параметры эфемерид и времени. Параметры эфемерид и времени имеют следующий вид:

M – номер строки в кадре;

t_k – время начала кадра в рамках текущих суток. Оно вычисляется в соответствии со шкалой времени навигационного космического аппарата. Количество целых часов, прошедших с начала текущих суток, записывается в пяти старших разрядах. Количество целых минут, прошедших с начала текущего часа, записывается в последующих шести разрядах. Количество 30-секундных интервалов, прошедших с начала текущей минуты, записывается в младшем разряде. Начало суток по бортовому времени спутника совпадает с началом очередного суперкадра;

t_b – временной интервал внутри текущих суток по шкале UTC(SU) + 03 ч 00 мин. Оперативная информация, передаваемая в кадре, относится к середине t_b. Продолжительность временного интервала, а следовательно, и максимальное значение t_b, определяется признаком P1;

γ_n (t_b) – относительное отклонение прогнозируемого значения несущей частоты излучаемого сигнала n-го спутника от номинального значения на момент времени t_b, т. е.

$$\gamma_n(t_b) = \frac{f_n(t_b) - f_{Hn}}{f_{Hn}}$$

где $f_n(t_b)$ – прогнозируемое значение частоты часов n-го спутника на момент времени t_b;

f_{Hn} – номинальное значение частоты часов n-го спутника;

$\tau_n(t_b)$ – сдвиг шкалы времени n-го спутника tn относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС t_c на момент t_b, т. е. $\tau_n(t_b) = t_c(t_b) - t_n(t_b)$;

$x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ – координаты n-го спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b;

$\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$ – составляющие вектора скорости n-го спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b;

$\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$ – составляющие ускорения n-го спутника в системе координат ПЗ-90 на момент времени t_b, обусловленные действием луны и солнца;

E_n – характеризует "возраст" оперативной информации, т. е. интервал времени, прошедший от момента расчета (закладки) оперативной информации до момента времени t_b для n-го спутника;

B_n – признак состояния. Значения, превышающие величину 3, обозначают факт непригодности данного спутника;

P1 – признак сообщает величину интервала времени между текущим и предыдущим значениями t_b (мин), как показано ниже:

P1	Интервал времени между соседними значениями t_b (мин)
0	0
1	30
10	45
11	60

P2 – признак нечетности или четности значения t_b. Значение "1" обозначает 30-минутный интервал передачи служебной информации (t_b = 1, 3, 5,...), а значение "0" обозначает 60-минутный интервал передачи служебной информации (t_b = 2, 6, 10,...);

P3 – признак, указывающий количество спутников, для которых передается альманах. "1" соответствует 5 спутникам, а "0" соответствует 4 спутникам;

$\Delta\tau_n$ – временная разница между навигационным радиосигналом, переданным в поддиапазоне L2, и навигационным радиосигналом, переданным в поддиапазоне L1, заданным спутником:

$$\Delta\tau_n = t_{f2} - t_{f1},$$

где t_{f1}, t_{f2} – задержки в аппаратуре для поддиапазонов L1 и L2, соответственно выраженные в единицах времени.

3.2.1.3.2 Параметры эфемерид и времени. Параметры эфемерид и времени представлены в таблице B-17. В словах, числовые значения которых могут быть положительными или отрицательными, старший разряд является знаковым. Символ "0" соответствует знаку "+", а символ "1"соответствует знаку "–".

3.2.1.3.3 Размещение параметров эфемерид и времени. Требуемое размещение параметров эфемерид и времени в кадре определено в таблице В-18.

Таблица В-17. Параметры эфемерид и времени

Параметр	Число разрядов	Цена младшего разряда	Диапазон значений	Единица измерения
m	4	1		Безразмерн. величина
	5	1	0–23	ч
t_k	6	1	0–59	мин
	1	30	0 или 30	с
t_b	7	15	15…1 425	мин
$\gamma_n(t_b)$	11	2^{-40}	$\pm 2^{-30}$	Безразмерн. величина
$\tau_n(t_b)$	22	2^{-30}	$\pm 2^{-9}$	с
$x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$	27	2^{-11}	$\pm 2{,}7 \times 10^4$	км
$\dot{x}_n(t_b)$, $\dot{y}_n(t_b)$, $\dot{z}_n(t_b)$	24	2^{-20}	$\pm 4{,}3$	км/с
$\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$	5	2^{-30}	$\pm 6{,}2 \times 10^{-9}$	км/с^2
E_n	5	1	0–31	сут
B_n	3	1	0–7	Безразмерн. величина
P1	2	——	Как указано в п. 3.2.1.3.1	——
P2	1	1	0; 1	Безразмерн. величина
P3	1	1	0; 1	Безразмерн. величина
$\Delta\tau_n$	5	2^{-30}	$\pm 13{,}97 \times 10^{-9}$	с

Таблица В-17-А. Параметры дополнительных данных

Параметр	Число разрядов	Цена младшего разряда (LSB)	Диапазон значений	Единица измерения
n	5	1	0–31	Безразмерн. величина
l_n	1	1	0; 1	Безразмерн. величина
B1	11	2^{-10}	$\pm 0{,}9$	с
B2	10	2^{-16}	$(-4{,}5\ldots 3{,}5) \times 10^{-3}$	с/средн. солн. день
KP	2	1	0–3	Безразмерн. величина
N_T	11	1	0–1461	сут
N_4	5	1	1–31	4-летний период
F_T	4	См. таблицу В-17-В		
M	2	1	0–3	Безразмерн. величина
P4	1	1	0; 1	Безразмерн. величина
P	2	1	00, 01, 10, 11	Безразмерн. величина
τ_{GPS}	22	2^{-30}	$\pm 1{,}9 \times 10^{-3}$	с
$M^A{}_n$	2	1	0–3	Безразмерн. величина

Таблица В-17-В. Кодирование слова F_T

Значение F_T	Точность измерения псевдодальности, 1 σ (м)
0	1
1	2
2	2,5
3	4
4	5
5	7
6	10
7	12
8	14
9	16
10	32
11	64
12	128
13	256
14	512
15	Не используется

Таблица В-18. Размещение параметров эфемерид и времени в кадре

Параметр	Количество разрядов	Номер строки в кадре	Номера разрядов в строке
m	4	1...15	81–84
t_k	12	1	65–76
t_b	7	2	70–76
$\gamma_n(t_b)$	11	3	69–79
$\tau_n(t_b)$	22	4	59–80
$x_n(t_b)$	27	1	9–35
$y_n(t_b)$	27	2	9–35
$z_n(t_b)$	27	3	9–35
$\dot{x}_n(t_b)$	24	1	41–64
$\dot{y}_n(t_b)$	24	2	41–64
$\dot{z}_n(t_b)$	24	3	41–64
$\ddot{x}_n(t_b)$	5	1	36–40
$\ddot{y}_n(t_b)$	5	2	36–40
$\ddot{z}_n(t_b)$	5	3	36–40
E_n	5	4	49–53
B_n	3	2	78–80
P1	2	1	77–78
P2	1	2	77
P3	1	3	80
$\Delta\tau_n$	5	4	54–58

Таблица B-18-A. Местоположение слов дополнительных данных в навигационном сообщении ГЛОНАСС-М

Слово	Число разрядов	Номер строки в суперкадре	Номера разрядов в строках
n	5	4, 19, 34, 49, 64	11–15
l_n	1	5, 7, 9, 11, 13, 15, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 50, 52, 54, 56, 58, 60, 65, 67, 69, 71, 73, 75	9
		3, 18, 33, 48, 63	65
B1	11	74 (в суперкадре)	70–80
B2	10	74 (в суперкадре)	60–69
KP	2	74 (в суперкадре)	58–59
N_T	11	4, 19, 34, 49, 64	16–26
N_4	5	5, 20, 35, 50, 65	32–36
F_T	4	4, 19, 34, 49, 64	30–33
M	2	4, 19, 34, 49, 64	9–10
P4	1	4, 19, 34, 49, 64	34
P	2	3, 18, 33, 48, 63	66–67
τ_{GPS}	22	5, 20, 35, 50, 65	10–31
M^A_n	2	6, 8, 10, 12, 14	78–79

Таблица B-19. Разбиение альманаха в рамках суперкадра

Номер кадра внутри суперкадра	Номера спутников, для которых передается альманах в пределах кадра
1	1–5
2	6–10
3	11–15
4	16–20
5	21–24

Таблица B-20. Кодирование параметров альманаха

Параметр	Число разрядов	Цена младшего разряда	Диапазон значений	Единица измерения
M^A_n	2	1	0–3	Безразмерн. величина
τ_c	28	2^{-27}	±1	с
N^A	11	1	1–1 461	сут
n^A	5	1	1–24	Безразмерн. величина
H^A_n	5	1	0–31	Безразмерн. величина
λ^A_n	21	2^{-20}	±1	полуцикл
$t_{\lambda}{}^A_n$	21	2^{-5}	0–44 100	с
Δi^A_n	18	2^{-20}	±0,067	полуцикл
ΔT^A_n	22	2^{-9}	$\pm 3{,}6 \times 10^3$	с/виток
$\Delta \dot{T}^A_n$	7	2^{-14}	$\pm 2^{-8}$	с/(виток)^2
ε^A_n	15	2^{-20}	0–0,03	Безразмерн. величина
ω^A_n	16	2^{-15}	±1	полуцикл
$t_\tau{}^A_n$	10	2^{-18}	$\pm 1{,}9 \times 10^{-3}$	с
C^A_n	1	1	0–1	Безразмерн. величина

3.2.1.3.4 Параметры альманаха. Параметры альманаха представляют собой следующее:

A – индекс показывает связь данного параметра с альманахом;

M^A_n– индекс модификации спутника n^A; "00" – спутник ГЛОНАСС; "01" – спутник ГЛОНАСС-М;

τ_c – поправка к шкале времени системы ГЛОНАСС относительно UTC(SU). Поправка τ_c дана на момент суток с номером N^A;

N^A – календарный номер суток внутри четырехлетнего периода, начиная с високосного года. Поправка τ_c и другие данные альманаха (альманах орбит и альманах фаз) относятся к данному номеру суток;

n^A – номер рабочей точки, занимаемой n-ым спутником;

H^A_n – литер несущей частоты n^A-спутника (таблица В-16);

λ^A_n – долгота в системе координат ПЗ-90 первого (внутри суток с номером N^A) восходящего узла орбиты спутника с номером n^A;

$t_\lambda{}^A_n$ – время прохождения первого (внутри суток с номером N^A) восходящего узла орбиты спутника с номером n^A;

Δi^A_n– поправка к среднему значению наклонения орбиты для спутника с номером n^A на момент времени $t_\lambda{}^A_n$ (среднее значение наклонения равно 63°);

ΔT^A_n – поправка к среднему значению драконического периода обращения спутника с номером n^A на момент времени $t_\lambda{}^A_n$ (среднее значение T драконического периода принимается равным 43 200 с);

$\Delta \dot{T}^A_n$ – скорость изменения драконического периода обращения спутника с номером n^A;

ε^A_n – эксцентриситет орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_\lambda{}^A_n$;

ω^A_n – аргумент перигея орбиты спутника с номером n^A на момент времени $t_\lambda{}^A_n$;

τ^A_n – грубое значение сдвига шкалы времени спутника с номером n^A относительно шкалы времени системы ГЛОНАСС на момент $t_\lambda{}^A_n$;

C^A_n – обобщенный признак состояния спутника с номером n^A на момент закладки неоперативной информации (альманаха орбит и фаз). Значение C_n=0 указывает на непригодность n-го спутника.

Значение C_n=1 указывает на пригодность n-го спутника.

3.2.1.3.5 Распределение и кодирование параметров альманаха. Альманах ГЛОНАСС, передаваемый в суперкадре, распределяется в рамках суперкадра, как показано в таблице В-19. Числовые значения параметров альманаха принимают положительные или отрицательные значения. Старший разряд является знаковым, символ "0" соответствует знаку "+", а символ "1" соответствует знаку "−". Параметры альманаха кодируются, как указано в таблице В-20.

3.2.1.3.6 Размещение параметров альманаха в кадре. Размещение слов альманаха в кадре определено в таблице В-21.

Таблица В-21. Размещение параметров альманаха в кадре

Параметр	Число разрядов	Номер строки в кадре	Номера разрядов в строках
M^A_n	2	6, 8, 10, 12, 14	78–79
τ_c	28	5	42–69
N^A	11	5	70–80
n^A	5	6, 8, 10, 12, 14	73–7
H^A_n	5	7, 9, 11, 13, 15	10–14
λ^A_n	21	6, 8, 10, 12, 14	42–62
$t_{\lambda^A_n}$	21	7, 9, 11, 13, 15	44–64
Δi^A_n	18	6, 8, 10, 12, 14	24–41
ΔT^A_n	22	7, 9, 11, 13, 15	22–43
$\Delta \dot{T}^A_n$	7	7, 9, 11, 13, 15	15–21
ε^A_n	15	6, 8, 10, 12, 14	9–23
ω^A_n	16	7, 9, 11, 13, 15	65–80
$t_\tau{}^A_n$	10	6, 8, 10, 12, 14	63–72
C^A_n	1	6, 8, 10, 12, 14	80

Примечание. Даны номера строк первых четырех кадров в суперкадре. Строки 14 и 15 в пятом кадре не содержат параметров альманаха.

3.2.1.4 СОДЕРЖАНИЕ И СТРУКТУРА ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ДАННЫХ, ПЕРЕДАВАЕМЫХ СПУТНИКАМИ ГЛОНАСС-М

3.2.1.4.1 Буквенное обозначение дополнительных данных. В дополнение к данным ГЛОНАСС спутники ГЛОНАСС-М передают следующие дополнительные данные, указанные в таблице В-17А:

n – индекс спутника, передающего данный навигационный сигнал: он соответствует номеру рабочей точки в созвездии ГЛОНАСС;

l_n – признак состояния n-го спутника: "0" свидетельствует о том, что n-й спутник исправен, "I" свидетельствует о неисправности n-го спутника;

B1 – коэффициент для определения ΔUT1: он равен разнице между UT1 и UTC в начале суток (N^A), выраженной в секундах;

B2 – коэффициент для определения ΔUT1: он равен суточному изменению разницы ΔUT1 (выраженной в секундах средних солнечных суток).

Эти коэффициенты используются для выполнения преобразований между UTC(SU) и UT1:

$$\Delta UT1 = UTC(SU) - UT1,$$

где UT1 – всемирное время, привязанное к среднему Гринвичскому меридиану (с учетом

перемещения полюса);

UTC(SU)– всемирное координированное время государственного стандарта Российской Федерации;

$$\Delta UT1 = B1 + B2 \times (N_T - N^A);$$

KP – уведомление о предстоящей коррекции UTC на корректировочную секунду (±1 с), как указано ниже:

KP Данные секундной коррекции UTC

00 Коррекция UTC в конце текущего квартала не выполняется

01 Коррекция UTC на +1 с в конце текущего квартала

11 Коррекция UTC на –1 с в конце текущего квартала

Примечание. Коррекция шкалы системного времени ГЛОНАСС осуществляется раз в год в конце квартала в 00 час 00 мин 00 с в полночь в соответствии со своевременным уведомлением Службы всемирного времени (BIH/BIPM):

с 31 декабря на 1 января – I квартал;

с 31 марта на 1 апреля – II квартал;

с 30 июня на 1 июля – III квартал;

с 30 сентября на 1 октября – IV квартал;

N_T – текущая дата, календарный номер дня в течение 4-летнего периода начиная с 1 января високосного года.

Примечание. Пример преобразования N_T в общую форму информации о текущей дате (дд/мм/гг) представлен в п. 4.2.7.1 дополнения D;

N_4 – номер 4-летнего периода начиная с 1996 года;

F_T – параметр, обеспечивающий представление расчетной точности определения дальности пользователем спутником в момент времени tb. Кодирование выполняется, как указано в таблице B-17-B;

M – тип спутника, передающего навигационный сигнал. Значение "00" относится к спутнику ГЛОНАСС; значение "01" относится к спутнику ГЛОНАСС-М;

P_4 – признак, свидетельствующий о наличии обновленных параметров эфемерид. Значение "1" обозначает то, что управляющий сегмент загрузил обновленные параметры эфемерид или частот/времени.

Примечание. Обновленная информация об эфемеридах или частотах/времени передается только по окончании текущего интервала t_b;

P – технологический параметр управляющего сегмента, обозначающий режим функционирования спутника по отношению к параметрам времени:

00 – параметр тс, передаваемый управляющим сегментом; параметр тGPS, передаваемый управляющим сегментом;

01 – параметр тс, передаваемый управляющим сегментом; параметр тGPS, рассчитываемый на борту спутника ГЛОНАСС-М;

10 – параметр τ_c, рассчитываемый на борту спутника ГЛОНАСС-М; параметр τ_{GPS}, передаваемый управляющим сегментом;

11 – параметр τ_c, рассчитываемый на борту спутника ГЛОНАСС-М; параметр τ_{GPS},

рассчитываемый на борту спутника ГЛОНАСС-М;

τ_{GPS} – поправка к шкале времени GPS относительно шкалы времени ГЛОНАСС:

$$T_{GPS} - T_{GL} = \Delta T + \tau_{GPS},$$

где ΔT является целой частью, а τ_{GPS} – дробной частью разницы между шкалами системного времени, выраженной в секундах.

Примечание. Целая часть ΔT определяется приемником пользователя на основе навигационного сообщения GPS;

M^A_n– тип спутника n^A: кодирование "00" обозначает спутник ГЛОНАСС, кодирование "01" обозначает спутник ГЛОНАСС-М.

3.2.1.4.2 Параметры дополнительных данных. Параметры дополнительных данных определяются в таблицах В-17-А – В-18-А.

3.2.1.4.3 Местоположение дополнительных слов данных в навигационном сообщении ГЛОНАСС-М. Требуемое местоположение дополнительных слов данных в навигационном сообщении ГЛОНАСС-М определяется в таблице В-18-А.

3.2.2 ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОТОКОЛОВ ПРИМЕНЕНИЯ ДАННЫХ

Примечание: Данный раздел определяет взаимосвязь параметров передаваемых сообщений. В нем приведены определения параметров, которые не передаются, но используются как небортовыми, так и бортовыми элементами для решения навигационной задачи и определения его целостности.

3.2.2.1 Алгоритм контроля четности для проверки данных. Представленный ниже в таблице В-22 алгоритм применяется для выявления и исправления одного ошибочного разряда в строке и для выявления двух или большего числа ошибочных разрядов в строке.

3.2.2.1.1 Каждая строка представляет собой 85-разрядный код, в котором старшие 77 разрядов содержат информационные символы (b_{85}, b_{84},..., b_{10}, b_9), а младшие 8 разрядов представляют собой проверочные символы кода Хэмминга с расстоянием, равным 4 (β_8, β_7,..., β_2, β_1).

3.2.2.1.2 Для исправления одиночных ошибок в строке формируются следующие контрольные суммы: (c_1, c_2,...,c_7), а для обнаружения двукратных ошибок (или большего четного числа ошибок) формируется контрольная сумма c_Σ, как показано в таблице В-22. Установлена следующая процедура исправления одиночных ошибок и обнаружения кратных искажений символов информации:

a) Строка считается неискаженной, если все контрольные суммы (c_1,..., c_7 и c_Σ) равны "0", либо если лишь одна из контрольных сумм(c_1,...,c_7) равна "1" и c_Σ равна "1".

b) Если две или более контрольные суммы (c_1,..., c_7) равны "1" и c_Σ равна "1", то символ "b_{icor}" исправляется на противоположный символ в следующем разряде:

$$\text{"icor"} = c_7\, c_6\, c_5\, c_4\, c_3\, c_2\, c_1 + 8 - K, \text{ при условии, что "}i_{cor}\text{"} \le 85,$$

где " c_7 c_6 c_5 c_4 c_3 c_2 c_1 " – двоичное число, сформированное из контрольных сумм (c_1,..., c_7), причем c_1 соответствует младшим разрядам, а c_7 – старшим. К – порядковый номер старшей из отличных от нуля контрольных сумм.

Если $i_{cor} > 85$, то имеет место наличие нечетного числа кратных ошибок и данные отклоняются.

c) Если хотя бы одна из контрольных сумм (c_1,...,c_7) равна "1", а $_{c\Sigma}$ равна "0", либо все контрольные суммы (c_1,..., c_7) равны "0", но c_Σ равна "1", то имеет место наличие кратных ошибок и данные отклоняются.

3.2.2.2 ПАРАМЕТРЫ КОРРЕКЦИИ ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ СПУТНИКА

3.2.2.2.1 Системное время ГЛОНАСС определяется как:

$$t_{ГЛОНАСС} = t_k + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)\,(t_k - t_b),$$

где t_k, $t_n(t_b)$, $y_n(t_b)$ - параметры, описанные в 3.2.1.3.1.

3.2.2.2.2 Соотношение между шкалой системного времени ГЛОНАСС и шкалой Государственной службы времени России (UTC(SU)) описывается приведенным ниже выражением:

$$t_{UTC(SU)} = t_{ГЛОНАСС} + \tau_c - 03\ ч\ 00\ мин,$$

где τ_c - параметр, описанный в 3.2.1.3.4, а 03 часа 00 минут - непрерывный сдвиг во ремени, вызванный разницей между московским и Гринвичским временем.

Таблица В-22. Алгоритм контроля четности

b85, b84, …, b10, b9 – информационные символы (позиции 9–85);;

β1, β2, ..., ß8 – проверочные символы кода Хэмминга (позиции 1–8);

c_1, c_2, ..., c_7, c_Σ – контрольные суммы, сформированные с использованием следующих выражений:

$c_1 = \beta \oplus [\Sigma_i\, b_i]_{mod\ 2}$
i = 9, 10, 12, 13, 15, 17, 19, 20, 22, 24, 26, 28, 30, 32, 34, 35, 37, 39, 41, 43, 45, 47, 49, 51, 53, 55, 57, 59, 61, 63, 65, 66, 68, 70, 72, 74, 76, 78, 80, 82, 84.

$c_2 = \beta_2 \oplus [\Sigma_j\, b_j]_{mod\ 2}$
j = 9, 11, 12, 14, 15, 18, 19, 21, 22, 25, 26, 29, 30, 33, 34, 36, 37, 40, 41, 44, 45, 48, 49, 52, 53, 56, 57, 60, 61, 64, 65, 67, 68, 71, 72, 75, 76, 79, 80, 83, 84.

$c_3 = \beta_3 \oplus [\Sigma_k\, b_k\,]_{mod\ 2}$
k = 10, 11, 12, 16, 17, 18, 19, 23, 24, 25, 26, 31, 32, 33, 34, 38, 39, 40, 41, 46, 47, 48, 49, 54, 55, 56, 57, 62, 63, 64, 65, 69, 70, 71, 72, 77, 78, 79, 80, 85.

$c_4 = \beta_4 \oplus [\Sigma_l\, b_l]_{mod\ 2}$
l = 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80.

$c_5 = \beta_5 \oplus [\Sigma_m\, b_m\,]_{mod\ 2}$
m = 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 81, 82, 83, 84, 85.

$c_6 = \beta_6 \oplus [\Sigma_n\, b_n]_{mod\ 2}$
n = 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65.

$c_7 = \beta_7 \oplus [\Sigma_p\, b_p]_{mod\ 2}$
p = 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.

$c_\Sigma = [\Sigma\, \beta_q]_{\ mod\ 2} \oplus [\Sigma\, b_r]_{mod\ 2}$
q = 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8
r = 9, 10, 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28, 29, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 36, 37, 38, 39, 40, 41, 42, 43, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81, 82, 83, 84, 85.

3.2.2.3 КООРДИНАТЫ СПУТНИКА

3.2.2.3.1 Как указано ниже в таблице В-17, текущие координаты спутников определяются по данным эфемерид системы ГЛОНАСС.

3.2.2.3.2 Пересчет эфемерид с момента времени t_b на момент времени t_i в интервале ($\tau_i = t_i - t_b \leq 15$ мин) проводится численным интегрированием дифференциальных уравнений, описывающих движение спутника. В правых частях этих уравнений учитываются ускорения, определяемые константой гравитационного поля μ, второй зональной гармоникой геопотенциала J_0^2, характеризующей полярное сжатие Земли, а также ускорения, обусловленные лунно-солнечными гравитационными возмущениями. Уравнения интегрируются в системе координат ПЗ-90 (п. 3.2.5) методом Рунге-Кутта четвертого порядка и имеют вид:

$$\frac{dx}{dt} = Vx;$$

$$\frac{dy}{dt} = Vy;$$

$$\frac{dz}{dt} = Vz;$$

$$\frac{dV_x}{dt} = -\frac{\mu}{r^3} \times -\frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu a_e^2}{r^5} \times \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 x + 2\omega V_y + \ddot{x},$$

$$\frac{dV_y}{dt} = -\frac{\mu}{r^3} y - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu a_e^2}{r^5} y \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \omega^2 y + 2\omega V_x + \ddot{y},$$

$$\frac{dV_z}{dt} = -\frac{\mu}{r^3} z - \frac{3}{2} J_0^2 \frac{\mu a_e^2}{r^5} z \left(1 - \frac{5z^2}{r^2}\right) + \ddot{z},$$

где $r = \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}$;

μ – универсальная гравитационная постоянная Земли (398 600,44 × 10^9 $м^3/с^2$);

a_e – большая полуось (6 378 136 м);

J^2_0 – вторая зональная гармоника геопотенциала (1 082 625,7 × 10^{-9});

ω – скорость вращения Земли (7,292115 × 10^{-5} рад/с).

Координаты $x_n(t_b)$, $y_n(t_b)$, $z_n(t_b)$ и составляющие вектора скорости $\dot{x}_n(t_b) = V_x$, $\dot{y}_n(t_b) = V_y$, $\dot{z}_n(t_b) = V_z$ являются начальными условиями для интегрирования. Ускорения $\ddot{x}_n(t_b)$, $\ddot{y}_n(t_b)$, $\ddot{z}_n(t_b)$, обусловленные лунно-солнечными возмущениями, на интервале интегрирования ±15 мин являются постоянными величинами.

3.2.3 БОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

3.2.3.1 ПРИЕМНИК GNSS (ГЛОНАСС)

3.2.3.1.1 Исключение спутника из решения задачи местоопределения. Приемник исключает любой спутник в случае появления признака, указывающего на его неисправность, в навигационном сообщении ГЛОНАСС.

3.2.3.1.2 Слежение за спутниками. Приемник обеспечивает возможность слежения и определения местоположения по измерениям навигационных параметров не менее чем до четырех спутников.

3.2.3.1.3 Доплеровский сдвиг. Приемник предусматривает возможность компенсировать влияние доплеровского сдвига на измерение номинальной фазы несущей радиосигнала ГЛОНАСС и стандартного кода. Приемник компенсирует доплеровский сдвиг, который является специфическим для планируемого вида применения.

3.2.3.1.4 Помехоустойчивость. Приемник отвечает требованиям по помехоустойчивости, определенным в п. 3.7.

3.2.3.1.4.1 Внутрисистемные помехи. При приеме навигационного радиосигнала с литером частоты k = n, помехи, создаваемые навигационным радиосигналом с литером частоты k = n – 1 или k = n + 1, не превышают –48 дБиК относительно установленной минимальной мощности спутникового сигнала у поверхности Земли, при условии одновременного нахождения этих сигналов в зоне видимости потребителя.

Примечание: Внутрисистемные радиопомехи определяются взаимокорреляционными свойствами дальномерного псевдослучайного кода с учетом частотного разделения сигналов.

3.2.3.1.5 Применение временно́й и эфемеридной информации. Приемник удостоверяется в правильности используемой эфемеридной и временно́й информации до начала решения задач местоопределения.

3.2.3.1.6 Секундная коррекция. После проведения секундной коррекции системного времени ГЛОНАСС (см. п. 3.2.1.3.1 относительно t_b) система ГЛОНАСС обеспечивает:

a) формирование равномерной и приемлемой серии измерений псевдодальности и

b) синхронизацию метки времени строки данных без потери слежения за сигналом.

3.2.3.1.6.1 После проведения секундной коррекции системного времени ГЛОНАСС приемник ГЛОНАСС использует время UTC следующим образом:

a) использует старое (до коррекции) время UTC со старыми эфемеридами (переданными до 00 ч 00 мин 00 с UTC) и

b) использует скорректированное время UTC с новыми эфемеридами (переданными после 00 ч 00 мин 00 с UTC).

3.2.4 ВРЕМЯ

3.2.4.1 Навигационное сообщение спутников ГЛОНАСС-М содержит данные, необходимые для привязки шкалы времени UTC(SU) к шкале времени UT1. После коррекции на целое число часов, обусловленной особенностями функционирования подсистемы контроля, расхождение между системным временем ГЛОНАСС и временем по шкале UTC(SU) не превышает 1мс:

$$\left| t_{\text{ГЛОНАСС}} - (\text{UTC} + 03\text{ ч } 00\text{ мин}) \right| < 1\text{мс}.$$

Навигационная информация содержит необходимые данные, обеспечивающие погрешность привязки шкалы системного времени ГЛОНАСС к шкале UTC (поддерживаемой Государственной службой времени России – UTC(SU)) в пределах 1 мкс.

Примечание 1. Шкалы времени спутников ГЛОНАСС периодически сверяются со шкалой центрального синхронизатора. Поправки к шкале каждого спутника ГЛОНАСС относительно системного времени ГЛОНАСС и UTC(SU) вычисляются в наземной подсистеме управления и дважды в сутки закладываются на борт каждого спутника.

Примечание 2. Между системным временем ГЛОНАСС и UTC(SU) не существует сдвига на целое число секунд. Шкала системного времени ГЛОНАСС периодически корректируется на целое число секунд одновременно с коррекциями шкал UTC, проводимыми в соответствии с уведомлениями Службы всемирного времени (секундная коррекция). Эти коррекции осуществляются в конце любого квартала года в 00 ч 00 мин 00 с по шкале UTC в полночь. После секундной коррекции шкалы системного времени ГЛОНАСС метка времени в навигационном сообщении меняет свое положение (в постоянной шкале) для обеспечения синхронизации с 2-секундными эпохами скорректированной шкалы времени UTC. Относительно планируемого проведения коррекций потребители уведомляются заблаговременно. Применительно к спутникам ГЛОНАСС-М уведомление о такой коррекции передается потребителям посредством параметра КР навигационного сообщения.

.

3.2.4.2 Точность взаимной синхронизации бортовых шкал времени спутников составляет 20 нс (1δ) для спутников ГЛОНАСС и 8 нс (1δ) – для спутников ГЛОНАСС-М.

3.2.4.3 Коррекция шкалы времени GPS относительно шкалы времени ГЛОНАСС (или разница между этими шкалами времени), передаваемая спутниками ГЛОНАСС-М, τ_{GPS}, не превышает 30 нс (1δ).

Примечание: Точность τ_{GPS} (30 нс) определяется с учетом сигнала грубого определения местоположения GPS SPS и может быть уточнена после завершения испытаний системы ГЛОНАСС с использованием спутников ГЛОНАСС-М.

3.2.5 СИСТЕМА КООРДИНАТ

3.2.5.1 ПЗ-90 (параметры общеземного эллипсоида и гравитационного поля Земли – 1990). Передаваемые системой ГЛОНАСС эфемериды описывают положение фазового центра передающей антенны данного спутника в связанной с Землей геоцентрической системе координат ПЗ-90.

3.2.5.2 Преобразование систем координат ПЗ-90 и WGS-84

3.2.5.2.1 Для получения координат местоположения в системе координат WGS-84 (версия G1674) из координат местоположения в системе координат ПЗ-90 (версия ПЗ-90.11) следует использовать следующие параметры преобразования:

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{WGS-84} = \begin{bmatrix} 1 & 0{,}0097 \times 10^{-9} & 0{,}2036 \times 10^{-9} \\ -0{,}0097 \times 10^{-9} & 1 & 0{,}0921 \times 10^{-9} \\ -0{,}2036 \times 10^{-9} & 0{,}0921 \times 10^{-9} & 1 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_{PZ-90} + \begin{bmatrix} 0{,}003 \\ 0{,}001 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Примечание 1. Координаты X, Y и Z выражены в метрах. Различие между версиями WGS-84 (G1674) и ПЗ-90 (ПЗ-90.11) является несущественным для эксплуатационных требований.

Примечание 2. Инструктивный материал по преобразованию систем координат ПЗ-90 и WGS-84 приводится в разделе 4.2.9.3 дополнения D.

.

3.3 Совместное использование GPS и ГЛОНАСС

3.3.1 БОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

3.3.1.1 Общий приемник GNSS. Общий приемник GNSS обрабатывает сигналы GPS и ГЛОНАСС в соответствии с требованиями п. 3.1.3.1, касающимися приемника GPS (GNSS), и требованиями п. 3.2.3.1, касающимися приемника ГЛОНАСС (GNSS).

3.3.1.1.1 Помехоустойчивость. Общий приемник GNSS отвечает индивидуальным требованиям, относящимся к GPS и ГЛОНАСС и изложенным в разделе 3.7.

3.3.1.2 Антенна(ы). Сигналы GPS и ГЛОНАСС принимаются с помощью одной или нескольких антенн.

Примечание. Рабочие характеристики антенны приемника GNSS определены в разделе 3.8.

3.3.1.3 Преобразование систем координат. Информация о местоположении, предоставляемая общим приемником GPS и ГЛОНАСС, выражается в земных координатах системы WGS-84.

3.3.1.3.1 Местоположение спутников ГЛОНАСС, полученное в системе координат ПЗ-90,

3.3.1.3.2 должно преобразовываться для учета различий между системами координат WGS-84 и ПЗ-90, как определено в п. 3.2.5.2.

3.3.1.4 Время GPS/ГЛОНАСС. При совместном использовании данных ГЛОНАСС и GPS учитывается различие времени ГЛОНАСС и времени GPS.

3.3.1.4.1 Приемники GPS/ГЛОНАСС определяют сдвиг по времени между основными спутниковыми созвездиями в качестве дополнительного неизвестного параметра навигационного решения, полагаясь при этом не только на радиовещательную передачу навигационных сообщений с информацией о сдвиге по времени.

3.4 Бортовая система функционального дополнения (ABAS)

Примечание: Инструктивный материал, касающийся бортовой системы функционального дополнения, приведен в разделе 5 дополнения D.

3.5 Спутниковая система функционального дополнения (SBAS)

3.5.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Примечание: Параметры, представленные в данном разделе, определены в системе WGS-84.

3.5.2 РАДИОЧАСТОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.5.2.1 Стабильность несущей частоты. Обеспечивается кратковременная стабильность несущей частоты (корень квадратный из вариации Аллана) на выходе передающей антенны спутника в промежутке времени 1–10 с не хуже 5×10^{-11}.

3.5.2.2 Фазовые шумы несущей. Допускается такая спектральная плотность фазовых шумов немодулированной несущей, чтобы схема слежения с односторонней шумовой полосой 10 Гц обеспечивала точность слежения за фазой несущей 0,1 рад (1δ).

3.5.2.3 Паразитные излучения. Допускаются паразитные излучения не менее, чем на 40 дБ ниже уровня мощности немодулированной несущей на всех частотах.

3.5.2.4 Когерентность кода и несущей частоты. Допускается кратковременная (менее 10 с) дробная разность по частоте между скоростью смены фазы кода и несущей менее 5×10^{-11} (стандартная девиация). На больших интервалах (до 100 с) допускается разность между изменением фазы передаваемого кода, преобразованным в циклы несущей путем умножения количества символов кода на 1540, и изменением фазы передаваемой несущей (в циклах) в пределах одного цикла (стандартное отклонение).

Примечание: Это требование относится к выходу передающей антенны спутника и не включает дивергенцию кода/фазы в канале "космос – земля", обусловленную ионосферной рефракцией.

3.5.2.5 Корреляционные потери. Потери мощности восстановленного сигнала, обусловленные неидеальностью модулятора и искажением формы сигнала, не превышают 1 дБ.

Примечание: Потеря мощности сигнала – это разность между мощностью сигнала, передаваемого в полосе 2,046 МГц и мощностью сигнала, восстановленного идеальным приемником (без шумов и без потерь) с интервалом корреляции 1 символ и полосой пропускания 2,046 МГц.

3.5.2.6 Максимальная девиация фазы кода. Максимальное значение некорректируемой фазы кода передаваемого сигнала отличается от эквивалентного сетевого времени (SNT) SBAS не более чем на $\pm 2^{-20}$ с.

3.5.2.7 Когерентность кода и данных. Каждый 2-миллисекундный символ синхронизируется с любой другой эпохой кода.

3.5.2.8 Синхронизация сообщения. Передний фронт первого символа, связанный с первым разрядом передаваемого спутником SBAS текущего сообщения, синхронизируется с 1-секундной эпохой SNT.

3.5.2.9 Свёрточное кодирование. Поток данных со скоростью 250 бит/с кодируется с частотой 2 символа на бит с помощью кода свертки с длиной кодового ограничения от 7 до 500 символов в секунду. Логика свёрточного кодирования показана на рис. B-11, где выход G3 выбран для первой половины каждого 4-миллисекундного периода бита данных.

3.5.2.10 Псевдослучайные шумовые (PRN) коды. Каждый PRN-код является 1023-разрядным кодом Голда, который образуется сложением по модулю 2 двух 1023-разрядных линейных последовательностей G1 и G2i. Последовательность G2i формируется путем задержки последовательности G2 на соответствующее целое число символов, как показано в таблице B-23. Каждая из последовательностей G1 и G2 определяется как выходной сигнал на 10-м выходе 10-разрядного регистра сдвига, где входным сигналом является сумма по модулю 2 следующих разрядов регистра сдвига:

a) G1: разряды 3 и 10;

b) G2: разряды 2, 3, 6, 8, 9 и 10.

Начальное состояние регистров сдвига G1 и G2 представляется как "1111111111".

3.5.3 СТРУКТУРА ДАННЫХ

3.5.3.1 Общие сведения о формате. Все сообщения состоят из идентификатора типа сообщения, преамбулы, поля данных и символов контроля избыточным циклическим кодом, как показано на рис. B-12.

3.5.3.2 Преамбула. Преамбула состоит из последовательности двоичных разрядов "01010011 10011010 11000110", распределенных на три последовательных блока. Начало каждой новой 24-разрядной преамбулы синхронизируется с 6-секундной эпохой кадра GPS.

3.5.3.3 Идентификатор типа сообщения. Идентификатор типа сообщения представляет собой 6-разрядное значение, указывающее на тип сообщения (от 0 до 63), как показано в таблице B-24. Идентификатор типа сообщения передается старшими разрядами вперед.

3.5.3.4 Поле данных. Поле данных состоит из 212 двоичных разрядов, как определено в п. 3.5.6. Каждый параметр поля данных передается старшими разрядами вперед.

3.5.3.5 Проверка избыточным циклическим кодом (CRC). CRC-код в сообщении SBAS рассчитывается, как показано в разделе 3.9.

3.5.3.5.1 Длина CRC-кода k = 24 бит.

3.5.3.5.2 Образующий полином CRC-кода определяется следующим образом :

$$G(x) = x^{24} + x^{23} + x^{18} + x^{17} + x^{14} + x^{11} + x^{10} + x^{7} + x^{6} + x^{5} + x^{4} + x^{3} + x + 1 .$$

3.5.3.5.3 Информационное поле CRC, M(x), определяется как:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{226} m_i x^{226-i} = m_1 x^{225} + m_2 x^{224} + \ldots + m_{226} x^{0}.$$

3.5.3.5.4 Поле M(x) образуется из 8-разрядной преамбулы сообщения SBAS, 6-разрядного идентификатора типа сообщения и 212-разрядного поля данных. Двоичные разряды размещаются в том же порядке, как передаются со спутника SBAS, так чтобы m_1 соответствовал первому передаваемому разряду преамбулы, а m_{226} соответствовал 212-му разряду поля данных.

3.5.3.5.5 CRC-код из r-разрядов организуется таким образом, чтобы r_1 был первым передаваемым разрядом, а r_{24} – последним передаваемым разрядом.

Таблица В-23. PRN-коды SBAS

Номер PRN- кода	Задержка G2 (символы)	Первые 10 символов SBAS (в двоичном виде самый большой разряд слева представляет первый передаваемый символ)
120	145	0110111001
121	175	0101011110
122	52	1101001000
123	21	1101100101
124	237	0001110000
125	235	0111000001
126	886	0000001011
127	657	1000110000
128	634	0010100101
129	762	0101010111
130	355	1100011110
131	1 012	1010010110
132	176	1010101111
133	603	0000100110
134	130	1000111001
135	359	0101110001
136	595	1000011111
137	68	0111111000
138	386	1011010111
139	797	1100111010
140	456	0001010100
141	499	0011110110
142	883	0001011011
143	307	0100110101
144	127	0111001111
145	211	0010001111
146	121	1111100010
147	118	1100010010
148	163	1100100010
149	628	0101010011
150	853	0111011110
151	484	1110011101
152	289	0001011110

Номер PRN- кода	Задержка G2 (символы)	Первые 10 символов SBAS (в двоичном виде самый большой разряд слева представляет первый передаваемый символ)
153	811	0010111011
154	202	1000010110
155	1021	0000000011
156	463	1110111000
157	568	0110010100
158	904	0010011101

Таблица B-24. Типы передаваемых сообщений

Тип	Содержание
0	"Не использовать" (режим проверки SBAS)
1	Маска PRN
2–5	Быстрые поправки
6	Данные о целостности
7	Фактор деградации быстрых поправок
8	Не занято
9	Параметры дальномерной функции спутника GEO
10	Параметры деградации
11	Не занято
12	Параметры сдвига "сетевое время SBAS/UTC"
13–16	Не занято
17	Альманахи спутников GEO
18	Точечно-сеточные маски ионосферы
19–23	Не занято
24	Смешанные быстрые/долгосрочные поправки к погрешностям спутников
25	Долгосрочные поправки к погрешностям спутников
26	Поправки к задержкам в ионосфере
27	Служебное сообщение SBAS
28	Матрица ковариации времени и эфемерид
29–61	Не занято
62	Зарезервировано
63	Нулевое сообщение

3.5.4 СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ

3.5.4.1 Параметры маски PRN. Параметры маски PRN формируются следующим образом:

Номер PRN-кода: номер, который однозначно идентифицирует PRN-код спутника и связанные назначения, как показано в таблице B-25.

Номер PRN-кода	Кому распределен
1 – 37	GPS
38 – 61	Номер временного интервала ГЛОНАСС плюс 37
62 – 119	Не занято
120 – 158	SBAS
159 – 210	Не занято

Маска PRN: 210 значений маски PRN, которые соответствуют номерам PRN-кода спутников.

Маска устанавливает до 51 из 210 значений.

Примечание. Первый передаваемый разряд маски PRN соответствует PRN-коду номер 1.

Значение маски PRN: разряд в маске PRN, показывающий, предоставляются ли данные для соответствующего номера PRN-кода спутника (1–210).

Правило кодирования: 0 – данных нет;

1 – данные есть.

Номер маски PRN: номер последовательности (1–51) значений маски, установленный в маске PRN.

Примечание. Номер маски PRN равен "1" для наименьшего номера PRN спутника, для которого значение маски PRN равно "1".

Номер набора данных PRN (IODP): показатель, который связывает корректирующие данные с маской PRN.

Примечание. Параметры передаются в следующем сообщении:

a) маска PRN (состоящая из 210 значений маски PRN) в сообщении типа 1;

b) номер маски PRN в сообщениях типа 24, 25 и 28;

c) номер PRN-кода в сообщении типа 17;

d) признак IODP в сообщениях типа 1–5, 7, 24, 25 и 28.

3.5.4.2 Параметры дальномерной функции геостационарного спутника (GEO). Параметры дальномерной функции спутника GEO описываются следующим образом:

$t_{0,GEO}$: время привязки данных для дальномерной функции GEO, выраженное как время от полуночи текущих суток.

$\left[X_G Y_G Z_G\right]$: координаты GEO на момент $t_{0,GEO}$.

$\left[\dot{X}_G \dot{Y}_G \dot{Z}_G\right]$: скорость GEO на момент $t_{0,GEO}$.

$\left[\ddot{X}_G \ddot{Y}_G \ddot{Z}_G\right]$: ускорение GEO на момент $t_{0,GEO}$.

a_{Gf0}: сдвиг бортовой шкалы времени GEO относительно SNT, определенный на момент $t_{0,GEO}$.

a_{Gf1}: скорость дрейфа бортовой шкалы времени GEO относительно SNT.

Точность измерения дальности потребителем (URA): показатель среднеквадратической погрешности измерения дальности потребителем без учета влияния атмосферы, как определено в таблице B-26.

Примечание. Все параметры передаются в сообщении типа 9.

3.5.4.3 Параметры альманаха GEO. Параметры альманаха GEO определяются следующим образом:

Номер PRN-кодА: см. п. 3.5.4.1.

Исправность и состояние: индикация функций, выполняемых SBAS. Идентификаторы поставщика обслуживания приведены в таблице B-27.

Правило кодирования:	Разряд 0 (младший)	Измерение дальности	Вкл. (0)	Выкл. (1)
	Разряд 1	Точные поправки	Вкл. (0)	Выкл. (1)
	Разряд 2	Состояние спутников и основные поправки	Вкл. (0)	Выкл. (1)
	Разряд 3	Не занят		
	Разряды 4–7	Идентификатор поставщика обслуживания.		

Примечание. Идентификатор (ID) поставщика обслуживания 14 используется для GBAS и не применяется к SBAS.

$\left[X_{G,A}Y_{G,A}Z_{G,A}\right]$: координаты GEO на время $t_{almanac}$.

$\left[\dot{X}_{G,A}\dot{Y}_{G,A}\dot{Z}_{G,A}\right]$: скорость GEO на время $t_{almanac}$.

$t_{almanac}$: время привязки данных альманаха GEO, выраженное как время от полуночи текущих суток.

Примечание. Все параметры передаются в сообщении типа 17.

Таблица B-26. Точность измерения дальности потребителем

URA	Точность (rms)
0	2 м
1	2,8 м
2	4 м
3	5,7 м
4	8 м
5	11,3 м
6	16 м
7	32 м
8	64 м
9	128 м
10	256 м
11	512 м
12	1 024 м
13	2 048 м
14	4 096 м
15	"Не использовать"

Примечание. Значения URA 0–14 не используются в протоколах применения данных (п. 3.5.5). Бортовые приемники не будут использовать дальномерную функцию GEO, если URA указывает "Не использовать" (п. 3.5.8.3).

Таблица B-27. Идентификаторы поставщика обслуживания SBAS

Идентификатор	Поставщик обслуживания
0	WAAS
1	EGNOS
2	MSAS
3	GAGAN
4	СДКМ
5	BDSBAS
6	KASS
7	A-SBAS
8	ЮЖНАЯ PAN
9–13	Не занято
14, 15	Зарезервировано

3.5.4.4 ПЕРЕДАВАЕМЫЕ ПАРАМЕТРЫ СПУТНИКОВЫХ ПОПРАВОК

3.5.4.4.1 Долгосрочные поправки определяются следующим образом:

Признак набора данных (IOD_i): показатель, связывающий долгосрочные поправки для i-того спутника с эфемеридами, передаваемыми данным спутником.

Примечание 1. Для GPS признак IOD_i соответствует признаку IODE и 8 младшим разрядам признака IODC (пп. 3.1.1.3.1.4 и 3.1.1.3.2.2).

Примечание 2. Для ГЛОНАСС признак IODi указывает период времени, в течение которого должны использоваться данные ГЛОНАСС с данными SBAS. Эта информация содержится в двух полях, как указано в таблице B-28.

δx_i : поправка к эфемеридам для i-спутника по оси x.

δy_i : поправка к эфемеридам для i-спутника по оси y.

δz_i : поправка к эфемеридам для i-спутника по оси z.

$\delta a_{i,f0}$: временная поправка для i-спутника.

$\delta \dot{x}_i$: поправка к эфемеридам (скорости) i-спутника по оси x.

$\delta \dot{y}_i$: поправка к эфемеридам (скорости) для i-спутника по оси y.

$\delta \dot{z}_i$: поправка к эфемеридам (скорости) для i-спутника по оси z.

$\delta a_{i,f1}$: частотная поправка для i-спутника.

$t_{i,LT}$: время привязки параметров δx_i, δy_i, δz_i, $\delta a_{i,f0}$, $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$ и δa_{if1}, выраженное в секундах от полуночи текущих суток.

Код скорости: признак формата передаваемого сообщения (таблица B-48 и таблица B-49).

Правило кодирования: 0 – поправки $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$, $\delta a_{i,f1}$ не передаются;
1 – поправки $\delta \dot{x}_i$, $\delta \dot{y}_i$, $\delta \dot{z}_i$, $\delta a_{i,f1}$ передаются.

Примечание. Все параметры передаются в сообщениях типа 24 и 25.

Таблица B-28. IODi спутников ГЛОНАСС

MSB	LSB
Время действия (5 бит)	Время запаздывания (3 бита)

3.5.4.4.2 Параметры быстрых поправок определяются как:

Быстрая поправка (FCi): поправка к псевдодальности для i-го спутника, для быстро меняющихся погрешностей; отличается от поправок к тропосфере и ионосфере, добавляется к долговременной поправке.

Примечание. Приемник потребителя применяет тропосферные поправки отдельно (пп. 3.5.8.4.2 и 3.5.8.4.3).

Идентификатор типа быстрой поправки: признак (0, 1, 2, 3), показывающий, содержит ли сообщение типа 24 быструю поправку и данные о целостности, которые связаны с номерами маски PRN из сообщений типа 2, 3, 4 или 5 соответственно.

Признак набора данных для быстрых поправок (IODFj): показатель, связывающий параметры UDREIis с быстрыми поправками. Индекс j должен означать тип сообщения (j = 2–5), к которому применяется признак IODFj (идентификатор типа быстрой поправки +2).

Примечание. Идентификатор типа быстрой поправки передается в сообщении типа 24. Признак FCi передается в сообщениях типа 2–5 и 24. Признак IODFj передается в сообщениях типа 2–6 и 24.

3.5.4.5 Параметры целостности быстрых и долговременных поправок. Параметры целостности для быстрых и долговременных поправок определяются следующим образом:

$UDREI_i$: показатель, определяющий параметр ($\delta^2_{i,UDRE}$) для i-спутника, как описано в таблице B-29.

Дисперсия модели остаточных погрешностей времени и эфемерид ($\delta^2_{i,UDRE}$): дисперсия нормального распределения, связанного с дифференциальными дальномерными погрешностями потребителя для i-го спутника после применения быстрых и долговременных поправок, без учета влияния атмосферы, которая используется в расчетах горизонтального уровня защиты/уровня защиты по вертикали (п. 3.5.5.6).

Примечание. Все параметры передаются в сообщениях типа 2–6 и 24.

3.5.4.6 Параметры ионосферной коррекции. Параметры ионосферной коррекции определяются следующим образом:

Маска IGP: набор из 11 диапазонов масок IGP, определенный в таблице B-30.

Диапазон маски IGP: набор значений маски IGP, который соответствует всем точкам расположения IGP в одном из 11 диапазонов IGP, как определено в таблице B-30.

Значение маски IGP: разряд, показывающий, имеются ли в данном диапазоне IGP данные по соответствующей IGP.

Таблица 29. Оценка UDREIi

$UDREI_i$	$\sigma^2_{i,UDRE}$
0	0,0520 м^2
1	0,0924 м^2
2	0,1444 м^2
3	0,2830 м^2
4	0,4678 м^2
5	0,8315 м^2
6	1,2992 м^2
7	1,8709 м^2
8	2,5465 м^2
9	3,3260 м^2
10	5,1968 м^2
11	20,7870 м^2
12	230,9661 м^2
13	2 078,695 м^2
14	"Нет мониторинга"
15	"Не использовать"

Правило кодирования:

0 – данных нет;

1 – данные есть.

Число диапазонов IGP: число передаваемых диапазонов маски IGP.

Идентификатор диапазона IGP: число, идентифицирующее диапазон ионосферы, как определено в таблице B-30.

Идентификатор блока IGP: идентификатор блока IGP указывает на конкретный блок IGP. Блоки IGP определяются путем деления на группы по 15 в пределах маски диапазона IGP последовательности точек IGP, которые имеют значения маски IGP, равные "1". Блоки IGP нумеруются в порядке передачи значений маски IGP, начиная с "0".

Время действия (V): период времени, в течение которого используются данные об эфемеридах ГЛОНАСС (кодируются со сдвигом в 30 с), как указано в таблице B-31.

Время запаздывания (L): период времени с момента получения последних данных эфемерид ГЛОНАСС до передачи первого бита сообщения с долговременной поправкой на GEO(tltc), как указано в таблице B-32.

$IODI_k$: признак показывает, когда меняется маска k-диапазона IGP.

Оценка вертикальной задержки IGP: оценка задержки, вводимой для сигнала 1575,42 МГц, если он вертикально проходит ионосферу в данной точке IGP.

Правило кодирования: комбинация "111111111" означает "не использовать".

$GIVEI_i$: показатель, определяющий величину $\delta^2_{i,GIVE}$, как показано в таблице B-33.

Дисперсия модели остаточных ионосферных погрешностей ($\delta^2_{i,GIVE}$): дисперсия распределения обусловленного остаточными погрешностями ошибки ионосферы, если сигнал L1 проходит ионосферу в точке IGP вертикально.

Примечание. Все параметры передаются в сообщениях типа 18 и 26.

Таблица B-30. Координаты IGP и номера диапазонов

Координаты IGP		Порядок передачи в маске диапазона IGP
Диапазон 0		
180 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	1–28
175 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29–51
170 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52–78
165 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79–101
160 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102–128
155 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129–151
150 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152–178
145 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179–201
Диапазон 1		
140 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1–28
135 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	29–51
130 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	52–78
125 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79–101
120 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102–128
115 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129–151
110 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152–178
105 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179–201
Диапазон 2		
100 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1–27
95 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28–50
90 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	51–78
85 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79–101
80 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102–128
75 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129–151
70 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152–178
65 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179–201
Диапазон 3		
60 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1–27
55 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28–50
50 W	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51–78
45 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	79–101
40 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	102–128
35 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129 – 151

Координаты IGP		Порядок передачи в маске диапазона IGP
30 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152–178
25 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179–201
Диапазон 4		
20 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1–27
15 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28–50
10 W	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51–77
5 W	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78–100
0	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	101–128
5 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129–151
10 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152–178
15 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179–201
Диапазон 5		
20 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1–27
25 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28–50
30 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51–77
35 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78–100
40 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101–128
45 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	129–151
50 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	152–178
55 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179–201
Диапазон 6		
60 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1–27
65 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28–50
70 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51–77
75 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78–100
80 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101–127
85 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128–150
90 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N, 85N	151–178
95 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179–201
Диапазон 7		
100 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1–27
105 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28–50
110 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51–77
115 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78–100
120 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101–127
125 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128–150

Координаты IGP		Порядок передачи в маске диапазона IGP
130 E	85S, 75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	151–178
135 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	179–201
Диапазон 8		
140 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	1–27
145 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	28–50
150 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	51–77
155 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	78–100
160 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	101–127
165 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	128–150
170 E	75S, 65S, 55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N, 65N, 75N	151–177
175 E	55S, 50S, 45S, ..., 45N, 50N, 55N	178–200
Диапазон 9		
60 N	180W, 175W, 170W, …, 165E, 170E, 175E	1–72
65 N	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	73–108
70 N	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	109–144
75 N	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	145–180
85 N	180W, 150W, 120W, … , 90E, 120E, 150E	181–192
Диапазон 10		
60 S	180W, 175W, 170W, …, 165E, 170E, 175E	1–72
65 S	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	73–108
70 S	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	109–144
75 S	180W, 170W, 160W, …, 150E, 160E, 170E	145–180
85 S	170W, 140W, 110W, …, 100E, 130E, 160E	181–192

Таблица B-31. Время действия

Данные	Используемые биты	Диапазон значений	Разрешение
Время действия (V)	5	30–960 с	30 с

Таблица B-32. Время запаздывания

Данные	Используемые биты	Диапазон значений	Разрешение
Время запаздывания (L)	3	0–120 с	30 с

Таблица B-33. Оценка GIVEIi

$GIVEI_I$	$\sigma^2_{i,GIVE}$
0	0,0084 м^2
1	0,0333 м^2
2	0,0749 м^2
3	0,1331 м^2
4	0,2079 м^2
5	0,2994 м^2
6	0,4075 м^2
7	0,5322 м^2
8	0,6735 м^2
9	0,8315 м^2
10	1,1974 м^2
11	1,8709 м^2
12	3,3260 м^2
13	20,787 м^2
14	187,0826 м^2
15	"Нет мониторинга"

3.5.4.7 Параметры деградации. Параметры деградации во всех случаях их использования определяются следующим образом:

Показатель фактора деградации быстрых поправок (ai_i): показатель фактора деградации быстрых поправок (a_i) для i-го спутника представлен в таблице B-34.

Примечание. Показатель ai_i также используется для определения срока действия для быстрых поправок, как описано в п. 3.5.8.1.2.

Системное время запаздывания (t_{lat}): временной интервал между началом деградации быстрой поправки и опорным временем индикатора расчета дифференциальной дальности пользователя (UDREI).

B_{rrc}: параметр, определяющий границы шума и погрешности округления при вычислении деградации поправки к скорости изменения дальности, как описано в п. 3.5.5.6.2.2.

C_{ltc_lsb}: максимальная ошибка округления, определяемая разрешающей способностью передаваемых данных об орбите и времени.

C_{ltc_v1}: диапазон скоростных ошибок при максимальном расхождении по скорости пропущенных сообщений из-за различия в скорости изменения параметров орбиты и времени.

I_{ltc_v1}: интервал обновления долгосрочных поправок, если код скорости = 1 (п. 3.5.4.4.1).

C_{ltc_v0}: параметр, определяющий границы расхождения между двумя последовательными долгосрочными поправками для спутников с кодом скорости = 0.

I_{ltc_v0}: минимальный интервал обновления для долгосрочных сообщений, если код скорости = 0 (п. 3.5.4.4.1).

C_{GEO_lsb}: максимальная ошибка округления, определяемая разрешающей способностью данных об орбите и времени.

C_{GEO_v}: диапазон скоростной ошибки при максимальном расхождении по скорости пропущенных сообщений из-за различия в скорости изменения данных об орбите и времени.

I_{GEO}: интервал обновления для дальномерных сообщений GEO.

C_{er}: диапазон остаточной погрешности, связанный с использованием данных за пределами интервала времени для точного захода на посадку/захода на посадку с вертикальным наведением.

C_{iono_step}: диапазон разностей между последовательными значениями задержек в ионосферной сетке.

I_{iono}: минимальный интервал обновления для сообщений с ионосферными поправками.

$C_{iono\ ramp}$: скорость изменения ионосферных поправок.

RSS_{UDRE} : признак квадратичного суммирования для разностей быстрых и долгосрочных поправок.

Правило кодирования: 0 – разности поправок суммируются линейно;

1 – квадраты разностей поправок складываются под квадратным корнем.

RSS_{iono}: признак квадратичного суммирования для разностей ионосферных поправок.

Правило кодирования: 0 – разности поправок суммируются линейно;

1 – квадраты разностей поправок складываются под квадратным корнем.

$C_{covariance}$: математический член, который используется для компенсации влияния квантования при применении сообщения типа 28.

Примечание 1. Параметры ai_i и t_{lat} передаются в сообщении типа 7. Все остальные параметры передаются в сообщении типа 10.

Примечание 2. Если сообщение типа 28 не передается, параметр $C_{covariance}$ не применяется.

Таблица B-34. Фактор деградации быстрых поправок

Показатель фактора деградации быстрых поправок (ai_i)	Фактор деградации быстрых поправок (a_i)
0	0,0 мм/с^2
1	0,05 мм/с^2
2	0,09 мм/с^2
3	0,12 мм/с^2
4	0,15 мм/с^2
5	0,20 мм/с^2
6	0,30 мм/с^2
7	0,45 мм/с^2
8	0,60 мм/с^2
9	0,90 мм/с^2

Показатель фактора деградации быстрых поправок (ai_i)	Фактор деградации быстрых поправок (a_i)
10	1,50 мм/с^2
11	2,10 мм/с^2
12	2,70 мм/с^2
13	3,30 мм/с^2
14	4,60 мм/с^2
15	5,80 мм/с^2

3.5.4.8 Параметры времени. Параметры времени во всех случаях их использования определяются следующим образом:

Идентификатор стандарта UTC: указывает на опорный источник получения UTC, как определено в таблице B-35.

Отсчет времени в GPS-неделе: количество секунд, истекших с момента перехода от предыдущей GPS-недели к текущей (данный параметр подобен GPS-параметру в п. 3.1.1.2.6.1, но с разрешающей способностью 1 с).

Номер GPS-недели (отсчет недели): см. п. 3.1.1.2.6.2.

Индикатор ГЛОНАСС: признак, показывающий, передаются ли параметры времени ГЛОНАСС.

Правило кодирования: 0 – параметры времени ГЛОНАСС не предоставляются;

1 – параметры времени ГЛОНАСС предоставляются.

Сдвиг системного времени ГЛОНАСС ($\delta a_{i,\,GLONASS}$): параметр, обозначающий стабильную часть сдвига между системным временем ГЛОНАСС и сетевым временем SBAS.

Примечание. Если SBAS не обеспечивает работу ГЛОНАСС, $\delta a_{i,\,GLONASS}$ не применяется.

Параметры UTC: A_{1SNT}, A_{0SNT}, t_{0t}, WN_t, Δt_{LS}, WN_{LSF}, DN и Δt_{LSF} такие же, как описаны в п. 3.1.1.3.3.6, за тем исключением, что параметры SBAS связывают сетевое время с UTC, а не с временем GPS.

Примечание. Все параметры передаются в сообщении типа 12.

3.5.4.9 Параметры региона обслуживания. Параметры региона обслуживания определяются следующим образом:

Признак набора данных обслуживания (IODS): индикация изменения обслуживания, обеспечиваемого в регионе.

Количество сообщений обслуживания: количество переданных различных сообщений обслуживания SBAS типа 27. (Значение кодируется со сдвигом на 1.)

Номер сообщения обслуживания: последовательный номер, идентифицирующий определенное сообщение в передаваемой в настоящее время последовательности сообщений типа 27 (от 1 до кодированного со сдвигом на 1 количества сообщений обслуживания).

Количество регионов: число регионов обслуживания, для которых передаются координаты в данном сообщении.

Код приоритета: индикация для определения приоритета сообщения двух перекрывающихся регионов. Сообщение с большим кодом имеет приоритет. Если коды приоритетов равны, то приоритетным считается сообщение с меньшим δUDRE.

Внутренний индикатор δUDRE: отображение коэффициента деградации (δUDRE) регионального

UDRE, применимое при проведении местоопределений внутри любого региона, определенного в данном сообщении, в соответствии с таблицей B-36.

Внешний индикатор δUDRE: отображение коэффициента деградации (δUDRE) регионального UDRE, применимое при проведении местоопределений вне всех регионов, определенных во всех текущих сообщениях типа 27, в соответствии с таблицей B-36.

Таблица B-35. Идентификатор стандарта UTC

Идентификатор стандарта UTC	Стандарт UTC
0	Время UTC, находящееся в ведении Исследовательской лаборатории связи (Токио, Япония)
1	Время UTC, находящееся в ведении Национального института стандартов и технологий США
2	Время UTC, находящееся в ведении Военно-морской обсерватории США
3	Время UTC, находящееся в ведении Международного бюро мер и весов
4	Время UTC, находящееся в ведении Европейской лаборатории
5	Время UTC, находящееся в ведении Центра государственной службы времени, Академия наук Китая
6	Не занято
7	UTC не передается

Таблица B-36. Индикатор оценки δUDRE

Индикатор δUDRE	δUDRE
0	1
1	1,1
2	1,25
3	1,5
4	2
5	3
6	4
7	5
8	6
9	8
10	10
11	20
12	30
13	40
14	50
15	100

Координата широты: широта одного из углов региона.

Координата долготы: долгота одного из углов региона.

Форма региона: индикация, показывающая, является ли регион треугольным или четырехугольным.

Правило кодирования: 0 – треугольный;

1 – четырехугольный.

Примечание 1. Координата 3 имеет широту координаты 1 и долготу координаты 2. Если регион является четырехугольным, то координата 4 имеет широту координаты 2 и долготу координаты 1. Граница региона формируется посредством соединения координат в последовательности 1-2-3-1 (треугольник) или 1-2-3-4-1 (четырехугольник). Сегменты границы имеют или постоянную широту, или постоянную долготу, либо постоянный наклон в градусах широты на градус долготы. Изменение долготы или широты вдоль любого сегмента границы между двумя координатами составляет менее ±180º.

Примечание 2. Все параметры передаются в сообщении типа 27.

3.5.4.10 Параметры матрицы ковариации времени и эфемерид. Параметрами матрицы ковариации времени и эфемерид являются следующие:

Номер маски PRN: см. п. 3.5.4.1.

Экспонента масштаба: параметр для расчета масштабного коэффициента, используемого для кодирования элементов факторизации Холеского.

Элементы факторизации Холеского (E_{ij}): элементы верхней треугольной матрицы, которая сжимает информацию в ковариационную матрицу времени и эфемерид. Эти элементы используются для расчета коэффициента деградации (δUDRE) расчета дифференциальной дальности пользователя (UDRE) в зависимости от местоположения пользователя.

3.5.5 ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОТОКОЛОВ ПРИМЕНЕНИЯ ДАННЫХ

Примечание. В данном разделе даны определения не передаваемых параметров, используемых небортовыми или бортовыми элементами. Эти параметры, необходимые для обеспечения взаимодействия SBAS, используются для того, чтобы определить навигационное решение и его целостность (уровни защиты).

3.5.5.1 КООРДИНАТЫ И ВРЕМЯ GEO

3.5.5.1.1 Оценка координат GEO. Оценка координат GEO на любой момент времени t_k :

$$\begin{bmatrix} \hat{X}_G \\ \hat{Y}_G \\ \hat{Z}_G \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} X_G \\ Y_G \\ Z_G \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{X}_G \\ \dot{Y}_G \\ \dot{Z}_G \end{bmatrix} \left(t - t_{0,GEO}\right) + \frac{1}{2} \begin{bmatrix} \ddot{X}_G \\ \ddot{Y}_G \\ \ddot{Z}_G \end{bmatrix} \left(t - t_{0,GEO}\right)^2.$$

3.5.5.1.2 Коррекция времени GEO. Коррекция бортового времени i-го спутника GEO SBAS выполняется в соответствии со следующим уравнением:

$$t = t_G - \Delta t_G ,$$

где t – сетевое время SBAS;

t_G – бортовое время GEO на момент передачи сообщения;

Δt_G – поправка к бортовому времени GEO.

3.5.5.1.2.1 Поправка к бортовому времени GEO (Δt_G) на любой момент времени t определяется как:

$$\Delta t_G = a_{Gf0} + a_{Gf1}(t - t_{0,GEO}),$$

где $(t - t_{0,GEO})$ корректируется при переходе через сутки.

3.5.5.2 ДОЛГОСРОЧНЫЕ ПОПРАВКИ

3.5.5.2.1 Коррекция времени GPS. Коррекция времени для i-го спутника GPS выполняется в соответствии со следующим уравнением:

$$t = t_{SV,i} - [(\Delta(_{SV,i})_{L1} + \delta\Delta t_{SV,i}],$$

где t – сетевое время SBAS;
$t_{SV,i}$ – бортовое время спутника GPS на момент передачи сообщения;
$(\Delta t_{SV,i})_{L1}$ – поправка к бортовому времени (фазе PRN-кода), как определено в п. 3.1.2.2;
$\delta\Delta t_{SV,i}$ – коррекция поправки к бортовому времени.

3.5.5.2.1.1 Коррекция временного сдвига кода ($\delta\Delta t_{SV,i}$) для i-го спутника GPS или SBAS на любой момент времени t_k в текущих сутках:

$$\delta\Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,f0} + \delta a_{i,f1}(t_k - t_{i,LT}).$$

3.5.5.2.2 Коррекция времени ГЛОНАСС. Коррекция времени для i-го спутника ГЛОНАСС выполняется в соответствии со следующим уравнением:

$$t = t_{SV,i} + \tau_n(t_b) - \gamma_n(t_b)(t_{SV,i} - t_b) - \delta\Delta t_{SV,i},$$

где t – сетевое время SBAS;
$t_{SV,i}$ – бортовое время спутника ГЛОНАСС на момент передачи сообщения;
t_b, $\tau_n(t_b)$, $\gamma_n(t_b)$ – параметры времени ГЛОНАСС, определенные в п. 3.2.2.2;
$\delta\Delta t_{SV,i}$ – коррекция сдвига фазы кода.

Коррекция сдвига фазы кода $\delta\Delta t_{SV,i}$ для i-спутника ГЛОНАСС определяется как:

$$\delta\Delta t_{SV,i} = \delta a_{i,f0} + \delta a_{i,f1}\,(t - t_{i,LT}) + \delta a_{i,GLONASS},$$

где $(t - t_{i,LT})$ корректируется при переходе через сутки. Если код скорости = 0, то $\delta a_{i,f1} = 0$.

3.5.5.2.3 Коррекция координат спутника. Скорректированный в системе SBAS вектор для i-го спутника основной орбитальной системы (систем) на момент времени t определяется как:

$$\begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix}_{corrected} = \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta x_i \\ \delta y_i \\ \delta z_i \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta\dot{x}_i \\ \delta\dot{y}_i \\ \delta\dot{z}_i \end{bmatrix}(t - t_{i,LT}),$$

где $(t - t_{i,LT})$ – корректируется при переходе через сутки;

$[x_i\ y_i\ z_i]^T$ – вектор положения спутника основной орбитальной системы (систем), как определено в пп. 3.1.2.3, 3.2.2.3 и 3.5.5.1.1.

Если код скорости = 0, то $[\delta\dot{x}_i\ \ \delta\dot{y}_i\ \ \delta\dot{z}_i]^T = [0\quad 0\quad 0]^T$.

3.5.5.3 Поправки к псевдодальностям. Скорректированная псевдодальность на момент времени t для i-го спутника определяется следующим образом:

$$PR_{i,corrected} = PR_i + FC_i + RRC_i\,(t - t_{i,0f}) + IC_i + TC_i\,,$$

где PR_i – измеренная псевдодальность после применения поправок к бортовому времени спутника;
FC_i – быстрая поправка;
RRC_i – поправка к скорости изменения дальности;
IC_i – ионосферная коррекция;
TC_i – тропосферная коррекция (отрицательная величина, учитывающая задержку в тропосфере);
$t_{i,0f}$ – время привязки самых последних быстрых поправок, которое является началом секундной эпохи SNT, совпадающей с моментом передачи на спутник SBAS первого символа блока сообщений.

3.5.5.4 Поправки к скорости изменения дальности (RRC). Поправка к скорости изменения дальности для i-го спутника определяется следующим образом:

$$RRC_i = \begin{cases} \dfrac{FC_{i,current} - FC_{i,previous}}{t_{i,0f} - t_{i,0f_previous}}, \text{если } a_i \neq 0 \\ 0, \quad \text{в противном случае } a_i = 0, \end{cases}$$

где $FC_{i,current}$ – самая последняя быстрая поправка;
$FC_{i,previous}$ – предыдущая быстрая поправка;
$t_{i,0f}$ – время привязки $FC_{i,current}$;
$t_{i,0f_previous}$ – время привязки $FC_{i,previous}$;
a_i – фактор деградации быстрых поправок (см. таблицу B-34).

3.5.5.5 ПЕРЕДАВАЕМЫЕ ИОНОСФЕРНЫЕ ПОПРАВКИ

3.5.5.5.1 Координаты точки прокалывания ионосферы (IPP). Координаты точки прокалывания ионосферы определяются как координаты точки пересечения сегмента линии приемник – спутник с эллипсоидом, имеющим постоянную высоту 350 км над эллипсоидом WGS-84. Эти координаты определяются в единицах широты (φ_{pp}) и долготы (λ_{pp}) WGS-84.

3.5.5.5.2 Ионосферные поправки. Ионосферная поправка для i-го спутника определяется как:

$$IC_i = -F_{pp}\,\tau_{vpp}\,,$$

где F_{pp} – коэффициент отклонения $= \left[1 - \left(\dfrac{R_e \cos\theta_i}{R_e + h_I}\right)^2\right]^{-\frac{1}{2}}$;

τ_{vpp} – интерполированная оценка вертикальной ионосферной задержки (п. 3.5.5.5.3);
R_e = 6 378,1363 км;
θ_i – угол места *i*-го спутника;
h_I = 350 км.

Примечание. Для спутников ГЛОНАСС ионосферная поправка (IC_i) должна умножаться на квадрат отношения частот ГЛОНАСС и GPS ($f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.5.5.3 Интерполированная оценка вертикальной ионосферной задержки

Когда для интерполяции используются четыре точки, интерполированная оценка вертикальной ионосферной задержки на широте φ_{pp} и долготе λ_{pp} равна:

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^{4} W_k \tau_{vk},$$

где τ_{vk} – передаваемые значения вертикальной задержки сеточно-точечной модели на k-ом углу сетки IGP, как показано на рис. B-13.

$W_1 = x_{pp}\, y_{pp};$
$W_2 = (1 - x_{pp})\, y_{pp};$
$W_3 = (1 - x_{pp})\,(1 - y_{pp});$
$W_4 = x_{pp}\,(1 - y_{pp}).$

3.5.5.5.3.1 Для точек IPP между N85° и S85°:

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_1}{\lambda_2 - \lambda_1};$$

$$y_{pp} = \frac{\phi_{pp} - \phi_1}{\phi_2 - \phi_1},$$

где λ_1 – долгота IGP к западу от IPP;

λ_2 – долгота IGP к востоку от IPP;

φ_1 – широта IGP к югу от IPP;

φ_2 – широта IGP к северу от IPP.

Примечание. Если λ_1 и λ_2 пересекают 180о долготы, то при расчете x_{pp} учитывается разрыв в значениях долготы.

3.5.5.5.3.2 Для точек IPP севернее N85º или южнее S85º:

$$y_{pp} = \frac{|\phi_{pp}| - 85°}{10°};$$

$$x_{pp} = \frac{\lambda_{pp} - \lambda_3}{90°} \times (1 - 2y_{pp}) + y_{pp},$$

где λ_1 – долгота второй IGP восточнее данной IPP;

λ_2 – долгота второй IGP западнее данной IPP;

λ_3 – долгота ближайшей IGP западнее IPP;

λ_4 – долгота ближайшей IGP восточнее IPP.

Когда для интерполяции используются три точки, интерполированная вертикальная ионосферная задержка оценивается как:

3.5.5.5.3.3 Для точек между 75ºS и 75ºN:

$$\tau_{vpp} = \sum_{k=1}^{3} W_k \tau_{vk},$$

где $W_1 = y_{pp};$
$W_2 = 1 - x_{pp} - y_{pp};$
$W_3 = x_{pp}.$

3.5.5.5.3.4 x_{pp} и y_{pp} рассчитываются как для 4-точечной интерполяции, за исключением того, что λ_1 и φ_1 всегда являются долготой и широтой IGP2, а λ_2 и φ_2 – другие широта и долгота. IGP2 всегда является противоположной гипотенузе вершиной треугольника, определенного

данными тремя точками; IGP1 имеет такую же долготу, как и IGP2, а IGP3 имеет такую же широту, как IGP2 (пример показан на рис. B-14).

3.5.5.5.3.5 Трехточечная интерполяция не поддерживается для точек севернее 75ºN и южнее 75ºS.

3.5.5.5.4 Выбор точек ионосферной сетки (IGP). Ниже приводится протокол для выбора точек ионосферной сетки:

a) Для IPP между N60° и S60°:

1) если четыре точки IGP, определяющие вокруг IPP ячейку 5 на 5o, установлены в маске IGP в " 1", то выбираются они; иначе,

2) если любые три точки IGP, определяющие вокруг IPP треугольник 5 на 5o, установлены в маске IGP в "1", то выбираются они; иначе,

3) если любые четыре точки IGP, определяющие вокруг IPP ячейку 10 на 10º, установлены в "1", то выбираются они; иначе,

4) если любые три точки IGP, определяющие вокруг IPP треугольник 10 на 10º, установлены в маске IGP в "1", то выбираются они; иначе,

5) ионосферная коррекция недоступна.

b) Для точек IPP между N60° и N75° или между S60° и S75°:

1) если четыре точки IGP, определяющие вокруг IPP ячейку размером 5º по широте на 10º по долготе вокруг IPP, установлены в маске IGP в "1", то выбираются они; иначе,

2) если любые три точки IGP, определяющие вокруг IPP треугольник размером 5º по широте на 10º по долготе, установлены в маске IGP в "1", то выбираются они; иначе,

3) если любые четыре точки IGP, определяющие вокруг IPP ячейку 10 на 10º, установлены в маске IGP в "1", то выбираются они; иначе,

4) если любые три точки IGP, определяющие вокруг IPP треугольник 10 на 10º, установлены в маске IGP в "1", то выбираются они; иначе,

5) ионосферная коррекция недоступна.

c) Для IPP между N75° и N85° или между S75° и S85°:

1) если две ближайшие к 75° точки IGP или две ближайшие к 85° точки IGP (разделенные на 30º по долготе, если используется диапазон 9 или 10, а в остальных случаях разделенные на 90º) установлены в маске IGP в "1", то формируется ячейка 10 на 10° путем линейной интерполяции между точками IGP на 85° для получения виртуальных точек IGP на долготах, равных долготам точек IGP на 75°; иначе

2) ионосферная коррекция недоступна.

d) Для IPP севернее N85°:

1) если четыре точки IGP на широте N85° и долготах W180º, W90º, 0º и E90º установлены в маске IGP в"1", то выбираются они; иначе

2) ионосферная коррекция недоступна.

e) Для IPP южнее S85°:

1) если четыре точки IGP на широте S85° и долготах W140º, W50º, E40º и E130º установлены в маске IGP в "1", то выбираются они; иначе

2) ионосферная коррекция недоступна.

Примечание. Данный алгоритм выбора основан только на данных, имеющихся в маске, без учета того, осуществляется ли мониторинг выбранных точек или они вообще не используются. Если любая из выбранных точек идентифицирована признаком "Не использовать", то ионосферная коррекция недоступна. Если выбраны четыре точки IGP и одна из них идентифицирована признаком "Нет мониторинга", тогда используется 3-точечная интерполяция, при условии, что точка IPP находится внутри треугольной области, для которой имеются три поправки.

3.5.5.6 Уровни защиты. Горизонтальный уровень защиты (HPL) и уровень защиты по вертикали (VPL) определяются следующим образом:

$$HPL_{SBAS} = \begin{cases} K_{H,NPA} \times d_{major} \\ K_{H,PA} \times d_{major} \end{cases},$$

начиная от полета на маршруте до неточного захода на посадку (NPA) включительно;
для точного захода на посадку и захода на посадку с вертикальным наведением (APV)

$$VPL_{SBAS} = K_{V,PA} \times d_V,$$

где $d_v^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{v,i}^2 \sigma_i^2$ дисперсия модели распределения, которая включает истинное распределение погрешности по вертикальной оси;

$$d_{major} = \sqrt{\frac{d_x^2 + d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}},$$

где $d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_i^2$ – дисперсия модели распределения, которая включает истинное распределение погрешности по оси x;

$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_i^2$ – дисперсия модели распределения, которая включает истинное распределение погрешности по оси y;

$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_i^2$ – ковариация моделей распределения по осям x и y,

где $s_{x,i}$ – частная производная по "x" погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i-го спутника;

$s_{y,i}$ – частная производная по "y" погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i-го спутника;

$s_{v,i}$ – частная производная по вертикали погрешности положения относительно погрешности псевдодальности для i-го спутника;

$\sigma_i^2 = \sigma_{i,flt}^2 + \sigma_{i,UIRE}^2 + \sigma_{i,air}^2 + \sigma_{i,tropo}^2$.

Дисперсии ($\sigma^2_{i,flt}$ и $\sigma^2_{i,UIRE}$) определены в пп. 3.5.5.6.2 и 3.5.5.6.3.1. Параметры ($\sigma^2_{i,air}$ и $\sigma^2_{i,tropo}$) определяются бортовыми элементами (пп. 3.5.8.4.2 и 3.5.8.4.3).

Оси x и y лежат в локальной горизонтальной плоскости, а ось v представляет собой локальную вертикаль.

Для общего случая решения навигационной задачи методом наименьших квадратов проекционная матрица S имеет вид:

$$S \equiv \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = \left(G^T \times W \times G\right)^{-1} \times G^T \times W,$$

где $G_i = \left[-\cos El_i \cos Az_i \quad -\cos El_i \sin Az_i \quad -\sin El_i \quad 1\right]$ = i-й столбец матрицы G;

$$W^{-1} = \begin{bmatrix} w_1 & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & w_2 & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & w_i \end{bmatrix};$$

El_i – угол места i-го дальномерного источника (в градусах);
Az_i – азимут i-го дальномерного источника, измеренный против часовой стрелки от оси x (в градусах);
w_i – весовой коэффициент, соответствующий спутнику $i = \sigma^2_i$.

Примечание 1. Для удобочитаемости индекс i в уравнении проекционной матрицы опущен.

Примечание 2. Для получения решения методом наименьших квадратов без использования весовых коэффициентов весовая матрица задается единичной ($w_i = 1$).

3.5.5.6.1 Определение значений K. Значения K определяются следующим образом:

$$K_{H,NPA} = 6{,}18;$$

$$K_{H,PA} = 6{,}0;$$

$$K_{V,PA} = 5{,}33.$$

3.5.5.6.2 Определение модели погрешностей быстрых и долгосрочных поправок. Если применяются быстрые поправки и долгосрочные поправки/параметры дальности GEO, а также параметры деградации, то:

$$\sigma^2_{i,flt} = \begin{cases} \left[(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE}) + \varepsilon_{fc} + \varepsilon_{rrc} + \varepsilon_{ltc} + \varepsilon_{er}\right]^2, \text{ если } RSS_{UDRE} = 0 \text{ (сообщение типа 10)} \\ \left[(\sigma_{i,UDRE})(\delta_{UDRE})\right]^2 + \varepsilon^2_{fc} + \varepsilon^2_{rrc} + \varepsilon^2_{ltc} + \varepsilon^2_{er}, \text{ если } RSS_{UDRE} = 1 \text{ (сообщение типа 10)} \end{cases},$$

где: если используется сообщение типа 27, δ_{UDRE} – показатель конкретного региона, как определено в разделе 3.5.4.9;

если используется сообщение типа 28, δ_{UDRE} – показатель конкретного спутника, как определено в разделе 3.5.5.6.2.5;

если не используется никакое сообщение, $\delta_{UDRE} = 1$.

Если быстрые поправки и долгосрочные поправки/параметры дальности GEO применяются, но параметры деградации не используются:

$$\sigma^2_{i,flt} = [(\sigma_{i,UDRE})\,(\delta_{UDRE}) + 8 \text{ м}]^2.$$

3.5.5.6.2.1 Деградация быстрых поправок. Параметр деградации для быстрых поправок имеет вид:

$$\varepsilon_{fc} = a\,\frac{(t - t_u + t_{lat})^2}{2},$$

где t – текущее время;

t_u – (опорное время $UDREI_i$): если $IODF_j \neq 3$, то это время начала 1-секундной эпохи SNT, которое совпадает с началом передачи блока сообщений, содержащего самые последние данные $UDREI_i$ (сообщения типа 2–6 или 24), которые совпадают с $IODF_j$ используемой быстрой поправки. Если $IODF_j = 3$, то это время начала 1-секундной эпохи SNT, совпадающей с началом передачи сообщения, которое содержит быструю поправку для *i*-го спутника;

t_{lat} – (как определено в п. 3.5.4.7).

Примечание. Для параметров UDRE, передаваемых в сообщениях типа 2–5 и 24, tu равно времени привязки быстрых поправок, поскольку они передаются в тех же самых сообщениях. Для параметров UDRE, передаваемых в сообщении типа 6, и если IODF = 3, t_u также равно времени привязки быстрых поправок (t_{of}). Для параметров UDRE, передаваемых в сообщениях типа 6 при IODF ≠ 3, t_u определяется как время передачи первого бита сообщения типа 6 на спутник GEO.

3.5.5.6.2.2 Деградация поправок к скорости изменения дальности

3.5.5.6.2.2.1 Если RRC = 0, то $\varepsilon_{rrc} = 0$.

3.5.5.6.2.2.2 Если RRC ≠ 0 и IODF ≠ 3, то параметр деградации для быстрых поправок имеет вид:

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, & \text{если } (IODF_{current} - IODF_{previous}) MOD\, 3 = 1 \\ \left(\frac{aI_{fc}}{4} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t}\right)(t - t_{0f}), & \text{если } (IODF_{current} - IODF_{previous}) MOD\, 3 \neq 1 \end{cases}.$$

3.5.5.6.2.2.3 Если RRC ≠ 0 и IODF = 3, то параметр деградации для данных о скорости изменения дальности имеет вид:

$$\varepsilon_{rrc} = \begin{cases} 0, & \text{если } \left|\Delta t - \frac{I_{fc}}{2}\right| = 0 \\ \left(\frac{a\left|\Delta t - \frac{I_{fc}}{2}\right|}{2} + \frac{B_{rrc}}{\Delta t}\right)(t - t_{0f}), & \text{если } \left|\Delta t - \frac{I_{fc}}{2}\right| \neq 0 \end{cases}$$

где t – текущее время;
$IODF_{current}$ – параметр IODF, соответствующий самой последней быстрой поправке;
$IODF_{previous}$ – параметр IODF, соответствующий предыдущей быстрой поправке;
Δt – $t_{i,0f} - t_{i,0f_previous}$;
I_{fc} – срок действия быстрых поправок для потребителя.

3.5.5.6.2.3 Деградация долгосрочных поправок

3.5.5.6.2.3.1 Спутники основной(ых) орбитальной(ых) системы (систем)

1.5.5.6.2.6.1.1 Для кода скорости = 1 параметр деградации для долгосрочной поправки i-го спутника имеет вид:

$$\varepsilon_{ltc} = \begin{cases} 0, & \text{если } t_{i,LT} < t < t_{i,LT} + I_{ltc_v1} \\ C_{ltc_lsb} + C_{ltc_v1} \max\left(0, t_{i,LT} - t, t - t_{i,LT} - I_{ltc_v1}\right), & \text{в остальных случаях.} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.3.1.2 Для кода скорости = 0 параметр деградации для долгосрочных поправок определяется как:

$$\varepsilon_{ltc} = C_{ltc_v0}\left[\frac{t - t_{ltc}}{I_{ltc_v0}}\right],$$

где t – текущее время;
t_{ltc} – время передачи первого бита сообщения долгосрочной коррекции на GEO;
$[x]$ – наибольшее целое, меньшее x.

3.5.5.6.2.3.2 Спутники GEO. Параметр деградации для долгосрочных поправок имеет вид:

$$\varepsilon_{ltc} = \begin{cases} 0, & \text{если } t_{0,GEO} < t < t_{0,GEO} + I_{GEO} \\ C_{geo_lsb} + C_{geo_v} \max\left(0, t_{0,GEO} - t, t - t_{0,GEO} - I_{geo}\right), & \text{в остальных случаях,} \end{cases}$$

где t – текущее время.

Примечание. В том случае, если на спутнике GEO используются долгосрочные поправки, применяется параметр деградации долгосрочной коррекции, а параметр деградации навигационного сообщения GEO не применяется.

3.5.5.6.2.4 Деградация для этапов, начиная от полета на маршруте до неточного захода на посадку:

$$\varepsilon_{er} = \begin{cases} 0, & \text{если срок действия быстрых и долгосрочных поправок не истек для точного захода на посадку/ захода на посадку с вертикальным наведением;} \\ C_{er,} & \text{если истек срок действия быстрых или долгосрочных поправок для точного захода на посадку/ захода на посадку с вертикальным наведением.} \end{cases}$$

3.5.5.6.2.5 Коэффициент деградации UDRE рассчитывается по данным сообщения типа 28. δUDRE:

$$\delta_{UDRE} = \sqrt{I^T \cdot C \cdot I} + \varepsilon_c ,$$

где

$$I = \begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \\ 1 \end{bmatrix},$$

$\begin{bmatrix} i_x \\ i_y \\ i_z \end{bmatrix}$ = единичный вектор от пользователя до спутника в кадре координат ECEF WGS-84;

$C = R^T \cdot R;$

$\varepsilon_C = C_{covariance} \cdot SF;$

$SF = 2^{\text{scale exponent}-5};$

$R = E \cdot SF;$

$$E = \begin{bmatrix} E_{1,1} & E_{1,2} & E_{1,3} & E_{1,4} \\ 0 & E_{2,2} & E_{2,3} & E_{2,4} \\ 0 & 0 & E_{3,3} & E_{3,4} \\ 0 & 0 & 0 & E_{4,4} \end{bmatrix}.$$

3.5.5.6.3 Определение модели погрешностей ионосферной коррекции

3.5.5.6.3.1 Передаваемые ионосферные поправки. Если применяются ионосферные поправки SBAS, то параметр σ^2_{UIRE} имеет вид:

$$\sigma^2_{UIRE} = F^2_{pp} \times \sigma^2_{UIVE},$$

где F_{pp} – (как определено в п. 3.5.5.5.2);

$\sigma^2_{UIVE} = \sum_{n=1}^{4} W_n \cdot \sigma^2_{n,ionogrid}$ или $\sigma^2_{UIVE} = \sum_{n=1}^{3} W_n \cdot \sigma^2_{n,ionogrid}$,

причем используются те же самые весовые коэффициенты для точек прокалывания ионосферы (Wn) и сетевые точки, которые выбраны для ионосферной коррекции (п. 3.5.5.5).

Если используются параметры деградации, то для каждой сетевой точки имеет место:

$$\sigma^2_{n,ionogrid} = \begin{cases} (\sigma_{n,GIVE} + \varepsilon_{iono})^2, & \text{если } RSS_{iono} = 0 \text{ (Type 10 message)} \\ \sigma^2_{n,GIVE} + \varepsilon^2_{iono}, & \text{если } RSS_{iono} = 1 \text{ (Type 10 message)} \end{cases}$$

где $\varepsilon_{iono} = C_{iono_step}\left[\frac{t - t_{iono}}{I_{iono}}\right] + C_{iono_ramp}(t - t_{iono})$;

t – текущее время;
t_{iono} – время передачи первого бита сообщения ионосферной коррекции на GEO;
$[x]$ – наибольшее целое, меньшее x.

Если параметры деградации не используются, то для каждой сетевой точки имеет место:

$$\sigma_{n,ionogrid} = \sigma_{n,GIVE}$$

Примечание. Для спутников ГЛОНАСС параметры s_{GIVE} и ε_{iono} умножаются на квадрат отношения частот ГЛОНАСС и GPS $(f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.5.6.3.2 Ионосферные поправки. Если ионосферные поправки SBAS не применяются, то параметр σ^2_{UIRE} имеет вид:

$$\sigma^2_{UIRE} = MAX\left\{\left(\frac{T_{iono}}{5}\right)^2, (F_{pp} \cdot \tau_{vert})^2\right\},$$

где T_{iono} – задержка в ионосфере по результатам оценки с помощью выбранной модели (GPS-коррекция или другая модель);
F_{pp} – (как определено в п. 3.5.5.5.2);

$$\tau_{vert} = \begin{cases} 9\text{ m}, & 0 \le |\phi_{pp}| \le 20 \\ 4.5\text{ m}, & 20 < |\phi_{pp}| \le 55; \text{ and} \\ 6\text{ m}, & 55 < |\phi_{pp}| \end{cases}$$

ϕ_{pp} – широта точки прокалывания ионосферы.

3.5.6 ТАБЛИЦЫ СООБЩЕНИЙ

Каждое сообщение SBAS кодируется в соответствии с установленным форматом сообщений, определенным в таблицах B-37 – B-53. Все описанные в данных таблицах параметры содержат знаковый разряд, передаваемый в старшем разряде.

Примечание. Диапазон передаваемых параметров меньше приводимого в таблицах, так как максимальное положительное значение ограничивается значением, представленным в таблице, минус разрешающая способность.

Таблица B-37. Сообщение типа 0. "Не использовать"

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Не занято	212	—	—

Таблица B-38. Сообщение типа 1. Маска PRN

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Для каждого из 210 номеров PRN-кода			
Значение маски	1	0 или 1	1
IODP	2	0–3	1

Примечание. Все параметры определены в п. 3.5.4.1.

Таблица B-39. Сообщения типов 2–5. Быстрые поправки

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
$IODF_j$	2	0–3	1
IODP	2	0–3	1
Для 13 точек			
Быстрая поправка (FC_i)	12	±256,000 м	0,125 м
Для 13 точек			
$UDREI_i$	4	(см. таблицу B-29)	(см. таблицу B-29)

Примечания:
1. *Параметры $IODF_j$ и FC_i определены в п. 3.5.4.4.2.*
2. *Параметр IODP определен в п. 3.5.4.1.*
3. *Параметр $UDREI_i$ определен в п. 3.5.4.5.*

Таблица B-40. Сообщение типа 6. Целостность

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
$IODF_2$	2	0–3	1
$IODF_3$	2	0–3	1
$IODF_4$	2	0–3	1
$IODF_5$	2	0–3	1
Для 51 спутника (определяется номером маски PRN)			
$UDREI_i$	4	(см. таблицу B-29)	(см. таблицу B-29)

Примечания:
1. *Параметры $IODF_j$ определены в п. 3.5.4.4.2.*
2. *Параметр $UDREI_i$ определен в п. 3.5.4.5.*

Таблица B-41. Сообщение типа 7. Коэффициент деградации быстрых поправок

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Системное запаздывание (t_{lat})	4	0–15 с	1 с
IODP	2	0–3	1
Не занято	2	—	—
Для 51 спутника (определяется номером маски PRN)			
Индикатор коэффициента деградации (ai_i)	4	(см. таблицу B-34)	(см. таблицу B-34)

Примечания:
1. *Параметры t_{lat} и ai_i определены в п. 3.5.4.7.*
2. *Параметр IODP определен в п. 3.5.4.1.*

Таблица В-42. Сообщение типа 9. Дальномерная функция

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Зарезервировано	8	—	—
$t_{0,GEO}$	13	0–86 384 с	16 с
URA	4	(см. таблицу В-26)	(см. таблицу В-26)
X_G	30	±42 949 673 м	0,08 м
Y_G	30	±42 949 673 м	0,08 м
Z_G	25	±6 710 886,4 м	0,4 м
$\dot{X}_G$	17	±40,96 м/с	0,000625 м/с
$\dot{Y}_G$	17	±40,96 м/с	0,000625 м/с
$\dot{Z}_G$	18	±524,288 м/с	0,004 м/с
$\ddot{X}_G$	10	±0,0064 м/с^2	0,0000125 м/с^2
$\ddot{Y}_G$	10	±0,032 м/с^2	0,0000625 м/с^2
a_{Gf0}	12	±0,9537 × 10^{-6} с	2^{-31} с
a_{Gf1}	8	±1,1642 × 10^{-10} с/с	2^{-40} с/с

Примечание. Все параметры определены в п. 3.5.4.2.

Таблица В-43. Сообщение типа 10. Параметры деградации

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
B_{rrc}	10	0–2,046 м	0,002 м
$C_{ltc\ lsb}$	10	0–2,046 м	0,002 м
$C_{ltc\ v1}$	10	0–0,05115 м/с	0,00005 м/с
$I_{ltc\ v1}$	9	0–511 с	1 с
$C_{ltc\ v0}$	10	0–2,046 м	0,002 м
$I_{ltc\ v0}$	9	0–511 м	1 с
$C_{geo\ lsb}$	10	0–0,5115 м	0,0005 м
$C_{geo\ v}$	10	0–0,05115 м/с	0,00005 м/с
I_{geo}	9	0–511 с	1 с
C_{er}	6	0–31,5 м	0,5 м
$C_{iono\ step}$	10	0–1,023 м	0,001 м
I_{iono}	9	0–511 с	1 с
$C_{iono\ ramp}$	10	0–0,005115 м/с	0,000005 м/с
RSS_{UDRE}	1	0 или 1	1
RSS_{iono}	1	0 или 1	1
$C_{covariance}$	7	0–12,7	0,1
Не занято	81	—	—

Примечание. Все параметры определены в п. 3.5.4.7.

Таблица В-44. Сообщение типа 12. Сетевое время SBAS/UTC

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
A_{1SNT}	24	$\pm 7{,}45 \times 10^{-9}$ с/с	2^{-50} с/с
A_{0SNT}	32	±1 с	2^{-30} с
t_{0t}	8	0–602 112 с	4 096 с
WN_t	8	0–255 нед	1 нед
Δt_{LS}	8	±128 с	1 с
WN_{LSF}	8	0–255 нед	1 нед
DN	8	1–7 сут	1 сут
Δt_{LSF}	8	±128 с	1 с
Идентификатор стандарта UTC	3	(см. таблицу B-35)	(см. таблицу B-35)
Время в неделе GPS (TOW)	20	0–604 799 с	1 с
Номер недели GPS (WN)	10	0–1 023 нед	1 нед
Индикатор ГЛОНАСС	1	0 или 1	1
$\delta a_{i,\,GLONASS}$ (примечание 2)	24	$\pm 2{,}0 \times 10^{-8}$ с	$2{,}0 \times 10^{-31}$ с
Зарезервировано	50	—	—

Примечания:
1. *Все параметры определены в п. 3.5.4.8.*
2. *Применяется только в том случае, если SBAS направляет ГЛОНАСС сообщение типа 12 с информацией о времени (см. п. 3.5.7.4.4 "Данные о времени").*

Таблица B-45. Сообщение типа 17. Альманах GEO

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Для каждого из трех спутников			
Зарезервировано	2	0	—
Номер PRN-кода	8	0–210	1
Исправность и состояние	8	—	—
$X_{G,a}$	15	±42 598 400 м	2 600 м
$Y_{G,a}$	15	±42 598 400 м	2 600 м
$Z_{G,a}$	9	±6 656 000 м	26 000 м
$\dot{X}_{G,a}$	3	±40 м/с	10 м/с
$\dot{Y}_{G,a}$	3	±40 м/с	10 м/с
$\dot{Z}_{G,a}$	4	±480 м/с	60 м/с
$t_{almanac}$ (применяется ко всем трем спутникам)	11	0–86 336 с	64 с

Примечание. Все параметры определены в п. 3.5.4.3.

Таблица B-46. Сообщение типа 18. Маска IGP

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Количество диапазонов IGP	4	0–11	1
Идентификатор диапазона IGP	4	0–10	1
Признак набора данных об ионосфере ($IODI_k$)	2	0–3	1
Для 201 точки IGP			
Значение маски IGP	1	0 или 1	1
Не занято	1	—	—

Примечание. Все параметры определены в п. 3.5.4.6.

Таблица В-47. Сообщение типа 24. Смешанные быстрые поправки/долгосрочные поправки к погрешностям спутников

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Для шести точек			
Быстрая поправка (FC_i)	12	±256,000 м	0,125 м
Для шести точек			
$UDREI_i$	4	(см. таблицу В-31)	(см. таблицу В-31)
IODP	2	0–3	1
Идентификатор типа быстрой поправки	2	0–3	1
$IODF_j$	2	0–3	1
Не занято	4	—	—
Половинное сообщение типа 25	106	—	—

Примечания:
1. *Параметры "идентификатор типа быстрой поправки", $IODF_j$, и FC_i определены в п. 3.5.4.4.2.*
2. *Параметр IODP определен в п. 3.5.4.1.*
3. *Параметр $UDREI_i$ определен в п. 3.5.4.5.*
4. *Долгосрочные поправки к погрешностям спутников подразделяются на два половинных сообщения. Половинное сообщение для кода скорости = 0 определено в таблице В-48. Половинное сообщение для кода скорости = 1 определено в таблице В-49.*

Таблица В-48. Сообщение типа 25. Долгосрочные поправки к погрешностям спутников (половинное сообщение для КОДА СКОРОСТИ = 0)

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Код скорости = 0	1	0	1
Для двух спутников			
Номер маски PRN	6	0–51	1
Признак набора данных (IOD_i)	8	0–255	1
δx_i	9	±32 м	0,125 м
δy_i	9	±32 м	0,125 м
δz_i	9	±32 м	0,125 м
$\delta a_{i,f0}$	10	$\pm 2^{-22}$ с	2^{-31} с
IODP	2	0–3	1
Не занято	1	—	—

Примечания:
1. *Параметры "номер маски PRN" и IODP определены в п. 3.5.4.1.*
2. *Все прочие параметры определены в п. 3.5.4.4.1.*

Таблица В-49. Сообщение типа 25. Долгосрочные поправки к погрешностям спутников (половинное сообщение для КОДА СКОРОСТИ = 1)

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Для одного спутника			
Код скорости = 1	1	1	1
Номер маски PRN	6	0–51	1
Номер набора данных (IOD_i)	8	0–255	1
δx_i	11	±128 м	0,125 м
δy_i	11	±128 м	0,125 м
δz_i	11	±128м	0,125 м
$\delta a_{i,f0}$	11	$\pm 2^{-21}$ с	2^{-31} с
$\delta \dot{x}_i$	8	±0,0625 м/с	2^{-11} м/с
$\delta \dot{y}_i$	8	±0,0625 м/с	2^{-11} м/с
$\delta \dot{z}_i$	8	±0,0625 м/с	2^{-11} м/с
$\delta a_{i,f1}$	8	$\pm 2^{-32}$ с/с	2^{-39} с/с
Время привязки ($t_{i,LT}$)	13	0–86 384 с	16 с
IODP	2	0–3	1

Примечания:
1. *Параметры "номер маски PRN" и IODP определены в п. 3.5.4.1.*
2. *Все прочие параметры определены в п. 3.5.4.4.1.*

Таблица B-50. Сообщение типа 26. Ионосферная задержка

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Идентификатор диапазона IGP	4	0–10	1
Идентификатор блока IGP	4	0–13	1
Для каждой из 15 точек сетки			
Оценка вертикальной задержки IGP	9	0–63,875 м	0,125 м
Индикатор сеточной ионосферной вертикальной погрешности ($GIVEI_i$)	4	(см. таблицу B-33)	(см. таблицу B-33)
$IODI_k$	2	0–3	1
Не занято	7	—	—

Примечание. Все параметры определены в п. 3.5.4.6.

Таблица B-51. Сообщение типа 27. Сервисное сообщение SBAS

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Признак данных обслуживания (IODS)	3	0–7	1
Количество сервисных сообщений	3	1–8	1
Номер сервисного сообщения	3	1–8	1
Количество регионов	3	0–5	1
Код приоритета	2	0–3	1
Внутренний показатель δUDRE	4	0–15	1
Внешний показатель δUDRE	4	0–15	1
Для каждого из пяти регионов			
Координата 1 широта	8	±90°	1°
Координата 1 долгота	9	±180°	1°
Координата 2 широта	8	±90°	1°
Координата 2 долгота	9	±180°	1°
Форма региона	1	—	—
Не занято	15	—	—

Примечание. Все параметры определены в п. 3.5.4.9.

Таблица B-52. Сообщение типа 63. Нулевое сообщение

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Не занято	212	—	—

Таблица B-53. Сообщение типа 28. Ковариационная матрица времени и эфемерид

Содержание	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
IODP	2	0–3	1
Для двух спутников			
Номер маски PRN	6	0–51	1
Экспонента масштаба	3	0–7	1
$E_{1,1}$	9	0–511	1
$E_{2,2}$	9	0–511	1
$E_{3,3}$	9	0–511	1
$E_{4,4}$	9	0–511	1
$E_{1,2}$	10	±512	1
$E_{1,3}$	10	±512	1
$E_{1,4}$	10	±512	1
$E_{2,3}$	10	±512	1
$E_{2,4}$	10	±512	1
$E_{3,4}$	10	±512	1

Примечания:

1. *Параметры, включая номер маски PRN и IODP, определены в п. 3.5.4.1.*
2. *Все другие параметры определены в п. 3.5.4.10.*

3.5.7 НЕБОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Примечание 1. В зависимости от уровня обслуживания, предлагаемого конкретной SBAS, могут быть реализованы различные функции, как описано в главе 3, раздел 3.7.3.4.2.

Примечание 2. Параметры, упоминающиеся в данном разделе, определены в разделе 3.5.4.

3.5.7.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

3.5.7.1.1 Требуемые данные и интервалы передачи. SBAS передает данные, необходимые для поддерживаемых ею функций, как показано в таблице B-54. Если передаваемые системой SBAS данные не требуются для конкретной функции, то эти данные используются для обеспечения других функций. Максимальные интервалы передачи всех данных посредством сообщений каждого типа определяются в таблице B-54.

Таблица B-54. Интервалы передачи данных и обеспечиваемые функции

Тип данных	Максимальный интервал передачи	Измерения дальности	Состояние спутников GNSS	Стандартные дифференциальные поправки	Точные дифференциальные поправки	Соответствующие типы сообщений
Ковариационная матрица времени и эфемерид	120 с					28
SBAS в режиме проверки	6 с					0
Маска PRN	120 с		R	R	R	1
UDREI	6 с		R*	R	R	2–6, 24
Быстрые поправки	$I_{fc}/2$ (см. прим. 4)		R*	R	R	2–5, 24
Долгосрочные поправки	120 с		R*	R	R	24, 25
Дальномерные данные GEO	120 с	R	R	R	R	9
Деградация быстрых поправок	120 с		R*	R	R	7
Параметры деградации	120 с				R	10
Маска ионосферной сетки	300 с				R	18
Ионосферные поправки, GIVEI	300 с				R	26
Данные о времени	300 с	R (см. прим. 3)	R (см. прим. 3)	R (см. прим. 3)	R (см. прим. 3)	12
Альманах	300 с	R	R	R	R	17
Уровень обслуживания	300 с					27

Примечания:

1. *"R" обозначает, что данная информация передается для обеспечения данной функции.*
2. *"R*" обозначает специальное кодирование, как определено в разделе 3.5.7.3.3.*
3. *Сообщения типа 12 требуются только в том случае, если данные предоставляются спутниками ГЛОНАСС.*
4. *I_{fc} относится к интервалу действия быстрых поправок для PA/APV, как определено в таблице B-57.*

3.5.7.1.2 Контроль радиочастот SBAS. SBAS контролирует параметры спутника SBAS, указанные в таблице B-55, и предпринимает предусмотренные действия.

Примечание. SBAS может передавать нулевые сообщения (тип 63) в каждом интервале передачи, для которого нет никаких других передаваемых данных.

Таблица В-55. Радиочастотный мониторинг SBAS

Параметр	Раздел	Пороговое значение	Требуемое действие
Мощность сигнала	Глава 3, п. 3.7.3.4.4.3	Минимальная мощность Максимальная мощность *(примечание 2)*	Минимальная мощность: прекратить измерение дальности *(примечание 1)*. Максимальная мощность: прекратить передачу
Модуляция	Глава 3, п. 3.7.3.4.4.5	Искажение формы сигнала	Прекратить измерение дальности *(примечание 1)*
Время SNT-GPS	Глава 3, п. 3.7.3.4.5	Нет *(примечание 3)*	Прекратить измерение дальности, если σ_{UDRE} не учитывает погрешность
Стабильность несущей частоты	Пункт 3.5.2.1	Нет *(примечание 3)*	Прекратить измерение дальности, если σ^2_{UDRE} не учитывает погрешность
Когерентность кода/фазы	Пункт 3.5.2.4	Нет *(примечание 3)*	Прекратить измерение дальности, если σ^2_{UDRE} не учитывает погрешность
Максимальное отклонение кода/фазы	Пункт 3.5.2.6	Нет *(примечания 2 и 3)*	Прекратить измерение дальности, если σ^2_{UDRE} не учитывает погрешность)
Сверточное кодирование	Пункт 3.5.2.9	Все переданные сообщения ошибочны	Прекратить передачу

Примечания:

1. *Прекращение измерений дальности выполняется посредством передачи для параметров URA и σ^2_{UDRE} признака "Не использовать" для данного спутника SBAS.*
2. *Мониторинг этих параметров может быть осуществлен по их воздействию на качество принимаемого сигнала (влияние на отношение сигнал/шум (C/N_0)), учитывая, что это влияет на потребителя.*
3. *Пороговые значения не определены, так как вносимая погрешность приемлема при условии, что она учтена в параметрах σ^2_{UDRE} и URA. Если погрешность не может быть учтена, измерение дальности следует прекратить.*

3.5.7.1.3 Сообщение "Не использовать". SBAS передает сообщение "Не использовать" (тип 0) при необходимости информировать потребителей о том, что не следует использовать дальномерную функцию спутника SBAS и передаваемые SBAS данные.

3.5.7.1.4 Допплеровский сдвиг сигнала спутника GEO, наблюдаемый в любом фиксированном местоположении в пределах геостационарной зоны обслуживания любого спутника GEO, не превышает ±450 Гц.

Примечание. Этот максимальный допплеровский сдвиг примерно соответствует максимальному наклонению орбиты спутника GEO, которое может подтверждаться кодированием параметров дальности для сообщений типа 9 и типа 17.

3.5.7.1.5 Параметры дальномерной функции геостационарной орбиты (GEO). Каждый спутник SBAS передает параметры дальномерной функции геостационарной орбиты (GEO) (указанные в п. 3.5.4.2).

Примечание. Параметры дальномерной функции геостационарной орбиты необходимо передавать даже в том случае, когда дальномерная функция не обеспечивается, с тем чтобы бортовые приемники могли осуществлять точную идентификацию передающего спутника SBAS. В том случае, когда измерение дальности не обеспечивается, точность данных сообщений типа 17 (и данных сообщений типа 9) должна обеспечивать только выделение сигнала спутника.

3.5.7.1.5.1 Погрешность допплеровского сдвига сигнала спутника GEO, полученная по данным любого сообщения типа 9, которое не вышло за временной интервал действия

данных, относительно истинного допплеровского сдвига GEO, наблюдаемого в любом фиксированном местоположении в пределах зоны обслуживания GEO, не превышает ±210 Гц.

3.5.7.1.6 Альманах. Каждый спутник SBAS передает альманах (определен в п. 3.5.4.3) всех спутников SBAS одного и того же поставщика обслуживания.

3.5.7.1.6.1 Погрешность оцененного местоположения спутника по данным любого сообщения типа 17, переданного в течение предыдущих 15 мин, относительно истинного местоположения спутника не превышает 3000 км.

3.5.7.1.6.2 Разделительное расстояние между оцененным местоположением спутника по данным любого сообщения типа 17, переданного в течение предыдущих 15 мин, и местоположением спутника, полученным по параметрам измерения дальности GEO в любом сообщении типа 9, которое не вышло за временной интервал действия данных, не превышает 200 км.

3.5.7.1.6.3 Погрешность допплеровского сдвига сигнала спутника GEO, полученная по данным любого сообщения типа 17, переданного в течение предыдущих 15 мин, относительно истинного допплеровского сдвига спутника GEO, наблюдаемого в любом фиксированном местоположении в пределах зоны обслуживания GEO, не превышает ±210 Гц.

3.5.7.1.6.4 SBAS не передает данные альманаха любого спутника SBAS другого поставщика обслуживания, для которого оцененное местоположение по данным альманаха, переданным в течение предыдущих 15 мин, будет находиться в пределах 200 км от местоположения любого из ее собственных спутников GEO, полученного по параметрам измерения дальности GEO в любом сообщении типа 9, которое не вышло за временной интервал действия данных.

3.5.7.1.6.5 В том случае, когда оцененное местоположение спутника GEO, обеспечивающего дальномерную функцию, получено по данным сообщения типа 17, переданного в течение предыдущих 15 мин, находится в пределах 200 км от местоположения другого спутника GEO того же поставщика обслуживания, полученного по данным сообщения типа 9 для этого спутника GEO, которое не вышло за временной интервал действия данных, величина UDRE спутника GEO устанавливается достаточно большой для учета вероятности того, что пользователь может неправильно распознать PRN спутника GEO, обеспечивающего дальномерную функцию.

3.5.7.1.6.6 Параметр исправности и состояния указывает состояние спутника и идентификатор поставщика обслуживания, как это определяется в п. 3.5.4.3.

3.5.7.1.6.7 Неиспользуемые слоты альманаха в сообщениях типа 17 кодируются путем проставления номера кода PRN, равного "0".

3.5.7.1.6.8 Поставщик обслуживания обеспечивает правильность идентификатора поставщика обслуживания, передаваемого в любом альманахе.

3.5.7.2 Дальномерная функция. Если SBAS обеспечивает дальномерную функцию, то она удовлетворяет требованиям, содержащимся в данном разделе дополнительно к требованиям в п. 3.5.7.1.

3.5.7.2.1 Эксплуатационные характеристики.

Примечание. См. п. 3.7.3.4.2.1 главы 3.

3.5.7.2.2 Данные для дальномерной функции. SBAS передает данные для дальномерной функции таким образом, чтобы проекция погрешности положения спутника SBAS на линию визирования спутник-потребитель в зоне действия данного спутника не превышала 256 м. Каждый спутник SBAS передает параметр URA, который является оценкой стандартного отклонения дальномерных погрешностей, привязанной к SNT.

3.5.7.3 Статус спутников GNSS. Если SBAS предоставляет данные о статусе спутника, то они также соответствуют требованиям, содержащимся в данном разделе.

Примечание. SBAS может быть способна предоставлять данные о целостности некоторых спутников GPS, которые указаны как работающие неустойчиво или неработоспособные.

3.5.7.3.1 Характеристики функций статуса спутников. При любом достоверном сочетании действующей информации вероятность горизонтальной погрешности, превышающей значение HPL_{SBAS} (как определено в п. 3.5.5.6) в течение более 8 с, не превышает 10^{-7} за любой час, в предположении, что потребитель имеет нулевое запаздывание.

Примечание. Под действующей информацией понимается информация, срок действия которой не истек в соответствии с п. 3.5.8.1.2. Это требование включает отказы основной(ых) орбитальной(ых) системы (систем) и SBAS.

3.5.7.3.2 Маска PRN и признак набора данных PRN (IODP). SBAS передает параметры "Маска PRN" и IODP (сообщение типа 1). Значения маски PRN указывают, предоставляется или нет данные по каждому из спутников GNSS. Признак IODP меняется при изменении маски PRN. Изменение IODP в сообщении типа 1 происходит до изменений IODP в любом другом сообщении. Признак IODP в сообщениях типа 2–5, 7, 24, 25 и 28 устанавливается так же, как IODP, передаваемый в сообщении типа 1 для маски PRN, используемом для указания спутников, по которым в данном сообщении предоставляется информация.

3.5.7.3.2.1 При изменении маски PRN SBAS должна повторить сообщение типа 1 несколько раз, перед тем как передать ее в другие сообщения, с тем чтобы гарантировать, что потребители получили новую маску.

3.5.7.3.3 Данные о целостности. Если SBAS не обеспечивает основную функцию дифференциальной коррекции, то быстрые поправки, долгосрочные поправки и параметры деградации быстрых поправок для всех видимых спутников, показанных в маске PRN, передаются в нулевой кодировке.

3.5.7.3.3.1 Если SBAS не обеспечивает основную функцию дифференциальной коррекции и если ошибка псевдодальности превышает 150 м, то она указывает, что спутник неисправен (признак "Не использовать").

3.5.7.3.3.2 Если SBAS не обеспечивает основную функцию дифференциальной коррекции и если ошибка псевдодальности не может быть определена, то она указывает, что для данного спутника "Нет мониторинга".

3.5.7.3.3.3 Если SBAS не обеспечивает основную функцию дифференциальной коррекции и если спутнику не присвоены признаки "Не использовать" или "Нет мониторинга", то SBAS передает $URDEI_i$ 13.

3.5.7.3.3.4 Параметр $IODF_j$ в сообщениях типа 2−5, 6 или 24 устанавливается равным 3.

3.5.7.4 Стандартная дифференциальная коррекция. Если SBAS обеспечивает стандартную дифференциальную коррекцию, то она соответствует требованиям, содержащимся в данном разделе, дополнительно к требованиям к функции статуса спутников GNSS из раздела 3.5.7.3.

3.5.7.4.1 Характеристики стандартной дифференциальной коррекции. При любом достоверном сочетании действующей информации вероятность горизонтальной погрешности, превышающей HPL_{SBAS} (как определено в п. 3.5.5.6) в течение более 8 с, не превышает 10^{-7} за любой час, в предположении, что потребитель имеет нулевое *запаздывание.*

Примечание. Под действующей информацией понимается информация, срок действия которой не истек в соответствии с п. 3.5.8.1.2. Это требование включает отказы основной орбитальной системы (систем) и SBAS.

3.5.7.4.2 Долгосрочные поправки. SBAS определяет и передает долгосрочные поправки для каждого видимого спутника GNSS (см. примечание), указанного в маске PRN (значение

маски PRN равно "1"), за исключением спутников SBAS одного и того же поставщика обслуживания. Обеспечиваются такие долгосрочные поправки, чтобы проекция погрешности положения спутников основной орбитальной системы (систем) на линию визирования "спутник – потребитель" для любого потребителя в зоне действия спутника не превышала после применения этих поправок величину 256 м. Для каждого спутника ГЛОНАСС система SBAS до определения долгосрочных поправок преобразует координаты спутников в систему WGS-84, как указано в п. 3.5.5.2. Для каждого спутника GPS передаваемый им признак IOD совпадает одновременно с признаком GPS IODE и 8 младшими разрядами признака IODC, которые соответствуют данным об эфемеридах и времени, используемым для расчета поправок (пп. 3.1.1.3.1.4 и 3.1.1.3.2.2). При передаче спутником GPS новых эфемерид, SBAS продолжает использовать старые эфемериды для определения долгосрочных и быстрых поправок в течение, по крайней мере, 2 мин, но не более 4 мин. Для каждого спутника ГЛОНАСС система SBAS рассчитывает и передает IOD, который включают в себя время запаздывания и действия, как указано в п. 3.5.4.4.1.

Примечание. Критерии для определения видимости спутников включают координаты опорных станций и соответствующие маски углов закрытия.

3.5.7.4.2.1 Для того чтобы гарантировать точность определения поправок к скорости изменения дальности, SBAS должна минимизировать прерывания в спутниковых эфемеридах после применения долгосрочных поправок.

3.5.7.4.3 Быстрые поправки. SBAS определяет быстрые поправки для каждого видимого спутника GNSS, обозначенного в маске PRN (значение маски PRN равно "1"). Если IODF ≠ 3, то каждый раз, при изменении любых данных быстрой поправки в сообщениях типа j (j = 2, 3, 4 или 5), признак IODFj меняется в последовательности "0, 1, 2, 0, ...".

Примечание. В случае аномального функционирования признак IODFj может быть равным 3 (см. п. 3.5.7.4.5).

3.5.7.4.4 Данные о времени. Если данные предоставляются для ГЛОНАСС, система SBAS передает сообщение о времени (сообщение типа 12), включая сдвиг времени ГЛОНАСС, как определено в таблице B-44.

3.5.7.4.5 Данные о целостности. Для каждого спутника, по которому обеспечиваются поправки, система SBAS передает данные о целостности ($UDREI_i$ и, факультативно, данные сообщений типа 27 или 28 для расчета δUDRE) таким образом, чтобы выполнялись требования по целостности, содержащиеся в п. 3.5.7.4.1. Если быстрые или долгосрочные поправки выходят за пределы своих диапазонов кодирования, то SBAS индицирует, что спутник неисправен ("Не использовать"). Если параметр $\delta^2_{i,UDRE}$ не определяется, то SBAS индицирует, что по данному спутнику "Нет мониторинга".

Если для передачи параметра $\delta^2_{i,UDRE}$ используется сообщение типа 6, то:

a) признак $IODF_j$ совпадает с $IODF_j$ для быстрых поправок, принятых в сообщении типа j, для которых применяется $\delta^2_{i,UDRE}$; или

b) признак $IODF_j$ равняется 3, если $\delta^2_{i,UDRE}$ применяется ко всем достоверным быстрым поправкам, принятым в сообщении типа j, срок действия которых не истек.

3.5.7.4.6 Параметры деградации. SBAS передает параметры деградации (сообщение типа 7) для индикации применяемого срока действия для быстрых поправок и обеспечения удовлетворения требований по целостности, представленных в п. 3.5.7.4.1.

3.5.7.5 Точная дифференциальная коррекция. Если SBAS обеспечивает точную дифференциальную коррекцию, то это отвечает требованиям, содержащимся в данном разделе дополнительно к требованиям к стандартной дифференциальной коррекции в п. 3.5.7.4.

3.5.7.5.1 Характеристики точной дифференциальной коррекции. При любом достоверном сочетании действующей информации и в предположении, что потребитель имеет нулевое запаздывание, вероятность превышения допустимых пороговых значений в течение промежутка времени большего, чем соответствующий интервал времени до срабатывания сигнализации, при любой операции захода на посадку составляет менее 2×10^{-7}. Интервал времени до срабатывания сигнализации составляет 5,2 с в случае SBAS, которая обеспечивает точные заходы на посадку, и 8 с в случае SBAS, которая обеспечивает операции APV или NPA. Превышение допустимого порога определяется как превышение горизонтальной погрешностью величины HPL_{SBAS} или вертикальной погрешностью – величины VPL_{SBAS} (как определено в п. 3.5.5.6). При обнаружении выхода за допустимый порог трижды повторяется итоговое сообщение сигнализации (передается в сообщениях типа 2–5 и 6, 24, 26 или 27) после начального уведомления о пороге срабатывания сигнализации общим числом четыре раза в течение 4 с.

Примечание 1. Действующей считается информация, срок действия которой не истек в соответствии с п. 3.5.8.1.2. Это требование включает отказы основной(ых) орбитальной(ых) системы (систем) и SBAS.

Примечание 2. Последовательные сообщения могут передаваться с обычной частотой обновления.

3.5.7.5.2 Маска точечно-сеточной модели ионосферы (IGP). SBAS передает маску IGP и $IODI_k$ (до 11 сообщений типа 18, соответствующих 11 диапазонам IGP). Значения маски IGP показывают, предоставляются ли данные по каждой IGP. Если используется 9-й диапазон IGP, то значения маски IGP для точек IGP севернее 55°N в диапазонах 0–8 устанавливаются в "0". Если используется 10-й диапазон IGP, то значения маски IGP для точек IGP южнее 55°S в диапазонах 0–8 устанавливаются в "0". Признак $IODI_k$ изменяется при изменении значений маски IGP в k-ом диапазоне. Новая маска IGP передается в сообщении типа 18 до того, как на нее появится ссылка в соответствующем сообщении типа 26. Признак $IODI_k$ в сообщении типа 26 равняется признаку $IODI_k$, передаваемому в сообщении для маски IGP (сообщение типа 18), которое используется для обозначения точек IGP, по которым в данном сообщении передается информация.

3.5.7.5.2.1 При изменении маски IGP SBAS должна повторить сообщение типа 18 несколько раз до того, как на него появится ссылка в сообщении типа 26, чтобы гарантировать, что потребители приняли новую маску. Для всех диапазонов следует использовать один и тот же признак $IODI_k$.

3.5.7.5.3 Ионосферные поправки. SBAS передает ионосферные поправки для точек IGP, обозначенных в маске IGP (значения маски IGP равны "1").

3.5.7.5.4 Целостность ионосферных данных. Для каждой IGP, которая обеспечивается поправками, SBAS передает данные GIVEI таким образом, чтобы удовлетворялись требования по целостности, приведенные в п. 3.5.7.5.1. Если ионосферная поправка или параметр $\sigma^2_{i,GIVE}$ превышают диапазон кодирования, то система SBAS указывает статус, IGP "Не использовать" (указывается в корректирующей информации в п. 3.5.4.6). Если параметр $\sigma^2_{i,GIVE}$ не может быть определен, то SBAS для данной IGP указывает "Нет мониторинга" (указывается при кодировании GIVEI).

3.5.7.5.5 Параметры деградации. Система SBAS передает параметры деградации (сообщение типа 10) таким образом, чтобы удовлетворялись требования по целостности, приведенные в п. 3.5.7.5.1.

3.5.7.6 ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ФУНКЦИИ

3.5.7.6.1 Данные о времени. Если передаются параметры времени UTC, то они определяются, как показано в п. 3.5.4.8 (сообщение типа 12).

3.5.7.6.2 Индикация обслуживания. В случае передачи данных об обслуживании они определяются, как показано в п. 3.5.4.9 (сообщение типа 27), а сообщения типа 28 не

передаются. Значение параметра IODS во всех сообщениях типа 27 увеличивается при изменении любого вида данных в сообщении типа 27.

3.5.7.6.3 Ковариационная матрица времени и эфемерид. В случае передачи данных ковариационной матрицы времени и эфемерид они передаются для всех контролируемых спутников, как определено в п. 3.5.4.10 (сообщение типа 28), а сообщения типа 27 не передаются.

3.5.7.7 МОНИТОРИНГ

3.5.7.7.1 Радиочастотный мониторинг SBAS. SBAS непрерывно отслеживает параметры спутников SBAS, приведенные в таблице B-55, и предпринимает указанные действия.

Примечание. Кроме радиочастотного мониторинга, определяемого в этом разделе, необходимо еще обеспечить контроль ускорений псевдодальности, определенный в п. 3.7.3.4.2.1.5 главы 3, фазовых шумов несущей, определенный в п. 3.5.2.2, и корреляционных потерь (п. 3.5.2.5), если анализ и испытания не покажут, что эти параметры не могут превышать установленные пороги.

3.5.7.7.2 Мониторинг данных. Система SBAS осуществляет мониторинг спутникового сигнала для обнаружения условий, которые могут привести к неправильному функционированию дифференциальной обработки в бортовом приемнике, используя характеристики слежения, определенные в разделе 8.11 дополнения D.

3.5.7.7.2.1 Для осуществления коррекций псевдодальности во всех приемниках наземной подсистемы, применяемых для проведения коррекции псевдодальности, используется наиболее сильный корреляционный пик.

3.5.7.7.2.2 Наземная подсистема должна также выявлять условия, которые являются причиной более чем одного нулевого пересечения в бортовых приемниках, использующих дискриминационную функцию опережениезапаздывание, как это определено в разделе 8.11 дополнения D.

3.5.7.7.2.3 Срабатывание контроля состоит в установлении UDRE для данного спутника в состояние "Не использовать".

3.5.7.7.2.4 Система SBAS осуществляет мониторинг всей действующей информации, которая может быть использована любым потребителем в зоне обслуживания.

3.5.7.7.2.5 Система SBAS выдает предупреждение не позднее 5,2 с, если любое сочетание действующей информации и сигналов в пространстве, излучаемых GNSS, вышло за пределы допусков, установленных для точного захода на посадку (п. 3.5.7.5.1).

3.5.7.7.2.6 Система SBAS выдает предупреждение не позднее 8 секунд, если любое сочетание действующей информации и сигналов в пространстве, излучаемых GNSS, вышло за пределы допусков, установленных для выполнения полета по маршруту до входа в схему APV I (п. 3.5.7.4.1).

Примечание. Мониторинг применяется ко всем случаям отказов, включая отказы основной орбитальной системы (систем) или спутников SBAS. Данный мониторинг предполагает, что бортовые элементы соответствуют требованиям RTCA/DO-229D с изменением 1, с учетом приоритета требований, приведенных в разделе 3.5.8 и в разделе 8.11 дополнения D.

3.5.7.7.3 Мониторинг IOD. SBAS отслеживает значения IODE GPS на предмет обнаружения возможных недействительных передач значений, ранее использовавшихся для иного набора параметров эфемерид в течение интервала(ов) времени, указанного(ых) в п. 3.1.1.3.2.2, и принимает соответствующие меры по обеспечению целостности передаваемых системой поправок в случае обнаружения использования недействительных значений.

Примечание 1. В случае системы SBAS, дополняющей информацию спутников GLONASS, однозначность IOD гарантируется конструкцией.

Примечание 2. В настоящее время при обработке навигационных сообщений GPS, передаваемых на частоте L1 в режиме приемника SBAS, IODC GPS (согласно разделу 3.1.1.3.1.4), не используются. Поэтому конкретный мониторинг не требуется.

3.5.7.8 Робастность к отказам основной(ых) орбитальной(ых) системы (систем). При возникновении аномалий на спутнике основной(ых) орбитальной(ых) системы (систем) система SBAS продолжает нормальную работу, используя доступные отслеживаемые сигналы исправных спутников.

3.5.8 БОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

Примечание 1. Параметры, которые упоминаются в данном разделе, определены в разделе 3.5.4.

Примечание 2. Некоторые из требований данного раздела могут не применяться к оборудованию, включающему дополнительные навигационные датчики, такому как оборудование, в котором SBAS интегрируется с инерциальными навигационными датчиками.

3.5.8.1 Приемник GNSS, способный работать по сигналам SBAS. Если не определено специально, то приемник GNSS, способный принимать сигналы SBAS, обрабатывает сигналы SBAS, а также соответствует требованиям, определенным в разделе 3.1.3.1 (приемник GPS) и/или разделе 3.2.3.1 (приемник ГЛОНАСС). Измерения псевдодальности по каждому спутнику сглаживаются с использованием измерений по несущей и сглаживающего фильтра, имеющего отклонения после инициализации менее чем 0,25 м за 200 с относительно устойчивого состояния отклика фильтра, определенного в п. 3.6.5.1, при наличии дрейфа между фазой кода и интегрированной фазой, несущей до 0,018 м/с.

3.5.8.1.1 Выделение сигнала спутника GEO. Приемник способен выделять и отслеживать сигналы спутников GEO, для которых неподвижный приемник в месте нахождения приемника пользователя будет испытывать допплеровский сдвиг до ±450 Гц.

3.5.8.1.2 Условия использования данных. Приемник использует данные, содержащиеся в сообщении SBAS, только в том случае, если подтвержден CRC данного сообщения. Прием со спутника SBAS сообщения типа 0 приводит к прекращению работы с этим спутником в течение по крайней мере 1 мин и все данные от этого спутника отбрасываются, за исключением того, что не требуется отбрасывать данные сообщений типа 12 и типа 17. Для спутников GPS приемник применяет долгосрочные поправки только в тех случаях, если признак IOD совпадает с признаком IODE и 8 младшими разрядами признака IODC. Для спутников ГЛОНАСС приемник применяет долгосрочные поправки только в тех случаях, если время получения (t_r) эфемерид ГЛОНАСС укладывается в следующее время действия IOD, как определено в п. 3.5.4.4.1:

$$t_{LT} - L - V \le t_r \le t_{LT} - L.$$

Примечание 1. Для спутников SBAS отсутствует механизм увязывания данных дальномерной функции GEO (сообщение типа 9) и долговременных поправок.

Примечание 2. Данное требование не подразумевает, что приемник прекращает отслеживание спутника SBAS.

3.5.8.1.2.1 Идентификация спутника SBAS. После выделения или повторного выделения сигнала спутника SBAS приемник не использует данные спутника SBAS, если рассчитанное разделительное расстояние между местоположением спутника, полученным по параметрам его дальномерной функции GEO, и местоположением спутника, полученным по данным альманаха в последнем сообщении, принятом от того же поставщика обслуживания в течение последних 15 мин., не является менее 200 км.

Примечание. Эта проверка является гарантией того, что приемник не будет принимать один

спутник SBAS за другой вследствие перекрестной корреляции данных в процессе выделения или повторного выделения сигнала.

3.5.8.1.2.2 Приемник использует данные о целостности или корректирующую информацию, только если признак IODP для этой информации совпадает с признаком IODP для маски PRN.

3.5.8.1.2.3 Приемник использует данные об ионосфере, предоставляемые SBAS (оценку вертикальной задержки IGP и $GIVEI_i$), только если признак $IODI_k$, связанный с этими данными в сообщении типа 26, совпадает с признаком $IODI_k$, связанным с соответствующей маской диапазона IGP, передаваемой в сообщении типа 18.

3.5.8.1.2.4 Приемник использует самые последние принятые данные о целостности, для которых: признак $IODF_j$ равен 3, или признак $IODF_j$ совпадает с признаком $IODF_j$, связанным с применяемыми быстрыми поправками (если таковые передаются).

3.5.8.1.2.5 Приемник применяет любую региональную деградацию к параметрам $\delta^2_{i,UDRE}$, как определено сервисным сообщением типа 27. Если сообщение типа 27 с новым признаком IODS показывает более высокий показатель δUDRE для местоположения пользователя, то данный более высокий δUDRE должен быть применен незамедлительно. Более низкий δUDRE в новом сообщении типа 27 не используется до тех пор, пока не будет принят полный набор сообщения с новым признаком IODS.

3.5.8.1.2.6 Приемник применяет спутниковую деградацию к параметрам $\delta^2_{i,UDRE}$, как определено сообщением о ковариационной матрице времени и эфемерид типа 28. Параметр δUDRE, полученный из сообщения типа 28 с признаком IODP, совпадающим с этим же признаком маски PRN, применяется незамедлительно.

3.5.8.1.2.7 В случае потери четырех последовательных сообщений SBAS при выполнении операции захода на посадку на основе SBAS с HAL 40 м или VAL 50 м или менее приемник признает недействительными все данные UDREI от этого спутника SBAS.

3.5.8.1.2.8 Приемник не использует передаваемый параметр данных, если его срок действия истек, как определено в таблице B-56.

3.5.8.1.2.9 Приемник не использует быструю поправку, если Δt для соответствующей поправки к скорости изменения дальности (RRC) превышает интервал действия для быстрых поправок, или если возраст RRC превышает 8Δt./

3.5.8.1.2.10 Расчет RRC возобновляется, если для данного спутника приняты признаки "Не использовать" и "Нет мониторинга".

3.5.8.1.2.11 Для обеспечиваемых SBAS операций точного захода на посадку и APV приемник использует только спутники, угол места которых не менее 5°.

3.5.8.1.2.12 Приемник прекращает использовать сигналы данного спутника для поддержки обеспечиваемых SBAS операций точного захода на посадку или APV, если принятое значение $UDREI_i$ не менее 12.

Таблица B-56. Интервалы действия данных

Данные	Соответствующие типы сообщений	Срок действия для операций на маршруте, в зоне аэропортов и NPA	Срок действия для точного захода на посадку и APV
Ковариационная матрица времени и эфемерид	28	360	240
SBAS в режиме проверки	0	Нет	Нет
Маска PRN	1	600 с	600 с
UDREI	2–6, 24	18 с	12 с
Быстрые поправки	2–5, 24	(см. таблицу B-57)	(см. таблицу B-57)
Долгосрочные поправки	24, 25	360 с	240 с
Данные дальномерной функции GEO	9	360 с	240 с

Данные	Соответствующие типы сообщений	Срок действия для операций на маршруте, в зоне аэропортов и NPA	Срок действия для точного захода на посадку и APV
Деградация быстрых поправок	7	360 с	240 с
Параметры деградации	10	360 с	240 с
Маска ионосферной сетки	18	1 200 с	1 200 с
Ионосферные поправки, GIVEI	26	600 с	600 с
Время	12	86 400 с	86 400 с
Сдвиг времени ГЛОНАСС	12	600 с	600 с
Альманах	17	Нет	Нет
Уровень обслуживания	27	86 400 с	86 400 с

Примечание. Интервалы действия отсчитываются от момента приема сообщения.

Таблица B-57. Определение интервала действия быстрых поправок

Показатель коэффициента деградации быстрых поправок (ai_i)	Интервал действия быстрых поправок для NPA (I_{fc})	Интервал действия быстрых поправок для PA/APV (I_{fc})
0	180 с	120 с
1	180 с	120 с
2	153 с	102 с
3	135 с	90 с
4	135 с	90 с
5	117 с	78 с
6	99 с	66 с
7	81 с	54 с
8	63 с	42 с
9	45 с	30 с
10	45 с	30 с
11	27 с	18 с
12	27 с	18 с
13	27 с	18 с
14	18 с	12 с
15	18 с	12 с

3.5.8.2 Дальномерная функция

3.5.8.2.1 Операции точного захода на посадку и APV. Среднеквадратическое значение (1δ) погрешности полного вклада бортовой погрешности в погрешность скорректированной псевдодальности для спутника SBAS при минимальной мощности принимаемого сигнала (п. 3.7.3.4.4.3 главы 3) и при наихудшей помеховой обстановке, как определено в разделе 3.7, не превышает 1,8 м, без учета эффектов многолучевости, тропосферных и ионосферных остаточных погрешностей.

Примечание: Бортовые элементы определяют пределы погрешности, обусловленной многолучевостью и тропосферой (п. 3.5.8.4.1). Для прогнозирования обслуживания погрешность многолучевости предполагается меньше 0,6 м (1δ).

3.5.8.2.2 Взлет, полет на маршруте, операции в зоне аэропортов и неточный заход на посадку. Среднеквадратическое значение (1δ) полного вклада бортовой погрешности в погрешность скорректированной псевдодальности для спутника SBAS при минимальной мощности принимаемого сигнала (п. 3.7.3.4.4.3 главы 3) и при наихудшей помеховой обстановке, как определено в разделе 3.7, не превышает 5 м, без учета эффектов многолучевости, тропосферных и ионосферных остаточных погрешностей.

3.5.8.2.3 Координаты спутников SBAS

3.5.8.2.3.1 Вычисление координат. Приемник декодирует сообщение типа 9 и определяет смещение фазы кода и координаты (X_G, Y_G, Z_G) спутника SBAS.

3.5.8.2.3.2 Идентификация спутников SBAS. Приемник опознает спутники SBAS.

Примечание. Это требование относится к ложному приему спутникового сигнала, обусловленному кросс-корреляцией.

3.5.8.2.4 Альманах

3.5.8.2.4.1 Данные альманаха, обеспечиваемые системой SBAS, должны использоваться для вхождения в связь.

Примечание. Данные об исправности и статусе, предоставленные в альманахе GEO не замещают или отменяют данные, предоставленные в других сообщениях SBAS. Использование битов 0–2 бортовым оборудованием является необязательным; требования, касающиеся их использования, отсутствуют.

3.5.8.3 Состояние спутников GNSS. Приемник исключает спутники из решения навигационной задачи, если они помечены SBAS признаком "Не использовать". Если используется предоставляемые SBAS данные о целостности, то приемнику не требуется исключать спутники GPS на основании предоставляемого GPS признака неисправности, как определено в п. 3.1.3.1.1, или спутники ГЛОНАСС на основании предоставляемого ГЛОНАСС признака неисправности, как определено в п. 3.2.3.1.1.

Примечание 1. В случае если спутник помечен как работающий неустойчиво или неисправный, признаком неисправности основной орбитальной системы (систем), система SBAS может формировать поправки к времени и эфемеридам, которые позволят потребителю использовать этот спутник.

Примечание 2. Если спутник, помеченный SBAS признаком «Нет мониторинга», используется в решении навигационной задачи, то SBAS не предоставляет данных о целостности. Для этой цели могут быть, использованы системы ABAS или GBAS, если это возможно.

3.5.8.4 СТАНДАРТНАЯ И ТОЧНАЯ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫЕ ФУНКЦИИ

3.5.8.4.1 Точность измерения дальности основной(ых) орбитальной(ых) системы (систем). Среднеквадратическое значение (1δ) полного вклада бортовой погрешности в погрешность скорректированной псевдодальности для спутника GPS при минимальной и максимальной мощности принимаемого сигнала (п. 3.7.3.1.7.4 главы 3) и при наихудшей помеховой обстановке, как определено в разделе 3.7, не превышает 0,36 мм при минимальном уровне сигнала и 0,15 м при максимальном уровне сигнала, без учета эффектов многолучевости, тропосферных и ионосферных остаточных погрешностей. RMS полного вклада бортовых погрешностей в погрешность скорректированной псевдодальности для спутника ГЛОНАСС при минимальной мощности принимаемого сигнала (п. 3.2.5.4 главы 3) и при наихудшей помеховой обстановке, как определено в разделе 3.7, не превышает 0,8 м, без учета эффектов многолучевости, тропосферных и ионосферных остаточных погрешностей.

3.5.8.4.2 Операции точного захода на посадку и APV

3.5.8.4.2.1 Приемник выделяет данные о поправках и целостности всех спутников, используемые при решении навигационной задачи, из одного и того же сигнала SBAS (код PRN).

3.5.8.4.2.2 Приемник рассчитывает и применяет долгосрочные поправки, быстрые поправки, поправки к скорости изменения дальности и передаваемые ионосферные поправки. Для спутников ГЛОНАСС ионосферные погрешности, полученные от SBAS, умножаются на квадрат отношения частот ГЛОНАСС и GPS $(f_{GLONASS}/f_{GPS})^2$.

3.5.8.4.2.3 Приемник применяет для решения навигационной задачи метод взвешенных наименьших квадратов.

3.5.8.4.2.4 Приемник применяет тропосферную модель, остаточная погрешность которой имеет среднее значение (μ) менее 0,15 м и стандартное отклонение (1δ) менее 0,07 м.

Примечание. Была разработана модель, отвечающая указанным требованиям. Инструктивный материал приведен в п. 6.5.4 дополнения D.

3.5.8.4.2.5 Приемник рассчитывает и применяет уровни защиты по горизонтали и по вертикали, как определено в п. 3.5.5.6. При данном вычислении параметр $\sigma_{i,tropo}$ определяется следующим образом:

$$\frac{1{,}001}{\sqrt{0{,}002001 + \sin^2(\theta_i)}} \times 0{,}12 \text{ м}$$

где θ_i – угол места i-го спутника.

Кроме того, параметр $\sigma_{i,air}$ удовлетворяет условию нормального распределения с нулевым средним, а стандартное отклонение, равное $\sigma_{i,air}$, ограничивает ошибку распределения для остаточных погрешностей псевдодальности ВС следующим образом:

$$\int_{y}^{\infty} f_i(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ для всех } \frac{y}{\sigma} \ge 0 \text{ и}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_i(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ для всех } \frac{y}{\sigma} \ge 0$$

где $f_i(x)$ – функция плотности вероятности остаточной погрешности псевдодальности ВС и

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt.$$

Примечание. Стандартное затухание многолучевости для ВС, определенное в п. 3.6.5.5.1, может быть использовано для ограничения ошибки от многолучевости.

3.5.8.4.2.6 Параметры, определяющие траекторию захода на посадку при выполнении единичного точного захода на посадку или захода на посадку с использованием APV, содержатся в блоке данных FAS.

Примечание 1. Траектория FAS представляет собой линию в пространстве, определяемую точкой посадочного порога ВПП/точкой фиктивного порога ВПП (LTP/FTP), точкой выставления направления траектории полета (FPAP), относительной высотой пересечения порога ВПП (TCH) и углом глиссады (GPA). Местная горизонтальная плоскость захода на посадку представляет собой плоскость, перпендикулярную местной вертикали, проходящей через LTP/FTP (т. е. касательную к эллипсоиду в LTP/FTP). Местная вертикаль для захода на посадку представляет собой нормаль к эллипсоиду WGS-84 в LTP/FTP. Точка захвата глиссады (GPIP) представляет собой точку, в которой траектория конечного участка захода на посадку пересекает местную горизонтальную плоскость.

Примечание 2. Применительно к SBAS блоки данных FAS хранятся в бортовых базах данных. Формат данных для проверки правильности контроля с использованием циклического избыточного кода приведен в п. 6.6 дополнения D. Он отличается от блока данных FAS GBAS в п. 3.6.4.5.

3.5.8.4.2.6.1 Параметры блока данных FAS представляют собой следующее (см. таблицу B-57A):

Тип операции. Заход на посадку с прямой или другие типы операций.

Кодирование: 0 = заход на посадку с прямой.

1–15 = не занято.

Идентификатор (ID) поставщика обслуживания SBAS. Указывает поставщика обслуживания, связанного с предоставленным блоком данных FAS.

Кодирование: см. таблицу B-27.

14 = блок данных FAS используется только совместно с GBAS.

15 = блок данных FAS может использоваться с любым поставщиком обслуживания SBAS.

Идентификатор (ID) аэропорта. Трех- или четырехбуквенный указатель, используемый для обозначения аэропорта.

Кодирование: каждый символ кодируется с использованием шести младших разрядов его представления в IA-5. Для каждого символа вначале передается бит b_i и после бита b_6 добавляются два нулевых бита, т.е. для каждого символа передается восемь бит. Используются только прописные буквы, цифры и "пробел" IA-5. Крайний правый символ передается первым. В случае трехсимвольного идентификатора аэропорта крайним правым символом (передается первым) является "пробел" IA-5.

Номер ВПП. Направление ВПП указывает значение курса конечного захода на посадку в пространстве или значение курса схемы при заходе на посадку по кругу SBAS, округленное до ближайших 10˚ и сокращенное до двух знаков.

Кодирование: 01–36 = номер ВПП.

Примечание. Применительно к полетам вертолетов значением номера ВПП является целое число, ближайшее к одной десятой значения курса конечного захода на посадку, за исключением случаев, когда это целое число равняется нулю, и тогда номером ВПП является 36.

Литера ВПП. Однобуквенный указатель, используемый в соответствующих случаях для различения параллельных ВПП.

Кодирование: 0 = литера отсутствует.

1 = R (правая).

2 = C (центральная).

3 = L (левая).

Определитель характеристик захода на посадку. Данное поле не используется в SBAS.

Индикатор маршрута. "Пробел" или однобуквенный идентификатор, используемый для различения нескольких схем, относящихся к одному концу ВПП.

Примечание. Схемы считаются различными, даже если они отличаются только участком ухода на второй круг.

Кодирование: символ кодируется с использованием битов b_1 - b_5 его представления в IA-5. Бит b_1 передается первым. Используются только прописные буквы, кроме "I" и "O", или "пробел" IA-5. Пробел указывает на то, что для данного конца ВПП предусмотрена только одна схема. В случае нескольких схем, относящихся к одному концу ВПП, индикатор маршрута кодируется, используя вначале букву Z и затем последующие буквы в обратном алфавитном порядке, для указания дополнительных схем.

Селектор данных опорной траектории (RPDS). Это поле не используется в SBAS.

Идентификатор опорной траектории (RPI). Четыре символа, используемые для обозначения опорной траектории. Эти четыре символа состоят из трех буквенно-цифровых символов плюс пробел или четырех буквенно-цифровых символов.

Примечание. Наилучшая отраслевая практика предусматривает согласование кодирования второго и третьего символа с кодируемым номером ВПП. Последним символом является буква, начиная с A, или "пробел".

Таблица B-57A. Блок данных конечного участка захода на посадку (FAS)

Содержание данных	Исполь-зуемые биты	Диапазон значений	Разрешающая способность
Тип операции	4	0–15	1
Идентификатор (ID) поставщика обслуживания SBAS	4	0–15	1
Идентификатор (ID) аэропорта	32	–	–
Номер ВПП	6	01–36	1
Литера ВПП	2	–	–
Определитель характеристик захода на посадку	3	0–7	1
Индикатор маршрута	5	–	–
Селектор данных опорной траектории	8	0–48	1
Идентификатор опорной траектории	32	–	–
Широта LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005"
Долгота LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005"
Относительная высота LTP/FTP	16	–512,0 – 6041,5 м	0,1 м
Δ широты FPAP	24	±1,0°	0,0005"
Δ долготы FPAP	24	±1,0°	0,0005"
TCH при заходе на посадку (примечание 1)	15	0–1638,35 м или 0–3276,7 фут	0,05 м или 0,1 фут
Селектор единиц TCH при заходе на посадку	1	–	–
Угол наклона глиссады (GPA)	16	0–90,0°	0,01°
Курсовая ширина	8	80–143,75 м	0,25 м
Δ продольного смещения	8	0–2032 м	8 м
Порог срабатывания сигнализации по горизонтали (HAL)	8	0–51,0 м	0,2 м
Порог срабатывания сигнализации по вертикали (VAL) (примечание 2)	8	0–51,0 м	0,2 м
CRC на конечном участке захода на посадку	32		–

Примечание 1. Информация может предоставляться в футах или метрах, в зависимости от того, как это указано селектором единиц TCH при заходе на посадку.

Примечание 2. Значение VAL, равное 0, указывает на то, что вертикальные отклонения не могут использоваться (т. е. заход на посадку с наведением только в боковой плоскости). Это не препятствует предоставлению консультативного вертикального наведения при таких заходах на посадку, см. AC 20-138 ФАУ.

Кодирование: каждый символ кодируется, используя биты b_1- b_6 его представления в IA-5. Для каждого символа первым передается бит b_1 и после бита b_6 добавляются два нулевых бита, т.е. для каждого символа передается 8 бит. Используются только прописные буквы, цифры и "пробел" IA-5. Крайний правый символ передается первым. В случае трехсимвольного идентификатора опорной траектории крайним правым символом (передается первым) является "пробел" IA-5.

Примечание. LTP/FTP представляет собой точку, над которой проходит траектория FAS на высоте относительно LTP/FTP, определяемой TCH.

Широта LTP/FTP. Широта точки LTP/FTP в секундах дуги.

Кодирование: положительное значение означает северную широту.

отрицательное значение означает южную широту.

Долгота LTP/FTP. Долгота точки LTP/FTP в секундах дуги.

Кодирование: положительное значение означает восточную долготу.

отрицательное значение означает западную долготу.

Относительная высота LTP/FTP. Высота LTP/FTP относительно эллипсоида WGS-84.

Кодирование: данное поле кодируется как беззнаковое число с фиксированной запятой со смещением в -512 м. Нулевое значение данного поля означает, что LTP/FTP располагается на 512 м ниже земного эллипсоида.

Примечание. FPAP представляет собой точку на одинаковой относительной высоте с LTP/FTP, которая используется для выставления направления захода на посадку. Начало отсчета угловых отклонений в боковом направлении удалено на 305 м (1000 фут) от FPAP вдоль траектории FAS в боковой плоскости. При заходе на посадку по оси ВПП точка FPAP располагается на посадочном конце ВПП или за ним.

Δ широты FPAP. Отличие широты FPAP от LTP/FTP на ВПП в секундах дуги.

Кодирование: положительное значение означает, что широта FPAP севернее широты LTP/FTP;

отрицательное значение означает, что широта FPAP южнее широты LTP/FTP.

Δ долготы FPAP. Отличие долготы FPAP от LTP/FTP на ВПП в секундах дуги.

Кодирование: положительное значение означает, что долгота FPAP восточнее долготы LTP/FTP;

отрицательное значение означает, что долгота FPAP западнее долготы LTP/FTP.

TCH при заходе на посадку. Относительная высота траектории FAS над LTP/FTP, определяемая в футах или метрах, как это указано селектором единиц TCH.

Селектор единиц TCH при заходе на посадку. Единицы, используемые для указания TCH.

Кодирование: 0 = футы.

1 = метры.

Угол глиссады (GPA). Угол траектории FAS относительно горизонтальной плоскости, касательной к эллипсоиду WGS-84 в LTP/FTP.

Курсовая ширина. Боковое смещение в LTP/FTP относительно определяемой FAS траектории, при котором достигается отклонение на полную шкалу указателя отклонения курса.

Кодирование: данное поле кодируется как беззнаковое число с фиксированной запятой со смещением 80 м. Нулевое значение данного поля означает курсовую ширину 80 м в LTP/FTP.

Δ продольного смещения. Расстояние от посадочного конца ВПП до FPAP.

Кодирование: 1111 1111 = не предусматривается.

HAL. Порог срабатывания сигнализации по горизонтали в метрах, используемый при заходе на посадку.

VAL. Порог срабатывания сигнализации по вертикали в метрах, используемый при заходе на посадку.

CRC на конечном участке захода на посадку. 32-битовая последовательность CRC, добавляемая в конец каждого блока данных FAS с целью обеспечения целостности данных захода на посадку. Данная 32-битовая последовательность CRC на конечном участке захода на посадку рассчитывается в соответствии с п.3.9. Длина CRC-кода k = 32 бита.

Порождающий многочлен CRC имеет следующий вид:

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1$$

Информационное поле CRC, M(x), имеет следующий вид:

$$M(x)=\sum_{i=1}^{288} m_i x^{288-i} = m_1x^{287} + m_2x^{286} + \ldots + m_{288}x^0$$

M(x) формируется из всех битов соответствующего блока данных FAS, исключая CRC. Биты располагаются в порядке передачи в такой последовательности, что m_1 соответствует LSB поля типа операции, а m_{288} соответствует MSB поля порога срабатывания сигнализации по вертикали (VAL). CRC задается таким образом, что r1 является LSB, а r_{32} представляет собой MSB.

3.5.8.4.2.6.2 Для операций точного захода на посадку и APV, идентификатор поставщика обслуживания, передаваемый в сообщении типа 17, идентичен идентификатору поставщика обслуживания в блоке данных FAS, за исключением случая, когда идентификатор в блоке данных FAS равен 15.

Примечание. Если идентификатор поставщика обслуживания в блоке данных FAS равен 15, то может использоваться любой поставщик обслуживания. Если идентификатор поставщика обслуживания в блоке данных FAS равен 14, то точные дифференциальные поправки SBAS не могут быть использованы для захода на посадку.

3.5.8.4.2.6.3 Точность опорных точек FAS SBAS. Погрешность топографической съемки всех опорных точек FAS относительно WGS-84 составляет менее 0,25 м по вертикали и 1 м по горизонтали.

3.5.8.4.3 Взлет, полет на маршруте, операции в зоне аэропорта и неточный заход на посадку

3.5.8.4.3.1 Приемник рассчитывает и применяет долгосрочные поправки, быстрые поправки и поправки к скорости изменения дальности.

3.5.8.4.3.2 Приемник рассчитывает и использует ионосферные поправки.

Примечание. Два метода расчета ионосферных поправок представлены в пп. 3.1.2.4 и 3.5.5.5.2.

3.5.8.4.3.3 Приемник применяет тропосферную модель, остаточная погрешность которой имеет среднее значение (μ) менее 0,15 м и стандартное отклонение менее 0,07 м.

Примечание. Была разработана модель, отвечающая этим требованиям. Инструктивный материал приведен в п. 6.5.4 дополнения D.

3.5.8.4.3.4 Приемник рассчитывает и применяет уровни защиты по горизонтали и по вертикали, как определено в п. 3.5.5.6. При данном вычислении параметр stropo определяется либо по формуле в п. 3.5.8.4.2.5, которая может использоваться при углах места не менее 4o, либо по приведенной ниже формуле, которая может использоваться при углах места не менее 2º:

$$\frac{1{,}001}{\sqrt{0{,}002001 + \sin^2(\theta_i)}} \times \left(1 + 0{,}015 \times \left(\max(0, 4 - \theta_i)\right)^2\right) \times 0{,}12 \text{ м}$$

где θi – угол места i-го спутника.

Кроме того, параметр $\sigma_{i,air}$ удовлетворяет условию нормального распределения с нулевым средним, а стандартное отклонение, равное $\sigma_{i,air}$, ограничивает ошибку распределения для остаточных погрешностей псевдодальности ВС следующим образом:

$$\int_{y}^{\infty} f_i(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ для всех } \frac{y}{\sigma} \geq 0 \text{ и}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_i(x)dx \leq Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ для всех } \frac{y}{\sigma} \geq 0$$

где $f_i(x)$ – функция плотности вероятности остаточной погрешности псевдодальности ВС и

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt$$

Примечание. Стандартное затухание многолучевости для ВС, определенное в п. 3.6.5.5.1, может быть использовано для ограничения ошибки от многолучевости.

3.5.8.4.4 Для взлета, полета по маршруту и неточного захода на посадку приемник должен использовать передаваемые ионосферные поправки, если они доступны, а также модель тропосферы с характеристиками, которые определены в п.3.5.8.4.3.

3.5.9 ИНТЕРФЕЙС МЕЖДУ SBAS

Примечание. Инструктивный материал по интерфейсу между различными поставщиками обслуживания SBAS представлен в п. 6.3 дополнения D.

3.6 Наземная система функционального дополнения (GBAS) и наземная региональная система функционального дополнения (GRAS)

3.6.1 ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Система GBAS включает наземную подсистему и бортовую подсистему. Наземная подсистема GBAS передает данные и поправки к дальномерным сигналам GNSS посредством ОВЧ-радиовещательной передачи цифровых данных в бортовую подсистему. Наземная подсистема GRAS состоит из одной или нескольких наземных подсистем GBAS.

Примечание. Инструктивный материал содержится в разделе 7. 1 дополнения D.

3.6.1.1 Виды обслуживания GBAS. Наземная подсистема GBAS обеспечивает обслуживание по определению местоположения, либо обслуживание по выполнению захода на посадку, либо оба вида обслуживания.

Примечание 1. Термин "виды обслуживания" относится к соответствующему набору требований к функциональным и эксплуатационным характеристикам наземного и бортового оборудования, которые обеспечивают достижение бортовым оборудованием количественно измеряемых навигационных характеристик. Инструктивный материал, касающийся видов обслуживания, содержится в разделе 7.1 дополнения D.

Примечание 2. Наземные средства GBAS характеризуются по классификации средств GBAS (GFC). Многие из характеристик и функциональных требований GBAS основаны на GFC. Настоящие SARPS составлены в соответствии с тем, какие требования применяются к данному элементу классификации средств (т. е. буква вида обслуживания средства обеспечения захода на посадку (FAST), поляризация излучения средства и т. д.) Инструктивный материал, касающийся классификации средств обслуживания, содержится в п. 7.1.4.1 дополнения D)

3.6.1.2 Все наземные подсистемы GBAS соответствуют требованиям пп. 3.6.1, 3.6.2, 3.6.3, 3.6.4, 3.6.6 и 3.6.7, если не указано иное. Наземная подсистема вида FAST D отвечает особым требованиям, предъявленным к ней, и при этом также соответствует требованиям к виду FAST C.

3.6.2 РАДИОЧАСТОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.6.2.1 Стабильность несущей частоты. Несущая частота радиовещательной передачи данных поддерживается в диапазоне ±0,0002 % от выделенной частоты.

3.6.2.2 Кодирование посредством побитового сдвига фазы. Сообщения GBAS формируются в виде символов, каждый из которых состоит из трех последовательных битов сообщения. В случае необходимости формирования последнего 3-битового символа сообщения конец сообщения дополняется одним или двумя наборами битов-заполнителей, установленных в нуль. Символы преобразуются в D8PSK посредством сдвига фазы несущей частоты ($\Delta\varphi_к$) в соответствии с таблицей B-58.

Примечание. Фаза несущей частоты для k-го символа ($\varphi_к$) описывается выражением: $\varphi_к = \varphi_{к-1} + \Delta\varphi_к$. Сигнал D8PSK может быть получен, как показано на рис. B-19, путем суммирования двух квадратурных РЧ-сигналов, модулированных по амплитуде с независимым подавлением несущей импульсами, отфильтрованными в полосе частот модулирующего сигнала. Положительное приращение по $\Delta\varphi_к$ · представляет собой вращение против часовой стрелки в комплексной плоскости I-Q, приведенной на рис. B-19.

3.6.2.3 Фильтры огибающей модулирующего сигнала и формирования импульса. Выходной сигнал дифференциального фазового кодирующего устройства фильтруется фильтром формирования импульса, выход которого, s(t), описывается следующим образом:

$$s(t) = \sum_{k=-\infty}^{k=\infty} e^{j\phi_k}\, h\,(t - kT),$$

где h – импульсная характеристика фильтра приподнято-косинусоидальной фильтрации;
$\phi_к$ – (как определено в п. 3.6.2.2);
t – время;
T – длительность каждого символа (T=1/10 500 с).

Данный фильтр формирования импульса имеет номинальную комплексную амплитудно-частотную характеристику фильтра приподнято-косинусоидальной фильтрации с α = 0,6 . Временная характеристика, h(t), и амплитудно-частотная характеристика, H(f), основного полосового фильтра описываются следующими выражениями:

$$h(t) = \frac{\sin\left(\frac{\pi t}{T}\right)\cos\left(\frac{\pi\alpha t}{T}\right)}{\frac{\pi t}{T}\left[1-\left(\frac{2\alpha t}{T}\right)^2\right]};$$

$$H(f) = \begin{cases} 1 & \text{для} \quad 0 \le f < \frac{1-\alpha}{2T} \\ \frac{1-\sin\left(\frac{\pi}{2\alpha}(2fT-1)\right)}{2} & \text{для} \ \frac{1-\alpha}{2T} \le f \le \frac{1+\alpha}{2T} \\ 0 & \text{для} \quad f > \frac{1+\alpha}{2T} \end{cases}.$$

Несущая частота модулируется выходом s(t) фильтра формирования импульса.

3.6.2.4 Величина вектора ошибки. Величина вектора ошибки передаваемого сигнала не превышает 6,5 % от среднеквадратического значения (1δ).

3.6.2.5 Скорость передачи данных. Скорость передачи символов поддерживается равной 10 500 символов/с ±0,005 % и обеспечивает номинальную скорость передачи информации в битах 31 500 бит/с.

3.6.2.6 Излучения в несанкционированных временных интервалах. Для всех условий эксплуатации максимальная мощность, измеренная во время передачи в любом несанкционированном временном интервале в полосе частот 25 кГц с центром на частоте данного канала, не превышает –105 дБ относительно разрешенной мощности передатчика.

Примечание. Максимальная мощность –105 дБс может не обеспечивать защиту приема излучений во временном интервале, назначенном другому желательному передатчику, для приемников в пределах 80 м от нежелательной передающей антенны.

Таблица B-58. Кодирование данных

Биты сообщения			Символ – фазовый сдвиг
I_{3K-2}	I_{3k-1}	I_{3k}	$\Delta\varphi_к$
0	0	0	0 π/4
0	0	1	1 π/4
0	1	1	2 π/4
0	1	0	3 π/4
1	1	0	4 π/4
1	1	1	5 π/4
1	0	1	6 π/4
1	0	0	7 π/4

Примечание. I_j представляет собой j-й бит подлежащего передаче пакета, где I_1 – первый бит установочной последовательности.

3.6.3 СТРУКТУРА ДАННЫХ

3.6.3.1 СИНХРОНИЗАЦИЯ ПЕРЕДАТЧИКА

3.6.3.1.1 Система временного разделения передачи данных. Система многостанционного доступа с временным разделением каналов (TDMA) базируется на кадрах и временных интервалах. Длительность каждого кадра составляет 500 мс. В каждой односекундной эпохе UTC содержится два таких кадра. Первый из указанных кадров начинается в начале эпохи UTC, а второй начинается спустя 0,5 с после начала эпохи UTC. Кадр мультиплексируется по времени таким образом, чтобы он состоял из восьми отдельных временных интервалов (A–H) длительностью 62,5 мс.

3.6.3.1.2 Пакеты. В каждом установленном временном интервале содержится не более одного пакета. Чтобы инициировать использование временного интервала (слота), GBAS передает пакет в данном временном интервале в каждом из пяти последовательных кадров. Наземная система передает пакет как минимум в одном из каждых пяти последовательных кадров в каждом используемом временном интервале.

Примечание 1. Пакеты содержат не менее одного сообщения и могут иметь переменную длину, вплоть до максимально допустимой, в рамках временного интервала, как определено в п. 3.6.3.2.

Примечание 2. При инициации временного интервала бортовой авиационный приемник может не принять первые четыре пакета.

3.6.3.1.3 Бюджет времени для пакетов

3.6.3.1.3.1 На каждый пакет приходится 62,5-миллисекундный временной интервал.

3.6.3.1.3.2 Начало пакета имеет место через 95,2 мкс после начала временного интервала с допуском ±95,2 мкс.

3.6.3.1.3.3 Для оборудования GBAS/E начало синхронизирующей и решающей неоднозначность части пакета, передаваемого с горизонтальной поляризацией (HPOL), приходится на 10-микросекундный интервал с начала пакета, передаваемого с вертикальной поляризацией (VPOL).

Примечание. Таблица B-59 иллюстрирует временную схему пакета.

3.6.3.1.4 Время нарастания и стабилизации уровня мощности передатчика. Мощность передатчика достигает 90 % уровня мощности установившегося режима в течение 190,5 мкс после начала пакета (2 символа). Мощность передатчика стабилизируется на уровне установившегося режима в течение 476,2 мкс после начала пакета (5 символов).

Примечание. Период стабилизации мощности передатчика может использоваться бортовым приемником для установки автоматической регулировки усиления.

3.6.3.1.5 Время спада уровня мощности. После последнего информационного символа, переданного в рамках установленного временного интервала, уровень выходной мощности передатчика снижается по меньшей мере на 30 дБ менее уровня мощности установившегося режима в течение 285,7 мкс (3 символа).

3.6.3.2 Организация пакетов и кодирование. Каждый пакет включает элементы данных, представленные в таблице B-60. Кодирование сообщений подчиняется следующей последовательности: форматирование данных приложения, формирование FEC установочной последовательности, формирование FEC приложения и скремблирование битов.

3.6.3.2.1 Синхронизация и разрешение неоднозначности. Поле синхронизации и разрешения неоднозначности представляется показанной ниже 48-разрядной последовательностью с передачей первым правого старшего разряда:

010 001 111 101 111 110 001 100 011 101 100 000 011 110 010 000.

3.6.3.3 СОДЕРЖАНИЕ СКРЕМБЛИРОВАННЫХ ДАННЫХ

3.6.3.3.1 Идентификатор временного интервала станции (SSID). Идентификатор временного интервала станции представляется числовым значением, соответствующим буквенному обозначению от A до H первого временного интервала, выделенного для наземной подсистемы GBAS, где интервал A представляется 0, интервал B – 1, C – 2, ... и H – 7. Идентификатор передается младшим разрядом вперед.

Таблица B-59. Временная схема пакета

Событие	Номинальная длительность события	Номинальный процент от мощности установившегося режима
Нарастание мощности передатчика	190,5 мкс	0–90 %
Стабилизация мощности передатчика	285,7 мкс	90–100 %
Синхронизация и разрешение неоднозначности	1 523,8 мкс	100 %
Передача скремблированных данных	58 761,9 мкс	100 %
Падение мощности	285,7 мкс (примечание 1)	100–0 %

Примечания:

1. Длительность события, указанная для передачи скремблированных данных, соответствует максимальной длине приложения, содержащего данные 1776 бит, 2 бит заполнения и номинальной длительности символа.

2. Данные требования по временному разделению гарантируют защитный временной интервал 1259 мкс, обеспечивая дальность распространения порядка 370 км (200 м. миль) в одном направлении.

3. В том случае, если пакеты, передаваемые с антенны GBAS, могут приниматься на удалении более 370 км (200 м. миль), превышающем дальность от другой передающей антенны, используя следующий смежный слот, то во избежание потери обоих пакетов требуется более длительный защитный временной интервал. Для обеспечения более длительного защитного временного интервала необходимо ограничить длину приложения, содержащего данные первого пакета до 1744 бит. Это обеспечивает разницу в дальностях распространения до 692 км (372 м. мили) без создания конфликтной ситуации.

Таблица B-60. Содержание данных пакета

Элемент	Содержание данных	Число битов
Начало пакета	Все нули	15
Стабилизация мощности		
Синхронизация и разрешение неоднозначности	3.6.3.2.1	48
Скремблированные данные:	3.6.3.3	
идентификатор временного интервала станции (SSID)	3.6.3.3.1	3
длина передачи	3.6.3.3.2	17
FEC установочной последовательности	3.6.3.3.3	5
данные приложения	3.6.3.3.4	До 1 776
FEC приложения	3.6.3.3.5	48
биты заполнения (примечание)	3.6.2.2	0–2

Примечание. Скремблирование данных для битов заполнения имеет факультативный характер (п. 3.6.3.3.6).

3.6.3.3.2 Длина передачи. Длина передачи указывает общее количество битов как в данных приложения так и в FEC приложения. Данный параметр передается младшими разрядами вперед.

3.6.3.3.3 FEC установочной последовательности. FEC установочной последовательности вычисляется по полям SSID и длины передачи с использованием (25, 20) блочного кода согласно следующему уравнению:

$$[P_1, ..., P_5] = [SSID_1, ..., SSID_3, TL_1, ..., TL_{17}]\ H^T,$$

где P_n – n-й бит FEC установочной последовательности (P_1 передается первым);
$SSID_n$ – n-й бит идентификатора временного интервала станции (SSID = LSB);
TL_n – n-й бит в длине передачи (TL_1 = LSB);
H^T – результат транспонирования матрицы четности, определенной ниже:

$$H^T = \begin{bmatrix} 0&0&0&0&0&0&0&0&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1&1 \\ 0&0&1&1&1&1&1&1&0&0&0&0&1&1&1&1&1&1&1&1 \\ 1&1&0&0&0&1&1&1&0&0&1&1&0&0&0&0&1&1&1&1 \\ 1&1&0&1&1&0&1&1&0&1&0&1&0&0&1&1&0&0&1&1 \\ 0&1&1&0&1&0&0&1&1&1&1&0&0&1&0&1&0&1&0&1 \end{bmatrix}^T$$

Примечание. Данный код способен исправлять все единичные битовые ошибки и выявлять 75 из 300 возможных двойных битовых ошибок.

3.6.3.3.4 Данные приложения. Как определено в п. 3.6.3.4, рассматриваемые приложения состоят из одного или более блоков сообщения. Блоки сообщения отображаются непосредственно на данные приложения без дополнительного участия задействованных уровней.

3.6.3.3.5 FEC приложения. FEC приложения вычисляется с использованием данных приложения с помощью систематического (255, 249) кода Рида-Соломона (R-S) фиксированной длины.

3.6.3.3.5.1 Определяющий поле примитивный полином R-S кода, p(x), имеет следующий вид:

$$p(x) = x^8 + x^7 + x^2 + x + 1.$$

3.6.3.3.5.2 Образующий полином R-S кода, g(x), описывается выражением:

$$g(x) = \prod_{i=120}^{125}(x - \alpha^i) = x^6 + \alpha^{176}x^5 + \alpha^{186}x^4 + \alpha^{244}x^3 + \alpha^{176}x^2 + \alpha^{156}x + \alpha^{225},$$

где α представляет собой квадратный корень из p(x), используемый для построения поля Галуа размером 2^8, GF(256), а α^i – это i-й примитивный элемент в GF(256).

3.6.3.3.5.3 При формировании FEC приложения подлежащие кодированию данные m(x) группируются в 8-разрядные символы R-S. Все информационные поля в блоках сообщения, которые определяют данные приложения, следуют в порядке, приведенном в таблицах B-61 и B-62, и в таблицах сообщений в п. 3.6.6. Однако так как код Рида-Соломона является блочным кодом, блоки данных приложения короче 249 байт (1992 бит) расширяются до 249 байт за счет виртуальных установленных в нуль битов заполнения и добавляются к данным приложения. Указанные виртуальные биты заполнения не пересылаются в устройство скремблирования битов. Данные, m(x), подлежащие кодированию, определяются выражением:

$$m(x) = a_{248}x^{248} + a_{247}x^{247} + \ldots + a_{248-\text{длина}+1}x^{248-\text{длина}+1} + a_{248-\text{длина}}x^{248-\text{длина}} + \ldots + a_1x + a_0,$$

где длина – количество 8-разрядных слов (байт) в блоке данных приложения;

a_{248} – идентификатор блока сообщения, в котором крайний правый бит является младшим, а первый бит в данных приложения посылается на шифратор битов;

$a_{248-\text{длина}+1}$ – последний байт в CRC блока сообщения, в котором крайний левый бит является старшим, а последний бит в данных приложения посылается на шифратор битов;

$a_{248-\text{длина}}\ldots$, a_1, a_0 – виртуальные биты заполнения (если таковые имеются).

3.6.3.3.5.4 Шесть проверочных символов R-S (b_i) определяются как коэффициенты остатка от деления полинома сообщения $x^6m(x)$ на образующий полином g(x):

$$b(x) = \sum_{i=0}^{5} b_i x^i = b_5x^5 + b_4x^4 + b_3x^3 + b_2x^2 + b_1x + b_0 = \left[x^6m(x)\right] \bmod g(x).$$

3.6.3.3.5.5 Указанные 8-разрядные проверочные символы R-S присоединяются к данным приложения. Каждый 8-разрядный проверочный символ R-S передается старшими разрядами вперед с b_0 по b_5, т. е. первый бит FEC приложения, пересылаемый в шифратор битов (скремблер), является старшим разрядом b_0, а последний бит FEC приложения, пересылаемый в скремблер, является младшим разрядом b_5.

Примечание 1. Код R-S способен исправлять до трех символьных ошибок включительно.

Примечание 2. Порядок передаваемых 8-разрядных проверочных символов R-S в FEC присоединенного приложения отличается от VDL режима 2. Более того, в случае VDL режима 2 каждый проверочный символ R-S передается младшими разрядами вперед.

Примечание 3. Пример результатов кодирования FEC приложения приведен в п. 7.15 дополнения D.

Таблица B-61. Формат блока сообщения GBAS

Блок сообщения	Биты
Заголовок блока сообщения	48
Сообщение	До 1696 вкл.
CRC	32

Таблица B-62. Формат заголовка блока сообщения

Поле данных	Биты
Идентификатор блока сообщения	8
Идентификатор GBAS ID	24
Идентификатор типа сообщения	8
Длина сообщения	8

3.6.3.3.6 Скремблирование битов

3.6.3.3.6.1 Над выходом псевдошумового скремблера и данными в пакете, начинающимися с SSID, т. е. над всеми данными, располагающимися после последовательности, используемой для синхронизации и разрешения неоднозначности, посредством 15-разрядного формирующего регистра выполняется функция «исключающее ИЛИ». Скремблирование битов заполнения необязательно, а их установленные значения могут быть произвольными.

Примечание. Биты заполнения не используются бортовым приемником, и их значения не оказывают влияния на систему.

3.6.3.3.6.2 Регистр сдвига скремблера использует на входе полином $1 + x + x^{15}$. Содержимое регистра циклически сдвигается с частотой один сдвиг на бит. Исходное состояние регистра, предшествующее первому SSID биту каждого пакета, представляется как "1101 0010 1011 001" с левым старшим битом в первом разряде регистра. Первый выходной бит скремблера выбирается до первого сдвига регистра.

Примечание. Схема шифратора битов (скремблера) приведена в п. 7.4 дополнения D.

3.6.3.4 Формат блока сообщения. Блоки сообщения включают заголовок блока сообщения, сообщение и 32-битовый проверочный избыточный циклический код (CRC). В таблице B-61 показана структура блока сообщения. Все параметры со знаком представляются как числа с точным двоичным дополнением, а все параметры без знака представляются как числа с фиксированной точкой без знака. Масштабирование данных соответствует представленному в таблицах сообщений. Все поля данных в блоке сообщения передаются в порядке, определенном в таблицах в п. 3.6.6, при этом первым передается младший бит каждого поля.

Примечание. Все двоичные представления, читаемые слева направо, являются представлениями от старшего к младшему разряду.

3.6.3.4.1 Заголовок блока сообщения. Заголовок блока сообщения состоит из идентификатора блока сообщения, идентификатора GBAS (ID), идентификатора типа сообщения и параметра длины сообщения, как показано в таблице B-62.

Идентификатор блока сообщения: 8-битовый идентификатор для рабочего режима блока сообщения GBAS.

Правило кодирования: 1010 1010 – нормальное сообщение GBAS.

1111 1111 – тестовое сообщение GBAS.

Все другие значения зарезервированы.

Идентификатор GBAS ID: используется 4-символьная идентификация GBAS с целью различения наземных подсистем GBAS.

Правило кодирования: каждый символ кодируется с использованием битов с b_1 по b_6 его представления в Международном алфавите № 5 (IA-5). Для каждого символа бит b_1 передается первым, при этом для каждого символа передаются 6 битов. Используются только прописные буквы, цифры и "пробел" IA-5. Первым передается правый старший символ. Для 3-символьного идентификатора GBAS ID правый старший символ (передается первым) представляет собой "пробел" IA-5.

Примечание. Идентификатор GBAS ID обычно идентичен индикатору местоположения ближайшего аэропорта. Для предотвращения конфликтных ситуаций назначение GBAS ID будет координироваться в установленном порядке.

Идентификатор типа сообщения: цифровая метка, идентифицирующая содержание сообщения (таблица B-63).

Длина сообщения: длина сообщения в 8-битовых байтах, включая 6-байтовый заголовок блока сообщения, само сообщение и 4-байтовый CRC код.

3.6.3.4.2 Проверка циклическим избыточным кодом (CRC). CRC сообщения GBAS рассчитывается в соответствии с п. 3.9.

3.6.3.4.2.1 Длина кода CRC составляет k = 32 бита.

3.6.3.4.2.2 Порождающий полином CRC имеет следующий вид:

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1.$$

3.6.3.4.2.3 Информационное поле CRC, M(x), описывается выражением:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{n} m_i x^{n-1} = m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \ldots + m_n x^{0}.$$

3.6.3.4.2.4 M(x) формируется из 48-битового заголовка блока сообщения GBAS и всех битов сообщения переменной длины, исключая CRC. Биты устанавливаются в порядке передачи таким образом, что mi соответствует первому передаваемому биту заголовка блока сообщения, а mn соответствует последнему передаваемому биту из (n-48) битов сообщения.

3.6.3.4.2.5 CRC строится таким образом, что r1 представляет собой первый передаваемый бит, а r32 – последний передаваемый бит.

3.6.4 СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ

3.6.4.1 Типы сообщений. Типы сообщений, которые могут передаваться системой GBAS, приведены в таблице B-63.

Таблица B-63. Сообщения, передаваемые GBAS по ОВЧ-каналу

Идентификатор типа сообщения	Содержание сообщения
0	Не занято
1	Поправки к псевдодальностям
2	Информация о GBAS
3	Нулевое сообщение
4	Информация о конечном участке захода на посадку (FAS)
5	Прогнозируемая эксплуатационная готовность дальномерного источника
6	Зарезервировано
7	Зарезервировано для национальных применений
8	Зарезервировано для проверок и испытаний
9–10	Не занято
11	Поправки к псевдодальности – псевдодальности, сглаженные с интервалом 30 с
12–100	Не занято
101	Поправки к псевдодальности GRAS
102–255	Не занято

Примечание. См. п. 3.6.6 относительно форматов сообщений.

3.6.4.2 СООБЩЕНИЕ ТИПА 1: ПОПРАВКИ К ПСЕВДОДАЛЬНОСТЯМ

3.6.4.2.1 В сообщении типа 1 передаются дифференциальные поправки для отдельных дальномерных источников GNSS (таблица B-70). Сообщение включает три раздела:

a) информация о сообщении (срок действия, признак дополнительного сообщения, количество измерений и тип измерений);

b) низкочастотная информация (параметр декорреляции эфемерид, информация о проверке эфемерид спутников избыточным циклическим кодом (CRC) и об эксплуатационной готовности спутников);

c) блоки данных спутниковых измерений.

Примечание 1. Передача низкочастотных данных для дальномерных источников SBAS факультативна.

Примечание 2. Все параметры в этом типе сообщений применяются к псевдодальностям, сглаженным по несущим частотам с интервалом 100 с.

3.6.4.2.2 Каждое сообщение типа 1 включает параметр декорреляции эфемерид, CRC эфемерид и параметры продолжительности эксплуатационной готовности для одного спутникового дальномерного источника. Параметр декорреляции эфемерид, CRC эфемерид и продолжительность эксплуатационной готовности источника относятся к первому дальномерному источнику в данном сообщении.

3.6.4.2.3 Параметрами коррекции псевдодальности являются:

Модифицированный Z-отсчет: показывает время привязки всех параметров, содержащихся в данном сообщении.

Правило кодирования: модифицированный Z-отсчет сбрасывается в час (xx:00), час двадцать (xx:20) и час сорок (xx:40) по шкале системного времени GPS.

Признак дополнительного сообщения: показывает, содержится ли в отдельном сообщении типа 1 или в связанной паре сообщений набор блоков измерений в кадре для конкретного типа измерения.

Правило кодирования: 0 – все блоки измерений для конкретного типа измерения содержатся в одном сообщении типа 1;

1 – данное сообщение является первым передаваемым сообщением из связанной пары сообщений типа 1, в которой содержится набор всех блоков измерений для конкретного типа измерения;

2 – не занято;

3 – данное сообщение является вторым передаваемым сообщением из связанной пары сообщений типа 1, в которой содержится набор всех блоков измерений для конкретного типа измерения.

Примечание. Если для конкретного типа измерения используется связанная пара сообщений типа 1, то параметры "количество измерений" и "низкочастотная информация" рассчитываются отдельно для каждого сообщения из пары.

Количество измерений: количество блоков измерений в сообщении.

Тип измерений: тип дальномерного сигнала, по которому рассчитаны поправки.

Правило кодирования: 0 – код C/A или CSA в диапазоне L1;

1 – зарезервировано;

2 – зарезервировано;

3 – зарезервировано;

4–7 – не занято.

Параметр декорреляции эфемерид (P): параметр, который характеризует влияние остаточных ошибок в информации эфемерид вследствие декорреляции первого блока измерений в сообщении.

Для геостационарного спутника SBAS параметр декорреляции эфемерид, если передается, кодируется в виде всех нулей.

Для наземных подсистем GBAS, которые не передают дополнительный блок данных 1 в сообщении типа 2, параметр декорреляции эфемерид кодируется в виде всех нулей.

CRC эфемерид: проверка избыточным циклическим кодом CRC эфемерид, которые используются для определения поправок для первого блока измерений в данном сообщении. CRC эфемерид для дальномерных источников основной орбитальной системы (систем) рассчитывается в соответствии с п. 3.9. Длина CRC-кода k = 16 бит. Образующий полином CRC имеет следующий вид:

$$G(x) = x^{16} + x^{12} + x^5 + 1 .$$

Информационное поле CRC, M(x), для данного спутника имеет вид:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{n} m_i x^{n-i} = m_1 x^{n-1} + m_2 x^{n-2} + \ldots + m_n x^0 .$$

Для спутника GPS длина M(x) составляет n = 576 бит. M(x) для спутника GPS рассчитывается с использованием первых 24 разрядов каждого из слов 3 – 10, содержащихся в подкадрах 1, 2 и 3 передаваемого данным спутником сообщения, логически помноженных (AND) на маску эфемерид спутника GPS из таблицы B-64. Разряды располагаются в том же порядке, как принимаются со спутника GPS, но каждый бит передается младшим разрядом вперед так, чтобы

m_1 соответствовал разряду 68 подкадра 1, а m_{576} соответствовал разряду 287 подкадра 3.

Примечание. M(x) для спутника GPS не включает слово 1 (TLM) и слово 2 (HOW), с которых начинается каждый подкадр, а также 6 разрядов четности в конце каждого слова.

Для спутника ГЛОНАСС длина M(x) составляет n=340 бит. M(x) для спутника ГЛОНАСС рассчитывается с использованием строк 1, 2, 3 и 4 передаваемого данным спутником сообщения, логически помноженных (AND) на маску эфемерид спутника ГЛОНАСС из таблицы B-65. Разряды располагаются в порядке передачи, так чтобы m_1 соответствовал разряду 85 в строке 1, а m_{340} соответствовал разряду 1 в строке 4.

CRC эфемерид для геостационарного спутника SBAS, если таковые передаются, кодируются как все нули.

CRC-код передается в следующем порядке r_9, r_{10}, r_{11}…., r_{16}, r_1, r_2, r_3…, r_8, где r_1 представляет собой i^{th} коэффициент остатка R(x), как это определено в разделе 3.9.

Продолжительность эксплуатационной готовности источника: прогнозируемый интервал времени, относительно модифицированного Z-отсчета для первого блока измерений, в течение которого предполагается передача поправок к информации дальномерного источника.

Правило кодирования: 1111 1110 – продолжительность больше или равна 2540 с;

1111 1111 – данной наземной подсистемой прогноз продолжительности готовности источника не обеспечивается.

Таблица B-64. Маска эфемерид спутников GPS

Подкадр 1:	Байт 1	Байт 2	Байт 3		Байт 1	Байт 2	Байт 3
Слово 3	0000 0000	0000 0000	0000 0011	Слово 4	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Слово 5	0000 0000	0000 0000	0000 0000	Слово 6	0000 0000	0000 0000	0000 0000
Слово 7	0000 0000	0000 0000	1111 1111	Слово 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Слово 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100
Подкадр 2:	Байт 1	Байт 2	Байт 3		Байт 1	Байт 2	Байт 3
Слово 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Слово 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Слово 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Слово 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 10	1111 1111	1111 1111	0000 0000
Подкадр 3:	Байт 1	Байт 2	Байт 3		Байт 1	Байт 2	Байт 3
Слово 3	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 4	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Слово 5	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 6	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Слово 7	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 8	1111 1111	1111 1111	1111 1111
Слово 9	1111 1111	1111 1111	1111 1111	Слово 10	1111 1111	1111 1111	1111 1100

Таблица B-65. Маска эфемерид спутников ГЛОНАСС

Строка 1:
0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000

Строка 2:
0 0000 0000 0000 0000 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000

Строка 3:
0 0000 0111 1111 1111 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111 1111
1111 1111 1111 1111 1111 1111 0000 0000

Строка 4:
0 0000 1111 1111 1111 1111 1111 1100 0000 0000 0000 0000 0000 0000
0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000 0000

3.6.4.2.4 Параметрами блока сообщений являются:

Идентификатор ID дальномерного источника: опознание дальномерного источника, к которому относится информация последующего блока измерений.

Правило кодирования: 1–36 – идентификаторы спутников GPS (соответствуют PRN);

37 – зарезервирован

38–61 – идентификаторы спутников ГЛОНАСС (номер интервала плюс 37);

62–119 – не занято;

120–158 – идентификаторы спутников SBAS (соответствуют PRN);

159–255 – не занято.

Признак набора данных (IOD): признак, соответствующий набору эфемерид, используемому для определения поправок к псевдодальности и к скорости изменения дальности.

Правило кодирования: для GPS признак IOD равен параметру GPS IODE (п. 3.1.1.3.2.2);

для ГЛОНАСС признак IOD равен параметру GLONASS "tb" (см. п. 3.2.1.3.1);

для SBAS признак IOD равен 1111 1111.

Примечание. Для ГЛОНАСС в MSB IOD включается 0.

Коррекция псевдодальности (PRC): поправка к псевдодальности дальномерного источника.

Коррекция скорости изменения дальности (RRC): поправка к скорости изменения псевдодальности.

δ_{pr_gnd}: стандартное отклонение нормального распределения, связанное с вкладом сигнала в пространстве в погрешность псевдодальности, в опорной точке GBAS (пп. 3.6.5.5.1, 3.6.5.5.2 и 3.6.7.2.2.4).

Правило кодирования: 1111 1111 – дальномерный источник недостоверен.

B_1–B_4: параметры целостности, связанные с поправками к псевдодальности, содержащимися в том же самом блоке измерений. Для i-го дальномерного источника эти параметры соответствуют $B_{i,1}$–$B_{i,4}$ (пп. 3.6.5.5.1.2, 3.6.5.5.2.2 и 3.6.7.2.2.4). Во время непрерывной работы индексы "1–4" соответствуют тому же самому физическому опорному приемнику, используемому для получения каждой эпохи, передаваемой от конкретной наземной подсистемы, со следующим исключением: физический опорный приемник, привязанный к какому-либо из индексов 1–4, может быть заменен любым другим физическим опорным приемником (в том числе ранее отключенным), который не использовался для передач в течение последних 5 минут.

Правило кодирования: 1000 0000 – опорный приемник не использовался для расчета коррекции псевдодальности.

Примечание 1. Физический опорный приемник представляет собой приемник с антенной в фиксированном местоположении.

Примечание 2. Некоторые бортовые инерциальные комплексы могут предусматривать в основном статическое соответствие опорных приемников данным индексам. См. документ RTCA/DO-253D, добавление L.

3.6.4.3 Сообщение типа 2: данные по системе GBAS. В сообщении типа 2 идентифицируется местоположение опорной точки GBAS, относительно которой формируются передаваемые GBAS поправки, а также содержатся другие данные, относящиеся к GBAS (таблица B-71). Данные по системе GBAS включают следующие параметры:

Примечание. В сообщения типа 2 могут включаться дополнительные блоки данных. Определяются дополнительный блок данных 1 и дополнительный блок данных 2. В будущем могут быть определены другие дополнительные блоки данных. Блоки данных 2–255 имеют переменную длину и могут включаться в сообщение после дополнительного блока данных 1 в любом порядке.

Опорные приемники GBAS: количество опорных приемников GNSS, установленных в данной наземной подсистеме GBAS.

Правило кодирования: 0 – в GBAS установлены 2 опорных приемника;

1 – в GBAS установлены 3 опорных приемника;

2 – в GBAS установлены 4 опорных приемника;

3 – количество опорных приемников GNSS, установленных в данной наземной подсистеме GBAS, не применяется.

Показатель точности наземного оборудования: буквенный индекс, указывающий минимальные точностные характеристики сигнала в пространстве, обеспечиваемые GBAS (п. 3.6.7.1.1).

Правило кодирования: 0 – показатель точности A;

1 – показатель точности B;

2 – показатель точности C;

3 – не занято.

Показатель непрерывности/целостности GBAS (GCID): цифровой показатель эксплуатационного состояния GBAS.

Правило кодирования: 0 – не занято;

1 – GCID 1;

2 – GCID 2;

3 – GCID 3;

4 – GCID 4;

5 – не занято;

6 – не занято;

7 – система неисправна.

Примечание 1. Значения GCID, равные 3 и 4, предусмотрены с целью гарантировать совместимость оборудования с будущей GBAS.

Примечание 2. Значение GCID, равное 7, указывает на недоступность всех видов обслуживания при заходе на посадку, обеспечиваемых наземным средством.

Локальное магнитное склонение: публикуемое значение магнитного склонения в опорной точке GBAS.

Правило кодирования: положительное значение означает восточное склонение (по часовой стрелке от истинного севера); отрицательное значение означает западное склонение (против часовой стрелки от истинного севера);

100 0000 0000 – процедуры точного захода на посадку, поддерживаемые данной GBAS, публикуются с учетом истинного пеленга.

Примечание. При выборе локального магнитного склонения учитывается характер процедуры, а его значение обновляется в годы, соответствующие смене магнитных периодов.

$\delta_{vert_iono_gradient}$: среднеквадратическое отклонение нормального распределения, соответствующее остаточной ионосферной неопределенности, обусловленной пространственной декорреляцией (п. 3.6.5.4).

Индекс рефракции (N_r): номинальное значение индекса тропосферной рефракции, используемое для калибровки тропосферной поправки, соответствующей данной наземной подсистеме GBAS (п. 3.6.5.3).

Правило кодирования: данное поле кодируется как дополнение до двух со сдвигом +400. Нулевое значение в данном поле соответствует индексу рефракции, равному 400.

Масштаб высоты (h_0): масштабный коэффициент, используемый для калибровки тропосферной поправки и остаточной тропосферной неопределенности, соответствующих наземной подсистеме GBAS (п. 3.6.5.3).

Неоднозначность рефракции (δ_n): стандартное отклонение нормального распределения, связанное с остаточной тропосферной неопределенностью (п. 3.6.5.3).

Широта: широта опорной точки GBAS, определенная в угловых секундах.

Правило кодирования: положительное значение означает северную широту;

отрицательное значение означает южную широту.

Долгота: долгота опорной точки GBAS, определенная в угловых секундах.

Правило кодирования: положительное значение означает восточную долготу;

отрицательное значение означает западную долготу.

Высота опорной точки: высота опорной точки GBAS над эллипсоидом WGS-84.

3.6.4.3.1 Параметры дополнительного блока данных 1. Параметрами дополнительного блока данных 1 являются следующие:

СЕЛЕКТОР ДАННЫХ ОПОРНОЙ СТАНЦИИ (RSDS): цифровой идентификатор, который используется для выбора наземной подсистемы GBAS.

Примечание. RSDS отличается от любого другого RSDS и каждого селектора данных опорной траектории (RPDS), передаваемых на той же частоте каждой наземной подсистемой GBAS в пределах региона вещания.

Правило кодирования: 1111 1111 – определение местоположения с использованием GBAS не обеспечивается.

МАКСИМАЛЬНОЕ ИСПОЛЬЗУЕМОЕ РАССТОЯНИЕ (D_{max}): максимальное расстояние (наклонная дальность) от опорной точки GBAS, в пределах которого поправки к псевдодальности вводятся бортовым элементом.

Примечание. Данный параметр не указывает расстояние, в пределах которого удовлетворяются требования к напряженности поля ОВЧ-передачи данных.

Правило кодирования: 0 – ограничение по расстоянию отсутствует.

ПАРАМЕТР НЕОБНАРУЖЕНИЯ ЭФЕМЕРИД GPS, определение местоположения с использованием GBAS ($K_{md_e_POS,\ GPS}$): множитель для расчета предельных погрешностей местоположения в эфемеридах для определения местоположения GBAS, полученный из вероятности необнаружения, при условии, что ошибка в эфемеридах имеет место на спутнике GPS.

Для наземных подсистем GBAS, которые не передают поправки для дальномерных источников GPS или не обеспечивают определения местоположения с использованием GBAS, данный параметр кодируется в виде всех нулей.

ПАРАМЕТР НЕОБНАРУЖЕНИЯ ЭФЕМЕРИД GPS, виды A, B или C обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS ($K_{md_e,GPS}$): множитель для расчета предельных погрешностей местоположения в эфемеридах для видов A, B и C обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS, полученный из вероятности необнаружения, при условии, что ошибка в эфемеридах имеет место на спутнике GPS.

Для наземных подсистем GBAS, которые не передают поправки для дальномерных источников GPS, данный параметр кодируется в виде всех нулей.

ПАРАМЕТР НЕОБНАРУЖЕНИЯ ЭФЕМЕРИД ГЛОНАСС, определение местоположения с использованием GBAS ($K_{md_e_POS,GLONASS}$): множитель для расчета предельных погрешностей местоположения в эфемеридах для определения местоположения GBAS, полученный из вероятности необнаружения, при условии, что ошибка в эфемеридах имеет место на спутнике ГЛОНАСС.

Для наземных подсистем GBAS, которые не передают поправки для дальномерных источников ГЛОНАСС или не обеспечивают определения местоположения, данный параметр кодируется в виде всех нулей.

ПАРАМЕТР НЕОБНАРУЖЕНИЯ ЭФЕМЕРИД ГЛОНАСС, виды A, B или C обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS ($K_{md_e_,GLONASS}$): множитель для расчета предельных погрешностей местоположения в эфемеридах для видов A, B и C обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS, полученный из вероятности необнаружения, при условии, что ошибка в эфемеридах имеет место на спутнике ГЛОНАСС.

Для наземных подсистем GBAS, которые не передают поправки для дальномерных источников ГЛОНАСС, данный параметр кодируется в виде всех нулей.

3.6.4.3.2 Дополнительные блоки данных. Параметрами каждого дополнительного блока данных, кроме дополнительного блока данных 1, являются следующие:

ДЛИНА ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО БЛОКА ДАННЫХ: число байтов в дополнительном блоке данных, включая поля длины дополнительного блока данных и номера дополнительного блока данных.

НОМЕР ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО БЛОКА ДАННЫХ: числовой показатель типа дополнительного блока данных.

Правило кодирования: 0–1 – зарезервировано;

2 – дополнительный блок данных 2, радиовещательные станции GRAS;

3 – дополнительный блок данных 3, параметры GAST D;

4 – дополнительный блок данных 4, параметры аутентификации VDB;

5–255 – не занято.

ПАРАМЕТРЫ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ДАННЫХ: набор данных, определяемый в соответствии с номером дополнительного блока данных.

3.6.4.3.2.1 Радиовещательные станции GRAS

Параметры дополнительного блока данных 2 включают следующие данные об одной или нескольких радиовещательных станциях (таблица B-65A):

НОМЕР КАНАЛА: номер канала, как определено в п. 3.6.5.7, соответствующий радиовещательной станции GBAS.

Примечание. Номер канала в данном поле относится к частоте и RSDS.

Δ ШИРОТА: разница в широте радиовещательной станции GBAS, измеренная на основе

широты, указанной в параметре широты сообщения типа 2.

Правило кодирования: положительное значение означает, что радиовещательная станция GBAS находится к северу от опорной точки GBAS;

отрицательное значение означает, что радиовещательная станция GBAS находится к югу от опорной точки GBAS.

Δ ДОЛГОТА: разница в долготе радиовещательной станции GBAS, измеренная на основе долготы, указанной в параметре долготы сообщения типа 2.

Правило кодирования: положительное значение означает, что радиовещательная станция GBAS находится к востоку от опорной точки GBAS;

отрицательное значение означает, что радиовещательная станция GBAS находится к западу от опорной точки GBAS.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся дополнительного блока данных 2, содержится в п. 7.17 дополнения D.

Таблица B-65A. Данные о радиовещательных станциях GRAS

Содержание данных	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Номер канала	16	20 001–39 999	1
Δ Широта	8	±25,4°	0,2°
Δ Долгота	8	±25,4°	0,2°

3.6.4.3.2.2 Параметры GAST D

Параметры для дополнительного блока данных 3 включают параметры (таблица B-65B) для использования в случае применения вида обслуживания GAST D следующим образом:

Kmd_e_D,GLONASS ($K_{md_e_D,GLONASS}$): множитель для расчета предельных погрешностей местоположения в эфемеридах для GAST D, полученный из вероятности необнаружения, при условии, что ошибка в эфемеридах имеет место на спутнике ГЛОНАСС. Для наземных подсистем GBAS, которые не передают поправки для дальномерных источников ГЛОНАСС, данный параметр кодируется в виде всех нулей.

Примечание. Данный параметр, Kmd_e_D,GLONASS, может отличаться от параметра декорреляции эфемерид Kmd_e_GLONASS в дополнительном блоке данных 1 сообщения типа 2. Дополнительная информация в отношении разницы в этих параметрах содержится в пп. 7.5.6.1.2 и 7.5.6.1.3 дополнения D.

Kmd_e_D,GPS ($K_{md_e_D,GPS}$): множитель для расчета предельных погрешностей местоположения в эфемеридах для GAST D, полученный из вероятности необнаружения, при условии, что ошибка в эфемеридах имеет место на спутнике GPS. Для наземных подсистем GBAS, которые не передают поправки для дальномерных источников GPS, данный параметр кодируется в виде всех нулей.

Примечание. Данный параметр, Kmd_e_D,GPS, может отличаться от параметра декорреляции эфемерид Kmd_e_GPS в дополнительном блоке данных 1 сообщения типа 2. Дополнительная информация в отношении разницы в этих параметрах содержится в пп. 7.5.6.1.2 и 7.5.6.1.3 дополнения D.

Sigma_vert_iono_gradient_D ($\delta_{vert_iono_gradient_D}$): среднеквадратическое отклонение нормального распределения, соответствующее остаточной ионосферной неопределенности, обусловленной пространственной декорреляцией. Этот параметр используется бортовым оборудованием, когда применяется вид D обслуживания захода на посадку.

Примечание. Данный параметр, Sigma_vert_iono_gradient_D, может отличаться от параметра ионосферной декорреляции Sigma_vert_iono_gradient в сообщении типа 2. Дополнительная информация в отношении разницы в этих параметрах содержится в пп. 7.5.6.1.2 и 7.5.6.1.3 дополнения D.

Y_{EIG}: максимальное значение параметра EIG при нулевой дальности от опорной точки GBAS. Этот параметр используется бортовым оборудованием, когда применяется вид D обслуживания захода на посадку.

M_{EIG}: крутизна максимального параметра EIG в зависимости от расстояния от опорной точки GBAS. Этот параметр используется бортовым оборудованием, когда применяется вид D обслуживания захода на посадку.

Таблица B-65B. Параметры GAST D дополнительного блока данных 3

Содержание данных	Используемые разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
$K_{md_e_D,GPS}$	8	0–12,75	0,05
$K_{md_e_D,GLONASS}$	8	0–12,75	0,05
$\sigma_{vert_iono_gradient_D}$	8	0–25,5 x 10^{-6} м/м	0,1 x 10^{-6} м/м
Y_{EIG}	5	0–3,0 м	0,1
M_{EIG}	3	0–0,7 м/км	0,1

3.6.4.3.2.3 Параметры аутентификации VDB

Дополнительный блок данных 4 включает в себя информацию, необходимую для протоколов аутентификации VDB (таблица B-65C).

Определение группы интервалов: 8-битовое поле указывает, какие из восьми интервалов (A–H) выделены для использования наземной станцией. Это поле передается начиная с LSB. LSB соответствуют интервалу A, следующий бит – интервалу B и так далее. "1" в битовой позиции указывает интервал, выделенный для наземной станции. "0" указывает интервал, не выделенный для наземной станции.

Таблица B-65C. Параметры аутентификации VDB

Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Определение группы интервала	8	–	–

3.6.4.4 СООБЩЕНИЕ ТИПА 3. НУЛЕВОЕ СООБЩЕНИЕ

3.6.4.4.1 Сообщение типа 3 является "нулевым сообщением" переменной длины и предназначается для использования наземными подсистемами, обеспечивающими протоколы аутентификации (см. раздел 3.6.7.4).

3.6.4.4.2 Параметры для сообщения типа 3 являются следующими:

Заполнитель: последовательность чередующихся битов "1" и "0" длиной на 10 байт меньше, чем значение поля длины сообщения в заголовке сообщения.

3.6.4.5 Сообщение типа 4: конечный участок захода на посадку (FAS). В сообщении типа 4 содержится один или несколько наборов данных FAS, каждый из которых определяет отдельный точный заход на посадку (таблица B-72). Каждый набор данных в сообщении типа 4 включает следующие параметры:

Длина набора данных: количество бит в наборе данных. Набор данных включает поле длины набора данных и соответствующие поля блока данных FAS, вертикального порога срабатывания сигнализации для FAS (FASVAL)/статуса захода на посадку и бокового порога срабатывания

сигнализации для FAS (FASLAL)/статуса захода на посадку.

Блок данных FAS: набор параметров для идентификации захода на посадку и определения соответствующей траектории захода на посадку.

Правило кодирования: см. п. 3.6.4.5.1 и таблицу B-66.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся определения траектории FAS, содержится в разделе 7.11 дополнения D.

FASVAL /статус захода на посадку: значение параметра FASVAL представлено в п. 3.6.5.6.

Правило кодирования: 1111 1111 – не использовать вертикальные отклонения.

Примечание. Диапазон и разрешение значений для FASVAL зависят от определителя характеристик захода на посадку в соответствующем блоке данных FAS.

FASLAL /статус захода на посадку: значение параметра FASLAL представлено в п. 3.6.5.6.

Правило кодирования: 1111 1111 – не использовать заход на посадку.

Примечание. В томе II документа "Правила аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов" (GM-ANS-029) определяется порядок действий для разработчиков схем при применении определений блока данных FAS и правил кодирования, приведенных ниже, для цели кодирования схем.

Таблица B-66. Блок данных FAS

(конечного участка захода на посадку)

Содержание данных	Разряды	Диапазон значений	Разрешающая способность
Тип операции	4	0–15	1
Идентификатор поставщика обслуживания SBAS	4	0–15	1
Идентификатор аэропорта	32	–	–
Номер ВПП	6	1–36	1
Литера ВПП	2	–	–
Определитель характеристик захода на посадку	3	0–7	1
Индикатор маршрута	5	–	–
Селектор данных опорной траектории	8	0–48	1
Идентификатор опорной траектории	32	–	–
Широта LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005″
Долгота LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005″
Высота LTP/FTP	16	–512,0…6041,5 м	0,1 м
Широта ΔFPAP	24	±1,0°	0,0005″
Долгота ΔFPAP	24	±1,0°	0,0005″
Высота пересечения порога при заходе на посадку (TCH) (примечание)	15	0–1638,35 м, или 0–3276,7 фут	0,05 м, или 0,1 фут
Селектор единиц TCH при заходе на посадку	1	–	–
Угол глиссады (GPA)	16	0–90,0°	0,01°
Курсовая ширина	8	80,0–143,75 м	0,25 м
Смещение Δ-расстояния	8	0–2032 м	8 м
CRC конечного участка захода на посадку	32	–	–

Примечание. Информация может быть представлена в футах или метрах, в зависимости от показания селектора единиц TCH.

3.6.4.5.1 Блок данных FAS. Блок данных FAS содержит параметры, определяющие отдельный заход на посадку с использованием GAST A, B, C или D. Траектория FAS представляет собой линию в пространстве, которая определяется точкой посадочного порога/точкой фиктивного порога ВПП (LTP/FTP), точкой выставления направления траектории полета (FPAP), относительной высотой пересечения порога (TCH) и углом глиссады (GPA). Местная горизонтальная плоскость захода на посадку представляет собой

плоскость, перпендикулярную местной вертикали, проходящей через LTP/FTP (т. е. касательную к эллипсоиду в LTP/FTP). Местная вертикаль захода на посадку представляет собой нормаль к эллипсоиду WGS-84 в точке LTP/FTP. Точка захвата глиссады (GPIP) представляет собой точку, в которой траектория конечного участка захода на посадку пересекает местную горизонтальную плоскость. Параметрами блока данных FAS являются:

Тип операции: заход на посадку с прямой или другие типы операций.

Правило кодирования: 0 – заход на посадку с прямой;

1–15 – не занято.

Примечание. Схемы со смещением траектории представляют собой схемы захода на посадку с прямой и кодируются как "0".

Идентификатор (ID) поставщика обслуживания SBAS: указывает поставщика обслуживания, соответствующего представленному блоку данных FAS.

Правило кодирования: см. таблицу B-27.

14 – блок данных FAS используется только совместно с GBAS;

15 – блок данных FAS может быть использован любым поставщиком обслуживания SBAS.

Примечание. Данный параметр не используется для заходов на посадку с помощью поправок к псевдодальностям, передаваемых GBAS или GRAS.

Идентификатор (ID) аэропорта: для обозначения аэропорта используется параметр, состоящий из трех или четырех литер.

Правило кодирования: каждый символ кодируется с использованием 6 младших разрядов его представления в Международном алфавите № 5 (IA-5). Для каждого символа бит b_i передается первым, а после бита b_6 добавляются два нулевых бита, таким образом, для каждого символа передается 8 бит. Используются только заглавные буквы, цифры и "пробел" IA-5. Самый правый символ передается первым. Для 3-символьного идентификатора ID аэропорта самым правым символом (передаваемым первым) является "пробел" IA-5.

Номер ВПП: номер ВПП, используемой для захода на посадку.

Правило кодирования: 1–36 – номер ВПП.

Примечание. Для выполнения полетов на вертодроме с использованием точки в пространстве значение номера ВПП представляет собой величину, равную одной десятой значения курса конечного этапа захода на посадку,округленное до ближайшего целого числа, за исключением случаев, когда данное целое число равно 0; при этом номер ВПП соответствует 36.

Литера ВПП: при необходимости, с целью различения параллельных взлетно-посадочных полос используется однобуквенное обозначение.

Правило кодирования: 0 – литеры нет;

1 – R (правая);

2 – C (центральная);

3 – L (левая).

Определитель характеристик захода на посадку: общая информация о заходе на посадку.

Правило кодирования: 0 – GAST A или B;

1 – GAST C;

2 – GAST C и GAST D;

3 – GAST C, GAST D и дополнительный вид обслуживания при заходе на посадку, подлежащий определению в будущем;

4 – GAST C, GAST D и два дополнительных вида обслуживания при заходе на посадку, подлежащие определению в будущем

5–7 – не занято.

Примечание. Некоторое бортовое оборудование, предназначенное для выполнения полетов по категории I, не чувствительно к значению APD. Предполагается, что разработанное для характеристик категории I бортовое оборудование принимает по меньшей мере значения APD 1–4 как корректные, с тем чтобы обеспечить будущее расширение до более высоких типов характеристик с использованием того же самого блока данных FAS.

Индикатор маршрута: однобуквенный идентификатор, используемый для различения множества схем захода на посадку на одну и ту же ВПП.

Правило кодирования: буква кодируется с использованием битов b_1–b_5 ее представления в Международном алфавите № 5 (IA-5). Бит b_1 передается первым. Используются только прописные литеры, за исключением "I" и "O", или "пробел" IA-5.

Селектор данных опорной траектории (RPDS): числовой идентификатор, используемый для выбора блока данных FAS (желаемого захода на посадку).

Примечание. RPDS для данного блока данных FAS отличается от любого другого RPDS и каждого селектора данных опорной станции (RSDS), передаваемых на той же частоте каждой станцией GBAS в пределах региона вещания.

Идентификатор опорной траектории (RPI): три или четыре буквенно-числовых символа, используемые для однозначного обозначения опорной траектории.

Правило кодирования: каждый символ кодируется с использованием битов b_1–b_6 его представления в Международном алфавите № 5 (IA-5). Для каждого символа бит b_1 передается первым, а после бита b_6 добавляются два нулевых бита, таким образом, для каждого символа передается 8 бит. Используются только прописные буквы, цифры и "пробел" IA-5. Самый правый символ передается первым. Для 3-символьного идентификатора опорной траектории самым правым (первым передаваемым) символом является "пробел" IA-5.

Примечание. Точка посадочного порога/точка фиктивного порога ВПП (LTP/FTP) – это точка, над которой траектория FAS проходит на относительной высоте, определяемой высотой прохождения порога. Обычно LTP расположена на пересечении осевой линии ВПП и порога.

Широта LTP/FTP: широта точки LTP/FTP в угловых секундах.

Правило кодирования: положительное значение означает северную широту;

отрицательное значение означает южную широту.

Долгота LTP/FTP: долгота точки LTP/FTP в угловых секундах.

Правило кодирования: положительное значение означает восточную долготу;

отрицательное значение означает западную долготу.

Высота LTP/FTP: высота точки LTP/FTP над эллипсоидом WGS-84.

Правило кодирования: данное поле кодируется как число с фиксированной запятой, без знака и со смещением –512 м. Нулевое значение данного поля помещает точку LTP/FTP на 512 м ниже поверхности земного эллипсоида.

Примечание. Точка выставления направления траектории полета (FPAP) – это точка на такой же высоте, как и LTP/FTP, используемая для определения направления траектории захода на посадку. Начало отсчета угловых отклонений в боковом направлении удалено на 305 м (1000 фут) от FPAP

вдоль траектории FAS в боковой плоскости. При заходе на посадку по оси ВПП точка FPAP располагается на посадочном конце ВПП или за ним.

Широта ΔFPAP: разность между широтой точки FPAP взлетно-посадочной полосы и широтой точки LTP/FTP в угловых секундах.

Правило кодирования: положительное значение показывает, что широта точки FPAP севернее широты LTP/FTP;

отрицательное значение показывает, что широта точки FPAP южнее широты LTP/FTP.

Долгота ΔFPAP: разность между долготой точки FPAP взлетно-посадочной полосы и долготой точки LTP/FTP в угловых секундах.

Правило кодирования: положительное значение показывает, что долгота FPAP восточнее долготы LTP/FTP;

отрицательное значение показывает, что долгота FPAP западнее долготы LTP/FTP.

Высота пересечения порога при заходе на посадку (TCH): высота FAS над точкой LTP/FTP, определенная в футах или метрах, как указывается селектором единиц TCH.

Селектор единиц TCH при заходе на посадку: единицы, используемые для описания TCH.

Правило кодирования: 0 – футы;

1 – метры.

Угол глиссады (GPA): угол траектории захода на посадку (глиссады) относительно горизонтальной плоскости, касательной к поверхности эллипсоида WGS-84 в точке LTP/FTP.

Курсовая ширина: боковое смещение в точке LTP/FTP от траектории, определяемой FAS, соответствующее полному достижимому отклонению на индикаторе отклонения от курса.

Правило кодирования: данное поле кодируется как число с фиксированной запятой без знака при смещении в 80 м. Нулевое значение данного поля означает курсовую ширину в 80 м в точке LTP/FTP.

Смещение Δ-расстояния: расстояние от посадочного конца ВПП до FPAP.

Правило кодирования: 1111 1111 – не предусматривается.

CRC для конечного участка захода на посадку: 32-разрядный CRC-код, добавленный к концу каждого блока данных FAS, с целью гарантировать целостность информации захода на посадку. 32-разрядный CRC-код для конечного участка захода на посадку рассчитывается в соответствии с п. 3.9. Длина CRC-кода k = 32 бит.

Образующий полином CRC имеет следующий вид:

$$G(x) = x^{32} + x^{31} + x^{24} + x^{22} + x^{16} + x^{14} + x^{8} + x^{7} + x^{5} + x^{3} + x + 1.$$

Информационное поле CRC, M(x), имеет следующий вид:

$$M(x) = \sum_{i=1}^{272} m_i x^{272-i} = m_1 x^{271} + m_2 x^{270} + \ldots + m_{272} x^{0}.$$

M(x) формируется из всех разрядов соответствующего блока FAS, за исключением CRC. Разряды располагаются в порядке передачи, так чтобы m_1 соответствовал младшему разряду поля типа операции, а m_{272} – старшему разряду поля смещения Δ-расстояния. CRC-код организован таким образом, что r_1 является младшим разрядом, а r_{32} – старшим разрядом.

3.6.4.6 Сообщение типа 5: прогноз эксплуатационной готовности дальномерного источника. В сообщении типа 5 содержится появляющаяся и исчезающая информация о видимых в настоящее время, а также находящихся на подходе к зоне видимости дальномерных источниках. Параметрами прогноза эксплуатационной готовности дальномерного источника являются:

Модифицированный Z-отсчет: показывает время привязки параметров данного сообщения.

Правило кодирования: такое же, как для поля модифицированного Z-отсчета в сообщении типа 1 (п. 3.6.4.2).

Количество задействованных источников: количество источников, для которых продолжительность пригодности информации обеспечена для всех заходов на посадку.

Правило кодирования: 0 – ограничения имеют только заходы на посадку, определенные условиями ограниченной видимости;

1–31 – количество задействованных дальномерных источников.

Идентификатор ID дальномерного источника: как в сообщении типа 1 (п. 3.6.4.2).

Индикатор готовности источника: показывает, что данный дальномерный источник скоро будет доступен для использования, либо скоро перестанет быть доступным.

Правило кодирования: 0 – скоро прекратится передача дифференциальных поправок для данного дальномерного источника;

1 – скоро начнется передача дифференциальных поправок для данного дальномерного источника.

Продолжительность эксплуатационной готовности источника: прогноз минимальной продолжительности готовности дальномерного источника относительно модифицированного Z-отсчета.

Правило кодирования: 111 1111 – продолжительность ≥ 1270 с.

Количество заходов на посадку в условиях ограниченной видимости: количество заходов на посадку, для которых число формируемых поправок уменьшится вследствие ограниченной видимости созвездия спутников.

Селектор данных опорной траектории: показывает блок данных FAS, для которого применяются данные об эксплуатационной готовности источника (п. 3.6.4.5.1).

Количество источников, задействованных для данного захода на посадку: количество источников, для которых продолжительность пригодности информации обеспечена только для данного захода на посадку.

3.6.4.7 СООБЩЕНИЕ ТИПА 6

Примечание. Сообщение типа 6 зарезервировано для будущего использования, чтобы обеспечивать информацию, требуемую для точного захода на посадку по категории II/III.

3.6.4.8 СООБЩЕНИЕ ТИПА 7

Примечание. Сообщение типа 7 зарезервировано для национальных применений.

3.6.4.9 СООБЩЕНИЕ ТИПА 8

Примечание. Сообщение типа 8 зарезервировано для локальных и региональных проверок и

испытаний.

3.6.4.10 СООБЩЕНИЕ ТИПА 101: ПОПРАВКИ К ПСЕВДОДАЛЬНОСТЯМ GRAS

3.6.4.10.1 В сообщении типа 101 передаются дифференциальные поправки для отдельных дальномерных источников GNSS (таблица B-70A). Сообщение включает три раздела:

a) информацию о сообщении (срок действия, признак дополнительного сообщения, количество измерений и тип измерений);

b) информацию с низкой частотой обновления (параметр декорреляции эфемерид, информация о проверке эфемерид спутников кодом CRC и об эксплуатационной готовности спутников);

c) блоки данных спутниковых измерений.

Примечание. Все параметры в сообщении данного типа применяются к псевдодальностям, сглаженным по несущей частоте с интервалом 100 с.

3.6.4.10.2 Каждое сообщение типа 101 включает параметр декорреляции эфемерид, CRC эфемерид и параметры продолжительности эксплуатационной готовности для одного спутникового дальномерного источника. Параметр декорреляции эфемерид, CRC эфемерид и продолжительность эксплуатационной готовности источника относятся к первому дальномерному источнику в данном сообщении.

3.6.4.10.3 Параметрами коррекции псевдодальности являются:

Модифицированный Z-отсчет: как определено в п. 3.6.4.2.3.

Признак дополнительного сообщения: как определено в п. 3.6.4.2.3, за исключением сообщений типа 101.

Количество измерений: как определено в п. 3.6.4.2.3.

Тип измерений: как определено в п. 3.6.4.2.3.

Параметр декорреляции эфемерид (P): как определено в п. 3.6.4.2.3.

CRC эфемерид: как определено в п. 3.6.4.2.3.

Продолжительность эксплуатационной готовности источника: как определено в п. 3.6.4.2.3.

Количество параметров B: показатель включения параметров B в блок измерений для каждого дальномерного источника.

Правило кодирования: 0 – параметры B не включены;

1–4 – параметры B в блоке измерений.

3.6.4.10.4 Параметрами блока данных измерений являются следующие:

Идентификатор ID дальномерного источника: как определено в п. 3.6.4.2.4.

Признак набора данных (IOD): как определено в п. 3.6.4.2.4.

Коррекция псевдодальности (PRC): как определено в п. 3.6.4.2.4.

Коррекция скорости изменения дальности (RRC): как определено в п. 3.6.4.2.4.

δ_{pr_gnd}: как определено в п. 3.6.4.2.4, за исключением диапазона значений и разрешающей способности.

B1–B4: как определено в п. 3.6.4.2.4.

Примечание. Включение параметров B в блок данных измерений является необязательным для сообщений типа 101.

3.6.4.11 СООБЩЕНИЕ ТИПА 11: ПОПРАВКИ К ПСЕВДОДАЛЬНОСТЯМ. ПСЕВДОДАЛЬНОСТИ, СГЛАЖЕННЫЕ С ИНТЕРВАЛОМ 30 С

3.6.4.11.1 Сообщение типа 11 содержит данные дифференциальной поправки для отдельных дальномерных источников GNSS (таблица B-70B) с примененным сглаживанием по несущей частоте и коду с интервалом 30 с. Сообщение содержит три раздела:

a) информацию о сообщении (срок действия, признак дополнительного сообщения, количество измерений и тип измерений);

b) информацию с низкой частотой обновления (параметр декорреляции эфемерид);

c) блоки данных спутниковых измерений.

Примечание. Передача данных с низкой частотой обновления для дальномерных источников SBAS факультативна.

3.6.4.11.2 Каждое сообщение типа 11 включает параметр декорреляции эфемерид для одного спутникового дальномерного источника. Параметр декорреляции эфемерид относится к первому дальномерному источнику в данном сообщении.

Примечание. Параметры CRC эфемерид и продолжительность эксплуатационной готовности источника не включены в сообщение типа 11, так как они включены в сообщение типа 1.

3.6.4.11.3 Параметрами коррекции псевдодальности для сообщения типа 11 являются следующие:

Модифицированный Z-отсчет: как определено в п. 3.6.4.2.3.

Признак дополнительного сообщения: показывает, содержится ли в отдельном сообщении типа 11 или в связанной паре сообщений набор блоков измерений в кадре для конкретного типа измерения.

Правило кодирования: 0 – все блоки измерений для конкретного типа измерения содержатся в одном сообщении типа 11;

1 – данное сообщение является первым передаваемым сообщением из связанной пары сообщений типа 11, в которой содержится набор всех блоков измерений для конкретного типа измерения;

2 – не занято;

3 – данное сообщение является вторым передаваемым сообщением из связанной пары сообщений типа 11, в которой содержится набор всех блоков измерений для конкретного типа измерения.

Количество измерений: количество блоков измерений в сообщении.

Тип измерений: как определено в п. 3.6.4.2.3.

Параметр декорреляции эфемерид D (P_D): параметр, который характеризует влияние остаточных ошибок в информации эфемерид вследствие декорреляции первого блока измерений в сообщении.

Примечание. Данный параметр, PD, может отличаться от параметра декорреляции эфемерид P в сообщении типа 1. Дополнительная информация в отношении разницы в этих параметрах содержится в пп. 7.5.6.1.3 и 7.5.6.1.4 дополнения D.

Для геостационарного спутника SBAS параметр декорреляции эфемерид, если таковой передается, кодируется в виде всех нулей.

3.6.4.11.4 Параметрами блока данных измерений являются следующие:

Идентификатор ID дальномерного источника: как определено в п. 3.6.4.2.3.

Коррекция псевдодальности (PRC_{30}): поправка к псевдодальности дальномерного источника с учетом сглаживания по несущей частоте с интервалом 30 с.

Коррекция скорости изменения дальности (RRC_{30}): поправка к скорости изменения псевдодальности с учетом сглаживания по несущей частоте с интервалом 30 с.

Sigma_PR_gnd_D ($\sigma_{pr_gnd_D}$): стандартное отклонение нормального распределения, связанное с вкладом сигнала в пространстве в погрешность псевдодальности, в поправке со сглаживанием с интервалом 100 с в сообщении типа 1, в опорной точке GBAS (пп. 3.6.5.5.1 и 3.6.7.2.2.4).

Примечание. Параметр $\sigma_{pr_gnd_D}$ отличается от $\sigma_{pr_gnd_D}$ для соответствующего измерения в сообщении типа 1 тем, что $\sigma_{pr_gnd_D}$ не должно включать увеличения значений параметров для учета выходящих за пределы декоррелированных ионосферных погрешностей.

Правило кодирования: 1111 1111 – дальномерный источник недостоверен.

Sigma_PR_gnd_30s ($\sigma_{pr_gnd_30}$): стандартное отклонение нормального распределения, которое описывает номинальную точность скорректированной псевдодальности, сглаженной с постоянной времени 30 с в опорной точке GBAS.

Примечание. Нормальное распределение N (0, $\sigma_{pr_gnd_30}$) предполагается для использования в целях соответствующего описания погрешностей для оптимизации взвешивания в решении навигационной задачи по определению местоположения методом взвешенных наименьших квадратов. Распределение не должно включать погрешности, описанные в пп. 3.6.5.5.1 и 3.6.7.2.2.4.

Правило кодирования: 1111 1111 – дальномерный источник недостоверен.

3.6.5 ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОТОКОЛОВ ПРИМЕНЕНИЯ ДАННЫХ

Примечание. В данном разделе определяются взаимосвязи между параметрами, передаваемыми в сообщениях. Даны определения параметров, которые не передаются, но используются как небортовыми, так и бортовыми элементами и входят в выражения, используемые для решения навигационной задачи и обеспечения целостности данного решения.

3.6.5.1 Псевдодальности, измеренные и сглаженные по несущей. Передаваемая поправка применима к сглаженным по несущей частоте измерениям псевдодальности, выполненным без учета передаваемых спутником поправок к ионосфере и тропосфере. Сглаживание по несущей определяется следующим фильтром:

$$P_{CSC_n} = \alpha P + (1-\alpha)\left(P_{CSC_{n-1}} + \frac{\lambda}{2\pi}(\varphi_n - \varphi_{n-1})\right),$$

где P_{CSCn} – сглаженная псевдодальность;
P_{CSCn-1} – предыдущее значение сглаженной псевдодальности;
P – необработанные ("сырые") измерения псевдодальности, полученные при использовании схемы слежения по коду и несущей первого или более высокого порядка с односторонней шумовой полосой больше или равной 0,125 Гц;
λ – длина волны L1;
ϕ_n – фаза несущей;
ϕ_{n-1} – предыдущее значение фазы несущей;
α – весовая функция фильтра, равная интервалу выборки, деленному на постоянную времени сглаживания. Для поправок к псевдодальности GBAS в сообщении типа 1 и сообщении типа 101 постоянная времени сглаживания составляет 100 с, за исключением требований для бортового оборудования, указанных в п. 3.6.8.3.5.1. Для поправок к псевдодальности GBAS в сообщении типа 11 постоянная времени сглаживания составляет 30 с

3.6.5.2 Скорректированная псевдодальность. Скорректированная псевдодальность для данного спутника на время t имеет вид:

$$PR_{corrected} = P_{CSC} + PRC + RRC \times (t - tz\text{-}count) + TC{+}c \times (\Delta t_{sv})_{L1},$$

где P_{CSC} – сглаженная псевдодальность (определено в п. 3.6.5.1);
PRC – поправка к псевдодальности из соответствующего сообщения:
a) для псевдодальностей, сглаженных с интервалом 100 с, из сообщения типа 1 или типа 101 берется PRC, определенная в п. 3.6.4.2;
b) для псевдодальностей, сглаженных с интервалом 30 с, PRC является PRC_{30}, взятая из сообщения типа 11 и определенная в п. 3.6.4.11;
RRC – скорость изменения поправки к псевдодальности из соответствующего сообщения:
a) для псевдодальностей, сглаженных с интервалом 100 с, из сообщения типа 1 или типа 101 берется RRC, определенная в п. 3.6.4.2;
b) для псевдодальностей, сглаженных с интервалом 30 с, RRC является RRC_{30}, взятая из сообщения типа 11 и определенная в п. 3.6.4.11;
t – текущее время;
tz-count – время привязки, полученное из модифицированного Z-отсчета сообщения, содержащего значения PRC и RRC;
TC – тропосферная коррекция (определено в п. 3.6.5.3);
c и $(\Delta t_{sv})_{L1}$ – как определено в п. 3.1.2.2 для спутников GPS.

3.6.5.3 ТРОПОСФЕРНАЯ ЗАДЕРЖКА

3.6.5.3.1 Тропосферная коррекция для данного спутника имеет вид:

$$TC = N_r h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \sin^2(El_i)}} \left(1 - e^{-\Delta h / h_0}\right),$$

где N_r – индекс рефракции из сообщения типа 2 (п. 3.6.4.3);
Δh – высота воздушного судна над опорной точкой GBAS;
El_i – угол восхождения i-го спутника;
h_0 – высота по тропосферной шкале из сообщения типа 2.

3.6.5.3.2 Остаточная тропосферная неопределенность имеет вид:

$$\sigma_{tropo} = \sigma_n h_0 \frac{10^{-6}}{\sqrt{0{,}002 + \sin^2(El_i)}} \left(1 - e^{-\Delta h / h_0}\right),$$

где σ_n – неопределенность рефракции из сообщения типа 2 (п. 3.6.4.3).

3.6.5.4 Остаточная ионосферная неопределенность. Остаточная ионосферная неопределенность для данного спутника определяется выражением:

$$\sigma_{iono} = F_{pp} \times \sigma_{vig} \times (x_{air} + 2 \times \tau \times v_{air}),$$

где F_{pp} – коэффициент наклонения данного спутника относительно вертикали (п. 3.5.5.5.2);
σ_{vig} – зависит от применяемого GAST.
Для GAST A, B или C, $\sigma_{vig} = \sigma_{vert_iono_gradient}$ (определено в п. 3.6.4.3);
для GAST D, $\sigma_{vig} = \sigma_{vert_iono_gradient_D}$ (определено в п. 3.6.4.3.2.2);
x_{air} – расстояние (наклонная дальность) в метрах между текущим местоположением воздушного судна и опорной точкой GBAS, указанной в сообщении типа 2;
τ – зависит от применяемого GAST.
Для GAST A, B или C, τ–100 с (постоянная времени, используемая в п. 3.6.5.1);
для GAST D значение τ зависит от того, используется ли σ_{iono} при корректировке результатов измерений или определении границ целостности. τ=100 с, когда σ_{iono} используется при определении границ целостности (согласно п. 3.6.5.5.1.1.1) и τ=30 с, когда σ_{iono} используется при корректировке результатов измерений (согласно п. 3.6.5.5.1.1.2).
v_{air} – горизонтальная скорость захода на посадку воздушного судна (м/с).

3.6.5.5 УРОВНИ ЗАЩИТЫ

3.6.5.5.1 Уровни защиты для всех видов обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS. Вертикальными и боковыми уровнями защиты (VPL и LPL) сигнала в пространстве являются верхние границы доверительного интервала погрешности определения координат относительно опорной точки GBAS, определяемые как:

$$VPL = MAX\{VPL_{HO}, VPL_{H1}\};$$

$$LPL = MAX\{LPL_{HO}, LPL_{H1}\}.$$

3.6.5.5.1.1 Условия нормальных измерений

3.6.5.5.1.1.1 Вертикальный уровень защиты (VPLH0) и боковой уровень защиты (LPLH0), предполагающие нормальные условия измерений (то есть отсутствие отказов), используются всеми опорными приемниками и всеми дальномерными источниками и рассчитываются следующим образом:

$$VPL_{H0} = K_{ffmd}\sigma_{vert} + D_V,$$

$$LPL_{H0} = K_{ffmd}\sigma_{lat} + D_L,$$

где

$$\sigma_{vert} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_vert_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$\sigma_{lat} = \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_lat_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$\sigma^2_i = \sigma^2_{pr_gnd,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{pr_air,i} + \sigma^2_{iono,i};$$

и

$\sigma_{pr_gnd,i}$ зависит от применяемого GAST.
Для GAST A, B или C: $\sigma_{pr_gnd,i} = \sigma_{pr_gnd}$ для i-го дальномерного источника (определено в п. 3.6.4.2);
для GAST D: $\sigma_{pr_gnd,i} = \sigma_{pr_gnd_D}$ для i-го дальномерного источника (определено в п. 3.6.4.11);
$\sigma^2_{tropo,i}$, $\sigma^2_{pr_air,i}$ и $\sigma^2_{iono,i}$, как определено в п. 3.6.5.5.1.1.2;
K_{ffmd} – множитель, полученный из вероятности безошибочного пропуска обнаружения;
s_vert_i = $s_{v,i} + s_{x,i} \times tg$ (GPA);
s_lat_i = $s_{y,i}$;
$s_{x,i}$ – частная производная ошибки по положению по оси x относительно погрешности псевдодальности для i-го спутника;
$s_{y,i}$ – частная производная ошибки по положению по оси y относительно погрешности псевдодальности для i-го спутника;
$s_{v,i}$ – частная производная ошибки по положению по вертикали относительно погрешности псевдодальности для i-го спутника;
GPA – угол глиссады для траектории конечного участка захода на посадку (п. 3.6.4.5.1);
N – количество дальномерных источников, используемых в решении навигационной задачи по определению местоположения;

i – индекс дальномерного источника для дальномерных источников, используемых в решении навигационной задачи по определению местоположения.
D_V – определяемый бортовым оборудованием параметр, зависящий от применяемого GAST.
Для GAST A, B или C: $D_V = 0$;
для GAST D: D_V рассчитывается как величина вертикальной проекции разницы между решениями навигационных задач по определению местоположения со сглаживанием с интервалом 30 и 100 с;
D_L – определяемый бортовым оборудованием параметр, зависящий от применяемого GAST.
Для GAST A, B или C: $D_L = 0$;
для GAST D: D_L рассчитывается как величина боковой проекции разницы между решениями навигационных задач по определению местоположения со сглаживанием с интервалом 30 и 100 с.

Примечание 1. Для бортовых решений навигационных задач со сглаживанием с интервалом 30 и 100 с DV и DL определяются в документе MOPS RTCA/DO-253D.

Примечание 2. Опорная система координат определена таким образом, что положительное направление оси x ориентировано вдоль траектории вперед, положительное направление оси y – поперек траектории влево в локальной горизонтальной касательной плоскости , а положительное направление оси v – перпендикулярно x и y вверх.

3.6.5.5.1.1.2 Для общего случая решения навигационной задачи по определению местоположения методом наименьших квадратов проекционная матрица S определяется следующим образом:

$$S \equiv \begin{bmatrix} S_{x,1} & S_{x,2} & \cdots & S_{x,N} \\ S_{y,1} & S_{y,2} & \cdots & S_{y,N} \\ S_{v,1} & S_{v,2} & \cdots & S_{v,N} \\ S_{t,1} & S_{t,2} & \cdots & S_{t,N} \end{bmatrix} = (G^T \times W \times G)^{-1} \times G^T \times W,$$

где $G_i = \begin{bmatrix} -\cos El_i & \cos Az_i & -\cos El_i & \sin Az_i & -\sin El_i & 1 \end{bmatrix}$ = i-я строка G; и

$$W = \begin{bmatrix} \sigma^2_{w,1} & 0 & \cdots & 0 \\ 0 & \sigma^2_{w,2} & \cdots & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ 0 & 0 & \cdots & \sigma^2_{w,N} \end{bmatrix}^{-1}$$

где $\sigma^2_{w,i} = \sigma^2_{pr_gnd,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{pr_air,i} + \sigma^2_{iono,i}$;

где –

$\sigma_{pr_gnd,i}$ – зависит от применяемого GAST.
Для GAST A, B или C или определения местоположения с использованием GBAS: $\sigma_{pr_gnd,i} = \sigma_{pr_gnd}$ для i-го дальномерного источника, как определено в п. 3.6.4.2;
для GAST D: $\sigma_{pr_gnd,i}$ – это $\sigma_{pr_gnd_30}$ для i-го дальномерного источника (п. 3.6.4.11);

$\sigma_{tropo,i}$ – остаточная тропосферная неопределенность для i-го дальномерного источника (п. 3.6.5.3);

$\sigma_{iono,i}$ – неопределенность остаточной ионосферной задержки (обусловленной пространственной декорреляцией) для i-го дальномерного источника (п. 3.6.5.4);

$\sigma_{pr_air,i}$ = $\sqrt{\sigma^2_{receiver}(El_i) + \sigma^2_{multipath}(El_i)}$, стандартное отклонение вклада воздушного судна в ошибку скорректированной псевдодальности для i-го дальномерного источника. Общий вклад воздушного судна включает вклад приемника (п. 3.6.8.2.1) и стандартную погрешность многолучевости от корпуса ВС,

где

$\sigma_{multipath}(El_i) = 0{,}13 + 0{,}53e^{-El_i/10^\circ}$, стандартная модель для учета многолучевости от корпуса воздушного судна (м);

El_i – угол возвышения i-го дальномерного источника (°);

Az_i – азимут i-го дальномерного источника, отсчитываемый по часовой стрелке от оси x (°).

Примечание. Для простоты восприятия подстрочный индекс i в уравнении проекционной матрицы опущен.

3.6.5.5.1.2 Условия измерений с ошибками. В том случае, когда сообщение типа 101 передается без блоков параметров B, значениями VPL_{H1} и LPL_{H1} являются нули. В других случаях вертикальный уровень защиты (VPL_{H1}) и боковой уровень защиты (LPL_{H1}), в предположении, что скрытый отказ имеет место в одном и только одном опорном приемнике, определяются следующим образом:

$$VPL_{H1} = \max [VPL_j] + D_V$$

$$LPL_{H1} = \max [LPL_j] + D_L$$

где VPL_j и LPL_j для j = 1 ÷ 4 равны:

$VPL_j = |B_vert_j| + K_{md}, \sigma_{vert,H1}$ и

$LPL_j = |B_lat_j| + K_{md}, \sigma_{lat,H1}$

D_V – определяемый бортовым оборудованием параметр, зависящий от применяемого GAST (п. 3.6.5.5.1.1.1)

D_L – определяемый бортовым оборудованием параметр, зависящий от применяемого GAST (п. 3.6.5.5.1.1.1)

и

$$B_vert_j = \sum_{i=1}^{N} (s_vert_i \times B_{i,j});$$

$$B_lat_j = \sum_{i=1}^{N} (s_lat_i \times B_{i,j});$$

$B_{i,j}$ – передаваемые разности между передаваемыми поправками к псевдодальностям и поправками, полученными при исключении измерений j-го опорного приемника по i-му дальномерному источнику;

K_{md} – множитель, полученный из вероятности необнаружения, что имеет место отказ наземной подсистемы;

$$\sigma^2_{vert,H1} = \sum_{i=1}^{N} (s_vert_i^2 \times \sigma_H1_i^2);$$

$$\sigma^2_{lat,H1} = \sum_{i=1}^{N} (s_lat_i^2 \times \sigma_H1_i^2);$$

$$\sigma_H1^2 = \left(\frac{M_i}{U_i}\right) \sigma^2_{pr_gnd,i} + \sigma^2_{pr_air,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{iono,i};$$

$\sigma_{pr_gnd,i}$ — зависит от применяемого GAST.
Для GAST A, B или C: $\sigma_{pr_gnd,i} = \sigma_{pr_gnd}$ для i-го дальномерного источника, как определено в п. 3.6.4.2;
для GAST D: $\sigma_{pr_gnd,i} = \sigma_{pr_gnd_D}$ для i-го дальномерного источника (п. 3.6.4.11);

$\sigma^2_{tropo,i}$, $\sigma^2_{pr_air,i}$ и $\sigma^2_{iono,i}$ как определено в п. 3.6.5.5.1.1.2;

M_i – количество опорных приемников, используемых для расчета поправок к псевдодальности для *i-го* дальномерного источника (указывается значениями B);

U_i – количество опорных приемников, используемых для расчета поправок к псевододальности для *i-го* дальномерного источника, за исключением j-го опорного приемника.

Примечание. Скрытый отказ включает любое(ые) ошибочное(ые) измерение(я), которое(ые) не обнаруживается(ются) наземной подсистемой немедленно, вследствие чего передаваемая информация искажается и в бортовую подсистему вносится ошибка определения местоположения.

3.6.5.5.1.3 Определение K-множителей для обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS. Множители приведены в таблице B-67.

3.6.5.5.2 Определение местоположения с использованием GBAS. Уровень горизонтальной защиты сигнала в пространстве представляет собой верхний предел достоверности горизонтальной ошибки в местоположении относительно опорной точки GBAS и определяется следующим образом:

$$HPL = MAX \{HPL_{H0}, HPL_{H1}, HEB\}.$$

3.6.5.5.2.1 Условия нормальных измерений. Уровень горизонтальной защиты (HPLH0), исходя из предпосылки, что условия нормальных измерений (т. е. без сбоев) существуют во

всех опорных приемниках и во всех дальномерных источниках, рассчитывается следующим образом:

$$HPL_{HO} = K_{ffmd,\ POS}\ d_{major},$$

где $d_{major} = \sqrt{\frac{d_x^2 - d_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_x^2 - d_y^2}{2}\right)^2 + d_{xy}^2}}$;

$$d_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,\,i}^2 \sigma_i^2 ;$$

$$d_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,\,i}^2 \sigma_i^2 ;$$

$$d_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,\,i}\, s_{y,\,i} \sigma_i^2 ;$$

$s_{x,i}$ – частная производная ошибки по положению по оси x относительно погрешности псевдодальности для i-го спутника;

$s_{y,i}$ – частная производная ошибки по положению по оси y относительно погрешности псевдодальности для i-го спутника;

$K_{ffmd,\ POS}$ – множитель, полученный из вероятности безошибочного пропуска обнаружения;

N – количество дальномерных источников, используемых в решении навигационной задачи;

i – индекс дальномерного источника для дальномерных источников, используемых в решении навигационной задачи;

σ_i – выражение погрешности псевдодальности, как определено в п. 3.6.5.5.1.1.

Примечание. Для определения местоположения с использованием GBAS оси x и y определяют произвольный ортогональный базис в горизонтальной плоскости.

3.6.5.5.2.2 Условия измерений с ошибками. В том случае, когда сообщение типа 101 передается без блоков параметров B, значением HPLH1 является нуль. В других случаях уровень защиты по горизонтали (HPL_{H1}) в предположении, что скрытый отказ имеет место в одном и только одном опорном приемнике, определяется следующим образом:

$$HPL_{H1} = \max\,[HPL_j],$$

где HPL_j для j = 1– 4:

$$HPL_j = |B_horz_j| + K_{md_POS} d_{major,H1}$$

и

$$B_horz_j = \sqrt{\left(\sum_{i=1}^{N} S_{x,i} B_{i,j}\right)^2 + \left(\sum_{i=1}^{N} S_{y,i} B_{i,j}\right)^2} ;$$

$B_{i,j}$ – передаваемые разности между передаваемыми поправки к псевдодальности и поправками, полученными при исключении измерений j-го опорного приемника по i-му дальномерному источнику;

K_{md_POS} – множитель, полученный из вероятности необнаружения, что имеет место отказ наземной подсистемы.

$$d_{major,H1} = \sqrt{\frac{d_H1_x^2 + d_H1_y^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{d_H1_x^2 - d_H1_y^2}{2}\right)^2 + d_H1_{xy}^2}} ;$$

$$d_H1_x^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i}^2 \sigma_H1_i^2 ;$$

$$d_H1_y^2 = \sum_{i=1}^{N} s_{y,i}^2 \sigma_H1_i^2 ;$$

$$d_H1_{xy} = \sum_{i=1}^{N} s_{x,i} s_{y,i} \sigma_H1_i^2 .$$

Примечание. Для определения местоположения с использованием GBAS оси x и y определяют произвольный ортогональный базис в горизонтальной плоскости.

$$\sigma_HI_i^2 = \left(\frac{M_i}{U_i}\right)\sigma^2_{pr_gnd,i} + \sigma^2_{pr_air,i} + \sigma^2_{tropo,i} + \sigma^2_{iono,i} ;$$

M_i – количество опорных приемников, используемых для расчета поправок к псевдодальности для i-го дальномерного источника (указывается значениями B);

U_i – количество опорных приемников, используемых для расчета поправок к псевдодальности для i-го дальномерного источника, за исключением j-го опорного приемника.

Примечание. Скрытый отказ включает любое(ые) ошибочное(ые) измерение(я), которое(ые) не обнаруживается(ются) наземной подсистемой немедленно, вследствие чего передаваемая информация искажается и в бортовую подсистему вносится ошибка определения местоположения.

3.6.5.5.2.3 Определение K-множителей для определения местоположения с использованием GBAS. Множитель K_{ffmd_POS} равен 10,0, а множитель K_{md_POS} равен 5,3.

3.6.5.6 ПОРОГИ СРАБАТЫВАНИЯ СИГНАЛИЗАЦИИ

Примечание 1. Инструктивный материал по расчету порогов срабатывания сигнализации, включая заходы на посадку, связанные с номерами каналов 40 000–99 999, содержится в разделе 7.13 дополнения D.

Примечание 2. Расчет порогов срабатывания сигнализации зависит от применяемого вида обслуживания.

3.6.5.6.1 Пороги срабатывания сигнализации для GAST C и D. Пороги срабатывания сигнализации определены в таблицах B-68 и B -69. Для местоположений воздушного судна, когда отклонение по боку вдвое превышает максимальную величину на индикаторе отклонения от курса или вертикальное отклонение вдвое превышает максимальную величину на индикаторе отклонения от курса, максимальные значения вертикальных и боковых порогов срабатывания сигнализации устанавливаются равными приведенным в указанных таблицах.

3.6.5.6.2 Пороги срабатывания сигнализации для GAST A и B. Пороги срабатывания сигнализации соответствуют FASLAL и FASVAL из сообщения типа 4 при заходах на посадку с номерами каналов в диапазоне 20 001–39 999. Для заходов на посадку с номерами каналов в диапазоне 40 000–99 999 пороги срабатывания сигнализации хранятся в бортовой базе данных.

3.6.5.7 Номер канала. Информация по каждому заходу на посадку с использованием GBAS, передаваемая наземной подсистемой, связывается с номером канала в диапазоне 20 001–39 999. Если обеспечивается определение местоположения с использованием GBAS, то оно связывается с номером отдельного канала в диапазоне 20 001–39 999. Номер канала определяется следующим образом:

Номер канала = 20 000 + 40(F – 108,0) + 411(S) ,

где F – частота передачи данных (МГц);

S – RPDS или RSDS;

и RPDS – селектор данных опорной траектории для блока данных FAS (как определено в п. 3.6.4.5.1);

RSDS – селектор данных опорной станции для конкретной наземной подсистемы GBAS (как определено в п. 3.6.4.3.1).

Для номеров каналов, передаваемых в дополнительном блоке данных 2 сообщения типа 2 (как определено в п. 3.6.4.3.2.1), используются только RSDS.

Примечание 1. В том случае, если FAS не передается для захода на посадку, обеспечиваемого GAST A

или B, заход на посадку GBAS увязывается с номером канала в диапазоне 40 000–99 999.

Примечание 2. Инструктивный материал, касающийся выбора номера канала, приведен в разделе 7.7 дополнения D.

3.6.5.8 *Предельные погрешности местоположения в эфемеридах*

Примечание. Предельные погрешности местоположения в эфемеридах рассчитываются только для дальномерных источников базовой конфигурации спутников, используемых в решении навигационной задачи по определению местоположения (индекс j), но не для других типов дальномерных источников (спутники SBAS или псевдолиты), которые не подвержены необнаруженным ошибкам в эфемеридах. Однако расчеты этих предельных погрешностей местоположения основаны на информации всех дальномерных источников, используемых в решении навигационной задачи по определению местоположения (индекс i).

3.6.5.8.1 Заход на посадку с использованием GBAS. Вертикальные и боковые предельные погрешности местоположения в эфемеридах определяются следующим образом:

$$VEB = \underset{j}{MAX}\{VEB_j\} + D_V$$

$$LEB = \underset{J}{MAX}\{LEB_j\} + D_L$$

Вертикальные и боковые предельные погрешности местоположения в эфемеридах для j-го дальномерного источника базовой конфигурации спутников, используемого в решении навигационной задачи по определению местоположения, определяются следующим образом:

$$VEB_j = \left|s_vert_j\right| x_{air} P_{ej} + K_{md_ej} \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_vert_i^2 \times \sigma_i^2}$$

$$LEB_j = \left|s_lat_j\right| x_{air} P_{ej} + K_{md_ej} \sqrt{\sum_{i=1}^{N} s_lat_i^2 \times \sigma_i^2}$$

где:

D_V – определяемый бортовым оборудованием параметр, зависящий от применяемого GAST (п. 3.6.5.5.1.1.1);

D_L – определяемый бортовым оборудованием параметр, зависящий от применяемого GAST (п. 3.6.5.5.1.1.1);

$s_vert_{i \text{ или } j}$ – как определено в п. 3.6.5.5.1.1;

$s_lat_{i \text{ или } j}$ – как определено в п. 3.6.5.5.1.1;

x_{air} – как определено в п. 3.6.5.4;

N – количество дальномерных источников, используемых в решении навигационной задачи по определению местоположения;

σ_i – как определено в п. 3.6.5.5.1.1;

P_{ej} – передаваемый параметр декорреляции эфемерид для j-го дальномерного источника. Источник этого параметра зависит от применяемого вида обслуживания захода на посадку с использованием GBAS;
GAST A, B или C: P_{ej}=P из сообщения типа 1 или 101, соответствующего j-му дальномерному источнику (п. 3.6.4.2.3);
GAST D: $P_{ej}=P_D$ из сообщения типа 11, соответствующего j-му дальномерному источнику (п. 3.6.4.11.3);

$K_{md_e,j}$ – множитель необнаружения передаваемых эфемерид для APV GAST A-C с учетом конфигурации спутников для j-го дальномерного источника. Источник этого параметра зависит от применяемого вида обслуживания захода на посадку с использованием GBAS:
GAST A, B или C: $K_{md_e,j} = K_{md_e,GPS}$ или $K_{md_e,GLONASS}$ из дополнительного блока данных 1 сообщения типа 2 (п. 3.6.4.3.1);
GAST D: $K_{md_e,j} = K_{md_e_D,GPS}$ или $K_{md_e_D,GLONASS}$ из дополнительного блока данных 3 сообщения типа 2 (п. 3.6.4.3.2.2).

3.6.5.8.2 Определение местоположения с использованием GBAS. Горизонтальная предельная погрешность местоположения в эфемеридах определяется следующим образом:

$$HEB = \max_{j} \{HEB_j\}.$$

Горизонтальная предельная погрешность местоположения в эфемеридах для j-го дальномерного источника базовой конфигурации спутников, используемого в решении навигационной задачи по определению местоположения, определяется следующим образом:

$$HEB_j = |s_{horz,j}| x_{air} P_j + K_{md_e_POS} d_{major}$$

где

$s_{horz,j}^2$ = $s_{xj}^2 + s_{yj}^2$;

$s_{x,j}$ – как определено в п. 3.6.5.5.2.1;

$s_{y,j}$ – как определено в п. 3.6.5.5.2.1;

x_{air} – как определено в п. 3.6.5.4;

P_j – передаваемый параметр декорреляции эфемерид для j-го дальномерного источника. Источник этого параметра не зависит от применяемого вида обслуживания захода на посадку с использованием GBAS. Во всех случаях P_j=P из сообщения типа 1 или 101 (п. 3.6.4.2.3), соответствующего j-му дальномерному источнику;

$K_{md_e_POS}$ – множитель необнаружения передаваемых эфемерид для определения местоположения с использованием GBAS с учетом конфигурации спутников для j-го дальномерного источника ($K_{md_e_POS,GPS}$ или $K_{md_e_POS,GLONASS}$);

d_{major} – как определено в п. 3.6.5.5.2.1.

Таблица B-67. K-множители для обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS

Множитель	M_i			
	1 (примечание)	2	3	4
K_{ffmd}	6,86	5,762	5,81	5,847
K_{md}	Не используется	2,935	2,898	2,878

Примечание. Примечание. Для GAST A, обеспечиваемых передачей сообщений типа 101 без блока параметров B.

Таблица B-68. Боковой порог срабатывания сигнализации для GAST C и D

Расстояние по горизонтали от воздушного судна до точки LTP/FTP в пересчете вдоль конечного участка траектории захода на посадку (м)	Боковой порог срабатывания сигнализации (м)
D ≤ 873	FASLAL
873 < D ≤ 7500	0,0044D (м) + FASLAL – 3,85
D > 7500	FASLAL + 29,15

Таблица B-69. Вертикальный порог срабатывания сигнализации для GAST C и D

Высота воздушного судна над точкой LTP/FTP в пересчете на конечный участок траектории захода на посадку (фут)	Вертикальный порог срабатывания сигнализации (м)
H ≤ 200	FASVAL
200 < H ≤ 1340	0,02925H (фут) + FASVAL – 5,85
H > 1340	FASVAL + 33,35

3.6.5.9 Погрешность, обусловленная ионосферным градиентом

Максимальная необнаруженная погрешность скорректированной псевдодальности, сглаженной

с интервалом 30 с (E_{IG}), вследствие ионосферного градиента рассчитывается с учетом передаваемых параметров Y_{EIG} и M_{EIG} следующим образом:

$$E_{IG} = Y_{EIG} + M_{EIG} \times D_{EIG},$$

где:

Y_{EIG} – максимальное значение E_{IG} (м) в сообщении типа 2;

M_{EIG} – крутизна максимального E_{IG} (м/км) в сообщении типа 2;

D_{EIG} – расстояние в километрах между точкой LTP для выбранной для захода на посадку радиовещательной передачи в сообщении типа 4 и опорной точкой GBAS в сообщении типа 2.

3.6.6 ТАБЛИЦЫ СООБЩЕНИЙ

Каждое передаваемое GBAS сообщение кодируется в соответствии с форматом, определенным в таблицах B-70 – B-73.

Примечание. Структура типа сообщения определяется в п. 3.6.4.1.

Таблица B-70. Формат сообщения типа 1 с поправками к псевдодальностям

Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с
Признак дополнительного сообщения	2	0–3	1
Количество измерений (N)	5	0–18	1
Тип измерений	3	0–7	1
Параметр декорреляции эфемерид (P)	8	0–1,275 × 10^{-3} м/м	5 × 10^{-6} м/м
CRC эфемерид	16	–	–
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	8	0–2 540 с	10 с
Для N блоков измерений			
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м/с	0,001 м/с
σ_{pr_gnd}	8	0–5,08 м	0,02 м
B_1	8	±6,35 м	0,05 м
B_2	8	±6,35 м	0,05 м
B_3	8	±6,35 м	0,05 м
B_4	8	±6,35 м	0,05 м

Таблица B-70A. Формат сообщения типа 101 с поправками к псевдодальностям GRAS

Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с
Признак дополнительного сообщения	2	0–3	1
Количество измерений (N)	5	0–18	1
Тип измерений	3	0–7	1
Параметр декорреляции эфемерид (P)	8	0–1,275 × 10^{-3} м/м	5 × 10^{-6} м/м
CRC эфемерид	16	–	–
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	8	0–2540 с	10 с
Количество параметров B	1	0 или 4	–
Не занято	7	–	–
Для N блоков измерений			
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±32,767 м	0,01 м
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м/с	0,001 м/с
σ_{pr_gnd}	8	0–50,8 м	0,2 м
Блок параметров B (если включается)			
B_1	8	±25,4 м	0,2 м
B_2	8	±25,4 м	0,2 м
B_3	8	±25,4 м	0,2 м
B_4	8	±25,4 м	0,2 м

Таблица В-70В. Формат сообщения типа 11 с поправками к псевдодальностям (псевдодальности, сглаженные с интервалом 30 с)

Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1199,9 с	0,1 с
Признак дополнительного сообщения	2	0–3	1
Количество измерений	5	0–18	1
Тип измерений	3	0–7	1
Параметр декорреляции эфемерид D (P_D) (примечания 1, 3)	8	0–1,275x10^{-3} м/м	5x10^{-6} м/м
Для N блоков измерений:			
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1
Коррекция псевдодальности (PRC_{30})	16	±327,67 м	0,01 м
Коррекция скорости изменения дальности ($RRC_{\square 30}$)	16	±32,767 м/с	0,001 м/с
Sigma_PR_gnd_D ($\sigma_{pr\ gnd\ D}$) (примечание 2)	8	0–5,08 м	0,02 м
Sigma_PR_gnd_30 ($\sigma_{pr\ gnd\ 30}$) (примечание 2)	8	0–5,08 м	0,02 м

Примечания.

1. *Для спутников SBAS данный параметр кодируется в виде всех нулей.*
2. *1111 1111 указывает на недостоверность источника.*
3. *Параметр относится к первому передаваемому блоку измерений.*

Таблица В-71А. Формат сообщения типа 2 с данными по системе GBAS

Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Опорные приемники GBAS	2	2–4	–
Показатель точности наземного оборудования	2	–	–
Не занято	1	–	–
Показатель непрерывности/целостности GBAS	3	0–7	1
Локальное магнитное склонение	11	±180°	0,25°
Зарезервировано и установлено на ноль (00000)	5	–	–
$\sigma_{vert\ iono\ gradient}$	8	0–25,5 × 10^{-6} м/м	0,1 × 10^{-6} м/м
Индекс рефракции	8	16–781	3
Приведенная высота	8	0–25 500 м	100 м
Неоднозначность рефракции	8	0–255	1
Широта	32	±90,0°	0,0005″
Долгота	32	±180,0°	0,0005″
Высота опорной точки GBAS	24	±83 886,07 м	0,01 м
Дополнительный блок данных 1 (если обеспечивается)			
Селектор данных опорной станции	8	0–48	1
Максимальное используемое расстояние (D_{max})	8	2–510 км	2 км
$K_{md\ e\ POS,GPS}$	8	0–12,75	0,05
$K_{md\ e,GPS}$	8	0–12,75	0,05
$K_{md\ e\ POS,GLONASS}$	8	0–12,75	0,05
$K_{md\ e,GLONASS}$	8	0–12,75	0,05
Дополнительные блоки данных (повторяются все предусмотренные)			
Длина дополнительного блока данных	8	2–255	1
Номер дополнительного блока данных	8	2–255	1
Параметры дополнительных данных	Переменное	–	–

Примечание. В сообщение типа 2 могут добавляться несколько дополнительных блоков данных.

Таблица В-71В. Сообщение типа 3 "Нулевое сообщение"

Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Заполнитель	Изменяется (примечание)	N/A	N/A

Примечание. Число байтов в поле заполнителя на 10 меньше, чем в поле длины сообщения в заголовке сообщения, как определено в разделе 3.6.3.4.

Таблица B-72. Формат сообщения типа 4 с данными FAS

Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Для N наборов данных			
Длина набора данных	8	2–212	1 байт
Блок данных FAS	304	–	–
Вертикальный порог срабатывания сигнализации FAS/статус захода на посадку	8		
1) если в соответствующем определителе характеристикзахода на посадку (APD) кодируется как 0		0–50,8 м	0,2 м
2) если в соответствующем определителе характеристик захода на посадку (APD) не кодируется как 0		0–25,4 м	0,1 м
Боковой порог срабатывания сигнализации FAS/статус захода на посадку	8	0–50,8 м	0,2 м

Таблица B-73. Формат сообщения типа 5 с прогнозом эксплуатационной готовности дальномерного источника

Содержание данных	Количество разрядов	Диапазон значений	Разрешающая способность
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с
Не занято	2	–	–
Количество задействованных источников (N)	8	0–31	1
Для N задействованных источников			
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1
Индикатор готовности источника	1	–	–
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	7	0–1 270 с	10 с
Количество заходов на посадку в условиях ограниченной видимости (A)	8	0–255	1
Для заходов на посадку в условиях ограниченной видимости			
Селектор данных опорной траектории	8	0–48	–
Количество источников, задействованных для данного захода на посадку (N_A)	8	1–31	1
Для N_A дальномерных источников, задействованных для данного захода на посадку			
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1
Индикатор готовности источника	1	–	–
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	7	0–1 270 с	10 с

3.6.7 НЕБОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

3.6.7.1 ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.6.7.1.1 Точность

3.6.7.1.1.1 Среднеквадратическое значение (RMS) (1σ) вклада наземной подсистемы в погрешность скорректированной псевдодальности, сглаженной с интервалом 100 с, для спутников GPS и ГЛОНАСС описывается выражением:

$$RMS_{pr_gnd} \le \sqrt{\frac{\left(a_0 + a_1 e^{-\theta_n/\theta_0}\right)^2}{M} + \left(a_2\right)^2},$$

где M – количество опорных приемников GNSS, как указано в параметре сообщения типа 2 (п. 3.6.4.3), или, если этот параметр кодируется для указания "не применяется", значение M определяется как 1;

n – n-й источник дальномерного сигнала (дальномерный источник);

θ_n – угол места для n-го дальномерного источника;

a_0, a_1, a_2 и θ_n – параметры, определенные в таблицах B-74 и B-75 для каждого из определенных обозначений точности наземной подсистемы (GAD).

Примечание 1. Требование к точности наземной подсистемы GBAS определяется буквенным обозначением точности наземной системы и количеством контрольных приемников.

Примечание 2. Вклад наземной подсистемы в поправку псевдодальности, сглаженной с интервалом 100 с, определенный в таблицах B-74 и B-75, и вклад в спутники GBAS не включают помехи от бортового оборудования и корпуса воздушного судна.

Таблица B-74. Требования к точности GBAS – GPS

Буквенное обозначение точности наземного оборудования	θ_n (°)	a_0 (м)	a_1 (м)	θ_0 (°)	a_2 (м)
A	≥5	0,5	1,65	14,3	0,08
B	≥5	0,16	1,07	15,5	0,08
C	>35	0,15	0,84	15,5	0,04
	5–35	0,24	0	–	0,04

Таблица B-75. Требования к точности GBAS – ГЛОНАСС

Буквенное обозначение точности наземного оборудования	θ_n (°)	a_0 (м)	a_1 (м)	θ_0 (°)	a_2 (м)
A	≥5	1,58	5,18	14,3	0,078
B	≥5	0,3	2,12	15,5	0,078
C	>35	0,3	1,68	15,5	0,042
	5–35	0,48	0	–	0,042

3.6.7.1.1.2 Среднеквадратическое значение вклада наземной подсистемы в погрешность скорректированной псевдодальности, сглаженной с интервалом 100 с, для спутников SBAS описывается выражением:

$$\mathrm{RMS}_{\mathrm{pr_gnd}} \leq \frac{1{,}8}{\sqrt{M}} \text{ (м)},$$

где M – как определено в п. 3.6.7.1.1.1.

Примечание. Классификации GAD для дальномерных источников SBAS находятся в стадии разработки.

3.6.7.1.2 Целостность

3.6.7.1.2.1 Риск потери целостности для наземной подсистемы GBAS

3.6.7.1.2.1.1 Риск потери целостности для наземной подсистемы обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS.

3.6.7.1.2.1.1.1 Риск потери целостности сигнала в пространстве наземной подсистемы для видов A, B или C обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS. Риск потери целостности для наземной подсистемы GBAS, классифицированной как FAST A, B или C, составляет менее $1{,}5 \times 10^{-7}$ на заход на посадку.

Примечание 1. Риск потери целостности, назначенный для наземной подсистемы GBAS, представляет собой подмножество риска потери целостности сигнала GBAS в пространстве и включает отказы GBAS, SBAS и основной орбитальной системы (систем), кроме риска потери целостности уровня защиты, рассмотренного в п. 3.6.7.1.2.2.1. Риск потери целостности наземной подсистемы GBAS включает в себя риск потери целостности мониторинга спутникового сигнала в соответствии с требованиями в п. 3.6.7.3.3.

Примечание 2. Риск потери целостности сигнала GBAS в пространстве определяется как вероятность того, что наземная подсистема обеспечивает информацию, которая при обработке безотказным приемником с использованием воздушным судном данных GBAS, полученных в объеме обслуживания, дает боковую или вертикальную относительную ошибку местоположения, превышающую допустимые пределы, без оповещения в течение периода, превышающего максимальную задержку срабатывания сигнализации при потере целостности сигнала в пространстве. Превышающая допустимые пределы боковая или вертикальная относительная ошибка местоположения определяется как погрешность, которая превышает уровень защиты при обслуживании при заходе на посадку с использованием GBAS и, если передается дополнительный блок данных 1, предельную погрешность местоположения в эфемеридах.

3.6.7.1.2.1.1.2 Риск потери целостности сигнала в пространстве наземной подсистемы для вида D обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS. Риск потери целостности для наземной подсистемы GBAS, классифицированной как FAST D вследствие любых причин, кроме погрешностей, привнесенных аномальными ионосферными условиями, составляет менее $1{,}5 \times 10^{-7}$ на заход на посадку.

Примечание 1. Риск потери целостности, назначенный для наземной подсистемы GBAS, классифицированной как FAST D, представляет собой подмножество риска потери целостности сигнала GBAS в пространстве и включает отказы GBAS, SBAS и основной орбитальной системы (систем), кроме риска потери целостности уровня защиты, рассмотренного в п. 3.6.7.1.2.2.1.

Примечание 2. Риск потери целостности сигнала GBAS в пространстве для GAST D определяется как вероятность того, что наземная подсистема обеспечивает информацию, которая при обработке безотказным приемником с использованием воздушным судном данных GBAS, полученных в объеме обслуживания в отсутствие ионосферных аномалий, дает боковую или вертикальную относительную ошибку местоположения, превышающую допустимые пределы, без оповещения в течение периода, превышающего максимальную задержку срабатывания сигнализации при потере целостности сигнала в пространстве. Превышающая допустимые пределы боковая или вертикальная относительная ошибка местоположения определяется как погрешность, которая превышает уровень защиты при обслуживании при заходе на посадку с использованием GBAS и предельную погрешность местоположения в эфемеридах. Для GAST D превышающие допустимые пределы условия, вызванные аномальными ионосферными погрешностями, исключаются из риска потери целостности, т. к. риск вследствие ионосферных аномалий был отнесен за счет бортового сегмента и снижен им.

3.6.7.1.2.1.1.3 Риск потери целостности наземной подсистемы для GAST D. Вероятность того, что наземная подсистема GBAS, классифицированная как FAST D, будет самостоятельно генерировать и передавать несоответствующую требованиям информацию в течение более 1,5 с, составляет менее 1×10^{-9} на одну любую посадку.

Примечание 1. Данное дополнительное требование к риску потери целостности, назначенному наземным подсистемам FAST D GBAS, определяется с точки зрения вероятности того, что внутренние отказы наземных подсистем приведут к генерированию несоответствующей требованиям информации. Термин "несоответствующая требованиям информация" в данном контексте определяется в рамках предусмотренной функции наземной подсистемы обеспечивать посадки по минимумам категории III. Например, несоответствующая требованиям информация включает любой передаваемый сигнал или передаваемую информацию, которые не контролируются

в соответствии со стандартом.

Примечание 2. Окружающие условия (аномальные особенности ионосферы, тропосферы, радиочастотные помехи, многолучевое распространение сигнала GNSS и т. д.) не относятся к отказам; тем не менее, в это требование включены отказы оборудования наземных подсистем, используемого для мониторинга или снижения влияния таких окружающих условий. Похожим образом, отказы дальномерных источников основной орбитальной системы (систем) не включены в данное требование; однако в него включена возможность наземной подсистемы обеспечивать мониторинг этих дальномерных источников. Требования к мониторингу отказов дальномерных источников и ионосферных окружающих условий приводятся отдельно в пп. 3.6.7.3.3.2, 3.6.7.3.3.3 и 3.6.7.3.4.

Примечание 3. Отказы, имеющие место в наземных приемниках, используемых для генерирования передаваемых поправок, не включаются в данное требование, если они возникают в любом одном и только одном приемнике одновременно. Такие отказы ограничиваются требованиями п. 3.6.7.1.2.2.1.2 и соответствующим требованием к риску потери целостности пп. 3.6.7.1.2.2.1 и 3.6.7.1.2.2.1.1.

3.6.7.1.2.1.2 Задержка срабатывания сигнализации наземной подсистемы при обслуживании при заходе на посадку с использованием GBAS.

3.6.7.1.2.1.2.1 Максимальная задержка срабатывания сигнализации при обслуживании при заходе на посадку.

3.6.7.1.2.1.2.1.1 Для наземного сегмента, классифицированного как FAST A, B, C или D, максимальная задержка срабатывания сигнализации наземной подсистемы GBAS составляет не более 3 с для всех требований к потере целостности сигнала в пространстве (см. пп. 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.2.1 добавления B,) когда передаются сообщения типа 1.

Примечание 1. Указанная выше задержка срабатывания сигнализации наземной подсистемы представляет собой интервал времени между моментом, когда боковая или вертикальная относительная погрешность положения превышает допустимые пределы, и моментом передачи последнего бита сообщения, содержащего данные по целостности, отражающие данную ситуацию (см. п. 7.5.14 дополнения D).

Примечание 2. Для наземных подсистем FAST D применяются дополнительные требования к мониторингу диапазона дальности пп. 3.6.7.3.3.2, 3.6.7.3.3.3 и 3.6.7.3.4. В этих пунктах для наземной подсистемы определяются временны́е пределы для обнаружения и оповещения получателя на борту о превышающих пределы дифференциальных погрешностях псевдодальности.

3.6.7.1.2.1.2.1.2 Для наземного сегмента, классифицированного как FAST A, максимальная задержка срабатывания сигнализации наземной подсистемы GBAS при потере целостности сигнала в пространстве составляет не более 5,5 с, когда передаются сообщения типа 101.

3.6.7.1.2.1.3 FASLAL и FASVAL наземной подсистемы

3.6.7.1.2.1.3.1 Для блоков данных FAS сообщения типа 4 с APD, кодированным как 1, 2, 3 или 4, значение FASLAL для каждого блока FAS, как определено в поле бокового порога срабатывания сигнализации FAS в сообщении типа 4, не превышает 40 м, а значение FASVAL для каждого блока FAS, как определено в поле вертикального порога срабатывания сигнализации FAS в сообщении типа 4, не превышает 10 м.

3.6.7.1.2.1.3.2 Для блоков данных FAS сообщения типа 4 с APD, кодированным как 0, значения FASLAL и FASVAL не превышают порогов срабатывания сигнализации по боку и по вертикали, указанных в п. 3.7.2.4 данного тома, для предполагаемого эксплуатационного применения.

3.6.7.1.2.1.4 Риск потери целостности сигнала в пространстве наземной подсистемы для определения местоположения с использованием GBAS. Для наземной подсистемы GBAS,

которая обеспечивает определение местоположения, риск потери целостности составляет менее 9,9 × 10^{-8} в час.

Примечание 1. Риск потери целостности, назначенный для наземной подсистемы GBAS, представляет собой подмножество риска потери целостности сигнала GBAS в пространстве и включает отказы GBAS, SBAS и основной орбитальной системы (систем), кроме риска потери целостности уровня защиты, рассмотренного в п. 3.6.7.1.2.2.2. Риск потери целостности наземной подсистемы GBAS включает в себя риск потери целостности мониторинга спутникового сигнала в соответствии с требованиями в п. 3.6.7.3.3.

Примечание 2. Риск потери целостности сигнала GBAS в пространстве определяется как вероятность того, что наземная подсистема обеспечивает информацию, которая при обработке безотказным приемником с использованием воздушным судном данных GBAS дает горизонтальную относительную ошибку местоположения, превышающую допустимые пределы, без оповещения в течение периода, превышающего максимальную задержку срабатывания сигнализации. Горизонтальная относительная ошибка местоположения, превышающая допустимые пределы, определяется как погрешность, которая превышает уровень горизонтальной защиты и предельную горизонтальную погрешность местоположения в эфемеридах.

3.6.7.1.2.1.4.1 Задержка срабатывания сигнализации при определении местоположения с использованием GBAS. Максимальная задержка срабатывания сигнализации наземной подсистемы GBAS составляет не более 3 с, когда передаются сообщения типа 1, и не более 5,5 с, когда передаются сообщения типа 101.

Примечание. Указанная выше задержка срабатывания сигнализации представляет собой интервал времени между моментом, когда горизонтальная относительная погрешность положения превышает допустимые пределы, и моментом передачи последнего бита сообщения, содержащего данные по целостности, отражающие данную ситуацию.

3.6.7.1.2.2 Риск потери целостности уровня защиты

3.6.7.1.2.2.1 Риск потери целостности уровня защиты для наземной подсистемы GBAS при обслуживании при заходе на посадку с использованием GBAS составляет менее 5 × 10^{-8} на заход на посадку.

Примечание. Риск потери целостности уровня защиты при обслуживании при заходе на посадку с использованием GBAS представляет собой риск потери целостности вследствие необнаруженных ошибок в решении навигационной задачи по определению местоположения, сглаженном с интервалом 100 с относительно опорной точки GBAS, больших, чем соответствующие уровни защиты при соблюдении двух нижеследующих условий:

a) в условиях нормальных измерений, определенных в п. 3.6.5.5.1.1, при D_V и D_L, установленных на 0;

b) в условиях измерений с ошибками, определенных в п. 3.6.5.5.1.2, при D_V и D_L, установленных на 0.

Примечание. Ограничение погрешностей решения наземной подсистемой навигационной задачи по определению местоположения на основе GAST D, при сглаживании с интервалом 100 с, обеспечит ограничение погрешностей решения навигационной задачи на основе GAST D, при сглаживании с интервалом 30 .

3.6.7.1.2.2.1.1 Дополнительные требования к ограничениям для наземных подсистем FAST D. Значение σ_{vert} (используемое при расчете уровня защиты VPL_{H0}) и значение σ_{lat} (используемое при расчете уровня защиты LPL_{H0}) для GAST D на основе передаваемых параметров (определенных в п. 3.6.5.5.1.1.1), за исключением вклада воздушного судна, удовлетворяют условию нормального распределения с нулевым средним, а стандартное отклонение, равное σ_{vert} и σ_{lat}, ограничивает распределение вертикальной и боковой

погрешностей в составе суммарной погрешности дифференциальной поправки следующим образом:

$$\int_{y}^{\infty} f_n(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \quad \text{для всех} \quad \frac{y}{\sigma} \ge 0 \quad \text{и}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f_n(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \quad \text{для всех} \quad \frac{y}{\sigma} \ge 0,$$

где $f_n(x)$ – функция плотности вероятности вертикальной или боковой дифференциальной погрешности определения местоположения, за исключением вклада воздушного судна, и

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}}\int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}dt$$

Значение $\sigma_{vert,H1}$ (используемое при расчете уровня защиты VPL_{H1}) и значение $\sigma_{lat,H1}$ (используемое при расчете уровня защиты LPL_{H1}) для GAST D на основе передаваемых параметров (определенных в п. 3.6.5.5.1.2), за исключением вклада воздушного судна, ограничивают суммарные ошибки дифференциальных поправок (как определено выше), образуемые всеми возможными подмножествами с одним исключенным приемником.

Примечание 1. Вклад воздушного судна рассматривается в п. 3.6.8.3.2.1 вместе с использованием стандартной модели погрешности многолучевости от корпуса ВС, определяемой в п. 3.6.5.5.1.1.2.

Примечание 2. Суммарные ошибки дифференциальных поправок относятся к поправкам на основе кодовых измерений при сглаживании по несущей с использованием постоянной времени сглаживания 100 с.

3.6.7.1.2.2.1.2 Для наземной подсистемы GBAS, классифицированной как FAST D, частота измерений с ошибками от любого одного и только одного опорного приемника составляет менее 1×10^{-5} в 150 с.

Примечание. Измерения с ошибками могут возникнуть вследствие ошибок в приемнике или окружающих условий, присущих только месту расположения отдельного опорного приемника.

3.6.7.1.2.2.2 Для наземной подсистемы GBAS, которая обеспечивает определение местоположения, риск потери целостности уровня защиты составляет менее 10^{-9} в час.

Примечание. Риск потери целостности уровня защиты определения местоположения GBAS представляет собой риск потери целостности вследствие необнаруженных ошибок горизонтального положения относительно опорной точки GBAS, больших, чем уровни защиты определения местоположения GBAS при соблюдении двух нижеследующих условий:

a) в условиях нормальных измерений, определенных в п. 3.6.5.5.2.1;

b) в условиях измерений с ошибками, определенных в п. 3.6.5.5.2.2.

3.6.7.1.3 Непрерывность обслуживания

3.6.7.1.3.1 Непрерывность обслуживания при заходе на посадку. Непрерывность обслуживания, предоставляемого наземной подсистемой GBAS, составляет $1 – 8.0 \times 10^{-6}$ или более в 15 с.

Примечание. Непрерывность обслуживания, предоставляемого наземной подсистемой GBAS, представляет собой среднюю вероятность того, что в течение 15-секундного периода система ОВЧ-радиопередачи данных передает данные в рамках установленных допусков, напряженность поля ОВЧ-

радиопередачи данных находится в пределах заданного диапазона и уровни защиты ниже порогов срабатывания сигнализации, включая изменения существующей конфигурации, обусловленные космическим сегментом. Это требование к непрерывности обслуживания полностью охватывает требование к непрерывности сигнала в пространстве, предусмотренное таблицей 3.7.2.4.-1 главы 3, поэтому поставщику наземной подсистемы необходимо учитывать все виды риска нарушения непрерывности, предусмотренные этим требованием.

3.6.7.1.3.2 Дополнительные требования к непрерывности обслуживания для FAST D. Вероятность отказа или ложной сигнализации наземной подсистемы GBAS, за исключением мониторинга дальномерных источников, которые приводят к внеплановому перерыву в обслуживании в течение периода времени не менее 1,5 с, не превышает 2,0 x 10^{-6} в любой 15-секундный интервал. Вероятность исключения наземной подсистемой любого отдельного безотказного дальномерного источника из поправок сообщений типа 1 или 11 вследствие ложного обнаружения наземными средствами мониторинга целостности не превышает 2,0 x 10^{-7} в любой 15-секундный интервал.

Примечание 1. Потеря обслуживания включает отказы, приводящие к потере ОВЧ-данных при передаче, невозможности обеспечивать требуемую напряженность поля ОВЧ-радиопередачи данных, а также отказы, приводящие к ОВЧ-радиопередаче данных вне допустимых значений и срабатывании сигнализации из-за нарушения целостности. Инструктивный материал, касающийся потенциальных причин потери обслуживания и ложных обнаружений при мониторинге, содержится в п. 7.6.2.1 дополнения D.

Примечание 2. Непрерывность для FAST D определяется как вероятность продолжения обеспечения наземной подсистемой обслуживания, соответствующего предусмотренным функциям наземной подсистемы. Результирующая на борту непрерывность характеристик навигационной системы при определении области местоположения должна оцениваться в контексте определенной геометрии спутников и степени интеграции бортовых систем самолета. За оценку непрерывности навигационного обслуживания при определении области местоположения для GAST D ответственность несет пользователь на борту. Дополнительная информация, касающаяся непрерывности, содержится в п. 7.6.2.1 дополнения D.

3.6.7.1.3.3 Непрерывность обслуживания при определении местоположения

Примечание. Для наземных подсистем GBAS, которые обеспечивают определение местоположения GBAS, могут быть установлены дополнительные требования к непрерывности обслуживания в зависимости от планируемых операций.

3.6.7.2 ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

3.6.7.2.1 Общие положения

3.6.7.2.1.1 Требования к радиопередаче данных

3.6.7.2.1.1.1 Наземная подсистема GBAS передает сообщения типов, приведенных в таблице B-75A применительно к видам обслуживания, обеспечиваемым наземной подсистемой.

3.6.7.2.1.1.2 Каждая наземная подсистема GBAS передает сообщения типа 2 с дополнительными блоками данных, необходимыми для обеспечения планируемых операций.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся использования дополнительных блоков данных сообщения типа 2, содержится в разделе 7.17 дополнения D.

3.6.7.2.1.1.3 Каждая наземная подсистема GBAS, которая поддерживает виды (GAST) B, C или D обслуживания заходов на посадку с использованием GBAS, передает блоки FAS в сообщениях типа 4 для этих заходов на посадку. В том случае, если наземная подсистема GBAS обеспечивает любой заход на посадку с использованием GAST A или B и не передает

блоки FAS для соответствующих заходов на посадку, она передает дополнительный блок данных 1 в сообщениях типа 2.

Примечание. Блоки FAS для процедур APV могут храниться в базе данных на борту воздушных судов. Передача дополнительного блока данных 1 позволяет бортовому приемнику выбирать наземную подсистему GBAS, которая обеспечивает процедуры захода на посадку, в бортовой базе данных. Блоки FAS могут также передаваться для обеспечения операций воздушных судов без использования бортовой базы данных. При этих процедурах используются разные номера каналов, как указано в разделе 7.7 дополнения D.

3.6.7.2.1.1.4 В том случае, если используется сообщение типа 5, наземная подсистема передает сообщение типа 5 с частотой, указанной в таблице B-76.

Примечание. В случае, если стандартный угол маски 5° не является достаточным, чтобы характеризовать видимость спутника в течение выполнения определенного захода на посадку антеннами наземной подсистемы либо антенной воздушного судна, для передачи дополнительной информации на воздушное судно может быть использовано сообщение типа 5.

3.6.7.2.1.1.5 Частота радиопередачи данных. Для всех типов сообщений, подлежащих передаче, сообщения, отвечающие требованиям к напряженности поля, содержащимся в пп. 3.7.3.5.4.4.1.2 и 3.7.3.5.4.4.2.2 главы 3, и минимальной частоте, приведенной в таблице B-76, обеспечиваются в каждой точке объема обслуживания. Общая частота радиопередачи сообщений всеми комбинированными антенными системами наземной подсистемы не превышает максимальной частоты, указанной в таблице B-76.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся использования множества антенных систем, содержится в п. 7.12.4 дополнения D.

3.6.7.2.1.2 Идентификатор блока сообщения. Идентификатор MBI устанавливается либо в нормальное, либо в тестовое положение в соответствии с приведенным в п. 3.6.3.4.1 правилом кодирования.

3.6.7.2.1.3 Аутентификация VDB

3.6.7.2.1.3.1 Всем наземным подсистемам GBAS следует поддерживать аутентификацию VDB (см. п. 3.6.7.4).

3.6.7.2.1.3.2 Все наземные подсистемы, классифицированные как FAST D, поддерживают аутентификацию VDB (см. п. 3.6.7.4).

Таблица B-75A. Типы сообщений GBAS для обеспечиваемых видов обслуживания

Тип сообщения	GAST A: примечание 1	GAST B: примечание 1	GAST C: примечание 1	GAST D: примечание 1
MT 1	Факультативно. Примечание 2	Обязательно	Обязательно	Обязательно
MT 2	Обязательно	Обязательно	Обязательно	Обязательно
MT2-ADB 1	Факультативно. Примечание 3	Факультативно. Примечание 3	Факультативно. Примечание 3	Обязательно
MT2-ADB 2	Факультативно. Примечание 4	Факультативно. Примечание 4	Факультативно. Примечание 4	Факультативно
MT2-ADB 3	Не используется	Не используется	Не используется	Обязательно
MT2-ADB 4	Рекомендуется	Рекомендуется	Рекомендуется	Обязательно
MT 3. Примечание 5	Рекомендуется	Рекомендуется	Рекомендуется	Обязательно
MT 4	Факультативно	Обязательно	Обязательно	Обязательно
MT 5	Факультативно	Факультативно	Факультативно	Факультативно
MT 11. Примечание 6	Не используется	Не используется	Не используется	Обязательно
MT 101	Факультативно. Примечание 2	Запрещено	Запрещено	Запрещено

Примечание 1. Определения терминов:

• Обязательно: сообщение должно передаваться при обеспечении данного вида обслуживания.

• Факультативно: передача сообщения является необязательной при обеспечении данного вида обслуживания (не используется некоторыми или всеми бортовыми подсистемами).

• Рекомендуется: использование сообщения является необязательным, но рекомендуется при обеспечении данного вида обслуживания.

• Не используется: сообщение не используется бортовыми подсистемами, обеспечивающими данный вид обслуживания.

• Запрещено: передача сообщения не разрешается при обеспечении данного вида обслуживания.

Примечание 2. Наземные подсистемы, обеспечивающие виды обслуживания GAST A, могут передавать сообщения типа 1 или 101, но не оба типа сразу. Инструктивный материал, касающийся использования сообщения типа 101, содержится в разделе 7.18 дополнения D.

Примечание 3 MT2-ADB1 является обязательным, если предоставляется обслуживание для определения местоположения.

Примечание 4. MT2-ADB2 является обязательным, если предоставляется обслуживание GRAS.

Примечание 5. MT3 рекомендуется (GAST A, B, C) или требуется (GAST-D) использовать только для того, чтобы выполнить требования к заполнению временно́го интервала, приведенные в п. 3.6.7.4.1.3.

Примечание 6. Инструктивный материал, касающийся использования сообщения типа 1, содержится в разделе 7.20 дополнения D.

Таблица B-76. Частота ОВЧ-радиопередачи данных GBAS

Тип сообщения	Минимальная частота радиопередачи	Максимальная частота радиопередачи
1 или 101	Для каждого типа измерений: все блоки измерений один раз за кадр (примечание)	Для каждого типа измерений: все блоки измерений один раз на временной интервал (слот)
2	Одно на 20 последовательных кадров	Одно на кадр (за исключением случая, предусмотренного в п. 3.6.7.4.1.2)
3	Частота зависит от длины сообщения и запланированности других сообщений (см. п. 3.6.7.4.1.3.)	Одно на временно́й интервал (слот) и восемь на кадр
4	Все блоки FAS: один раз за 20 последовательных кадров	Все блоки FAS: один раз за кадр
5	Все задействованные источники: один раз за 20 последовательных кадров	Все задействованные источники: один раз за 5 последовательных кадров
11	Для каждого типа измерений: все блоки измерений один раз за кадр (см. примечание)	Для каждого типа измерений: все блоки измерений один раз на временно́й интервал (слот)

Примечание. Одно сообщение типа 1, типа 11 или типа 101 или два сообщения типа 1, типа 11 или типа 101, которые связываются с использованием признака дополнительного сообщения, описаны в пп 3.6.4.2, 3.6.4.10.3 или 3.6.4.11.3.

3.6.7.2.2 Поправки к псевдодальности

3.6.7.2.2.1 Время ожидания сообщения. Время между моментом, указанным модифицированным Z-отсчетом, и последним битом передаваемого сообщения типа 1, типа 11 или типа 101 не превышает 0,5 с.

3.6.7.2.2.2 Информация с низкой частотой обновления. Исключая момент смены набора эфемерид, первый источник дальномерных сигналов в сообщениях типа 1, типа 11 или типа

101 упорядочивается таким образом, что информация с низкой частотой обновления (как указано в п. 3.6.4.2.1 для сообщения типа 1, в п. 3.6.4.11.1 – для сообщения типа 11 и в п. 3.6.4.10.1 – для сообщения типа 101) для каждого источника дальномерных сигналов основных орбитальных систем передается не менее одного раза каждые 10 с. В ходе смены набора эфемерид, первый источник дальномерных сигналов в сообщении упорядочивается таким образом, что информация с низкой частотой обновления для каждого дальномерного источника основной орбитальной системы передается не менее одного раза каждые 27 с. При получении новых эфемеридных данных от источника дальномерных сигналов основной орбитальной системы (систем) наземная подсистема использует предшествующие эфемеридные данные от каждого спутника до момента получения новых эфемеридных данных в течение 2 мин, но осуществляет переход к новым эфемеридным данным не позже, чем по истечении 3 мин. После осуществления перехода к использованию новых эфемеридных данных для данного источника дальномерных сигналов наземная подсистема передает новый CRC эфемерид и сопутствующие данные с низкой частотой обновления, а именно P и PD для всех расположений данного дальномерного источника в информации с низкой частотой обновления сообщения типа 1, типа 11 или типа 101 любых трех последовательных кадрах. Для конкретного источника дальномерных сигналов наземная подсистема продолжает передавать данные, соответствующие предшествующим эфемеридным данным, до тех пор, пока в информации с низкой частотой обновления сообщения типа 1, типа 11 или типа 101 не будет передан новый CRC эфемерид (см. примечание). Если CRC эфемерид изменяется, а признак IOD не изменяется, то источник дальномерных сигналов рассматривается наземной подсистемой как непригодный.

Примечание. Задержка в обновлении эфемерид обеспечивает бортовой подсистеме достаточное время для накопления новых эфемеридных данных.

3.6.7.2.2.2.1 Параметр декорреляции эфемерид и CRC эфемерид для каждого спутника основной орбитальной системы (систем) следует передавать как можно чаще.

3.6.7.2.2.3 Передаваемые поправки к псевдодальности. Каждая передаваемая поправка к псевдодальности определяется комбинацией оценок поправок к псевдодальности для соответствующего источника дальномерных сигналов, вычисленных от каждого опорного приемника. Применительно к каждому спутнику измерения, используемые в такой комбинации, получаются на основе одних эфемеридных данных. Поправки базируются на кодовых измерениях псевдодальности для каждого спутника, сглаженных с использованием измерений по несущей с использованием сглаживающего фильтра и определенных параметров сглаживания для вида обслуживания при заходе на посадку в соответствии с п. 3.6.5.1 добавления B.

3.6.7.2.2.4 Передаваемые параметры целостности сигнала в пространстве. Наземной подсистемой обеспечиваются такие σ_{pr_gnd} и параметры B для каждой поправки к псевдодальности в сообщении типа 1, чтобы удовлетворялись требования к риску потери целостности уровня защиты, приведенные в п. 3.6.7.1.2.2 для GAST A, B и C. Для каждой поправки псевдодальности предоставляются, по крайней мере, два значения B, которые не используют специальное кодирование (как указано в п. 3.6.4.2.4). Наземная подсистема обеспечивает σ_{pr_gnd} и, при необходимости, параметры B для каждой поправки к псевдодальности в сообщении типа 101, чтобы удовлетворялись требования к риску потери целостности уровня защиты, приведенные в п. 3.6.7.1.2.2.

Примечание. Передача параметров B является необязательной для сообщений типа 101. Инструктивный материал, касающийся параметров B в сообщениях типа 101, содержится в п. 7.5.11 дополнения D.

3.6.7.2.2.4.1 Передаваемые параметры целостности сигнала в пространстве для наземных подсистем FAST D. Наземные подсистемы, обеспечивающие GAST D, обеспечивают такие Sigma_PR_gnd_D в сообщении типа 11 и параметры B для каждой поправки к

псевдодальности в сообщении типа 1, чтобы удовлетворялись требования к риску потери целостности уровня защиты, приведенные в п. 3.6.7.1.2.2.1.

3.6.7.2.2.4.2 Для систем FAST D, передающих сообщение типа 11, если параметр σpr_gnd кодируется как недействительный в сообщении типа 1, то параметр Sigma_PR_gnd_D для соответствующего спутника в сообщении типа 11 также кодируется как недействительный.

3.6.7.2.2.5 Следует контролировать измерения опорного приемника. При вычислениях поправок к псевдодальности. не следует использовать измерения, содержащие ошибки, или отказавшие опорные приемники.

3.6.7.2.2.6 Повторная передача сообщений типа 1, типа 2, типа 11 или типа 101. Для данного типа измерений и в пределах данного кадра все передачи сообщений типа 1, типа 2, типа 11 или типа 101 или связанных пар всеми радиовещательными станциями GBAS, которые используют общие идентификаторы GBAS, должны содержать идентичные данные.

3.6.7.2.2.7 Признак данных (IOD). Наземной подсистемой GBAS поле IOD в каждом блоке измерений источника дальномерных сигналов устанавливается в значение IOD, полученное от источника дальномерных сигналов, который соответствует эфемеридным данным, использовавшимся для вычисления поправки к псевдодальности.

3.6.7.2.2.8 Применение моделей ошибки сигнала. Ионосферные и тропосферные поправки не применяются к псевдодальностям, используемым для расчета поправок к псевдодальностям.

3.6.7.2.2.9 Связанная пара сообщений типа 1, типа 11 или типа 101. Если передается связанная пара сообщений типа 1, типа 11 или типа 101, то:

a) оба сообщения имеют один и тот же модифицированный Z-отсчет;

b) минимальное количество поправок к псевдодальности в каждом сообщении равно одной;

c) блок измерений для данного спутника передается не более чем один раз в связанной паре сообщений;

d) два сообщения передаются в разных временных интервалах;

e) порядок значений B в двух сообщениях остается неизменным;

f) для конкретного типа измерения количество измерений и данные с низкой частотой обновления вычисляются отдельно для каждого из двух отдельных сообщений;

g) в случае использования FAST D, когда передается связанная пара сообщений типа 1, также существует и связанная пара сообщений типа 11;

h) если используются связанные сообщения типа 1 или типа 11, спутники подразделяются на такие же наборы и порядок как в сообщении типа 1, так и в сообщении типа 11.

Примечание. Сообщения типа 1 могут включать дополнительные спутники, не указанные в сообщениях типа 11, но относительный порядок этих спутников, доступных в обоих сообщениях, один и тот же в сообщении типа 1 и типа 11. Бортовая обработка невозможна для спутников, включенных в сообщение типа 11, но также не включенных в сообщение типа 1.

3.6.7.2.2.9.1 Связанные сообщения следует использовать только тогда, когда для передачи доступно большее число поправок к псевдодальностям, чем предусмотрено в сообщении типа 1.

3.6.7.2.2.10 Требования к модифицированному Z-отсчету

3.6.7.2.2.10.1 Обновление модифицированного Z-отсчета. Модифицированный Z-отсчет для сообщений типа 1, типа 11 или типа 101 для данного типа измерений обновляется в каждом кадре.

3.6.7.2.2.10.2 Если передается сообщение типа 11, соответствующие сообщения типа 1 и типа 11 имеют один модифицированный Z-отсчет.

3.6.7.2.2.11 Параметры декорреляции эфемерид

3.6.7.2.2.11.1 Параметр декорреляции эфемерид для обслуживания при заходе на посадку. Для наземных подсистем, которые передают дополнительный блок данных 1 в сообщении типа 2, наземная подсистема передает параметр декорреляции эфемерид в сообщении типа 1 для каждого источника дальномерных сигналов основной орбитальной системы (систем) таким образом, чтобы удовлетворялись требования к риску потери целостности наземной подсистемы, указанные в п. 3.6.7.1.2.1.1.1.

3.6.7.2.2.11.2 Параметр декорреляции эфемерид для GAST D. Наземные подсистемы, классифицированные как FAST D, передают параметр декорреляции эфемерид в сообщении типа 11 для каждого источника дальномерных сигналов основной орбитальной системы (систем) таким образом, чтобы удовлетворялись требования к риску потери целостности сигнала в пространстве наземной подсистемы, указанные в п. 3.6.7.1.2.1.1.2.

3.6.7.2.2.11.3 Определение местоположения с использованием GBAS. Для наземных подсистем, которые обеспечивают определение местоположения с использованием GBAS, наземная подсистема передает параметр декорреляции эфемерид в сообщении типа 1 для каждого источника дальномерных сигналов основной орбитальной системы таким образом, чтобы удовлетворялись требования в отношении риска потери целостности сигнала в пространстве наземной подсистемы, указанные в п. 3.6.7.1.2.1.4.

3.6.7.2.3 Данные, относящиеся к GBAS

3.6.7.2.3.1 Параметры тропосферной задержки. С целью удовлетворения требований к риску потери целостности уровня защиты, приведенные в п. 3.6.7.1.2.2, наземной подсистемой в сообщении типа 2 передаются значения коэффициента рефракции, приведенной высоты и погрешности рефракции.

3.6.7.2.3.2 Индикация GCID.

3.6.7.2.3.2.1 Индикация GCID для FAST A, B или C. Если наземная подсистема удовлетворяет требованиям пп. 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.2.1, 3.6.7.1.3.1, 3.6.7.3.2 и 3.6.7.3.3.1, но не всем требованиям пп. 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3, 3.6.7.1.2.2.1.1 и 3.6.7.1.3.2, то GCID устанавливается на 1, в противном случае на 7.

Примечание. Некоторые из требований, применимых к FAST D, дублируют требования к FAST A, B и C. Слова "но не всем" относятся к состоянию, когда наземная подсистема может отвечать некоторым из требований, применимых к FAST D, но не всем из них. В таком случае GCID устанавливается на 1, указывающую на то, что наземная подсистема отвечает только критериям FAST A, B или C.

3.6.7.2.3.2.2 Индикация GCID для FAST D. Если наземная подсистема удовлетворяет требованиям пп. 3.6.7.1.2.1.1.1, 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3, 3.6.7.1.2.2.1.1, 3.6.7.1.2.2.1, 3.6.7.1.3.1, 3.6.7.1.3.2, 3.6.7.3.2 и 3.6.7.3.3, то GCID устанавливается на 2, в противном случае он будет устанавливаться в соответствии с п. 3.6.7.2.3.2.1.

3.6.7.2.3.2.3 Значения 3 и 4 GCID зарезервированы для видов обслуживания в будущем и не используются.

3.6.7.2.3.3 Погрешность местоположения фазового центра антенны GBAS. Для каждого опорного приемника GBAS погрешность фазового центра опорной антенны, устанавливается равной менее 8 см относительно опорной точки GBAS.

3.6.7.2.3.4 Точность геодезической съемки опорной точки GBAS. Погрешность геодезической съемки опорной точки GBAS относительно системы координат WGS-84 должна быть меньше чем 0,25 м по вертикали и 1 м по горизонтали.

Примечание. Соответствующий инструктивный материал приводится в разделе 7.16 дополнения D.

3.6.7.2.3.5 Параметр оценки ионосферной неопределенности.

3.6.7.2.3.5.1 Параметр оценки ионосферной неопределенности для всех наземных подсистем. С целью удовлетворения требований к риску потери целостности уровня защиты, приведенных в п. 3.6.7.1.2.2, наземная подсистема передает параметр градиента запаздывания ионосферы в сообщении типа 2.

3.6.7.2.3.5.2 Параметр оценки ионосферной неопределенности для наземных подсистем FAST D. Для выполнения требований к риску потери целостности уровня защиты, приведенных в п. 3.6.7.1.2.2, наземная подсистема передает параметр градиента запаздывания ионосферы в дополнительном блоке данных 3 сообщения типа 2.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся предельных погрешностей местоположения FAST D для ионосферных погрешностей, содержится в пп. 7.5.6.1.3 и 7.5.6.1.4 дополнения D.

3.6.7.2.3.6 Для наземных подсистем, которые обеспечивают определение местоположения с использованием GBAS, наземная подсистема передает параметры предельных погрешностей местоположения в эфемеридах, используя дополнительный блок данных 1 в сообщении типа 2.

3.6.7.2.3.7 Все наземные подсистемы должны передавать параметры предельных погрешностей местоположения в эфемеридах, используя дополнительный блок данных 1 в сообщении типа 2.

3.6.7.2.3.8 К наземным подсистемам, которые передают дополнительный блок данных 1 в сообщении типа 2, применяются следующие требования:

3.6.7.2.3.8.1 Максимальное используемое расстояние. Наземная подсистема предоставляет информацию о максимальном используемом расстоянии (D_{max}). В том случае, когда обеспечивается определение местоположения, в пределах D_{max} удовлетворяются требования в отношении риска потери целостности наземной подсистемы, указанные в п. 3.6.7.1.2.1.4, и риска потери целостности уровня защиты, указанные в п. 3.6.7.1.2.2.2. Если предусматривается обслуживание захода на посадку, то максимальное используемое расстояние включает, как минимум, все объемы предоставляемого обслуживания захода на посадку.

3.6.7.2.3.8.2 Параметры необнаружения эфемерид. Наземная подсистема передает параметры необнаружения эфемерид для каждой основной орбитальной системы таким образом, чтобы удовлетворялись требования к риску потери целостности наземной подсистемы, указанные в п. 3.6.7.1.2.1.

3.6.7.2.3.8.3 Индикация определения местоположения с использованием GBAS. Если наземная подсистема не удовлетворяет требованиям пп. 3.6.7.1.2.1.4 и 3.6.7.1.2.2.2, она указывает, используя параметр RSDS, что определение местоположения GBAS не обеспечивается.

3.6.7.2.3.9 В том случае, если ОВЧ-радиовещательная передача данных осуществляется на более чем одной частоте в зоне обслуживания GRAS, каждая радиовещательная станция GBAS в наземной подсистеме GRAS передает дополнительные блоки данных 1 и 2.

3.6.7.2.3.9.1 ОВЧ-радиовещательная передача данных должна включать параметры дополнительного блока данных 2 для опознавания номеров каналов и местоположения соседних и близлежащих радиовещательных станций GBAS в наземной подсистеме GRAS.

Примечание. Это облегчает переход от одной радиовещательной станции GBAS к другим радиовещательным станциям GBAS в наземной подсистеме GRAS.

3.6.7.2.4 Данные конечного участка захода на посадку

3.6.7.2.4.1 Погрешность точек данных FAS. Обеспечивается относительная погрешность геодезической съемки между точками данных FAS и опорной точкой GBAS менее 0,25 м по вертикали и 0,40 м по горизонтали.

3.6.7.2.4.2 CRC конечного участка захода на посадку должна определяться в ходе разработки процедуры и с этого времени являться составной частью блока данных FAS.

3.6.7.2.4.3 GBAS должна обеспечивать возможность установки FASVAL и FASLAL для любого блока данных FAS в "1111 1111" с целью ограничения захода на посадку с использованием только боковых отклонений или индикации того, что данный заход не должен производиться, соответственно.

3.6.7.2.4.4 LTP/FTP для FAST D. Для захода на посадку, поддерживающего GAST D, точка LTP/FTP в соответствующем определении FAS располагается на пересечении осевой линии ВПП и посадочного порога ВПП.

Примечание. Бортовые системы могут вычислять расстояние до посадочного порога ВПП, используя LTP/FTP. Для заходов на посадку с использованием GAST D точка LTP/FTP находится на пороге ВПП, так чтобы эти расстояния для вычислений надежно отражали расстояние до порога ВПП.

3.6.7.2.4.5 Расположение FPAP для FAST D. Для захода на посадку, поддерживающего GAST D, точка FPAP в соответствующем определении FAS располагается на продолжении осевой линии, а параметр смещения Δ-расстояния кодируется таким образом, чтобы правильно обозначать дальний конец ВПП.

3.6.7.2.5 Данные прогнозирования эксплуатационной готовности источника дальномерных сигналов

Примечание. Для наземных подсистем FAST A, B, C или D данные эксплуатационной готовности источника дальномерных сигналов являются факультативными и в них может возникнуть необходимость для возможных будущих операций.

3.6.7.2.6 Общие функциональные требования к дополнению

3.6.7.2.6.1 Наземные подсистемы GBAS, классифицированные как FAST C или FAST D, должны, как минимум, обеспечивать функциональное дополнение на основе GPS.

3.6.7.2.6.2 Наземные подсистемы, классифицированные как FAST C, должны иметь возможность обрабатывать и передавать поправки по крайней мере для 12 спутников каждой основной орбитальной системы, для которой обеспечиваются дифференциальные поправки.

3.6.7.2.6.3 Наземные подсистемы, классифицированные как FAST D, имеют возможность обрабатывать и передавать дифференциальные поправки по крайней мере для 12 спутников каждой основной орбитальной системы.

Примечание. Техническая валидация была выполнена только для GAST D применительно к GPS.

3.6.7.2.6.4 По возможности дифференциальные поправки для всех видимых спутников с углом возвышения более 5° над местной горизонтальной плоскостью, касательной к эллипсоиду в месте опорного расположения наземной подсистемы, следует предоставлять для каждой основной орбитальной системы, для которой обеспечивается функциональное дополнение.

Примечание. Выражение "по возможности" в данном контексте означает случаи, когда соответствие другому требованию в настоящих SARPS (например, п. 3.6.7.3.3.1) не исключает предоставление дифференциальной поправки для конкретного спутника.

3.6.7.3 МОНИТОРИНГ

3.6.7.3.1 Радиочастотный мониторинг

3.6.7.3.1.1 Мониторинг ОВЧ-радиопередач данных. Осуществляется мониторинг радиопередачи данных. Передача данных прекращается в течение 0,5 с в случае

непрерывного расхождения в течение любого 3-секундного периода между передаваемыми прикладными данными и прикладными данными, полученными или сохраненными в системе контроля до передачи. Для наземных подсистем FAST D передача сообщений типа 11 прекращается в течение 0,5 с в случае непрерывного расхождения в течение любого 1-секундного периода между передаваемыми прикладными данными и прикладными данными, полученными или сохраненными в системе контроля до передачи

Примечание. Для наземных подсистем, обеспечивающих аутентификацию, прекращение передачи данных означает прекращение передачи сообщений типа 1 и/или сообщений типа 11, если применимо, либо прекращение передачи сообщений типа 101. В соответствии с п. 3.6.7.4.1.3 наземная подсистема все еще должна передавать сообщения таким образом, чтобы в процентном отношении была заполнена заданная или превышающая ее часть каждого назначенного временного интервала. Это можно сделать путем передачи сообщений типа 2, типа 3, типа 4 и/или типа 5.

3.6.7.3.1.2 Контроль временного интервала TDMA. Риск того, что наземная подсистема передает сигнал в неразрешенном временном интервале и не сможет в течение 1 с выявить передачу, выходящую за пределы временного интервала, разрешенного в п. 3.6.2.6, устанавливается менее 1×10^{-7} за любой 30-секундный период. При обнаружении передач за пределами установленного временного интервала, наземная подсистема прекращает все радиопередачи данных в течение 0,5 с.

3.6.7.3.1.3 Контроль уровня передаваемой мощности ОВЧ-передатчика. Вероятность того, что уровень передаваемой мощности горизонтально или эллиптически поляризованного сигнала увеличится более чем на 3 дБ относительно номинального уровня мощности в течение более 1 с устанавливается менее $2{,}0 \times 10^{-7}$ за любой 30-секундный период.

Примечание. Мониторинг вертикального компонента осуществляется только в случае оборудования GBAS/E.

3.6.7.3.2 Мониторинг данных

3.6.7.3.2.1 Контроль качества радиопередач. Контроль, осуществляемый наземной подсистемой, согласуется с требованиями к задержке срабатывания сигнализации, приведенными в п. 3.6.7.1.2.1 Действие мониторинга состоит в осуществлении одного из следующих вариантов:

a) передача сообщения типа 1 (и типа 11, если передается) или типа 101 с нулевыми блоками измерений; или

b) передача сообщения типа1 (и типа 11, если передается) или типа 101 с полем $\sigma_{pr_gnd,i}$ (и $\sigma_{pr_gnd_D,I}$, если передается), указывающим, какой из источников дальномерных сигналов, включенных в ранее переданный кадр, является непригодным; или

c) завершение радиопередачи данных.

Примечание. Действия a) и b) предпочтительны в сравнении с c), если они допустимы для конкретного вида отказа, поскольку действия a) и b) обычно имеют уменьшенное время срабатывания сигнализации сигнала в пространстве.

3.6.7.3.3 Мониторинг целостности для источников дальномерных сигналов GNSS

3.6.7.3.3.1 Наземная подсистема контролирует сигналы спутников для выявления условий, которые могут привести к неправильному функционированию дифференциальной обработки для бортовых приемников, в которые введены ограничения по слежению в соответствии с разделом 8.11 дополнения D. Время срабатывания сигнализации контроля определяется в п. 3.6.7.1.2. Действие контроля заключается в установлении σ_{pr_gnd} в битовое состояние "1111 1111" для данного спутника или исключении данного спутника из сообщения типа 1, типа 11 или типа 101.

3.6.7.3.3.1.1 Наземная подсистема использует наибольший корреляционный пик во всех приемниках, применяемых для генерирования поправок псевдодальности. Наземная подсистема также обнаруживает условия, которые вызывают более чем одно пересечение нуля для бортовых приемников, использующих функцию дискриминатора "опережение – запаздывание", определенную в разделе 8.11 дополнения D.

3.6.7.3.3.2 Для наземных подсистем FAST D вероятность того, что ошибка в точке посадочного порога ВПП (LTP) любой ВПП, для которой наземная подсистема обеспечивает GAST D, $|E_r|$, для скорректированной псевдодальности, сглаженной с интервалом 30 с (п. 3.6.5.2), вызванная неисправностью дальномерного источника, не обнаруживается и не отображается в передаваемом сообщении типа 11, попадает в область, определенную в таблице B-76 A. Неисправностями дальномерных источников, к которым применяется данное требование, являются:

a) искажение сигнала (примечание 1);

b) расхождение кода/несущей;

c) чрезмерное ускорение изменения псевдодальности, например, скачок или другое быстрое изменение;

d) ошибочная передача данных эфемерид от спутника.

Примечание 1. Дополнительная информация по бортовому радиоэлектронному оборудованию GAEC-D, касающаяся искажения сигнала, содержится в разделе 8.11 дополнения D.

Примечание 2. После обнаружения неисправность дальномерного источника может быть отражена в сообщении типа 11 следующим образом:

a) удаление поправки для соответствующего спутника из сообщения типа 11; или

b) маркирование спутника как неработоспособного с использованием кодирования $\sigma_{pr_gnd_D}$ (см. п. 3.6.4.11.4).

Примечание 3. Приемлемая вероятность необнаружения определяется в отношении погрешности дифференциально скорректированной псевдодальности. Погрешность дифференциально скорректированной псевдодальности, $|E_r|$, включает погрешность вследствие неисправности отдельного дальномерного источника при условии правильного применения передаваемых поправок сообщения типа 11 наземной подсистемы GBAS (т. е. поправка к псевдодальности и поправки к скорости изменения дальности, определенные в п. 3.6.4.11) бортовым оборудованием в соответствии с п. 3.6.8.3. Оценка характеристики P_{md} включает шум в исправном состоянии наземной подсистемы GBAS. Увеличение $|E_r|$ с течением времени должно учитывать задержку данных наземной подсистемы, но не задержку бортового оборудования, как описано в п. 7.5.14 дополнения D.

Примечание 4. Дополнительная информация, касающаяся условий неисправности дальномерных источников и требований к мониторингу для наземных подсистем FAST D, содержится в п. 7.5.14 дополнения D. Пропущенные сообщения не следует учитывать при определении соответствия данному требованию.

Таблица B-76A. Параметры P_{md_limit}

Вероятность необнаружения	Погрешность псевдодальности (м)
$P_{md\ limit} \leq 1$	$0 \leq \lvert E_r \rvert < 0{,}75$
$P_{md\ limit} \leq 10^{(-2{,}56 \times \lvert Er \rvert + 1{,}92)}$	$0{,}75 \leq \lvert E_r \rvert < 2{,}7$
$P_{md\ limit} \leq 10^{-5}$	$2{,}7 \leq \lvert E_r \rvert < \infty$

3.6.7.3.3.3 Для наземных подсистем FAST D вероятность того, что ошибка в точке посадочного порога ВПП (LTP) любой ВПП, для которой наземная подсистема обеспечивает GAST D, $|E_r|$, больше 1,6 м в скорректированной псевдодальности, сглаженной с интервалом

30 с (п. 3.6.5.2), вызванная неисправностью дальномерного источника, не обнаруживается и отображается в передаваемом сообщении типа 11 в течение 1,5 с, составляет менее $1x10^{-9}$ на одну любую посадку при умножении на априорную вероятность ($P_{apriori}$). Неисправностями дальномерных источников, к которым применяется данное требование, являются:

a) искажение сигнала (примечание 1);

b) расхождение кода/несущей;

c) чрезмерное ускорение изменения псевдодальности, например, скачок или другое быстрое изменение;

d) ошибочная передача данных эфемерид от спутника.

Примечание 1. Дополнительная информация по бортовому радиоэлектронному оборудованию GAEC-D, касающаяся искажения сигнала, содержится в разделе 8.11 дополнения D.

Примечание 2. Предполагается, что априорная вероятность каждой неисправности дальномерного источника ($P_{apriori}$) является значением, используемым в анализе для демонстрации соответствия требованиям к предельным погрешностям для FAST C и D (см. п. 3.6.5.5.1.1.1 добавления B).

Примечание 3. После обнаружения неисправность дальномерного источника может быть отражена в сообщении типа 11 следующим образом:

a) удаление поправки для соответствующего спутника из сообщения типа 11; или

b) маркирование спутника как неработоспособного с использованием кодирования $\sigma_{pr_gnd_D}$ (см. п. 3.6.4.11.4).

Примечание 4. Дополнительная информация, касающаяся условий неисправности дальномерных источников и требований к мониторингу для наземных подсистем FAST D, содержатся в п. 7.5.14 дополнения D. Пропущенные сообщения не следует учитывать при определении соответствия данному требованию.

3.6.7.3.4 Уменьшение влияния ионосферного градиента

Для наземных подсистем FAST D вероятность ошибки (|Er|) в скорректированной псевдодальности, сглаженной с интервалом 30 с, в точке посадочного порога ВПП (LTP) для каждой ВПП, обслуживаемой GAST D, которая: a) вызвана градиентом ионосферной задержки в пространстве, b) больше значения E_{IG}, рассчитанного по данным сообщения типа 2, и c) не обнаружена и отображается в передаваемом сообщении типа 11 в течение 1,5 с, составляет менее 1×10^{-9} на одну любую посадку. Наземная подсистема FAST D ограничивает передаваемые в сообщении типа 2 параметры для обеспечения того, что максимальное значение E_{IG} в каждой LTP операций GAST D не превышает 2,75 м.

Примечание 1. Общая вероятность необнаруженного градиента задержки включает априорную вероятность градиента и вероятность необнаружения средством(ами) мониторинга.

Примечание 2. Инструктивный материал по проверке соответствия этому требованию содержится в п. 7.5.6.1.8.

3.6.7.4 ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ПРОТОКОЛАМ АУТЕНТИФИКАЦИИ

3.6.7.4.1 Функциональные требования к наземным подсистемам, обеспечивающим аутентификацию

3.6.7.4.1.1 Наземная система передает дополнительный блок данных 4 с сообщением типа 2 с полем определения группы интервалов, закодированных для указания выделенного для наземной станции интервала.

3.6.7.4.1.2 Наземная подсистема передает каждое сообщение типа 2 только в одном из группы временных интервалов, определяемых как интервалы, предусмотренные для MT 2.

Первый интервал в группе интервалов, предусмотренных для MT 2, соответствует кодированию SSID для наземной подсистемы. Интервал A представлен посредством SSID = 0, B – 1, C – 2 и H – 7. Группа интервалов, предусмотренных для MT 2, включает также временной интервал, следующий за интервалом, соответствующим станции SSID, если он существует в кадре. Если до окончания кадра дополнительный интервал отсутствует, в данную группу включается только SSID.

Примечание. Например, группа интервалов, предусмотренных для MT 2, в случае SSID = 0 будет включать интервалы {A, B}, а группа интервалов, предусмотренных для MT 2, в случае SSID = 6 будет включать интервалы {G, H}. Группа интервалов, предусмотренных для MT 2, в случае SSID = 7 включает только интервал {H}.

3.6.7.4.1.2.1 Группа временны́х интервалов, выделенных наземной станции, включает, как минимум, все интервалы в группе интервалов, предусмотренных для MT 2, как указано в п. 3.6.7.4.1.2.

3.6.7.4.1.3 Заполнение выделенного интервала. Наземная подсистема передает сообщение таким образом, что заполняется 89 % или больше каждого выделенного интервала. При необходимости для заполнения неиспользованного пространства в любом выделенном временно́м интервале могут использоваться сообщения типа 3.

Примечание 1. Дополнительная информация по расчету заполнения временно́го интервала содержится в разделе 7.21 дополнения D.

Примечание 2. Требование относится к совокупным передачам от всех передатчиков наземной подсистемы GBAS. Вследствие блокирования сигнала не все эти передачи могут приниматься в объеме обслуживания.

3.6.7.4.1.4 Кодирование идентификатора опорной траектории. Каждый идентификатор опорной траектории, включенный в блок данных конечного этапа захода на посадку, передаваемый наземной подсистемой с помощью сообщений типа 4, обозначается первой буквой, выбранной для указания SSID наземной подсистемы в соответствии со следующим правилом кодирования.

Правило кодирования: A = SSID 0,

X = SSID 1,

Z = SSID 2,

J = SSID 3,

C = SSID 4,

V = SSID 5,

P = SSID 6,

T = SSID 7.

3.6.7.4.2 Функциональные требования к наземным подсистемам, не обеспечивающим функции аутентификации

3.6.7.4.2.1 Идентификатор кодирования опорной траектории. Б уквы э того н абора: { A X Z J C V P T } не используются в качестве первой буквы идентификатора опорной траектории, включенного в любой блок FAS, передаваемой наземной подсистемой путем рассылки сообщений типа 4.

3.6.8 БОРТОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ

3.6.8.1 Приемник GNSS. Приемник GNSS, предназначенный для работы в системе GBAS, обеспечивает обработку сигналов GBAS в соответствии с требованиями, приведенными в данном разделе, а также в разделах 3.1.3.1, 1 и/или 3.2.3.1 и/или 3.5.8.1.

Примечание. В целях обеспечения достижения требуемых характеристик и функциональных требований для GAST D необходимо, чтобы бортовое оборудование отвечало заданным характеристикам и функциональным стандартам. Соответствующие стандарты минимальных эксплуатационных характеристик приведены в документе DO-253D RTCA.

3.6.8.2 ТРЕБОВАНИЯ К ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

3.6.8.2.1 Точностные характеристики бортового приемника GBAS

3.6.8.2.1.1 Для GPS и ГЛОНАСС среднеквадратическое значение (RMS) полного вклада бортового приемника в погрешность составляет:

$$RMS_{pr_air}(\theta_n) \le a_0 + a_1 \times e^{-(\theta n/\theta_0)},$$

где n – n-й дальномерный источник;

θ_n – угол места n-го источника;

a_0, a_1, и θ_0 – параметры, значения которых определены в таблице B-77 для GPS и в таблице B-78 для ГЛОНАСС.

3.6.8.2.1.2 Для спутников SBAS RMS полного вклада бортового приемника в погрешность определяется в п. 3.5.8.2.1 для каждого из принятых указателей точности воздушного судна.

Примечание. Вклад приемника воздушного судна не включает ошибку измерения, вызванную действием многолучевости от корпуса ВС.

3.6.8.2.2 Характеристики ОВЧ-приемника данных

3.6.8.2.2.1 Полоса настройки приемника. Приемник данных ОВЧ диапазона (ОВЧ-приемник данных) обеспечивает настройку на частоты в пределах 108,000–117,975 МГц с шагом 25 кГц.

3.6.8.2.2.2 Полоса захвата ОВЧ-радиопередачи данных. ОВЧ-приемник данных обеспечивает поиск и захват сигналов в пределах полосы ±418 Гц от номинальной присвоенной частоты.

Примечание. Приведенные выше требования учитывают нестабильность частоты наземной подсистемы GBAS и наихудшее значение доплеровского сдвига частоты, обусловленного движением воздушного судна. Динамический диапазон системы автоматической подстройки частоты должен также учитывать составляющую, обусловленную нестабильностью частоты бортового ОВЧ-приемника данных.

3.6.8.2.2.3 Интенсивность отказов при приеме сообщений ОВЧ-радиовещательных передач данных. ОВЧ-приемник данных обеспечивает интенсивность отказов при приеме сообщения меньше или равную одному неправильно принятому сообщению на 1000 сообщений прикладных данных, имеющих полную длину (222 байта), в пределах диапазона значений напряженности поля РЧ-сигнала, определенного в п. 3.7.3.5.4.4 главы 3, при приеме бортовой антенной. Это требование применяется в том случае, когда отклонение среднего уровня мощности принимаемого сигнала между последовательными пакетами в данном временно́м интервале не превышает 40 дБ. К числу неправильно принятых сообщений относятся сообщения, потерянные ОВЧ-приемником данных, а также сообщения, не прошедшие проверку с помощью избыточного циклического кода (CRC) после применения опережающей коррекции ошибок (FEC).

Примечание 1. Бортовая антенна ОВЧ-приемников данных может иметь горизонтальную или вертикальную поляризацию. Вследствие различия уровней компонентов радиовещательного сигнала с горизонтальной и вертикальной поляризацией максимальные полные местные потери на воздушном судне д ля п риемных антенн с горизонтальной поляризацией на 4 дБ выше, чем максимальные потери для приемных антенн с вертикальной поляризацией. Инструктивный материал, касающийся

определения потерь на воздушном судне, содержится в разделе 7.2 дополнения D.

Примечание 2. Предусмотренное требованиями отклонение мощности сигнала допускается превышать в ограниченных частях объема обслуживания, когда эксплуатационные критерии это позволяют. См. инструктивный материал в п. 7.12.4.1 дополнения D.

3.6.8.2.2.4 Декодирование временны́ х интервалов ОВЧ-радиопередачи данных. ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям п. 3.6.8.2.2.3 при приеме всех необходимых типов сообщений (см. п. 3.6.8.3.1.2.1) от выбранной наземной подсистемы GBAS. Выполнение указанных требований обеспечивается при наличии других допустимых сообщений, передаваемых GBAS в любом из возможных временных интервалов, как это указано в п. 3.6.8.2.2.5.1 b).

Примечание. Другие допустимые сообщения GBAS могут включать: a) другие типы сообщений, имеющих тот же SSID; и b) сообщения с другими SSID.

Таблица B-77. Требования к точности бортового оборудования GPS

Обозначение точности воздушного судна	θ_n (°)	a_0 (м)	a_1 (м)	θ_n (°)
A	≥ 5	0,15	0,43	6,9
B	≥ 5	0,11	0,13	4

Таблица B-78. Требования к точности бортового оборудования ГЛОНАСС

Обозначение точности бортового оборудования	θ_n (°)	a_0 (м)	a_1 (м)	θ_n (°)
A	≥ 5	0,39	0,9	5,7
B	≥ 5	0,105	0,25	5,5

3.6.8.2.2.5 Помехоустойчивость к нежелательному сигналу на рабочем канале

3.6.8.2.2.5.1 ОВЧ-радиопередача данных как источник нежелательного сигнала. ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3 в присутствии на рабочем канале нежелательного сигнала ОВЧ-радиопередачи данных, который либо:

a) относится к тому же временно́ му и нтервалу(ам) и и меет м ощность н а 2 6 дБ ниже мощности полезного сигнала ОВЧ-радиопередачи на входе приемника или менее, либо

b) относится к другому временно́ му интервалу(ам) и имеет мощность не более, чем на 72 дБ выше минимальной напряженности поля полезного сигнала ОВЧ-радиопередачи данных, определенной в п. 3.7.3.5.4.4.

3.6.8.2.2.5.2 Сигнал радиомаяка VOR в качестве нежелательного сигнала. ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3 в присутствии на рабочем канале нежелательного сигнала VOR, мощность которого на 26 дБ ниже мощности полезного сигнала ОВЧ-радиопередачи данных на входе приемника.

3.6.8.2.2.5.3 Сигнал курсового радиомаяка ILS в качестве нежелательного сигнала. При наличии нежелательного сигнала курсового радиомаяка ILS на рабочем канале, мощность которого на 26 дБ ниже мощности полезного сигнала ОВЧ-радиовещательной передачи данных на входе приемника, ОВЧ-приемник данных отвечает требованиям, указанным в п. 3.6.8.2.2.3.

3.6.8.2.2.6 Помехоустойчивость на соседнем канале. Уровень нежелательных сигналов курсового радиомаяка ILS или VOR измеряется в качестве мощности на несущей радиочастоте.

Примечание. Несмотря на то, что S_{max} является максимальной мощностью полезного сигнала ОВЧ-радиовещательной передачи данных, она также используется для ограничения на входе приемника максимальной мощности нежелательного сигнала на соседнем канале.

3.6.8.2.2.6.1 Первые из соседних каналов, расположенных через 25 кГц (± 25 кГц). ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3 при наличии нежелательного сигнала с уровнями мощности на входе приемника, достигающими Smax, отстоящего на 25 кГц в любую сторону относительно частоты выбранного канала, мощность которого либо:

a) на 18 дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой другой сигнал ОВЧ-радиопередачи данных, соответствующий тому же временному интервалу(ам), либо

b) равна мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой сигнал VOR, либо

c) равна мощности на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой сигнал курсового радиомаяка ILS.

3.6.8.2.2.6.2 Вторые из соседних каналов, расположенных через 25 кГц (± 50 кГц). ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3 при наличии нежелательного сигнала с уровнями мощности на входе приемника, достигающими S_{max}, отстоящего на 50 кГц в любую сторону относительно частоты выбранного канала, мощность которого либо:

a) на 43 дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой другой сигнал ОВЧ-радиопередачи данных, соответствующий тому же временному интервалу(ам), либо

b) на 34 дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой сигнал VOR, либо

c) на 34 дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой сигнал курсового радиомаяка ILS.

3.6.8.2.2.6.3 Третьи и до тридцать девятого из соседних каналов, расположенных через 25 кГц (±75 кГц – ±975 кГц). ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3 при наличии нежелательного сигнала с уровнями мощности на входе приемника, достигающими S_{max}, отстоящего на 75–975 кГц в любую сторону относительно частоты выбранного канала, мощность которого либо:

a) на 46 дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой другой сигнал ОВЧ-радиопередачи данных, соответствующий тому же временному интервалу(ам), либо

b) на 46 дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой сигнал VOR, либо

c) на 46 дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой сигнал курсового радиомаяка ILS.

3.6.8.2.2.6.4 Сороковые и последующие из соседних каналов, расположенных через 25 кГц (±1 МГц или более). ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3, при наличии нежелательного сигнала, отстоящего на 1 МГц или более в любую сторону относительно частоты выбранного канала, мощность которого либо:

a) на 46 дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал с уровнями мощности на входе приемника, достигающими S_{max}, представляет собой другой сигнал ОВЧ-радиопередачи данных, соответствующий тому же временно́му

интервалу(ам); либо

b) на 46 + ΔP дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой сигнал VOR с уровнями мощности на входе приемника, достигающими S_{max} – ΔP дБ, а ΔP находится в диапазоне от 0 до 14 дБ; либо

c) на 46 + ΔP дБ выше мощности полезного сигнала на входе приемника, если нежелательный сигнал представляет собой сигнал курсового радиомаяка ILS с уровнями мощности на входе приемника, достигающими S_{max} – ΔP дБ, а ΔP находится в диапазоне от 0 до 14 дБ.

Примечание 1. ΔP = S_{max} минус мощность нежелательного сигнала на входе приемника со следующими двумя ограничениями. ΔP = 0 дБ, если мощность нежелательного сигнала достигает S_{max}. ΔP = 14 дБ, если мощность нежелательного сигнала составляет 14 дБ или является намного меньше S_{max}.

Примечание 2. Требования, изложенные в пп. b) и c), учитывают интермодуляцию третьего порядка между нежелательным сигналом и сигналом гетеродина в первом смесителе входного РЧ-модуля приемника VDB; это аналогично помехоустойчивости к интермодуляции, обусловленной ЧМ, о чем говорится в п. 3.6.8.2.2.8.3, где N_1 является нежелательным сигналом, а N_2 – сигналом гетеродина.

3.6.8.2.2.6.5 Восстановление приемника после кратковременного воздействия нежелательного сигнала избыточной мощности. ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3, и восстанавливается в течение 187,5 мс (эквивалентно продолжительности трех интервалов VDB) после воздействия сигнала помехи соседнего канала (курсовой радиомаяк ILS или VOR), мощность которого на входе приемника превышает S_{max} в течение не более 2,5 с и не более чем на 9 дБ.

Примечание 1. Это требование учитывает кратковременный прием сигнала избыточной мощности при пролете курсового радиомаяка ILS и VOR. Продолжительность сигнала избыточной мощности ограничивается непрерывностью работы, например возможностью получения трех сообщений типа 1 в течение каждого окна в 3,5 с (см. п. 3.6.8.3.4.1) без избыточной мощности для GAST C. Для GAST D избыточная мощность не допускается, когда длительность тайм-аута составляет 1,5 с (см. п. 3.6.8.3.4.3). Нежелательный сигнал VDB никогда не превышает максимально допустимую напряженность поля полезного сигнала VDB в пределах объема обслуживания.

Примечание 2. На рисунке B-20 графически показаны рабочие зоны приемника VDB в присутствии нежелательных сигналов курсового радиомаяка ILS или VOR в сороковом или последующем из соседних каналов, расположенных через 25 кГц, в зависимости от соотношения полезного сигнала к нежелательному сигналу (D/U) и мощности нежелательного сигнала.

3.6.8.2.2.7 Помехоустойчивость к внеканальным сигналам от источников в полосе частот 108,000–117,995 МГц. При отсутствии полезного сигнала ОВЧ-радиопередачи данных на выбранном рабочем канале, приемник не выдает выходной информации от нежелательного сигнала ОВЧ-радиопередачи данных, присутствующего на любом другом из возможных каналов.

3.6.8.2.2.8 Помехоустойчивость к сигналам от источников вне полосы частот 108,000–117,975 МГц

3.6.8.2.2.8.1 Помехоустойчивость ОВЧ-приемника данных. ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3 в присутствии одного или более сигналов с частотой и общими уровнями помехи, приведенными в таблице B-79.

3.6.8.2.2.8.2 Блокирование. ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3 в присутствии сигнала ОВЧ ЧМ-радиовещания, уровни мощности которого приведены в таблицах B-80 и B-81.

Таблица B-79. Максимальные уровни мощности нежелательных сигналов

Частота	Максимальный уровень мощности нежелательного сигнала на входе приемника (дБ выше S_{max})
50 кГц – 88 МГц	–12
88–107,900 МГц	(см. пп. 3.6.8.2.2.8.2 и 3.6.8.2.2.8.3)
108,000–117,975 МГц	Исключен
118,000 МГц	–43
118,025 МГц	–40
118,050–1660,5 МГц	–12

Примечания:

1. Уровень сигнала изменяется линейно между соседними точками, соответствующими указанным выше частотам.

2. Данные требования к помехоустойчивости не могут адекватно гарантировать совместимость между ОВЧ-приемниками радиопередачи данных и ОВЧ-системами связи, особенно для воздушных судов, использующих вертикально поляризованный компонент для ОВЧ-радиопередачи данных. При отсутствии координации между назначениями частот для связи и навигации или защитной полосы в верхней части диапазона 112–117,975 МГц на входе приемников VDB могут быть превышены максимальные уровни, указанные для самых нижних каналов ОВЧ-связи (118,000; 118,00833; 118,01666; 118,025; 118,03333; 118,04166; 118,05). В этом случае для уменьшения сигналов системы связи на входе приемников VDB будут применяться некоторые средства (например, разделение антенны). Окончательно совместимость обеспечивается при установке оборудования на воздушном судне.

3. S_{max} является максимальной полезной мощностью сигнала ОВЧ-радиопередачи данных на входе приемника.

Таблица B-80. Частоты и уровни мощности, определяющие требования по блокированию для VDB на частотах 108,025–111,975 МГц

Частота (МГц)	Максимальный уровень нежелательных сигналов на входе приемника (дБ выше S_{max})
$88 \leq f \leq 102$	16
104	11
106	6
107,9	–9

Примечания:

1. Уровень сигнала изменяется линейно между соседними точками, соответствующими указанным выше частотам.

2. Данные требования по блокированию не применимы для несущих ЧМ выше 107,7 МГц и каналов VDB на частотах 108,025 или 108,050 МГц. См. п. 7.2.1.2.2 дополнения D.

3. S_{max} является максимальной полезной мощностью сигнала ОВЧ-радиопередачи данных на входе приемника.

Таблица B-81. Частоты и уровни мощности, определяющие требования по блокированию для VDB на частотах 112,000–117,975 МГц

Частота (МГц)	Максимальный уровень нежелательных сигналов на входе приемника (дБ выше S_{max})
$88 \leq f \leq 104$	16
106	11
107	6
107,9	1

Примечания:
1. *Уровень сигнала изменяется линейно между соседними точками, соответствующими указанным выше частотам.*
2. *S_{max} является максимальной полезной мощностью сигнала ОВЧ-радиопередачи данных на входе приемника.*

3.6.8.2.2.8.3 Помехоустойчивость ОВЧ-приемника данных к интермодуляции, обусловленной сигналами ОВЧ ЧМ-радиовещания. ОВЧ-приемник данных соответствует требованиям, приведенным в п. 3.6.8.2.2.3 в присутствии интермодуляционной помехи третьего порядка, обусловленной воздействием двух сигналов ОВЧ ЧМ-радиовещания, уровни которых соответствуют следующим:

$$2N_1 + N_2 + 3\,[23 - S_{max}] \leq 0$$

для сигналов ОВЧ ЧМ-радиовещания в полосе частот 107,7–108,0 МГц и

$$2N_1 + N_2 + 3\,[23 - S_{max} - 20\,\mathrm{Log}\,(\Delta f / 0{,}4)] \leq 0$$

для сигналов ОВЧ ЧМ-радиовещания в полосе частот ниже 107,7 МГц,

где частоты двух сигналов ОВЧ ЧМ-радиовещания создают в приемнике двухсигнальную интермодуляционную помеху третьего порядка на частоте полезного сигнала VDB.

N_1 и N_2 – уровни (дБм) двух сигналов ОВЧ ЧМ-радиовещания на входе приемника ОВЧ-радиопередачи данных.

Ни один уровень не превышает критериев блокирования, сформулированных в п. 3.6.8.2.2.8.2;

$\Delta f = 108{,}1 - f_1$, где f_1 – частота N1 сигнала ОВЧ ЧМ-радиовещания, расположенного ближе к 108,1 МГц.

S_{max} – максимальная полезная мощность сигнала ОВЧ-радиопередачи данных на входе приемника.

Примечание. Требования устойчивости к ЧМ-интермодуляционным помехам не применяются к каналу ОВЧ-радиопередачи данных, работающему на частоте ниже 108,1 МГц, в результате чего частоты ниже 108,1 МГц не предназначены для общих присвоений. Дополнительная информация приводится в п. 7.2.1.2 дополнения D.

3.6.8.3 ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К БОРТОВОМУ ОБОРУДОВАНИЮ

Примечание. Если не указано иное, приведенные ниже требования применяются ко всем классификациям бортового оборудования GBAS, как описано в п. 7.1.4.3 дополнения D.

3.6.8.3.1 Условия использования данных

3.6.8.3.1.1 Приемник использует данные, содержащиеся в сообщении GBAS только в том случае, если был подтвержден CRC данного сообщения.

3.6.8.3.1.2 Приемник использует данные, заключенные в сообщении только в том случае, если идентификатор блока данных содержит битовую последовательность "1010 1010".

3.6.8.3.1.2.1 Характеристики обработки сообщений GBAS. Приемник GBAS обрабатывает как минимум типы сообщений GBAS согласно таблице B-82.

3.6.8.3.1.2.2 Бортовая обработка данных для будущей совместимости

Примечание. Были приняты меры для расширения в будущем стандартов GBAS с целью соответствия новым характеристикам. Могут быть определены новые типы сообщений, новые дополнительные блоки данных для сообщений типа 2 и новые блоки данных, определяющие опорные траектории для включения в сообщение типа 4. В интересах упрощения такого расширения стандартов в будущем все оборудование следует проектировать таким образом, чтобы оно должным образом не реагировало на все нераспознаваемые типы данных.

Таблица B-82. Обработка типа сообщения бортового оборудования

Классификация бортового оборудования GBAS (GAEC)	Минимальное число обработанных типов сообщений
GAEC A	MT 1 или 101, MT 2 (включая ADB 1 и 2, если они предоставляются)
GAEC B	MT 1, MT 2 (включая ADB 1 и 2, если они предоставляются), MT 4
GAEC C	MT 1, MT 2 (включая ADB 1, если они предоставляются), MT 4
GAEC D	MT 1, MT 2 (включая ADB 1, 2, 3 и 4), MT 4, MT 11

3.6.8.3.1.2.2.1 Обработка неизвестных типов сообщений. Наличие сообщений, не известных для бортовых приемников, не препятствует правильной обработке требуемых сообщений.

3.6.8.3.1.2.2.2 Обработка неизвестных расширенных блоков данных типа 2. Наличие не известных для бортовых приемников дополнительных блоков данных сообщений типа 2 не препятствует правильной обработке требуемых сообщений.

3.6.8.3.1.2.2.3 Обработка неизвестных блоков данных типа 4. Наличие не известных для бортовых приемников дополнительных блоков данных сообщений типа 4 не препятствует правильной обработке требуемых сообщений.

Примечание. Хотя применяющиеся в настоящее время SARPS содержат только одно определение блока данных для включения в сообщение 4, будущие стандарты GBAS могут включать в себя другие определения опорной траектории.

3.6.8.3.1.3 Приемник использует только блоки измерений дальномерного источника с совпадающими модифицированными Z-отсчетами.

3.6.8.3.1.4 Если наземная подсистема передает параметр D_{max}, приемник использует поправки к псевдодальностям только в случае, если расстояние до опорной точки GBAS составляет менее D_{max}.

3.6.8.3.1.5 Приемник использует поправки к псевдодальностям только из последнего полученного набора поправок для измерений данного типа. Если число полей измерений в последних полученных типах сообщений (согласно требованиям п. 3.6.7.2.1.1.1 добавления B для применяемого вида обслуживания при заходе на посадку) указывает, что оно не содержит никаких блоков измерений, то приемник не применяет поправки GBAS для измерений данного типа.

3.6.8.3.1.6 Достоверность поправок к псевдодальности

3.6.8.3.1.6.1 Если применяется вид обслуживания A, B или C, приемник исключает из дифференциального навигационного решения любой дальномерный источник, для которого σ_{pr_gnd} в сообщениях типа 1 или типа 101 содержит битовую последовательность "1111 1111".

3.6.8.3.1.6.2 Если применяется вид обслуживания D, приемник исключает из дифференциального навигационного решения любой дальномерный источник, для которого $\sigma_{pr_gnd_D}$ в сообщении типа 11 или σ_{pr_gnd} в сообщении типа 1 содержит битовую последовательность "1111 1111".

3.6.8.3.1.7 Приемник использует дальномерный источник в дифференциальном навигационном решении только в том случае, если время применения, указанное модифицированным Z-отсчетом в сообщении типа 1, типа 11 или типа 101, содержащем параметр декорреляции эфемерид для данного дальномерного источника, составляет менее 120 с.

3.6.8.3.1.8 Условия использования данных для обеспечения обслуживания при заходе на посадку

3.6.8.3.1.8.1 В ходе заключительных этапов захода на посадку, приемник использует только те блоки измерений из сообщений типа 1, типа 11 или типа 101, которые были получены в пределах последних 3,5 с.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся времени срабатывания сигнализации, содержится в п. 7.5.14 дополнения D.

3.6.8.3.1.8.2 Индикация GCID

3.6.8.3.1.8.2.1 Если применяется вид обслуживания A, B или C, приемник использует данные сообщения наземной подсистемы GBAS для обеспечения наведения только в том случае, если значение GCID до начала заключительных этапов захода на посадку соответствует 1, 2, 3 или 4.

3.6.8.3.1.8.2.2 Если применяется вид обслуживания D, приемник использует данные сообщения наземной подсистемы GBAS для обеспечения наведения только в том случае, если значение GCID до начала заключительных этапов захода на посадку соответствует 2, 3 или 4.

3.6.8.3.1.8.3 В ходе заключительных этапов захода на посадку приемник игнорирует любые изменения в GCID.

3.6.8.3.1.8.4 Приемник не обеспечивает вертикальное наведение при заходе на посадку на основе конкретного блока данных FAS, переданного в сообщении типа 4, если принятое перед началом заключительных этапов захода на посадку значение параметра FASVAL содержит битовую последовательность "1111 1111".

3.6.8.3.1.8.5 Приемник не обеспечивает управление заходом на посадку на основе конкретного блока данных FAS, переданного в сообщении типа 4, если принятое перед началом заключительных этапов захода на посадку значение параметра FASLAL содержит битовую последовательность "1111 1111".

3.6.8.3.1.8.6 В ходе заключительных этапов захода на посадку приемник игнорирует изменения в значениях данных FASLAL и FASVAL, переданных в сообщении типа 4.

3.6.8.3.1.8.7 Приемник использует данные FAS только в том случае, если был подтвержден CRC FAS для этих данных.

3.6.8.3.1.8.8 Приемник использует только те сообщения, для которых идентификатор ID GBAS (в заголовке блока сообщения) совпадает с ID GBAS в заголовке сообщения типа 4, которое содержит выбранные данные FAS, или сообщение типа 2, которое содержит выбранный RSDS.

3.6.8.3.1.8.9 Использование данных FAS

3.6.8.3.1.8.9.1 Приемник использует сообщения типа 4 в целях определения FAS для точного захода на посадку.

3.6.8.3.1.8.9.2 Приемник использует сообщения типа 4 в целях определения FAS для заходов на посадку, обеспечиваемых видом A или B обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS (GAST), увязанного с номером канала между 20 001 и 39 999.

3.6.8.3.1.8.9.3 Приемник использует данные FAS, хранящиеся в бортовой базе данных, для заходов на посадку, обеспечиваемых видом A обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS (GAST), увязанного с номером канала между 40 000 и 99 999.

3.6.8.3.1.8.10 В том случае, если наземная подсистема GBAS не передает сообщения типа 4 и приемнику передаются данные FAS, выбранные из бортовой базы данных, приемник использует только сообщения от определенной наземной подсистемы GBAS.

3.6.8.3.1.9 Условия использования данных для обеспечения определения местоположения с использованием GBAS

3.6.8.3.1.9.1 Приемник использует только те блоки измерений из сообщений типа 1, которые были получены в пределах последних 7,5 с.

3.6.8.3.1.9.2 Приемник использует только те блоки измерений из сообщений типа 101, которые были получены в пределах последних 5 с.

3.6.8.3.1.9.3 Приемник использует данные сообщения только в том случае, если было получено сообщение типа 2, содержащее дополнительный блок данных 1, и параметр RSDS в этом блоке указывает на то, что обеспечивается определение местоположения GBAS.

3.6.8.3.1.9.4 Приемник использует только те сообщения, для которых ID GBAS (в заголовке блока сообщений) совпадает с ID GBAS в заголовке сообщения типа 2, которое содержит выбранный RSDS.

3.6.8.3.2 Целостность

3.6.8.3.2.1 Ограничение погрешностей бортового оборудования. Для каждого спутника, используемого для решения навигационной задачи, приемник вычисляет значение параметра $\delta_{receiver}$ такое, что нормальное распределение с нулевым средним и стандартным отклонением, равным $\delta_{receiver}$, ограничивает вклад приемника в скорректированную ошибку псевдодальности следующим образом:

$$\int_{y}^{\infty} f(x)\,dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ для всех } \frac{y}{\sigma} \ge 0 \text{ и}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)\,dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ для всех } \frac{y}{\sigma} \ge 0,$$

где $f(x)$ – функция плотности вероятности остаточной погрешности псевдодальности ВС и

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}}\,dt.$$

3.6.8.3.2.2 Использование параметров целостности GBAS. Бортовое оборудование производит вычисление и применяет вертикальные, боковые и горизонтальные пороги срабатывания сигнализации в соответствии с описанием в п. 3.6.5.5. Если значение параметра $B_{i,j}$ содержит битовую последовательность "1000 0000", указывающую на то, что данное измерение непригодно, в этом случае бортовое оборудование принимает значение $B_{i,j}$ равным нулю. Для любого применяемого вида обслуживания оборудование воздушного судна проверяет, что вычисленные уровни защиты по вертикали и по боку не превышают соответствующие пороги срабатывания сигнализации по вертикали и по боку, определенные в п. 3.6.5.6.

3.6.8.3.3 Использование данных эфемерид спутника

3.6.8.3.3.1 Проверка признака IOD. Приемник использует только такие спутники, для которых признак IOD, передаваемый GBAS в сообщении типа 1 или типа 101 совпадает с IOD основной орбитальной системы для часов и эфемеридных данных, используемых приемником.

3.6.8.3.3.2 Проверка избыточным циклическим кодом (CRC). Приемник производит вычисление CRC эфемерид для каждого дальномерного источника основной(ых) орбитальной(ых) системы (систем), используемого для определения местоположения. Вычисленное значение CRC проверяется путем сопоставления со значением нового переданного в сообщении типа 1 или типа 101 CRC эфемерид перед использованием в решении навигационной задачи по определению местоположения и в пределах 1 с с момента приема. Приемник немедленно прекращает использование любого спутника, для которого вычисленное и переданное значения CRC не совпадают.

3.6.8.3.3.3 Предельные погрешности местоположения в эфемеридах

3.6.8.3.3.3.1 Предельные погрешности местоположения в эфемеридах для обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS. В том случае, если наземная подсистема предоставляет дополнительный блок данных 1 в сообщениях типа 2, бортовое оборудование рассчитывает предельные погрешности местоположения в эфемеридах, определенные в п. 3.6.5.8.1, для каждого дальномерного источника основной орбитальной системы, используемого в решении навигационной задачи по определению местоположения при заходе на посадку, в течение 1 с после получения необходимых параметров. Бортовое оборудование проверяет, что рассчитанные предельные вертикальные и боковые погрешности местоположения в эфемеридах (VEB_j и LEB_j) не превышают вертикальные и боковые пороги срабатывания сигнализации, определенные в п. 3.6.5.6.

3.6.8.3.3.3.2 Предельные погрешности местоположения в эфемеридах для определения местоположения с использованием GBAS. Бортовой элемент рассчитывает и применяет горизонтальные предельные погрешности местоположения в эфемеридах (HEB_j), определенные в п. 3.6.5.8.2, для каждого дальномерного источника основной орбитальной системы, используемого в решении навигационной задачи по определению местоположения.

3.6.8.3.4 Потеря сообщения

3.6.8.3.4.1 Для бортового оборудования, работающего с GAST C как задействованным видом обслуживания, приемник обеспечивает соответствующее предупреждение, если в течение последних 3,5 с не было получено никакого сообщения типа1.

3.6.8.3.4.2 Для бортового оборудования, работающего с GAST A или B как задействованным видом обслуживания, приемник обеспечивает соответствующее предупреждение, если в течение последних 3,5 с не было получено никакого сообщения типа1 или типа 101.

3.6.8.3.4.3 Для бортового оборудования, работающего с GAST D как задействованным видом обслуживания, приемник обеспечивает соответствующее предупреждение или изменяет задействованный вид обслуживания, если возникает какое-либо из следующих условий:

a) вычисленное местоположение находится на расстоянии менее 200 фут над LTP/FTP для выбранного захода на посадку, а в течение последних 1,5 с не было получено никакого сообщения типа 1;

b) вычисленное местоположение находится на расстоянии менее 200 фут над LTP/FTP для выбранного захода на посадку, а в течение последних 1,5 с не было получено никакого сообщения типа 11;

c) вычисленное местоположение находится на расстоянии 200 фут или более над LTP/FTP для выбранного захода на посадку, а в течение последних 3,5 с не было получено

никакого сообщения типа 1;

d) вычисленное местоположение находится на расстоянии 200 фут или более над LTP/FTP для выбранного захода на посадку, а в течение последних 3,5 с не было получено никакого сообщения типа 11.

3.6.8.3.4.4 При определении местоположения с использованием GBAS на основе сообщений типа 1 приемник обеспечивает соответствующее предупреждение, если в течение последних 7,5 с не было получено никакого сообщения типа 1.

3.6.8.3.4.5 При определении местоположения с использованием GBAS на основе сообщений типа 101 приемник обеспечивает соответствующее предупреждение, если в течение последних 5 с не было получено никакого сообщения типа 101.

3.6.8.3.5 Бортовые измерения псевдодальности

3.6.8.3.5.1 Сглаживание по несущей для бортового оборудования. В бортовом оборудовании используются сглаженные по несущей с интервалом 100 с стандартные измерения фазы кода, определенные в п. 3.6.5.1. В течение первых 100 с после включения фильтра значение α равняется либо:

a) постоянной величине, равной интервалу выборки, деленному на 100 с; или

b) изменяющемуся числу, определяемому интервалом выборки, разделенному на время в секундах с момента включения фильтра.

3.6.8.3.5.2 Сглаживание по несущей для бортового оборудования, работающего с GAST D как задействованным видом обслуживания. В бортовом оборудовании, работающем с GAST D как задействованным видом обслуживания, используются сглаженные по несущей с интервалом 30 с измерения фазы кода, определенные в п. 3.6.5.1.

Примечание. Для оборудования, обеспечивающего GAST D, используются два набора сглаженных псевдодальностей. Параметры фильтра сглаживания, определенные в п. 3.6.5.1, одинаковы для обоих наборов, отличается только постоянная времени (т. е. 100 с и 30 с). Инструктивный материал, касающийся сглаживания по несущей для GAST D, содержится в п. 7.19.3 дополнения D.

3.6.8.3.6 Требования к дифференциальному решению навигационной задачи по определению местоположения в зависимости от вида обслуживания. Бортовое оборудование вычисляет все решения навигационной задачи по определению местоположения таким образом, чтобы соответствовать протоколам применения данных (см. п. 3.6.5.5.1.1.2).

Примечание. Общая форма взвешивания, используемая в дифференциальном решении навигационной задачи по определению местоположения, приведена в п. 3.6.5.5.1.1.2. Какая именно информация из наземной подсистемы используется в дифференциальном решении данной задачи по определению местоположения, зависит от вида обслуживания (т.е. определение местоположения или обслуживание заходов на посадку) и задействованного вида обслуживания при заходе на посадку. Конкретные требования к каждому виду обслуживания определены в документе RTCA/DO-253D. Дополнительная информация, касающаяся обычной обработка информации о местоположении, содержится в разделе 7.19 дополнения D.

3.7 Помехоустойчивость

3.7.1 ТРЕБОВАНИЯ К ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ

Примечание 1. Для приемников GPS и ГЛОНАСС, не предназначенных для работы с функциональными дополнениями, оценка помехоустойчивости производится с использованием следующих значений характеристик:

	GPS	*ГЛОНАСС*
Погрешность слежения за дальностью (1σ)	*0,36 м*	*0,8 м*

Примечание 2. Указанная погрешность слежения за дальностью не учитывает вклада, обусловленного условиями распространения сигнала (многолучевость, действие тропосферы и ионосферы), а также погрешностей времени и эфемерид спутников GPS и ГЛОНАСС.

Примечание 3. Для приемников SBAS оценка помехоустойчивости производится с использованием параметров, указанных в пп. 3.5.8.2.1 и 3.5.8.4.1.

Примечание 4. Для приемников GBAS оценка помехоустойчивости производится с использованием параметров, указанных в пп. 3.6.7.1.1 и 3.6.8.2.1.

Примечание 5. Уровни сигнала, указанные в данном разделе, определяются на антенном входе. Расчетный максимальный коэффициент усиления бортовой антенны в нижней полусфере равен –10 дБик.

Примечание 6. Требуемые характеристики обеспечиваются при помеховой обстановке, определенной ниже. Эта регламентируемая помеховая обстановка смягчается для режима начального захвата сигналов GNSS, когда приемник не может использовать возможности режима навигационных определений для улучшения захвата сигналов.

3.7.2 ПОМЕХА В ВИДЕ ГАРМОНИЧЕСКОГО КОЛЕБАНИЯ (CW)

3.7.2.1 ПРИЕМНИКИ GPS И SBAS

3.7.2.1.1 После перехода в режим навигационных определений приемники GPS и SBAS соответствуют требуемым характеристикам в присутствии мешающих сигналов в виде гармонического колебания, уровень мощности которых на антенном порте равен пороговым значениям помехи, указанным в таблице B-83 и представленным на рис. B-15, а уровень полезного сигнала на выходе антенны равен 164 дБВт.

3.7.2.1.2 Во время начального поиска и захвата сигналов GPS и SBAS перед переходом в режим навигационных определений приемники GPS и SBAS соответствуют требуемым характеристикам при пороговых значениях помехи на 6 дБ ниже, указанных в таблице B-83.

3.7.2.2 ПРИЕМНИКИ ГЛОНАСС

3.7.2.2.1 После перехода в установившийся режим навигационных определений приемники ГЛОНАСС (кроме упомянутых в п. 3.7.2.2.1.1) соответствуют требуемым характеристикам в присутствии мешающих сигналов в виде гармонического колебания, уровень мощности которых на выходе антенны равен пороговым значениям помехи, указанным в таблице B-84 и представленным на рис. B-16, а уровень полезного сигнала на выходе антенны равен – 166,5 дБВт.

3.7.2.2.1.1 После перехода в установившийся режим навигационных определений приемники ГЛОНАСС, используемые на всех этапах полета (кроме приемников, используемых на этапе точного захода на посадку) и введенные в эксплуатацию до 1 января 2017 года, соответствуют требуемым характеристикам в присутствии мешающих сигналов в виде гармонического колебания, уровень мощности которых на выходе антенны на 3 дБ ниже пороговых значений помехи, указанных в таблице B-84 и представленных на рис. B-16, и при уровне полезного сигнала –166,5 дБВт на выходе антенны.

3.7.2.2.2 Во время начального поиска и захвата сигналов ГЛОНАСС перед переходом в режим навигационных определений приемники ГЛОНАСС соответствуют требуемым характеристикам при пороговых значениях помехи на 6 дБ ниже, указанных в таблице B-84.

Таблица B-83. Пороговые значения помехи в виде гармонического колебания (CW) для приемников GPS и SBAS в установившемся режиме навигационных определений

Значения частот мешающего сигнала f_i (МГц)	Пороговые значения помехи для приемников в установившемся режиме навигационных определений (дБВт)
$f_i \le 1315$	–4,5
$1\,315 < f_i \le 1\,500$	Линейно уменьшается от –4,5 до –38
$1\,500 < f_i \le 1\,525$	Линейно уменьшается от –38 до –42
$1\,525 < f_i \le 1\,565{,}42$	Линейно уменьшается от –42 до –150,5
$1\,565{,}42 < f_i \le 1\,585{,}42$	–150,5
$1\,585{,}42 < f_i \le 1\,610$	Линейно увеличивается от –150,5 до –60
$1\,610 < f_i \le 1\,618$	Линейно увеличивается от –60 до –42*
$1\,618 < f_i \le 2\,000$	Линейно увеличивается от –42 до –8,5*
$1\,610 < f_i \le 1\,626{,}5$	Линейно увеличивается от –60 до –22**
$1\,626{,}5 < f_i \le 2\,000$	Линейно увеличивается от –22 до –8,5**
$f_i > 2\,000$	–8,5

* Относится к приемникам, устанавливаемым на воздушные суда, на которых отсутствуют средства спутниковой связи.
** Относится к приемникам, устанавливаемым на воздушные суда, оснащенные средствами спутниковой связи.

Таблица B-84. Пороговые значения помехи в виде гармонического колебания (CW) для приемников ГЛОНАСС в установившемся режиме навигационных определений

Значения частот мешающего сигнала f_i (МГц)	Пороговые значения помехи для приемников в установившемся режиме навигации (дБВт)
$f_i \le 1\,315$	–4,5
$1\,315 < f_i \le 1\,562{,}15625$	Линейно уменьшается от –4,5 до –42
$1\,562{,}15625 < f_i \le 1\,583{,}65625$	Линейно уменьшается от –42 до –80
$1\,583{,}65625 < f_i \le 1\,592{,}9525$	Линейно уменьшается от –80 до –149
$1\,592{,}9525 < f_i \le 1\,609{,}36$	–149
$1\,609{,}36 < f_i \le 1\,613{,}65625$	Линейно увеличивается от –149 до –80
$1\,613{,}65625 < f_i \le 1\,635{,}15625$	Линейно увеличивается от –80 до –42*
$1\,613{,}65625 < f_i \le 1\,626{,}15625$	Линейно увеличивается от –80 до –22**
$1\,635{,}15625 < f_I \le 2\,000$	Линейно увеличивается от –42 до –8,5*
$1\,626{,}15625 < f_i \le 2\,000$	Линейно увеличивается от –22 до –8,5**
$f_i > 2\,000$	–8,5

* Относится к приемникам, устанавливаемым на воздушные суда, на которых отсутствуют средства спутниковой связи.
** Относится к приемникам, устанавливаемым на воздушные суда, оснащенные средствами спутниковой связи.

3.7.3 ШУМОПОДОБНАЯ ПОМЕХА С ОГРАНИЧЕННЫМ СПЕКТРОМ

3.7.3.1 ПРИЕМНИКИ GPS И SBAS

3.7.3.1.1 После перехода в режим навигационных определений, приемники GPS и SBAS соответствуют требуемым характеристикам в присутствии шумоподобных мешающих сигналов в полосе частот 1575,42 МГц $\pm Bw_i/2$ с уровнями мощности на выходе антенны, равными пороговым значениям, указанным в таблице B-85 и представленным на рис. B-17, и при уровне полезного сигнала на выходе антенны, равном – 164 дБВт.

Примечание. Bw_i – эквивалентная ширина полосы частот шумоподобного мешающего сигнала.

3.7.3.1.2 Во время начального поиска и захвата сигналов GPS и SBAS перед переходом в установившийся режим навигационных определений приемники GPS и SBAS соответствуют требуемым характеристикам при пороговых значениях помехи на 6 дБ ниже, указанных в таблице B-85.

3.7.3.2 ПРИЕМНИКИ ГЛОНАСС

3.7.3.2.1 После перехода в режим навигационных определений приемники ГЛОНАСС (кроме указанных в п. 3.7.3.2.1.1) соответствуют требуемым характеристикам в присутствии шумоподобных мешающих сигналов в полосе частот $f_k \pm Bw_i/2$ с уровнями мощности на выходе антенны, равными пороговым значениям, указанным в таблице B-86 и представленным на рис. B-18, и при уровне полезного сигнала на выходе антенны, равном –166,5 дБВт.

3.7.3.2.1.1 После перехода в установившийся режим навигационных определений приемники ГЛОНАСС, используемые на всех этапах полета (кроме приемников, используемых на этапе точного захода на посадку) и введенные в эксплуатацию до 1 января 2017 года, соответствуют требуемым характеристикам в присутствии шумоподобных мешающих сигналов в полосе частот $f_k \pm Bw_i/2$, уровни мощности которых на выходе антенны на 3 дБ ниже пороговых значений помехи, указанных в таблице B-86 и представленных на рис. B-18, и при уровне полезного сигнала –166,5 дБВт на выходе антенны.

Примечание. f_k – центральная частота канала ГЛОНАСС, равная $f_k = 1602$ МГц + $k \times 0{,}5625$ МГц, где k может принимать значения от –7 до + 6 в соответствии с таблицей B-16, а Bw_i – эквивалентная ширина полосы частот шумоподобного мешающего сигнала.

3.7.3.2.2 Во время начального поиска и захвата сигналов ГЛОНАСС перед переходом в установившийся режим навигационных определений приемники ГЛОНАСС соответствуют требуемым характеристикам при пороговых значениях помехи на 6 дБ ниже, указанных в таблице B-86.

3.7.3.3 Импульсная помеха. После перехода в режим навигационных определений приемник соответствует требуемым характеристикам при воздействии импульсного мешающего сигнала, имеющего параметры согласно таблице B-87, в которой указаны пороговые значения помехи на антенном входе.

3.7.3.4 Приемники SBAS и GBAS не выдают ошибочную информацию при наличии помехи, в том числе помехи, уровень которой превышает значение, оговоренное в п. 3.7.

Примечание. Инструктивный материал по этим требованиям приводится в п. 10.6 дополнения D.

3.8 Бортовая антенна GNSS для приема спутниковых сигналов

3.8.1 Зона видимости антенны. Антенна GNSS имеет требуемые характеристики, обеспечивающие прием сигналов спутников GNSS от 0 до 360° по а зимуту и о т 0 д о 90° по углу места относительно горизонтальной плоскости при горизонтальном полете воздушного судна.

3.8.2 Коэффициент усиления антенны. Минимальное значение коэффициента усиления антенны для указанных углов места над горизонтом составляет не менее приведенного в таблице B-88. Максимальное значение коэффициента усиления антенны не превышает +4 дБик при углах места более 5°.

3.8.3 Поляризация антенны. Поляризация антенны GNSS является правосторонней круговой (по часовой стрелке в направлении распространения).

3.8.3.1 Коэффициент эллиптичности антенны, измеренный в направлении максимума диаграммы направленности, не превышает 3,0 дБ.

Таблица B-85. Пороговые значения шумоподобной помехи с ограниченной полосой частот для приемников GPS и SBAS в установившемся режиме навигационных определений

Ширина полосы частот помехи	Пороговое значение помехи для приемников в установившемся режиме навигационных определений (дБВт)
0 Гц < ШП ≤ 700 Гц	–150,5
700 Гц < ШП ≤ 10 кГц	Линейно увеличивается от –150,5 до –143,5
10 кГц < ШП ≤ 100 кГц	Линейно увеличивается от –143,5 до –140,5
100 кГц < ШП ≤ 1 МГц	–140,5
1 МГц < ШП ≤ 20 МГц	Линейно увеличивается от –140,5 до –127,5*
20 МГц < ШП ≤ 30 МГц	Линейно увеличивается от –127,5 до –121,1*
30 МГц < ШП ≤ 40 МГц	Линейно увеличивается от –121,1 до –119,5*
40 МГц < ШП	–119,5 *

* Пороговое значение помехи не превосходит –140,5 дБВт/МГц в полосе частот 1575,42 ±10 МГц.

Таблица В-86. Пороговые значения шумоподобной помехи с ограниченной полосой частот для приемников ГЛОНАСС в установившемся режиме навигационных определений

Ширина полосы частот помехи	Пороговое значение помехи (дБВт)
0 Гц < ШП ≤ 1 кГц	–149
1 кГц < ШП ≤ 10 кГц	Линейно увеличивается от –149 до –143
10 кГц < ШП ≤ 0,5 МГц	–143
0,5 МГц < ШП ≤ 10 МГц	Линейно увеличивается от –143 до –130
10 МГц < ШП	–130

Таблица В-87. Пороговые значения для импульсной помехи

	GPS и SBAS	ГЛОНАСС
Диапазон частот, охватывающий основную и прилегающую полосы	1575,42 ± 20 МГц	1592,9525–1609,36 МГц
Пороговое значение помехи (пиковая мощность импульса) в основной и прилегающей полосах	–20 дБВт	–20 дБВт
Пороговое значение помехи (пиковая мощность импульса) за пределами диапазона частот, охватывающего основную и прилегающую полосы (внеполосная помеха)	0 дБВт	0 дБВт
Длительность импульса	≤ 125 мкс	≤250 мкс
Скважность импульсов	≤ 1 %	≤ 1 %
Ширина полосы частот сигнала помехи в основной и прилегающей полосах	≥1 МГц	≥500 кГц

Примечание 1. Сигнал помехи представляет собой аддитивный белый гауссов шум, центрированный относительно несущей частоты с шириной полосы и импульсными характеристиками, указанными в таблице.

Примечание 2. Под помехой в основной и прилегающей полосах, а также внеполосной помехой подразумевается центральная частота сигнала помехи.

Таблица В-88. Минимальное значение коэффициента усиления антенны GPS, ГЛОНАСС и SBAS

Угол места (°)	Минимальное значение коэффициента усиления (дБик)
0	–7
5	–5,5
10	–4
15–90	–2,5

Примечание. Коэффициент усиления антенны –5,5 дБик при угле места 5° является адекватным для антенны, работающей в диапазоне L1. В будущем для сигналов GNSS в диапазоне L5/E5 может потребоваться более высокий коэффициент усиления.

3.9 Проверка циклическим избыточным кодом

Каждый CRC вычисляется как остаток, R(x), от деления по модулю 2 двух двоичных полиномов:

$$\left\{\frac{[x^k M(x)]}{G(x)}\right\}_{mod2} = Q(x) + \frac{R(x)}{G(x)},$$

где k – количество битов в конкретном коде CRC;

M(x) – информационное поле, которое включает элементы данных, подлежащих защите конкретным кодом

CRC, представленным в виде полинома;

G(x) – порождающий полином, определенный для конкретного кода CRC;

Q(x) – частное от деления;

R(x) – остаток от деления, содержит CRC:

$$R(x) = \sum_{i=1}^{k} r_i x^{k-i} = r_1 x^{k-1} + r_2 x^{k-2} + \ldots + r_k x^0.$$

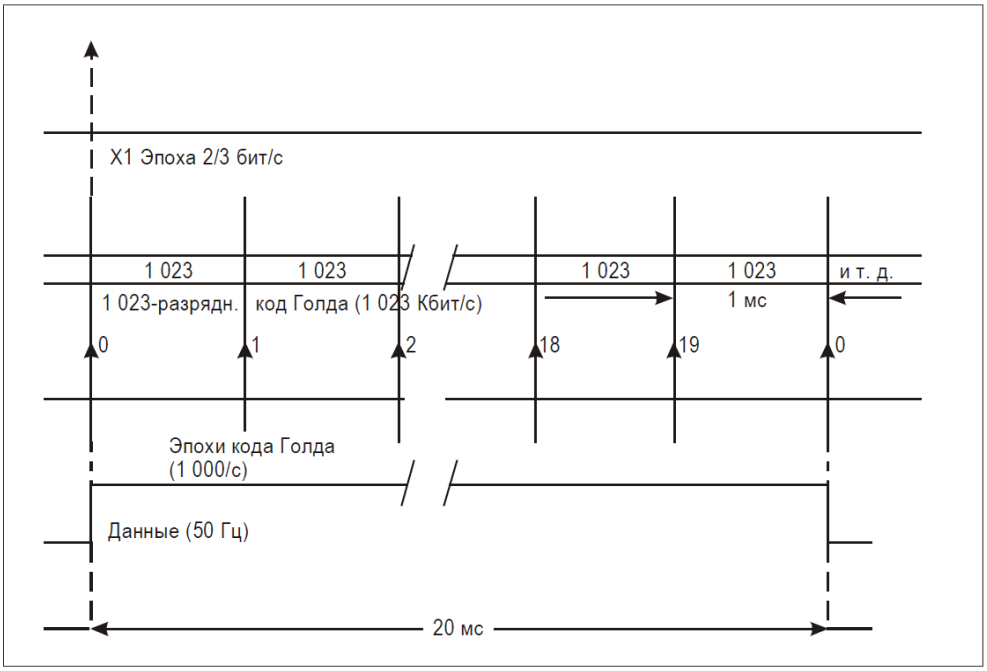


Рис. В-1. Временные соотношения C/A кода

ПОДКАДР 1	TLM	HOW	Номер недели GPS, точность, состояние и параметры коррекции времени спутника
ПОДКАДР 2	TLM	HOW	Эфемериды
ПОДКАДР 3	TLM	HOW	Эфемериды
ПОДКАДР 4 (25 строк)	TLM	HOW	Альманах и состояние спутников 25–32, специальные сообщения, конфигурация спутников, признаки, данные ионосферы и UTC
ПОДКАДР 5 (25 строк)	TLM	HOW	Альманах и состояние спутников 1–24, его опорное время и номер недели GPS

Рис. В-2. Структура кадра

Преамбула								Резервные разряды														Четность					
1	0	0	0	1	0	1	1	MSB													LSB						
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20	21	22	23	24	25	26	27	28	29	30

Рис. В-3. Формат слова TLM

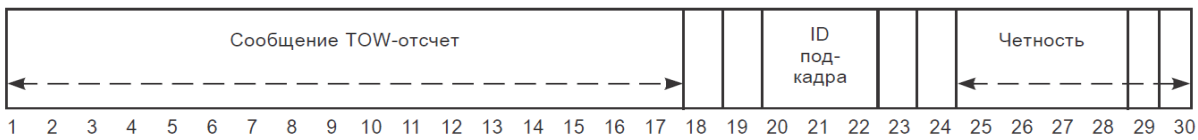


Рис. В-4. Формат слова HOW

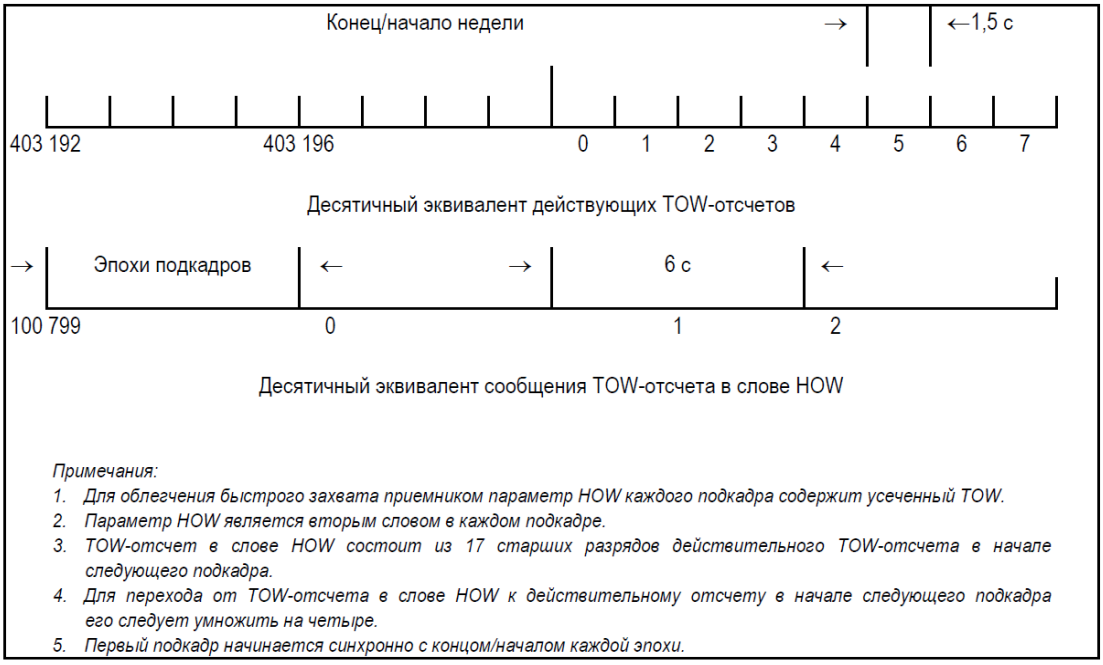
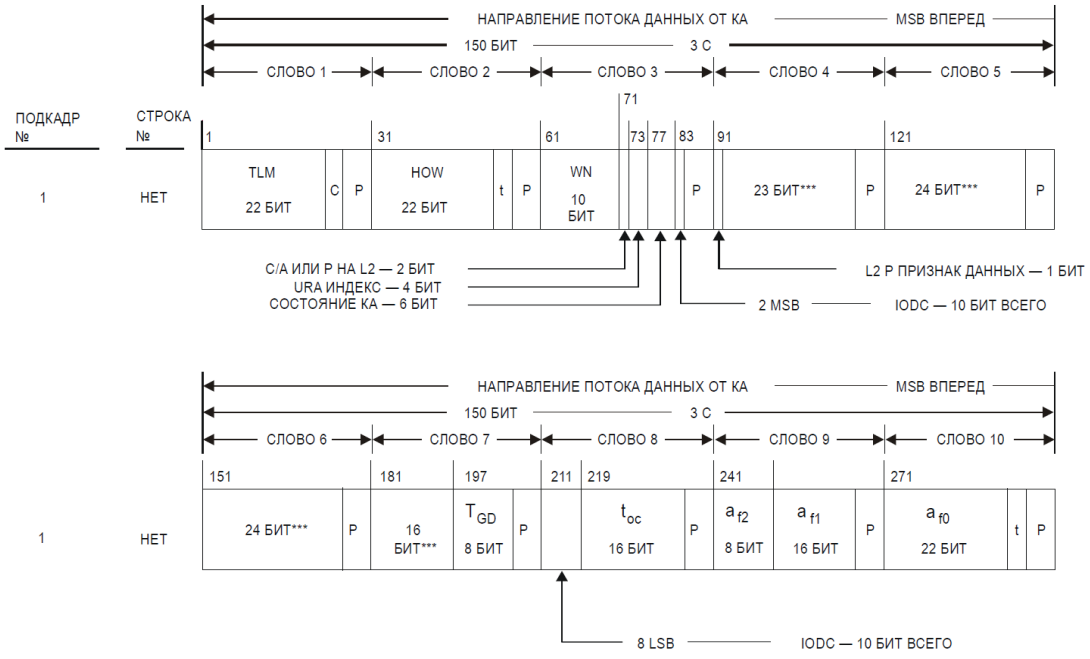
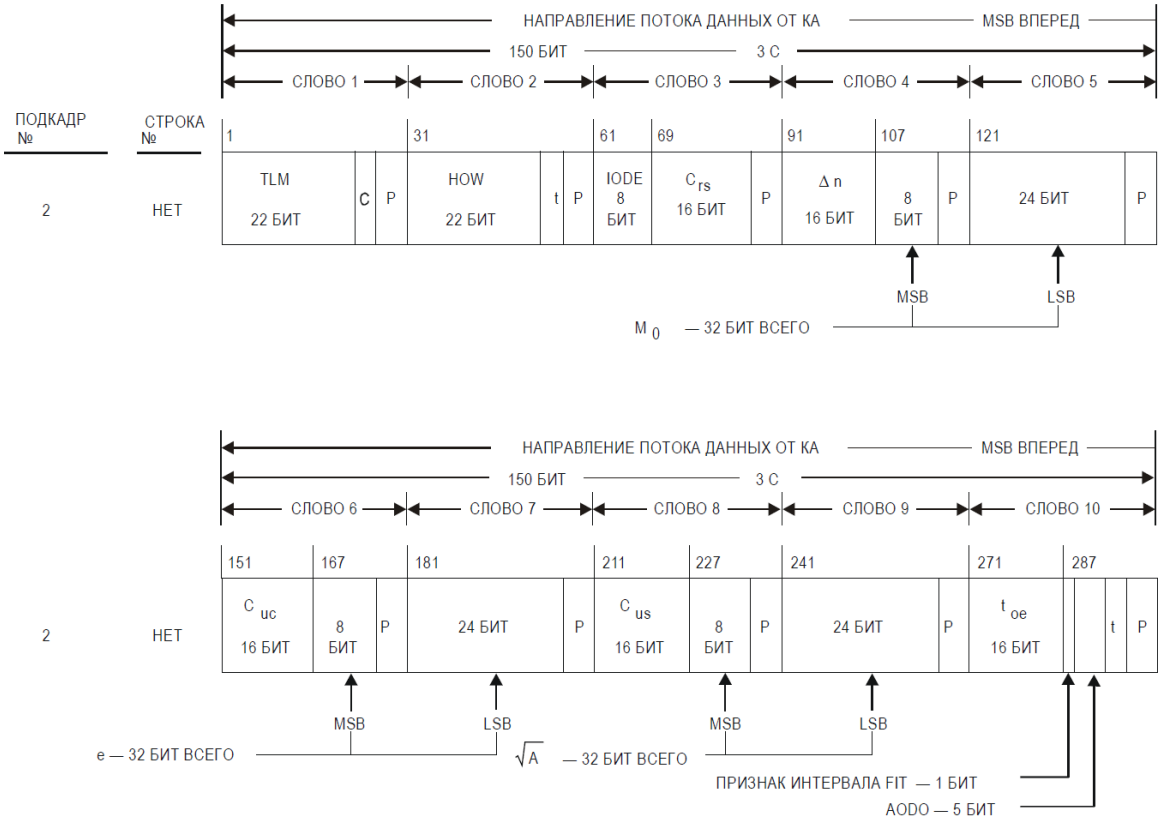


Рис. В-5. Временные соотношения в слове HOW



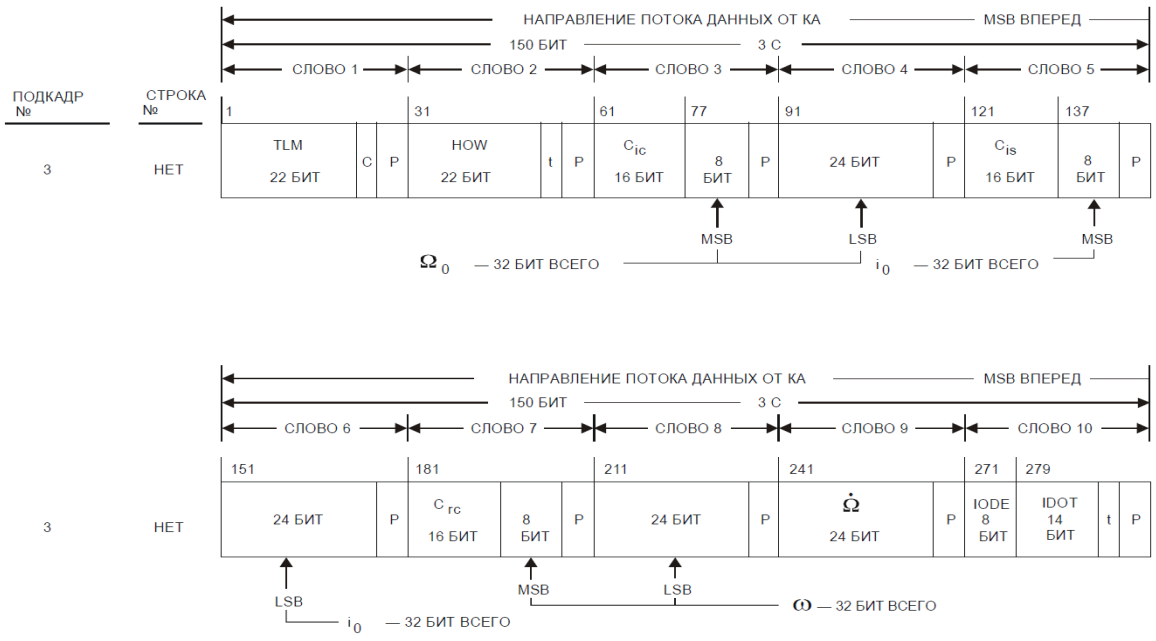
*** РЕЗЕРВНЫЕ РАЗРЯДЫ.
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. В-6. Формат данных (1 из 11)



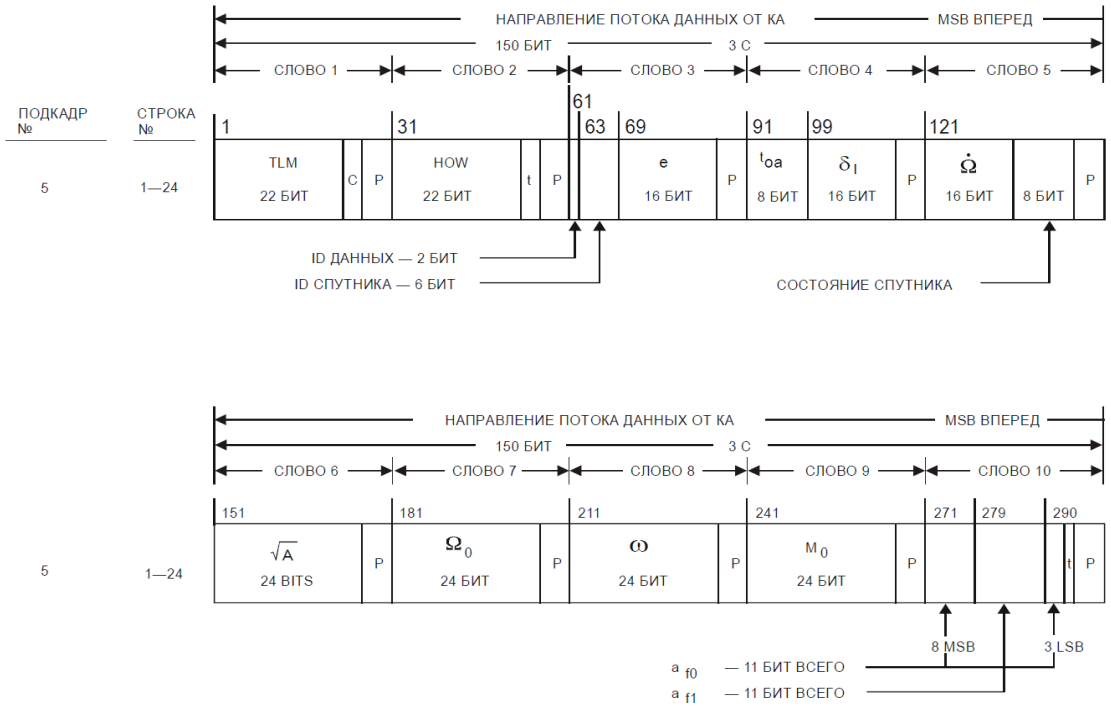
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. В-6. Формат данных (2 из 11)



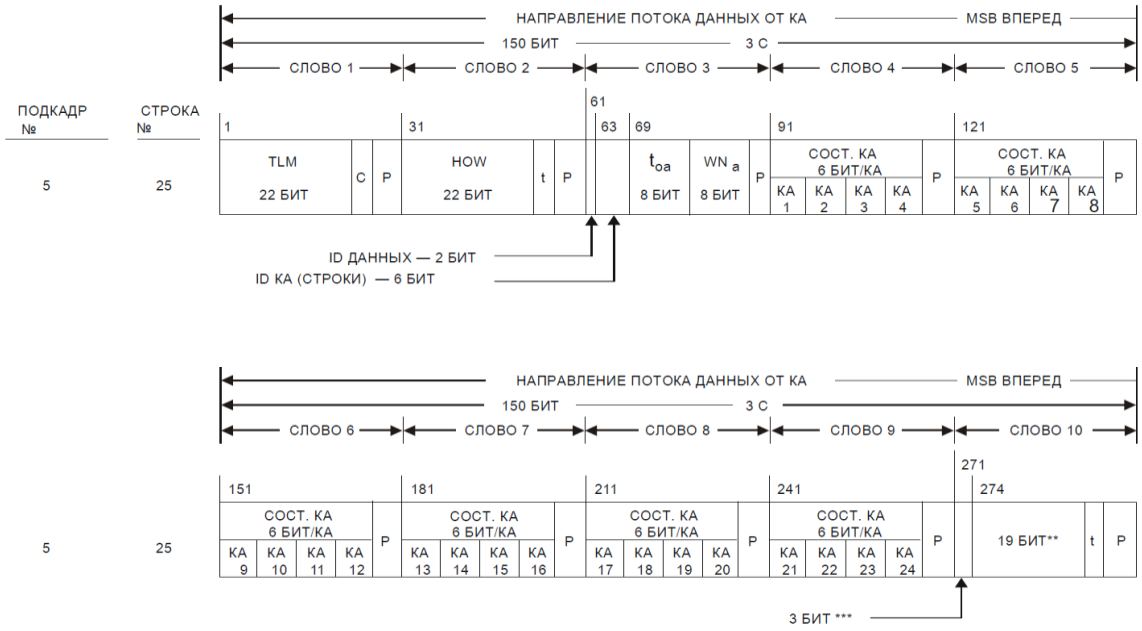
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. B-6. Формат данных (3 из 11)



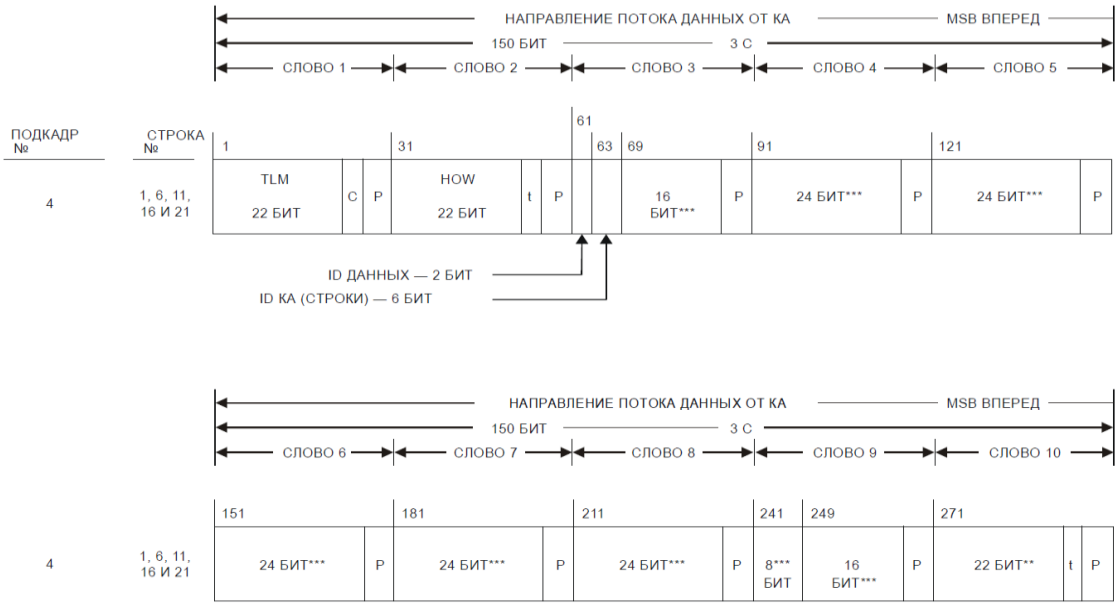
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.
Примечание. Строки 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9 и 10 подкадра 4 имеют такой же формат, как строки 1—24 подкадра 5.

Рис. B-6. Формат данных (4 из 11)



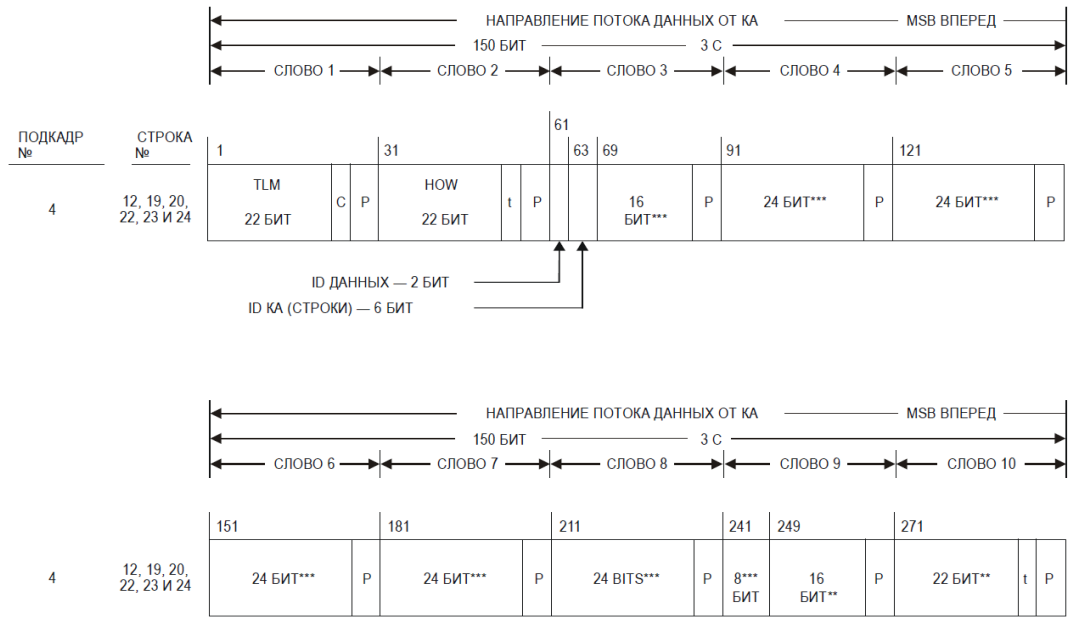
** РЕЗЕРВНЫЕ РАЗРЯДЫ ДЛЯ СИСТЕМНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ.
*** РЕЗЕРВНЫЕРАЗРЯДЫ.
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. В-6 Формат данных (5 из 11)



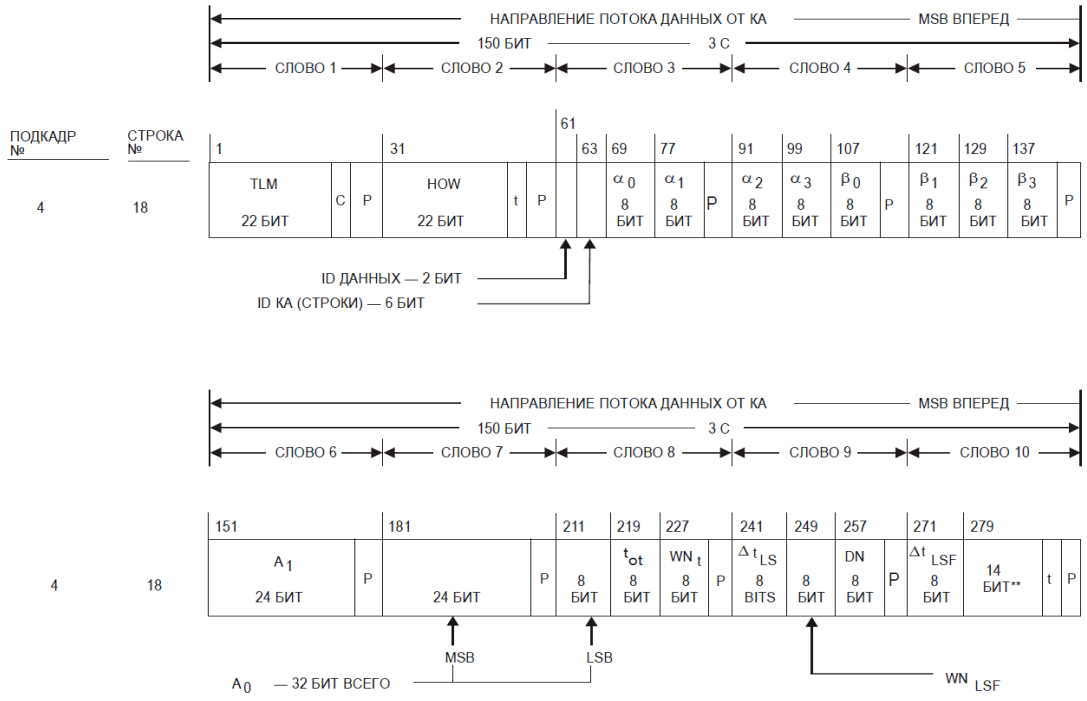
** РЕЗЕРВНЫЕ РАЗРЯДЫ ДЛЯ СИСТЕМНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ.
*** РЕЗЕРВНЫЕ РАЗРЯДЫ.
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. В-6. Формат данных (6 из 11)



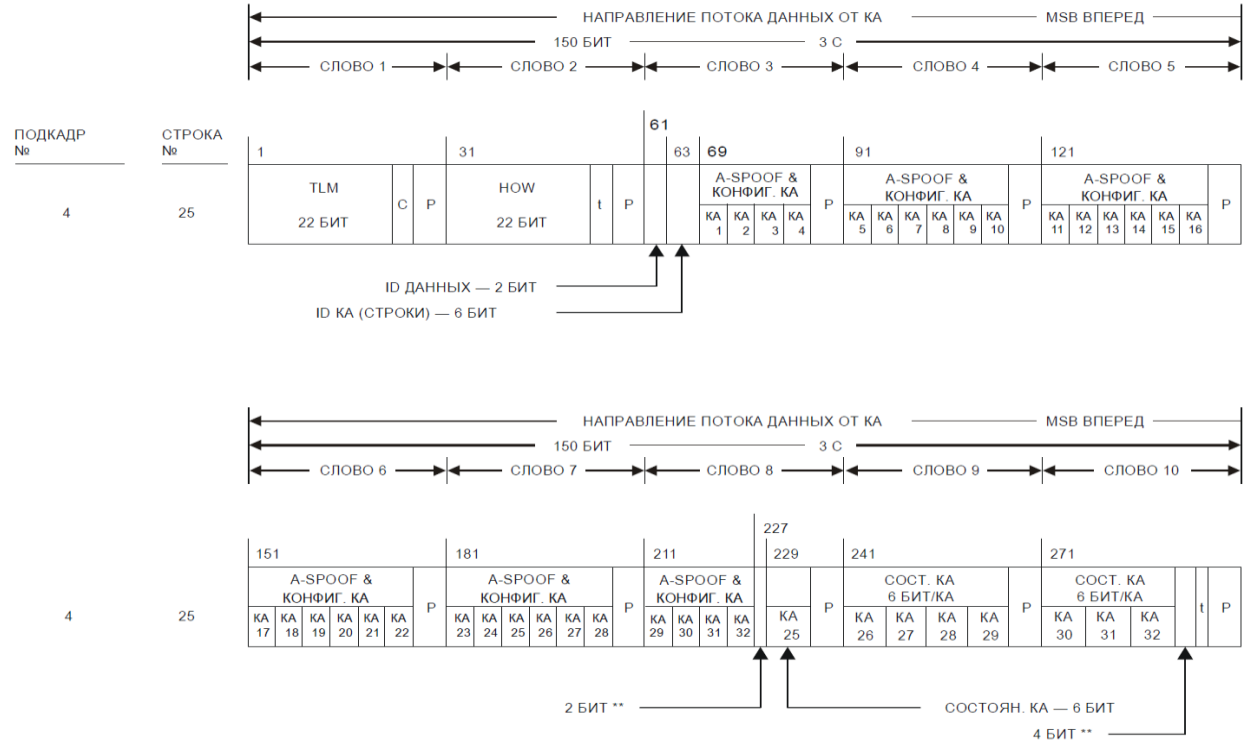
** РЕЗЕРВНЫЕ РАЗРЯДЫ ДЛЯ СИСТЕМНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ.
*** РЕЗЕРВНЫЕ РАЗРЯДЫ.
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. B-6. Формат данных (7 из 11)



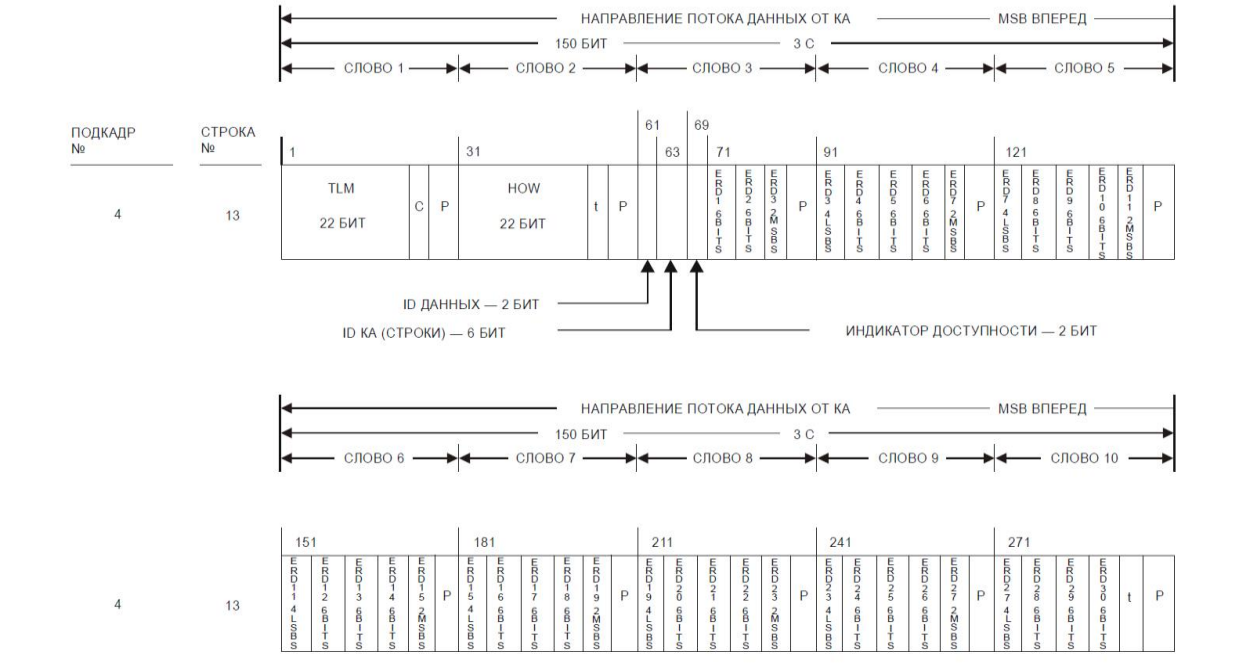
** РЕЗЕРВНЫЕ РАЗРЯДЫ ДЛЯ СИСТЕМНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ.
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. B-6. Формат данных (8 из 11)



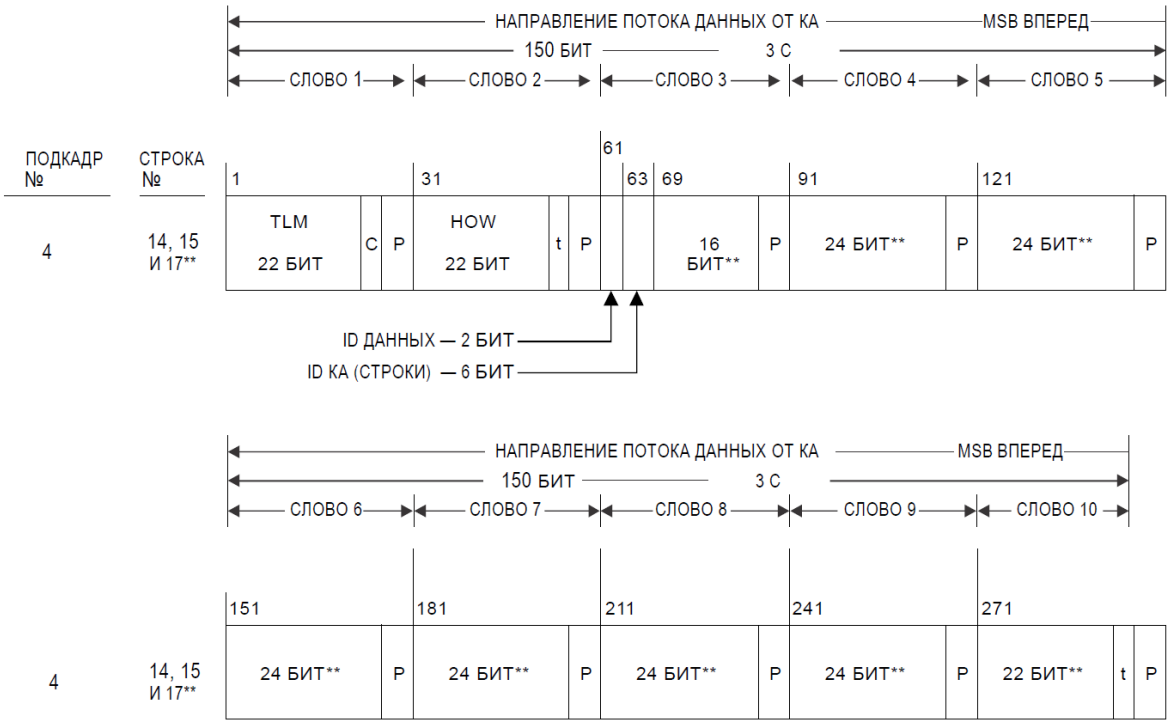
** РЕЗЕРВНЫЕ РАЗРЯДЫ ДЛЯ СИСТЕМНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ.
P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. В-6. Формат данных (9 из 11)



P = 6 РАЗРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.
t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.
C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. В-6. Формат данных (10 из 11)



** ОТМЕЧЕННЫЕ ЧАСТИ СЛОВ 3-10 В СТРОКАХ 14 И 15 ЗАРЕЗЕРВИРОВАНЫ ДЛЯ СИСТЕМНЫХ СООБЩЕНИЙ, А В СТРОКЕ 17 - ДЛЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ СООБЩЕНИЙ.

P = 6 ЗАРЯДОВ ЧЕТНОСТИ.

t = 2 НЕИНФОРМАЦИОННЫХ РАЗРЯДА ДЛЯ РАСЧЕТА ЧЕТНОСТИ.

C = РАЗРЯДЫ 23 И 24 TLM ЯВЛЯЮТСЯ РЕЗЕРВНЫМИ.

Рис. B-6. Формат данных (11 из 11)

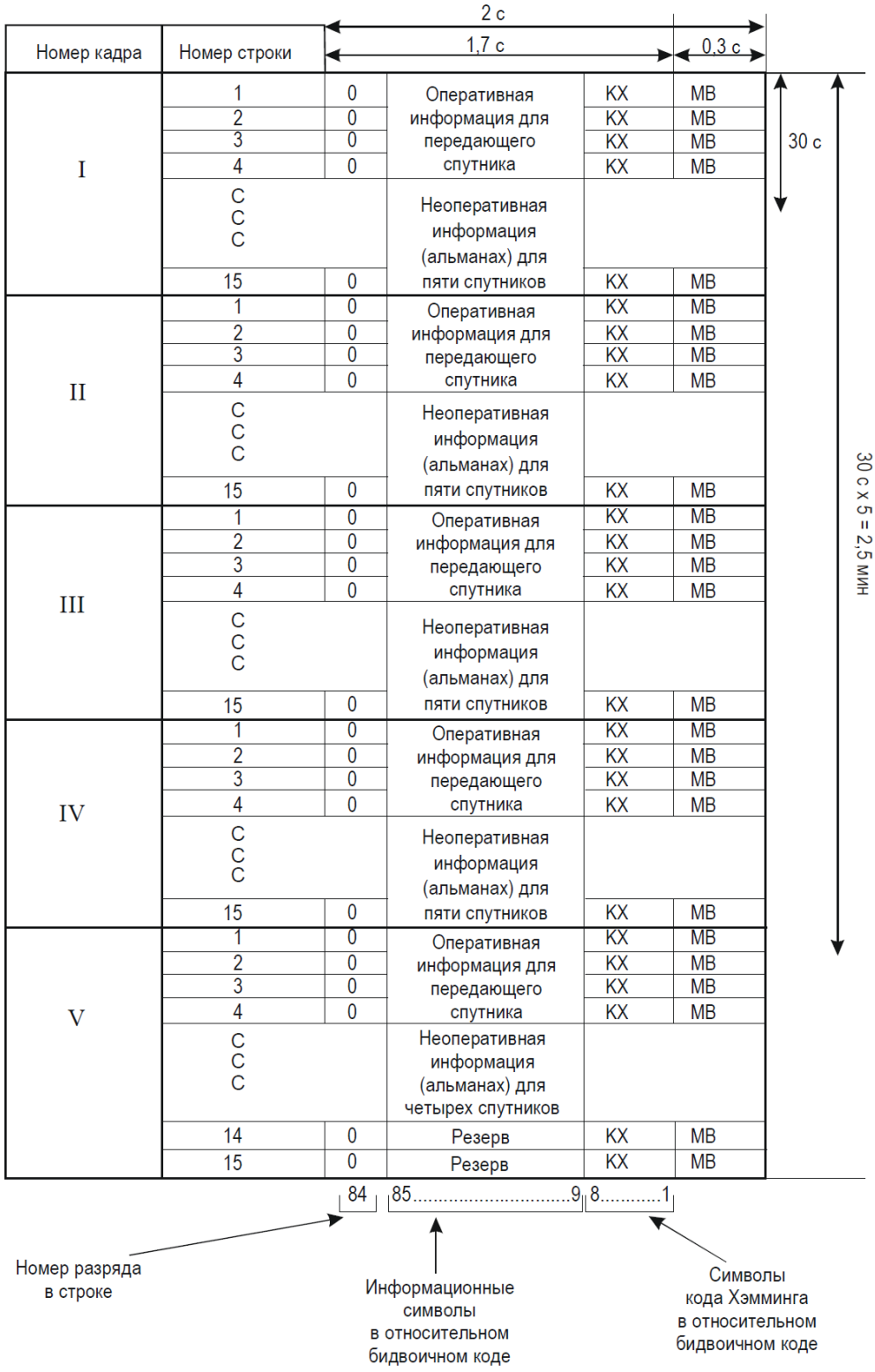


Рис. В-7. Структура суперкадра

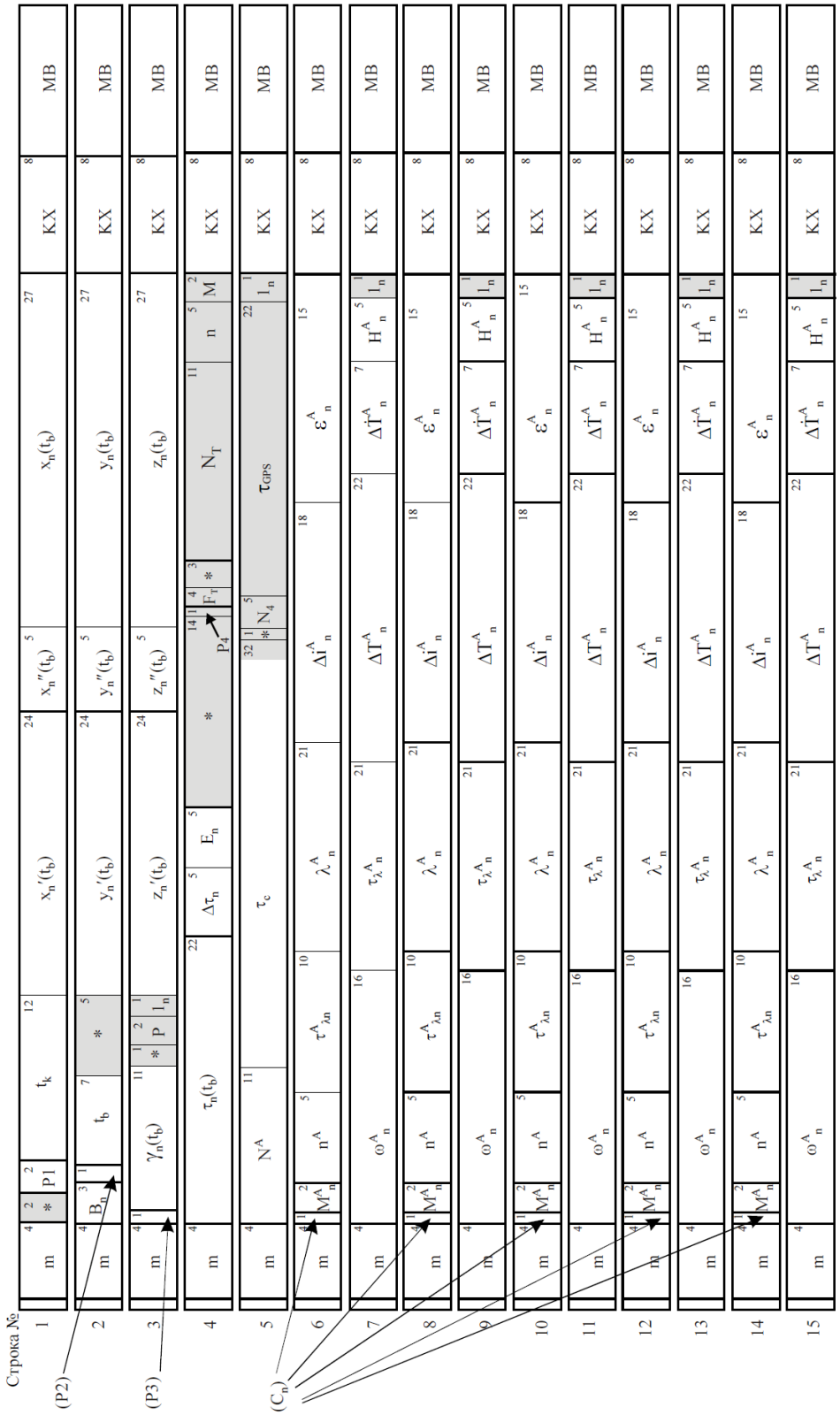


Рис. В-8. Структура кадров (кадры 1–4)

Примечание. Содержание данных, определения и объяснения параметров приведены в пп. 3.2.1.3 и 3.2.1.4. Дополнительные данные, передаваемые ГЛОНАСС-М, на данном рисунке затенены.

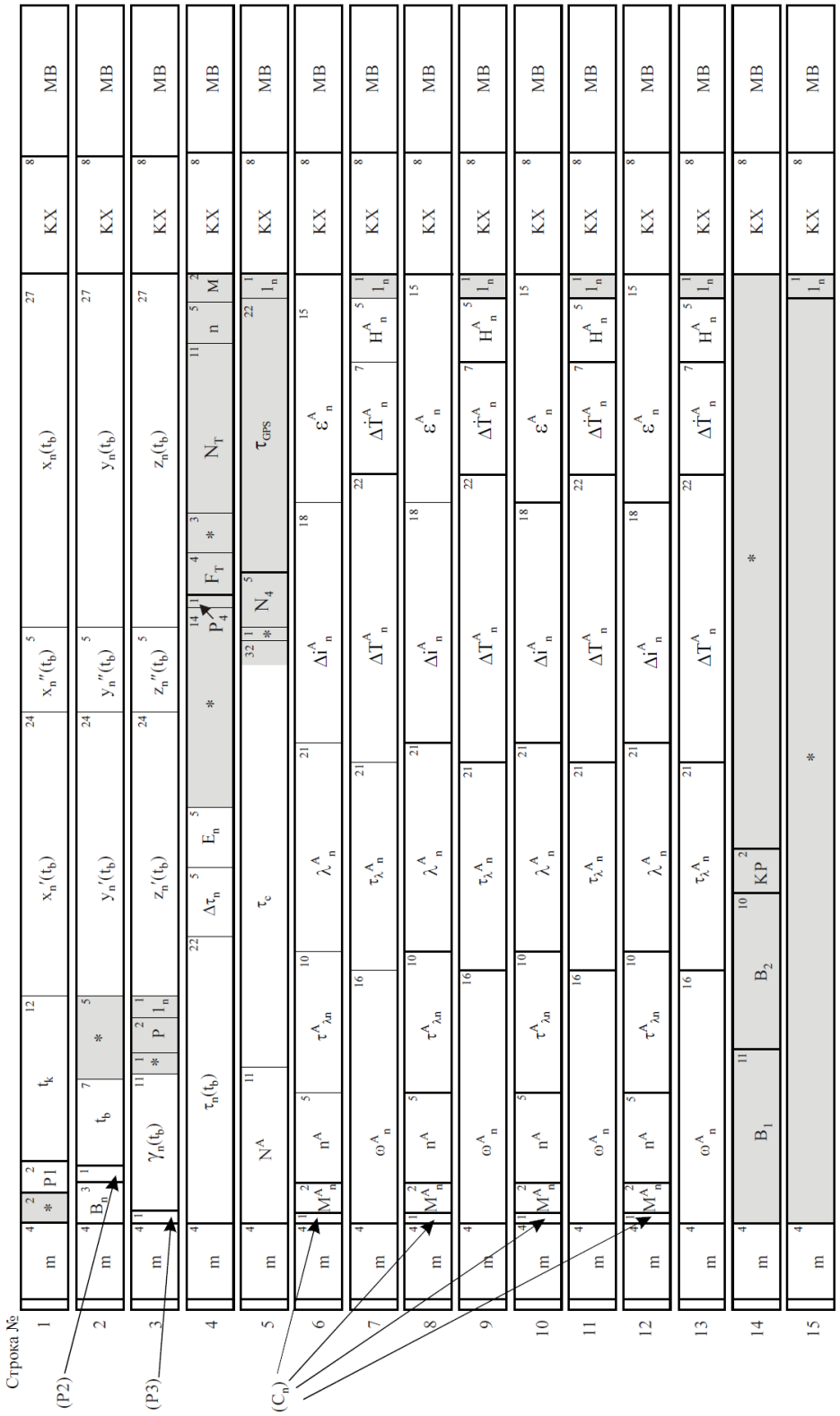
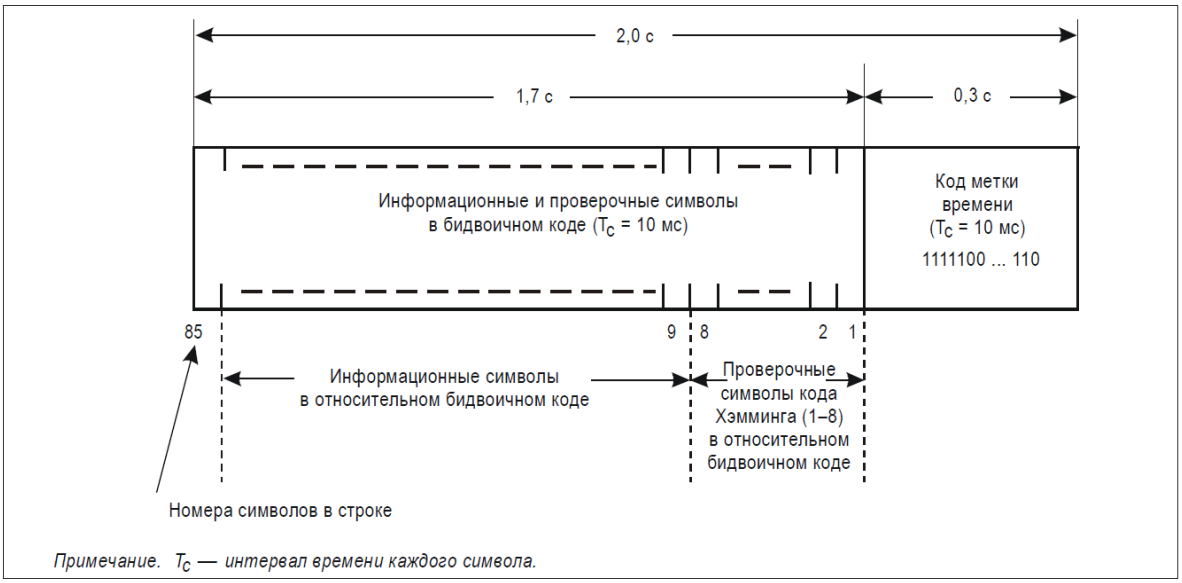


Рис. В-9. Структура кадров (5-й кадр)

Примечание. Содержание данных, определения и объяснения параметров приведены в тт. 3.2.1.3 и 3.2.1.4. Дополнительные данные, передаваемые ГЛОНАСС-М, на данном рисунке затенены.



Примечание. T_C — *интервал времени каждого символа.*

Рис. В-10. Структура информационной строки

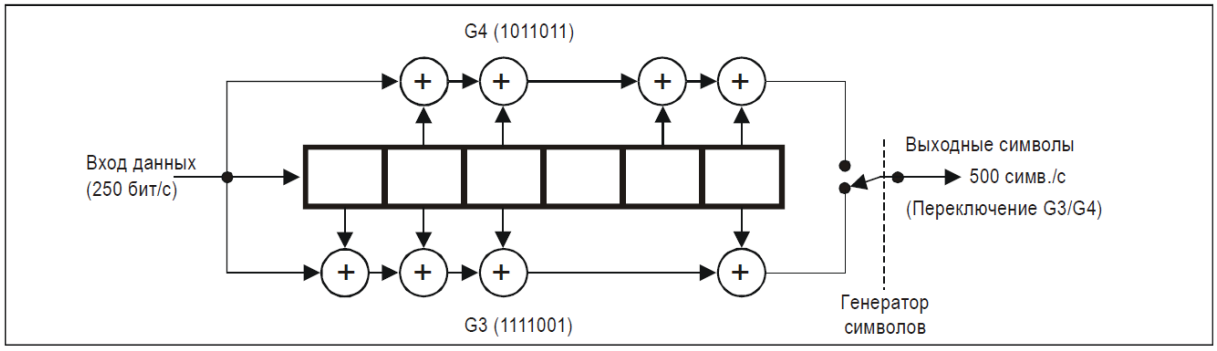


Рис. В-11. Свёрточное кодирование

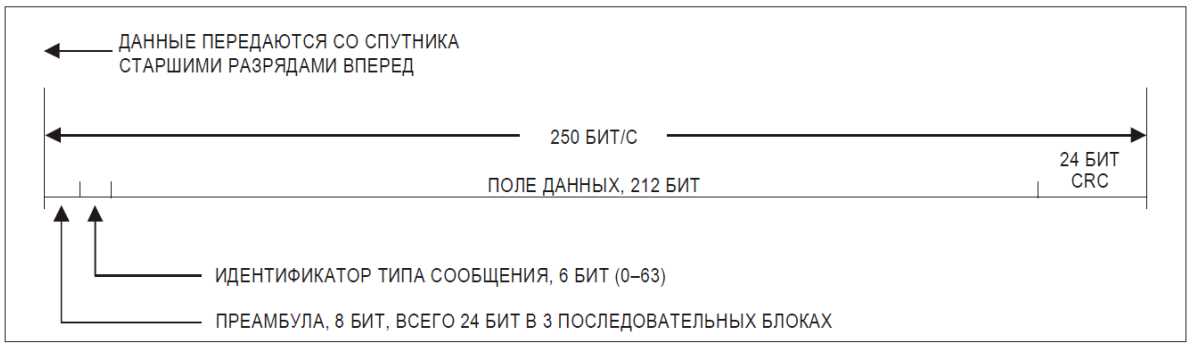


Рис. В-12. Структура блока данных

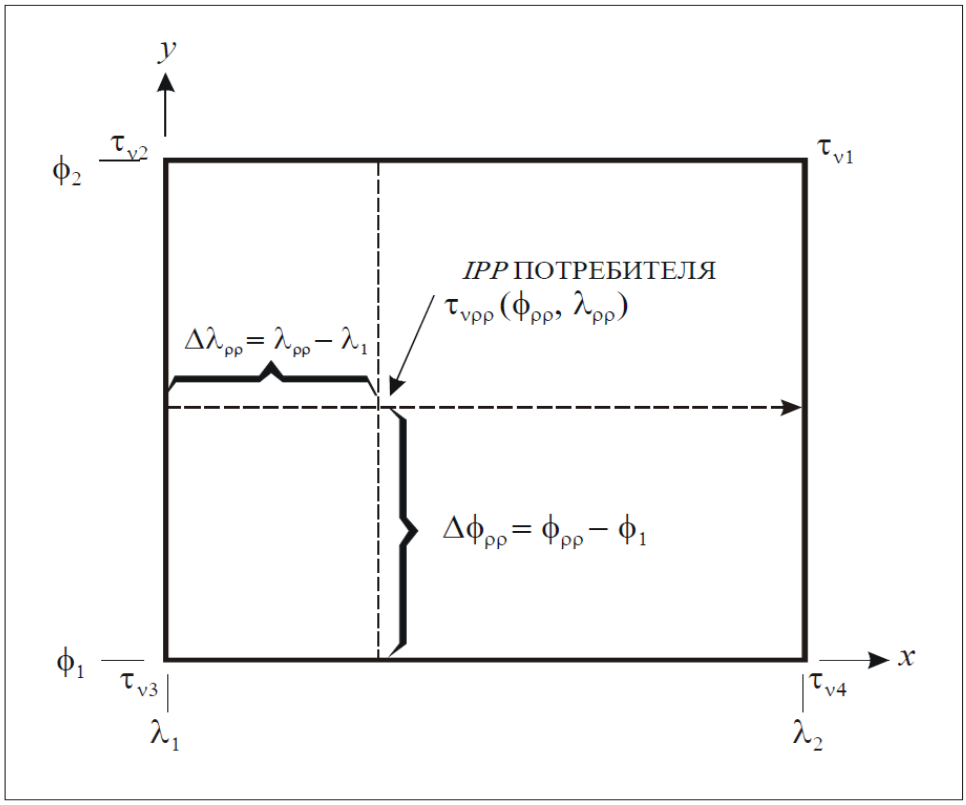


Рис. B-13. Условие нумерации IGP (для четырех IGP)

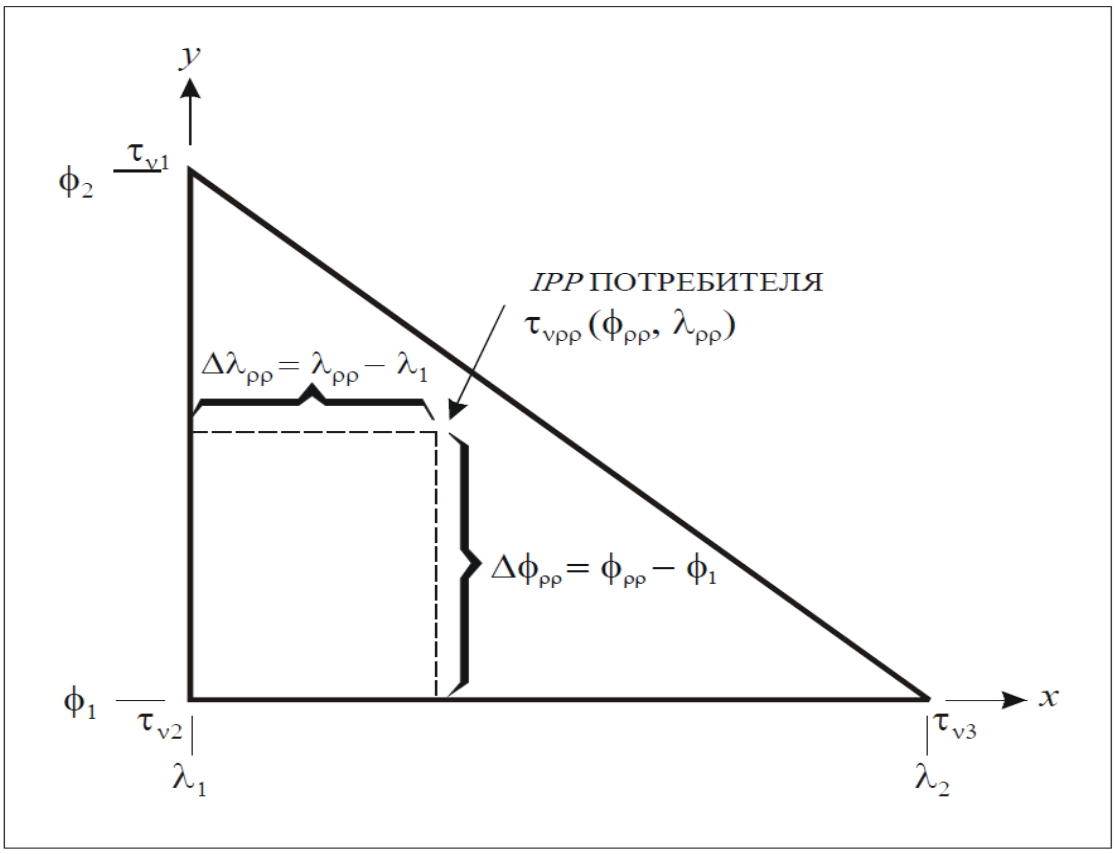


Рис. B-14. Условие нумерации IGP (три точки IGP)

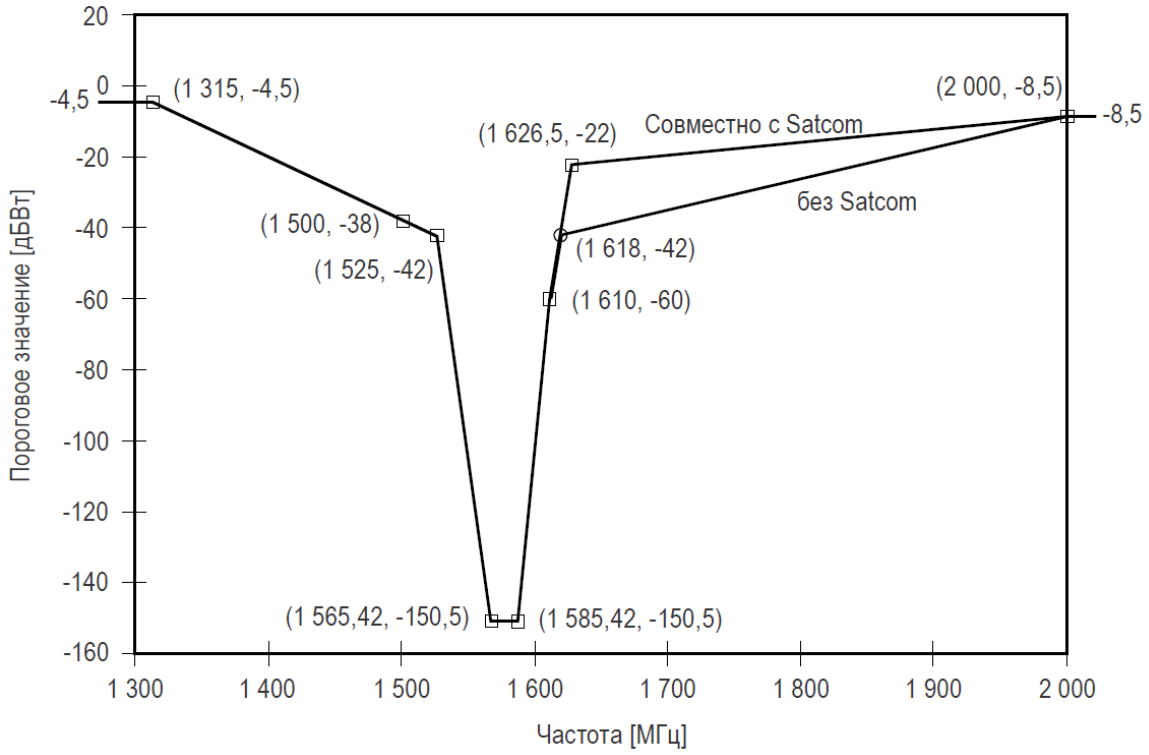


Рис. В-15. Пороговые значения помехи в виде гармонического колебания (CW) для приемников GPS и SBAS в установившемся режиме навигационных определений

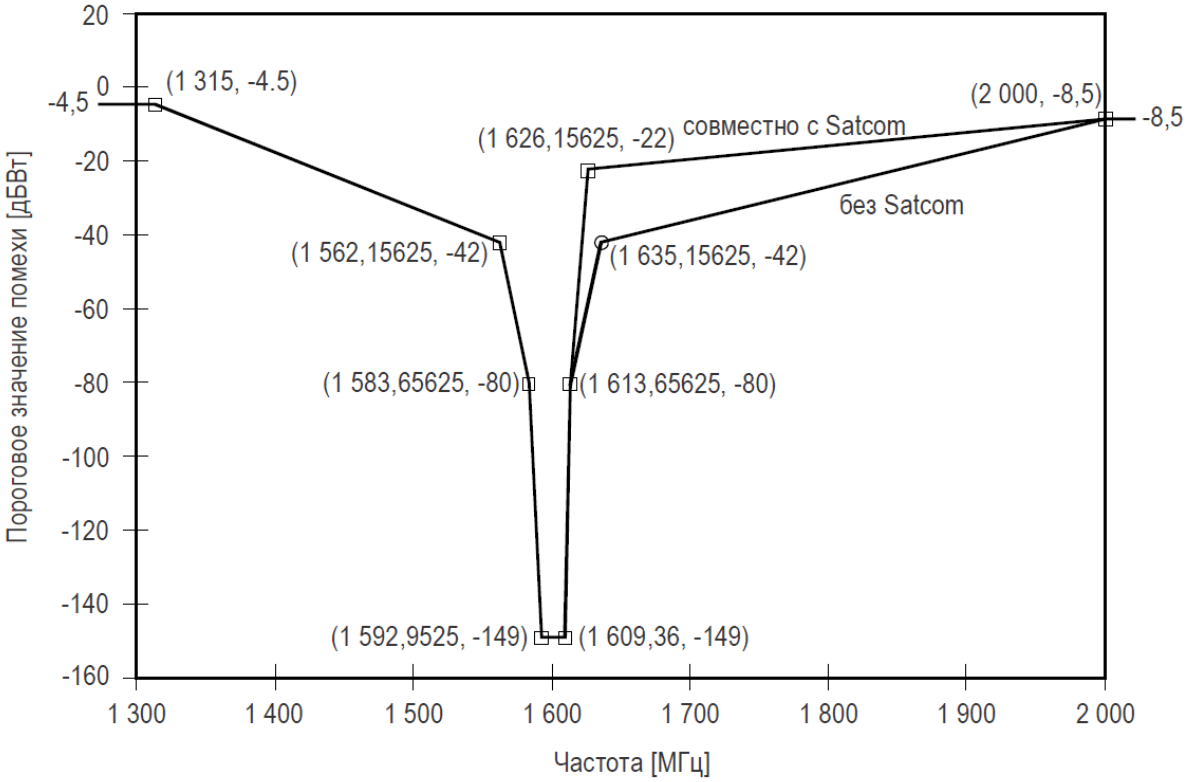


Рис. В-16. Пороговые значения помехи в виде гармонического колебания (CW) для приемников ГЛОНАСС в установившемся режиме навигационных определений

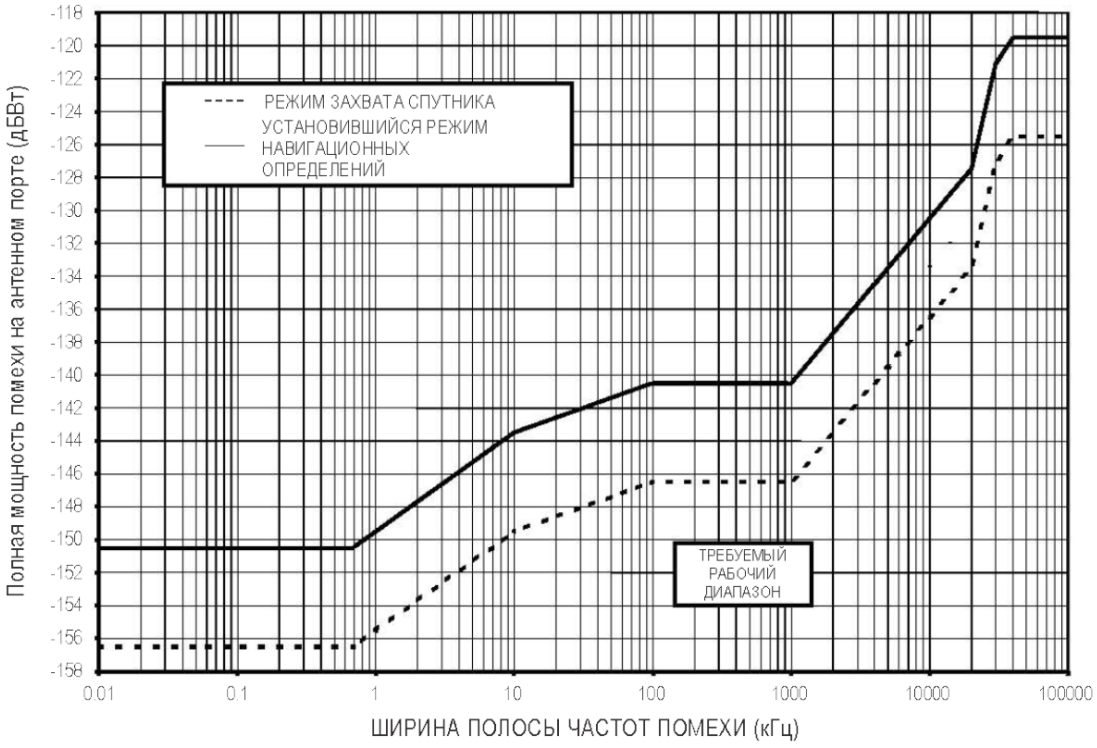


Рис. В-17. Зависимость порогового значения помехи от ширины полосы частот для приемников GPS и SBAS

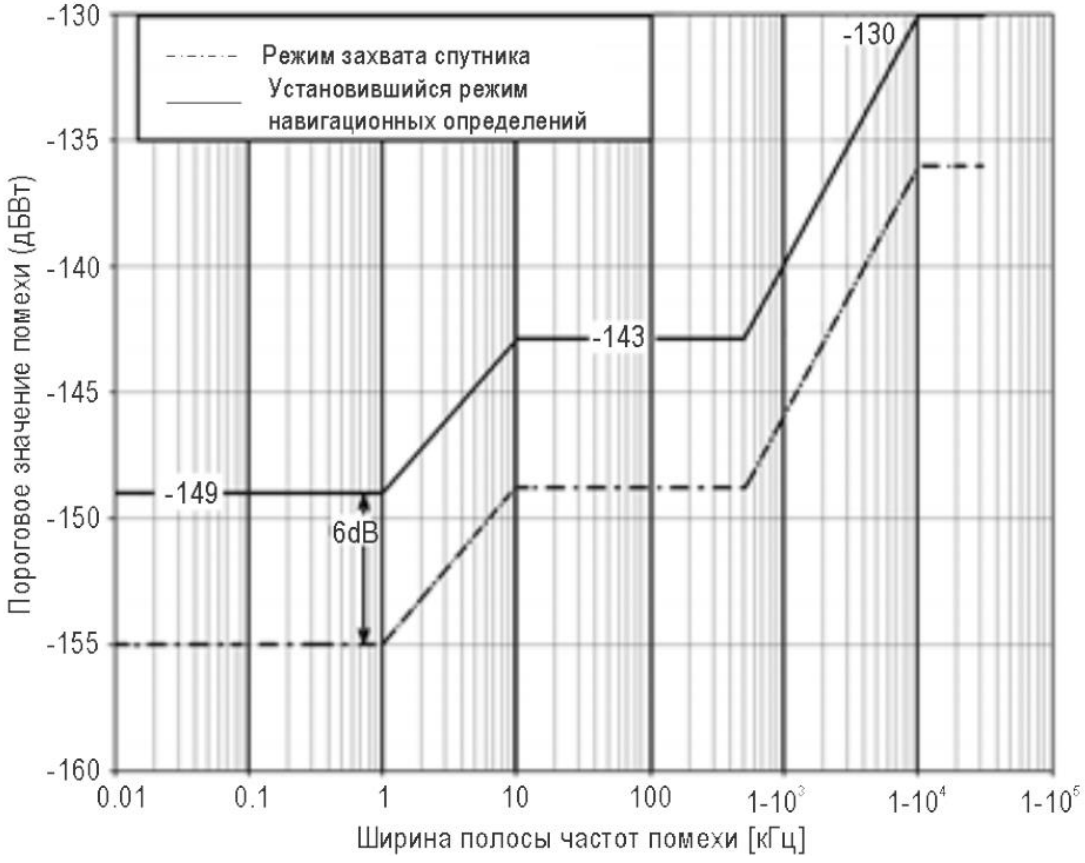


Рис. В-18. Зависимость порогового значения помехи от ширины полосы частот для приемника ГЛОНАСС

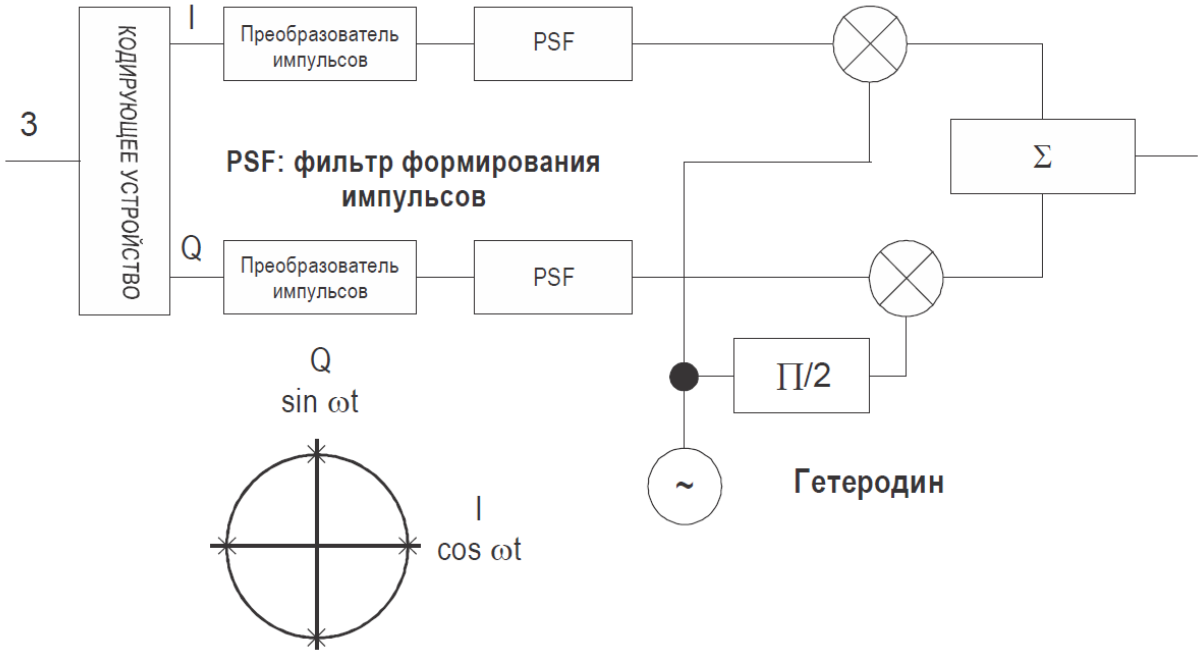
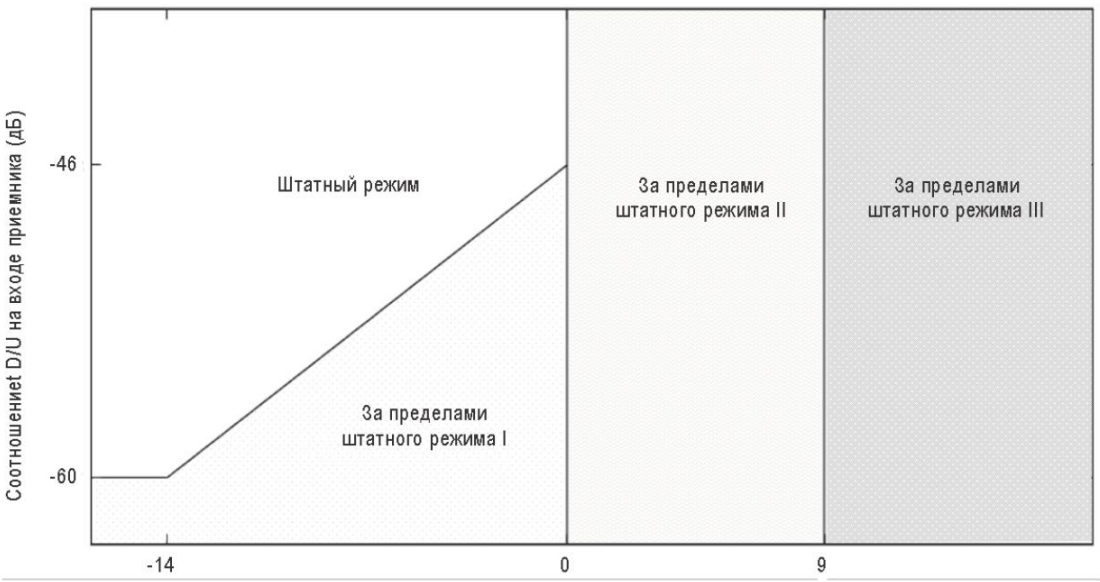


Рис. В-19. Пример модуляции данных



Примечания:

1. *Зона, обозначенная на рисунке "Штатный режим" - это зона, в которой применяются положения п. 3.6.8.2.2.6.4 и, следовательно, соблюдаются требования п.3.6.8.2.2.3 (MFR ≤ 0.001). Нижняя граница граница указанной зоны – это линия, показывающая минимальное приемлемое соотношение D/U, указанное в п. 3.6.8.2.2.6.4, в зависимости от нежелательной мощности, в отношении величин нежелательной мощности до S_{max}.*
2. *В других трех зонах рисунка требования п. 3.6.8.2.2.6.4 не применяются. Следовательно, требования 3.6.8.2.2.3 могут не соблюдаться и MFR может достигать 1.*
3. *Зона, обозначенная "За пределами штатного режима, I" – это зона, в которой соотношение D/U ниже минимальной приемлемой величины, указанной в п. 3.6.8.2.2.6.4, а нежелательная мощность ниже или равна S_{max}.*
4. *Зона, обозначенная "За пределами штатного режима, II" – это зона, в которой нежелательная мощность выше S_{max}, но ниже S_{max} + 9 дБ. В этой зоне применяется требование в отношении восстановления приемника после кратковременного воздействия нежелательного сигнала избыточной мощности, указанное в 3.6.8.2.2.6.5.*
5. *Зона, обозначенная "За пределами штатного режима, III" – это зона, в которой нежелательная мощность выше S_{max} + 9 дБ. Поскольку данная зона находится за пределами ожидаемой эксплуатационной среды, требования к характеристикам приемника не применяются.*

Рис. В-20. Рабочие зоны приемника VDB GBAS в присутствии нежелательного сигнала в сороковом или последующем из соседних каналов, расположенных через 25 kГц

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОПОЛНЕНИЕ А. ОПРЕДЕЛЕНИЕ НОРМ ЦЕЛОСТНОСТИ И НЕПРЕРЫВНОСТИ ОБСЛУЖИВАНИЯ НА ОСНОВЕ МЕТОДА ДЕРЕВА РИСКА

1. Метод дерева риска представляет собой метод графического представления логической связи между отдельным отказным состоянием и причинами или отказами, приводящими к этому состоянию. Этот метод является разновидностью анализа дерева отказов, используемого в аэрокосмической промышленности.

1.1 В данном методе используется ряд символов для обозначения логической взаимосвязи между различными причинами некоторого отказа. Следующие символы используются в настоящем инструктивном материале.

 Ячейка "AND" описывает логическую операцию, когда для появления выходного события требуется совместное появление всех входных событий.

 Ячейка "OR" обозначает ситуацию, когда выходное событие будет иметь место, если происходит одно или несколько входных событий.

 Прямоугольник обозначает событие, которое является результатом сочетания событий, обозначающих неисправности или отказы и объединяемых входной логической ячейкой.

 Круг обозначает событие, которое связано с появлением элементарного отказа и не требует дальнейшей конкретизации. Частоты и виды отказов элементов, обозначаемых таким образом, получаются из опытных данных.

1.2 Метод дает наглядное представление о последовательностях и сочетаниях событий, приводящих к завершающему отказному состоянию. Этот метод может также использоваться для определения вероятности возникновения завершающего события при условии, что известны или могут быть оценены вероятности отдельных событий. В случае простого дерева отказов вероятности могут вычисляться непосредственно, однако необходимо проявлять осторожность в тех случаях, когда первичные отказы не являются независимыми, т. е. когда отказы являются общими для нескольких последовательностей событий.

1.3 В настоящем инструктивном материале допустимая вероятность возникновения завершающего события устанавливается путем назначения риска, а дерево отказов используется для последующего разделения этого риска на составляющие риска, относящиеся к целостности и непрерывности обслуживания. В этой связи термин "дерево риска" используется вместо термина "дерево отказов".

2. Общее дерево риска, характерное для посадочных операций воздушных судов, приведено на рис. А-1. Принимается, что завершающее событие этого дерева означает потерю воздушного судна вследствие отказа системы наведения, не находящейся на борту воздушного судна. Причины этого события связаны либо с нарушением целостности основного оборудования наведения, не находящегося на борту воздушного судна, либо с нарушением непрерывности обслуживания (COS) системы наведения, не находящейся на борту воздушного судна (т. е. как основной системы, так и любой вспомогательной системы, используемой для обеспечения прерванного захода на посадку/ухода на второй круг). Принимается, что основная система наведения, не находящаяся на борту воздушного судна, включает в себя ряд элементов от 1 до N, например азимутальный и угломестный элементы, а также DME/P в случае MLS. Вспомогательной системой наведения может являться альтернативная система, не находящаяся на борту воздушного судна, или в некоторых случаях бортовая навигационная система, например инерциальная система отсчета.

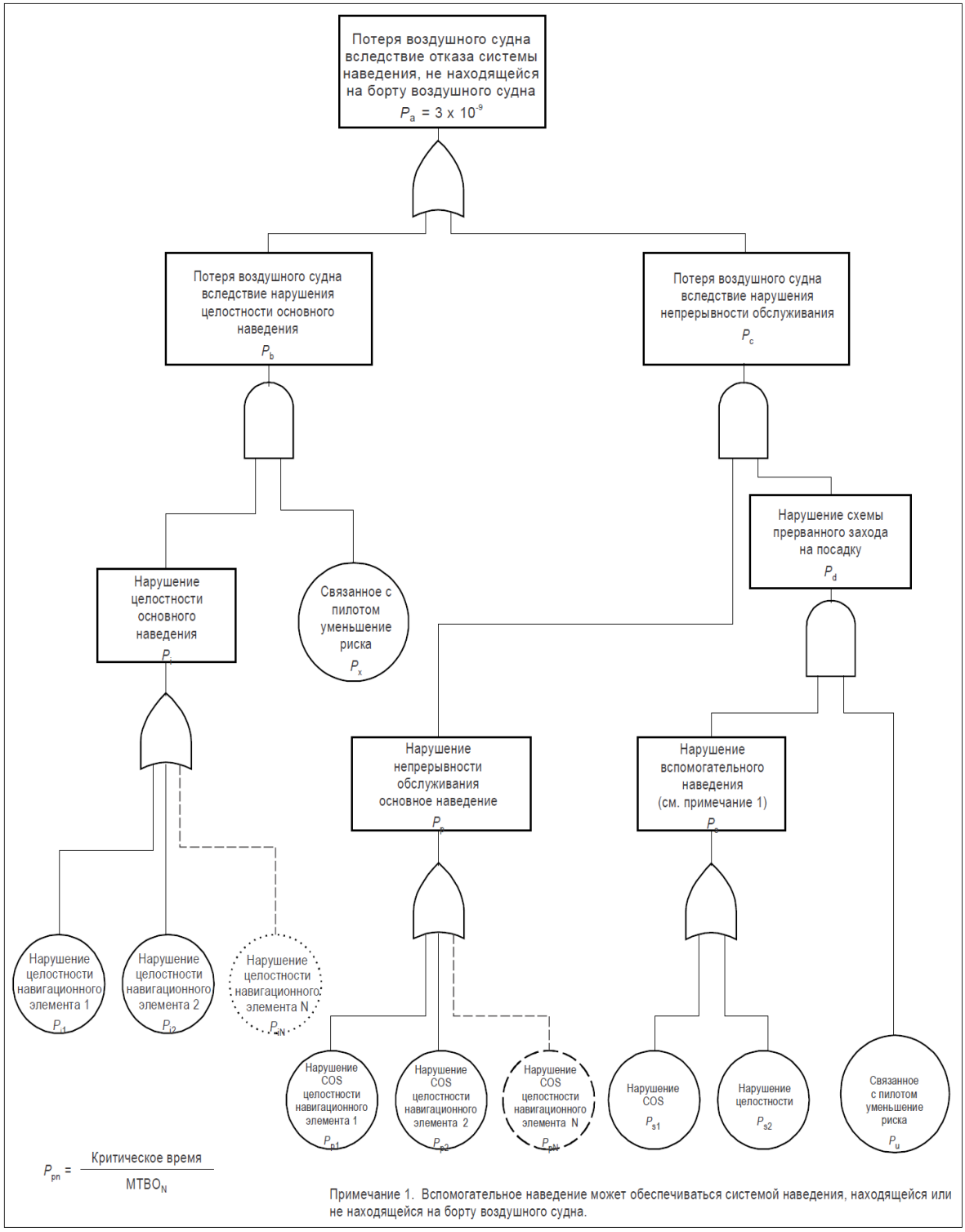


Рис. A-1. Общее дерево риска

2.1 Можно определить следующие вероятности:

P_a – вероятность потери воздушного судна вследствие отказа системы наведения, не находящейся на борту воздушного судна;

P_b – вероятность потери воздушного судна вследствие нарушения целостности основного наведения;

P_c – вероятность потери воздушного судна вследствие нарушения COS;

P_x – вероятность того, что пилот неспособен обнаружить нарушение целостности основного наведения и успешно вмешаться в управление после такого события. Данный фактор уменьшения риска относится только к тем случаям, когда нарушение целостности системы наведения может обнаруживаться пилотом, например на высоте принятия решения при заходе на посадку по ILS в условиях категории I;

P_p – вероятность нарушения COS основного наведения;

P_d – вероятность потери воздушного судна при выполнении прерванного захода на посадку/ухода на второй круг;

P_i – вероятность нарушения целостности основного наведения;

P_{iN} – вероятность нарушения целостности навигационного элемента N;

P_{pN} – вероятность нарушения COS навигационного элемента N;

P_s – вероятность потери воздушного судна при выполнении прерванного захода на посадку/ухода на второй круг с обеспечением вспомогательного наведения;

P_{s1} – вероятность нарушения COS вспомогательного наведения;

P_{s2} – вероятность нарушения целостности вспомогательного наведения;

P_u – вероятность того, что пилот неспособен успешно вмешаться в управление после нарушения COS основного наведения при отсутствии вторичного наведения,

где $P_a = P_b + P_c$;

$P_b = P_i \times P_x$;

$P_i = P_{i1} + P_{i2} + \ldots P_{iN}$;

$P_c = P_p \times P_d$;

$P_p = P_{p1} + P_{p2} + \ldots P_{pN}$;

$P_d = P_s \times P_u$;

$P_s = P_{s1} + P_{s2}$.

2.2 Допустимая вероятность, P_a, завершающего события может быть определена путем разделения общего показателя риска для этапа захода на посадку и посадки между различными классами происшествий. На основе этого метода было определено допустимое значение P_a, равное 3×10^{-9}. Эта величина согласуется с наименьшей вероятностью, которую можно отнести к каждому наземному навигационного элементу и которая равняется 1×10^{-9} (обычно разделяется поровну между нарушением целостности и нарушением COS).

2.3 Приведенный выше анализ риска не учитывает погрешности в конструкции оборудования.

3. Пример использования дерева риска: основные схемы полетов по MLS в условиях категории III (рис. A-2).

3.1 В данном случае рассматриваются только два навигационных элемента (например, азимутальный и угломестный). Предполагается отсутствие вспомогательного наведения после

нарушения COS основного наведения, и обычная процедура заключается в выдерживании курса и осуществлении набора высоты.

$$P_{i1} = P_{i2} = 0{,}5 \times 10^{-9};$$

$$P_{p1} = P_{p2} = 2 \times 10^{-6}.$$

Примечание. Эти значения соответствуют уровню 4 в таблице G-15 дополнения G и основаны на допущении о том, что значения времени пролета препятствий составляют 30 и 15 с, а значения МТВО равняются 4000 и 2000 ч для азимутального и угломестного оборудования соответственно.

$P_s = 1{,}0.$

Примечание. Поскольку не предусматривается схема прерванного захода на посадку/ухода на второй круг с обеспечением наведения на основе использования вспомогательного наведения, вероятность авиационного происшествия при выполнении полета по данной схеме принимается равной 1.

$P_x = 1{,}0.$

Примечание. В данном примере предполагается, что при выполнении захода на посадку в условиях категории III пилот неспособен вмешаться в управление в случае нарушения целостности наземной системы. В этой связи фактор уменьшения риска равняется 1.

$P_u = 2{,}5 \times 10^{-4}.$

Примечание. Основываясь на анализе происшествий с воздушными судами, выполняющими заходы на посадку и посадки с использованием наземных систем наведения, связанный с пилотом фактор уменьшения риска принимают равным отношению 1:4000. Это отношение представляет собой предполагаемый фактор уменьшения риска вследствие вмешательства пилота после нарушения непрерывности обслуживания.

Поэтому

$P_i = 1 \times 10^{-9};$

$P_p = 4 \times 10^{-6};$

$P_d = 2{,}5 \times 10^{-4};$

$P_c = 4 \times 10^{-6} \times 2{,}5 \times 10^{-4} = 1 \times 10^{-9};$

$P_b = 1 \times 10^{-9} \times 1,$

и тогда рассчитанное значение

$P_a = 2 \times 10^{-9}.$

3.2 В этой связи существует допуск в 1×10^{-9} в отношении общего требования.

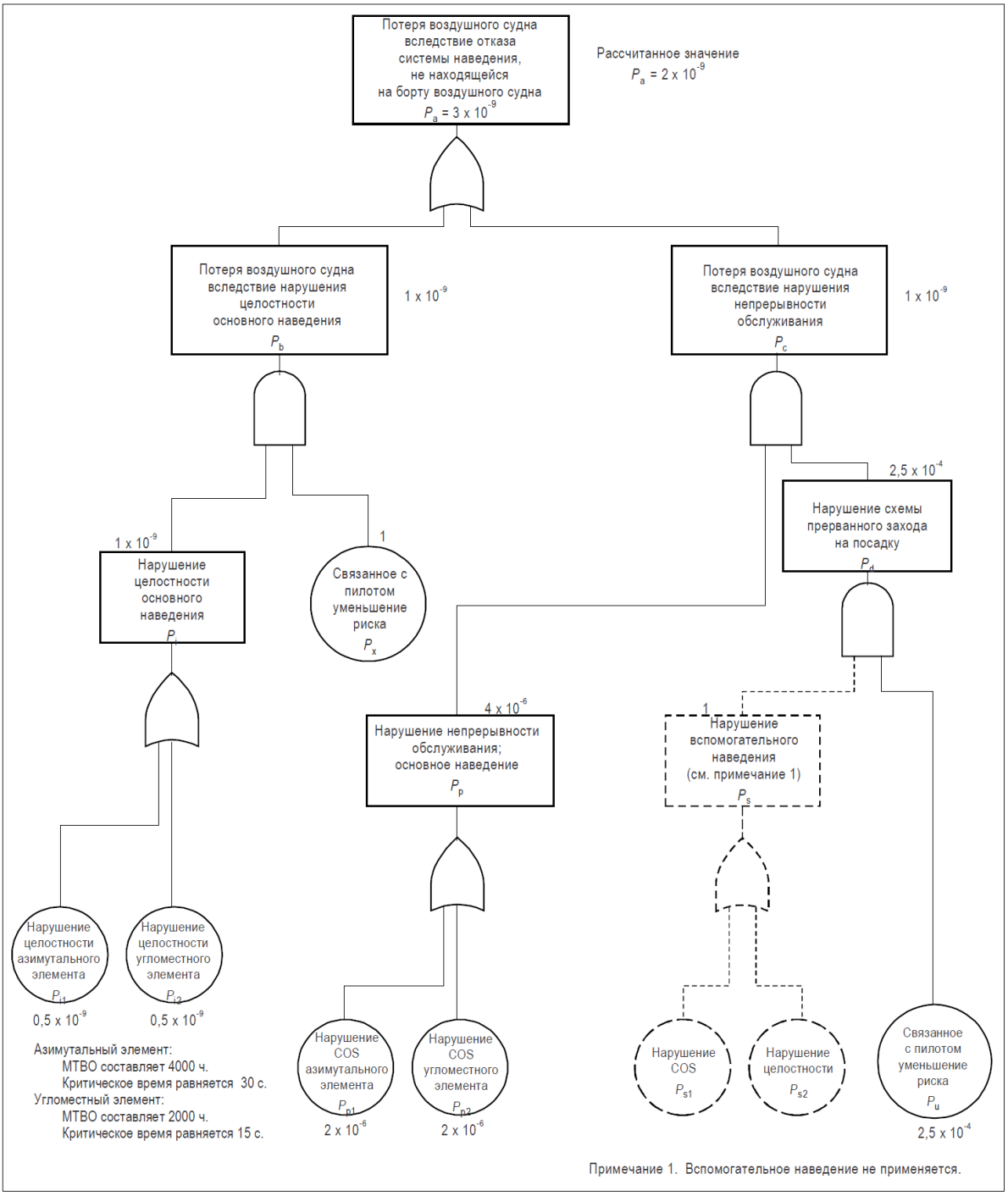


Рис. А-2. Дерево риска при выполнении посадки по категории III MLS

4. Применение дерева риска к заходу на посадку по MLS/RNAV в зоне, насыщенной препятствиями (рис. А-3).

4.1 В этом случае имеется три навигационных элемента (т. е. азимутальный и угломестный, а также оборудование DME/P), и предполагается, что все эти элементы отвечают требованиям к целостности и COS, предусматриваемым уровнем 4 для азимутального оборудования; т. е. целостность = $1 – 0,5 \times 10^{–9}$ и МТВО = 4000 ч.

$$P_{i1} = P_{i2} = P_{i3} = 0,5 \times 10^{–9};$$

$$P_x = 1,0.$$

Примечание. Предполагается, что пилот не способен вмешаться в управление в случае нарушения целостности наземной системы.

$$P_{p1} = P_{p2} = P_{p3} = 4 \times 10^{-6}.$$

Примечание. Предполагается, что время пролета препятствий (ОЕТ) составляет 60 с, а МТВО равняется 4000 ч для всех наземных систем

$$P_u = 1{,}0.$$

Примечание Предполагается, что схема прерванного захода на посадку/ухода на второй круг без обеспечения наведения является неприемлемой. В этой связи вероятность происшествия при выполнении полета по такой схеме принимается равной 1.

4.2 В случае схемы полета по MLS/RNAV в зоне, насыщенной препятствиями, предполагается, что вспомогательное наведение будет иметь важное значение для безопасного выполнения прерванного захода на посадку/ухода на второй круг в течение времени пролета зоны препятствий.

$$P_{s1} = 7{,}5 \times 10^{-5}.$$

Примечание. Эта величина представляет собой вероятность нарушения COS наземного оборудования, обеспечивающего вспомогательное наведение. В данном случае предполагается, что система вспомогательного наведения имеет МТВО в 1000 ч и что критическое время составляет 270 с. Критическое время влияния отказа вспомогательного наведения зависит от точки на схеме, в которой подтверждается наличие вспомогательного наведения. Предполагая, что это будет иметь место до начала схемы полета по MLS/RNAV и что от пилота не будет требоваться повторно подтверждать наличие вспомогательного наведения до начала критической части схемы, расположенной в насыщенной препятствиями зоне, критическое время может составлять несколько минут.

$$P_{s2} = 5 \times 10^{-5}.$$

Примечание. Эта величина характеризует необходимую целостность системы вспомогательного наведения.

Поэтому

$P_i = 1{,}5 \times 10^{-9}$;

$P_b = 1{,}5 \times 10^{-9}$;

$P_p = 12 \times 10^{-6}$;

$P_s = 7{,}5 \times 10^{-5} + 5 \times 10^{-5} = 1{,}25 \times 10^{-4}$;

$P_d = 1{,}25 \times 10^{-4}$;

$P_c = 12 \times 10^{-6} \times 1{,}25 \times 10^{-4} = 1{,}5 \times 10^{-9}$

и тогда рассчитанное значение $P_a = 3 \times 10^{-9}$, как это необходимо.

Примечание. При значениях времени пролета препятствий, превышающих 60 с, потребуется либо увеличить значения МТВО основного наведения, либо повысить фактор уменьшения риска, связанный с вспомогательным наведением. Например, если время пролета препятствий увеличивается до 90 с, МТВО основного наведения необходимо повысить до 6000 ч или МТВО вспомогательного наведения повысить до 2250 ч. Существует очевидная взаимосвязь между надежностью основного наведения, критическим временем и надежностью и целостностью вспомогательного наведения. Метод дерева риска может использоваться для анализа отдельных схем полетов по MLS/RNAV и определения соответствующих требований к надежности и целостности основного и вспомогательного наведения.

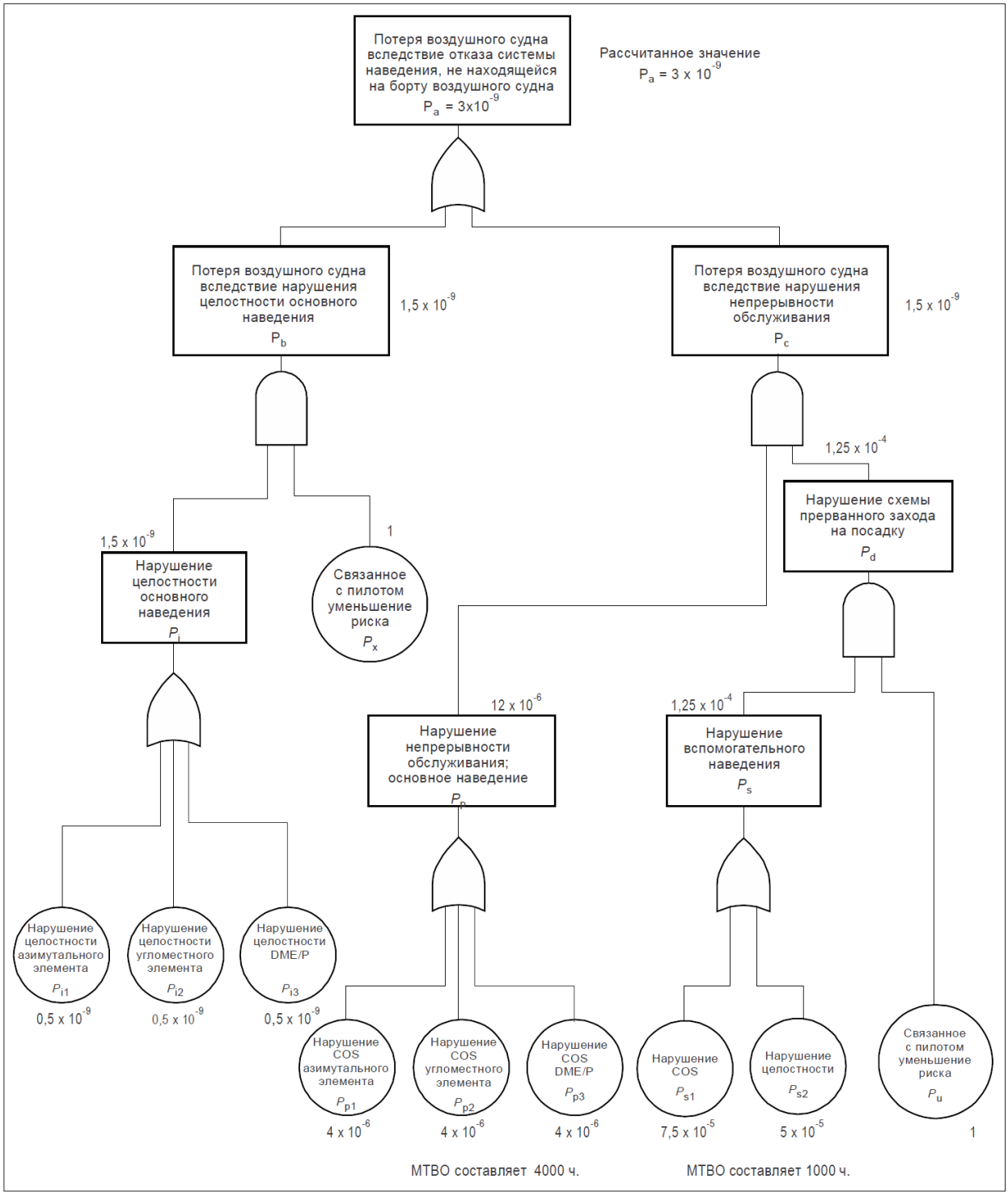


Рис. А-3. Дерево риска при выполнении полетов по MLS/RNAV в зоне, насыщенной препятствиями

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОПОЛНЕНИЕ B. СТРАТЕГИЯ ВНЕДРЕНИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ НЕВИЗУАЛЬНЫХ СРЕДСТВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАХОДА НА ПОСАДКУ И ПОСАДКИ

(см. раздел 2.1 главы 2)

1 Введение

1.1 С точки зрения безопасности, эффективности и гибкости на производство всепогодных полетов оказывают влияние различные элементы. Эволюция новой техники требует гибкого подхода к концепции всепогодных полетов, с тем чтобы извлечь максимальные преимущества от технического развития. Для создания такой гибкости стратегия позволяет посредством определения ее целей и исходных принципов интегрировать в нее новые технические разработки или идеи. Стратегия не предполагает быстрого перехода на одну принятую в глобальном масштабе систему или выбора систем обеспечения заходов на посадку и посадок.

1.2 Стратегией предусматривается применение невизуальных средств захода на посадку и посадки с вертикальным наведением (APV), а также точного захода на посадку и посадки.

2 Цели стратегии

Стратегия должна:

a) поддерживать по крайней мере нынешний уровень безопасности всепогодных полетов;

b) обеспечивать по крайней мере существующий уровень или планируемый более высокий уровень обслуживания;

c) обеспечивать внедрение бокового и вертикального наведения по траектории согласно резолюции A37-11;

d) обеспечивать взаимодействие в глобальном масштабе;

e) обеспечивать региональную гибкость на основе скоординированного регионального планирования;

f) служить обоснованием циклов планирования инвестиций в инфраструктуру;

g) обновляться путем периодических пересмотров;

h) учитывать экономические, эксплуатационные и технические аспекты.

3 Исходные принципы

3.1 Общие положения

Нижеизложенные исходные принципы основываются на предположении о том, что существуют эксплуатационные потребности, взяты требуемые обязательства и прилагаются необходимые усилия.

3.2 Соображения, касающиеся ILS

a) Существует незначительная вероятность того, что полеты по ILS категории II или III не могут безопасно осуществляться в определенных местах.

b) Приемники ILS отвечают Стандартам в отношении характеристик помехоустойчивости, изложенным в п. 3.1.4 главы 3 настоящего тома.

c) В некоторых регионах расширение использования ILS ограничивается наличием каналов (40 спаренных каналов ILS/DME).

d) В большинстве районов мира имеется возможность продолжения эксплуатации ILS в обозримом будущем.

e) По соображениям экономической эффективности отдельные государства рационализируют свою инфраструктуру ILS категории I в аэропортах, имеющих ограниченную загрузку в эксплуатации.

f) Исходя из возможностей пользователей и оборудования, основанные на использовании GNSS заходы на посадку, предусматривающие боковое и вертикальное наведение по траектории, могут представлять собой экономически эффективный вариант в тех случаях, когда рассматривается целесообразность внедрения обслуживания заходов на посадку по категории I или когда заменяются или снимаются с эксплуатации существующие ILS.

3.3. Соображения, касающиеся MLS

a) MLS категории III внедрена в эксплуатацию.

b) MLS внедрена в конкретных местах в целях повышения степени использования ВПП в условиях ограниченной видимости.

c) Дополнительное развертывание MLS представляется маловероятным.

3.4. Соображения, касающиеся GNSS

a) Существуют Стандарты и Рекомендуемая практика (SARPS) для GNSS с функциональным дополнением для обеспечения APV и точных заходов на посадку по категории I.

b) Осуществляется эксплуатация GNSS со спутниковой системой функционального дополнения (SBAS) для обеспечения операций APV и точных заходов на посадку по категории I.

c) Осуществляется эксплуатация GNSS с наземной системой функционального дополнения (GBAS) для обеспечения точных заходов на посадку по категории I.

d) Ожидается, что принятая на международном уровне GBAS появится для обеспечения полетов по категориям II и III в 2018–2020 гг.

e) Проводимое совершенствование GNSS на основе использования двухчастотного оборудования и нескольких созвездий спутников (DFMC) позволит улучшить характеристики функциональных дополнений GNSS и внедрить новые эксплуатационные возможности в районе 2025 года.

f) Должны быть своевременно решены технические и эксплуатационные проблемы, связанные с использованием GNSS для захода на посадку, посадки и вылета, такие как чувствительность к ионосферному распространению и радиочастотным помехам.

g) Должны быть своевременно решены проблемы, связанные с использованием GNSS на основе DFMC.

3.5 Возможности обеспечения захода на посадку и посадки с помощью многорежимного бортового оборудования

Для реализации этой стратегии необходимо располагать возможностями обеспечения захода на посадку и посадки с помощью многорежимного оборудования, и, как предполагается, такие возможности имеются.

3.6 Прочие соображения

a) Потребности в полетах по категории II и/или III возрастают в некоторых районах.

b) GNSS совместно с функциональным дополнением может предоставить уникальные эксплуатационные выгоды для полетов в условиях недостаточной видимости, в том числе новые схемы, гибкие требования к выбору местоположения и обеспечения наведения при наземном движении.

c) Считается, что для обеспечения всепогодных полетов применяются только три стандартные системы (ILS, MLS и GNSS, использующие, по мере необходимости, системы функционального дополнения). Использование коллиматорных индикаторов совместно с усовершенствованными системами визуализации/системами синтезированной визуализации может дать эксплуатационные преимущества.

d) Одним из последствий глобальной стратегии является то, что резкого или полного перехода от ILS к GNSS или MLS, не будет. В связи с этим для реализации данной стратегии важное значение имеет надлежащая защита радиочастотного спектра, используемого всеми этими системами.

e) Потенциальные выгоды от введения новых систем посадки могут быть ограничены вследствие смешанного состава бортового оборудования.

f) Операции APV могут выполняться с использованием GNSS с необходимым функциональным дополнением или барометрического вертикального наведения и наведения в боковой плоскости на основе GNSS совместно с ABAS.

g) Операции APV обеспечивают повышенную безопасность полетов и, как правило, позволяют использовать более низкие эксплуатационные минимумы по сравнению с неточными заходами на посадку.

h) В тех случаях, когда снимаются с эксплуатации наземные навигационные средства, должны обеспечиваться адекватные альтернативные возможности.

i) Рациональное использование должно являться частью национальной или региональной стратегии предоставления наземных навигационных средств; соответствующий инструктивный материал приведен в дополнении H.

4 Стратегия

Основанная на вышеизложенных соображениях, необходимости проведения консультаций с эксплуатантами воздушных судов, эксплуатантами аэропортов и международными организациями и обеспечения безопасности, эффективности и экономичности предлагаемых решений, глобальная стратегия заключается в следующем:

a) продолжать использование ILS с учетом обеспечения наивысшего уровня обслуживания до тех пор, пока это приемлемо с эксплуатационной и выгодно с экономической точек зрения;

b) продолжать использование MLS, где это необходимо с эксплуатационной точки зрения и выгодно с экономической точки зрения;

c) внедрять GNSS с необходимым функциональным дополнением (т. е. ABAS, SBAS, GBAS) для обеспечения операций APV и точных заходов на посадку там, где это необходимо с эксплуатационной точки зрения и выгодно с экономической точки зрения;

d) способствовать дальнейшей разработке и использованию многорежимного бортового оборудования для захода на посадку и посадки;

e) способствовать использованию операций APV, особенно с вертикальным наведением на основе GNSS, в целях повышения безопасности и регулярности полетов;

f) обеспечить возможность разработки каждым регионом стратегии внедрения этих систем в соответствии с данной глобальной стратегией.

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОПОЛНЕНИЕ С. ИНСТРУКТИВНАЯ ИНФОРМАЦИЯ И МАТЕРИАЛ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ СТАНДАРТОВ, КАСАЮЩИХСЯ ILS, VOR, PAR, МАРКЕРНЫХ РАДИОМАЯКОВ (МАРШРУТНЫХ), РАБОТАЮЩИХ НА ЧАСТОТЕ 75 МГц, NDB и DME

1. Введение

Материал, изложенный в настоящем дополнении, призван служить в качестве инструктивных указаний и пояснений; его не следует рассматривать как часть технических требований, содержащихся в настоящем томе.

Для ясности понимания нижеследующего текста и для облегчения обмена мнениями по тесно связанным понятиям в него включены следующие определения:

Определения, касающиеся системы посадки по приборам (ILS)

Примечание. Приведенные здесь термины в большинстве случаев могут использоваться или без определяющего слова, или со словом "приборный". Такое использование данных терминов служит для передачи следующих значений:

Отсутствие слова: *фактическая характеристика какого-либо элемента или концепции.*

Слово "приборный": *фактические характеристики какого-либо элемента или концепции в том виде, в каком они индицируются приемником (т. е. включая ошибки приемного устройства).*

Система курсового радиомаяка	Система глиссады ILS
Линия приборного курса. Геометрическое место точек в любой горизонтальной плоскости, в котором отклонение стрелки индикатора приемника равно нулю.	
Сектор приборного курса. Сектор, расположенный в любой горизонтальной плоскости и содержащий линию приборного курса, в котором отклонение стрелки индикатора приемника остается в пределах шкалы.	
Искривление линии курса курсового радиомаяка. Искривление линии курса представляет собой смещение линии курса курсового радиомаяка относительно ее номинального положения.	***Искривление глиссады ILS.*** Искривление глиссады ILS представляет собой ее смещение относительно номинального положения.

2. Материал, касающийся ILS

2.1 Эксплуатационные минимумы, расчетные минимумы и минимумы технического обслуживания. Определение структуры курса для различных категорий

2.1.1 Категории ILS, указанные в п. 3.1.1 главы 3, обеспечивают эксплуатационные минимумы, определяемые полетами по категориям I, II или III. Определения таких полетов приводятся в документе AR-OPS-001.

2.1.2 Возможности. Указанным выше эксплуатационным требованиям должны соответствовать типы воздушных судов, использующих ILS и возможности бортовых систем наведения. В этих требованиях подразумеваются современные воздушные суда, оснащенные оборудованием соответствующей конструкции. Однако на практике эксплуатационные возможности могут превышать конкретные требования, указанные в п. 2.1.1.

2.1.2.1 Оборудование для обеспечения дополнительных эксплуатационных минимумов. Наличие пассивных и работоспособных при отказе систем наведения совместно с использованием наземной системы ILS, обеспечивающей должное наведение с соответствующим уровнем непрерывности обслуживания и целостности для конкретного случая, может способствовать достижению эксплуатационных минимумов, которые не

совпадают с указанными в п. 2.1.1.

2.1.2.2 Усовершенствованные операции. Для современных воздушных судов, оснащенных системами автоматического захода на посадку и автоматической посадки, установившаяся практика использования таких систем поощряется эксплуатационными агентствами в условиях, когда ход захода на посадку может визуально контролироваться экипажем. Такие полеты, например, могут осуществляться с использованием ILS категории I в тех случаях, когда качество наведения и зона действия превышают требования, указанные в п. 3.1.3.4.1 главы 3, и она простирается вплоть до ВПП.

2.1.2.3 Система классификации ILS. Для того чтобы в полной мере использовать потенциальные преимущества современных бортовых систем автоматического управления полетом, необходимо удовлетворить связанную с этим вопросом потребность в методе более подробного описания наземных ILS, чем это достигается при указании только категории средства. Эта цель достигается путем использования системы классификации ILS, где применяются три установленных условных обозначения. Таким образом, обеспечивается описание таких аспектов эксплуатации системы, которые с точки зрения производства полетов необходимо знать, чтобы выбрать те эксплуатационные методы, которые могут быть обеспечены конкретной ILS.

2.1.2.4 Данная схема классификации ILS обеспечивает информацию о дополнительных потенциальных возможностях, которые можно получить от конкретного наземного средства ILS, кроме тех, которые связаны со средствами, указанными в п. 3.1.1 главы 3. Эти дополнительные возможности могут быть использованы для санкционирования эксплуатационного применения в соответствии с пп. 2.1.2.1 и 2.1.2.2, вплоть до приведенных в п. 2.1.1 установленных эксплуатационных минимумов и ниже этих значений.

2.1.2.5 Пример классификации систем приведен в п. 2.14.3.

Примечание. Изложенный ниже инструктивный материал предназначен в помощь государствам при оценке допустимости искривлений курса и глиссады ILS. Хотя, согласно определению, искривления линий курса и глиссады даются относительно их номинального положения, оценка высокочастотных отклонений основана на отклонениях от средней линии курса или линии глиссады. Материал, содержащийся в п. 2.1.5 и приведенный на рис. С-2 в отношении оценки искривлений, указывает на то, как искривления связаны со средним положением линии курса и линии глиссады. Данные, регистрируемые воздушным судном, в обычном случае будут представлены в такой форме.

2.1.3 Искривления линии курса. Искривления линии курса курсового радиомаяка следует оценивать с точки зрения структуры курса, указанной в п. 3.1.3.4 главы 3. Что касается посадки и пробега по категории III, структура курса строится, исходя из стремления обеспечить достаточно надежное наведение при ручном и/или автоматическом управлении движением воздушного судна вдоль ВПП в условиях плохой видимости. Что касается захода на посадку по категории I, структура курса строится, исходя из стремления ограничить отклонения воздушного судна вследствие искривления линии курса (на основе вероятности 95 %) на высоте 30 м (100 фут) величиной бокового смещения, составляющей менее 10 м (30 фут). Что касается захода на посадку по категориям II и III, структура курса строится, исходя из стремления ограничить отклонения воздушного судна вследствие искривления линии курса (на основе вероятности 95 %) на участке между точкой B и опорной точкой ILS (для категории II) или точкой D (для категории III) величиной, составляющей менее 2° угла крена и тангажа, а боковое смещение – величиной, составляющей менее 5 м (15 фут).

Примечание 1. Искривления линии курса являются недопустимыми, когда при нормальных условиях они не позволяют воздушному судну достигнуть высоты принятия решения в устойчивом пространственном положении и при его местонахождении в пределах допустимого отклонения от

линии курса, откуда могло бы быть произведено безопасное приземление. Автоматическое и полуавтоматическое управление посадкой в большей степени подвержено влиянию искривлений, чем ручное. Чрезмерная реакция системы управления после того, как воздушное судно было стабилизировано для захода на посадку, может помешать ему успешно завершить заход на посадку или посадку. Кроме того, при использовании автоматического управления может возникнуть практическая потребность продолжить заход на посадку ниже высоты принятия решения. Потребности в наведении воздушных судов будут удовлетворены, если структура курса будет отвечать техническому требованию, изложенному в п. 3.1.3.4 главы 3.

Примечание 2. Искривления и другие отклонения от нормы обычно могут быть определены в ходе летных испытаний в условиях штиля при использовании способов точной летной проверки.

2.1.4 Искривления глиссады ILS. Искривления глиссады ILS следует оценивать с точки зрения структуры глиссады, указанной в п. 3.1.5.4 главы 3. Что касается посадочного минимума категории I, структура глиссады строится, исходя из стремления ограничить отклонения воздушного судна вследствие искривления глиссады (на основе вероятности 95 %) на высоте 30 м (100 фут) величиной вертикального смещения, составляющей не более 3 м (10 фут). Что касается посадочных минимумов категорий II и III, структура глиссады строится, исходя из стремления ограничить отклонения воздушных судов вследствие искривления глиссады (на основе вероятности 95 %) на высоте 15 м (50 фут) величиной, составляющей менее 2° угла крена и тангажа, а вертикальное смещение – величиной, составляющей менее 1,2 м (4 фут).

Примечание 1. Искривления глиссады недопустимы, когда при нормальных условиях они не позволяют воздушному судну достигнуть высоты принятия решения в устойчивом положении и при его местонахождении в пределах допустимого отклонения от глиссады ILS, откуда могло бы быть произведено безопасное приземление. Автоматическое и полуавтоматическое управление заходом на посадку в большей степени подвержено влиянию искривлений, чем ручное. Кроме того, при использовании автоматического управления может возникнуть практическая потребность продолжить заход на посадку ниже высоты принятия решения. Потребности в наведении воздушных судов будут удовлетворены, если структура глиссады ILS будет отвечать техническому требованию, изложенному в п. 3.1.5.4 главы 3.

Примечание 2. Искривления и другие отклонения от нормы обычно могут быть определены в ходе точных летных испытаний, дополненных, при необходимости, специальными наземными измерениями.

2.1.5 Применение Стандарта, касающегося амплитуды курсоглиссадных искривлений. При применении технического требования, предъявляемого к структуре курса курсового радиомаяка (п. 3.1.3.4 главы 3) и структуре глиссады ILS (п. 3.1.5.4 главы 3) следует использовать следующие критерии:

– На рис. С-1 показано соотношение между максимальными (вероятность 95 %) амплитудами курсоглиссадных искривлений и расстояниями от порога ВПП, указанными для ILS категорий I, II и III.

– Если необходимо оценить амплитуды искривлений любого участка зоны захода на посадку, следует проанализировать в течение временного промежутка ±20 с по обе стороны от средней точки подлежащего оценке участка запись полетных данных, скорректированных на ошибку углового положения воздушного судна. При этом за основу принимается путевая скорость воздушного судна 195 км/ч (105 уз) ±9 км/ч (5 уз).

Техническое требование, предъявляемое в отношении максимальной амплитуды (вероятность 95 %), представляет собой допустимый процент величины общего временного интервала, в течение которого амплитуда курсоглиссадных искривлений должна быть меньше величины, указанной на рис. С-1 для оцениваемого участка. На рис. С-2 дается типичный пример метода, который может применяться для оценки амплитуды курсо-глиссадных искривлений у

данной установки ILS. Если это требование превышено, но сумма временных интервалов t_1, t_2 и t_3 равна или меньше 5 % общего времени T, оцениваемый участок является приемлемым. Следовательно,

$$100 \quad \frac{T-[(t_1+t_2+...)]}{T} \geq 95\ \%.$$

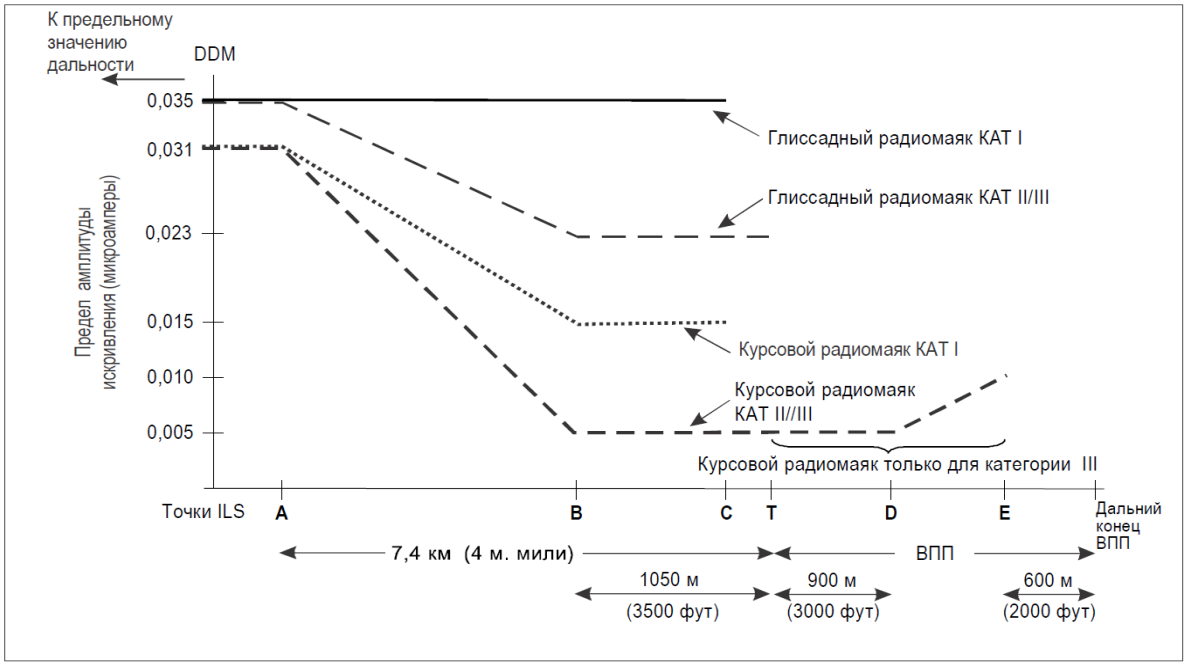
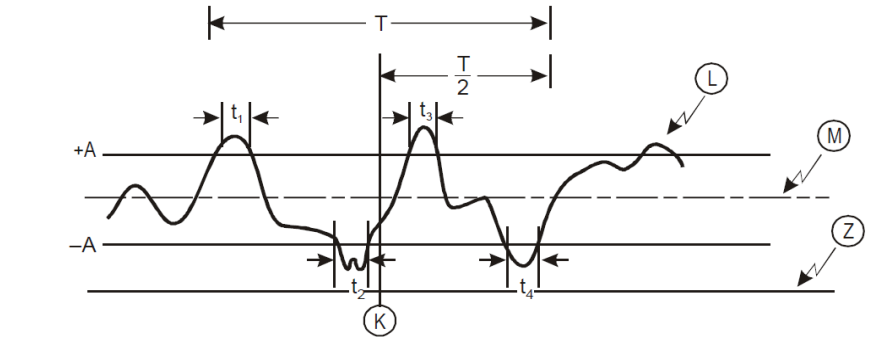


Рис. С-1. Пределы амплитуды искривления курсовой линии КРМ и глиссады



Z – ноль отсчета (ноль измерительной системы).

L – пример курсоглиссадных искривлений, скорректированных по местоположению.

M – средняя величина курсоглиссадных искривлений.

T – участок, подлежащий оценке (длительность ± 20 с).

A – предел амплитуды искривления согласно рис. С-1 по отношению к величине M, применимой в точке K.

K – средняя точка периода оценки.

$t_1, t_2, t_3 \ldots$ – временные интервалы, в течение которых искривления превышают допустимые пределы. Для того чтобы установка ILS была приемлемой на данном участке:

$$100\ \frac{[T - (t_1 + t_2 + t_3 \ldots)]}{T} \geq 95\ \%$$

Рис. С-2. Оценка амплитуды курсоглиссадных искривлений

Анализ искривления глиссады ILS следует производить при использовании в качестве заданной величины средней линии глиссады, а не продолжение снижающейся прямой линии. Степень кривизны регулируется смещением в сторону системы глиссадной антенны наземного оборудования, расстоянием этой антенной системы от порога ВПП и относительными высотами земной поверхности вдоль маршрута конечного этапа захода на посадку и на позиции глиссадной антенны (см. п. 2.4).

2.1.6 Фильтр измерений. Благодаря наличию в структурах искривления луча ILS сложных частотных составляющих измеряемые величины искривления луча зависят от частотных характеристик бортового приемозаписывающего оборудования. При этом имеется в виду, что измерения искривления луча для выходных схем РГМ приемника и соответствующей записывающей аппаратуры должны производиться путем использования угловой частоты низкочастотного фильтра (радианы в секунду) V/92,6, где V – скорость в км/ч воздушного судна или соответственно наземного транспортного средства.

2.1.7 Контрольные системы. Имеющиеся данные показывают, что может быть легко обеспечена стабильность характеристик в пределах, указанных в пп. 3.1.3.6, 3.1.3.7. и 3.1.5.6 главы 3, т. е. в пределах действия контрольного устройства.

2.1.7.1 Выбор пределов действия контрольного устройства основывается на разумном подходе, подкрепленном знанием требований безопасности, предъявляемых к работе ILS соответствующей категории. Однако технические требования в отношении таких пределов контрольного устройства не указывают на величину обычных повседневных изменений характеристик, что является результатом влияния ошибок установки и нестабильности работы оборудования. Необходимо провести исследование и внести поправки, если при повседневной работе характеристики часто выходят за пределы, указанные в пп. 3.1.3.6, 3.1.3.7 и 3.1.5.6 главы 3. Причины такой нестабильности должны быть устранены, с тем чтобы:

a) значительно уменьшить вероятность появления таких критических параметров сигнала, которые бы приближались к установленным пределам действия контрольного устройства;

b) обеспечить высокую степень непрерывности обслуживания, предоставляемого со стороны ILS.

2.1.7.2 Ниже приводятся некоторые общие инструктивные указания по конструированию, эксплуатации и обслуживанию контрольных систем для соблюдения требований, содержащихся в пп. 3.1.3.11 и 3.1.5.7 главы 3:

1) Значительное внимание следует уделять обеспечению того, чтобы контрольные системы реагировали на все изменения характеристик наземного оборудования, которые отрицательно влияют на работу бортовой системы во время захода на посадку по ILS.

2) Контрольные системы не должны реагировать на местные условия, которые не влияют на навигационную информацию, принимаемую бортовыми системами.

3) Нестабильность работы оборудования контрольной системы не должна существенно уменьшать или увеличивать установленные пределы контроля.

4) Особое внимание при конструировании и эксплуатации контрольной системы должно уделяться обеспечению того, чтобы в случае отказа самой контрольной системы устранялись навигационные составляющие или прекращалось излучение.

5) Некоторые контрольные системы основаны на использовании устройств, производящих импульсную модуляцию сигналов вблизи расположения системы передающей антенны. Опыт показал, что такие контрольные системы требуют особого внимания в следующих отношениях:

a) там, где используются антенные системы с большим раскрывом, часто бывает невозможно установить контрольные датчики в такое положение, чтобы соотношение фаз, наблюдаемое в дальнем поле курса, имело место и в точке установки датчика. Тем не менее контрольная система должна также обнаруживать изменения параметров антенны и соответствующей фидерной системы, которые оказывают существенное влияние на курс в дальнем поле;

b) изменения эффективного уровня земли, вызываемые снегом, повышением уровня водной поверхности и т. д. могут по-разному влиять на глиссадные контрольные системы и на фактический курс в пространстве, особенно когда для формирования требуемой диаграммы излучения глиссадного радиомаяка используется плоскость земли;

c) следует уделять внимание другим причинам, которые могут неблагоприятно влиять на прием контрольным устройством излучаемого сигнала, например обледенение и птицы;

d) в системе, где в цепи обратной связи для коррекции изменений соответствующего оборудования используются контрольные сигналы, особое внимание следует уделять тому, чтобы посторонние влияния и изменения в самой контрольной системе не вызывали отклонений линии курса или глиссады ILS за установленные пределы, не приводя при этом к срабатыванию контрольного устройства.

6) Одним из возможных видов контрольного устройства является интегральное контрольное устройство, с помощью которого в антенной системе измеряется вклад каждого элемента передающей антенны в излучение курсового сигнала в дальнем поле. Как показал опыт, такие контрольные системы, будучи правильно сконструированными, обеспечивают близкое соответствие между индикацией на контрольном устройстве и излучаемым сигналом в данном поле. Контрольная система такого типа позволяет в некоторых случаях устранить проблему, о которой говорится выше в пп. 5 a), b) и c).

2.1.7.3 Следует напомнить, что РГМ, измеряемая в любой точке пространства, является функцией чувствительности к смещению и положению линии курса или глиссады ILS. Это следует учитывать при конструировании и эксплуатации контрольных систем.

2.1.8 Излучение неиспользуемых курсовых радиомаяков ILS. С сильными помехами принимаются сигналы действующих курсовых радиомаяков ILS на борту воздушных судов, выполняющих заход на посадку с низких эшелонов на ВПП, оборудованные курсовыми радиомаяками, работающими в направлении, обратном заходу на посадку. Помехи для воздушных судов, пролетающих над антенной системой данного курсового радиомаяка, создаются перекрестной модуляцией, причиной которой являются сигналы, излучаемые действующим в обратном направлении курсовым радиомаяком. В случае полета на низком эшелоне такие помехи могут оказать серьезное влияние на заход или посадку и могут создать угрозу безопасности. В пп. 3.1.2.7 и 3.1.2.7.1 главы 3 указаны условия, при которых разрешается излучение неиспользуемых курсовых радиомаяков.

2.1.8.1 В тех местах, где установка ILS и установка GBAS обслуживают противоположные направления захода на посадку на одну и ту же ВПП, имеется вероятность создания помех приему сигналов VDB GBAS в районе пролета воздушным судном курсового радиомаяка. Сигналы курсового радиомаяка, не обеспечивающие соблюдение требований, указанных в пп. 3.6.8.2.2.5 и 3.6.8.2.2.6 добавления B, определяющих отношение уровня полезного сигнала к уровню нежелательного сигнала и максимально допустимую для приемника VDB GBAS мощность сигналов на соседних каналах, могут привести к излишнему количеству пропущенных сообщений и нарушению непрерывности наведения с использованием GBAS. Уровень помех, по всей вероятности, будет более значительным, если курсовой радиомаяк расположен вблизи порога ВПП. В п. 3.1.2.8 главы 3 определяются условия, при которых не допускается излучение сигналов неиспользуемыми курсовыми радиомаяками. Дополнительная информация содержится в п. 7.2.3.3 дополнения D

2.1.9 Помехи в работе ILS за счет многопутевого распространения сигналов

Примечание 1. В данном инструктивном материале показывается, как новые более крупные самолеты (NLA) могут влиять на размеры критической и чувствительной зон ILS. В нем также задокументирована установившаяся инженерная практика определения размеров критической и чувствительной зон, приводятся соответствующие эксплуатационные допуски и ориентировочные примеры полученных в результате размеров этих зон. Однако на практике может потребоваться определить размеры критической и чувствительной зон на аэродроме по результатам конкретной оценки на этом аэродроме.

Примечание 2. Данный инструктивный материал не предусматривает необходимость пересмотра установленных размеров критической и чувствительной зон, достаточность которых уже продемонстрирована на конкретном аэродроме, если только не произошло существенного изменения эксплуатационной среды (например, в результате начала эксплуатации на аэродроме NLA или строительства новых зданий) или установка ILS не была изменена таким образом, что это может повлиять на размеры зон.

2.1.9.1 Влияние окружающей среды на ILS. Крупные отражающие объекты в зоне излучения ILS, будь то неподвижные объекты или транспортные средства, включая воздушные суда, могут вызывать искажение сигнала в пространстве вследствие блокирования и/или многопутевого распространения сигналов, в результате чего могут быть превышены указанные в п. 3.1 главы 3 допуски в отношении сигнала в пространстве. Сила искажения зависит от местоположения, размера и ориентации отражающих поверхностей, а также от характеристик антенны ILS. Цель определения критических и чувствительных зон (см. п. 2.1.9.2) и соответствующих мер по их организации заключается в недопущении такого искажения сигналов и обеспечения того, чтобы воздушные суда, использующие ILS, могли полагаться на то, что сигнал в пространстве отвечает требованиям п. 3.1 главы 3.

2.1.9.2 Критические и чувствительные зоны ILS. Государство подходит к определению зон защиты ILS по-разному. Различаются также и системы организации движения транспортных средств. Ниже приводится один из методов определения критических и чувствительных зон:

a) критической зоной ILS является зона определенных размеров, расположенная около антенн КРМ и ГРМ, в которой во время выполнения полетов по ILS ограничено движение транспортных средств, включая воздушные суда. Защита критической зоны обеспечивается вследствие того, что наличие транспортных средств и/или воздушных судов внутри ее границ будет создавать неприемлемые помехи сигналу ILS в пространстве;

b) чувствительной зоной ILS является зона, в которой осуществляется контроль за постановкой на стоянку и(или) движением транспортных средств, включая воздушные суда, для предотвращения возможности возникновения неприемлемых помех сигналу ILS при выполнении полетов по ILS. Защита чувствительной зоны обеспечивается с целью защиты от помех, создаваемых большими подвижными объектами за пределами критической зоны, но которые, как правило, находятся в пределах границ летного поля.

Примечание 1. В некоторых государствах термин "критическая зона" используется для описания зоны, которая объединяет критическую и чувствительную зоны, определенные в настоящем инструктивном материале. В том случае, если критическая зона захватывает рабочие площади, необходимо использовать специальный порядок оперативного управления для защиты воздушных судов, использующих ILS для захвата глиссады и наведения на конечном участке захода на посадку.

Примечание 2. Предполагается, что при совместном размещении ILS и MLS оборудование MLS можно размещать в пределах критических зон ILS согласно инструктивному материалу в разделе 4.1 дополнения G.

2.1.9.3 Логическая схема на техническом и эксплуатационном уровнях, связанная с критическими и чувствительными зонами. В идеальном случае соблюдение требований в отношении критической зоны обеспечивается в ходе выполнения всех полетов по ILS с защитой, предусмотренной, по крайней мере, вплоть до высоты принятия решения для категории I. Помехи в критической зоне обычно затрагивают все воздушные суда, использующие сигнал ILS в определенном интервале времени (в течение всего захода на посадку). Критическая зона обычно защищается посредством обозначенных с помощью маркировки границ, ограничения доступа в зону или с использованием процедурных средств, если происходит ее перекрытие с рабочими площадями. С эксплуатационной точки зрения чувствительная зона в идеальном случае обеспечивает защиту для полетов воздушных судов, начиная, по крайней мере, с высоты принятия решения для категории I и до ВПП и будет активирована только в условиях плохой видимости (например, при полетах по категории II и III). Помехи в чувствительной зоне, которые обычно носят временный характер, являются источником местных помех, затрагивающих только отдельное конкретное воздушное судно. Тем не менее во многих местах создать такие идеальные условия не представляется возможным, что требует принятия соответствующих мер технического и эксплуатационного характера.

Примечание. Инструктивный материал по эксплуатационным правилам защиты критической и чувствительной зон приводится в документе ICAO EUR DOC 013 “European Guidance Material on All Weather Operations at Aerodromes”.

2.1.9.4 Техническое определение размеров критической и чувствительной зон. Расчет критических и чувствительных зон с использованием компьютерного моделирования обычно выполняется на этапе планирования до установки оборудования ILS. Аналогичные расчеты выполняются при изменении установки средств или окружающих условий. При использовании компьютерного моделирования защиту, предусматриваемую для отдельных участков захода на посадку, необходимо распределить либо критической, либо чувствительной зоне. Желательно

обеспечить, чтобы критическая и чувствительная зоны вместе обеспечивали защиту для всего захода на посадку. Тем не менее сделать это во всех случаях не представляется возможным. Кроме того, использование логической схемы, описание которой приводится в п. 2.1.9.3, может привести к формированию непомерно больших критических зон. В некоторых государствах было установлено, что обоснованного компромисса в этом случае можно достичь при использовании другой логической схемы, согласно которой критическая зона защищает участок от границы зоны действия вплоть до расстояния 2 м. мили от порога ВПП, тогда как чувствительная зона защищает заход на посадку, начиная с расстояния 2 м. мили и до ВПП. В этом случае будет существовать чувствительная зона для полетов по категории I, и для решения этой проблемы может потребоваться принятие мер эксплуатационного характера. В зависимости от условий эксплуатации (например, соблюдение временно́го интервала между воздушным судном, выполняющим пробег по ВПП, и следующим за ним воздушным судном, находящимся на конечном этапе захода на посадку) какие-либо особые меры могут и не потребоваться. Между распределением защиты захода на посадку, используемым при моделировании для определения критической и чувствительных зон и организацией этих зон в условиях эксплуатации, необязательно может существовать непосредственная связь. Определение соответствующих зон является обязанностью государства. При использовании других критериев приемлемости помех или защиты других участков полета они должны быть подтверждены по результатам анализа безопасности полетов. Анализ безопасности полетов должен учитывать все относящиеся к этому вопросу факторы, включая конфигурацию аэродрома, плотность движения и любые эксплуатационные соображения или ограничения пропускной способности.

2.1.9.5 Факторы, влияющие на размеры критической и чувствительной зон. Антенны курсовых и глиссадных радиомаяков с оптимизированной диаграммой направленности, особенно в тех случаях, когда они объединены с работающими на двух частотах передатчиками, могут оказаться весьма эффективным средством уменьшения потенциальных помех, и как следствие, сокращения размеров критических и чувствительных зон. К другим факторам, влияющим на размеры этих зон, относятся обеспечиваемая на аэродроме категория захода на посадку и посадки, статические помехи (помехи от статических объектов), места расположения, размеры и ориентация воздушных судов и транспортных средств (особенно их вертикальных поверхностей), планировка ВПП и РД, а также места расположения антенн. В частности, должны быть установлены максимальные значения высоты вертикальных хвостовых поверхностей воздушных судов, которые, по всей вероятности, будут выполнять полеты на данный аэродром, и предусмотрены все варианты ориентации в данном конкретном месте нахождения, которые могут включать непараллельную и неперпендикулярную ориентацию по отношению к ВПП. Несмотря на то, что оценка критических и чувствительных зон проводится в одной плоскости (горизонтальной), защиту фактически следует распространять на объем пространства, поскольку вылетающие воздушные суда и/или маневрирующие воздушные суда/вертолеты также могут создавать помехи сигналам ILS. Вертикальные профили защищаемых объемов зависят от диаграммы направленности передающих антенн в вертикальной плоскости.

2.1.9.6 Распределение суммарной ошибки, обусловленной многопутевым распространением. Помехи, вызванные такими подвижными объектами, как воздушные суда и другие транспортные средства, удобно рассматривать отдельно от помех, вызванных такими статическими объектами, как здания и рельеф местности. После того как будут учтены ошибки, обусловленные многопутевым распространением, вызванным статическими объектами, оставшуюся часть суммарной ошибки можно будет отнести на счет помех от динамических объектов. Если результаты показывают, что реальная картина многопутевого распространения, обусловленного статическими объектами, значительно отличается от картины, полученной по результатам моделирования, данное распределение, возможно, придется пересмотреть. В большинстве случаев квадратный корень из суммы квадратов значений помех от фиксированных и подвижных объектов дает более статистически значимое представление о совокупной помехе, чем алгебраическая сумма. Например, предел ±5 мкА для структуры курса

курсового радиомаяка будет соблюдаться в случае помехи от статических объектов величиной ±3 мкА и допуска ±4 мкА на помехи от динамических объектов:

$$\sqrt{(3мкА)^2 + (4мкА)^2} = 5мкА$$

2.1.9.7 Обследование участка и компьютерное моделирование. Обследование какого-либо участка обычно проводится для какой-либо конкретной установки в аэропорту. Это обследование будет учитывать различные допущения, принятые для условий статического многопутевого распространения, топографии аэропорта, типов и эффективных высот антенных решеток, а также вариантов ориентации маневрирующих воздушных судов, например при пересечении ВПП, выполнении разворота на 180° у порога ВПП или ожидании, за исключением параллельной или перпендикулярной ориентации. Моделирование может использоваться для расчета вероятного места положения, величины и продолжительности помех системам ILS, вызванных такими объектами, как сооружения или воздушные суда различных размеров и ориентации, расположенные в различных местах. Поставщикам аэронавигационного обслуживания (ПАНО) необходимо обосновать используемые имитационные модели посредством непосредственного сопоставления полученных с их помощью результатов с результатами измерений, проведенных на земле и в полете, применительно к разнообразным конкретным ситуациям и условиям, и обеспечить, чтобы последующее применение таких моделей осуществлялось специалистами, обладающими соответствующими инженерными знаниями и опытом, с тем чтобы они могли учесть допущения и ограничения, свойственные применению таких моделей в конкретных условиях многопутевого распространения.

2.1.9.8 Изменения условий эксплуатации аэропорта. Если значительные изменения условий эксплуатации аэропорта приводят к увеличению статических помех курсовому и/или глиссадному радиомаяку, может потребоваться пересмотреть размеры критической и чувствительных зон, что в свою очередь может сказаться на эффективности и пропускной способности аэропорта. Это имеет особо важное значение при рассмотрении вопроса о местах размещения, размерах и ориентации предлагаемых новых зданий в границах аэропорта и вне их. Для обеспечения защиты при выполнении полетов по ILS рекомендуется использовать подходящие защитные критерии.

Примечание. Типовой инструктивный материал содержится в документе ICAO EUR DOC 015 “European Guidance Material on Managing Building Restricted Areas”.

2.1.9.9 Типичные примеры критической и чувствительной зон. На рис. С-3 и С-4 (включая относящиеся к ним таблицы С-1, С-2-А и С-2-В) приводятся примеры критических и чувствительных зон зон для различных категорий полетов и для различных классов транспортных средств/значений высоты воздушных судов и нескольких типов антенн курсовых и глиссадных радиомаяков. Расчет зон в этих примерах производился с помощью имитационной модели, использующей точный метод решения уравнения распространения сигналов ILS, применительно к трехмерной модели соответствующего воздушного судна. Размеры зон рассчитываются исходя из таких предположений, как равнинный характер местности, угол наклона глиссады 3°, отнесение 60 % применимых допусков на счет статического многопутевого распространения и 80 % на счет динамического многопутевого распространения, для воздушного судна, выполняющего заход на посадку со скоростью 105 уз, т. е. с использованием фильтра нижних частот (2,1 рад/с) и всенаправленной диаграммы направленности приемной антенны. Данные примеры учитывают типичную ориентацию отражающих поверхностей воздушных судов/крупных наземных транспортных средств, выполняющих руление, находящихся в состоянии ожидания или выполняющих маневры. Значения высот хвостовой части наземных транспортных средств/небольших воздушных судов, средних, крупных и очень крупных воздушных судов, обозначаемых в томе I AR AGA-001 соответственно кодовыми буквами A, B/C, D/E и F, как это подробно описано в консультативном циркуляре ФАУ 150/5300-

13. Если при оценке критической и чувствительной зон возникает неопределённость в отношении категории, к которой относится воздушное судно, то определяющим конструктивным элементом является высота его хвостовой части.

2.1.9.9.1 Назначение и правильное применение типичных примеров. Поскольку представляется маловероятным, что фактическая установка будет точно соответствовать принятым допущениям, используемым в этих примерах, потребуется адаптация к местным условиям. Эти примеры служат для того, чтобы дать приблизительный порядок величины размеров критической и чувствительной зон, в зависимости от того, как местные условия отличаются от допущений, используемых в данных примерах. Кроме того, приводимые в примерах таблицы можно использовать для оценки средств, применяемых при моделировании с использованием перечисленных допущений. Для многих установок аэропорты установили критические и чувствительные зоны, которые отличаются от тех, которые перечислены в данных примерах, что является результатом дополнительной технической оптимизации и принятия эксплуатационных мер в сочетании с учетом опыта и оценок состояния безопасности полетов, проведенных применительно к конкретным условиям эксплуатации. В случае же реализации проектов строительства новых аэропортов потенциальные расхождения между представленными в настоящем документе примерными зонами и запланированными вариантами эксплуатационного использования должны привести к проведению дополнительных оценок, что, в свою очередь, может привести к внедрению более современных антенных систем ILS, например антенн КРМ с более широким раскрывом, включая усовершенствованные конструкции таких антенных решеток с очень большим раскрывом. Типичные примеры, представленные в настоящем документе, не учитывают применение таких оптимизированных систем. В таблицах имеются небольшие различия применительно к курсовому и глиссадному радиомаякам в части того, как учитываются различные варианты ориентации воздушных судов. Подробные сведения приводятся в примечаниях к таблицам С-1 (примечание 9), С-2А и С -2В (примечание 8). Согласно этим примечаниям в ряде случаев глиссадных радиомаяков для обеспечения того, чтобы в критическую или чувствительную зоны не входила ни одна часть воздушного судна, необходимо добавлять расстояние, равное половине размаха крыла.

2.1.9.9.2 Пределы допущений на многопутевое распространение, используемые при типовом моделировании. Отнесение 60 % на статическое многопутевое распространение и 80 % на динамическое многопутевое распространение (см. п. 2.1.9.6) представляет собой консервативный подход, который подходит для тех мест, где многопутевое распространение обоих типов совпадает. Для глиссадного радиомаяка может быть подходящим другое место, особенно в случае равнинной местности, поскольку в этом случае статическое многопутевое распространение будет очень незначительным. В тех местах, где статическое и динамическое многопутевое распространение не совпадают вследствие специфической планировки аэропорта, весь допуск может быть израсходован для учета динамического многопутевого распространения. Аппроксимации по квадратному корню из суммы квадратов можно избежать, если использовать средство моделирования, позволяющее моделировать все окружающие условия (источники статических и динамических отражений) и вычислять совокупное результирующее влияние. Это может привести к оптимизации размеров критических и/или чувствительных зон.

2.1.9.9.3 Распределение защиты по участкам полета, используемое при типовом моделировании. В примерах, приводимых на рис. С-3 для курсового радиомаяка, используется точка перехода, расположенная на расстоянии 2 м. мили (см. п. 2.1.9.4). В примерах, приводимых на рис. С-4 для глиссадного радиомаяка, используется точка перехода, расположенная на расстоянии 0,6 м. мили (соответствует высоте принятия решения для категории I). В зависимости от местных условий производства полетов могут оказаться более подходящими другие точки перехода.

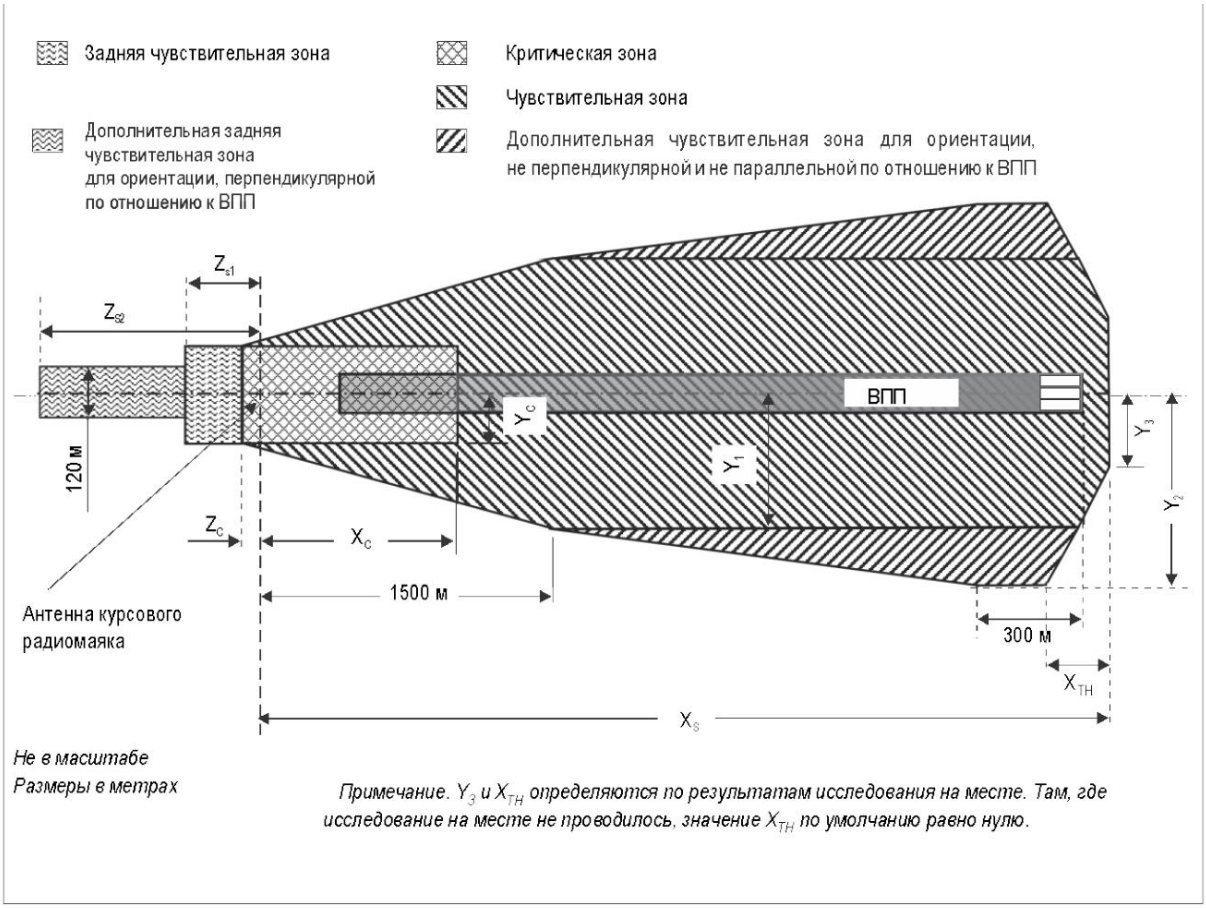


Рис. С-3. Пример размеров критической и чувствительной зон курсового радиомаяка (значения приводятся в относящейся к нему таблице С-1 ниже)

Таблица С-1. Типичные размеры критической и чувствительной зон КРМ

Высота воздушного судна/транспортного средства	H ≤ 6 м (см. примечание 1) Наземное транспортное средство			6 м < H ≤ 14 м Воздушное судно среднего размера			14 м < H ≤ 20 м Воздушное судно большого размера		20 м < H ≤ 25 м Воздушное судно очень большого размера	
Раскрыв антенны (см. примечание 3)	Малый	Средний	Большой	Малый	Средний	Большой	Средний	Большой	Средний	Большой
Критическая зона КАТ. I X_C	180 м	65 м	45 м	360 м	200 м	150 м	500 м	410 м	660 м	580 м
Z_C	10 м	10 м	10 м	35 м	35 м	35 м	50 м	50 м	60 м	60 м
(см. примечание 10) Y_C	50 м	15 м	20 м	110 м	25 м	25 м	50 м	30 м	55 м	40 м
Чувствительная зона КАТ. I X_S	200 м	Чувствительная зона отсутствует		500 м	Чувствительная зона отсутствует		Чувствительная зона отсутствует		1 300 м	1 100 м
Y_1	40 м			90 м					90 м	50 м
Y_2	40 м			90 м					90 м	50 м
Z_{S1}	15 м			35 м					60 м	60 м
(см. примечание 7) Z_{S2}	15 м			35 м					60 м	60 м

Высота воздушного судна/транспортного средства	H ≤ 6 м (см. примечание 1) Наземное транспортное средство		6 м < H ≤ 14 м Воздушное судно среднего размера		14 м < H ≤ 20 м Воздушное судно большого размера		20 м < H ≤ 25 м Воздушное судно очень большого размера	
Раскрыв антенны (см. примечание 3)	Средний	Большой	Средний	Большой	Средний	Большой	Средний	Большой
Критическая зона КАТ. II X_C	75 м	55 м	200 м	200 м	500 м	475 м	750 м	675 м
Z_C	10 м	10 м	35 м	35 м	50 м	50 м	60 м	60 м
(см. примечание 10) Y_C	15 м	20 м	25 м	25 м	50 м	30 м	70 м	50 м
Чувствительная зона КАТ. II X_S	75 м	Чувствительная зона отсутствует	500 м	Чувствительная зона отсутствует	2 100 м	1 400 м	Расстояние от КРМ до порога ВПП	Расстояние от КРМ до порога ВПП
Y_1	15 м		50 м		125 м × K	60 м × K	180 м × K	100 м × K
Y_2	15 м		50 м		125 м × K	60 м × K	180 м × K	125 м × K
Z_{S1}	15 м	15 м	35 м	35 м	60 м	60 м	70 м	70 м
(см. примечание 7) Z_{S2}	15 м	15 м	45 м	45 м	160 м	160 м	250 м	250 м

Высота воздушного судна/транспортного средства	H ≤ 6 м (см. примечание 1) Наземное транспортное средство		6 м < H ≤ 14 м Воздушное судно среднего размера		14 м < H ≤ 20 м Воздушное судно большого размера		20 м < H ≤ 25 м Воздушное судно очень большого размера	
Раскрыв антенны (см. примечание 3)	Средний	Большой	Средний	Большой	Средний	Большой	Средний	Большой
Критическая зона КАТ. III X_C	75 м	55 м	200 м	200 м	500 м	475 м	750 м	675 м
Z_C	10 м	10 м	35 м	35 м	50 м	50 м	60 м	60 м
(см. примечание 10) Y_C	15 м	20 м	25 м	25 м	50 м	30 м	70 м	50 м
Чувствительная зона КАТ. III X_S	100 м	Чувствительная зона отсутствует	900 м	Чувствительная зона отсутствует	3 100 м	3 100 м	Расстояние от КРМ до порога ВПП	Расстояние от КРМ до порога ВПП
Y_1	15 м		50 м		140 м × K	120 м × K	180 м × K	150 м × K
Y_2	15 м		50 м		160 м × K	120 м × K	260 м × K	180 м × K
Z_{S1}	15 м	15 м	35 м	35 м	60 м	60 м	70 м	70 м
(см. примечание 7) Z_{S2}	15 м	15 м	45 м	45 м	160 м	160 м	250 м	250 м

Примечания:

1. Для транспортных средств, высота которых составляет менее 2,5 м, ZC = 3 м, исходя при этом из того, что отношение прямой/обратный сигнал составляет 23 дБ как для сигнала курса, так и сигнала клиренса.

2. При использовании систем с контрольными антеннами в ближней зоне транспортные средства не должны попадать в пространство между контрольными антеннами и передающей антенной.

3. Малый раскрыв антенны: 11 элементов или меньше. Средний раскрыв антенны: 12–15 элементов. Большой раскрыв антенны: 16 элементов или более. Моделирование проводилось с использованием установленной общепринятым способом 12-элементной системы для среднего раскрыва антенны и установленной общепринятым способом системы из 20 элементов для большого раскрыва антенны. Подразумевается, что полеты по категории II/III не выполняются на ВПП, оснащенных курсовыми радиомаяками с малым раскрывом антенны, и что воздушные суда размером, сопоставимым с размером воздушного судна Боинг 747, не выполняют полеты с таких ВПП.

4. Для антенных решеток КРМ с очень малой высотой потребуется дополнительная критическая зона в связи с большим затуханием прямого сигнала при малых вертикальных углах.

5. По результатам проведения специального исследования для данного конкретного аэропорта с учетом реалистических вариантов ориентации, условий статического многопутевого распространения, а также топографии аэродрома и типа антенн могут быть определены критические зоны других размеров/

6. $$K = \sqrt{\frac{\text{расстояние КРМ - порог ВПП}}{3300\ \text{м}}}$$

7. Задние размеры чувствительных зон могут быть изменены на основе результатов конкретных исследований, учитывающих характеристики диаграммы направленности используемых антенн. Для сигналов курса и клиренса подразумевается направленная антенная решетка с соотношением прямой/обратный сигнал, составляющим 23 дБ.

8. Одно воздушное судно, выполняющее руление или находящееся на месте ожидания в направлении, параллельном ВПП, не генерирует сигналы, выходящие за пределы допуска.

9. Границы критических зон или задних чувствительных зон применяются ко всей продольной оси (хвост и фюзеляж), вызывающего помехи воздушного судна. Границы чувствительных зон применяются только к хвосту вызывающего помехи воздушного судна.

10. Половина ширины критической зоны (Yc) должна превышать фактический и физический размер антенной решетки КРМ по крайней мере на 10 м сбоку (по обеим сторонам) в ее части, расположенной между антенной решеткой КРМ и дальним концом ВПП.

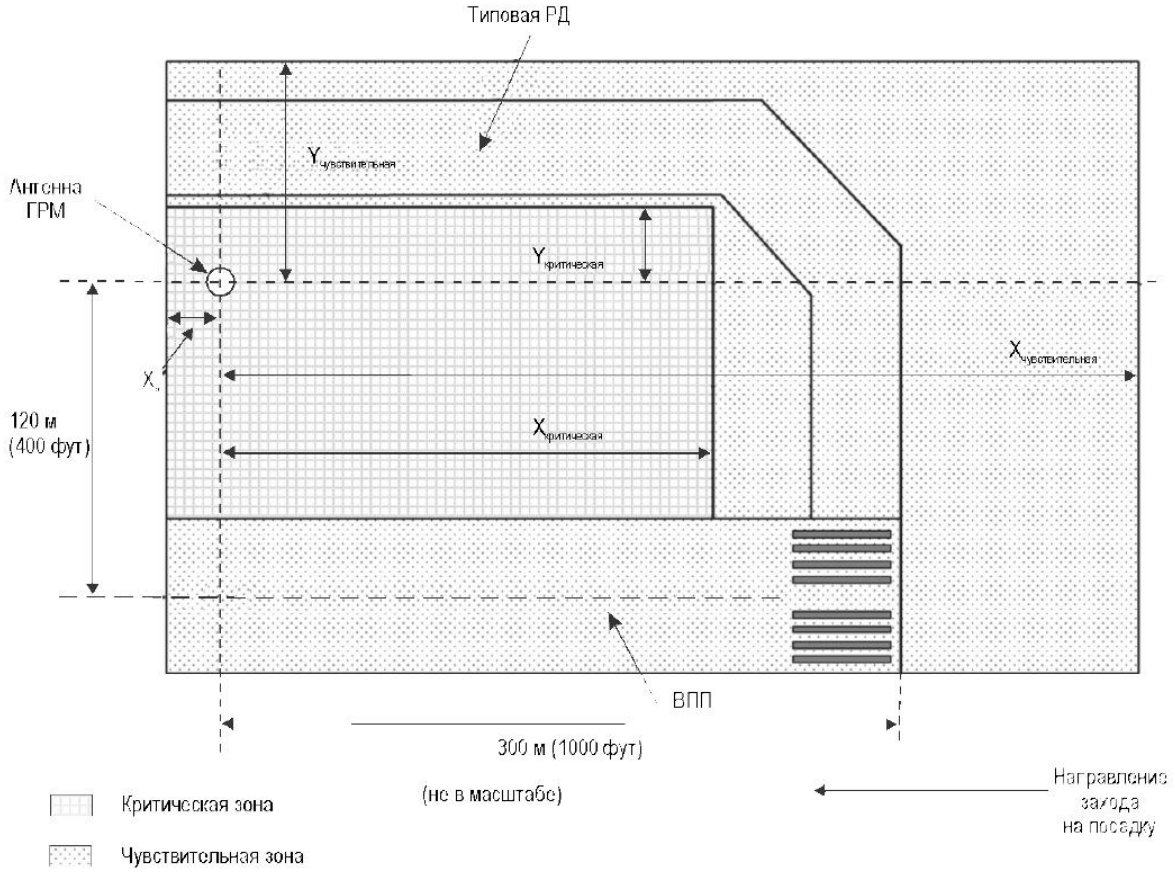


Рис. С-4. Пример размеров критической и чувствительной зон ГРМ

(значения приводятся в относящейся к данному рисунку таблице С-2А ниже)

Высота воздушного судна/транспортного средства	Наземное транспортное средство H ≤ 6 м		Воздушное судно среднего размера 6 м < H ≤ 14 м		Воздушное судно большого размера 14 м < H ≤ 20 м		Воздушное судно очень большого размера 20 м < H ≤ 25 м	
Тип ГРМ	С М-антенной решеткой	С опорным нулем	С М-антенной решеткой	С опорным нулем	С М-антенной решеткой	С опорным нулем	С М-антен-ной решеткой	С опорным нулем
Критическая зона КАТ. I								
X	299 м	191 м	329 м	829 м	467 м	1 117 м	610 м	1 360 м
Y	29 м	29 м	20 м	20 м	22 м	22 м	15 м	15 м
Чувствительная зона КАТ. I								
X	299 м	399 м	279 м	529 м	417 м	717 м	510 м	760 м
Y	29 м	15 м	20 м	20 м	22 м	16 м	15 м	15 м
Критическая зона КАТ. II/III								
X	299 м	449 м	329 м	829 м	567 м	1 267 м	660 м	1 410 м
Y	29 м	29 м	20 м	20 м	22 м	22 м	15 м	15 м
Чувствительная зона КАТ. II/III								
X	299 м	449 м	429 м	629 м	517 м	767 м	560 м	1 010 м
Y	29 м	29 м	20 м	20 м	22 м	22 м	15 м	15 м

Таблица С-2А. Пример размеров критической и чувствительной зон ГРМ для параллельной и перпендикулярной ориентации

Высота воздушного судна/транспортного средства	Наземное транспортное средство H ≤ 6 м		Воздушное судно среднего размера 6 м < H ≤ 14 м		Воздушное судно большого размера 14 м < H ≤ 20 м		Воздушное судно очень большого размера 20 м < H ≤ 25 м	
Тип ГРМ	С М-антенной решеткой	С опорным нулем	С М-антенной решеткой	С опорным нулем	С М-антенной решеткой	С опорным нулем	С М-антенной решеткой	С опорным нулем
Критическая зона КАТ. I								
X	298 м	191 м	297 м	829 м	444 м	**1 167 м**	591 м	1 360 м
Y	24 м	15 м	**39 м**	**39 м**	**35 м**	**55 м**	**34 м**	**55 м**
Чувствительная зона КАТ. I								
X	298 м	394 м	**297 м**	**537 м**	**444 м**	717 м	**541 м**	710 м
Y	24 м	**24 м**	**39 м**	**39 м**	**25 м**	**18 м**	**24 м**	**24 м**
Критическая зона КАТ. II/III								
X	298 м	443 м	**347 м**	829 м	544 м	1 267 м	**672 м**	1 410 м
Y	24 м	25 м	**39 м**	**39 м**	**35 м**	**55 м**	**34 м**	**55 м**
Чувствительная зона КАТ. II/III								
X	298 м	445 м	297 м	**829 м**	**528 м**	**817 м**	**610 м**	1 010 м
Y	24 м	24 м	**39 м**	**39 м**	**25 м**	**25 м**	**24 м**	**24 м**

Таблица С-2В. Пример размеров критической и чувствительной зон для ГРМ применительно к другим вариантам ориентации

Примечания:

1. Xb = 50 м и применяется как к критической, так и чувствительной зонам только для категории воздушных судов большого и очень большого размера. В противном случае Xb = 0 м.

2. К категории наземного транспортного средства также относятся небольшие воздушные суда. При моделировании аппроксимация размеров этих воздушных судов или крупных наземных транспортных средств осуществляется с использованием прямоугольного блока (4 м высотой × 12 м длиной × 3 м шириной). В зависимости от местных условий иногда оказывается возможным сократить размеры критической зоны, особенно для категории I, так, чтобы можно было разрешить руление или езду на рулежной дорожке непосредственно перед антенной ГРМ.

3. Отдельные таблицы (С-2А и С-2В) приводятся для вариантов параллельной/перпендикулярной ориентации, а также других видов ориентации с целью не создавать неблагоприятные условия для выполнения руления по параллельным РД. Для определения запретных зон, соответствующих наихудшему случаю, должны использоваться наибольшие значения, взятые из этих двух таблиц. Приведенные в таблице С-2В значения ("другие варианты ориентации"), которые больше, чем соответствующие значения в таблице С-2А ("параллельная и перпендикулярная ориентация"), выделены жирным шрифтом. Перпендикулярная ориентация, учитываемая в таблице С-2А, включает только такую ориентацию, когда нос воздушного судна смотрит в направлении ВПП. Перпендикулярная ориентация, при которой хвост воздушного судна смотрит в сторону ВПП, учитывается в таблице С-2В. В таблице С-2В также учитываются воздушные суда, выполняющие разворот в сторону ВПП для выстраивания под углами 15, 30, 45, 60 и 75°. Варианты, которые становятся причиной наибольших запретных зон (т. е. наихудшая ориентация воздушных судов среди всех вариантов ориентации, служащих причиной выхода параметров сигнала за пределы допустимых значений) были получены для воздушного судна А380 с использованием М-антенной решетки. Поскольку объем работы по моделированию, которую необходимо провести для того, чтобы охватить все возможные варианты ориентации для всех категорий транспортных средств в большой зоне, будет чрезмерным, влияние вариантов ориентации для худшего случая на критическую и чувствительную зоны может потребовать проведения проверки с учетом конкретной планировки РД.

4. Началом отсчета при моделировании является мачта антенны ГРМ с использованием типового расстояния в перпендикулярном направлении к осевой линии ВПП, составляющего 120 м, и номинального расстояния в параллельном направлении от порога ВПП, составляющего 300 м. При различных вариантах смещения "антенна–ВПП" критические и чувствительные зоны также будут соответствующим образом смещены.

5. Граница ВПП, находящаяся рядом с антенной ГРМ, определяет внутренний предел критической зоны. Дальняя граница ВПП определяет внутренний предел чувствительной зоны. Для категории воздушных судов большого или очень большого размера при использовании антенны с опорным нулем предел чувствительной зоны необходимо продлить еще на 50 м на противоположной стороне ВПП (начиная от осевой линии ВПП).

6. В зависимости от варианта проведения моделирования (выбора точки перехода) критическая зона может быть больше, чем чувствительная зона, и оказывать влияние на соответствующие процедуры управления наземным движением.

7. В соответствии с логической схемой на эксплуатационном уровне, описание которой приводится в п. 2.1.9.4 (для ГРМ категории I не требуется защита ниже высоты принятия решения), а также с учетом того факта, что в таблицах С-1, С-2А и С-2В критическая зона для категории I обычно равна чувствительной зоне или более её, защита чувствительной зоны для категории I может не потребоваться.

8. Границы критической и чувствительной зон применяются ко всему воздушному судну (всему фюзеляжу и крыльям).

2.1.10 Уменьшение искривлений линии курса и зон действия курсового радиомаяка с недостаточной разницей глубины модуляции (РГМ)

2.1.10.1 Введение. Вследствие влияния, оказываемого в некоторых местах позицией курсового радиомаяка на его работу, не всегда возможно с помощью простых стандартных систем ILS обеспечить линию курса курсового радиомаяка, неподверженную в достаточной степени искривлениям или отклонениям, чреватым неблагоприятными последствиями. В этом случае крайне желательно использовать две несущие высокой частоты для обеспечения стандартной зоны действия и характеристик сигнала. Дополнительный инструктивный материал по обеспечению зоны действия с помощью двух несущих высокой частоты представлен в п. 2.7.

Если соблюсти требования к стандартной зоне действия не представляется возможным, могут быть применены методы уменьшения излучения в направлении объектов и повышения нижних границ зоны действия в вертикальной плоскости в соответствии с п. 3.1.3.3.1 главы 3.

2.1.10.2 Уменьшение стандартной зоны действия курсового радиомаяка. При использовании определенного в п. 3.1.3.3.1 главы 3 варианта уменьшения зоны действия следует проявлять осторожность для обеспечения того, чтобы сокращенный объем охвата согласовывался с минимальными абсолютными высотами, опубликованными в схеме захода на посадку по приборам. Кроме того, выполнение операций с наведением в нормальных условиях не следует прекращать и разрешение на захват линии курса курсового радиомаяка не следует выдавать раньше, чем в объявленной зоне действия. Иногда это относится к объему оперативного использования.

2.1.10.2.1 Эксплуатационные соображения с позиции организации воздушного движения. Схемы захода на посадку должны строиться так, чтобы учитывать любое уменьшение зоны действия курсового радиомаяка, допускаемое Стандартом, изложенным в п. 3.1.3.3.1 главы 3. Это может делаться либо путем обеспечения выполнения схемы в пределах зоны действия курсового радиомаяка, либо путем предоставления альтернативных средств навигации. Следовательно, значительная часть (минимум 3,7 км (2 м. мили)) начального участка должна находиться в пределах зоны действия курсового радиомаяка. Зона действия курсового радиомаяка должна обеспечиваться на достаточном расстоянии от зоны, в которой диспетчеры обычно выдают разрешение на заход на посадку или захват траектории, с тем чтобы пилоты могли проверить опознавательный код Морзе (IDENT).

2.1.10.2.2 Эксплуатационные соображения с позиции пилота/воздушного судна. Для воздушных судов, оборудованных автоматическими системами управления полетом (АСУП), зона действия курсового радиомаяка должна обеспечиваться до задействования режима захвата АСУП (полет в ручном или автоматическом режиме), и на достаточном расстоянии от зоны, в которой диспетчеры обычно выдают разрешение на заход на посадку или захват траектории, с тем чтобы можно было проверить сигнал IDENT. При выполнении полета в ручном режиме или использовании АСУП пилоты обычно проверяют сигнал IDENT средства ILS и затем ожидают получения разрешения на заход на посадку или захват линии курса для задействования режима, позволяющего начать разворот для захвата линии курса курсового радиомаяка. В идеальном случае дополнительные средства (если предусмотрены в схеме захода на посадку) должны помочь пилоту определить взаиморасположение воздушного судна и линии курса переднего сектора курсового радиомаяка.

2.2. Бортовое приемное оборудование ILS

2.2.1 Для обеспечения требуемых эксплуатационных целей необходимо, чтобы бортовое приемное оборудование отвечало установленным стандартам эксплуатационных характеристик.

Примечание. Соответствующие стандарты минимальных эксплуатационных характеристик ILS подробно изложены в документах RTCA DO-195 (1986) и EUROCAE ED-46B (включая поправки № 1 и 2) для курсового радиомаяка, документах RTCA DO-143 (1970) и EUROCAE 1/WG 7/70 для маркерного маяка и RTCA DO-192 (1986) и EUROCAE ED-47B (включая поправку № 1) для глиссадных приемников.

2.2.2 Характеристики помехоустойчивости приемных систем курсовых радиомаяков ILS в отношении помех от сигналов ОВЧ ЧМ-радиовещания

2.2.2.1 Что касается примечания 2 к п. 3.1.4.2 главы 3, то определяемые характеристики помехоустойчивости должны измеряться в стандартных условиях с учетом согласованной величины ухудшения обычных характеристик и при наличии входного полезного сигнала. Это необходимо для обеспечения того, чтобы проверка приемного оборудования в ходе стендовых испытаний могла выполняться до получения повторяемого ряда условий и результатов, и с

целью облегчения их последующего утверждения. Испытания показали, что сигналы помех от ЧМ-радиовещания могут оказывать влияние как на наведение по курсу, так и на ток флажковой сигнализации и их влияние изменяется в зависимости от РГМ входного полезного сигнала. Дополнительная информация содержится в рекомендации МСЭ -Р SM.1140 "Процедуры испытаний для измерения характеристик приемника с целью определения совместимости службы звукового радиовещания в полосе приблизительно 87–108 МГц и авиационных служб, работающих в полосе 108–118 МГц".

2.2.2.2 Для оценки потенциальной несовместимости с приемниками, отвечающими общим критериям помехоустойчивости, указанным в п. 3.1.4 главы 3, следует использовать общепринятые методики и формулы. Формулы позволяют уточнить характеристики помехоустойчивости в отношении помех от паразитных излучений (тип A1), внеполосных канальных помех (тип A2), помех от двухсигнальных и трехсигнальных составляющих взаимной модуляции третьего порядка (тип B1) и помех от перегрузки/снижения чувствительности (тип B2). Дополнительная информация содержится в рекомендации МСЭ-Р SM.1009-1 "Совместимость службы звукового радиовещания в полосе приблизительно 87–108 МГц и авиационных служб, работающих в полосе 108–137 МГц".

2.2.3 Поляризация антенн курсового и глиссадного радиомаяков

2.2.3.1 В частотных диапазонах курсового и глиссадного радиомаяков уровень принимаемых сигналов, имеющих вертикальную поляризацию и поступающих на антенны курсового и глиссадного маяков с направления посадки, должен быть по крайней мере на 10 дБ ниже уровня принимаемых сигналов горизонтальной поляризации, поступающих с того же направления.

2.3. Условия срабатывания сигнализации о неисправности в бортовом оборудовании ILS

2.3.1 В идеальном случае сигнальная система приемника, например флажок визуальной сигнализации, должна предупреждать пилота о любых недопустимых неисправностях, которые могут возникнуть как в наземном, так и в бортовом оборудовании. Ниже приведены пределы, при которых данные идеальные условия могут быть удовлетворены.

2.3.2 Сигнальная система срабатывает от суммы двух глубин модуляции, и тем самым исчезновение одного из компонентов модуляции несущей частоты курсового сигнала ILS должно приводить к срабатыванию сигнальной системы.

2.3.3 Система сигнализации должна указывать пилоту или выдавать сигнал бортовой системе, в которой могут использоваться данные курсового или глиссадного радиомаяка, о наличии любого из следующих условий:

a) отсутствие как любого радиочастотного сигнала, так и одновременной модуляции частотами в 90 и 150 Гц;

b) падение до нуля уровня модуляции одной из частот 90 Гц или 150 Гц, при сохранении коэффициента модуляции одной из данных частот на нормальном уровне (20 и 40 % соответственно для курсового и глиссадного радиомаяков).

Примечание. Рекомендуется, чтобы сигнализация в системе курсового радиомаяка подавалась в случае уменьшения любого коэффициента глубины модуляции частотой 90 или 150 Гц на 10 %, в то время как второй будет поддерживаться на нормальном уровне 20 %. Рекомендуется, чтобы сигнализация в системе глиссадного маяка подавалась, когда любой из коэффициентов глубины модуляции частотой 90 или 150 Гц уменьшается до 20 %, в то время как другой поддерживается на нормальном уровне 40 %;

2.3.3.1 Индикация системы сигнализации должна легко отображаться и считываться при

всех нормальных условиях функционирования бортового пульта управления. Если используется флажковая сигнализация, то размер флажка должен быть как можно больше, насколько это позволяет устройство отображения информации.

2.4. Инструктивные указания относительно выбора места установки, превышения, настройки и зоны действия глиссадного радиомаяка

2.4.1 Боковое смещение. Боковое смещение антенной системы глиссадного радиомаяка относительно осевой линии ВПП обычно составляет не менее 120 м (400 фут). При определении величины бокового смещения антенны глиссадного радиомаяка следует учитывать соответствующие положения тома I AR AGA-001 в отношении поверхностей ограничения высот препятствия и объектов на летных полосах.

2.4.2 Кривизна глиссады ILS. Во многих случаях глиссада ILS формируется в виде конической поверхности, начинающейся у антенной системы глиссадного радиомаяка. В связи с боковым смещением начала этой конической поверхности относительно осевой линии ВПП геометрическим местом точек глиссады в вертикальной плоскости вдоль оси ВПП является гипербола. Кривизна глиссады возникает в районе порога ВПП и постепенно увеличивается до точки приземления. Для ограничения кривизны глиссадную антенну не следует размещать на чрезмерном боковом расстоянии от осевой линии ВПП.

2.4.3 Построение схемы. В п. 3.1.5.1 главы 3 содержатся Стандарты и Рекомендуемая практика относительно угла наклона глиссады и высоты опорной точки ILS. Продольное местоположение глиссадной антенны относительно порога ВПП определяется с таким расчетом, чтобы обеспечить выбранный угол наклона глиссады и требуемую высоту опорной точки ILS для схемы точного захода на посадку, предназначенной для данной ВПП. Схема точного захода на посадку может видоизменяться, с тем чтобы она отвечала требованиям к пролету препятствий или учитывала технические ограничения места установки глиссадной антенны (например, пересекающиеся ВПП или РД). Разработчик схемы будет учитывать приемлемый угол наклона глиссады, высоту пересечения порога ВПП и располагаемую длину ВПП в расчете на тип воздушных судов, которые, как предполагается, будут использовать данную схему точного захода на посадку.

2.4.4 Продольное смещение. Если допустить, что отражающая поверхность в зоне формирования луча может быть аппроксимирована с использованием плоской поверхности с соответствующими боковыми и продольными уклонами, то требуемое продольное расположение глиссадной антенны является функцией высоты опорной точки ILS над порогом ВПП и проекции плоскости отражения глиссады вдоль осевой линии ВПП. Графически это показано на рис. С-5. На данном рисунке линия ОР определяется пересечением плоскости отражения глиссады и вертикальной плоскости вдоль осевой линии ВПП, а точка О располагается на том же продольном расстоянии от порога ВПП, что и глиссадная антенна. В зависимости от высоты и ориентации плоскости отражения точка О может располагаться выше или ниже поверхности ВПП.

Для плоской поверхности отражения продольное расположение антенны глиссадного радиомаяка вычисляется следующим образом:

$$D = \frac{H - Y}{\mathrm{tg}(\theta) + \mathrm{tg}(\alpha)},$$

где D – горизонтальная дальность между О и Р (эквивалентная продольной дальности от антенны глиссадного радиомаяка до порога ВПП);

H – номинальная высота опорной точки ILS над порогом ВПП;

Y – вертикальная высота порога ВПП над P';

θ – номинальный угол наклона глиссады ILS;

α – продольный нисходящий уклон плоскости отражения глиссады.

Примечание. В вышеприведенной формуле величина α берется положительной в случае нисходящего уклона от антенны к порогу ВПП. Величина Y берется положительной в том случае, если порог ВПП расположен выше линии пересечения плоскости отражения.

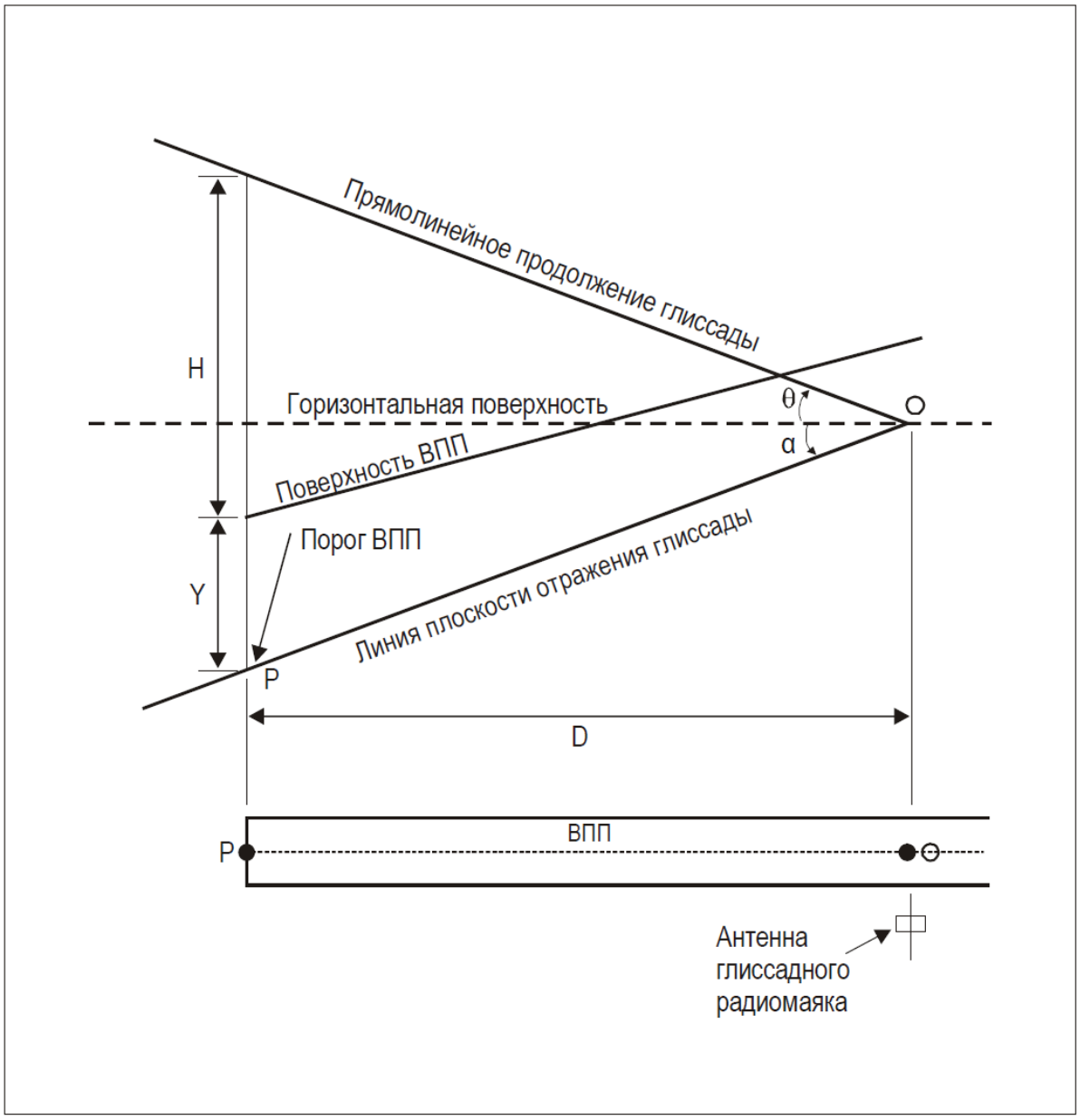


Рис. С-5. Место установки глиссадного радиомаяка в случае ВПП с уклоном

2.4.5 Вышеизложенный инструктивный материал основан на аппроксимации отражающей поверхности с использованием соответствующим образом ориентированной плоскости. Фактические характеристики места расположения, такие как значительный боковой уклон или не плоская, а неправильная поверхность отражения, могут потребовать более строгого подхода для обеспечения максимального соответствия заданному требованию в отношении высоты опорной точки ILS. В сложных случаях, возможно, целесообразно

воспользоваться прогнозами влияния условий размещения оборудования на основе математического моделирования.

2.4.6 Глиссада ILS, как правило, характеризуется некоторыми отклонениями. Среднее значение угла наклона глиссады можно установить лишь в ходе летных проверок; в целях определения фактической высоты опорной точки ILS над порогом ВПП среднее положение между точками A и B ILS представляется в виде прямой, и угол наклона глиссады ILS измеряется между этой прямой линией и ее проекцией по вертикали на горизонтальную плоскость.

2.4.7 Важно иметь в виду, что влияние усредненных значений отклонений глиссады в районе между средним радиомаркером и порогом ВПП, вероятно, приведет к проецированию опорной точки, которая фактически отличается от опорной точки ILS. Эта опорная точка, определяемая здесь как получаемая опорная точка ILS, рассматривается как важный эксплуатационный элемент. Получаемая опорная точка ILS может быть установлена только в результате летных испытаний. Среднее наблюдаемое положение этой части глиссады обычно между точками, находящимися на расстоянии 1830 м (6000 фут) и 300 м (1000 фут) от порога ВПП, представляется в виде прямой, продолженной до точки приземления. Точка, в которой эта продолженная прямая пересекает линию, проведенную вертикально через точку пересечения линии порога ВПП с осевой линией ВПП, является получаемой опорной точкой ILS.

Примечание. Дополнительные инструктивные указания относительно измерения угла наклона глиссады и получаемой опорной точки ILS содержатся в томах Руководств по испытаниям радионавигационных средств:

- *GM-GEN-078 Руководство по испытаниям радионавигационных средств. Испытания наземных радионавигационных систем;*
- *GM-GEN-079 Руководство по испытаниям радионавигационных средств. Испытания спутниковых радионавигационных систем;*
- *GM-GEN-080 Руководство по испытаниям радионавигационных средств. Испытания обзорных радионавигационных систем.*

2.4.8 В целях уменьшения помех из-за многопутевого распространения и обеспечения более эффективного использования территории, находящейся по соседству с местами установок глиссадных радиомаяков ILS категории III, а также для снижения установочных требований и уменьшения чувствительных зон в таких местах желательно, чтобы сигналы антенной системы глиссадного радиомаяка ILS категории III, образующие горизонтальную диаграмму излучения, ослаблялись вне пределов зоны действия по азимуту, указанных в п. 3.1.5.3 главы 3, до минимально возможной величины. Другой приемлемый метод заключается в повороте по азимуту антенн глиссадного маяка в сторону от источников многопутевого распространения сигнала, уменьшая таким образом мощность излучаемых сигналов при определенных углах и сохраняя при этом пределы зоны действия по азимуту.

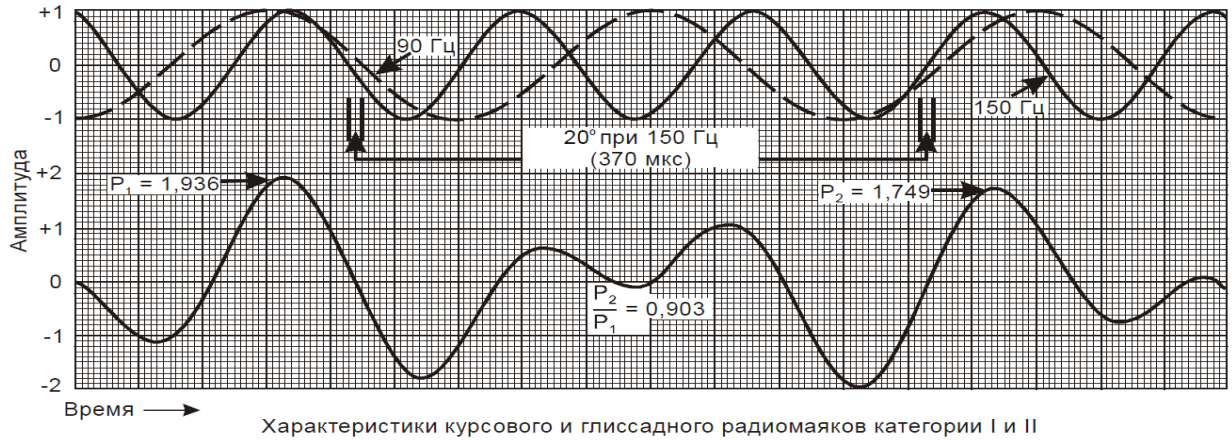
2.4.9 В п. 3.1.5.3.1 главы 3 указана зона действия, которую следует обеспечивать для удовлетворительной работы типовой бортовой установки. Эксплуатационные правила, объявленные для средства, должны быть совместимы с нижним пределом данной зоны действия. Как правило, снижение выполняется до высоты входа в глиссаду, после чего заход на посадку продолжается на этой высоте до тех пор, пока не будет получен сигнал "лети ниже". При определенных обстоятельствах может оказаться невозможным произвести перекрестный контроль местоположения в данной точке. Как правило, автоматические системы управления полетом начинают обеспечивать снижение, как только уровень сигнала "лети выше" понизится до величины менее 10 мкА.

2.4.10 Следовательно, цель состоит в том, чтобы обеспечивать сигнал "лети выше" до входа воздушного судна в глиссаду. Хотя при нормальных условиях порядок захода на посадку предусматривает, что глиссадные сигналы не будут использоваться ниже 0,45 θ, или на

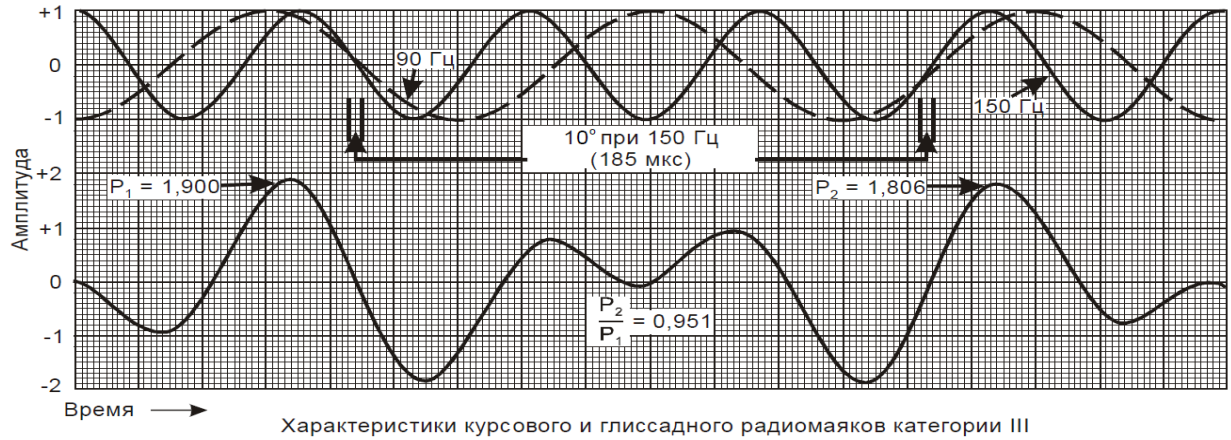
расстоянии, превышающем 18,5 км (10 м. миль) от ВПП, желательно, чтобы ошибочная информация наведения не излучалась в данной зоне. В тех случаях, когда порядок захода на посадку предусматривает, что наведение по глиссаде может использоваться ниже 0,45 θ, следует принимать соответствующие меры предосторожности для защиты от излучения ошибочной информации наведения ниже 0,45 θ как при нормальных условиях, так и при неправильном функционировании оборудования, не позволяя, таким образом, начинать выполнение последнего этапа снижения в неподходящей точке на траектории посадки. Некоторые меры предосторожности, которые могут быть приняты для предотвращения излучения сигналов наведения, вводящих в заблуждение, включают излучение дополнительного сигнала клиренса, как это предусматривается в п. 3.1.5.2.1 главы 3, обеспечение наличия отдельного контрольного устройства клиренса и принятие соответствующих правил наземной проверки и установки.

2.4.11 В рамках обеспечения с помощью контрольного устройства защиты от выходящей за пределы допусков РГМ ниже траектории снижения, в зависимости от используемой антенной системы, контрольное устройство чувствительности к смещению, предусмотренное в п. 3.1.5.7.1.e) главы 3, может оказаться не в состоянии выполнять такие функции контрольного устройства клиренса. В некоторых системах (например, в тех, где используются многоэлементные антенные решетки без дополнительного клиренса) небольшое ухудшение определенных сигналов антенны может вызвать серьезное ухудшение клиренса без изменения или с небольшим изменением в пределах сектора глиссады, как это регистрируется контрольным устройством чувствительности к смещению. Весьма важно обеспечить, чтобы контрольное устройство включало сигнализацию в случае любого или всякого возможного ухудшения антенного и излученного сигналов, которое может привести к снижению клиренса до величины 0,175 РГМ или менее в зоне действия клиренса ниже глиссады.

2.5 Схемы (рис. С-6 – С-12, иллюстрирующие некоторые Стандарты, содержащиеся в главе 3)



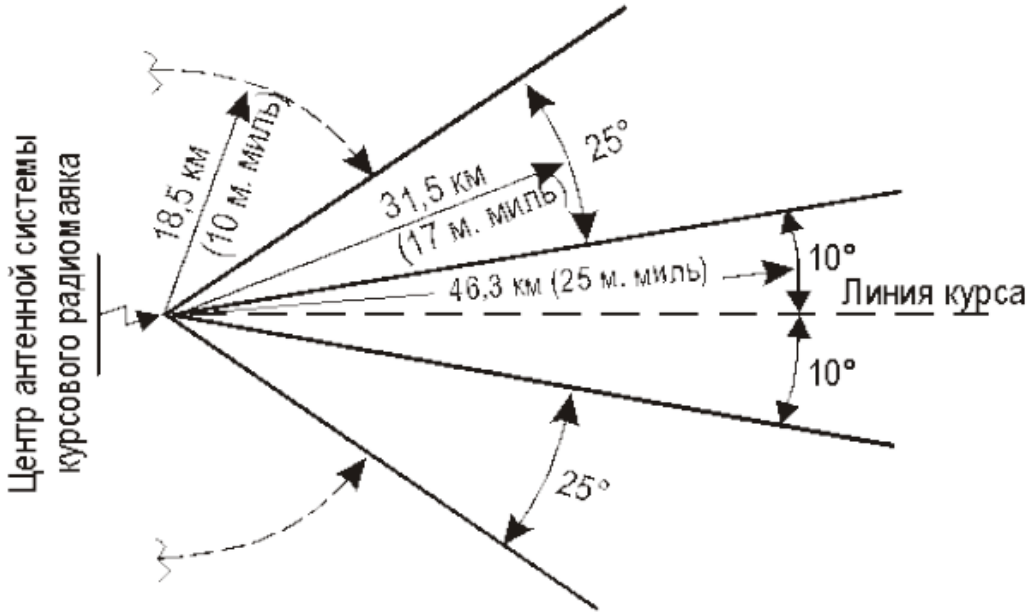
Характеристики курсового и глиссадного радиомаяков категории I и II



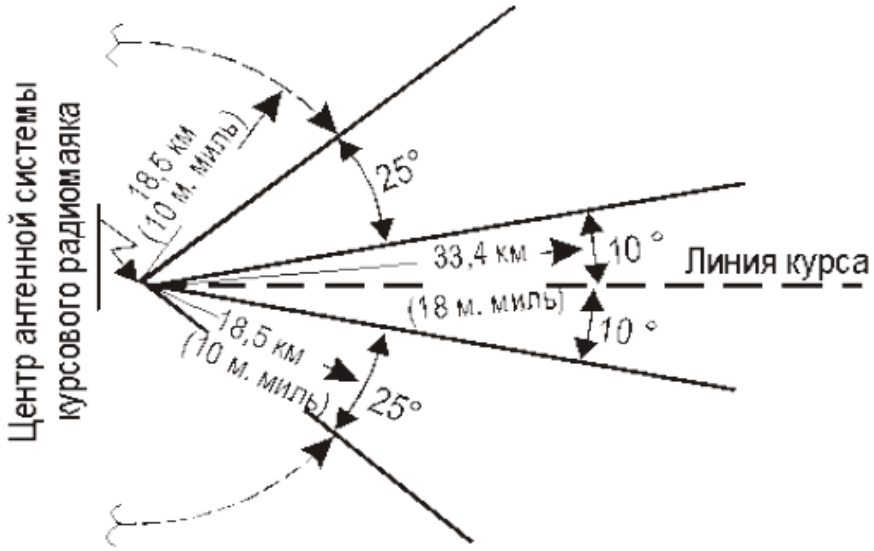
Характеристики курсового и глиссадного радиомаяков категории III

На этих графиках иллюстрируется метод, который может быть использован для измерения относительной фазовой зависимости между тональными сигналами 90 и 150 Гц. В верхней части каждого графика показаны формы волн и их соотношение для предельных величин разности фаз, предусмотренных в пп. 3.1.3.5.3.3 и 3.1.5.5.3 главы 3. В нижней части графиков показаны комбинированные волны, как их можно видеть на экране осциллографа. Сравнивая соотношение величин P_1 и P_2, которое может быть равно единице или менее, можно судить о том, находится ли фазирование в пределах допуска или не находится. Для категорий ILS I и II это отношение должно быть больше 0,903, а для категории III больше –0,951.

Рис. С-6. Формы волны ILS, иллюстрирующие относительное фазирование звуковых частот тональных сигналов 90 и 150 Гц



В тех случаях, когда того требуют топографические условия местности и позволяют эксплуатационные требования и альтернативные навигационные средства, обеспечивается следующая зона действия:



Примечание. Если требуется обеспечить указанную в п. 3.1.3.3.1 главы 3 зону действия за пределами сектора ±35°, она обеспечивается в радиусе 18,5 км (10 м. миль), как это показано пунктирной дугой.

Рис. С-7А. Зона действия курсового радиомаяка по азимуту

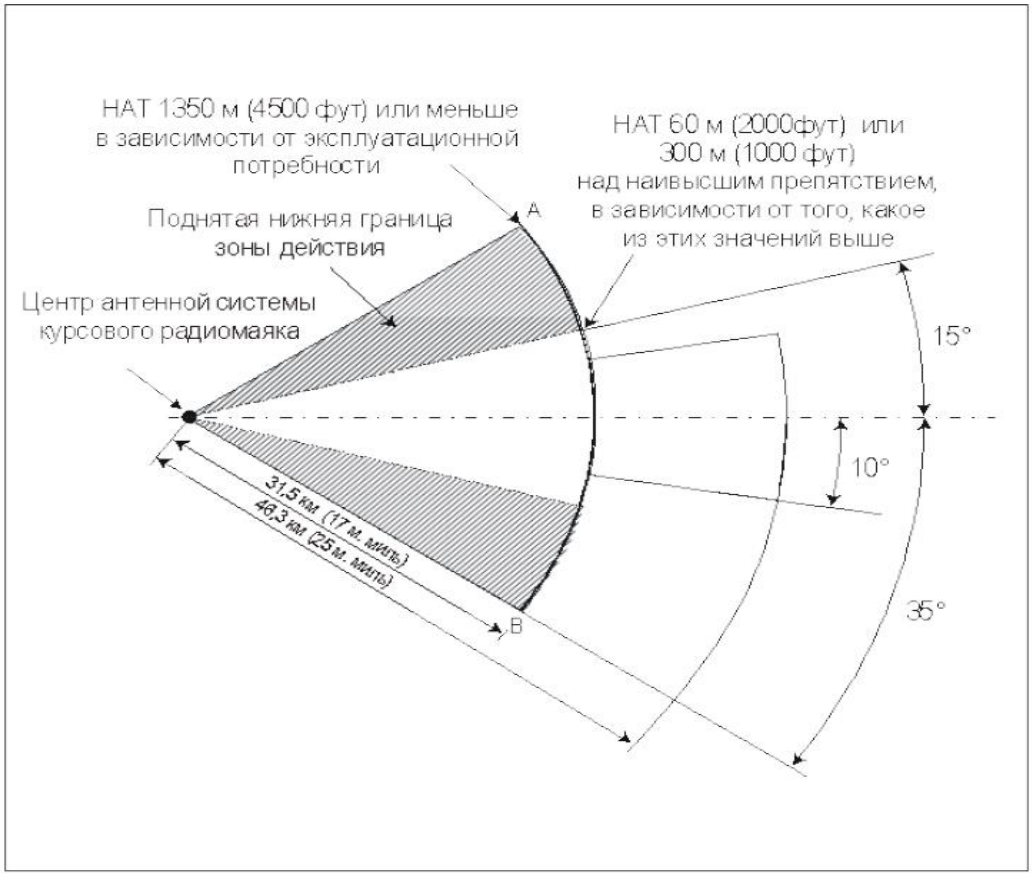
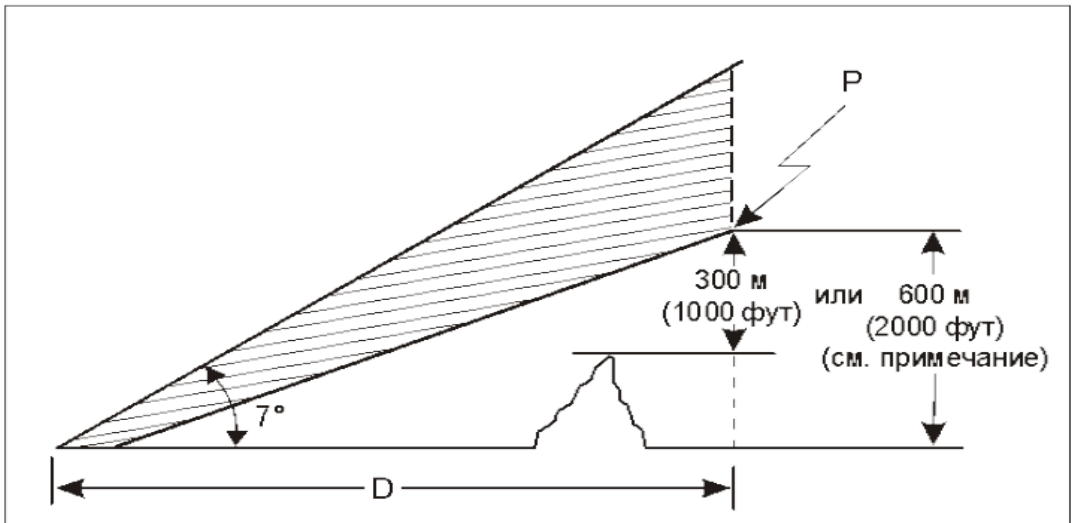


Рис. С-7В. Уменьшенная зона действия курсового радиомаяка по азимуту



D – расстояния и азимуты, указанные в п. 3.1.3.3.1.

Примечание. Точка "P" лежит либо на 600 м (2000 фут) выше превышения порога ВПП, либо на 300 м (1000 фут) выше превышения наивысшей точки в пределах промежуточной и конечной зон захода на посадку (берется бóльшая величина).

С-8А. Зона действия курсового радиомаяка по углу места

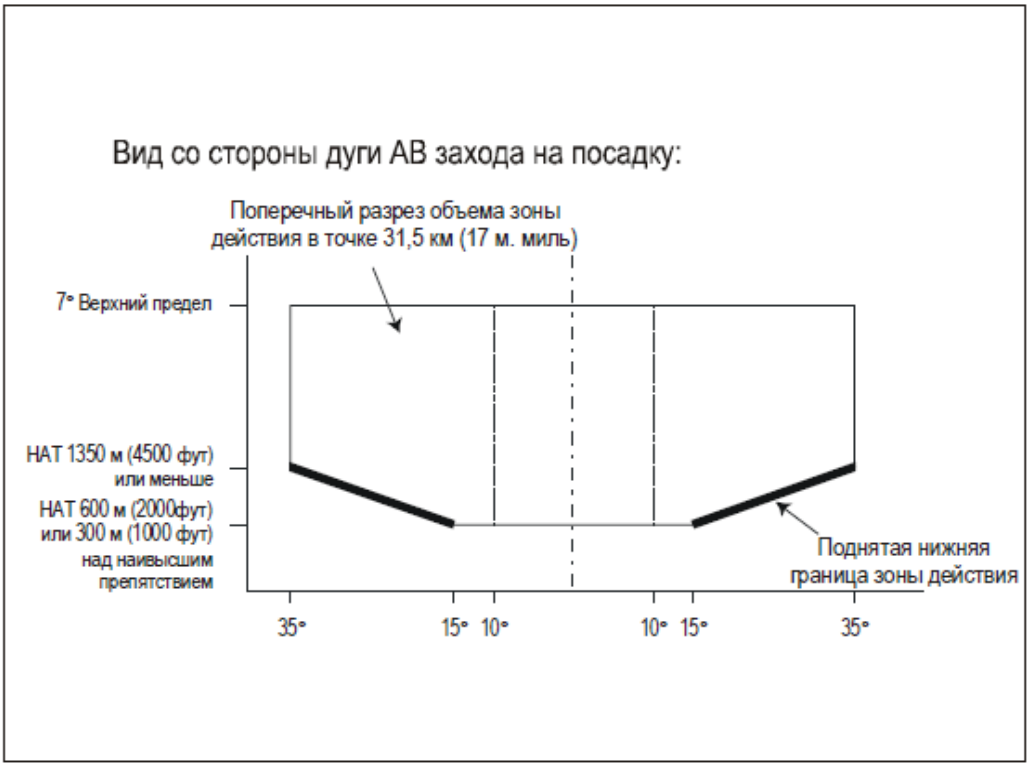
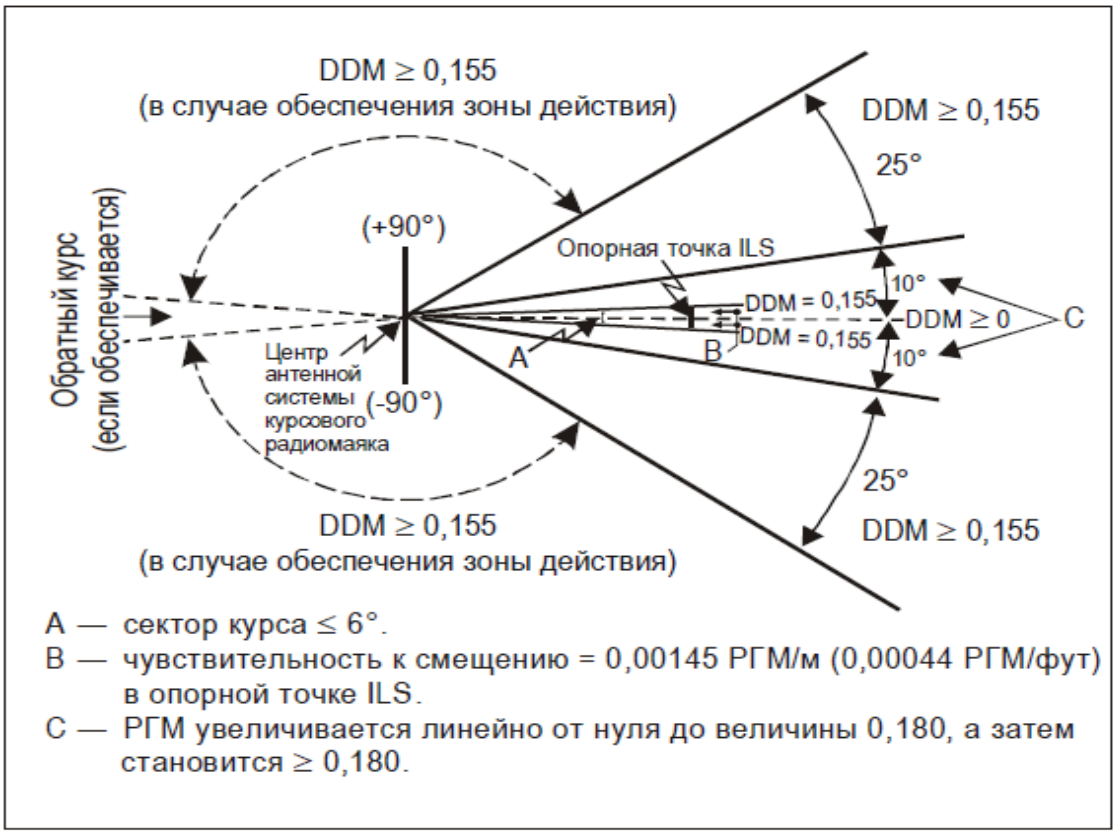


Рис. С-8В. Уменьшенная зона действия курсового радиомаяка по углу места



A — сектор курса ≤ 6°.
B — чувствительность к смещению = 0,00145 РГМ/м (0,00044 РГМ/фут) в опорной точке ILS.
C — РГМ увеличивается линейно от нуля до величины 0,180, а затем становится ≥ 0,180.

Рис. С-9. Разность глубин модуляции и чувствительность к смещению

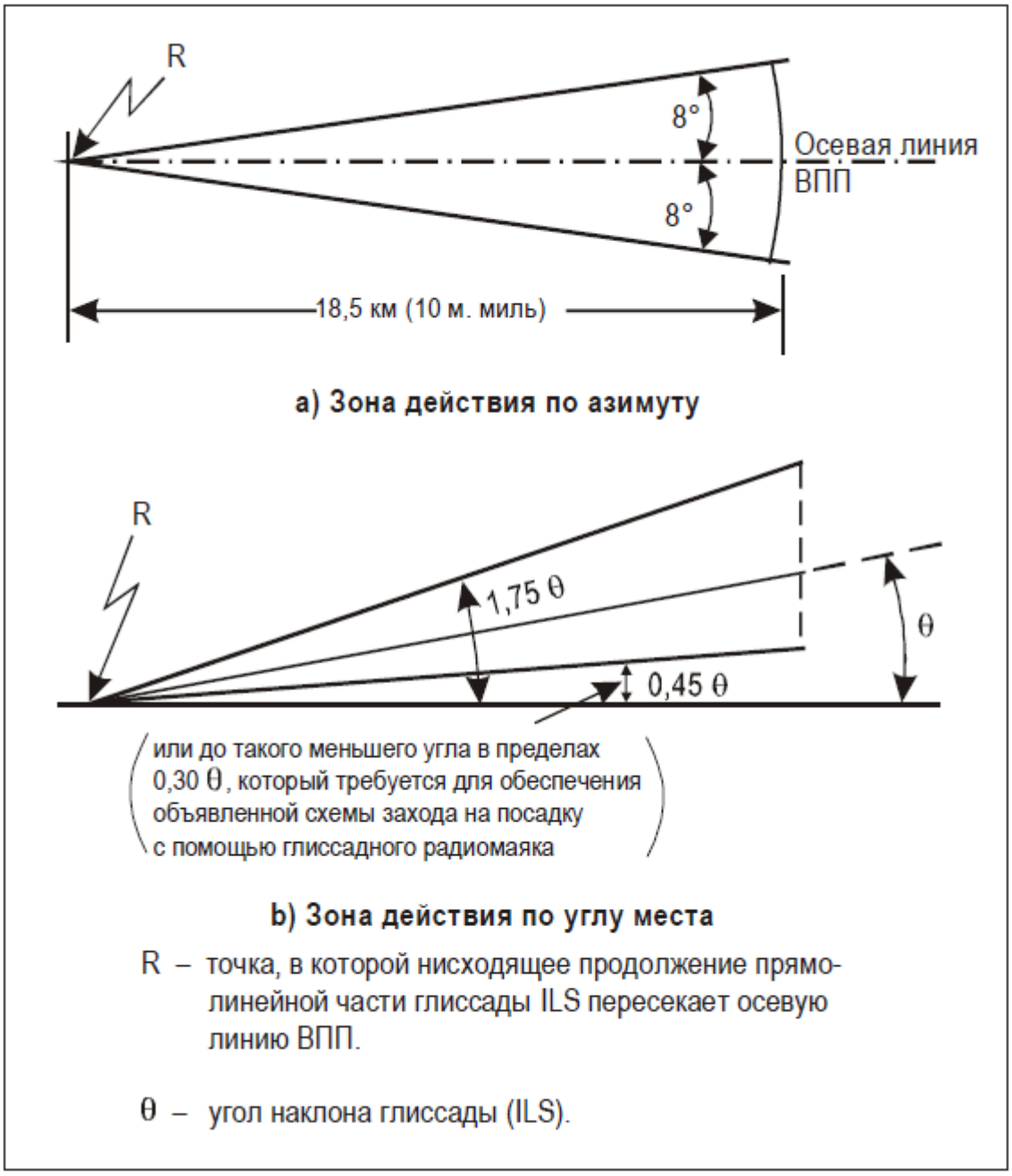


Рис. С-10. Зона действия глиссадного радиомаяка

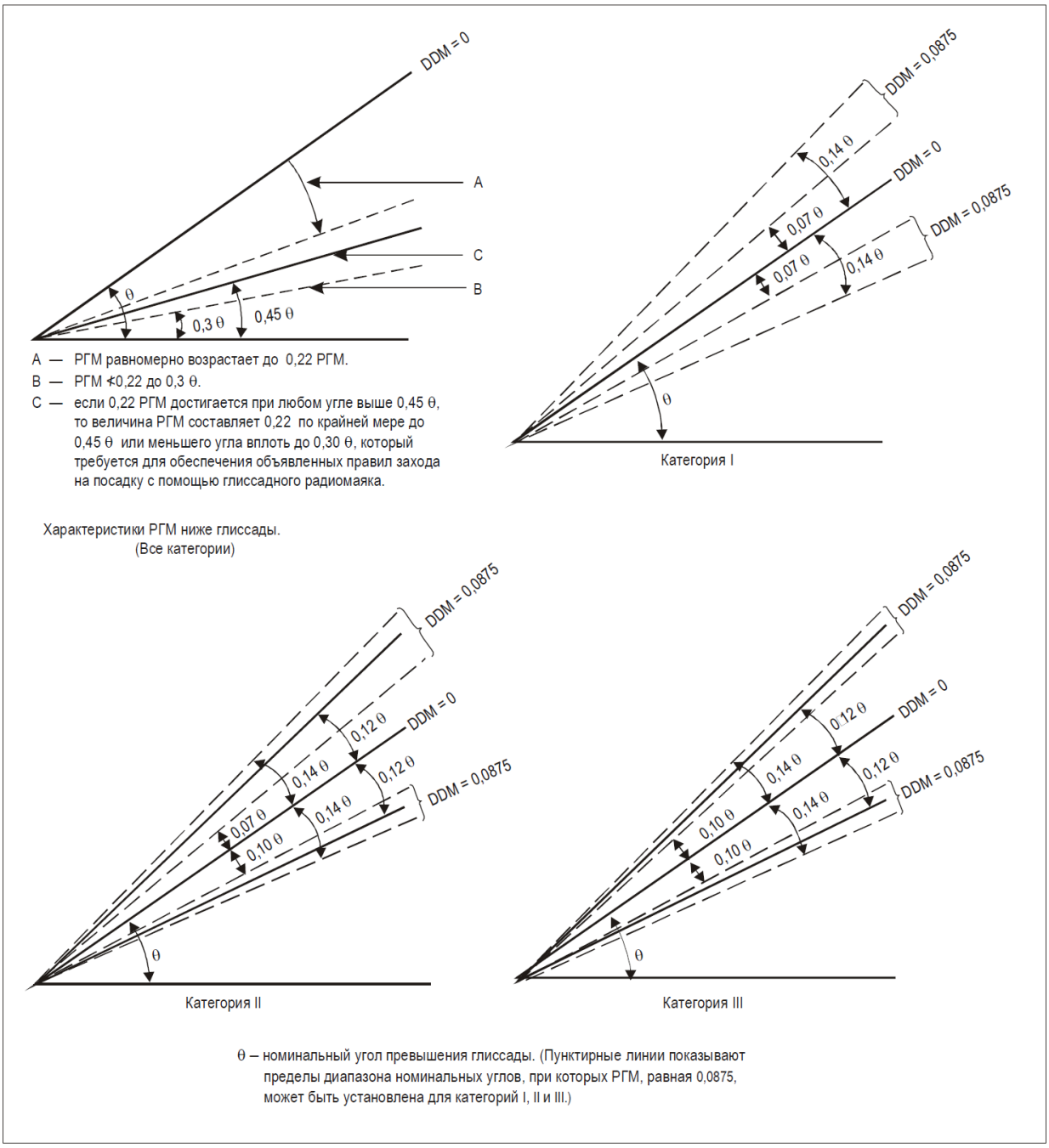


Рис. С-11. Глиссада. Разность глубин модуляции

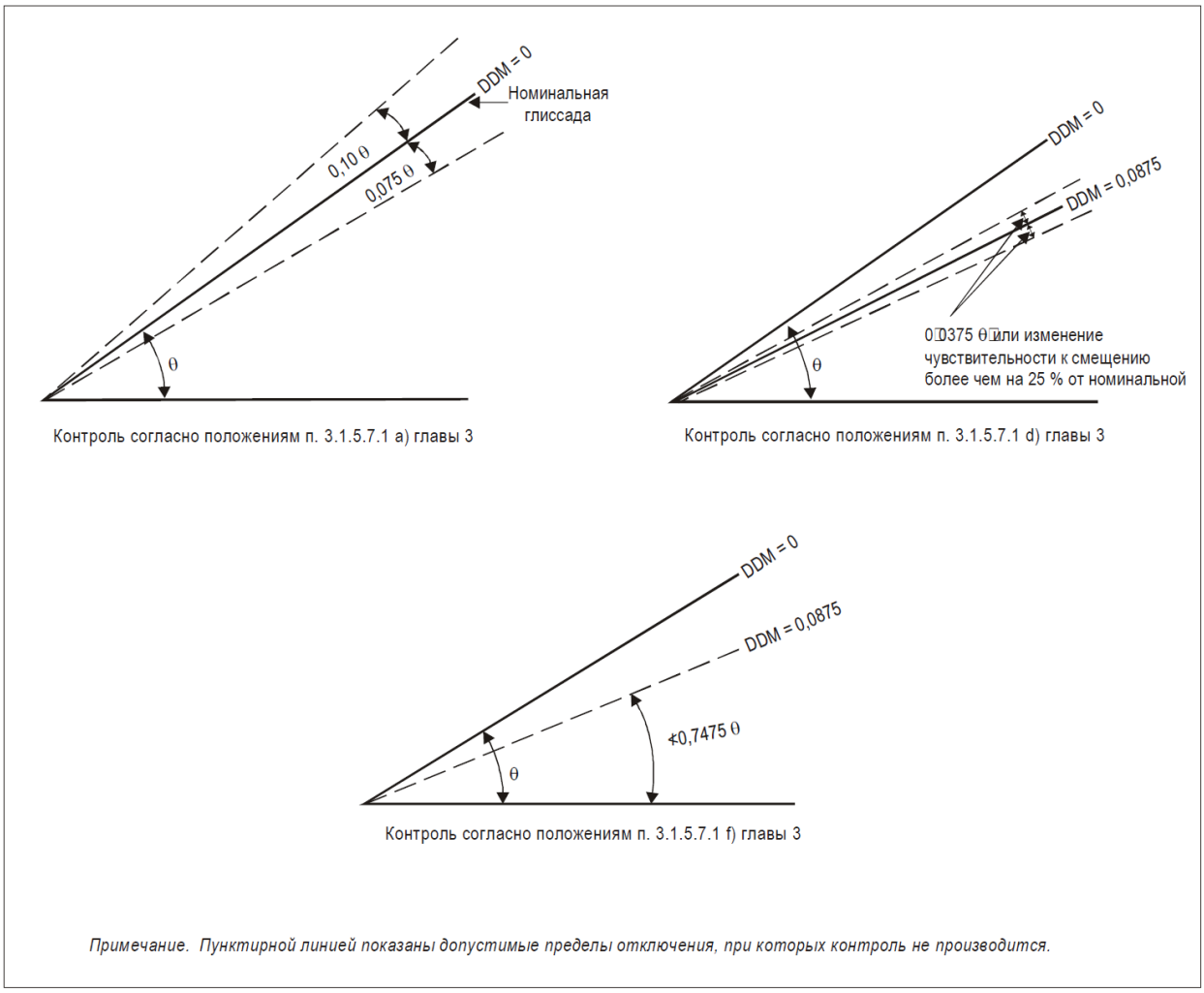


Рис. С-12. Положения, касающиеся контроля глиссады

2.6. Применение частот ILS

2.6.1 При использовании цифровых данных, приведенных ниже в таблице С-1, необходимо иметь в виду, что они относятся к случаю предотвращения появления помех до точки, расположенной на помехозащитной высоте и на предельной дальности действия ILS в направлении переднего сектора курса. В случае наличия эксплуатационного требования об использования заднего сектора курса вышеприведенные критерии следует также применять к подобной точке в направлении заднего сектора. Таким образом, при планировании частот необходимо учитывать азимутальную настройку курсового радиомаяка. Следует заметить, что данные критерии должны применяться в отношении каждой установки курсового радиомаяка с учетом того, что хотя при наличии двух курсовых радиомаяков первый может не мешать работе второго, однако второй может создавать помехи для работы первого курсового радиомаяка.

2.6.2 Цифры, приведенные в таблице С-3, определены при условии нормального функционирования бортовых приемников.

2.6.2.1 Курсовые приемники ILS

2.6.2.1.1 Для защиты приемников, рассчитанных на разнос частот между каналами в 50 кГц, выбраны минимальные значения разнесения в целях обеспечения следующих минимальных отношений уровней сигналов в пределах обслуживаемого объема:

a) уровень полезного сигнала превышает уровень сигнала помехи сопряженного канала на 20 дБ или более;

b) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 50 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 34 дБ;

c) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 100 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 46 дБ;

d) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 150 кГц или более, превышает уровень полезного сигнала на величину до 50 дБ.

2.6.2.1.2 Для защиты приемников, рассчитанных на разнос частот между каналами в 100 кГц, выбраны минимальные значения разнесений в целях обеспечения следующих минимальных отношений уровней сигналов в пределах рабочего объема:

a) уровень полезного сигнала превышает уровень сигнала помехи сопряженного канала на 20 дБ или более;

b) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 50 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 7 дБ;

c) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 100 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 46 дБ;

d) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 150 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 50 дБ.

2.6.2.2 Глиссадные приемники ILS

2.6.2.2.1 Для защиты приемников, рассчитанных на разнос частот между каналами в 150 кГц, выбраны минимальные значения разнесения в целях обеспечения следующих минимальных отношений уровней сигналов в пределах рабочего объема:

a) уровень полезного сигнала превышает уровень сигнала помехи сопряженного канала на 20 дБ или более;

b) уровень глиссадного сигнала помехи глиссадной системы, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 150 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 20 дБ;

c) уровень сигнала помехи глиссадной системы, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 300 кГц или более, превышает уровень полезного сигнала на величину до 40 дБ.

2.6.2.2.2 Для защиты приемников, рассчитанных на разнос частот между каналами в 300 кГц, выбраны минимальные значения разнесения в целях обеспечения следующих минимальных отношений уровней сигналов в пределах рабочего объема:

a) уровень полезного сигнала превышает уровень сигнала помехи сопряженного канала на 20 дБ или более;

b) уровень глиссадного сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 150 кГц,

не превышает уровень полезного сигнала (отношение уровней сигналов 0 дБ);

c) уровень глиссадного сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 300 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 20 дБ;

d) уровень сигнала помехи глиссадной системы, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 450 кГц или более, превышает уровень полезного сигнала на величину до

40 дБ.

2.6.3 Расчеты основаны на допущении относительно того, что обеспечиваемая защита полезного сигнала от помех, создаваемых нежелательным сигналом, составляет 20 дБ. Это соответствует возмущению не более 15 мкА в точке на расстоянии, равном предельной дальности действия ILS.

2.6.4 До тех пор, пока полезная и нежелательная несущие могут образовывать частоты гетеродина, уровень помехозащищенности обеспечивает отсутствие влияния на приборы. Однако в тех случаях, когда применяется средство радиотелефонной связи, тон гетеродина может вызвать помехи в его работе.

2.6.5 В целом, когда международное использование систем ILS ограничивается спариванием частот, указанным в п. 3.1.6.1.1 главы 3, критерии таковы, что если они соблюдены в отношении курсового радиомаяка, тем самым автоматически обеспечивается отсутствие помех и для глиссадного радиомаяка. В некоторых местах, характеризующихся перегруженностью частотных диапазонов, где необходимо производить распределение как по первым, так и по вторым десяти последовательным парам частот, может оказаться необходимым отобрать определенные пары вне последовательности в целях соблюдения требований минимальной географической разнесенности, изложенных в п. 2.6.6.

Пример. Если обратиться к п. 3.1.6.1.1 главы 3, можно заметить, что последовательность ILS номер 2 спаривает частоту курсового радиомаяка 109,9 МГц с частотой глиссадного радиомаяка 333,8 МГц. Однако несмотря на то, что для курсовых радиомаяков последовательности под номерами 12 и 19 обеспечивают большой разнос по частоте между этими последовательностями и последовательностью номер 2, присваиваемые частоты 334,1 и 335,5 МГц для глиссадных радиомаяков являются первыми смежными каналами с разносом по частоте 300 кГц в отношении глиссадного канала последовательности номер 2. Если выбор каналов ILS ограничивается либо первой, либо второй десяткой пар, минимальный разнос по частоте глиссадных радиомаяков будет 600 кГц.

2.6.6 Таблица потребных расстояний разнесенности (см. таблицу С-3).

2.6.7 Использование приведенных в таблице С-3 величин будет правильным только в определенных пределах, установленных на основе допущений о том, что средства являются в основном ненаправленными, что они имеют одинаковые излучаемые мощности, что для углов до 10° напряженность поля приблизительно пропорциональна углу места и что бортовая антенна в основном носит всенаправленный характер. Если в районах с перенасыщенным частотным диапазоном требуется более точное определение расстояния разнесенности, это расстояние для каждого средства может быть установлено по соответствующим кривым распространения с учетом конкретных коэффициентов направленности действия, характеристик излучаемой мощности и эксплуатационных требований относительно зоны действия. Там, где уменьшенные расстояния разнесенности определяются путем учета направленности и т. д., в помехозащитной точке ILS и во всех точках на траектории захода на посадку должны осуществляться полетные измерения всякий раз, когда имеется возможность обеспечить на практике уровень помехозащищенности, равный по крайней мере 20 дБ.

Таблица С-3. Потребные расстояния разнесенности

	Разнос по частоте	Минимальный разнос между вторым средством и помехозащитной точкой второго средства км (м. мили)		
		Перечень А	Перечень В	Перечень С
Курсовой радиомаяк	Общий канал	148 (80)	148 (80)	148 (80)
	50 кГц	–	37 (20)	9 (5)
	100 кГц	65 (35)	9 (5)	0
	150 кГц	–	0	0
	200 кГц	11 (6)	0	0
Глиссадный радиомаяк	Общий канал	93 (50)	93 (50)	93 (50)
	150 кГц	–	20 (11)	2 (1)
	300 кГц	46 (25)	2 (1)	0
	450 кГц	–	0	0
	600 кГц	9 (5)	0	0

Перечень А касается случаев использования приемников курсового радиомаяка, рассчитанных на разнос каналов 200 кГц, связанных с глиссадными приемниками, рассчитанными на разнос каналов 600 кГц и применяемыми только в районах с небольшой плотностью средств.

Перечень В касается случаев использования приемников курсового радиомаяка, рассчитанных на разнос каналов 100 кГц, связанных с глиссадными приемниками, рассчитанными на разнос каналов 300 кГц.

Перечень С касается случаев использования приемников курсового радиомаяка, рассчитанных на разнос каналов 50 кГц, связанных с глиссадными приемниками, рассчитанными на разнос каналов 150 кГц.

Примечание 1. Приведенные цифровые данные установлены на основе допущений о том, что помехозащитные точки для курсового радиомаяка находятся на расстоянии 46 км (25 м. миль) и на относительной высоте 1900 м (6250 фут), а для глиссадного радиомаяка ILS – на расстоянии 18,5 км (10 м. миль) и на относительной высоте 760 м (2500 фут).

Примечание 2. При использовании приведенных в таблице расстояний разнесенности государствам следует учитывать необходимость устанавливать средства ILS и VOR так, чтобы исключалась возможность нарушения работы бортовых приемников из-за перегрузки в результате действия нежелательных сигналов высокого уровня, когда воздушное судно находится на начальном и конечном этапах захода на посадку.

Примечание 3. При использовании приведенных в таблице расстояний разнесенности государствам следует учитывать необходимость устанавливать глиссадные средства ILS так, чтобы исключалась возможность ошибочных показаний глиссады из-за приема сигналов соседних каналов, когда по какой-либо причине излучение нужного сигнала прекращается при нахождении воздушного судна на конечном этапе захода на посадку.

2.7. Курсовые и глиссадные радиомаяки, обеспечивающие зону действия с помощью двух несущих высоких частот

2.7.1 Требуемые зоны действия курсового и глиссадного радиомаяков могут обеспечиваться с помощью двух диаграмм направленности излучения по напряженности поля, известных как диаграммы направленности для курсового сигнала и клиренс-сигнала, передаваемых на отдельных несущих частотах, разнесенных между собой в пределах частотного канала. Диаграмма направленности для курсового сигнала дает точный курс и указывает на смещение, а диаграмма направленности для клиренс-сигнала обеспечивает индикацию смещения при углах за пределами диаграммы направленности излучения курсового сигнала. Различие между сигналами в бортовом приемнике достигается за счет использования более сильного сигнала, "захватывающего" приемник. Эффективность захвата зависит от типа используемого детектора, но в целом, если разность двух сигналов окажется порядка 10 дБ или более, менее сильный сигнал не вызовет значительных ошибок в демодулированном выходном сигнале. В целях обеспечения оптимальных характеристик в пределах переднего сектора курса при работе с системами курсового радиомаяка с двумя несущими частотами следует руководствоваться нижеизложенным инструктивным материалом.

2.7.2 Курсовой радиомаяк следует проектировать и обслуживать таким образом, чтобы разность двух излучаемых в пространство сигналов в пределах переднего сектора курса была не ниже 10 дБ. Особое внимание следует обращать на структуру вертикального лепестка, образуемого двумя антенными системами, которые могут быть различными по высоте и разнесенными по расстоянию, что может привести к изменению разности интенсивности сигналов при заходе на посадку.

2.7.3 При смещении частоты клиренс-сигнала относительно частоты курса допуск в 6 дБ на пульсацию в полосовом фильтре приемника может привести к флуктуациям сигнала на выходе приемника курсового радиомаяка. В целях сведения к минимуму проявления этого эффекта, особенно для полетов по категории III, необходимо увеличить отношение сигнал курса/клиренс-сигнал с 10 до 16 дБ.

2.7.4 Чтобы еще больше снизить опасность проявления ошибок в том случае, если разность двух излучаемых сигналов в пределах переднего сектора курса упадет ниже 10 дБ, рассогласование диаграмм полей излучения двух сигналов по мере возможности должно быть сведено к минимуму.

2.7.5 Глиссады, для формирования которых используются две несущие, применяются для образования составной диаграммы поля излучения на том же самом радиочастотном канале. Специальная конфигурация антенн, а также распределение токов и фазирования в антеннах могут позволить установить глиссадный радиомаяк на позициях с такими особыми условиями местности, которые затруднили бы установку системы с одной несущей. На таких позициях улучшение достигается за счет снижения излучения под малыми углами. Вторая несущая используется для обеспечения зоны действия в той части пространства, которая находится ниже глиссады.

2.7.6 Контроль за работой двухчастотных систем. Требованиями к контролю за работой двухчастотных систем, содержащимися в пп. 3.1.3.11.2 е) и 3.1.5.7.1 с) главы 3, предписывается срабатывание контрольного устройства в случае уменьшения мощности на выходе до величины менее 80 % от номинальной, за исключением того, что может быть допустимо уменьшение до 50 % от номинальной при соблюдении определенных эксплуатационных требований.

2.7.6.1 Контроль за работой передатчиков курсового сигнала и клиренс-сигнала в случае уменьшения мощности на 20 % (приблизительно –1 дБ) может оказаться затруднительным из-за окружающих условий на позиции и влияния других факторов, таких как значительные колебания температуры окружающего воздуха. Например, колебания температуры вызывают изменения номинальной мощности на выходе передатчика и потерь, вносимых коаксильным кабелем. Даже если предположить, что в передающей системе не происходит отказа, предел срабатывания сигнализации может быть случайно превышен, что в свою очередь может поставить под угрозу непрерывность обслуживания.

2.7.6.2 Альтернативный метод контроля при уменьшении мощности до 50 % представляется очень привлекательным, но применять его следует с осторожностью. Независимый контроль каждого передатчика при уменьшении мощности на 50 % может допускать значительное изменение отношений номинальных мощностей между двумя передатчиками в случае некоррелированных отказов. Это, в свою очередь, может поставить под угрозу эффект захвата в приемнике, увеличивая структурные ошибки или ухудшая клиренс-индикацию.

2.7.6.3 Одним из решений этой проблемы является использование метода контроля, посредством которого ограничивается разница между мощностями на выходе приемников до величины приблизительно 1 дБ (т. е. 80 %), в то же время допуская их снижение до 3 дБ (т. е. 50 %), если эти мощности изменяются одновременно. Этот метод обеспечивает больший допуск на эффекты общего типа, такие как изменение уровня потерь в кабеле из-за температуры,

вследствие чего повышается уровень непрерывности обслуживания.

2.8. Целостность и непрерывность обслуживания: наземное оборудование ILS

2.8.1 Введение

2.8.1.1 Данный материал подготовлен для разъяснения вопроса о целостности и непрерывности обслуживания оборудования курсового и глиссадного радиомаяков ILS и с целью обеспечить инструктивные материалы по конструированию и системным характеристикам этого оборудования. Целостность необходима для обеспечения того, чтобы воздушное судно, осуществляющее заход на посадку, имело малую вероятность неправильного наведения; непрерывность обслуживания необходима для обеспечения того, чтобы воздушное судно на последних этапах захода на посадку имело малую вероятность отсутствия сигнала наведения. Целостность и непрерывность обслуживания являются основными факторами обеспечения безопасности полетов на критических этапах захода на посадку и посадки. С точки зрения эксплуатации необходимо, чтобы сведения о целостности и непрерывности обслуживания были обязательно известны для выбора того эксплуатационного применения, которое может быть обеспечено ILS.

2.8.1.2 Независимо от эксплуатационных минимумов, в целом признается, что среднее количество авиационных происшествий со смертельным исходом во время посадки по причине выхода из строя систем в целом или недостатков в ней, куда входит наземное оборудование, воздушное судно и пилот, не должно превышать показатель 1×10^{-7}. Этот критерий часто называют общим показателем риска.

2.8.1.3 При посадках по категории I ответственность за соблюдение вышеупомянутых минимумов в той или иной степени в основном лежит на пилоте. При посадках по категории III требуется выполнение этого же критерия, который в данном случае должен применяться по отношению ко всей системе. В этой связи чрезвычайно важно стремиться к достижению высокой степени целостности и непрерывности службы наземного оборудования.

2.8.1.4 Требованиями к целостности и высокому уровню непрерывности обслуживания предусматривается наличие высоконадежных систем, с тем чтобы свести к минимуму вероятность отказа, который может повлиять на любую характеристику суммарного сигнала в пространстве. Государству рекомендуется стремиться обеспечить такой высокий запас надежности, какой является оправданным с технической и экономической точек зрения. Надежность оборудования определяется базовой конструкцией и условиями эксплуатации. При проектировании оборудования следует использовать наиболее подходящие технологии, материалы и компоненты, а сам процесс изготовления должен подвергаться строгому контролю. Оборудование должно эксплуатироваться в окружающих условиях, соответствующих техническим критериям изготовителей.

2.8.2 Достижение и поддержание уровней целостности

2.8.2.1 Нарушение целостности обслуживания может произойти, если выход сигнала за пределы допустимого отклонения либо не опознается контрольным оборудованием, либо цепи контрольного оборудования не могут исключить излучение неправильного сигнала; подобное нарушение, если оно вызывает большую погрешность, может привести к опасной ситуации.

2.8.2.2 Безусловно, не все нарушения целостности являются опасными на всех этапах захода на посадку. Например, на критических этапах захода на посадку невыявленные отказы, которые приводят к большим погрешностям ширины курса или к смещениям линии курса, особенно опасны, в то время как необнаруженное изменение глубины модуляции или отсутствие клиренса курсового и глиссадного радиомаяков и индикации КРМ не обязательно приводит к созданию опасной ситуации. Критерии оценки различных видов отказов должны, тем не менее, включать все опасные ситуации, которые не обязательно очевидны для системы

автоматического пилотирования или пилота.

2.8.2.3 Наивысшая степень защиты требуется против риска необнаруженных неисправностей в работе контрольного устройства и соответствующей системы управления радиомаяка. Это достигается путем тщательного проектирования, предназначенного для уменьшения вероятности таких случаев до низкого уровня и обеспечения надежной эксплуатации в соответствии со Стандартами п. 3.1.3.11.4 и п. 3.1.5.7.4 главы 3, а также путем профилактических проверок работы контрольной системы через промежутки времени, определенные путем анализа данной конструкции.

2.8.2.4 Анализ конструкции может использоваться для подсчета уровня целостности системы для любой единичной посадки. Ниже приводятся формула, применяемая к определенным типам ILS, и пример подсчета целостности системы (I) путем определения вероятности передачи необнаруженного излучения неправильного сигнала (P).

1) $I = 1 - P$;

$$P = \frac{T_1 T_2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}, \text{ где } T_1 < T_2$$

где I – целостность;

P – вероятность соответствующих отказов в системах передатчиков и контрольных устройств, возникающих из-за необнаруженного излучения неправильного сигнала;

M_1 – средняя наработка на отказ (MTBF);

M_2 – MTBF контрольного устройства и связанной с ним системы управления радиомаяка;

$\frac{1}{\alpha_1}$ – отношение частоты отказов передатчика, которые приводят к излучению вредного сигнала, к числу всех отказов передатчика;

$\frac{1}{\alpha_2}$ – отношение частоты отказов контрольного устройства и связанной с ним системы управления, которые приводят к неспособности обнаружить вредный сигнал, к частоте всех отказов контрольного устройства и связанной с ним системы управления;

T_1 – период времени в часах между профилактическими проверками передатчика;

T_2 – период времени в часах между профилактическими проверками системы контроля и связанной с ней системы управления.

Если $T_1 \geq T_2$, профилактическая проверка системы контроля может также рассматриваться как профилактическая проверка передатчика. Поэтому в данном случае $T_1 = T_2$ и формула принимает вид:

2) $$P = \frac{T_2^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2}.$$

2.8.2.5 Поскольку вероятность возникновения небезопасного отказа в контрольном оборудовании или оборудовании управления является крайне маловероятной, для установления требуемого уровня целостности с высокой степенью уверенности потребуется оценочный период, во много раз превышающий необходимое время для установления MTBF оборудования. Такой затяжной период неприемлем, и поэтому требуемый уровень целостности может быть предопределен только с помощью тщательного анализа оборудования при проектировании.

2.8.2.6 Необходимо также рассмотреть защиту целостности сигнала в эфире от помех, которые могут иметь место от взаимодействия внешних радиопомех, в диапазоне частот ILS или от переотражения сигналов ILS. Меры по предотвращению последней путем защиты

критических и чувствительных зон приведены в общем виде в п. 2.1.9. В отношении радиопомехи можно периодически убеждаться, что уровень помехи не вызывает опасности.

2.8.2.7 В целом конструкция контрольного оборудования основывается на принципе постоянного контроля излучаемого сигнала в эфире в установленных точках в пределах зоны действия для того, чтобы убедиться, что они соответствуют Стандартам, указанным в пп. 3.1.3.11 и 3.1.5.7 главы 3. Хотя такой контроль в определенной степени подтверждает, что сигнал в эфире во всех других точках зоны действия аналогичен в пределах указанных допусков, это вполне возможно. Поэтому необходимы тщательные летные и наземные обследования в периодические интервалы времени для обеспечения гарантии целостности сигнала в эфире во всей зоне действия.

2.8.3 Достижение и поддержание уровней непрерывности обслуживания

2.8.3.1 Для расчета MTBF и непрерывности обслуживания оборудования ILS необходимо провести анализ конструкции. До установления уровня непрерывности обслуживания и введения в эксплуатацию оборудования необходимо подтвердить среднюю наработку между выходами из строя (MTBO) ILS уровня 2, 3 или 4 путем оценки в эксплуатационных условиях. Для данной оценки перерыв в работе определяется как любое неожиданное прекращение излучения сигнала в пространстве. При проведении этой оценки учитывается воздействие таких эксплуатационных факторов, как окружающая среда аэропорта, неблагоприятные погодные условия, наличие электропитания, качество и периодичность профилактических осмотров и т. д. M TBO с вязано с M TBF, но не эквивалентно ей, так как некоторые виды отказов оборудования, например отказ передатчика, в результате которого немедленно осуществляется переход на резервный передатчик, необязательно приводит к перерыву в работе. Для уровней непрерывности обслуживания 2, 3 или 4 период оценки должен быть таким, чтобы с высокой степенью надежности определить достижение необходимого уровня. Одним из методов, позволяющих продемонстрировать соблюдение стандарта непрерывности, является метод последовательных испытаний. При использовании этого метода учитываются следующие соображения:

a) минимальный допустимый уровень достоверности составляет 60 %. В целях достижения 60 % уровня достоверности период оценки должен превышать MTBO (в часах), как указано в таблице C-4. В типовых случаях длительность минимальных периодов оценки для новых и последующих установок составляет 1600 рабочих часов для уровня 2, 3200 рабочих часов для уровня 3 и 6400 рабочих часов для уровня 4. В случае установки оборудования нового типа в данных конкретных условиях для оценки сезонного влияния этих условий на обслуживание, как правило, требуется минимальный период в один год. Этот период может быть меньше в тех случаях, когда эксплуатационные условия надлежащим образом контролируются и являются аналогичными условиям применения других апробированных типов оборудования. Если в одинаковых условиях эксплуатируются несколько аналогичных систем, оценка может производиться на основе суммарных часов работы всех систем; это позволит сократить период оценки. После того как для конкретного типа установки будет получен более высокий уровень достоверности, применительно к последующей установке подобного типа оборудования, используемого в аналогичных ожидаемых условиях эксплуатации, могут использоваться более короткие периоды оценки;

b) в отношении каждого выхода из строя оборудования в процессе периода оценки следует определять, вызван ли этот выход из строя конструктивным отказом или отказом некоторого компонента, обусловленным нормальной частотой отказов этого компонента. Конструктивные отказы могут быть связаны, например, с работой компонентов в нерасчетных условиях (перегрев, превышение тока, превышение напряжения и пр.). Устранение таких конструктивных отказов должно заключаться в приведении фактических условий эксплуатации в соответствие с нормальными условиями эксплуатации данного компонента или в замене одного компонента

другим компонентом, пригодным для данных условий эксплуатации. Если конструктивный отказ устраняется таким образом, то оценку можно продолжить и данный выход из строя не учитывать, полагая с большой вероятностью, что такой конструктивный отказ не повторится. Аналогичный подход применяется к выходам из строя, обусловленным любыми причинами, которые могут усугубляться постоянными изменениями эксплуатационных условий.

2.8.3.2 Установленный уровень непрерывности обслуживания не должен подвергаться частым изменениям. Приемлемый метод оценки поведения некоторого комплекта оборудования заключается в регистрации данных и расчете среднего значения МТВО с учетом последних пяти-восьми отказов оборудования. Этот метод оценки МТВО в целях определения уровня непрерывности обслуживания является более уместным, чем расчет МТВО за весь срок эксплуатации оборудования. В том случае, если уровень непрерывности обслуживания снижается, установленный показатель следует уменьшить и использовать до улучшения характеристик.

2.8.3.3 Дополнительный подробный инструктивный материал. В ряде государств опубликованы политика и процедуры обеспечения непрерывности обслуживания. В качестве дополнительного инструктивного материала и информации можно использовать следующие документы:

a) Европейский инструктивный материал по оценке непрерывности обслуживания в целях обеспечения сертификации наземных систем ILS и MLS, EUR DOC 012;

b) Требования и процедуры обеспечения непрерывности обслуживания системы посадки по приборам, Order 6750.57 A, Соединенные Штаты Америки, Федеральное авиационное управление.

2.8.4 Приведенный ниже вариант представляет собой пример резервированного оборудования, позволяющий удовлетворить цели уровней 3 и 4 в плане целостности и постоянства обслуживания. Курсовой и глиссадный радиомаяки состоят из двух постоянно работающих передатчиков, один из которых подключен к антенне, а резервный – к эквивалентной нагрузке. С этими передатчиками связана система контроля, выполняющая следующие функции:

a) подтверждение надлежащей работы основного передатчика и антенной системы в установленных пределах с помощью большинства данных от контрольных устройств;

b) подтверждение работы резервного оборудования.

2.8.4.1 Если контрольная система включает одно из оборудований, уровень непрерывности обслуживания данного объекта уменьшится в силу того, что вероятность прекращения излучения сигнала, зависящая от отказа другого оборудования, увеличится. Это изменение характеристик автоматически отображается на пункте управления (имеется в виду КДП).

2.8.4.2 Положения, аналогичные контролю курсового радиомаяка, используются для глиссадного радиомаяка.

2.8.4.3 Для уменьшения взаимных помех между основным и резервным передатчиками любое паразитное излучение от последнего составляет по крайней мере на 50 дБ меньше напряжения несущей основного передатчика, замеренного на антенной системе.

2.8.4.4 В приведенном выше примере оборудование будет включать схему, облегчающую проверку контрольной системы в интервалы времени, указанные изготовителем, в соответствии с анализом в процессе проектирования, для обеспечения требуемого уровня целостности. Такие проверки, которые могут производиться либо вручную, либо автоматически, дают возможность удостовериться в правильности работы контрольной системы, включая контрольные цепи и систему переключения. К преимуществам утверждения автоматической "проверки целостности

контрольной системы" относится то, что нет необходимости прерывать эксплуатационное обслуживание, обеспечиваемое курсовым или глиссадным маяком. При использовании данного метода важно обеспечить, чтобы общая продолжительность проверочного цикла была достаточно малой и не превышала общего периода, указанного в п. 3.1.3.11.3 или 3.1.5.7.3 главы 3.

2.8.4.5 Перерывы в работе данного средства из-за отказов основной системы электроснабжения избегаются путем предусматривания соответствующего резервного источника, такого, как батареи или "неразмыкаемые" генераторы. В этих условиях средство должно быть способно продолжать работу в период, когда воздушное судно может находиться на критических этапах захода на посадку. Следовательно, резервный источник питания должен иметь соответствующие возможности для обеспечения обслуживания по крайней мере в течение 2 мин.

2.8.4.6 Тревожная сигнализация об отказе критических частей системы, таких как отказ первичного источника питания, должна передаваться в назначенные точки управления, если данный отказ влияет на эксплуатационное использование.

2.8.4.7 Для уменьшения возможности отказа оборудования, которое может работать на граничных значениях допусков контроля, что полезно для контрольной системы для включения средства для генерирования предупреждающего сигнала перед тревожной сигнализацией в назначенной точке управления, когда контролируемые параметры достигают предельных значений, равных значению порядка 75 % от предельного значения срабатывания контрольной тревожной сигнализации.

2.8.4.8 Обычно предполагается, что состав оборудования, аналогичный тому, который указан в п. 2.8.4, однако без дополнительного передатчика, обеспечит достижение показателей непрерывности обслуживания уровня 2.

2.8.5 Инструктивный материал в отношении приборов контроля дальнего поля курсового радиомаяка приводится ниже.

2.8.5.1 Приборы контроля дальнего поля предназначены для проверки выравнивания курса и могут также использоваться для контроля чувствительности к отклонению от курса. Прибор контроля дальнего поля работает независимо от объединенных контрольных приборов и аппаратуры контроля ближнего поля. Основная задача данного прибора состоит в том, чтобы предотвратить опасность появления ошибок при настройке курсового радиомаяка или отказа прибора контроля ближнего поля и объединенных контрольных приборов. Кроме того, использование системы контроля дальнего поля позволит повысить способность объединенной контрольной системы реагировать на влияние физических изменений излучающих элементов или колебания параметров, характеризующих отражательную способность земли. Больше того, эффекты переотражений и возмущения, возникающие в зоне ВПП, которые не удается зафиксировать с помощью приборов контроля ближнего поля и объединенных контрольных приборов, а также возникновение радиопомех вполне могут быть проконтролированы с помощью системы контроля дальнего поля, развернутой вокруг соответствующего приемника (приемников) и установленной под траекторией захода на посадку.

2.8.5.2 Прибор контроля дальнего поля в основном считается необходимым для полетов по категории III и желательным для полетов по категории II. Для установок категории I также доказано, что прибор контроля дальнего поля является ценным дополнением обычной системы контроля.

2.8.5.3 Принятый прибором контроля дальнего поля сигнал подвергается кратковременному воздействию помех, возникающих при движении воздушных судов по/или вблизи ВПП, и опыт свидетельствует о том, что практически нецелесообразно использовать прибор контроля дальнего поля в качестве средства активного контроля. При использовании его

в качестве средства пассивного контроля необходимо выбрать способ сведения к минимуму такого временного воздействия помех и сокращения случаев появления раздражающей индикации об ухудшении характеристик; некоторые методы, обеспечивающие это, изложены в п. 2.8.5.4. При наличии временного искажения сигнала курсового радиомаяка ответная реакция прибора контроля дальнего поля на влияние помех обеспечивает возможность подачи сигнализации на пункт управления воздушным движением. Однако опыт показал, что помехи из-за движения воздушных судов могут иметь место вдоль ВПП, включая зону приземления, и не всегда наблюдаются на приборе контроля дальнего поля. Поэтому нельзя допускать, что прибор контроля дальнего поля может обеспечить в полном объеме наблюдение за движением воздушных судов на ВПП.

2.8.5.3.1 Прибор контроля дальнего поля может дополнительно использоваться следующим образом:

a) он может использоваться в качестве средства технического обеспечения выверки линии курса на расстоянии и(или) характеристик чувствительности к отклонению курса вместо переносного прибора контроля дальнего поля;

b) он может использоваться для обеспечения постоянной регистрации характеристик сигнала дальнего поля, давая сведения о качестве сигнала дальнего поля и величине искажения сигнала.

2.8.5.4 Возможные методы сокращения случаев появления раздражающей индикации об ухудшении

характеристик предусматривают следующее:

a) подключение к системе устройства временной задержки, регулируемого в пределах от 30 до 240 с;

b) использование метода подтверждения, позволяющего передавать на систему управления только такую

информацию, которая не искажается помехами от передачи;

c) применение фильтрации нижних частот.

2.8.5.5 Типовой прибор контроля дальнего поля состоит из антенны, приемника ОВЧ и связанных контролирующих элементов, которые обеспечивают передачу информации о величине РГМ, суммарной модуляции и уровне радиочастотного сигнала. Обычно для уменьшения нежелательных помех применяется приемная антенна направленного типа, которую следует располагать на наибольшей высоте, отвечающей требованиям нормирования пролета препятствий. Обычно для контроля линии курса антенна устанавливается на продолжении осевой линии ВПП. Если также желательно осуществлять контроль чувствительности к смещению, устанавливаются дополнительный приемник и прибор контроля с антенной, расположенной, соответственно, с одной стороны от продолжения осевой линии ВПП. В некоторых системах используются несколько антенн, разнесенных в пространстве.

2.9. Чувствительность курсового и глиссадного радиомаяков к смещению

2.9.1 Хотя величины чувствительности курсового и глиссадного радиомаяков к стабилизации и смещению луча указаны относительно опорной точки ILS, при этом не имеется в виду, что измерение этих параметров должно производиться именно в этой точке.

2.9.2 Пределы контрольной системы курсового радиомаяка, а также пределы настройки и обслуживания, указанные в пп. 3.1.3.7 и 3.1.3.11 главы 3, сформулированы как процентные изменения чувствительности к смещению. Эта концепция заменяет собой величины угловой ширины, которые давались в предыдущих изданиях. Данное изменение связано с тем, что

характеристики систем наведения воздушных судов непосредственно зависят от чувствительности к смещению. Следует заметить, что угловая ширина обратно пропорциональна чувствительности к смещению.

2.10. Выбор места установки маркеров системы ILS

2.10.1 Максимальная высота, отмечаемая внутренним маркером, ограничивается соображениями о недопущении взаимных помех между ближним и средним маркерными радиомаяками, а также о приемлемом с эксплуатационной точки зрения минимальном временном интервале между световой индикацией, поступающей от ближнего и среднего радиомаркеров. Она представляет собой высоту залегания глиссады ILS порядка 37 м (120 фут) над порогом ВПП для маркерных радиомаяков, установленных в пределах допусков, указанных в настоящем томе. Изучение конкретного места установки позволит определить максимальную маркируемую высоту с учетом того, что в типовых бортовых маркерных приемниках период разделения между сигналами световой индикации среднего и ближнего маркерных радиомаяков порядка 3 с при скорости воздушного судна 140 уз представляет собой приемлемый с эксплуатационной точки зрения минимальный временнóй интервал.

2.10.2 Если системы ILS обслуживают параллельные ВПП, близко расположенные одна от другой, например на расстоянии 500 м (1650 фут), необходимо принять специальные меры с тем, чтобы гарантировать удовлетворительную работу маркерных радиомаяков. Некоторые государства считают практически целесообразным использование общего для обеих систем ILS внешнего маркерного радиомаяка. Однако для того, чтобы избежать взаимных помех в случае использования внешнего маркерного радиомаяка, необходимы специальные меры, например модифицированные диаграммы поля, особенно в тех случаях, когда пороги ВПП смещены продольно по отношению один к другому.

2.11. Использование DME и/или других стандартных радионавигационных средств вместо маркерных радиомаяков ILS

2.11.1 В тех случаях, когда вместо маркерных радиомаяков ILS используется DME, DME должно устанавливаться на аэродроме таким образом, чтобы нуль-индикация дальности имела место в точке, расположенной вблизи от ВПП. Если DME, связанное с ILS, использует смещение дальности, это средство должно исключаться из обеспечения RNAV.

2.11.1.1 Для уменьшения триангуляционной ошибки DME должно устанавливаться под малым углом (например, менее 20°), образуемым траекторией захода на посадку и направлением на DME в точках, где требуется информация о дальности.

2.11.1.2 При использовании DME вместо среднего маркерного радиомаяка допускается, что погрешность системы равна 0,37 км (0,2 м. мили) или менее, а разрешающая способность бортового индикатора позволяет обеспечивать указанную точность.

2.11.1.3 Хотя при использовании DME вместо внешнего маркерного радиомаяка особо не требуется спаривать частоты DME и курсового радиомаяка, во всех случаях совместного использования DME и ILS такое спаривание желательного для того, чтобы упростить работу пилота и дать возможность воздушным судам, оборудованным двумя приемниками ILS, использовать их на каналах ILS.

2.11.1.4 Когда частота DME спарена с частотой курсового радиомаяка, опознавание приемоответчика DME обеспечивается путем подачи "взаимодействующего" сигнала спаренным курсовым радиомаяком.

2.11.2 В некоторых местах компетентный орган может разрешить использовать другие средства для обеспечения контрольных точек, как указано в Правилах аэронавигационного обслуживания. Производство полетов воздушных судов (GM-ANS), такие как NDB, VOR или

GNSS. Такое решение может оказаться целесообразным, в частности, для районов с низким процентом оснащенности воздушных судов оборудованием DME или районов, где оборудование DME снято с эксплуатации.

2.12. Использование дополнительных источников ориентации совместно с ILS

2.12.1 Воздушным судам, начинающим выполнять заход на посадку по ILS, может оказаться полезной информация наведения, предоставляемая такими другими наземными средствами, как VOR, обзорный радиолокатор, или, если не может быть обеспечено наличие этих средств, – посадочным радиомаяком/приводной радиостанцией.

2.12.2 В тех случаях, когда существующие средства в районе аэродрома или маршрутные средства не обеспечивают переход к использованию ILS, это может быть эффективно осуществлено с помощью должным образом расположенного VOR. Для этой цели VOR может быть расположен на линии курса курсового радиомаяка или на некотором расстоянии от нее при условии, что радиал будет пересекать линию курса курсового радиомаяка под углом, позволяющим обеспечивать плавный переход при связи автопилота с радионавигационными приемниками. При определении точности входа и располагаемого воздушного пространства, необходимого для учета ошибок в выдерживании линии пути, следует принимать во внимание расстояние между позицией VOR и желаемой точкой входа в глиссаду.

2.12.3 В тех случаях, когда установка должным образом расположенного VOR практически невозможна, помощь в переходе к использованию ILS может быть оказана приводной радиостанцией или NDB. Данное средство должно быть расположено на курсовой линии курсового радиомаяка на соответствующем расстоянии от порога ВПП, обеспечивающем оптимальные условия перехода.

2.13. Использование ILS категории I для автоматических заходов на посадку и посадок в визуальных условиях, позволяющих пилоту осуществлять визуальный контроль за выполнением посадочной операции

2.13.1 Для автоматических заходов на посадку и автоматических посадок в визуальных условиях, позволяющих пилоту осуществлять визуальный контроль за выполнением посадочной операции, могут использоваться обладающие соответствующим качеством установки ILS категории I в сочетании с бортовыми системами управления воздушным судном, работа которых не зависит полностью от информации наведения, получаемой от датчиков ILS.

2.13.2 Для оказания помощи летно-эксплуатационным агентствам в первоначальной оценке пригодности отдельных установок ILS для таких операций государства-поставщики поощряются публиковать:

a) различия в любом отношении с положениями, содержащимися в п. 3.1 главы 3;

b) степень соблюдения положений, содержащихся в пп. 3.1.3.4 и 3.1.5.4 главы 3, относительно структур луча курсового и глиссадного радиомаяков;

c) данные о высоте опорной точки ILS над порогом ВПП.

2.13.3 Для предотвращения помех, которые могут препятствовать завершению автоматического захода на посадку и посадки, необходимо, чтобы в той степени, в какой это практически возможно, на местах предпринимались соответствующие меры для защиты критических и чувствительных зон ILS.

2.14. Классификация ILS: дополнительный метод описания ILS для облегчения эксплуатационного использования

2.14.1 Классификационная система, приведенная ниже, в сочетании с действующими

категориями характеристик оборудования предназначена для обеспечения более полного метода описания ILS.

2.14.2 Классификация курсового радиомаяка ILS определяется путем использования трех назначенных букв или цифр:

a) I, II или III – эти цифры обозначают соответствие категории в пп. 3.1.3 главы 3;

b) A, B, C, T, D или E – эти буквы определяют точки ILS, до которых структура КРМ соответствует структуре курса, приведенной в п. 3.1.3.4.2 главы 3, за исключением буквы T, которая обозначает порог ВПП. Определение данных точек приведено в п. 3.1.1 главы 3;

c) 1, 2, 3 или 4 – эти цифры определяют уровень целостности и непрерывности обслуживания курсового радиомаяка, определенный в п. 3.1.3.12 главы 3 и приведенный в таблице С-4.

2.14.3 Классификация глиссадного радиомаяка системы ILS определяется путем использования следующих трех букв или цифр:

a) I, II или III – эти цифры обозначают соответствие категории в пп. 3.1.3 и 3.1.5 главы 3;

b) A, B, C или T – эти буквы определяют точки ILS, до которых структура глиссадного радиомаяка соответствует структуре глиссады, приведенной в п. 3.1.5.4.2 главы 3, за исключением буквы T, которая обозначает порог ВПП. Определение данных точек приведено в п. 3.1.1 главы 3;

c) 1, 2, 3 или 4 – эти цифры определяют уровень целостности и непрерывности обслуживания глиссадного радиомаяка, определенный в п. 3.1.5.8 главы 3 и приведенный в таблице С-4.

2.14.4 Примеры

2.14.4.1 Например, курсовой радиомаяк категории II, который удовлетворяет критериям структуры курсовой линии КРМ, соответствующей курсовому радиомаяку категории III вплоть до т очки I LS "D", и который соответствует целостности и непрерывности обслуживания уровня 3, будет обозначаться как класс II/D/3.

2.14.4.2 Например, глиссадный радиомаяк категории I, который отвечает критериям структуры глиссады, соответствующей глиссадному радиомаяку категории III вплоть до точки "T" ILS и соответствует целостности и непрерывности обслуживания уровня 3, будет обозначаться как класс I/T/3.

2.14.5 Классы средства ILS соответствуют только наземному оборудованию ILS. Рассмотрение эксплуатационных категорий должно также включать рассмотрение дополнительных факторов, таких, как возможности эксплуатанта, защита критических и чувствительных зон, процедурные критерии и дополнительные факторы, такие, как трансмиссометры, светосигнальное оборудование и т. д.

2.15. Частотная и фазовая модуляция несущей частоты ILS

2.15.1 Помимо желательной амплитудной модуляции несущих высоких частот ILS сигналами с частотой 90 и 150 Гц, может иметь место нежелательная частотная модуляция (ЧМ) и/или фазовая модуляция (ФМ). Эта нежелательная модуляция может вызвать появление погрешностей центрирования приемников ILS вследствие выделения наклона, обусловленного неравномерностью в полосе пропускания фильтра промежуточной частоты (ПЧ).

2.15.2 Для возникновения такой ситуации смещенная частота ВЧ-сигнала несущей должна оказаться на частоте ПЧ-сигнала в том месте, где полоса пропускания имеет наибольший наклон. Этот наклон преобразует нежелательные изменения частот 90 и 150 Гц в амплитудную

модуляцию аналогичных частот. Таким же образом, любое различие девиации частот 90 и 150 Гц нежелательной ЧМ преобразуется в РГМ, которая, в свою очередь, вызывает смещение приемника. Механизм является аналогичным как для ФМ, так и для ЧМ, поскольку ФМ вызывает изменение частоты, равное изменению фазы (в радианах), которая усиливается частотой модуляции.

2.15.3 Эффект нежелательной ЧМ и/или ФМ характеризуется векторной добавкой к желательной АМ. Выделенная ЧМ совпадает по фазе или находится в противофазе с АМ в зависимости от того, является ли наклон полосы пропускания на ПЧ несущей положительным или отрицательным. Выделенная ФМ является сдвинутой по фазе на 90° относительно АМ и может быть также положительной или отрицательной в зависимости от наклона полосы пропускания.

Таблица С-4. Уровни целостности и непрерывности обслуживания

Уровень	КРМ или ГРМ		
	Целостность	Непрерывность обслуживания	МТВО (ч)
1		Не продемонстрировано или менее чем требуется для уровня 2	
2	$1 - 10^{-7}$ для любой единичной посадки	$1 - 4 \times 10^{-6}$ для любого 15-секундного периода времени	1000
3	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ для любой единичной посадки	$1 - 2 \times 10^{-6}$ для любого 15-секундного периода времени	2000
4	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$ для любой единичной посадки	$1 - 2 \times 10^{-6}$ для любого 30-секундного периода времени (КРМ) 15-секундного периода времени (ГРМ)	4000 (КРМ) 2000 (КРМ)

Примечание. Для существующих систем в том случае, когда значение целостности уровня 2 отсутствует или не может быть легко вычислено, по меньшей мере необходимо выполнить подробный анализ целостности для гарантии надлежащей безопасной работы контрольного устройства.

2.15.4 Нежелательная ЧМ и/или ФМ сигналами, частоты которых отличаются от 90 и 150 Гц, но пропускаются фильтрами тональных частот 90 и 150 Гц приемника, может также вызвать изменения желательной АМ несущей высокой частоты ILS сигналами частотой 90 и 150 Гц, что приведет к связанной с РГМ погрешности смещения приемника. Таким образом, представляется важным использовать при измерении нежелательных уровней ЧМ и ФМ полосные фильтры аудиочастот, имеющие такую же ширину полосы пропускания, как и фильтры тональных частот приемников ILS. Такие фильтры обычно устанавливаются в поставляемом испытательном оборудовании, предназначенном для измерения модуляции, между контурами демодуляции и измерения, с тем чтобы измерялись только спектральные компоненты, представляющие интерес для видов применения ILS. В целях стандартизации таких измерений ниже приведены рекомендуемые характеристики фильтров:

Частота (Гц)	*Вносимое затухание полосного фильтра частоты 90 Гц (дБ)*	*Вносимое затухание полосного фильтра частоты 150 Гц (дБ)*
≤45	–10	–16
85	–0,5	(не определено)
90	0	–14
95	–0,5	(не определено)
142	(не определено)	–0,5
150	–14	0
158	(не определено)	–0,5
≥300	–16	–10

2.15.5 Предпочтительные максимальные пределы, показанные ниже, получены с учетом ограничений погрешностей центрирования приемника ILS, установленных в документах ED-46B и E D-47B EUROCAE и основанных на наихудших отмеченных случаях корреляции между уровнями нежелательной модуляции и погрешностями центрирования:

Тип оборудования	*Максимальная девиация частоты 90 Гц, ЧМ (Гц)/ФМ (рад) (примечание 1)*	*Максимальная девиация частоты 150 Гц, ЧМ (Гц)/ФМ (рад) (примечание 2)*	*Разность девиации (Гц) (примечание 3)*
Курсовой маяк, категория I	135/1,5	135/0,9	45
Курсовой маяк, категория II	60/0,66	60/0,4	20
Курсовой маяк, категория III	45/0,5	45/0,3	15
Глиссадный маяк, категория I	150/1,66	150/1,0	50
Глиссадный маяк, категория II или III	90/1,0	90/0,6	30

Примечание 1. Данная колонка относится к максимальной девиации частоты или фазы, измеренной с использованием фильтра тональной частоты 90 Гц, упомянутого в п. 2.15.4.

Примечание 2. Данная колонка относится к максимальной девиации частоты или фазы, измеренной с использованием фильтра тональной частоты 150 Гц, упомянутого в п. 2.15.4.

Примечание 3. Данная колонка относится к разнице значений максимальной девиации частот при раздельных измерениях нежелательной ЧМ (или эквивалентной ФМ) частотой 90 Гц и ЧМ (или эквивалентной ФМ) частотой 150 Гц, полученных с помощью фильтров, указанных в таблице п. 2.15.4 выше. Эквивалентная девиация для измеренных значений ФМ частотами 90 Гц и 150 Гц рассчитана путем умножения каждого максимального измеренного значения ФМ в радианах на соответствующую ему частоту модуляции в Гц.

3. Материал, касающийся VOR/DVOR

3.1. Инструктивные указания, относящиеся к эквивалентной изотропно излучаемой мощности (EIRP) и зоне действия VOR/DVOR

Примечание. Если специально не указано, весь приведенный ниже инструктивный материал применяется к сигналам VOR и DVOR.

3.1.1 Напряженность поля, указанная в п. 3.3.4.2 главы 3, основывается на следующих

соображениях:

Чувствительность бортового приемника	–117 дБВт
Потери в линии передачи, потери на рассогласование, изменение полярной диаграммы направленности антенны по отношению к изотропной антенне	+7 дБ
Требуемая мощность в антенне	–110 дБВт

Требуемую мощность –110 дБВт получают на частоте 118 МГц при плотности мощности –107 дБВт/м^2; плотность –107 дБВт/м^2 эквивалентна 90 мкВ/м, т. е. +39 дБ относительно 1 мкВ/м.

Примечание. Плотность мощности при использовании изотропной антенны можно вычислить следующим образом:

$$P_d = P_a - 10 \log \frac{\lambda^2}{4\pi},$$

где P_d *– плотность мощности (дБВт/м^2);*

P_a *– мощность в точке приема (дБВт);*

λ *– длина волны (м).*

3.1.2 EIRP, необходимая для получения напряженности поля 90 мкВ/м (–107 дБВт/м^2), указана на рис. С-13. Напряженность поля прямо пропорциональна диаграмме направленности антенны в вертикальной плоскости. Фактические диаграммы направленности антенн зависят от ряда факторов, таких как высота фазового центра антенны над уровнем земли (AGL), неровности поверхности, рельеф местности, удельная электропроводимость земли и противовес антенны. Однако для учета минимальной EIRP в провалах между лепестками реальной диаграммы направленности антенны в вертикальной плоскости принято консервативное значение. При наличии более точных данных о параметрах системы возможен более точный расчет дальности. Дополнительный инструктивный материал содержится в Справочнике по спектру радиочастот для нужд гражданской авиации с изложением утвержденной политики ИКАО (GM-GEN-041).

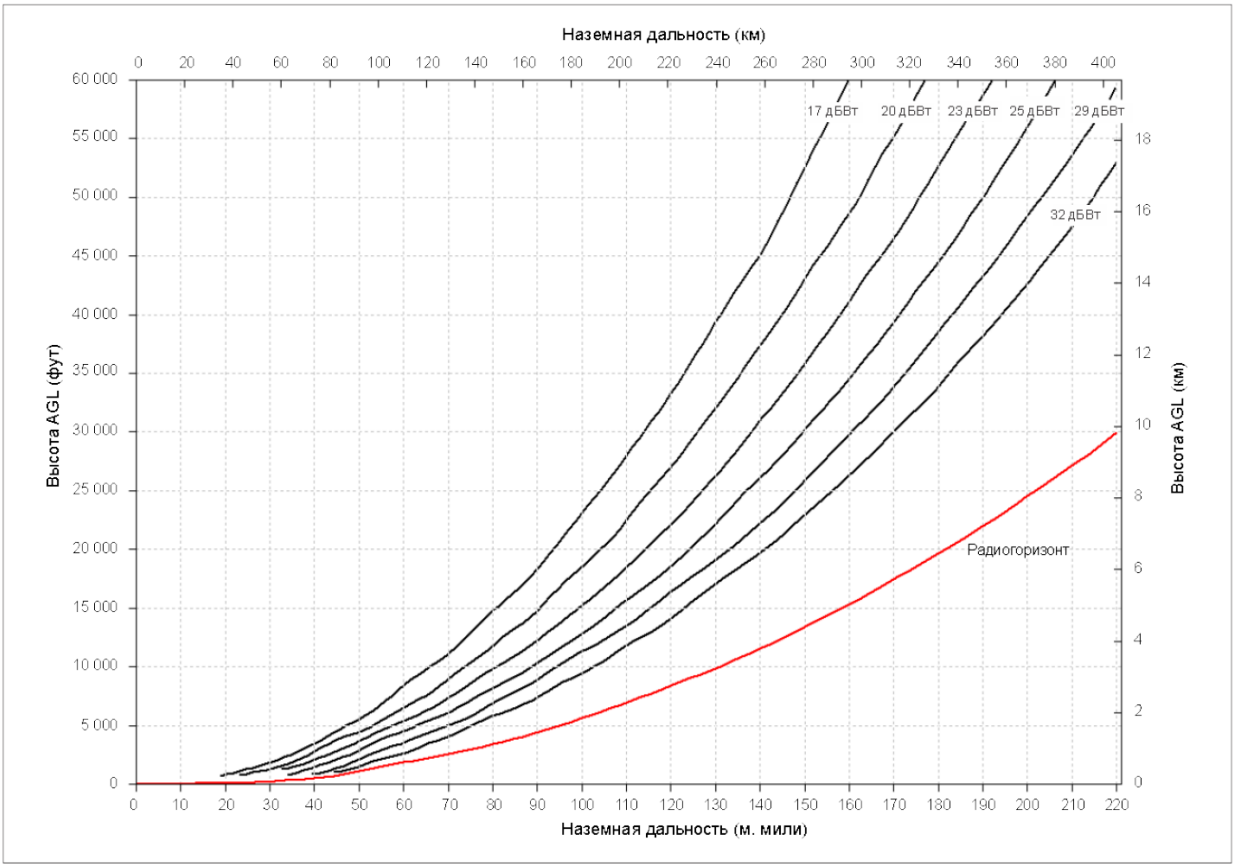


Рис. С-13. Зависимость EIRP, необходимой для обеспечения напряженности поля 90 микровольт на метр (–107 дБВт/м^2) от высоты на VOR/DVOR и расстояния до него

Примечание 1. Кривые построены на основе модели распространения IF-77 с 4/3 радиуса Земли, которая была подтверждена измерениями.

Примечание 2. В представленном инструктивном материале предполагается, что высота противовеса антенны VOR/DVOR над поверхностью земли (AGL), которая определяет диаграмму направленности антенны, составляет 3 м (10 фут) AGL на равнинной территории. Экранирующее влияние рельефа местности уменьшает обеспечиваемую дальность.

Примечание 3. Передаваемая мощность, необходимая для достижения указанного значения EIRP, зависит от коэффициента усиления антенны и потерь в фидере. Например, EIRP в 25 дБВт может быть получена при выходной мощности VOR 100 Вт, потерь в фидере 1 дБ и коэффициенте усиления антенны 6 дБi.

3.2. Инструктивные указания относительно выбора места установки VOR

3.2.1 VOR чувствителен к помехам, создаваемым переотражениями от окружающей местности, сооружений, деревьев и линий электропередачи. Поэтому при выборе позиций для нового средства и рассмотрении приемлемости предлагаемого освоения территории вблизи установленных позиций следует учитывать влияние этих факторов. Доплеровский VOR более устойчив к создаваемым переотражениями помехам, чем обычный VOR, и может использоваться для обеспечения приемлемых характеристик на позициях, в большей степени подверженных влиянию переотражений.

Примечание. Инструктивный материал по размещению VOR приводится в документе EUROCAE

ED-52 (включая поправку № 1), документе Федерального авиационного управления Соединенных Штатов Америки Order 6820.10 и документе ICAO EUR Doc 015 (1-е издание).

3.2.2 Многие государства в связи с повышенной заинтересованностью в альтернативных источниках электроэнергии сталкиваются с возрастающей проблемой влияния установок ветроэлектростанций на VOR. Оценить влияние ветроэлектростанций на VOR сложно по ряду причин, включая:

a) совокупное влияние нескольких турбин может оказаться неприемлемым, даже в том случае, если влияние каждой турбины по отдельности находится на приемлемом уровне;

b) наихудшие погрешности могут иметь место, когда лопасти турбины неподвижны (вследствие либо высоких, либо низких скоростей ветра). Фактическая погрешность зависит от ориентации турбины и положения лопастей турбины в неподвижном состоянии;

c) наибольшие погрешности вероятны на границе зоны действия и при малых углах превышения;

d) подтверждение наихудших погрешностей посредством летной проверки вряд ли возможно вследствие факторов, перечисленных выше.

3.2.3 Оценить влияние ветроэлектростанций на VOR можно с помощью компьютерного моделирования с использованием наихудших допущений, указанных выше.

3.3. [Зарезервирован]

3.4. Критерии для определения географической разнесенности средств типа VOR

3.4.1 При использовании цифровых данных, которые приводятся ниже в таблице С-5, следует обратить внимание на то, что они получены по формулам, принятым для вычисления конкретных абсолютных высот. Что касается применения этих цифровых данных, региональные совещания обычно договариваются об обеспечении защиты от помех только на высотах и расстояниях, которые требуются для эксплуатационных целей; с помощью этих формул можно вычислить критерии для любого расстояния и высоты.

3.4.2 Приведенные в таблице данные вычислены на основе допущения относительного того, что бортовой приемник обеспечивает эффективное подавление смежных каналов более чем на 60 дБ вплоть до следующего присваиваемого канала.

3.4.3 Вычисления основаны на допущении относительно того, что защита полезного сигнала от помех, создаваемых нежелательным сигналом, составляет 20 дБ, что соответствует ошибке пеленга за счет нежелательного сигнала, равной менее 1°.

3.4.4 Признается, что в случае работы на смежных каналах вблизи VOR имеется небольшая зона, в которой могут создаваться помехи для воздушного судна, использующего соседний VOR. Однако ширина этой зоны настолько мала, что продолжительность помех будет незначительной; вероятно, в этом случае воздушное судно перейдет от использования одного средства к использованию другого.

3.4.5 Ниже приводятся принятые формулы для вычисления географических расстояний (морские мили могут быть заменены на километры):

A – *минимальная географическая разнесенность (при работе на общем канале):*

$$2D_1 + \frac{20 - K}{S} \text{ км,}$$

или

где $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$,

$$2D_2 + \frac{20 + K}{S} \text{ км,}$$

или

где $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$.

B – географическая разнесенность (при работе на смежных каналах):

в случае совмещенного расположения:

$$< \frac{40 - K}{S};$$

в случае разнесенного расположения:

$$> 2D_1 - \frac{40 + K}{S} \text{ км,}$$

где $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$

$$2D_2 - \frac{40 - K}{S} \text{ км,}$$

или

где $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$.

C – географическая разнесенность (при работе на смежных каналах) (приемники, рассчитанные на разнос каналов 100 кГц, применяемые для условий работы с разносом каналов 50 кГц).

Если используются приемники, обеспечивающие эффективное подавление смежных каналов не более, чем на 26 дБ (например, приемник, рассчитанный на разнос каналов 100 кГц, используемый при разносе каналов в 50 кГц), то в вышеприведенной формуле для работы на смежных каналах вместо цифры 40 следует использовать цифру 6. В этом случае формула географического совмещенного расположения не применяется, так как определяемая таким путем защита может оказаться недостаточной.

В этом случае формула будет иметь следующий вид:

$$> 2D_1 - \frac{6 + K}{S} \text{ км,}$$

где $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$,

$$2D_2 - \frac{6 - K}{S} \text{ км,}$$

или

где $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$.

Таблица С-5. Величины расстояния географической разнесенности при работе на общем

канале

Абсолютная высота м (фут)	S дБ/км (м. мили)	VOR с равными величинами эффективной излучаемой мощности: Минимальная географическая разнесенность VOR составляет: $2D_1 + \frac{20}{S}$, *если* $D_1 > D_2$, или $2D_2 + \frac{20}{S}$, *если* $D_2 > D_1$		VOR, величина эффективной излучаемой мощности которых отличается на 6 дБ: Минимальная географическая разнесенность VOR составляет: $2D_1 + \frac{20-K}{S}$, *если* $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$, или $2D_2 + \frac{20+K}{S}$, *если* $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$				VOR, величина эффективной излучаемой мощности которых отличается на 12 дБ: Минимальная географическая разнесенность VOR составляет: $2D_1 + \frac{20-K}{S}$, *если* $D_1 > D_2 + \frac{K}{S}$, или $2D_2 + \frac{20+K}{S}$, *если* $D_1 < D_2 + \frac{K}{S}$			
		K дБ	$\frac{20}{S}$ км (м. мили)	K дБ	$\frac{K}{S}$ км (м. мили)	$\frac{20-K}{S}$ км (м. мили)	$\frac{20+K}{S}$ км (м. мили)	K дБ	$\frac{K}{S}$ км (м. мили)	$\frac{20-K}{S}$ км (м. мили)	$\frac{20+K}{S}$ км (м. мили)
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
1 200 (4 000)	0,32 (0,60)	0	61 (33)	6	19 (10)	43 (23)	80 (43)	12	37 (20)	24 (13)	98 (53)
3 000 (10 000)	0,23 (0,43)	0	87 (47)	6	26 (14)	61 (33)	113 (61)	12	52 (28)	35 (19)	137 (74)
4 500 (15 000)	0,18 (0,34)	0	109 (59)	6	33 (18)	76 (41)	143 (77)	12	67 (36)	44 (24)	174 (94)
6 000 (20 000)	0,15 (0,29)	0	128 (69)	6	39 (21)	89 (48)	167 (90)	12	78 (42)	52 (28)	206 (110)
7 500 (25 000)	0,13 (0,25)	0	148 (80)	6	44 (24)	104 (56)	193 (104)	12	89 (48)	59 (32)	237 (128)
9 000 (30 000)	0,12 (0,23)	0	161 (87)	6	48 (26)	113 (61)	209 (113)	12	96 (52)	65 (35)	258 (139)
12 000 (40 000)	0,10 (0,19)	0	195 (105)	6	59 (32)	135 (73)	254 (137)	12	119 (64)	78 (42)	311 (168)
18 000 (60 000)	0,09 (0,17)	0	219 (118)	6	65 (35)	154 (83)	284 (153)	12	130 (70)	87 (47)	348 (188)

Примечание. S, K и знак K определены в п. 3.4.5.

В приведенных выше формулах:

D_1 и D_2 – требуемые величины рабочей дальности действия двух установок (км).

K – разность (дБ), на которую эффективная излучаемая мощность средства, обеспечивающего зону действия D_1, превышает эффективную излучаемую мощность средства, обеспечивающего зону действия D_2.

Примечание. Если средство, имеющее зону действия D_2, имеет бóльшую эффективную излучаемую мощность, то "K" будет иметь отрицательное значение.

S – наклон кривой, показывающий напряженность поля в зависимости от расстояния при постоянной абсолютной высоте (дБ/км).

3.4.6 Цифры, приведенные выше в таблице С-5, обеспечивают создание таких условий, в которых бортовые приемники могут функционировать нормально.

3.4.6.1 Для защиты приемников VOR, рассчитанных на разнос частот каналов в 50 кГц, выбраны минимальные значения разнесения с целью обеспечения следующих минимальных отношений уровней сигнала в пределах рабочего объема:

a) уровень полезного сигнала превышает уровень сигнала помехи сопряженного канала на 20 дБ или более;

b) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 50 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 34 дБ;

c) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 100 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 46 дБ;

d) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала

на 150 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 50 дБ.

3.4.6.2 Для защиты приемников VOR, рассчитанных на разнос частот каналов в 100 кГц, выбраны минимальные разнесения с целью обеспечения следующих отношений уровней сигналов в пределах рабочегообъема:

3.4.6.2 Для защиты приемников VOR, рассчитанных на разнос частот каналов в 100 кГц, выбраны минимальные разнесения с целью обеспечения следующих отношений уровней сигналов в пределах рабочего объема:

a) уровень полезного сигнала превышает уровень сигнала помехи сопряженного канала на 20 дБ или более;

b) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 50 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 7 дБ;

c) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 100 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 46 дБ;

d) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 150 кГц или более, превышает уровень полезного сигнала на величину до 50 дБ.

3.4.7 Использование цифровых данных, указанных в п. 3.4.6, или других данных, соответствующих прочим дальностям действия и высотам, означает признание основных допущений, сделанных при подстановке, используемой в приближенном методе вычисления расстояний между системами; применение этих данных будет справедливо лишь в пределах, установленных этими допущениями. Эти допущения включают в себя то, что изменение напряженности поля в зависимости от расстояния (коэффициент "S") на различных высотах приема является действительным только для углов места относительно VOR примерно до 5°, но выше линии радиогоризонта. Если необходимо более точное определение разнесенности в местностях с перегруженным частотным диапазоном, это может быть сделано для каждой системы по соответствующим кривым распространения.

3.4.8 Применение разноса каналов 50 кГц требует соблюдения положений пп. 3.3.2.2 и 3.3.5.7 главы 3 и п. 4.2.4 главы 4 тома V AR-ANS-015. В тех случаях, когда в силу особых обстоятельств на начальном этапе перехода от разноса 100 кГц к разносу 50 кГц необходимо учитывать соседние VOR, которые не соответствуют требованиям пп. 3.3.2.2 и 3.3.5.7 главы 3 и п. 4.2.4 главы 4 тома V AR-ANS-015, потребуется увеличение географической разнесенности этих и новых средств с разносом каналов 50 кГц для того, чтобы величина ошибки пеленгования, обусловленная нежелательными сигналами, составляла не более 1°. Исходя из допущения относительно того, что уровни боковых полос гармоники 9960 Гц излучаемого сигнала таких средств не превышают следующих значений:

9960 Гц	0 дБ опорная
2-я гармоника	–20 дБ
3-я гармоника	–30 дБ
4-я гармоника и выше	–40 дБ,

приведенная в п. 3.4.5 формула для расчета географической разнесенности применяется следующим образом:

a) в тех случаях, когда необходимо обеспечить защиту от помех только приемников, рассчитанных на работу с разносом каналов 50 кГц, в формуле под подзаголовком B величина 40 заменяется на 20 (несовмещенная позиция);

b) в тех случаях, когда необходимо обеспечить защиту от помех приемников, рассчитанных на работу с разносом каналов 100 кГц, следует применять формулу под

подзаголовком A (работа на общем канале) для диапазона высот, на которых требуется защита.

3.4.9 В тех случаях, когда предполагается работа DME/N во взаимодействии с VOR, как это указано в п. 3.5.3.3.4 главы 3, и когда они имеют общую зону обслуживания, требования в отношении расстояний географической разнесенности DME как при работе на общем, так и на смежных каналах удовлетворяются за счет расстояний разнесенности, рассчитанных для VOR согласно указаниям, содержащимся в настоящем разделе, при условии, что расстояние между VOR и DME не превышает 600 м (2000 фут). С внедрением "Y" каналов DME может также возникнуть потенциальная возможность появления помех, ибо при передаче и приеме на одной и той же частоте между двумя наземными станциями DME, разнесенными на 63 МГц друг от друга, могут появиться помехи; (например, передачи по каналу 17 Y могут служить помехой для приема на каналах 80 X и 80 Y). Для устранения снижения чувствительности любого наземного приемника вследствие этих помех необходимо обеспечивать минимальную разнесенность наземного оборудования, равную 18,5 км (10 м. миль).

3.5. Критерии географической разнесенности VOR/ILS

3.5.1 При использовании цифровых данных, указанных в пп. 3.5.3.1 и 3.5.3.2, необходимо помнить, что при этом сделаны следующие допущения:

a) характеристики приемника курсового радиомаяка соответствуют указанным в п. 2.6.2, а характеристики приемника VOR – указанным в п. 3.4.2;

b) уровень помехозащищенности системы ILS и системы VOR составляет 20 дБ, как это указано соответственно в пп. 2.6.4 и 3.4.3;

c) помехозащитная точка для ILS находится на расстоянии, равном эксплуатационной дальности 46,25 км (25 м. миль), измеренной вдоль линии использования системы, и на высоте 1900 м (6250 фут).

Примечание. В случае использования остронаправленной антенны курсового радиомаяка ILS точка, требующая наибольшей защиты, будет находиться не на продолжении осевой линии ВПП. Точки, требующие наибольшей защиты при использовании направленных антенн при максимальном удалении, расположены на прямых, проходящих под углами ±10° или ±35° к осевой линии ВПП. Условия защиты в данных точках следует изучить в процессе выделения частот.

3.5.2 Хотя международные системы VOR и ILS работают на разных частотах, может оказаться, что международная система VOR временно будет работать на той же частоте и сравнимой основе, что и национальная система ILS. По этой причине инструктивные указания касаются географической разнесенности не только VOR и ILS с разносом по частоте 50 или 100 кГц, но также при работе на общем канале.

3.5.3 Вследствие различия характеристик использования двух систем критерии минимальной географической разнесенности VOR и ILS, необходимые для того, чтобы избежать взаимных помех, указываются там, где это целесообразно, отдельно для каждой системы.

3.5.3.1 Работа на общем канале

a) Для защиты от помех системы ILS требуется, чтобы VOR, имеющий ERP 17 дБВт (50 Вт), находился на удалении по крайней мере 148 км (80 м. миль) от помехозащитной точки ILS.

b) Исходя и з т ого, ч то з ащита с истемы V OR, и меющей E RP 1 7 д БВт (50 В т), должна быть обеспечена на эксплуатационной дальности 46,25 км (25 м. миль) при высоте 3000 м (10 000 фут), необходимо, чтобы ILS была удалена от VOR по крайней мере на 148 км (25 м. миль).

c) Если требуется обеспечить защиту от помех VOR на расстоянии, например, 92,5 км (50 м. миль) при высоте 6000 м (20 000 фут), необходимо, чтобы ILS была удалена от VOR по крайней мере на 135 м. миль.

3.5.3.2 Работа на смежном канале. Защита от помех системы VOR эффективно обеспечивается без географической разнесенности средств. Однако в тех случаях, когда:

a) приемник курсового радиомаяка рассчитан для работы с разносом каналов 100 кГц и используется в районе, где навигационным средствам присваиваются каналы с разносом 100 кГц, для защиты от помех системы ILS требуется, чтобы VOR, имеющий ERP 17 дБВт (50 Вт), был удален от помехозащитной точки ILS по крайней мере на 9,3 км (5 м. миль);

b) приемник курсового радиомаяка рассчитан для работы с разносом каналов 100 кГц и используется в районе, где присваиваются каналы с разносом 50 кГц, для защиты от помех системы ILS требуется, чтобы VOR, имеющий ERP 17 дБВт (50 Вт), был удален от помехозащитной точки ILS по крайней мере на 79,6 км (43 м. мили).

3.5.4 Использование цифровых данных, указанных в п. 3.5.3, или прочих цифровых данных, соответствующих другим эксплуатационным дальностям и высотам, означает признание основных допущений, лежащих в основе использования приближенного метода вычисления разнесенности систем, а также того, что применение этих данных будет правильным лишь в пределах, установленных этими допущениями. Если в районах с перенасыщенным частотным диапазоном требуется более точное определение расстояний разнесенности, это может быть сделано для каждого аэронавигационного средства по соответствующим кривым распространения радиоволн.

3.5.5 Защита системы ILS от помех VOR необходима в тех случаях, когда VOR расположен поблизости от траектории захода на посадку по ILS. В таких случаях во избежание помех на выходе приемника ILS в связи с возможным воздействием перекрестной модуляции следует обеспечивать соответствующий разнос канальных частот ILS и VOR. Разнос частот должен определяться отношением плотности полей VOR и ILS, а также характеристиками бортовой установки.

3.6. Функция приема

3.6.1 Чувствительность. С должным учетом допусков на рассогласование бортового фидера, на потери на затухание и на изменение полярной диаграммы направленности антенны чувствительность приемника является такой, что при сигнале с напряженностью поля 90 мкВ/м или –107 дБВт/м^2 она в большинстве случаев обеспечивает на выходе точность, указанную в п. 3.6.2.

3.6.2 Точность. Составляющая погрешности бортового оборудования при вероятности 95% не должна превышать ±3°.

Примечание 1. При оценке составляющей погрешности приемника необходимо принимать во внимание:

1) допуски на модулирующие составляющие наземного оборудования VOR, указанные в п. 3.3.5 главы 3;

2) изменение уровня сигнала и несущей частоты наземного оборудования VOR;

3) влияние нежелательных сигналов VOR и ILS.

Примечание 2. Считается, что бортовая установка не включает специальную аппаратуру, которая может использоваться для обработки информации VOR на борту воздушного судна и которая может вносить свои собственные погрешности (например, радиомагнитный индикатор (RMI)).

3.6.3 Действие флажковой сигнализации. В идеале флажковая сигнализация должна предупреждать пилота о любом недопустимом условии, которое может возникать в бортовом или наземном оборудовании. Ниже указывается степень достижения этой идеальной ситуации

на практике.

3.6.3.1 Срабатывание флажковой сигнализации происходит в результате воздействия суммы двух токов, генерированных элементами компонента сигнала VOR, предназначенного для передачи пеленговой информации с частотами 30 и 9960 Гц, поэтому исключение этих элементов из излучаемой несущей влечет за собой появление флажков. Поскольку наземное контрольное устройство VOR прекращает подачу компонентов сигнала, несущих пеленговую информацию, всякий раз, когда на земле создаются неприемлемые условия, на борту воздушного судна немедленно производится индикация об эксплуатационной непригодности системы.

3.6.3.2 Ток срабатывания флажковой сигнализации также зависит от характеристик АРУ бортового оборудования и от любого последующего усиления частоты после второго детектора приемника. Таким образом, если в правильно отрегулированном бортовом приемнике при приеме сигнала VOR, удовлетворяющего указанные в п. 3.3.5 главы 3 модулирующие характеристики, сигнальный флажок не виден, он снова появляется в случае ухудшения характеристик общего усиления приемника.

Примечание. В некоторых типах приемников предупреждающая индикация, выполняющая те же функции, осуществляется не с помощью механической системы флажков, а иным образом.

3.6.4 Чувствительность приемников VOR к сигналам VOR и курсового радиомаяка

3.6.4.1 Конструкция должна обеспечивать нормальное функционирование в следующих условиях:

a) полезный сигнал превышает сигнал помехи сопряженного канала на 20 дБ или более;

b) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 50 КГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 34 дБ. (Во время стендовых испытаний приемника сигнал помехи, в данном случае первого смежного канала, изменяется в частотном диапазоне комбинированной наземной станции (±9 кГц) и в пределах частотного допуска приемника);

c) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 100 кГц, превышает уровень полезного сигнала на величину до 46 дБ;

d) уровень сигнала помехи, частота которого отличается от частоты полезного сигнала на 150 кГц или более, превышает уровень полезного сигнала на величину до 50 дБ.

Примечание 1. Как известно, в настоящее время не все приемники отвечают требованию п. b), однако в будущем все оборудование должно конструироваться таким образом, чтобы удовлетворять данному требованию.

Примечание 2. В некоторых государствах используется меньший допуск наземной станции.

3.6.5 Характеристики помехоустойчивости приемных систем VOR в отношении помех от сигналов ОВЧ ЧМ-радиовещания

3.6.5.1 Что касается примечания к п. 3.3.8 главы 3, то определяемые характеристики помехоустойчивости должны измеряться в стандартных условиях с учетом согласованной величины ухудшения обычных характеристик и при наличии входного полезного сигнала. Это необходимо для обеспечения того, чтобы проверка приемного оборудования в ходе стендовых испытаний могла выполняться до получения повторяемого ряда условий и результатов и с целью облегчения их последующего утверждения. Дополнительная информация содержится в рекомендации МСЭ-Р SM.1140 "Процедуры испытаний для измерения характеристик авиационного приемника с целью определения совместимости службы звукового радиовещания в полосе приблизительно 87–108 МГц и авиационных служб, работающих в полосе 108–118 МГц".

Примечание. Процедуры испытания приемников также изложены в MOPS приемников VOR (RTCA DO-196 и EUROCAE ED-22B).

3.6.5.2 Для оценки потенциальной несовместимости с приемниками, отвечающими общим критериям помехоустойчивости, указанным в п. 3.3.8 главы 3, следует использовать общепринятые формулы. Эти формулы позволяют уточнить характеристики помехоустойчивости в отношении помех от паразитных излучений (тип A1), внеполосных канальных помех (тип A2), помех от двухсигнальных и трехсигнальных составляющих взаимной модуляции третьего порядка (тип B1) и помех от перегрузки/снижения чувствительности (тип B2). Дополнительная информация содержится в рекомендации МСЭ-Р IS.1009-1 "Совместимость службы звукового радиовещания в полосе приблизительно 87–108 МГц и авиационных служб, работающих в полосе 108–137 МГц".

3.7. Точность системы VOR

Примечание. Инструктивный материал по определению значений характеристик системы VOR также содержится в дополнении A к AR-ANS-001.

3.7.1 Цель. Нижеследующий инструктивный материал предназначен в помощь при использовании систем VOR. Данный материал не предназначен в качестве стандартов бокового эшелонирования или минимальной высоты пролета препятствий, но он может, безусловно, служить отправной точкой при определении этих стандартов. Естественно, при установлении стандартов эшелонирования и минимальной высоты пролета препятствий необходимо также учитывать многие другие факторы, которые не отражены в данном материале.

3.7.1.1 Однако в целях предоставления инструктивных указаний государствам, занимающимся планированием систем VOR, необходимо указать величину эксплуатационной точности системы.

3.7.2 Объяснение терминов. В тексте используются следующие термины с указанными значениями:

a) Погрешность радиального сигнала VOR. Разность между номинальным магнитным пеленгом на точку измерения от наземной станции VOR и пеленгом, определяемым сигналом VOR в той же точке. Погрешность радиального сигнала VOR складывается из нескольких постоянных элементов, таких, как погрешность за счет курсового смещения и большинство погрешностей, обусловленных влиянием позиции системы и поверхности земли, а также из нескольких случайных переменных погрешностей. Погрешность радиального сигнала VOR зависит только от наземной станции и исключает другие факторы, такие, как погрешности бортового оборудования и пилотирования.

b) Переменная погрешность радиала VOR. Часть погрешности радиального сигнала VOR, которая предположительно может изменяться, в то время как остальная часть погрешности в основном остается неизменной. Переменная погрешность радиала VOR представляет собой сумму переменных погрешностей.

c) Погрешность за счет смещения радиала VOR. Часть погрешности радиального сигнала VOR, которая является стабильной и может рассматриваться как постоянная в течение продолжительных периодов времени.

d) Погрешность бортового оборудования VOR. Погрешность, связанная с неспособностью бортового оборудования правильно преобразовывать пеленговую информацию, содержащуюся в радиальном сигнале. Эта погрешность включает погрешности бортового приемника и аппаратуры, используемой для индикации информации пилоту.

e) Суммарная погрешность VOR. Разность между магнитным пеленгом на точку измерения от наземной станции VOR и пеленгом, индицируемым бортовой аппаратурой VOR с заявленной

точностью. Проще говоря, эта погрешность индицируемой пилоту информации с учетом не только погрешности наземной станции и погрешности за счет распространения сигналов, но также погрешности, вносимой бортовым приемником VOR и другой аппаратурой. Таким образом, при этом учитывается общая (постоянная и переменная) погрешность радиального сигнала VOR.

f) Погрешность пилотирования при использовании VOR. Погрешность, возникающая при использовании VOR и обусловленная тем, что пилот не может точно выдерживать воздушное судно по индицируемому данным оборудованием радиалу или пеленгу VOR или не делает этого.

g) Эксплуатационная погрешность системы VOR. Корень квадратный из суммы квадратов (RSS) суммарной погрешности VOR и погрешности пилотирования. Это выражение может использоваться для определения вероятности выдерживания воздушного судна в указанных пределах при использовании VOR.

3.7.3 Расчет эксплуатационной точности системы VOR

3.7.3.1 При вычислении эксплуатационной точности системы VOR учитываются следующие элементы погрешностей:

a) Погрешность радиального сигнала VOR (Eg). Этот элемент включает погрешность за счет радиального смещения и переменную погрешность радиала VOR. Он определяется с учетом таких факторов, как постоянное радиальное смещение, контроль, эффекты поляризации, влияние поверхности земли и влияние изменения окружающих условий.

b) Погрешность бортового оборудования VOR (Ea). Этот элемент охватывает все факторы бортового оборудования системы VOR, которое привносит погрешности (погрешности, являющиеся результатом использования информации компаса в некоторых индикаторах VOR, сюда не входят).

c) Погрешность пилотирования при использовании VOR (Ep). Величина этого элемента берется из GM-ANS, где указаны допуски пилотирования.

Примечание. Существует также погрешность измерения, но при общем рассмотрении погрешностей можно считать, что она отражена в величинах прочих погрешностей.

3.7.3.2 Поскольку указанные в подпунктах a), b) и c) погрешности при их рассмотрении в масштабе всей системы (а не отдельных радиалов) являются независимыми переменными, их можно складывать по методу квадратных корней из суммы квадратов (RSS) в тех случаях, когда каждому элементу задан одинаковый уровень вероятности. В настоящем материале считается, что каждый элемент имеет вероятность 95%.

Таким образом, можно вывести следующие формулы:

$$\text{суммарная погрешность VOR} = \sqrt{Eg^2 + Ea^2};$$

$$\text{эксплуатационная погрешность системы VOR} = \sqrt{Eg^2 + Ea^2 + Ep^2}.$$

3.7.3.3 В нижеследующих примерах выводится только эксплуатационная погрешность системы VOR, но, если это желательно, может быть определена суммарная погрешность VOR. Благодаря использованию этих формул можно определить влияние ухудшения или улучшения одного или нескольких элементов погрешностей на характеристики системы.

Примечание. Все цифровые данные погрешностей радиального сигнала VOR относятся к радиалам, для которых не опубликовано никаких ограничений.

3.7.3.4 С учетом уточнений, указанных в п. 3.7.1, считается, что эксплуатационная точность

системы VOR, составляющая ±5° при вероятности 95 %, является пригодной величиной для государств, планирующих использование системы VOR (см. также п. 3.7.3.5). Эта величина соответствует следующим составляющим погрешности:

Погрешность радиального сигнала VOR:

±3° (вероятность 95 %) – величина, практически легко достижимая.

Погрешность бортового оборудования VOR:

±3° (вероятность 95 %) – величина, установленная для системных характеристик (см. п. 3.6.2).

Погрешность пилотирования при использовании VOR:

±2,5° (вероятность 95 %) – в соответствии с PANS-OPS (см. также п. 3.7.3.8).

3.7.3.5 Хотя величина ± 5° при вероятности 95 % является полезной, поскольку она основана на широком практическом опыте и используется многими государствами, необходимо заметить, что эта величина может быть достигнута только в том случае, если составляющие ее элементы погрешности будут оставаться в пределах определенных допусков. Очевидно, что если погрешности, свойственные элементам системы VOR, превышают указанные величины, то результирующая эксплуатационная погрешность системы VOR также будет больше установленной. И наоборот, когда какие-нибудь или все элементы погрешности системы VOR меньше расчетных, то результирующая эксплуатационная погрешность системы VOR также будет меньше расчетной.

3.7.3.6 Нижеследующие примеры также заимствованы из практики и служат дополнительными инструктивными указаниями для осуществляемого государствами планирования:

A. Погрешность радиального сигнала VOR:

±3,5° (вероятность 95 %) – используется некоторыми государствами как общая погрешность наземной системы.

Погрешность бортового оборудования VOR:

±4,2° (вероятность 95 %) – принята в некоторых государствах как минимальная характеристика при некоторых режимах работы.

Погрешность пилотирования при использовании VOR:

±2,5° (вероятность 95 %) – в соответствии с PANS-OPS (см. также п. 3.7.3.8).

Расчетная эксплуатационная точность системы VOR:

±6° (вероятность 95 %).

B. Погрешность радиального сигнала VOR:

±1,7° (вероятность 95%) – основана на результатах многочисленных измерений, проведенных с помощью метода облета в одном государстве с использованием большого числа VOR.

Погрешность бортового оборудования VOR:

±2,7° (вероятность 95 %) – достигнута в большом числе случаев при выполнении полетов воздушными судами авиакомпаний.

Погрешность пилотирования при использовании VOR:

±2,5° (вероятность 95 %) – в соответствии с PANS-OPS (см. также п. 3.7.3.8).

Расчетная эксплуатационная точность системы VOR:

±4° (вероятность 95 %).

3.7.3.7 Более реалистическое использование системы VOR может быть достигнуто путем оценки погрешностей, имеющих место в конкретных условиях, а не с помощью всеобъемлющих обобщений, результатом которых могут явиться неоправданно заниженные или завышенные величины. В некоторых отдельных случаях возможно использование величины эксплуатационной точности системы менее ±5°, если величины одного или более элементов погрешности менее величин погрешностей, используемых для вычисления заданной точности ±5°. И наоборот, потребуется использование величины эксплуатационной точности системы, которая превышает ±5°, в тех случаях, когда известно, что радиалы обладают плохим качеством или имеют место значительные погрешности, обусловленные позицией системы или другими причинами. Однако в дополнение к этой рекомендации важно также сделать предупреждение относительно использования более низких величин, относящихся к отдельным элементам в системе (например, величины погрешности радиального сигнала), если исходить из того, что при этом будет иметь место общее улучшение точности системы. Имеется значительное количество данных, свидетельствующих о том, что при некоторых обстоятельствах такое улучшение точности не будет иметь места и что более низкие величины точности системы не следует применять при отсутствии какого-либо другого подтверждения (например, с помощью радиолокационного наблюдения) относительно того, что достигается фактическое улучшение общих характеристик.

3.7.3.8 Следует отметить, что в угломерных системах, каковой является VOR, элемент погрешности пилотирования, выражаемый в угловых величинах, будет увеличиваться по мере приближения воздушного судна к точечному излучателю. Таким образом, поскольку выраженные в угловых величинах составляющие погрешности наземного и бортового оборудования практически постоянны для всех расстояний, все же при рассмотрении общей величины эксплуатационной точности системы необходимо учитывать увеличение элемента погрешности пилотирования по мере приближения воздушного судна к VOR. Однако такое увеличение погрешности пилотирования не влечет за собой больших боковых отклонений воздушного судна от курса вблизи данного аэронавигационного средства.

3.8. Обязательные точки перехода с одного VOR на другой

Инструктивные указания об установлении обязательных точек перехода с одного VOR на другой на задаваемых VOR маршрутах ОВД содержатся в дополнении А к AR-ANS-001.

4. Посадочная радиолокационная система

Рис. С-14 – С-18 иллюстрируют определенные Стандарты, содержащиеся в п. 3.2 главы 3.

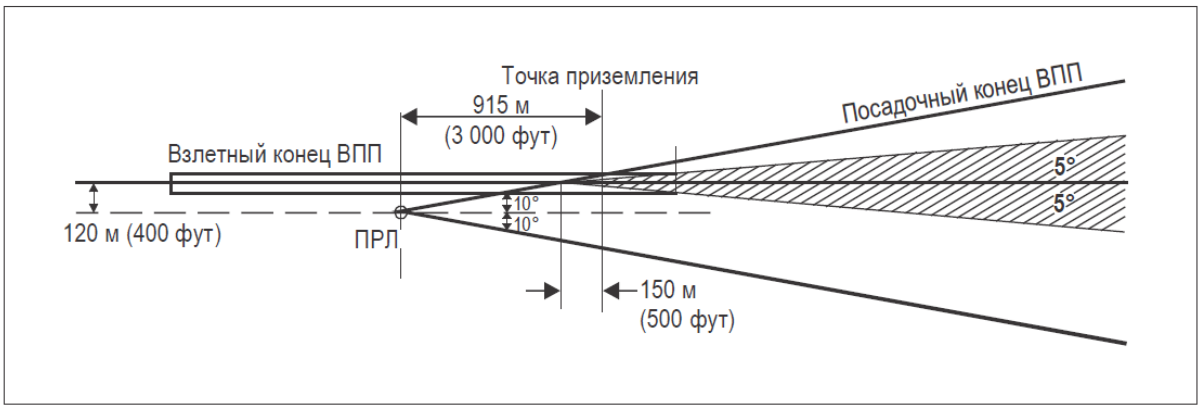


Рис. С-14. Минимальная удаленность ПРЛ от точки приземления при смещении от оси ВПП на 120 м (400 фут), когда сканирование производится в пределах ± 10° по магнитному пеленгу воздушного судна (QDR) относительно ВПП

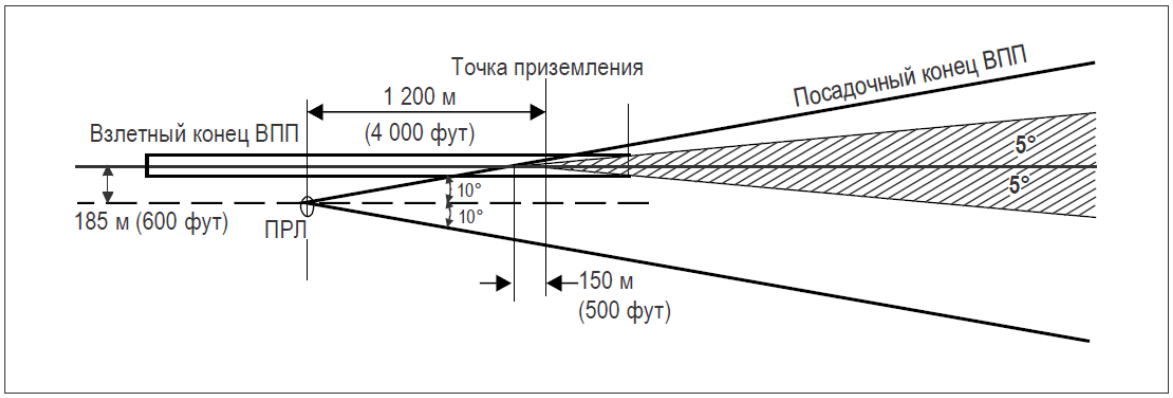


Рис. С-15. Минимальная удаленность ПРЛ от точки приземления при смещении от оси ВПП на 185 м (600 фут), когда сканирование производится в пределах ± 10° по магнитному пеленгу воздушного судна (QDR) относительно ВПП

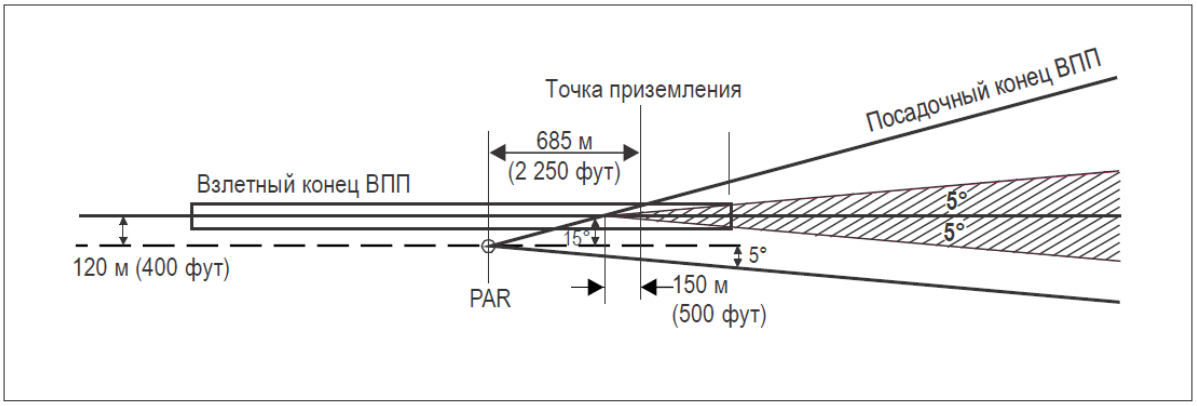


Рис. С-16. Минимальная удаленность ПРЛ от точки приземления при смещении от оси ВПП на 120 м (400 фут), когда сканирование производится в пределах 5 и 15° по магнитному пеленгу воздушного судна (QDR) относительно ВПП

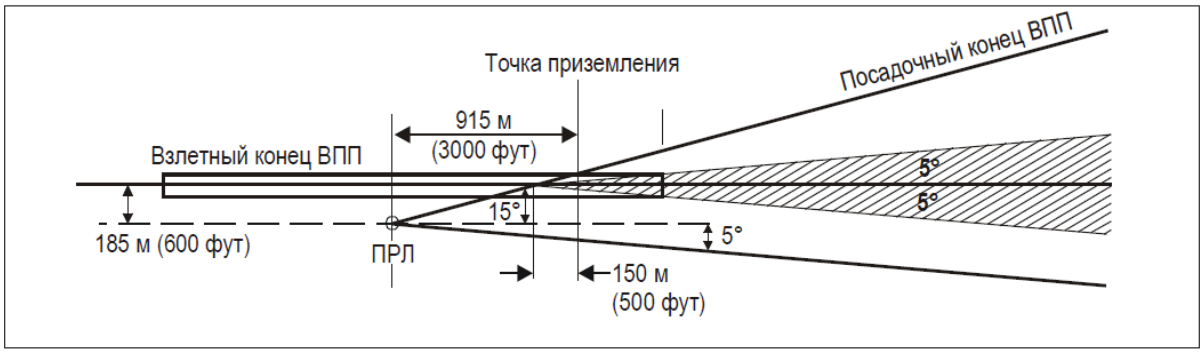


Рис. С-17. Минимальная удаленность ПРЛ от точки приземления при смещении от оси ВПП на 185 м (600 фут), когда сканирование производится в пределах 5 и 15°

по магнитному пеленгу воздушного судна (QDR) относительно ВПП

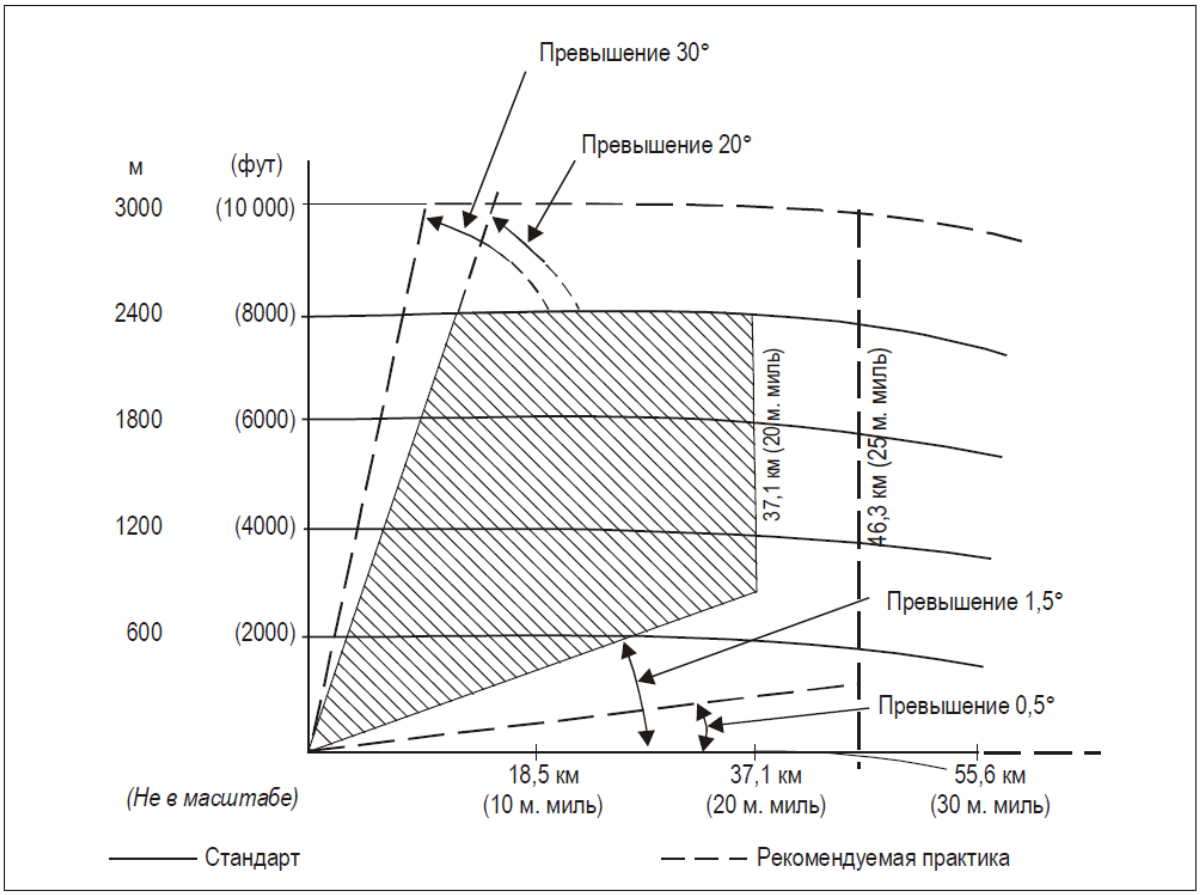


Рис. С-18. SRE посадочной радиолокационной системы.

Вертикальный охват при отражающей поверхности воздушного судна, равной 15 м^2

5 Технические требования, предъявляемые к маркерным радиомаякам (маршрутным), работающим на частоте 75 МГц

5.1 Антенные решетки маркерных радиомаяков

5.1.1 Общие сведения. Ниже приводится описание типов антенных решеток маркерных радиомаяков, которые часто встречаются в настоящее время. Эти типы решеток являются простейшими конструкциями, удовлетворяющими обычным требованиям; в особых случаях могут потребоваться решетки с лучшими характеристиками (см. примечание к п. 5.1.4).

5.1.2 Конусные маркерные радиомаяки.

а) Излучающая система. Излучающая система состоит из двух горизонтальных многодипольных решеток, установленных под прямыми углами друг к другу; каждая решетка состоит из двух коллинеарных полуволновых излучающих элементов, которые установлены на высоте в четверть длины волны над противовесом и центры которых удалены друг от друга приблизительно на расстояние полуволны. Токи в диполях и в соответствующих элементах подобраны таким образом, чтобы:

1) ток в одной секции многодипольной антенной решетки был равен току в другой решетке, но смещен по временной фазе на 90°;

2) токи в излучающих элементах каждой многодипольной антенной решетки были равны и находились во временной фазе.

b) Противовес. Квадратный противовес с минимальными размерами 9 × 9 м, обычно приподнятый над землей приблизительно на 1,8 м (6 фут); если он изготовлен из проволочной сетки, размеры ячеек сетки не должны превышать 7,5 × 7,5 см.

5.1.3 Веерные маркерные радиомаяки для использования только на малых высотах (веерные маркерные радиомаяки малой мощности). Излучающая система способна обеспечить напряженности поля, указанные в п. 3.1.7.3.2 главы 3.

5.1.4 Веерные маркерные радиомаяки для общего использования (веерные маркерные радиомаяки большой мощности):

a) Излучающая система. Излучающая система состоит из четырех горизонтальных коллинеарных (приблизительно) полуволновых излучающих элементов, установленных над противовесом на высоте, соответствующей приблизительно четверти длины волны. Ток в каждом элементе антенны должен находиться в фазе, а отношение токов должно составлять 1:3:3:1.

Примечание. Текущее соотношение между элементами и их высотой над противовесом может быть изменено для получения диаграмм направленности применительно к конкретным эксплуатационным требованиям. Получение улучшенных диаграмм направленности в вертикальной плоскости, необходимых для удовлетворения некоторых эксплуатационных потребностей, можно обеспечить путем регулировки высоты многодипольной антенной решетки над противовесом до величины в четверть длины волны или более, но менее половины длины волны.

b) Противовес. Прямоугольный противовес с минимальными размерами 6 × 12 м, обычно приподнятый над землей приблизительно на 1,8 м (6 фут); если он изготовлен из проволочной сетки, размеры ячеек сетки не должны превышать 7,5 × 7,5 см.

5.2 Опознавательное кодирование для веерных радиомаяков, взаимодействующих с четырехкурсовым радиомаяком

5.2.1 Как правило, веерные маркерные радиомаяки, размещенные по равносигнальным зонам четырехкурсового радиомаяка, не требуют опознавательного сигнала, относящегося к определенному географическому положению, и требуют лишь сигнала, который будет указывать равносигнальную зону, с которой они связаны.

5.2.2 В тех случаях, когда четырехкурсовой маяк имеет не более одного маркерного радиомаяка для каждой равносигнальной зоны, в настоящее время существует практика опознавать маркерный радиомаяк посредством одного тире, если он находится в равносигнальной зоне, направленной на истинный север или в ближайшем к северу направлении по часовой стрелке (восток), и опознавать маркерные радиомаяки, находящиеся в других зонах, посредством двух, трех или четырех тире, в зависимости от того, является ли зона, с которой он связан, второй, третьей или четвертой, считая от севера по часовой стрелке. В тех случаях, когда с одной равносигнальной зоной четырехкурсового радиомаяка связан более чем один веерный маркерный радиомаяк, ближайший к четырехкурсовому радиомаяку маркерный радиомаяк опознается посредством только тире, следующий по удаленности – посредством двух точек, предшествующих тире, третий – посредством трех точек, предшествующих тире, и т. д.

Примечание. В некоторых особых случаях вышеприведенная система кодирования может привести к неоднозначности вследствие того, что два маркерных радиомаяка могут быть связаны с

равносигнальными зонами различных радиомаяков, которые расположены близко географически и перекрывают друг друга. В таких случаях желательно, чтобы опознавательный код одного маркерного радиомаяка отличался от опознавательного кода другого.

6 Материал, касающийся NDB

6.1 Инструктивный материал относительно требующейся напряженности поля NDB, расположенных между 30° северной широты и 30° южной широты

6.1.1 Для обеспечения удовлетворительного обслуживания в пределах номинальной зоны действия NDB, расположенных между 30° с. ш. и 30° ю. ш., требуется минимальное значение напряженности поля 120 мкВ/м, за исключением тех случаев, когда практический опыт использования NDB в течение ряда лет показал, что для удовлетворения эксплуатационных потребностей достаточна минимальная напряженность поля 70 мкВ/м. В некоторых районах требуется напряженность поля, значительно превышающая 120 мкВ/м. К таким районам относятся:

a) Индонезия и Папуа-Новая Гвинея, Бирма, полуостров Малакка, Таиланд, Лаосская Народно-Демократическая Республика, Демократическая Кампучия, Вьетнам и Северная Австралия;

b) бассейн Карибского моря и северная часть Южной Америки;

c) Центральная Африка и юг Центральной Африки.

6.1.2 Напряженность поля 120 мкВ/м основана на имеющемся практическом опыте и является компромиссной величиной между желаемой технически и оправданной экономически величинами.

6.2 Инструктивный материал относительно значения и применения номинальной и эффективной зон действия

6.2.1 Номинальная зона действия

6.2.1.1 Номинальная зона действия, как она определена в п. 3.4.1 главы 3, является средством измеримого обозначения фактических характеристик NDB, которые зависят от частоты, излучаемой мощности и электропроводности участка пути между NDB и точкой на границе зоны действия, где определяется минимальное значение напряженности поля.

6.2.1.2 Было найдено, что номинальная зона действия служит средством упрощения регионального планирования и в некоторых случаях может быть соотнесена с эффективной зоной действия.

6.2.1.3 Использование номинальной зоны действия при планировании частот регулируется следующими критериями:

6.2.1.3.1 Частоты должны применяться с учетом номинальной зоны действия соответствующего NDB таким образом, чтобы разность между интенсивностью сигнала любого NDB на границе его номинальной зоны действия и общей напряженностью поля, обеспечиваемой станциями, работающими на общем и смежных каналах (при соответствующем допуске на характеристики избирательности типового бортового приемника) была не менее 15 дБ в дневное время.

6.2.1.3.2 Указанные в дополнении B к тому V AR-ANS-015 цифровые данные должны соответствующим образом использоваться для определения величины допуска на ослабление

сигналов смежных каналов.

6.2.1.4 Использование номинальной зоны действия при планировании применения частот показывает, что, если не оговорено иное, защита от вредных помех может быть обеспечена только в пределах номинальной зоны действия NDB и лишь в том случае, если излучаемая мощность NDB отрегулирована для обеспечения в соответствующих жестких пределах определенной напряженности поля, которая требуется на границе номинальной зоны действия. В районах, где имеется большое число NDB, любой ненаправленный радиомаяк, обеспечивающий на границе своей номинальной зоны действия сигнал, сила которого значительно превышает силу сигнала, установленную для данного региона, будет в целом вызывать вредные помехи в пределах номинальных зон действия NDB, работающих на общем или смежных каналах в соответствующем районе, и ограничит число NDB, которые могут использоваться в данном регионе в пределах имеющегося спектра частот. В этой связи очень важно, чтобы увеличение излучаемой мощности выше той, которая необходима для обеспечения номинальной зоны действия, особенно в ночное время, когда распространение пространственных волн может вызвать помехи на больших расстояниях, не производилось без согласования с полномочными органами, ведающими радиосредствами, на работе которых, предположительно, может отразиться вышеуказанное увеличение мощности (см. п. 3.4.3 главы 3).

6.2.1.5 Планирование частот значительно облегчается, если используется общее значение минимальной напряженности поля в пределах желаемой зоны действия.

6.2.1.6 Значительный накопленный опыт показывает, что в зонах с относительно малым уровнем помех, например в Европе, считается удовлетворительной напряженность поля 70 мкВ/м.

6.2.1.6.1 Опыт также показывает, что величина напряженности поля 120 мкВ/м в целом считается удовлетворительной для районов с более высоким уровнем помех, но для районов с очень большим уровнем этих помех она будет недостаточной. В таких районах в качестве общего руководства могут использоваться сведения, которые приводятся в разделе 6.3.

6.2.2 Связь между номинальной и эффективной зонами действия

6.2.2.1 Номинальная зона действия может близко коррелироваться с эффективной при следующих условиях:

a) когда минимальная напряженность поля в пределах номинальной зоны действия такова, что в течение большей части времени она превышает напряженность поля, обусловленную атмосферными или другими помехами, в достаточной мере для обеспечения того, чтобы последние не искажали индицируемую на борту воздушного судна информацию до такой степени, что ее невозможно было использовать;

b) когда отношение интенсивности полезного сигнала к интенсивности паразитного сигнала превышает требуемое минимальное значение во всех точках в пределах зоны действия в достаточной мере для обеспечения того, чтобы паразитные сигналы не искажали индицируемую на борту воздушного судна информацию до такой степени, что ее невозможно было использовать.

6.2.2.2 Поскольку обычно самый слабый сигнал в пределах зоны действия наблюдается на ее границе, эти условия означают, что на границе напряженность поля должна быть такой, чтобы ее отношение к уровням атмосферных помех обеспечивало в течение большей части времени приемлемую индикацию информации на борту воздушного судна; что касается величины сигнала на границе зоны, общее планирование должно обеспечивать, чтобы в течение большей части времени отношение величины данного сигнала к величине паразитных сигналов превышало требуемое значение.

6.2.2.3 Хотя используемая для частотного планирования величина 70 мкВ/м считается приемлемой в Европе (т. е. севернее широты 30°) в смысле обеспечения зон действия, которые в большинстве случаев близко приближаются к эффективной зоне действия, однако имеющийся опыт недостаточен для доказательства того, что величина 120 мкВ/м пригодна для общего использования в зонах с высоким уровнем помех. Следует ожидать, что при сильных помехах номинальные зоны действия, основанные на граничном значении 120 мкВ/м, будут во многих случаях значительно превышать фактическую эффективную зону действия. В таких районах для обеспечения лучшей корреляции между номинальной и средней фактической эффективной зонами действия может оказаться целесообразным выбирать граничное значение, более точно основанное на пропорциональности величин помех в этом районе величинам помех в районах, в которых граничное значение установлено удовлетворительно (например, в Европе), или определять соответствующее значение путем статистического анализа фактических эффективных зон действия NDB в районе с известными характеристиками.

6.2.2.4 Однако важно учесть, что минимальные значения напряженности поля, основанные на простом сравнении уровней помех в различных районах, могут быть недостаточными, поскольку такие факторы, как частота появления помех, их характер и влияние на бортовой приемник, а также характер полетов могут видоизменять отношения, определенные таким путем.

6.2.2.5 Величины помех, приходящихся на сутки и на тот или иной сезон в различных частях света, приводятся в докладе 322 МККР, вышедшем отдельным изданием.

6.2.2.5.1 Корреляция этих величин с фактическими местными условиями и результаты вычисления необходимых отношений сигнал/шум для эффективного эксплуатационного использования ADF еще полностью не определены.

6.2.3 Эффективная зона действия

6.2.3.1 Эффективная зона действия в том виде, как она определена в п. 3.4.1 главы 3, представляет собой зону, окружающую NDB, в пределах которой в определенное время может быть получена полезная для соответствующего эксплуатанта информация. Следовательно, эта зона является показателем характеристик работы NDB в преобладающих условиях.

6.2.3.2 Эффективная зона действия ограничена отношением интенсивности устойчивого (без замирания) сигнала, принимаемого от NDB, к общему шуму, перехваченному приемником ADF. Если это отношение падает ниже предельного значения, то не могут быть получены удовлетворительные пеленги. Следует также заметить, что в некоторых случаях эффективная зона действия может быть ограничена дальностью уверенного приема используемого опознавательного сигнала.

6.2.3.3 Интенсивность сигнала, принимаемого от NDB, зависит от:

a) мощности, подводимой к антенне NDB;

b) эффективности излучения антенны, которая изменяется в зависимости от высоты антенны и других характеристик излучающей системы;

c) проводимости пути между NDB и приемником, которая может сильно отличаться в зависимости от позиции антенны и всегда меньше на суше, чем на море;

d) рабочей радиочастоты.

6.2.3.4 Помехи, пропускаемые приемником, зависят от:

a) полосы пропускания приемника;

b) уровня атмосферных помех, которые изменяются в зависимости от географического района, времени суток и времени года и которые могут достигать очень высокого уровня во

время грозы;

c) уровня помех, создаваемых другими радиоизлучениями на той же частоте или на смежных частотах, который в большой степени зависит от числа NDB, имеющихся в соответствующем районе, и эффективности регионального планирования;

d) уровня помех, обусловленного электрическими помехами на борту воздушного судна или промышленными помехами (создаваемыми электрическими двигателями и т. д.), когда зона действия NDB проходит над индустриальными районами.

6.2.3.4.1 Следует заметить, что влияние помех зависит от характеристик приемника ADF и взаимодействующего оборудования, а также от характера помех (например, постоянные или импульсные помехи).

6.2.3.5 Еще один фактор, который ограничивает эффективную зону действия NDB, проявляется ночью, когда происходит взаимодействие между составляющими сигнала, которые распространяются соответственно в горизонтальной плоскости (распространение поверхностных волн) и путем отражения от ионосферы (распространение пространственных волн). При наличии взаимодействия между этими составляющими, которые достигают приемника ADF с разными фазами, возникают погрешности пеленга ("ночной эффект").

6.2.3.6 Таким образом, видно, что эффективная зона действия NDB зависит от многих факторов, причем некоторые из них являются переменными, поэтому невозможно простым способом определить эффективную зону действия данного радионавигационного средства. Фактически эффективная зона действия NDB изменяется в зависимости от времени суток и времени года.

6.2.3.6.1 Отсюда любая попытка определить эффективную зону действия, которую можно было бы обеспечивать в любое время суток или года, либо приведет к получению очень малой величины зоны действия (поскольку она будет выражать зону действия, полученную в наихудших условиях атмосферных помех и т. д.), что создает совершенно неправильное представление об эффективности NDB, либо даст результат, который потребует такую большую мощность передатчика и дорогостоящую антенную систему (для обеспечения требуемой зоны действия в наихудших условиях), что установке такого NDB препятствовали бы большие начальные и эксплуатационные затраты. Невозможно дать какую-либо конкретную формулу для определения того, какая номинальная зона действия будет эквивалентна желаемой эффективной зоне действия, поэтому соотношение между ними должно устанавливаться на региональной основе.

6.2.3.7 Те, кого интересуют эксплуатационные аспекты зоны действия NDB, должны, как правило, учитывать потребности в отношении обеспечения желаемой эксплуатационной зоны действия; при региональном планировании обычно будет необходимо производить оценку таких потребностей с точки зрения обеспечения номинальной зоны действия, по которой можно будет определить основные характеристики необходимого NDB и зону, требующую защиты от вредных помех. Невозможно дать какую-либо конкретную формулу для определения того, какая номинальная зона действия будет эквивалентна желаемой эксплуатационной зоне действия, поэтому соотношение между ними должно устанавливаться на региональной основе.

6.2.3.8 Некоторые государства зарегистрировали данные о NDB и их эффективных зонах действия; сбор подобной информации явился бы практическим способом осуществления оценки эффективной зоны действия в зависимости от номинальной зоны действия радионавигационных средств в определенном районе. Эта информация была бы также полезна для дальнейшего регионального планирования. С целью уменьшения количества факторов, связанных с оценкой эффективной зоны действия, было бы желательно установить критерии для определения пределов полезной зоны действия в зависимости от реакции индикатора пеленга. Вышеуказанные данные, а также результаты измерения фактической напряженности

поля в пределах зоны действия NDB также позволили бы определить эффективность существующих установок и указать меры по их совершенствованию, которые могут оказаться необходимыми для обеспечения желаемой эффективной зоны действия.

6.3 Зона действия NDB

6.3.1 Введение

6.3.1.1 Нижеследующие исследования основаны на последних данных относительно условий распространения и помех, которые имеются в распоряжении МСЭ. Они включены в настоящее дополнение в качестве общих инструктивных указаний при планировании NDB. Особое внимание следует обратить на сделанные допущения.

6.3.1.2 При использовании настоящего материала необходимо тщательно изучить вопрос о верности вышеуказанных допущений применительно к конкретным условиям; в частности, необходимо отметить, что предполагаемые отношения сигнал/шум требуют дальнейшего тщательного изучения до того, как они будут приняты как репрезентативные для отношений, ограничивающих полезный прием.

6.3.2 Допущения

1. Рабочая частота – 300 кГц.

Однако в случае необходимости указываются частоты 200 и 400 кГц.

2. a) Средняя проводимость почвы:

($\sigma = 10^{-13}$ эл. магн. ед.)

b) Средняя проводимость морской воды:

($\sigma = 4{,}10^{-11}$ эл. магн. ед.)

3. Уровень атмосферных помех (среднеквадратичное значение), преобладание которых вероятно: 1) днем, 2) ночью над сушей в пределах упомянутых широт. [Величины предполагаемых помех взяты из рекомендации МСЭ-Р Р. 372-6 и приняты в качестве среднего уровня помех днем и ночью в периоды равнодействия, т. е. они представляют собой величины, которые, предположительно, могут превышаться в течение 20–25 % времени года.]

4. Мощности на входе антенн NDB:

a) 5 кВт,

b) 1 кВт,

c) 500 Вт,

d) 100 Вт,

e) 50 Вт,

f) 10 Вт.

5. Нижеследующие средние значения КПД антенн, то есть отношение:

$$\left[\frac{\text{Излучаемая мощность}}{\text{Мощность на входе антенны}}\right].$$

	Мощность на входе антенны	*КПД антенны*
a)	5 кВт	20 % (–7 дБ)
b)	5 кВт	10 % (–10 дБ)
c)	1 кВт	8 % (–11 дБ)
d)	500 Вт	5 % (–13 дБ)
e)	100 Вт	3 % (–15 дБ)
f)	50 ВТ	2 % (–17 дБ)
g)	10 Вт	1 % (–20 дБ)
h)	10 Вт	0,3 % (–25 дБ)

i) Величина в подпункте a) включена потому, что такой КПД можно обеспечить при использовании более сложной антенной системы, чем обычно применяемые.

ii) Величина в подпункте h) включена потому, что многие маломощные NDB используют антенны с очень небольшим КПД.

6. Полоса пропускания приемника ADF равняется 6 кГц.

7. Требуемые отношения сигнал (среднее значение)/шум (среднеквадратичное значение):

a) 15 дБ днем;

b) 15 дБ ночью.

6.3.3 *Результаты исследований*

A. Минимальные значения напряженности поля, необходимые на границе номинальной зоны действия:

Широта	*Днем при отношении сигнал/шум 15 дБ*	*Ночью при отношении сигнал/шум 15 дБ*
5°с. ш. – 5°ю. ш.	320 мкВ/м (+50 дБ)	900 мкВ/м (+59 дб)
5 – 15°с. и ю. ш.	85 мкВ/м (+39 дБ)	700 мкВ/м (+57 дб)
15 – 25°с. и ю. ш.	40 мкВ/м (+32 дБ)	320 мкВ/м (+50 дб)
25 – 35°с. и ю. ш.	18★мкВ/м (+25 дБ)	120 мкВ/м (+42 дб)
> 35°с. и ю. ш.	18★мкВ/м (+25 дБ)	50 мкВ/м (+35 дб)

Если цифра помечена звездочкой, это означает, что при наличии сильных авиационных и(или) промышленных помех может оказаться необходимым использовать величины напряженности поля, которые в два–три раза превышают указанные величины (от +6 до +10 дБ).

B. Зона действия NDB (выраженная в виде радиуса круга, в километрах, в центре которого находится данное радионавигационное средство), которую можно ожидать с учетом сделанных допущений:

1) Днем, над сушей, при отношении сигнал/шум 15 дБ на границе зоны действия:

	Входная мощность антенны							
Широта	(a) 5 кВт	(b) 5 кВт	(c) 1 кВт	(d) 500 Вт	(e) 100 Вт	(f) 50 Вт	(g) 10 Вт	(h) 10 Вт
5°с. ш. – 5°ю. ш.	320	300	170	120	50	30	10	<10
5 – 15°с. и ю. ш.	510	470	320	250	150	90	40	10
15 – 25°с. и ю. ш.	>600	600	450	350	220	160	70	45
25 – 35°с. и ю .ш.	>600★	>600★	600★	500★	330★	250★	130★	80★
>35°с. и ю. ш.	>600★	>600★	>600★	500★	330★	250★	130★	100★

2) Ночью, над сушей, при отношении сигнал/шум 15 дБ на границе зоны действия:

	Входная мощность антенны							
Широта	(a) 5 кВт	(b) 5 кВт	(c) 1 кВт	(d) 500 Вт	(e) 100 Вт	(f) 50 Вт	(g) 10 Вт	(h) 10 Вт
5°с. ш. – 5°ю. ш.	190	150	85	50	20	<10	<10	<10
5 – 15°с. и ю. ш.	210	180	110	70	25	15	<10	<10
15 – 25°с. и ю. ш.	320	300	170	120	50	30	10	<10
25 – 35°с. и ю. ш.	390	390	280	200	100	70	25	15
>35°с. и ю. ш.	390	390	390	310	180	120	50	30

6.3.3.1 Необходимо отметить, что во всех вышеприведенных таблицах:

a) расстояния даны в соответствии с практикой МСЭ в километрах;

b) цифры в последних колонках (10 Вт) вычислены, исходя из того, что на маломощных NDB используются антенны с очень малым КПД (см. п. 6.3.2, допущение 5 h));

c) если цифра помечена звездочкой, это означает, что зона действия может быть ограничена авиационными и промышленными помехами.

6.3.3.2 Необходимо также отметить следующее:

a) использование частоты 200 кГц вместо 300 кГц не оказывает заметного влияния на дальность действия маломощных NDB малой дальности действия, но дальность действия мощных радиомаяков большой дальности действия (например, 150 км и более) будет увеличиваться приблизительно на 20 % по сравнению с дальностью действия, указанной в таблицах;

b) использование частоты 400 кГц вместо 300 кГц не оказывает заметного влияния на дальность действия маломощных NDB малой дальности действия, но дальность действия мощных радиомаяков большой дальности действия (например, 150 км и более) будет уменьшаться приблизительно на 25 % по сравнению с дальностью действия, указанной в таблицах;

c) использование приемника ADF с более узкой полосой, при всех прочих равных условиях, обеспечит бóльшую зону действия при одинаковой излучаемой мощности или, при той же зоне действия, обеспечит улучшение эффективного отношения сигнал/шум.

Например, при использовании полосы пропускания 1 кГц вместо 6 кГц зона действия может быть увеличена на 30 % при той же излучаемой мощности или соответственно эффективное отношение сигнал/шум может быть максимально увеличено на 8 дБ;

d) если какой-либо сектор зоны действия NDB проходит над морем, можно ожидать увеличения дальности действия в пределах данного сектора благодаря:

1) лучшему распространению поверхностной волны над морем, чем над сушей;

2) тому, что уровень помех, который очень высок над сушей, часто довольно резко падает при удалении от суши, поэтому можно предполагать, что указанные в таблицах расстояния могут быть увеличены приблизительно на 30 % днем и на 20 % ночью, если путь радиоволны проходит

над морем;

e) если, однако, NDB расположен на острове, удаленном от массивов суши (например, где-то в центре Тихого или Атлантического океана, но не в бассейне Карибского моря), зона действия данного средства будет значительно больше, особенно в тропических широтах, чем указано в таблицах; в таких случаях, благодаря значительно более низкому уровню атмосферных помех в зонах, расположенных посредине океана, по сравнению с уровнем помех над массивами суши или вблизи их, для всех широт могут быть приняты цифры, аналогичные тем, которые указаны для широт выше 35° северной и южной широты.

6.3.4 Ограничение зоны действия радиомаяка в ночное время в связи с "ночным эффектом".

a) Расстояния, на которых ночью составляющие, относящиеся к поверхностной и пространственной волнам принимаемого поля, равны, будут следующими:

Частота	*Над сушей*	*Над морем*
200 кГц	500 км	550 км
300 кГц	390 км	520 км
400 кГц	310 км	500 км

b) Расстояния, на которых ночью составляющая, относящаяся к поверхностной волне принимаемого поля, превышает составляющую, относящуюся к пространственной волне, на 10 дБ, будут следующими:

Частота	*Над сушей*	*Над морем*
200 кГц	300 км	320 км
300 кГц	230 км	300 км
400 кГц	200 км	280 км

c) Следовательно, вследствие взаимодействия двух составляющих принимаемого поля на гораздо бóльших расстояниях, чем указано в п. 6.3.4 b), вероятность получения надежных пеленгов ночью мала. Данные расстояния не зависят от мощности NDB.

d) Кроме того, следует отметить, что, хотя в тех случаях, когда путь проходит над сушей и имеет хорошую проводимость, ночной эффект будет иметь серьезное влияние лишь на несколько бóльших расстояниях, чем те, которые указаны для путей с плохой проводимостью, ночной эффект может проявляться на более близких расстояниях. Это будет также в некоторой степени зависеть от характеристик излучающей системы.

6.4 Факторы, влияющие на работу NDB

6.4.1 Глубина модуляции

6.4.1.1 Выдвигая требование о том, чтобы глубина модуляции поддерживалась, насколько это практически возможно, максимально ближе к 95 %, следует заметить, что при использовании выделенных для NDB частот обычно применяемые небольшие антенны могут оказывать влияние на эффективную глубину модуляции системы NDB вследствие подавления боковых полос.

6.4.1.2 При использовании частот этого порядка размер антенны обычно составляет лишь небольшую часть длины волны, поэтому им присуща высокая степень реактивации и они имеют высокий коэффициент добротности (Q).

6.4.1.3 Этот эффект иллюстрируется на рис. С-19; график построен на основе результатов измерений, проведенных одним государством. Модулирующая частота в этих измерениях составляет 1020 Гц. Если используется более низкая модулирующая частота, вышеуказанный

эффект уменьшается.

6.4.1.4 Для уменьшения подавления боковых полос следует пытаться снижать Q антенны. Этого можно добиться двумя способами, а именно путем увеличения или ее емкости, или сопротивления.

6.4.1.5 Включение дополнительного сопротивления в антенну вызывает потерю мощности, в то время как при увеличении емкости этого не происходит. Кроме того, увеличение емкости ведет к уменьшению напряжения в системе и, следовательно, к упрощению проблемы изоляции.

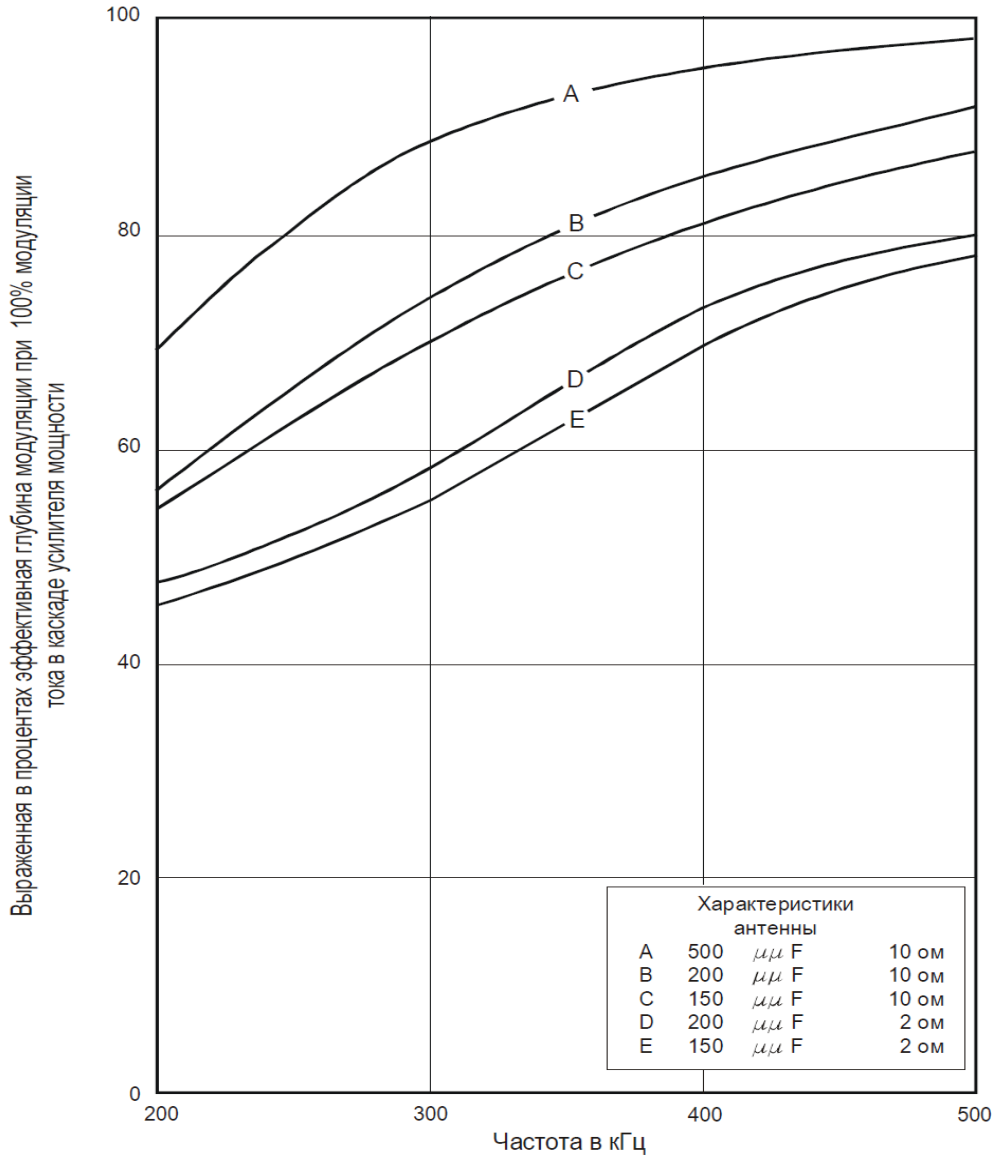
6.4.1.6 По этим причинам представляется желательным увеличивать емкость антенны путем применения оконечной нагрузки, как, например, в зонтичной антенне.

6.4.2 Системы заземления

Планирование частот производится на основе допущения того, что будет поддерживаться соответствующее значение напряженности поля. При высоком сопротивлении заземления (то есть при недостаточно развитой системе заземления) не только КПД антенны будет низким, но и излучаемая мощность будет чувствительной к изменениям климатических условий и других факторов, влияющих на потери в земле. Во всех случаях система заземления должна быть возможно лучшей с учетом всех местных условий.

6.5 Соображения, влияющие на выбор модулирующей частоты NDB, работающих в режиме NON/A2A

Признание того факта, что современные узкополосные приемники ADF имеют улучшенные характеристики избирательности, требует учета того обстоятельства, что поскольку ослабление звуковых сигналов боковых полос приводит к снижению эффективной глубины модуляции сигнала, это, следовательно, приводит к уменьшению расстояния, на котором возможно удовлетворительное опознавание. В таких случаях считается, что опознавание будет лучше обеспечиваться на частоте 400 Гц, а не 1020 Гц. Однако наблюдаются случаи, когда в условиях сильных атмосферных помех частота 1020 Гц может обеспечить более разборчивый сигнал.



Примечание. Модулирующая частота в этих измерениях составляла 1020 Гц.

Рис. С-19. Влияние Q антенны на глубину модуляции излучаемого сигнала

7 Материал, касающийся DME

7.1 Инструктивный материал о DME/N и DME/P

7.1.1 Эффективность системы

7.1.1.1 Эффективность системы представляет собой комбинированный результат искажения в нисходящем канале связи, времени запирания наземного приемоответчика, искажения в восходящем канале связи и эффективности аппаратуры обработки сигналов запросчика. В связи с тем что каждая из этих составляющих эффективности является

статистически независимой, они могут подсчитываться в отдельности и затем объединяться с целью определения эффективности системы. Влияние одной составляющей определяется процентным отношением достоверных ответов, обработанных запросчиком и являющихся ответами на его собственные запросы, при условии, что все другие составляющие отсутствуют. В таком случае эффективность системы будет представлять собой результат влияния отдельных составляющих.

7.1.1.2 При подсчете эффективности системы следует учитывать число пропущенных ответов, а также точность измерения дальности, полученную с помощью принятых ответов. Пропуски могут появиться в результате влияния помех на сигнал вследствие искажений или запросов, принимаемых приемоответчиком во время запирания. Ответы, содержащие значительные погрешности и поэтому подавляемые запросчиком при обработке сигнала, при подсчете составляющей эффективности также следует рассматривать как пропущенные ответы.

7.1.1.3 Частота помех, вызываемых искажениями, зависит от плана присвоения каналов, загрузки трафика и ширины полос приемников наземного приемоответчика запросчика. Поскольку в режиме FA полоса приемника шире, чем в режиме IA, он в большей степени подвержен воздействию помех. Эти факторы учитывались при определении системы DME/P, и обычно для них не требуется специального рассмотрения полномочным органом, ответственным за производство полетов.

7.1.2 Искажения в нисходящем канале связи

Искажения в нисходящем канале связи имеют место, когда на достоверные запросы в наземном приемоответчике влияют совпадающие по времени запросы других воздушных судов, что приводит к потере сигнала или появлению погрешностей при измерении времени прихода сигнала. Такая нежелательная загрузка канала "воздух – земля" является функцией наличия вблизи работающего приемоответчика нескольких запрашивающих воздушных судов, соответствующего распределения частот запроса и значений амплитуд сигналов, принятых приемоответчиком.

Примечание. Искажение "приемоответчик – приемоответчик" контролируется полномочными органами, ответственными за присвоение канала.

7.1.3 Искажения в восходящем канале связи

Искажения в восходящем канале связи имеют место, когда на достоверные ответы в запросчике влияют другие приемоответчики, что приводит к потере сигнала или появлению погрешностей при измерении времени прихода сигнала. Искажение может быть помехой, исходящей от любого приемоответчика, частота которого находится в пределах полосы пропускания запросчика, включая запросчики, работающие на той же частоте, но с другим кодированием импульсов. Такая нежелательная загрузка канала "земля – воздух" является функцией наличия вблизи запросчика нескольких приемоответчиков, соответствующего распределения частот ответов и значений амплитуды сигналов, принятых запросчиком.

7.1.4 Эффективность аппаратуры обработки сигналов запросчика

Эффективность аппаратуры обработки сигналов запросчика представляет отношение количества ответов, обработанных запросчиком, к количеству запросов при отсутствии влияния искажения и времени запирания приемоответчика. Такая эффективность зависит от порогового уровня ответного импульса и уровня шума приемника.

7.1.5 Взаимосвязь между обслуживаемым воздушным судном и скоростью передачи

7.1.5.1 Техническое требование к максимальной скорости передачи приемоответчика устанавливает максимальный уровень средней мощности передатчика. В разделе 3.5.4.1.5.5 главы 3 рекомендуется, чтобы приемоответчик обладал возможностью передачи со скоростью

2700 импульсных пар в секунду, если должны обслуживаться 100 воздушных судов. Это является типовой нагрузкой приемоответчика при обслуживании 100 воздушных судов. Для определения реальной возможности скорости передачи, которой должно обладать данное средство во время пиковых условий движения, требуется оценить максимальное число запросчиков. Для подсчета нагрузки от запросов для приемоответчика необходимо учитывать следующие факторы:

a) число воздушных судов в период пикового движения;

b) число запросчиков, используемых на каждом воздушном судне;

c) распределение рабочих режимов используемых запросчиков (например, поиск, начальный этап захода на посадку, конечный этап захода на посадку, наземная проверка);

d) соответствующую частоту повторения импульсов, указанную в п. 3.5.3.4 главы 3.

7.1.5.2 Имея данные о нагрузке запросчика, полученные, исходя из условия пикового движения, а также эффективности приемоответчика при такой нагрузке, может быть вычислена результирующая скорость ответов, устанавливающая, таким образом, функциональные возможности передатчика. Такая скорость ответов представляет собой уровень, который при превышении сказывается на уменьшении чувствительности приемника (как указано в п. 3.5.4.2.4 главы 3) для того, чтобы сохранить скорость ответов на максимальном уровне или ниже его.

7.1.6 Размещение DME, взаимодействующего с ILS или MLS

7.1.6.1 Для удовлетворения существующих эксплуатационных требований там, где это возможно, DME должно обеспечивать в кабине пилота индикацию нулевой дальности в точке приземления.

7.1.6.2 Оптимальное местоположение приемоответчика DME определяется рядом технических и эксплуатационных факторов. DME/N может устанавливаться совместно с ILS или MLS в тех случаях, когда это позволяют эксплуатационные требования; оборудование DME/P, которое обеспечивает более высокую точность и зону действия во всем районе ВПП, требуется для обеспечения более гибких и усложненных полетов, которые возможны при использовании системы MLS.

7.1.6.3 В случае DME/N обеспечение индицируемой нулевой дальности может быть достигнуто за счет размещения приемоответчика по возможности ближе к точке, в которой требуется индикация нулевой дальности. С другой стороны, временная задержка приемоответчика может регулироваться, чтобы позволить запросчикам воздушных судов указывать нулевую дальность на определенном расстоянии от антенны DME. Если индицируемая нулевая дальность соответствует точке, отличной от места установки антенны DME, следует рассматривать вопрос об опубликовании данной информации.

7.1.6.4 В случае DME/P, для удовлетворения требований к точности и зоне действия, в особенности в районе ВПП, рекомендуется, чтобы DME/P располагалась как можно ближе к азимутальному оборудованию MLS в соответствии с критериями высоты пролета препятствий. Для должным образом оборудованных воздушных судов с полными возможностями системы MLS требуемая индикация нулевой дальности может быть получена за счет использования основных данных MLS. Следует обратить внимание, что для этой цели нельзя регулировать временную задержку приемоответчика DME/P.

7.1.6.5 Желательно, чтобы все пользователи получали индицируемую нулевую дальность в точке приземления, независимо от установленного бортового оборудования. Для этого необходимо будет разместить DME/P на траверзе ВПП в точке приземления. В этом случае требования к точности DME/P не будут удовлетворяться на ВПП. Необходимо отметить, что только слово 3 основных данных MLS позволяет в определенных пределах кодировать координаты DME/P.

7.1.6.6 В том случае, когда MLS/DME/P и ILS/DME/N обслуживают одну ВПП, индикация нулевой дальности на борту воздушного судна, оборудованного MLS с минимальными возможностями, может соответствовать месту установки азимутальной антенны MLS, если оно выполняет заход на посадку по MLS, и точке приземления, если оно выполняет заход на посадку по ILS. Поскольку с эксплуатационной точки зрения, особенно с точки зрения УВД, это считается неприемлемым, а также если утраивание частоты ILS/MLS/DME невозможно для предотвращения перемещения DME/N, внедрение DME/P следует отложить до снятия с эксплуатации DME/N.

7.1.6.7 Для индикации нулевой дальности, обеспечиваемой запросчиком DME/N, необходимо опубликовать номинальное расположение приемоответчика.

7.1.6.8 При рассмотрении вариантов размещения DME также необходимо учитывать такие технические факторы, как, например, длину ВПП, ее профиль, особенности местности и высоту антенны приемоответчика, чтобы гарантировать соответствующие уровни сигналов, вблизи порога и вдоль ВПП, а также требуемую зону действия (круговую или сектор). Следует также обратить внимание, что в тех случаях, когда требуется информация о дальности в районе ВПП, маловероятно, что выбранное расположение обусловит потерю запросчиком слежения из-за чрезмерного темпа изменения скорости (т. е. при выборе бокового смещения антенны DME следует проявлять осторожность).

7.1.7 Критерии географического разделения

7.1.7.1 Для расчета фактических конструкций антенны, характеристик оборудования и объемов обслуживания в пп. 7.1.8 и 7.1.9 указаны отношения сигналов, необходимые для обеспечения свободного от помех функционирования различных средств, работающих на каналах DME. Имея такие отношения, географическое разделение средств может быть легко оценено с помощью подсчетов потерь мощности при распространении радиоволн.

7.1.8 Отношения полезного сигнала и сигнала помехи (D/U) в бортовом приемнике

7.1.8.1 В таблице С-6 приведены необходимые отношения полезного сигнала к сигналу помехи для защиты полезного сигнала ответа приемоответчика в бортовом приемнике от различных сигналов таких же частот/смежных частот, аналогичного кода/отличающегося кода, комбинаций мешающих сигналов ответа приемоответчика, которые могут иметь место. Предварительное условие любого расчета с использованием указанных отношений заключается в том, что требование в отношении минимальной плотности мощности полезного сигнала DME удовлетворяется в пределах всей опубликованной рабочей зоны действия. Для первоначального присвоения канала следует использовать отношения полезного сигнала к сигналу помехи, необходимые для защиты бортового оборудования с 6-микросекундными окнами дешифратора. При присвоении канала каждую установку необходимо рассматривать в качестве источника полезного сигнала, а другие установки – в качестве источников сигнала помехи. Если оба типа установок удовлетворяют требованию к соотношению полезного сигнала/сигнала помехи, можно выполнить присвоение канала.

7.1.8.2 В соответствии с этим присвоение канала DME зависит от следующих факторов:

a) Для присвоения одного и того же канала: это условие имеет место, если оба сигнала – полезный и мешающий – передаются по к аналу (W, X , Y и ли Z), имеющему одну и ту же частоту и тот же код. Отношение полезного сигнала к сигналу помехи должно быть равно по крайней мере 8 дБ во всем объеме.

b) Для одной и той же частоты, но при различных кодах: данное условие имеет место, когда одна установка работает на канале X, а другая на канале W. Аналогичным образом это также применимо к комбинации каналов Y и Z.

c) Для первой смежной частоты при одних и тех же кодах: данное условие имеет место,

когда оба сигнала – полезный и мешающий – являются сигналами типа W, X, Y или Z.

d) Для первой смежной частоты при различных кодах: данное условие имеет место, когда одна установка работает на канале X, а другая на канале W, но с разносом частот ответа приемоответчиков, равным 1 МГц.

Аналогичным образом это также применимо к комбинации канала Y и канала Z.

e) Для второй смежной частоты того же или другого кода: обычно нет необходимости в защите комбинаций вторых смежных частот. Однако следует обратить особое внимание на примечание 4 к таблице С-6, в особенности если мешающим средством является приемоответчик DME/P.

Таблица С-6. Показатель защиты D/U (дБ)

Тип назначения частоты	A	B
Одна и та же частота:		
одинаковый импульсный код	8	8
различный импульсный код	8	–42
Первая смежная частота:		
одинаковый импульсный код	$-(P_u - 1)$	–42
различный импульсный код	$-(P_u + 7)$	–75
Вторая смежная частота:	$-(P_u + 19)$	–75
одинаковый импульсный код	$-(P_u + 27)$	–75
различный импульсный код		

Примечание 1. Отношения D/U в колонке A обеспечивают защиту запросчиков DME/N, работающих на каналах X или Y. Колонка A применяется к подавлению в дешифраторе с окнами в 6 мкс.

Примечание 2. Отношения D/U в колонке B обеспечивают защиту запросчиков DME/N или DME/P, имеющих характеристики избирательности в соответствии с пп. 3.5.5.3.4.2 и 3.5.5.3.4.3 главы 3 и обеспечивающих подавление в дешифраторе в соответствии с п. 3.5.5.3.5 главы 3.

Примечание 3. P_u соответствует пиковке эффективной излучаемой мощности мешающего сигнала в дБВт.

Примечание 4. Требование к защите частоты определяется диаграммами направленности антенн данного и мешающего средства и EIRP мешающего средства.

Примечание 5. При определении защиты смежного канала величина показателя D/U в колонке A не должна превышать величину в колонке B.

7.1.9 Специальные вопросы, касающиеся присвоения каналов Y и Z для DME

Планом присвоения каналов DME предусматривается, что частота ответа канала Y или Z приемоответчика аналогична частоте запроса канала другого DME. В том случае, если частота ответа одного DME совпадает с частотой запроса второго DME, два приемоответчика должны быть разнесены на расстояние бóльшее, чем расстояние радиогоризонта между ними. Расстояние радиогоризонта рассчитывается с учетом превышений антенн двух приемопередатчиков.

7.1.10 Особые соображения, касающиеся DME/P, взаимодействующего с ILS

7.1.10.1 На тех ВПП, где планируется установить DME, взаимодействующее с ILS, и где планируется начать в ближайшее время полеты по MLS/RNAV, желательно устанавливать DME/P.

7.1.10.2 В случае если обеспечиваемую DME/P информацию об удалении

предполагается использовать по всему району аэродрома, парные запросные импульсы, передаваемые с правильным интервалом и номинальной частотой, должны вызывать срабатывание приемоответчика, если пиковая плотность мощности на антенне приемоответчика составляет не менее –93 дБВт/м^2. Этот уровень чувствительности основан на значениях, указанных в п. 3.5.4.2.3.1 главы 3, и применяется к режиму IA DME/P, и предполагается, что при таком уровне DME/P, работая в режиме IA, будет обеспечивать такую же эффективность ответного сигнала и, как минимум, такую же точность, как и DME/N.

7.1.11 Аспекты использования приемоответчика универсального доступа (UAT)

7.1.11.1 Критерии планирования частот, обеспечивающие совместимость DME и UAT, содержатся в части II Руководства по приемопередатчику универсального доступа (UAT) (GM-GEN-081).

7.2 Инструктивный материал, касающийся только DME/N

7.2.1 Зона действия DME/N

7.2.1.1 Из рис. С-20 можно определить возможность конкретной установки обеспечивать требуемую частотно-защищенную зону действия. Потери распространения на траекториях без помех определяются с помощью модели распространения IF-77.

7.2.1.2 Во всех случаях, когда DME, который обеспечивает зону действия, а использует направленную либо двунаправленную антенну, для извлечения всех выгод применения сокращенных требований к разделению вне главного лепестка антенн следует учитывать диаграмму направленности антенн по азимуту и углу места. Фактические диаграммы направленности антенн зависят от ряда факторов, включая высоту фазового центра антенны, высоту противовеса антенны DME над уровнем земли (AGL), неровности поверхности местности, рельеф местности, превышение позиции над средним уровнем моря (MSL), а также электропроводимость земли и противовеса антенны. Для обеспечения зоны действия в сложных условиях рельефа местности и размещения оборудования может потребоваться соответствующим образом увеличить эквивалентную изотропно излучаемую мощность (EIRP). С другой стороны, практический опыт показывает, что зачастую в реальных условиях эксплуатации при благоприятном расположении оборудования и в менее пессимистических условиях удовлетворительная работа системы обеспечивается при более низком уровне EIRP. Однако для учета минимальной EIRP в провалах между лепестками реальной диаграммы направленности антенны в вертикальной плоскости рекомендуется использовать значения, указанные на рис. С-20.

Примечание. Дополнительный инструктивный материал содержится в Справочнике по спектру радиочастот для нужд гражданской авиации с изложением утвержденной политики ИКАО (GM-GEN-041).

7.2.2 EIRP средств DME/N

7.2.2.1 Указанная в п. 3.5.4.1.5.2 главы 3 величина плотности мощности основана на следующем примере:

Чувствительность бортового приемника	–120 дБВт
Потери в линии передачи, потери из-за рассогласования, изменение полярной диаграммы направленности антенны по отношению к изотропной антенне	+9 дБ
Необходимая мощность в антенне	–111 дБВт

Мощность –111 дБВт в антенне соответствует мощности –89 дБВт/м^2 на средней частоте диапазона.

7.2.2.2 Номинальные величины EIRP, необходимые для получения плотности мощности –89 дБВт/м^2, указаны на рис. С-20. Для обеспечения требуемой зоны действия в сложных условиях рельефа местности и позиции DME может оказаться необходимым увеличить EIRP. Соответственно при благоприятных условиях расположения DME необходимую плотность мощности можно получить при более низкой EIRP.

7.2.3 RNAV на основе DME/DME

7.2.3.1 DME все шире используется для обеспечения операций на основе зональной навигации (RNAV). Несмотря на то, что использование DME для обеспечения операций RNAV не налагает каких-либо дополнительных технических требований на систему DME, тем не менее, в связи с этим возникает ряд дополнительных вопросов в отличие от традиционного использования DME с VOR для обеспечения обычных операций. Эти вопросы кратко рассматриваются ниже.

7.2.3.2 Местоположение DME/DME основывается на триангуляционном местоположении бортовой системы RNAV, определяемом по множеству дальностей DME от места расположения средств DME, заложенных в бортовой базе данных. Результирующая точность определения местоположения зависит от дальности до установок DME и геометрии их относительного расположения. В этой связи для поддержки операций RNAV необходимо принять ряд дополнительных мер для обеспечения адекватной инфраструктуры DME, т. е. наличие достаточного количества установок DME, при этом геометрия их расположения должна быть адекватной для удовлетворения требований к точности. В отношении схем захода на посадку и вылета необходимо также подтвердить, что сигнал имеет адекватную мощность и что не происходит ложная блокировка или разблокировка сигнала вследствие переотражений. При обеспечении достаточного количества установок DME необходимо также определить критические установки DME (т. е. те, которые должны быть в рабочем состоянии для обеспечения необходимых характеристик).

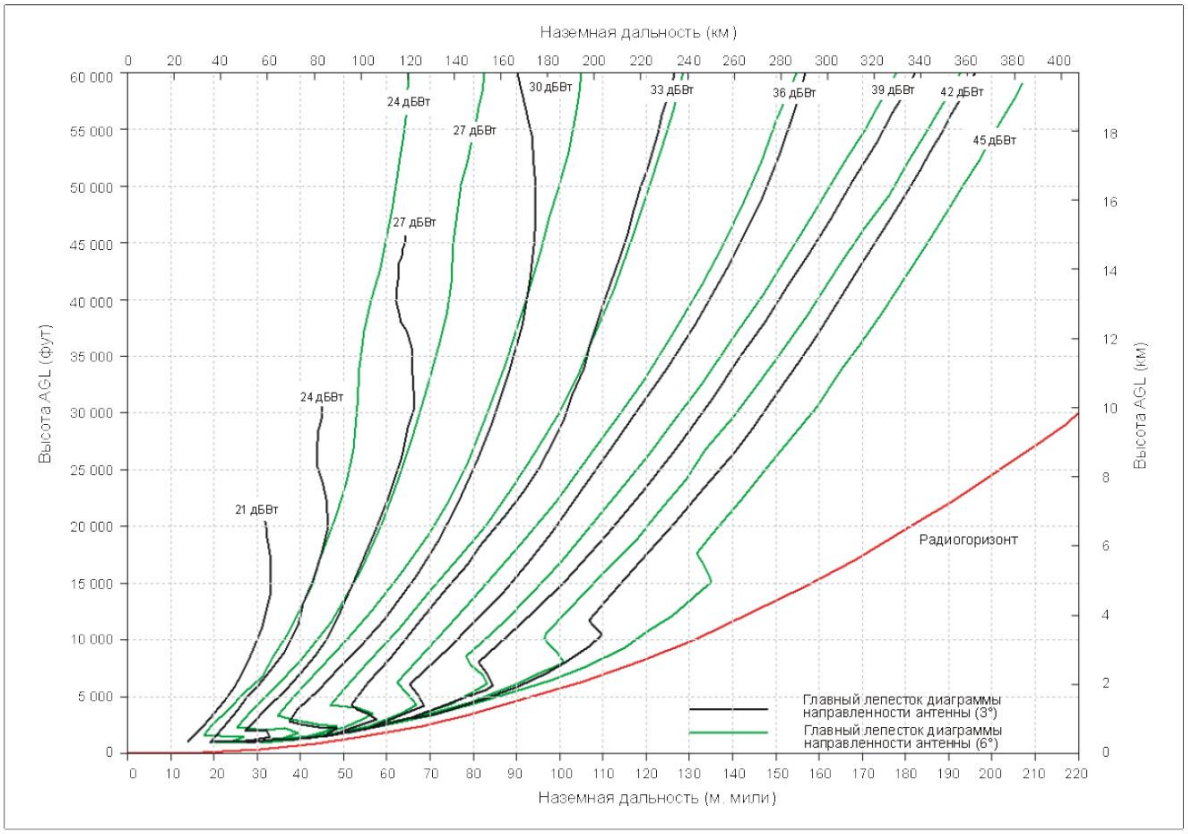


Рис. С-20. Зависимость EIRP, необходимой для обеспечения напряженности поля –89 дБВт/м^2 от высоты над DME и расстояния от него

Примечание 1. Кривые построены на основе модели распространения IF-77 с 4/3 радиуса Земли, которая была подтверждена измерениями.

Примечание 2. На рис. С-20 указан радиогоризонт для антенны DME, расположенной на высоте 5 м (17 фут) AGL на равнинной территории. Экранирующее влияние рельефа местности уменьшает обеспечиваемую дальность.

Примечание 3. В том случае, если антенна располагается значительно выше предполагаемой опорной антенны, радиогоризонт и плотность мощности увеличиваются.

7.2.3.3 Ошибки в опубликованной информации о местоположении средств DME приведут к погрешностям в определении местоположения RNAV. Поэтому важно провести точную съемку позиций DME и ввести надлежащие процедуры, гарантирующие безошибочную публикацию данных о местоположении. Для средств DME, совмещенных с VOR, съемку местоположения DME следует проводить отдельно и полученные данные публиковать в том случае, если разделительное расстояние превышает 30 м (100 фут).

Примечание. Технические требования, касающиеся публикации информации о местоположении DME, содержатся в добавлении 1 документа PANS-AIM (GM-AGA-023).

7.2.3.4 При использовании DME в целях RNAV сканирующие бортовые приемники DME обычно не проверяют опознавательный индекс DME. В результате этого исключение опознавания DME в ходе испытаний и проведения технического обслуживания не гарантирует, что его сигналы не будут оперативно использоваться. Объем работ по техническому обслуживанию, которые могут обусловить выдачу ложной информации, следует свести к минимуму.

Примечание 1. Дополнительный инструктивный материал по летной проверке схем RNAV на основе DME/DME приведен в документах:

- *GM-GEN-078 Руководство по испытаниям радионавигационных средств. Испытания наземных радионавигационных систем.*
- *GM-GEN-079 Руководство по испытаниям радионавигационных средств. Испытания спутниковых радионавигационных систем; и,*
- *GM-GEN-080 Руководство по испытаниям радионавигационных средств. Испытания обзорных радионавигационных систем*

7.3 Инструктивный материал, касающийся только DME/P

7.3.1 Описание системы DME/P

7.3.1.1 DME/P является неотъемлемой частью микроволновой системы посадки, рассмотренной в п. 3.11 главы 3. Формат сигнала DME/P определяет два рабочих режима: начальный этап захода на посадку (IA) и конечный этап захода на посадку (FA). Режим IA совместим и взаимодействует с DME/N и предназначен для обеспечения большей точности при выполнении начальных этапов захода на посадку и посадки. Режим FA предусматривает значительно бóльшую точность в зоне конечного этапа захода на посадку. Оба режима объединены в одном наземном средстве DME/P, и характеристики системы таковы, что функции DME/N и DME/P могут совмещаться в одном запросчике. Опознавание режимов IA и FA обеспечивается с помощью импульсных кодов, которые определены в п. 3.5.4.4 главы 3. В секторе захода дна посадку MLS радиус зоны действия DME/P составляет не менее 41 км (22 м. мили) от наземного приемоответчика. Предполагается, что запросчик не функционирует в режиме FA на расстояниях более 13 км (7 м. миль) от места установки приемоответчика, хотя переход от режима IA может начаться на расстоянии 15 км (8 м. миль) от приемоответчика. Эти величины были выбраны, исходя из предположения, что приемоответчик установлен за дальним концом ВПП на расстоянии приблизительно 3600 м (2 м. мили) от порога ВПП.

7.3.1.2 Основной потенциальной возможной причиной ухудшения точности, имеющей место при выполнении конечных этапов захода на посадку и посадки, является помеха многопутевого распространения (отражение сигнала). Режим FA DME/P сводит до минимума это влияние путем использования широкополосной обработки сигнала для импульсов с малым временем нарастания переднего фронта и измерения времени прихода по нижней точке приходящего импульса, где он не искажен в значительной степени многопутевым распространением. Это в отличие от импульсов с медленным нарастанием и более высоким порогом на уровне 50 %, что используется в DME/N.

7.3.1.3 В связи с тем что режим FA используется на расстояниях менее 13 км (7 м. миль), передатчик может обеспечивать соответствующий уровень сигнала для удовлетворения требований к точности без нарушения требований к спектру импульсов приемоответчика при резком нарастании импульса. Использование в режиме IA 50 %-ного порога и узкополосного приемника позволяет получить соответствующие характеристики в пределах зоны действия. Приемоответчик определяет режим применяемого запроса по коду запроса для определения задержки ответа, исходя из соответствующих исходных данных измерения. Режим IA взаимодействует с DME/N и допускает использование запросчика DME/N с приемоответчиком DME/P для получения точности, по крайней мере равной точности при использовании приемоответчика DME/N. Таким же образом запросчик DME/P может быть использован с приемоответчиком DME/N.

7.3.2 Точность системы DME/P

7.3.2.1 Требования к точности DME/P

7.3.2.1.1 При рассмотрении требований к точности DME/P полеты, которые могут выполняться в обслуживаемом объеме воздушного пространства на конечном этапе захода на посадку, подразделяются на две группы. Это привело к разработке стандартов точности для режима конечного участка захода на посадку, которые определяются следующим образом:

a) стандарт точности 1: данный стандарт является менее жестким и предназначен для производства полетов большинством видов самолетов с обычным взлетом и посадкой;

b) стандарт точности 2: он обеспечивает большую точность, которая может быть необходима для полетов воздушных судов вертикального и укороченного взлета и посадки, маневров выравнивания воздушных судов с обычным взлетом и посадкой при использовании наведения по углу на этапе выравнивания с помощью MLS, а также быстрого схода с ВПП воздушных судов с обычным взлетом и посадкой.

7.3.2.1.2 В таблице С-7 показаны варианты применения DME и типовые требования к точности. Это окажет помощь в выборе соответствующего стандарта точности для удовлетворения эксплуатационных требований. Расчеты основываются на расстоянии 1768 м (5800 фут) между антенной DME и порогом ВПП. Приведенные ниже пункты относятся к таблице С-7.

7.3.2.1.3 Предполагается, что точность DME/P приблизительно соответствует функции азимута PFE на расстоянии 37 км (20 м. миль) от опорной точки MLS как на продолжении осевой линии ВПП, так и при угле азимута 40°. CMN является линейным эквивалентом 0,1° CMN, установленного для функции азимутального угла.

7.3.2.1.4 PFE соответствует азимутальной угловой погрешности; CMN – это приблизительно линейный эквивалент ±0,1° CMN, установленного для системы азимутального угла.

7.3.2.1.5 PFE, составляющая ±30 м (100 фут), соответствует вертикальной погрешности ±1,5 м (5 фут) для угла места 3°.

7.3.2.1.6 Выравнивание начинается вблизи опорной точки захода на посадку по MLS; угломестное оборудование MLS DME/P обеспечивает вертикальное наведение для автоматической посадки, когда местность впереди порога ВПП неровная.

7.3.2.1.7 Требования к изменению чувствительности или к программированию изменения передаточных чисел автопилота не зависят непосредственно от точности.

7.3.2.1.8 Предполагается, что данное техническое требование применяется, когда вертикальное наведение и скорость снижения для автоматической посадки обеспечиваются за счет информации, получаемой от оборудования MLS для наведения по углу места на этапе выравнивания и DME/P.

Примечание. Хотя разработан стандарт для угломестной функции выравнивания MLS, эта функция не внедрена и ее не планируется внедрять в будущем.

7.3.2.1.9 Это говорит пилоту о том, что воздушное судно приземляется за пределами зоны приземления.

7.3.2.1.10 Требование к точности на пробеге отражает потенциальные возможности системы. В этом варианте применения PFE будет определяться, исходя из возможной необходимости оптимизации торможения при пробеге и схода с полосы, чтобы уменьшить время нахождения на ВПП.

7.3.2.1.11 Эта информация предназначается для обеспечения пилота данными о том, что воздушное судно находится над площадкой приземления до снижения.

7.3.2.1.12 Когда антенны не установлены в соответствии с п. 3.11.5.2.6 или 3.11.5.3.5 главы

3, может понадобиться перевод координат MLS из одной системы в другую. Цифры в таблице являются типичными для применения к ВВП, фактические величины будут зависеть от геометрии установки.

Таблица С-7

Функция	Типовое расстояние от порога ВПП	PFE (95 % вероятности)	CMN (95 % вероятности)
Заход на посадку (п. 7.3.2.1.3)			
– продолжение осевой линии ВПП	37 км (20 м. миль)	±250 м (±820 фут)	±68 м (±223 фут)
– по азимуту 40°	37 км (20 м. миль)	±375 м (±1230 фут)	±68 м (±223 фут)
Заход на посадку (п. 7.3.2.1.4)			
– продолжение осевой линии ВПП	9 км (5 м. миль)	±85 м (±279 фут)	±34 м (±111 фут)
– по азимуту 40°	9 км (5 м. миль)	±127 м (±418 фут)	±34 м (±111 фут)
Замена маркера			
– внешний маркер	9 км (5 м. миль)	±800 м (±2625 фут)	Не применяется
– средний маркер	1060 м (0,57 м. мили)	±400 м (±1312 фут)	Не применяется
Определение относительной высоты принятия решения 30 м (100 фут) (п. 7.3.2.1.5)			
– глиссада 3° (CTOL)	556 м (0,3 м. мили)	±30 м (±100 фут)	Не применяется
– глиссада 6° (КВП)	556 м (0,3 м. мили)	±15 м (±50 фут)	Не применяется
Начало выравнивания над неровной местностью (п. 7.3.2.1.6)			
– глиссада 3° (CTOL)	0	±30 м (±100 фут)	±18 м (±60 фут)
– глиссада 6° (КВП)	0	±12 м (±40 фут)	±12 м (±40 фут)
Изменение чувствительности (п. 7.3.2.1.7) (программирование изменения передаточных чисел автопилота)	37 км (20 м. миль) – 0	±250 м (±820 фут)	Не применяется
Маневр выравнивания по углу места для выравнивания MLS (п. 7.3.2.1.8)			
– CTOL	0	±30 м (±100 фут)	±12 м (±40 фут)
– КВП	0	±12 м (±40 фут)	±12 м (±40 фут)
Сигнализация о длинном выравнивании (п. 7.3.2.1.9)	Район ВПП	±30 м (±100 фут)	Не применяется
Высокая скорость пробега CTOL/схода с ВПП (п. 7.3.2.1.10)	Район ВПП	±12 м (±40 фут)	±30 м (±100 фут)
Набор высоты при взлете и уход на второй круг	0–9 км (5 м. миль)	±100 м (±328 фут)	±68 м (±223 фут)
Заходы на посадку ВПП (п. 7.3.2.1.11)	925 м (0,5 м. мили) – 0	±12 м (±40 фут)	±12 м (±40 фут)
Преобразование координат (п. 7.3.2.1.12)	–	±12 м – ±30 м (±40 фут – ±100 фут)	±12 м (±40 фут)

7.3.3 Бюджеты погрешности DME/P

Примерные бюджеты погрешностей для стандартов точности 1 и 2 DME/P приведены в

таблице С-8. Если в действительности установленные составляющие погрешности по отдельности не превышены, можно ожидать, что характеристики системы в целом, определенные в п. 3.5.3.1.4 главы 3, выдерживаются. Влияние искажений на погрешности системы вычисляется путем определения квадратного корня суммы квадратов (RSS) погрешностей, полученных в установленных условиях нисходящего канала передачи данных, с погрешностями, полученными в установленных условиях восходящего канала передачи данных, и устранением, на основе RSS, погрешности, полученной при отсутствии искажений.

7.3.4 Ввод системы

7.3.4.1 В то время как DME/P может применяться в различных вариантах, предполагаемые инструментальные погрешности и погрешности распространения являются типичными для погрешностей, получаемых при использовании конструкций оборудования, которые обеспечивают внутреннюю компенсацию смещения временной задержки и устанавливают точки отсчета времени с помощью порога на переднем фронте первого импульса импульсной пары, используя следующие методы:

a) Режим IA. Обычный метод, устанавливающий порог на уровне 50 % от значения амплитуды.

b) Режим FA. Метод задержки-затухания и сравнения (DAC), устанавливающий порог на уровне 5–30% значений амплитуд.

7.3.4.2 Стандарт точности 1 может быть получен при использовании задержки в 100 нс и затухания от 5 до 6 дБ. Также требуется, чтобы точка амплитудного порога как задержанного импульса, так и ослабленного импульса находилась в пределах зоны частичного нарастания импульса.

7.3.4.3 Вышеуказанный пример не исключает использования других методов измерения времени прихода импульса, помимо DAC, однако необходимо, чтобы в любом случае измерение порога обеспечивалось во время частичного нарастания импульса.

7.3.5 Обработка сигналов запросчика DME/P

7.3.5.1 При выделении сигнала

a) Запросчик захватывает и оценивает достоверность сигнала за 2 с до перехода в режим сопровождения, осуществляемого даже при наличии прерывистой генерации и случайных импульсных пар, поступающих от смежных каналов, в результате чего достигается 50 %-ная эффективность системы.

b) После потери захваченного сигнала либо в режиме IA, либо в режиме FA запросчик в течение 1 с обеспечивает предупреждение на выходе; в течение этого времени будет продолжаться индикация информации для наведения. После потери сигнала для восстановления сопровождения запросчик возвращается к поиску в режиме IA.

7.3.5.2 При сопровождении

Когда установлено сопровождение, приемник до отмены сигнала предупреждения обеспечивает на выходе достоверную информацию наведения. Процесс оценки достоверности информации продолжается до тех пор, пока запросчик работает в режиме сопровождения. Запросчик обеспечивает сопровождение до тех пор, пока эффективность системы составляет 50 % или более. В режиме сопровождения приемник обеспечивает защиту от непродолжительных ошибочных сигналов большой амплитуды.

Таблица С-8. Пример бюджета погрешности DME/P

Источник погрешности	Составляющая погрешности	Режим FA				Режим IA	
		Стандарт 1		Стандарт 2			
		PFE м (фут)	CMN м (фут)	PFE м (фут)	CMN м (фут)	PFE м (фут)	CMN м (фут)
Приборы	Приемоответчик	±10 (±33)	±8 (±26)	±5 (±16)	±5 (±16)	±15 (±50)	±10 (±33)
	Запросчик	±15 (±50)	±10 (±33)	±7 (±23)	±7 (±23)	±30 (±100)	±15 (±50)
Относящиеся к месту расположения	Зеркальное переотражение в нисходящем канале связи	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Зеркальное переотражение в восходящем канале связи	±10 (±33)	±8 (±26)	±3 (±10)	±3 (±10)	±37 (±121)	±20 (±66)
	Незеркальное диффузное переотражение	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)	±3 (±10)
	Искажения	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)	±6 (±20)

Примечание 1. Цифры для "незеркального переотражения" и для "искажения" являются общими величинами составляющих для восходящего и нисходящего каналов связи.

Примечание 2. PFE содержит как постоянную составляющую, так и переменную составляющую времени. Предполагается, что в вышеуказанной таблице изменяющиеся по времени составляющие и погрешности, в наибольшей степени касающиеся местонахождения, являются по существу статистически независимыми. Составляющие смещения могут не соответствовать любому определенному статистическому распределению. Учитывая такие бюджеты погрешностей, необходимо соблюдать осторожность при объединении отдельных составляющих в любом конкретном математическом методе.

Примечание 3. Предполагается, что форма сигнала передатчика имеет время нарастания 1200 нс.

7.3.5.3 Фильтр данных дальности

Технические требования к точности, указанные в п. 3.5.3.1.4 главы 3, а также бюджеты погрешностей, рассмотренные в разделе 7.3.3, предполагают, что доля шума более высоких частот ограничивается фильтром низкой частоты среза qw, как указано на рис. С-21. В зависимости от варианта применения для снижения шума пользователем может быть использована дополнительная фильтрация при условии, что индуктированная фазовая задержка и изменение амплитуды не окажут отрицательного воздействия на динамические характеристики системы управления воздушного судна. В следующих разделах рекомендуются дополнительные характеристики, которые следует предусмотреть в фильтре данных.

7.3.5.4 Запоминание скорости

Для достижения указанных в п. 3.5.3.1.4 главы 3 значений точности при эффективности системы, равной 50 %, для фильтра данных может потребоваться устройство запоминания скорости. Следует отметить, что во время передач опознавания в режиме IA могут иметь место низкие значения эффективности системы.

7.3.5.5 Подавление посторонних данных

Оценки дальности, которые существенно отличаются от предыдущих отфильтрованных оценок дальности и не являются результатом движения воздушного судна, должны рассматриваться как ошибка. Такие данные должны быть отклонены на входе фильтра данных.

7.3.6 Способы измерения погрешности DME/P

7.3.6.1 Погрешности системы

7.3.6.1.1 Точностные характеристики системы DME/P приведены в п. 3.5.4.1.4 главы 3 в виде погрешности задания траектории (PFE) и шума управления (CMN). Эти параметры определяют взаимосвязь сигнала наведения DME/P с воздушным судном в величинах,

непосредственно связанных с погрешностями местоположения воздушного судна и конструкцией системы управления.

7.3.6.1.2 Для определения соответствия стандарту точности составляющие PFE и CMN оцениваются в течение любого интервала, равного T секундам (где T = 40 с для режима IA и 10 с для режима FA) при записи погрешностей в полете, производимой в пределах зоны действия DME/P. Считается, что требование в отношении 95 %-ной вероятности будет удовлетворяться, если составляющие PFE и CMN не превышают установленные пределы погрешности для всего периода, который соответствует более чем 5 % интервала времени оценки. Это показано на рис. С-21. Для оценки составляющих PFE и CMN данных наведения DME/P истинное положение воздушного судна, определенное соответствующим эталонным способом, вычитается из данных наведения для получения сигнала погрешности. Затем такой сигнал погрешности фильтруется фильтрами PFE и CMN, на выходе которых обеспечиваются необходимые оценки соответственно составляющих PFE и CMN. Такие фильтры приведены на рис. С-21.

7.3.6.1.3 Эти фильтры могут использоваться для определения составляющих инструментальной погрешности приемоответчика, указанных в пп. 3.5.4.5.3 и 3.5.4.5.4 главы 3. Таким же образом могут быть определены составляющие инструментальной погрешности запросчика, указанные в п. 3.5.5.4 главы 3.

7.3.7 Влияние многопутевого распространения

7.3.7.1 В связи с тем что возможно наличие многопутевого распространения, технические требования к точности DME/P предполагают, что его эксплуатационные качества не выйдут за рамки определенных пределов и что такое ухудшение в равной степени относится как к запросчику, так и к приемнику приемоответчика.

7.3.7.2 Для гарантии того, что работа оборудования обеспечивается в соответствии с техническими требованиями, необходимо применять следующие положения в отношении работы системы в режиме FA:

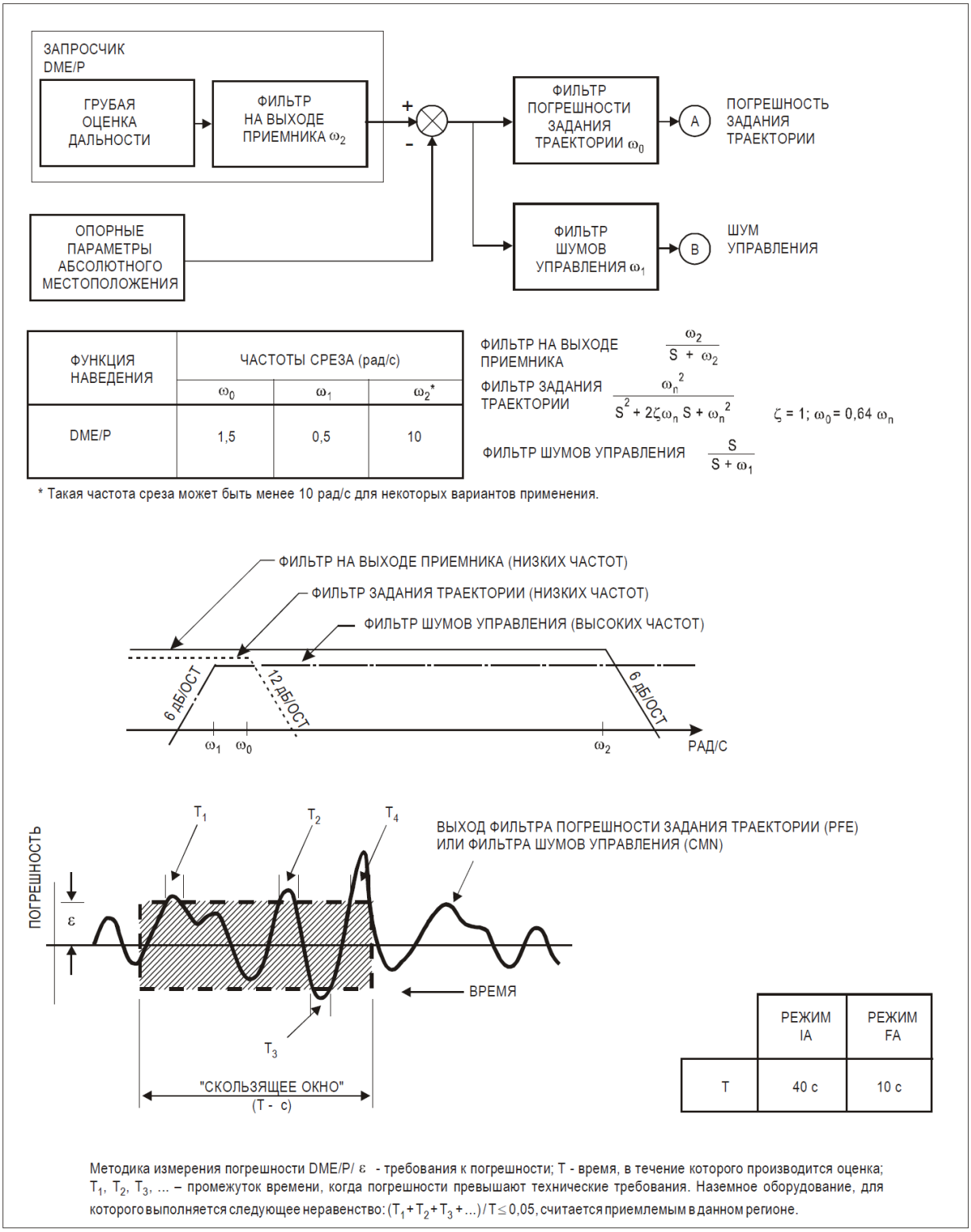
a) если в приемник поступает сигнал мощности, достаточный для того, чтобы пренебречь тепловым шумом, второй сигнал, задержанный в промежутке от 0 до 350 нс по отношению к первому, с амплитудой 3 дБ или более ниже первого и с частотой биений от 0,05 до 200 Гц, не должен давать погрешностей на выходе приемника величиной более чем ±100 нс (15 м);

b) для задержек, составляющих более 350 нс, составляющая погрешности будет значительно уменьшена. Типовое значение составит ±7 нс (1 м).

7.3.7.3 Бортовую антенну DME следует располагать так, чтобы коэффициент усиления антенны в направлении полета не уменьшался, когда воздушное судно имеет посадочную конфигурацию. Любое уменьшение коэффициента усиления антенны может привести к увеличению составляющей погрешности многопутевого распространения на этапах захода на посадку и посадки, когда от DME требуется наивысшая точность.

7.3.8 Бюджет мощности DME/P

7.3.8.1 Бюджеты мощности каналов связи "воздух – земля" и "земля – воздух" воздушных судов обычного взлета и посадки (CTOL) показаны в качестве примера в таблицах С-9 и С-10. Допустимая пиковая величина эффективно излучаемой мощности (ERP) основывается на форме импульса, соответствующей ограничениям спектра, указанным в п. 3.5.4.1.3 e) главы 3.



ФУНКЦИЯ НАВЕДЕНИЯ	ЧАСТОТЫ СРЕЗА (рад/с)		
	ω_0	ω_1	ω_2*
DME/P	1,5	0,5	10

* Такая частота среза может быть менее 10 рад/с для некоторых вариантов применения.

	РЕЖИМ IA	РЕЖИМ FA
T	40 с	10 с

Методика измерения погрешности DME/P/ ε - требования к погрешности; T - время, в течение которого производится оценка; T_1, T_2, T_3, ... – промежуток времени, когда погрешности превышают технические требования. Наземное оборудование, для которого выполняется следующее неравенство: $(T_1+T_2+T_3+...)/T \leq 0,05$, считается приемлемым в данном регионе.

Рис. С-21

7.3.8.2 При подсчетах бюджета мощности делается допущение, что антенна воздушного судна не затеняется элементами конструкции воздушного судна, включая конфигурацию с выпущенным шасси.

7.3.8.3 Отношение мощности видеосигнала к шуму связано с отношением сигнала мощности к шуму на промежуточной частоте следующим образом:

$$S/N\ (\text{видеосигнала}) = S/N\ (\text{ПЧ}) + 10 \log \frac{\text{Ширина полосы шума на промежуточной частоте}}{\text{Ширина полосы шума видеосигнала}}$$

Примечание 1. Расстояния измеряются от антенны приемоответчика.

Примечание 2. Параметры, зависящие от частоты, были подсчитаны для частоты 1088 МГц.

7.3.9 Измерение времени задержки контрольного устройства DME/P

Необходимое измерение времени задержки может быть осуществлено путем измерения на выходе фильтра PFE и принятия контрольного решения в течение 1 с. Однако, поскольку PFE приемоответчика представляет собой медленно изменяющуюся составляющую погрешности, эквивалентным измерением будет являться среднее число неотфильтрованных выборок временной задержки за 1 с.

Таблица С-9. Бюджет мощности канала связи "земля – воздух" воздушного судна обычного взлета и посадки (CTOL)

Элементы бюджета мощности	41 км (22 м. мили)	13 км (7 м. миль)	Опорная точка	Пробег
Пиковая эффективная излучаемая мощность (дБмВт)	55	55	55	55
Потери при наземном переотражении (дБ)	–5	–3	–4	–17
Потери в диаграмме направленности антенны (дБ)	–4	–2	–5	–5
Потери при распространении (дБ)	–125	–115	–107	–103
Потери в контрольном устройстве (дБ)	–1	–1	–1	–1
Поляризация и потери при дожде (дБ)	–1	–1	0	0
Принятый сигнал на воздушном судне (дБмВт)	–81	–67	–62	–71
Плотность мощности на воздушном судне (дБВт/м^2)	–89	–75	–70	–79
Коэффициент усиления бортовой антенны (дБ)	0	0	0	0
Потери в кабеле воздушного судна (дБ)	–4	–4	–4	–4
Принятый сигнал на запросчике (дБмВт)	–85	–71	–66	–75
Шум видеосигнала приемника (дБмВт)				
(Уровень шума (NF) = 9 дБ)				
Полоса пропускания по промежуточной частоте:				
3,5 МГц		–103	–103	–103
0,8 МГц	–109			
Отношение сигнала к шуму (видео) (дБ)	24	32	37	28

Таблица С-10. Бюджет мощности канала связи "воздух – земля" воздушного судна обычного взлета и посадки (CTOL)

Элементы бюджета мощности	41 км (22 м. мили)	13 км (7 м. миль)	Опорная точка	Пробег
Мощность передатчика запросчика (дБмВт)	57	57	57	57
Коэффициент усиления бортовой антенны (дБ)	0	0	0	0
Потери в кабеле воздушного судна (дБ)	–4	–4	–4	–4
Пиковая эффективная излучаемая мощность (дБмВт)	53	53	53	53
Потери при наземном переотражении (дБ)	–5	–3	–4	–17
Потери при распространении (дБ)	–125	–115	–107	–103
Поляризация и потери при дожде (дБ)	–1	–1	0	0
Принятый сигнал на антенне приемоответчика (дБмВт)	–78	–66	–58	–67
Коэффициент усиления наземной антенны (дБ)	8	8	8	8
Потери в диаграмме направленности (дБ)	–4	–2	–5	–5
Потери в кабеле (дБ)	–3	–3	–3	–3
Принятый сигнал в приемоответчике (дБмВт)	–77	–63	–58	–67
Шум видеосигнала приемника (дБмВт)				
(Уровень шума (NF) = 9 дБ)				
Полоса пропускания по промежуточной частоте:				
3,5 МГц		–106	–106	–106
0,8 МГц	–112			
Отношение сигнала к шуму (видео) (дБ)	35	43	48	39

8 Материал, касающийся времени переключения источников питания

8.1 Время переключения источников питания наземных радиосредств, используемых вблизи аэродромов

Время переключения источников питания радионавигационных средств и наземных элементов систем связи зависит от типа ВПП и вида полетов, которые должны обеспечивать эти средства. В таблице С-11 указаны репрезентативные величины времени переключения, которые могут соблюдаться при использовании существующих систем электропитания.

Таблица С-11. Время переключения источников питания наземных радиосредств, используемых вблизи аэродромов

Тип ВПП	Средства, на которые должно подаваться питание	Максимальное время переключения (с)
Заход на посадку по приборам	SRE	15
	VOR	15
	NDB	15
	Радиопеленгатор	15
Точный заход на посадку по категории I	Курсовой радиомаяк ILS	10
	Глиссадный радиомаяк ILS	10
	Средний маркер ILS	10
	Внешний маркер ILS	10
	PAR	10
Точный заход на посадку по категории II	Курсовой радиомаяк ILS	0
	Глиссадный радиомаяк ILS	0
	Внутренний маркерILS	1
	Средний маркер ILS	1
	Внешний маркер ILS	10
Точный заход на посадку по категории III	(Те же величины, что и для категории II)	

ДОПОЛНЕНИЕ D. ИНФОРМАЦИЯ И ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ ПО ПРИМЕНЕНИЮ СВЯЗАННЫХ С GNSS СТАНДАРТОВ

1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ

Бидвоичный код. Бидвоичный код известен как "манчестерский код". Иногда упоминается как "дифференциальный манчестерский код". При использовании данной системы кодирования бит определяется переходом фронта через ноль.

Двоичный символ. Отдельный цифровой бит на выходе псевдослучайной последовательности двоичных разрядов.

Код Голда. Класс используемых в GPS специальных кодов, которые обладают ограниченными взаимно-корреляционными и неограниченными автокорреляционными возможностями.

Селективный доступ (SA). Совокупность методов направленных на недопущение использования полной точности и реализующих выбор уровней точности определения координат, скорости и времени, доступных пользователям сигнала Службы стандартного определения местоположения GPS.

Примечание. Функция SA GPS была упразднена в полночь 1 мая 2000 года.

2. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Стандарты для GNSS содержат необходимые сведения об элементах, указанных в п. 3.7.2.2 главы 3.

Примечание. За исключением особо оговоренных случаев, инструктивный материал, касающийся GBAS, применяется к GRAS.

3. ТРЕБОВАНИЯ К ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

3.1 Введение

3.1.1 Требования к эксплуатационным характеристикам навигационной системы определены в Руководстве по навигации, основанной на характеристиках (PBN) (GM-GEN-053) для отдельного воздушного судна и системы в целом, которая включает сигнал в пространстве, бортовое оборудование и способность данного воздушного судна выполнить полет по желаемой траектории. Эти общесистемные требования были использованы как отправная точка для получения требований к эксплуатационным характеристикам сигнала в пространстве GNSS. В случае GNSS должны приниматься во внимание неполные конфигурации, которые могут повлиять на множество воздушных судов. Поэтому определенные требования к эксплуатационным характеристикам сигнала в пространстве формулируются более жестко с учетом массового использования системы воздушными судами.

3.1.2 Два типа заходов на посадку и посадок с вертикальным наведением (APV), обозначаемые как APV-I и APV-II, выполняются с использованием наведения по вертикали относительно глиссады, однако оборудование или навигационная система могут не удовлетворять всем требованиям, соответствующим точному заходу на посадку. Эти полеты объединяют боковые характеристики, аналогичные характеристикам курсового радиомаяка категории I, с различными уровнями вертикального наведения. Оба типа операций APV-I и APV-II обладают дополнительными преимуществами по сравнению с неточными заходами на посадку, и обеспечиваемое обслуживание зависит от эксплуатационных требований и инфраструктуры SBAS. Операции APV-I и APV-II превосходят по своим характеристикам требуемые характеристики (в боковой и вертикальной плоскостях) нынешних заходов на посадку на основе RNAV с использованием баровысотомеров, и поэтому соответствующее бортовое оборудование будет пригодным для выполнения APV с использованием баро-VNAV и неточных

заходов на посадку на основе RNAV.

3.2 Точность

3.2.1 Ошибка определения местоположения GNSS – это разность между измеренным местоположением и действительным местоположением. Для любого измеренного местоположения вероятность того, что ошибка определения местоположения находится в пределах требований к точности, составляет не менее 95 %.

3.2.2 Стационарные наземные системы, такие, как VOR и ILS, имеют относительно повторяемые параметры ошибок, так что эксплуатационные характеристики могут быть измерены за короткий период времени (например, во время полетной проверки), при этом предполагается, что точность системы после завершения испытаний не изменяется. Однако ошибки GNSS меняются во времени. Орбитальное движение спутников и параметры ошибок GNSS приводят к появлению ошибок определения местоположения, значения которых могут меняться на интервале в несколько часов. Кроме того, сама точность (ошибка, ограниченная вероятностью 95 %) изменяется в зависимости от различной геометрии созвездий. Поскольку невозможно постоянно измерять точность системы, внедрение GNSS требует повышения роли анализа и описания ошибок. Оценка, основанная на измерениях в пределах скользящего временного интервала, не подходит для GNSS.

3.2.3 Для множества архитектур GNSS, благодаря фильтрации в системах функционального дополнения и в приемнике пользователя, ошибка является медленно меняющейся во времени. Это приводит к небольшому числу независимых измерений на интервалах длительностью несколько минут. Этот вопрос очень важен для применений точного захода на посадку, потому что в этом случае предполагается 5 % вероятности того, что ошибка определения местоположения превысит требуемые пределы в течение всего захода на посадку. Однако благодаря упомянутому в п. 3.2.2 медленному изменению точности эта вероятность, как правило, гораздо ниже.

3.2.4 Требование 95 % вероятности для точности задано, чтобы гарантировать одобрение пилотов, поскольку оно представляет ошибки, которые типичны для практики. Требование к точности GNSS должно удовлетворяться при наихудшей геометрии, для которой система считается доступной. При этом статистическая или вероятностная оценка для соответствующей вероятности конкретной геометрии дальномерного сигнала не проводится.

3.2.5 Таким образом, точность GNSS определяется как вероятность для каждого конкретного измерения, а не как процент измерений на конкретном измерительном интервале. Для большого числа независимых измерений как минимум 95 % из них должны удовлетворять требованиям к точности, как показано в таблице 3.7.2.4-1 главы 3. Данные пересчитываются к наихудшей геометрии с целью исключения изменчивости системной точности, обусловленной геометрией движущихся по орбитам спутников.

3.2.6 Примером применения этого подхода является использование GPS для поддержания эксплуатационных характеристик неточного захода на посадку. Предположим, что система предназначается для поддержания эксплуатационных характеристик неточного захода на посадку при горизонтальном ухудшении точности (HDOP), меньшем или равном 6. Для демонстрации этих характеристик измерения выполняются на продолжительном интервале времени (например, 24 ч). Измеренная погрешность определения местоположения g в каждом замере i обозначается как g_i. Эта ошибка пересчитывается к наихудшей геометрии с помощью выражения $6 \times g_i/HDOP$. Чтобы удовлетворить требованиям к точности для неточного захода на посадку в условиях наихудшей геометрии, 95 % пересчитанных ошибок системы должны быть менее 220 м. Общее число измерений должно быть достаточным для обеспечения статистической репрезентативности результата с учетом времени декорреляции ошибок.

3.2.7 Для операций точного захода на посадку по категории I определен диапазон значений вертикальной точности, куда входят значения, которые могут обеспечить эквивалент

операции ILS. Разные группы, используя различные интерпретации стандартов для ILS, получили ряд значений точности. Минимальное из них было принято в качестве консервативного значения для GNSS. Указанное значение является минимальным значением для диапазона. Поскольку данное значение является заниженным и, учитывая, что характеристики ошибки GNSS отличны от ILS, представляется возможным выполнение операций по категории I при использовании более высоких значений точности в пределах данного диапазона. Результатом использования более высоких значений станет увеличение эксплуатационной готовности для данной операции. Максимальное значение в данном диапазоне было предложено в качестве приемлемого значения, подлежащего подтверждению.

3.2.7.1 Требования к точности области определения местоположения для обеспечения операций точного захода на посадку ниже категории I в настоящих SARPS не определены. Виды обслуживания с использованием GBAS, предназначенные для операций с минимумами ниже категории I, должны, по меньшей мере, отвечать требованиям к точности SIS для категории I. Кроме того, также применяются особые требования к точности определения псевдодальности для обеспечения оценки нормального функционирования во время сертификации воздушного судна. Дополнительные требования к точности псевдодальности могут применяться вместе с проверкой геометрии для получения точности определения области местоположения, соответствующей конструкции данного воздушного судна, для обеспечения надлежащих посадочных характеристик. См. п. 7.5.13.

3.2.8 Ошибка определения местоположения SPS GPS (п. 3.7.3.1.1.1 главы 3) учитывает только вклад космического сегмента и сегмента управления в ошибки определения местоположения (ошибки шкалы времени спутника и в эфемеридах); она не включает вклады ошибок моделей задержек в ионосфере и тропосфере, ошибок вследствие многолучевого распространения и ошибок измерений, обусловленных шумом приемника (см. п. 4.1.2). Эти ошибки учитываются в стандартах на приемник. Ошибка определения местоположения пользователя на выходе оборудования ABAS обусловлена, главным образом, используемым приемником GNSS.

3.2.8.1 Для приемников базовой GNSS стандартами характеристик приемника требуется продемонстрировать, что точность определения местоположения пользователя при наличии помех и модели селективного доступа (SA) обеспечивает погрешность менее 100 м (95 % времени) по горизонтали и 156 м (95 % времени) по вертикали. Стандартами на приемник не требуется, чтобы приемник базовой GNSS применял ионосферную коррекцию, о которой говорится в п. 3.1.2.4 добавления B.

Примечание. Термин "приемник базовой GNSS" означает бортовое оборудование GNSS, которое как минимум отвечает требованиям к приемнику GPS, изложенным в настоящем томе.

3.2.8.2 Поскольку функция SA упразднена, репрезентативная точность определения местоположения пользователя с помощью GPS была рассчитана с запасом, как показано в таблице D-0. Указанные цифры предполагают, что в наихудшем случае два спутника из номинальной группировки, состоящей из 24 спутников GPS, не работают. Кроме того, принято, что погрешность модели ионосферной задержки составляет 7 м (1 δ), остаточная ошибка тропосферной задержки – 0,25 м (1δ) и погрешность за счет шумов приемника – 0,80 м (1 δ). После упразднения функции SA (см. раздел 1) доминирующей погрешностью псевдодальности для пользователей службы стандартного определения местоположения GPS является ионосферная погрешность, которая сохраняется после ионосферной коррекции. Кроме того, эта погрешность является в значительной степени переменной и зависит от таких условий, как геометрическая широта пользователя, уровень солнечной активности (т. е. применяемая точка солнечного цикла), уровень ионосферной активности (т. е. наличие или отсутствие магнитной бури), угол превышения измерения псевдодальности, сезон года, а также время дня. Указанное в таблице D-0 принятое значение погрешности модели ионосферной задержки является в целом консервативным, однако всегда можно изыскать условия, при которых принятая погрешность в

7 м (1 δ) во время максимальной солнечной активности будет неадекватной.

Таблица D-0. Точность определения местоположения пользователя GPS

	Точность определения местоположения пользователя GPS 95 % времени, глобальное среднее значение
Погрешность определения местоположения по горизонтали	33 м (108 фут)
Погрешность определения местоположения по вертикали	73 м (240 фут)

3.2.9 Приемники SBAS и GBAS являются более точными, и их точность определяется приемником в реальном времени с использованием моделей стандартных ошибок, описанных в разделе 3.5 главы 3 для SBAS и в разделе 3.6 главы 3 для GBAS.

Примечание 1. Термин "приемник SBAS" означает бортовое оборудование GNSS, которое как минимум отвечает требованиям к приемнику SBAS, изложенным в настоящем томе.

Примечание 2. Термин "приемник GBAS" означает бортовое оборудование GNSS, которое как минимум отвечает требованиям к приемнику GBAS, изложенным в настоящем томе.

3.3 Целостность

3.3.1 Целостность – это мера доверия, которая может быть отнесена к правильности информации, выдаваемой системой в целом. Целостность включает способность системы обеспечить пользователя своевременными и достоверными предупреждениями (срабатываниями сигнализации) в тех случаях, когда система не должна использоваться для намечаемой операции (или этапа полета).

3.3.2 Чтобы удостовериться в том, что ошибка определения местоположения является приемлемой, определен порог срабатывания сигнализации, который представляет собой наибольшую ошибку определения местоположения, обеспечивающую безопасную операцию. Ошибка определения местоположения не может превышать данный порог без срабатывания оповещения. По аналогии с ILS система может деградировать в сторону увеличения ошибки сверх 95 %, но не превышая контрольного порога.

3.3.3 Требование к показателю целостности навигационной системы для отдельного воздушного судна по обеспечению полета по маршруту, операций в зоне аэродрома, начального этапа захода на посадку, неточного захода на посадку и вылета полагается равным $1 - 1 \times 10^{-5}$/ч.

3.3.4 Сигнал в пространстве, передаваемый спутниковыми навигационными системами, одновременно обслуживает в широкой зоне большое количество воздушных судов, летящих по маршруту, и поэтому последствия потери целостности системы будут для системы управления воздушным движением значительнее, чем в случае использования традиционных навигационных средств. В связи с этим требования к характеристикам, представленные в таблице 3.7.2.4-1 главы 3, являются более высокими.

3.3.5 Для операций APV и точного захода на посадку требования к целостности сигнала в пространстве GNSS из таблицы 3.7.2.4-1 главы 3 выбирались в соответствии с требованиями к ILS.

3.3.6 Пороги срабатывания сигнализации при выполнении обычных полетов указаны в примечании 2 к таблице 3.7.2.4-1. Диапазон вертикальных порогов срабатывания сигнализации

(VAL) от 10 м (33 фут) до 35 м (115 фут) указан для точных заходов на посадку по категории I и отражает потенциальные различия в конструкции системы, которые могут повлиять на производство полетов. Порядок определения диапазона значений поясняется в пп. 3.3.7 и 3.3.8. При использовании значения VAL, превышающего 10 м (33 фут), в рамках выполнения анализа конкретной системы необходимо определить, какое значение в диапазоне от 10 м (33 фут) до 35 м (115 фут) приемлемо для обеспечения требуемого качества наведения. При проведении такого анализа необходимо учитывать конструкцию контрольного устройства системы и другие факторы, имеющие отношение к реализации системы (т. е. дополнительные механизмы, препятствующие возникновению значительных вертикальных отклонений). В случае SBAS обычно такой анализ выполняется поставщиком обслуживания, обеспечиваемого системой функционального дополнения, поддержку которому оказывает разработчик системы, результаты которого признаются соответствующим полномочным органом по контролю за обеспечением безопасности полетов. Кроме того, независимо от используемого значения VAL обычно отдельно от анализа безопасности полетов, обеспечиваемой конкретной системой, проводятся местные анализы безопасности полетов, учитывающие характер применения системы и используемые процедуры. Эти анализы проводятся местным поставщиком аэронавигационного обслуживания с учетом информации, предоставляемой поставщиком обслуживания, обеспечиваемого системой функционального дополнения (см. пп. 3.3.9 и 3.3.10).

3.3.7 По сравнению с контролем целостности ILS диапазон значений VAL отражает иные характеристики контроля целостности GNSS. В ILS пороги контроля ключевых параметров сигнала стандартизированы, при этом сами контрольные устройства обуславливают очень низкую степень неопределенности при измерении параметра, который они контролируют. В случае дифференциальной GNSS некоторые контрольные устройства системы демонстрируют сравнительно большую неопределенность, влияние которой следует учитывать при производстве намеченного полета. Во всех случаях влияние порога срабатывания сигнализации заключается в ограничении вариантов конфигурации "спутник–пользователь" до одного, в котором характеристики контрольного устройства (обычно область псевдодальностей) являются приемлемыми при преобразовании в область местоположений. Минимальное (самое жесткое) значение порога срабатывания сигнализации в вертикальной плоскости при точном заходе на посадку (VAL) (10 м (33 фут)) определено на основе контрольных характеристик ILS, поскольку оно может повлиять на глиссаду на номинальной абсолютной высоте принятия решения 60 м (200 фут) над порогом ВПП без учета конкретных характеристик контроля целостности GNSS, которые потенциально могут обеспечить возможность использования менее жесткого значения VAL. При применении значения VAL, составляющего 10 м (33 фут), погрешность GNSS в условиях отказа может быть непосредственно сопоставима с погрешностью ILS в условиях ее отказа, в результате чего погрешности GNSS являются меньше или равны погрешностям ILS. В условиях отказа со сравнительно большой неопределенностью при измерении в GNSS пороги контроля являются намного более жесткими, чем в случае ILS. При использовании значения VAL, составляющего 10 м (33 фут), дополнительный анализ распределения погрешностей навигационной системы проводить не требуется.

3.3.8 Максимальное значение порога срабатывания сигнализации в вертикальной плоскости при точном заходе на посадку (35 м (115 фут)) определено для обеспечения эквивалентного ILS запаса высоты пролета препятствий для тех условий погрешностей, которые могут быть смоделированы в качестве отклонения на конечном этапе захода на посадку, учитывая, что абсолютная высота принятия решения на борту воздушного судна определяется независимо на основе барометрического давления. Проведена оценка наихудшего влияния потенциальной ошибки отклонения, равной порогу срабатывания сигнализации в 35 м (115 фут), в результате которой сделан вывод о том, что адекватная защита запаса высоты пролета препятствий обеспечивается на участках захода на посадку и ухода на второй круг (учитывая, что абсолютная высота принятия решения будет достигаться раньше или позже при использовании независимого барометрического высотомера). Важно отметить, что эта оценка

только учитывала запас высоты над препятствиями и ограничивалась теми условиями погрешностей, которые можно было смоделировать как погрешность отклонения. Результат анализа свидетельствует о том, что условия отклонения выше и ниже 35 м (115 фут) могут быть допустимыми для указанных в Правилах аэронавигационного обслуживания "Производство полетов воздушных судов" (GM-ANS) пределов угла наклона глиссады по категориям скоростей захода на посадку (категории A–D) без нарушения поверхностей пролета препятствий ILS на участке захода на посадку по приборам. Однако важно отметить, что системы GNSS, использующие значение VAL, превышающее 10 м (33 фут), не будут постоянно выдавать систематические ошибки такого порядка. Вместо этого, для обеспечения качества наведения, эквивалентного или превышающего качество наведения, обеспечиваемого ILS, более высокое значение VAL используется совместно с дополнительными контрольными устройствами систем. При использовании значения VAL, превышающего 10 м (33 фут), необходима дополнительная информация о характеристиках распределения погрешностей навигационной системы, обеспечивающая гарантии в том, что погрешности определения местоположения на участке захода на посадку по приборам и визуальном участке являются достаточно небольшими для обеспечения пролета препятствий и приемлемых характеристик приземления.

3.3.9 При проведении оценки безопасности конкретной системы для обеспечения использования значения VAL, превышающего 10 м (33 фут), следует учитывать рассматриваемые ниже эксплуатационные факторы.

3.3.9.1 После установления визуального контакта с системой огней приближения/ВПП или маркировкой и принятия решения пилотом о выполнении посадки этап захода на посадку по приборам заканчивается, и полет продолжается в условиях визуальной ориентировки. При наличии погрешности навигационной системы в вертикальной плоскости (VNSE), пилоты могут не обнаружить навигационную погрешность на этапе перехода от полета по приборам к полету по визуальным ориентирам. При наличии VNSE абсолютная высота принятия решения может находиться выше или ниже номинальной траектории полета, в связи с чем может возникнуть необходимость ручного выравнивания воздушного судна с использованием визуальных ориентиров, позволяющего пересечь порог ВПП на относительной высоте, приемлемой для посадки. Такие действия на самом последнем этапе полета могут привести к дестабилизации захода на посадку или уходу на второй круг с внутренней части визуального сегмента. Несмотря на то, что возможные последствия наличия VNSE зависят от различных факторов, таких как погрешность техники пилотирования (FTE), скорость воздушного судна, скорость ветра, угол наклона глиссады, видимость, светотехническое оборудование ВПП и возможности человека, наиболее уместным фактором для оценки безопасности навигационной системы является величина VNSE.

3.3.9.2 При проектировании системы функционального дополнения следует рассматривать приводимые ниже значения VNSE:

a) VNSE составляет 4 м (13 фут) или менее. Эта величина рассматривается в качестве эквивалентной для КАТ I ILS с приемлемыми характеристиками посадки и стандартным количеством уходов на второй круг по причине условий видимости.

b) VNSE превышает 4 м (13 фут), но не превышает 10 м (33 фут). В этом случае можно ожидать выполнения безопасной посадки с приемлемыми характеристиками касания или ухода на второй круг.

c) VNSE превышает 10 м (33 фут), но не превышает 15 м (50 фут). Это может оказать влияние на характеристики посадки и привести к повышению рабочей нагрузки на членов летного экипажа.

d) VNSE превышает 15 м (50 фут). При определенных эксплуатационных конфигурациях будет существенно снижен уровень безопасности полетов.

3.3.9.3 При рассмотрении значений, указанных выше, одним из приемлемых методов

управления рисками на визуальном участке полета является соблюдение системой следующих критериев:

a) в исправном состоянии в точке B ILS точность системы эквивалентна точности, обеспечиваемой ILS. Она предусматривает 95-процентную VNSE менее 4 м (13 фут), при этом VNSE системы в исправном состоянии системы превышает 10 м (33 фут) с вероятностью менее 10^{-7} на каждый заход на посадку для каждого места, в котором должна быть утверждена эксплуатация. Данная оценка выполняется при всех окружающих и эксплуатационных условиях, в которых данное обслуживание заявлено как обеспечиваемое;

b) конструкция системы предусматривает, что в условиях отказа системы вероятность погрешности, превышающей 15 м (50 фут), составляет 10^{-5}, поэтому такое событие является маловероятным. Следует учитывать условия отказа, влияющие либо на рассматриваемую базовую группировку спутников или систему функционального дополнения GNSS. Эту вероятность следует рассматривать как сочетание вероятности появления данного отказа с вероятностью его обнаружения применяемыми контрольными устройствами. Как правило, вероятность единичного отказа является достаточно большой, чтобы контрольное устройство удовлетворяло этому условию.

3.3.9.4 В случае применения этих критериев поставщик обслуживания может объявить зону обслуживания по категории I там, где имеется информация о целостности при производстве полетов по категории I для заданных значений VAL в диапазоне от 10 м (33 фут) до 35 м (115 фут) в соответствии с результатами анализа системы, свидетельствующими о том, где выполняются дополнительные условия a) и b), описание которых приведено выше.

3.3.10 В отношении GBAS предусмотрено техническое положение о передаче на борт воздушных судов информации о пороге срабатывания сигнализации. В отношении системы SBAS предусмотрены технические положения, касающиеся указания порога срабатывания сигнализации в обновляемой базе данных (см. дополнение C).

3.3.10.1 Для вида обслуживания D заходов на посадку с использованием GBAS (см. п. 7.1.2.1) вводятся дополнительные требования к характеристикам низкого уровня и функциональные требования с целью обеспечения возможности поддержки всей системой посадочных операций воздушных судов. Данный вид обслуживания также обеспечивает взлеты с наведением.

3.3.11 Требования к целостности при заходе на посадку применяются при каждой посадке и требуют наличия надежной конструкции. Если известно, что определенный риск при конкретном заходе на посадку превышает данные требования, операция не должна выполняться. Одна из целей процесса проектирования заключается в установлении определенных рисков, которые могут вызвать искажение информации, и в уменьшении этих рисков за счет резервирования или контроля для обеспечения надежности конструкции. Например, для наземной системы могут потребоваться резервные корректирующие процессоры и, кроме того, эта система должна быть в состоянии автоматически отключаться при отсутствии резервирования вследствие отказа процессора.

3.3.12 Уникальным аспектом GNSS является варьирование во времени ее характеристик вследствие изменения базовой геометрии расположения спутников. В протоколах SBAS и GBAS предусмотрены методы учета этих изменений за счет использования уравнений уровней защиты, обеспечивающих прекращение использования системы в том случае, когда конкретный риск для целостности становится слишком высоким.

3.3.13 Характеристики GNSS могут также изменяться в пределах объема обслуживания в зависимости от геометрии видимых спутников базовой группировки. Пространственные изменения характеристик системы могут также усугубляться в том случае, когда наземная система работает в режиме деградации после отказа таких компонентов системы, как станции контроля или линии связи. Риск вследствие пространственных изменений в работе системы

также должен быть предусмотрен в уравнениях уровней защиты, т. е. передаваемые поправки.

3.3.14 Функциональные дополнения GNSS также подвержены влиянию ряда атмосферных явлений, в частности ионосферных. Пространственные и временные изменения в ионосфере могут обусловить местные или региональные погрешности, связанные с ионосферными задержками, которые не могут быть скорректированы в архитектуре SBAS или GBAS вследствие определения протоколов сообщений. Такие события являются редкими, и их вероятность зависит от региона, однако ими не следует пренебрегать. Результирующие погрешности могут быть настолько большими, что вызовут искажение информации, и их последствия должны смягчаться в конструкции системы посредством учета их влияния на передаваемые параметры (например, δ_{iono_vert} в GBAS) и контроля ненормированных условий в случае неадекватности передаваемых параметров. Вероятность таких событий следует учитывать при разработке любого контрольного устройства системы.

3.3.15 При проектировании наземной системы следует учитывать и такой аспект влияния окружающих условий, как погрешности вследствие переотражений в наземных эталонных приемниках, которые зависят от физических условий расположения антенн контролирующих станций, а также превышений спутников и времени отслеживания.

3.3.16 В своей зоне действия система SBAS должна обеспечивать целостность передаваемых поправок в соответствии с требованием п. 3.7.2.4. Это требование также применяется за пределами предполагаемой зоны обслуживания, где приемники пользователей могут обеспечивать навигацию, используя для этого либо решение навигационной задачи SBAS, если оно имеется, или функцию обнаружения ошибок и исключения решения (FDE) навигационной задачи. Вклад SBAS в решение навигационной задачи FDE ограничивается обеспечением целостности передаваемых поправок. Системы SBAS должны отвечать всем требованиям к целостности для всех типовых операций в диапазоне от операций "на маршруте" до операций по категории I, определенных в таблице 3.7.2.4-1, в зоне действия, когда для заданной операции уровни защиты в горизонтальной и вертикальной плоскостях ниже соответствующих порогов срабатывания сигнализации. Особое значение это имеет для операций с вертикальным наведением с использованием SBAS, которые не контролируются блоком данных FAS.

3.4 Непрерывность обслуживания

3.4.1 Непрерывность обслуживания для системы – это способность системы выполнять свои функции в течение предназначенной операции без незапланированных перерывов.

3.4.2 На маршруте

3.4.2.1 Для операций на маршруте непрерывность обслуживания подразумевает способность навигационной системы обеспечивать выходные навигационные характеристики с заданной точностью и целостностью в течение всей предполагаемой операции при допущении, что в начале этой операции система была доступна. Срабатывания сигнализации в навигационной системе, обусловленные либо одиночными сбоями, либо отказами, представляют собой нарушения непрерывности. Поскольку продолжительность данных операций различна, то требование к непрерывности задается в виде вероятности за час.

3.4.2.2 Требование к непрерывности навигационной системы для отдельного воздушного судна составляет $1 - 1 \times 10^{-4}$/ч. Однако в случае спутниковых систем сигнал в пространстве может использовать большое количество воздушных судов в широкой зоне обслуживания. Требования к непрерывности, приведенные в таблице 3.7.2.4-1 главы 3, представляют собой требования к надежности сигнала GNSS в пространстве, то есть они приведены к требованиям к среднему времени между отказами (МТВО) для элементов GNSS.

3.4.2.3 В таблице 3.7.2.4-1 главы 3 приведен диапазон значений, задающих требования к непрерывности сигнала в пространстве для этих операций. Наименьшее значение

соответствует минимальной непрерывности, при которой система считается работоспособной. Это подходит для зон с низкой интенсивностью воздушного движения и ограниченной сложностью воздушного пространства. В таких зонах воздействие сбоя навигационной системы ограничено небольшим количеством воздушных судов, и поэтому нет необходимости значительно повышать требование к непрерывности сверх требований для отдельного воздушного судна ($1 – 1 \times 10^{-4}$/ч). Наибольшее приведенное в таблице значение (например, $1 – 1 \times 10^{-8}$/ч) соответствует зонам с высокой интенсивностью воздушного движения и сложностью воздушного пространства, где сбой окажет воздействие на большое количество воздушных судов. Это значение применимо к навигационным системам с высокой степенью доверия к ним при навигации и, возможно, для зависимого наблюдения. Данное значение достаточно высоко для того, чтобы обеспечить малую вероятность отказа системы в течение ее срока службы. Промежуточные значения непрерывности (например, $1 – 1 \times 10^{-6}$/ч) считаются пригодными для зон с высокой интенсивностью воздушного движения и сложностью воздушного пространства, где имеет место высокая степень доверия к навигационной системе, но возможно смягчение последствий сбоев навигационной системы. Такое смягчение может обеспечиваться применением альтернативных средств навигации или использованием системы УВД для наблюдения и вмешательства с целью поддержания стандартов разделения воздушных судов. Указанные значения параметра непрерывности определяются необходимостью обеспечения навигации в воздушном пространстве, где GNSS заменила существующую инфраструктуру навигационных средств, или там, где такой инфраструктуры ранее не существовало.

3.4.3 Заход на посадку и посадка

3.4.3.1 Для операций захода на посадку и посадки непрерывность обслуживания подразумевает способность навигационной системы обеспечивать выходные навигационные характеристики с заданной точностью и целостностью во время захода на посадку и посадки, при условии, что система была доступна в начале данной операции. В частности, это означает, что события потери непрерывности обслуживания, которые могут быть спрогнозированы и в отношении которых выпускается NOTAM, не должны приниматься во внимание при установлении соответствия данной конструкции системы требованиям SARPS в отношении непрерывности обслуживания. Срабатывания сигнализации в навигационной системе, обусловленные либо одиночными сбоями, либо отказами, представляют собой событие потери непрерывности. В данном случае требование к непрерывности определяется как вероятность на коротком временном интервале.

3.4.3.2 Требования к непрерывности для операций захода на посадку и посадки разделяются на требования к бортовому приемнику и к небортовым элементам системы. В этом случае повышение требований при массовом использовании системы воздушными судами не считается необходимым. Как правило, значение непрерывности относится только к риску, связанному с пропуском захода на посадку, и при этом каждое воздушное судно может считаться независимым. Однако в некоторых случаях может быть необходимо повысить требования к непрерывности, так как отказ системы необходимо коррелировать между двумя ВПП (например, использование общей системы для заходов на посадку на близко расположенные параллельные ВПП).

3.4.3.3 При операциях APV с использованием GNSS и заходах на посадку по категории I уход на второй круг считается обычной операцией, поскольку он осуществляется, когда воздушное судно при заходе на посадку снижается до абсолютной высоты принятия решения и пилот не имеет возможности продолжать полет с использованием визуальных ориентиров. Требование непрерывности обслуживания для этих операций применяется к среднему риску (за время) потери обслуживания, нормированному по отношению к интервалу времени в 15 с. Поэтому характерный риск потери непрерывности обслуживания для конкретного захода на посадку может превышать среднее требование, необязательно оказывая при этом влияние на безопасность предоставляемого обслуживания или на заход на посадку. Оценка безопасности, выполненная в отношении одной системы, привела к выводу о том, что в обстоятельствах,

указанных в оценке, продолжать предоставлять обслуживание более безопасно, чем приостанавливать его.

3.4.3.4 Для тех районов, где конструкция системы не удовлетворяет требованию в отношении среднего риска нарушения непрерывности, предусмотренному в данных SARPS, могут по-прежнему публиковаться процедуры. Однако следует предусматривать определенные эксплуатационные ограничения в расчете на ожидаемое сокращение времени непрерывности обслуживания. Например, может не допускаться планирование полета на основе только навигационного средства GNSS с таким высоким средним риском нарушения непрерывности.

3.5 Эксплуатационная готовность

3.5.1 Эксплуатационная готовность GNSS определяется долей времени, в течение которого система, используемая для навигации, обеспечивает надежную навигационную информацию экипажу, автопилоту или другим системам, управляющим полетом воздушного судна.

3.5.2 При определении требований к эксплуатационной готовности GNSS следует учитывать желаемый уровень обслуживания. Если служба спутниковой навигации внедряется для замены существующей инфраструктуры средств обеспечения навигации на маршруте, то эксплуатационная готовность GNSS должна быть соизмерима с эксплуатационной готовностью, обеспечиваемой существующей инфраструктурой. При этом осуществляется оценивание последствий деградации обслуживания.

3.5.3 В тех случаях, когда GNSS имеет низкую эксплуатационную готовность, использование этой спутниковой навигационной системы возможно при ограничении времени навигации теми периодами, на которые прогнозируется готовность системы. В случае GNSS периоды неготовности, обусловленные неудовлетворительной геометрией созвездия спутников, повторяются. При введении ограничений на время работы остается только риск потери непрерывности, связанный с отказом важных элементов системы в интервале времени, на которое был сделан прогноз и в котором выполняется данная операция.

3.5.4 На маршруте

3.5.4.1 Специфические требования к эксплуатационной готовности для зоны или операции определяются с учетом следующего:

a) интенсивности и сложности воздушного движения;

b) наличия альтернативных навигационных средств;

c) зоны действия первичного/вторичного наблюдения;

d) воздушного движения и процедуры пилотирования;

e) продолжительности перерывов.

3.5.4.2 По этой причине в SARPS GNSS для эксплуатационной готовности задан диапазон значений. Данные требования поддерживают операции GNSS как самодостаточного средства навигации в воздушном пространстве с различными уровнями интенсивности движения и сложности воздушного пространства. Наименьшие значения в данном диапазоне удовлетворяют условию обеспечения самодостаточной навигации только при низком уровне интенсивности воздушного движения и сложности воздушного пространства.

3.5.4.3 Хотя функциональные дополнения могут уменьшить зависимость GNSS от любого отдельного основного элемента системы, они не в состоянии обеспечить приемлемое обслуживание без основных элементов системы. Требование к эксплуатационной готовности конкретного функционального дополнения в какой-либо области обслуживания также учитывает потенциальную возможность деградации основных элементов GNSS (т. е. минимальную ожидаемую орбитальную группировку основных элементов (количество и распределение

спутников)). Для случая такой деградировавшей конфигурации разрабатываются рабочие процедуры.

3.5.5 Эксплуатационная готовность при заходе на посадку

3.5.5.1 Специфические требования для области обслуживания определяются с учетом следующего:

a) интенсивности и сложности воздушного движения;

b) процедур по предоставлению данных и выполнению захода на посадку в запасном аэропорту;

c) навигационной системы, которая используется в запасном аэропорту;

d) воздушного движения и процедур пилотирования;

e) продолжительности перерывов;

f) географических размеров необслуживаемой зоны во время перерыва.

3.5.5.2 При разработке рабочих процедур для систем захода на посадку по GNSS учитываются продолжительность перерыва и его воздействие на запасной аэропорт. Хотя могут возникать перерывы в GNSS, влияющие на множество заходов на посадку, обслуживание конкретного захода на посадку может восстановиться без какого-либо вмешательства благодаря орбитальному движению спутников.

3.5.6 Определение эксплуатационной готовности GNSS

Эксплуатационную готовность GNSS более сложно оценивать из-за движения спутников относительно рассматриваемой зоны действия и потенциально длительного времени восстановления работоспособности спутника в случае отказа. Для точного измерения эксплуатационной готовности могут потребоваться многие годы для того, чтобы период измерений был большим, чем среднее время наработки на отказ (MTBF) и время восстановления. В связи с этим эксплуатационную готовность GNSS следует не измерять, а определять в процессе проектирования, анализа и моделирования. Модель эксплуатационной готовности должна учитывать модели ошибок от таких источников, как ионосфера, тропосфера и приемник, используемые приемником для проверки целостности (например, расчеты HPL, LPL и VPL). Эксплуатационная готовность, определенная в п. 3.7.2.4 главы 3, относится к проектной эксплуатационной готовности.

Примечание. Дополнительный инструктивный материал, относящийся к надежности и эксплуатационной готовности средств радиосвязи и навигационных средств, содержится в дополнении F.

4. БАЗОВЫЕ ЭЛЕМЕНТЫ GNSS

4.1 GPS

4.1.1 Стандарт на характеристики основан на допущении, что используется эталонный приемник службы стандартного определения местоположения (SPS). Эталонный приемник обладает следующими характеристиками:

a) проектируется в соответствии с положениями документа IS-GPS-200E;

b) использует угол маски 5º;

c) производит вычисление местоположения спутника и геометрического расстояния согласно последней версии системы координат с началом в центре Земли и привязанной к Земле (ECEF) Всемирной геодезической системы – 1984 (WGS-84);

d) производит решение задачи определения местоположения и времени на основе

радиовещательной передачи данных со всех видимых спутников;

e) компенсирует динамическое допплеровское смещение в измерениях по коду C/A и фазе несущей номинального SPS сигнала;

f) исключает неустойчиво работающие и неработоспособные спутники GPS из решения задачи определения местоположения;

g) использует обновленные и внутренне совместимые эфемериды и параметры времени для всех спутников, которые он задействует для решения задачи определения местоположения;

h) и теряет сопровождение в случаях, когда спутник GPS прекращает передачу отслеживаемого сигнала.

Точность передачи времени относится к данным в передаваемом навигационном сообщении, которые увязывают время службы SPS системы GPS с UTC, предоставляемым военно-морской обсерваторией США. 12-канальный приемник будет соответствовать требованиям к характеристикам, оговоренным в разделах 3.7.3.1.1.1 и 3.7.3.1.2 главы 3. Приемник, который способен сопровождать только четыре спутника (п. 3.1.3.1.2 добавления B), не реализует в полной мере характеристики точности и эксплуатационной готовности.

4.1.2 Точность определения параметров местоположения. Точность определения параметров местоположения измеряется эталонным приемником при 24-часовом интервале измерения для любой точки, находящейся в зоне действия. Точности определения местоположения и времени предназначены только для сигнала в пространстве (SIS), и в них не учитываются такие источники ошибок, как ионосфера, тропосфера, помехи, шум приемника или многолучевое распространение.

4.1.3 Точность определения параметров дальности. Стандарт точности определения параметров дальности относится к нормальным операциям, при которых предполагается, что обновленные навигационные данные регулярно передаются на спутники по линии связи "вверх". Точность определения параметров дальности определяется при условии индикации исправности измеряемого спутника и передачи кода C/A и не учитывает отказы спутников, происходящие вне нормальных условий эксплуатации. Пределы точности определения параметров дальности могут быть превышены в ходе отказов спутников или отклонений от нормы при загрузке данных в спутник. Предельное значение ошибки измерения дальности является максимальным для любого спутника, измеряемого в течение любого 3-секундного интервала для любой точки, находящейся в зоне действия. Предельное значение ошибки ускорения изменения дальности является максимальным для любого спутника, измеряемого в течение любого 3-секундного интервала для любой точки, находящейся в объеме обслуживания. В нормальных условиях техническое обслуживание всех спутников проводится на основе одних и тех же стандартов, поэтому для целей моделирования эксплуатационной готовности целесообразно допустить, что всем спутникам свойственна обусловленная SIS среднеквадратичная погрешность измерения дальности пользователя (URE) в 4 м. Стандарты ограничиваются ошибками определения параметров дальности, источниками которых являются космический сегмент и сегмент управления.

4.1.4 Эксплуатационная готовность. Стандарт эксплуатационной готовности относится к нормальным операциям, при которых предполагается, что обновленные навигационные данные регулярно передаются на спутники по линии связи "вверх". Эксплуатационная готовность представляет собой процент времени на любом 24-часовом интервале, на котором предсказывается, что 95%-ная ошибка определения местоположения (вследствие ошибок в космическом сегменте и сегменте управления) меньше порогового значения для любой точки, находящейся в зоне действия. Она основывается на 95%-ном пороговом значении 17 м в горизонтальной плоскости; 95%-ном пороговом значении 37 м в вертикальной плоскости; использовании эталонного приемника; и эксплуатации в объеме обслуживания в течение любого 24-часового интервала. Эксплуатационная готовность обслуживания предполагает наличие

спутникового созвездия, которое отвечает критериям в п. 4.1.4.2.

4.1.4.1 Взаимосвязь с эксплуатационной готовностью функционального дополнения. Эксплуатационная готовность ABAS, GBAS и SBAS непосредственно не связана с эксплуатационной готовностью GPS, определенной в разделе 3.7.3.1.2 главы 3. Государства-эксплуатанты должны оценивать эксплуатационную готовность систем функционального дополнения посредством сравнения характеристик функционального дополнения с соответствующими требованиями. Анализ оценки эксплуатационной готовности основывается на предполагаемом созвездии спутников и вероятности наличия какого-либо данного числа спутников.

4.1.4.2 Эксплуатационная готовность спутника/спутникового созвездия. С вероятностью 0,95 (усредненное значение за любой день) на орбите будут обеспечиваться 24 работающих спутника, где спутник определяется как находящийся в работоспособном состоянии, если он способен передавать подлежащий использованию сигнал определения дальности, но не обязательно это делает. По меньшей мере, 21 спутник, размещенный в номинальных 24-х орбитальных сегментах, должен быть установлен в работоспособное состояние и осуществлять передачу навигационного сигнала с вероятностью 0,98 (нормализуется на ежегодной основе). По меньшей мере, 20 спутников, размещенные в номинальных 24-х орбитальных сегментах, должны быть работоспособны и осуществлять передачу навигационного сигнала с вероятностью 0,99999 (нормализуется на ежегодной основе).

4.1.5 Надежность. Надежность представляет собой процент времени в течение оговоренного временного интервала, когда поддерживается текущее значение SPS SIS URE в пределах ошибки по дальности для любой данной точки, расположенной в зоне обслуживания, применительно ко всем спутникам GPS, находящимся в работоспособном состоянии. Стандарт надежности основывается на усреднении ежедневных значений для зоны обслуживания, полученных на интервале измерения в один год. Средняя надежность в отдельной точке в наихудшем случае предполагает, что длительность отказа обслуживания для нее составит 18 ч (3 отказа продолжительностью 6 ч каждый).

4.1.6 Отказ основного обслуживания. Отказ основного обслуживания определяется как состояние в течение интервала времени, в ходе которого ошибка дальномерного сигнала находящегося в исправном состоянии спутника GPS (исключая ошибки, обусловленные состоянием атмосферы и приемника) превышает предельное значение ошибки по дальности, превосходящее в 4,42 раза верхний предел точности измерения дальности пользователя (URA), передаваемый спутником в течение более длительного времени, чем допустимое время до выдачи предупреждения (10 с). Значение вероятности 1×10^{-5}, упомянутое в п. 3.7.3.1.4 главы 3, соответствует максимум трем отказам основного обслуживания для всего созвездия в год, предполагая максимальную спутниковую группировку в 32 спутника.

4.1.7 Непрерывность обслуживания. Непрерывность обслуживания для работоспособного спутника GPS представляет собой вероятность того, что сигналы в пространстве будут непрерывно передаваться без незапланированного перерыва в течение установленного интервала времени. Запланированные перерывы, о которых объявляется по крайней мере за 48 ч, не сказываются на потере непрерывности.

4.1.8 Зона действия. SPS обеспечивает земную зону действия, которая охватывает пространство от поверхности Земли до высоты 3000 км.

4.2 ГЛОНАСС

Примечание. Дополнительную информацию по ГЛОНАСС можно найти в документе "Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС. Интерфейсный контрольный документ", опубликованном Координационным научно-информационным центром министерства обороны Российской Федерации (Москва).

4.2.1 Допущения. Стандарт на характеристики основан на допущении, что используется эталонный приемник канала стандартной точности (CSA). Эталонный приемник обладает следующими характеристиками: проектируется в соответствии с положениями документа ICD-ГЛОНАСС; использует угол маски 5º; производит вычисление местоположения спутника и геометрического расстояния согласно последней версии системы координат ПЗ-90 и использует параметры преобразования координат ПЗ-90 и WGS-84, как указано в п. 3.2.5.2 добавления B; производит решение задачи определения местоположения и времени на основе радиовещательной передачи данных со всех видимых спутников; компенсирует динамическое доплеровское смещение в измерениях фазы несущей номинального дальномерного сигнала CSA и сигнала стандартной точности; исключает неработоспособные спутники ГЛОНАСС из решения задачи определения местоположения; использует обновленные и внутренне совместимые эфемериды и параметры времени для всех спутников, которые он задействует для решения задачи определения местоположения, и теряет сопровождение в случае, когда спутник ГЛОНАСС прекращает передачу кода стандартной точности. Точность передачи времени определяется применительно к стационарному приемнику, расположенному в обследованном месте.

4.2.2 Точность. Точность измеряется эталонным приемником при 24-часовом интервале измерения для любой точки, находящейся в зоне действия. Точность определения местоположения и времени предназначена только для сигнала в пространстве (SIS), и в ней не учитываются такие источники ошибок, как ионосфера, тропосфера, помехи, шум приемника или многолучевое распространение. Точность выводится на основе наихудших 2 из 24 спутников, исключаемых из созвездия, и погрешности измерения дальности пользователя (URE) RMS SIS в 6 м.

4.2.3 Точность определения параметров дальности. Точность определения параметров дальности устанавливается при условии индикации исправности измеряемого спутника и передачи кода стандартной точности и не учитывает отказы спутников, происходящие вне нормальных условий эксплуатации. Пределы точности определения параметров дальности могут быть превышены в ходе отказов спутников или отклонений от нормы при загрузке данных в спутник. Превышение предела ошибки измерения дальности представляет собой отказ основного обслуживания, как указано в п. 4.2.6. Предельное значение ошибки измерения дальности является максимальным для любого спутника, измеряемого в течение любого 3-секундного интервала для любой точки, находящейся в зоне действия. Предельное значение ошибки ускорения изменения дальности является максимальным для любого спутника, измеряемого в течение любого 3-секундного интервала для любой точки, находящейся в зоне действия. Точность, определяемая среднеквадратичным значением ошибки по дальности, представляет собой среднее значение среднеквадратичных URE всех спутников на 24-часовом интервале времени для любой точки, находящейся в зоне действия. В нормальных условиях техническое обслуживание всех спутников проводится на основе одних и тех же стандартов, поэтому для целей моделирования эксплуатационной готовности целесообразно допустить, что всем спутникам свойственна RMS SIS URE в 6 м. Стандарты ограничиваются ошибками определения параметров дальности, источниками которых являются космический сегмент и сегмент управления.

4.2.4 Эксплуатационная готовность. Эксплуатационная готовность представляет собой процент времени на любом 24-часовом интервале, на котором предсказывается, что 95%-ная ошибка определения местоположения (вследствие ошибок в космическом сегменте и сегменте управления) меньше порогового значения для любой точки, находящейся в зоне действия. Она основывается на 95%-ном пороговом значении 12 м (40 фут) в горизонтальной плоскости и 95%-ном пороговом значении 25 м (80 фут) в вертикальной плоскости, использовании эталонного приемника и эксплуатации в зоне действия в течение любого 24-часового интервала. Эксплуатационная готовность обслуживания предполагает наихудшее сочетание двух неработающих спутников.

4.2.4.1 Взаимосвязь с эксплуатационной готовностью функционального дополнения. Эксплуатационная готовность ABAS, GBAS и SBAS непосредственно не связана с эксплуатационной готовностью ГЛОНАСС, определенной в п. 3.7.3.2.2 главы 3. Анализ оценки эксплуатационной готовности основывается на предполагаемом созвездии спутников и вероятности наличия какого-либо данного числа спутников. С вероятностью 0,95 (усредненное значение за любой день) на орбите находится 24 работающих спутника, где спутник определяется как находящийся в работоспособном состоянии, если он способен передавать подлежащий использованию сигнал определения дальности, но не обязательно это делает. По меньшей мере 21 спутник в 24 номинальных местах расположения в орбитальных плоскостях/точках орбиты должен быть установлен в работоспособное состояние и осуществлять передачу навигационного сигнала с вероятностью 0,98 (усредненное значение за год).

4.2.5 Надежность. Надежность представляет собой процент времени в течение оговоренного временного интервала, когда поддерживается текущее значение CSA SIS URE в пределах ошибки по дальности для любой данной точки, расположенной в зоне действия, применительно ко всем спутникам ГЛОНАСС, находящимся в работоспособном состоянии. Стандарт надежности основывается на усреднении ежедневных значений для зоны действия, полученных на интервале измерения в один год. Средняя надежность в отдельной точке предполагает, что длительность отказа обслуживания для нее составит 18 ч (3 отказа продолжительностью 6 ч каждый).

4.2.6 Отказ основного обслуживания. Отказ основного обслуживания определяется как состояние в течение интервала времени, в ходе которого ошибка дальномерного сигнала находящегося в исправном состоянии спутника ГЛОНАСС (исключая ошибки, обусловленные состоянием атмосферы и приемника) превышает предельное значение ошибки по дальности 18 м (60 фут) (как определено в п. 3.7.3.2.1.3 a) главы 3) и/или нарушения радиочастотных характеристик дальномерного сигнала CSA, структуры навигационного сообщения или содержания навигационного сообщения снижают минимальные возможности приема и обработки дальномерного сигнала в приемнике CSA.

4.2.7 Зона действия. CSA ГЛОНАСС обеспечивает земную зону действия, которая охватывает пространство от поверхности Земли до высоты 2000 км.

4.2.8 Системное время ГЛОНАСС. Системное время ГЛОНАСС формируется на основе времени Центрального синхронизатора ГЛОНАСС. Суточная нестабильность водородных часов Центрального синхронизатора не превышает 5×10^{-14}. Расхождение между системным временем ГЛОНАСС и временем UTC(SU) поддерживается в пределах 1 мс. Навигационное сообщение содержит необходимые данные для привязки системного времени ГЛОНАСС к UTC(SU) с точностью 0,7 мкс.

4.2.8.1 Преобразование информации ГЛОНАСС-М, содержащей текущие данные, в стандартную форму. Спутниковое навигационное сообщение содержит информацию о текущих данных в параметре NT. Она может быть преобразована в стандартную форму с использованием следующего алгоритма:

a) Номер J текущего года в 4-летнем периоде рассчитывается следующим образом:

если $1 \le N_T \le 366$, то $J = 1$;
если $367 \le N_T \le 731$, то $J = 2$;
если $732 \le N_T \le 1096$, то $J = 3$;
если $1097 \le N_T \le 1461$, то $J = 4$.

b) Текущий год в общей форме рассчитывается по следующей формуле:

$Y = 1996 + 4 (N^4 – 1) + (J – 1)$.

c) Текущий день и месяц (дд/мм) берутся из справочной таблицы, хранимой в ROM оборудования пользователя. Таблица устанавливает взаимосвязь параметра N_T с датами стандартной формы.

4.2.9 Система координат, используемая в ГЛОНАСС. В ГЛОНАСС используется система координат ПЗ-90, как описано в справочном документе "Параметры Земли 1990 года (ПЗ-90)", опубликованном Топографической службой министерства обороны Российской Федерации (Москва).

4.2.9.1 Параметры ПЗ-90 включают фундаментальные геодезические константы, размеры общеземного эллипсоида, характеристики гравитационного поля Земли и элементы ориентации эллипсоида Красовского (система координат 1942 года) относительно общеземного эллипсоида.

4.2.9.2 Система координат ПЗ-90 является, по определению, геоцентрической декартовой системой координат, начало отсчета которой расположено в центре масс Земли. Ось Z направлена на условный полюс Земли, как рекомендовано Международной службой вращения Земли. Ось X направлена в точку пересечения экваториальной плоскости Земли и нулевого меридиана, определенного Международным бюро времени. Ось Y завершает правую систему координат.

4.2.9.3 Геодезические опорные системы WGS 84 и ПЗ-90 функционируют в соответствии с Международной системой наземных координат (ITRF). Несмотря на то что в п. 3.2.5.2 добавления B указаны нынешние параметры преобразования из ПЗ-90 в WGS 84, применение предыдущих версий этих параметров также допустимо при условии соблюдения приведенных в таблице 3.7.2.4-1 главы 3 требований к характеристикам для предполагаемой операции.

4.3 Ухудшение точности

Факторы ухудшения точности (DOP) показывают, как точность определения параметров дальности преобразуется к точности определения местоположения в зависимости от геометрии созвездия. Оптимальная геометрия (то есть минимальные значения DOP) для четырех спутников достигается, когда три спутника располагаются равномерно по горизонту при минимальном угле места, а один спутник расположен прямо над головой. Можно сказать, что геометрия "ухудшает" точность определения параметров дальности через посредство фактора DOP.

4.4. Антенна и приемник GNSS

4.4.1 Технические требования к антенне, приведенные в п. 3.8 добавления B, регламентируют коэффициент эллиптичности антенны только в направлении максимума диаграммы направленности. В случае приема сигналов GEO при малых углах возвышения следует исходить из линейной поляризации бортовой антенны. Например, если минимальный угол возвышения, при котором необходимо обеспечить отслеживание сигнала GEO, составляет 5º, следует считать, что принимающая данный сигнал антенна будет линейно поляризованной с коэффициентом усиления −2,5 дБил (−5,5 дБик). Это необходимо учитывать в запасе мощности линии связи GEO для обеспечения того, чтобы минимальный принимаемый РЧ-сигнал на выходе антенны отвечал требованиям, приведенным в п. 3.7.3.4.4.3.2 главы 3.

4.4.2 Отказы, связанные с приемником, могут иметь два вида последствий для эксплуатационных характеристик навигационной системы: прерывание информации, предоставляемой пользователю, либо предоставление ложной информации. Ни одно из этих событий не учитывается в требованиях к сигналу в пространстве.

4.4.3 Номинальная ошибка бортового элемента GNSS определяется шумом приемника, помехами, многолучевостью и остаточными погрешностями тропосферной модели.

Специальные требования к шумам приемника для бортовых приемников SBAS и GBAS включают воздействие любой помехи, уровень которой не превышает защитную маску, заданную в п. 3.7 добавления B. Требуемые эксплуатационные характеристики продемонстрированы приемником, в котором используются узкий коррелятор или методы кодового сглаживания.

5. БОРТОВАЯ СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДОПОЛНЕНИЯ (ABAS)

5.1 ABAS дополняет и/или интегрирует информацию, полученную от элементов GNSS, с информацией, имеющейся на борту воздушного судна, с целью обеспечения выполнения операции в соответствии с требованиями, определенными в п. 3.7.2.4 главы 3.

5.2 ABAS включает программы обработки, которые обеспечивают:

a) мониторинг целостности для решения навигационной задачи с использованием избыточной информации (например, многократные измерения дальности). Схема мониторинга в общем случае состоит из двух функций: обнаружение ошибок и исключение ошибок. Целью обнаружения ошибки является выявление ложного определения местоположения. При его обнаружении надлежащим образом определяется и исключается источник ошибки (идентификация отдельного источника, создающего проблему, необязательна), обеспечивая тем самым непрерывность навигации по GNSS. Существуют два основных класса мониторинга целостности: автономный мониторинг целостности в приемнике (RAIM), который использует исключительно информацию GNSS, и бортовой автономный мониторинг целостности (AAIM), который использует информацию от дополнительных бортовых датчиков (например, барометрического альтиметра, часов и инерциальной навигационной системы (INS));

b) поддержание непрерывности для решения навигационной задачи за счет использования информации от альтернативных источников, таких, как INS, барометрический альтиметр и внешние часы;

c) поддержание эксплуатационной готовности для решения навигационной задачи (аналогично поддержанию непрерывности);

d) поддержание точности посредством оценивания остаточных погрешностей в измеренных дальностях.

5.3 Информация других источников может комбинироваться с информацией GNSS двумя способами:

a) посредством алгоритма, интегрированного в рамках навигационной задачи GNSS (примером является моделирование данных альтиметрии как дополнительного измерения от условного спутника);

b) с помощью внешнего по отношению к основному расчету местоположения в GNSS (примером является сравнение данных альтиметрии с результатом решения навигационной задачи по вертикальной составляющей и включение сигнализации в тех случаях, когда это сравнение обнаруживает промах).

5.4 Каждая схема имеет свои специфические преимущества и недостатки, поэтому не представляется возможным представить описание всех потенциальных вариантов интеграции с определением специфических числовых значений обеспечиваемых характеристик. Подобный аргумент применим к ситуации, когда комбинируются несколько элементов GNSS (например, GPS и ГЛОНАСС).

6. СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДОПОЛНЕНИЯ (SBAS)

6.1 SBAS состоит из трех отдельных элементов:

a) наземной инфраструктуры,

b) спутников SBAS и

c) бортового приемника SBAS.

6.1.1 Наземная инфраструктура включает станции мониторинга и обработки, которые принимают данные от навигационных спутников, рассчитывают целостность, поправки и дальномерную информацию, формирующие сигнал в пространстве SBAS. Спутники SBAS ретранслируют данные от наземной инфраструктуры на бортовые приемники SBAS, которые определяют информацию о координатах и времени, используя основную орбитальную систему(ы) и спутники SBAS. Бортовые приемники SBAS получают дальномерную информацию и поправки и используют эти данные для определения целостности и уточнения измеренного местоположения.

6.1.2 Наземная сеть SBAS измеряет псевдодальность между дальномерным источником и приемником SBAS, установленным в точке с известными координатами, и рассчитывает отдельные поправки для погрешностей эфемерид дальномерных источников, погрешностей часов и ионосферных погрешностей. Пользователь применяет модель тропосферной задержки.

6.1.3 Погрешность эфемерид дальномерного источника и медленно меняющаяся погрешность часов являются первичной основой для долгосрочной поправки. Погрешность часов дальномерного источника регулируется для долгосрочной поправки и тропосферной погрешности и является первичной основой для быстрой поправки. Ионосферные погрешности от многих дальномерных источников комбинируются в вертикальные ионосферные погрешности в заранее определенных точках ионосферной сетки. Эти погрешности являются первичной основой для расчета ионосферных поправок.

6.2 Зона действия и зоны обслуживания SBAS

6.2.1 Важно различать зону действия и зоны обслуживания SBAS. Как правило, зона действия соответствует зоне видимости GEO и состоит из одной или нескольких зон обслуживания. Зоны обслуживания определяются поставщиками обслуживания SBAS или государством или группой государств, в ведении которых находится SBAS, для типовых операций, определенных в таблице 3.7.2.4-1 (например, на маршруте, APV-I, категория I), где соответствующие требования к точности, целостности и непрерывности выполняются с определенной степенью эксплуатационной готовности (например 99 %). Некоторые поставщики обслуживания SBAS публикуют информацию о зонах обслуживания своих систем (например, стандарт на характеристики WAAS, документ, определяющий характеристики обслуживания EGNOS и AIP). Зона обслуживания на маршруте может быть шире, чем зона обслуживания для APV-I. Для приемника GNSS сигнал в пространстве приемлем в тех случаях, когда для предполагаемой операции уровни защиты являются более низкими, чем пороги срабатывания сигнализации (VPL<VAL и HPL<HAL), независимо от того, находится или не находится приемник GNSS внутри соответствующей зоны обслуживания, определенной поставщиком обслуживания SBAS.

6.2.1.1 Системы SBAS обеспечивают операции, основанные на использовании нескольких или всех функций SBAS, определенных в п. 3.7.3.4.2 главы 3. Данные функции могут быть отнесены к операциям, которые обеспечиваются следующим образом:

a) измерение дальности: SBAS предоставляет дальномерный источник для использования с другим(и) функциональным(и) дополнением(ями) (ABAS, GBAS или другим SBAS);

b) состояние спутника и основные дифференциальные поправки: SBAS обеспечивает обслуживание на маршруте, при операциях в аэродромной зоне и при неточном заходе на посадку. В различных зонах обслуживания могут поддерживаться различные операции (т. е. операции с использованием навигации, основанной на характеристиках);

c) точные дифференциальные поправки: SBAS обеспечивает точный заход на посадку и обслуживание APV. Различные операции (т. е. APV-I, APV-II и точный заход на посадку могут поддерживаться в различных зонах обслуживания).

6.2.2 Обслуживание в рамках функционального спутникового дополнения предоставляется системой функционального дополнения широкой зоны действия (WAAS) (Северная Америка), европейской геостационарной оверлейной службой навигационного обслуживания (EGNOS) (Европа и Африка), спутниковой службой функционального дополнения, основанной на спутниках Мичибики (MSAS) (Япония), и системой навигации на основе GPS с функциональным дополнением геостационарными спутниками (GAGAN) (Индия). Разрабатываются также система дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ) (Россия), SBAS "Бэйдоу" (BDSBAS) (Китай), корейская спутниковая система функционального дополнения (KASS) (Республика Корея), система SBAS для региона Африки и Индийского океана (A-SBAS) (АСЕКНА) и южная сеть функционального дополнения позиционирования (Южная PAN) (Австралия и Новая Зеландия), предназначенные для обеспечения такого обслуживания.

6.2.3 За пределами определенной(ых) области(ей) обслуживания SBAS также может обеспечивать точное и надежное обслуживание. Данные измерений, состояния спутника и основные функции дифференциальных поправок являются пригодными для использования во всей зоне действия. Характеристики этих функций технически адекватны для обеспечения полетов по маршруту и в зоне аэродрома, а также неточных заходов на посадку благодаря предоставлению данных мониторинга и целостности для спутников основной орбитальной системы (систем) и/или спутников SBAS. SBAS минимизирует ошибки, которые не могут контролироваться ее наземной сетью путем передачи сообщений типа 27 или 28.

6.2.4 Каждое государство несет ответственность за одобрение операций, обеспечиваемых SBAS в пределах его воздушного пространства. В некоторых случаях сферой деятельности государства будет наземная инфраструктура, связанная SBAS. В других случаях государства могут просто одобрить области обслуживания и операции, обеспечиваемые SBAS с использованием доступных сигналов системы. В любом случае каждое государство несет ответственность за то, чтобы SBAS отвечал требованиям п. 3.7.2.4 главы 3 в пределах его воздушного пространства и чтобы в его воздушном пространстве обеспечивались соответствующие сообщения о состоянии системы и NOTAM.

6.2.5 Перед одобрением операций, основанных на использовании SBAS, государство должно принять решение о том, что предложенные операции адекватно обеспечиваются одним или большим числом SBAS. Это решение фокусируется на практичности использования сигналов SBAS, принимая во внимание относительное размещение наземной сети SBAS. При этом может потребоваться работа с государством(ами) или организацией(ями), ответственными за функционирование соответствующих SBAS. Для воздушного пространства, расположенного относительно далеко от наземной сети SBAS, число видимых спутников, для которых SBAS обеспечивает данные о состоянии и основные поправки, будет меньше. Поскольку приемники SBAS способны использовать данные от двух SBAS одновременно, а также применять автономное обнаружение неисправностей и их исключение при необходимости, то эксплуатационная готовность все же может быть достаточной для одобрения операций.

6.2.6 Перед началом использования процедур, основанных на сигналах SBAS, государство, как ожидается, обеспечит мониторинг состояния и систему извещения для пилотов. Для определения влияния системного отказа элемента на обслуживание необходимо использовать математическую модель зоны обслуживания. Государство может получить эту модель от оператора SBAS либо разработать свою собственную модель. Данная модель могла бы применяться для идентификации воздушного пространства и аэропортов, где ожидаются перерывы обслуживания, а также для подготовки NOTAM, используя текущие и прогнозируемые данные о состоянии данные о состоянии элемента (текущие и прогнозируемые) могли бы быть

получены посредством двусторонней договоренности с поставщиком услуг SBAS либо через подключение к "радиопередаче" данных в реальном времени, если поставщик услуг SBAS предпочтет предоставлять данные таким способом.

6.2.7 ИКАО будет координировать участие государств или регионов с целью обеспечения бесшовной глобальной зоны действия SBAS, принимая во внимание, что воздушное судно, оснащенное средствами приема сигнала, будет испытывать трудности в случае, если государство или регион не одобрили использование одного или нескольких сигналов SBAS в своем воздушном пространстве. В таком случае пилот может отказаться от использования GNSS в целом, поскольку бортовое оборудование может не допускать отказа от использования SBAS вообще или конкретного SBAS.

6.2.8 Между системами SBAS возникнут проблемы интерфейса, учитывая, что зоны действия (подспутниковые следы) геостационарных спутников SBAS перекрываются. Бортовые приемники SBAS должны быть способны, как минимум, работать в пределах зоны действия любой SBAS. Поставщик обслуживания может осуществлять мониторинг и посылать информацию о целостности и поправки для геостационарных спутников, принадлежащих другому поставщику обслуживания SBAS. Это улучшает эксплуатационную готовность за счет добавления дальномерных источников. Данное улучшение не требует никакой взаимосвязи между системами SBAS и его следует выполнять всем поставщикам обслуживания SBAS.

6.2.9 Другие уровни интеграции могут быть реализованы посредством использования специфической связи между сетями SBAS (например, отдельная спутниковая связь). В этом случае системы SBAS могут обмениваться либо необработанными спутниковыми измерениями от одной или нескольких опорных станций, либо обработанными данными (поправками или информацией о целостности) от главных станций систем. Указанная информация может быть использована для улучшения робастности и точности системы посредством осреднения данных или улучшения целостности с помощью механизма перекрестной проверки. Эксплуатационная готовность также может быть улучшена в пределах областей обслуживания, а технические характеристики будут удовлетворять SARPS по GNSS во всей зоне действия (т. е. улучшается мониторинг спутниковых эфемерид). И наконец, для улучшения работы систем возможен обмен данными о состоянии и управлении SBAS.

6.3 Целостность

6.3.1 Обеспечение целостности является сложной проблемой, так как некоторые элементы определяются в рамках наземной сети SBAS и передаются в составе сигнала в пространстве, а другие элементы определяются в рамках бортового оборудования SBAS. Для функций определения состояния спутника и основных поправок неопределенность погрешности эфемерид и поправок к шкале времени определяется наземной сетью SBAS. Эта неопределенность моделируется вариацией центрированного нормального распределения, которое ограничивает дифференциальную дальномерную погрешность пользователя (UDRE) для каждого дальномерного источника после применения быстрых и долгосрочных поправок и исключения атмосферных эффектов и ошибок приемника.

6.3.2 Для точной дифференциальной функции рассчитывается неопределенность погрешности ионосферной поправки. Эта неопределенность моделируется вариацией центрированного нормального распределения, которое ограничивает остаточные ионосферные дальномерные погрешности пользователя на частоте L1 (UIRE) для каждого источника дальномерной информации после применения ионосферных поправок. Эта вариация определяется из модели ионосферы путем использования передаваемой сеточной ионосферной вертикальной ошибки (GIVE).

6.3.3 Существует конечная вероятность того, что приемник SBAS не примет сообщение SBAS. Для продолжения навигации в этом случае SBAS передает в составе сигнала в пространстве параметры деградации. Эти параметры используются в ряде математических

моделей, которые описывают дополнительную остаточную погрешность от основных и точных дифференциальных поправок, возникающую при использовании старых, но действующих данных. Эти модели используются для модификации вариаций UDRE и UIRE в случае необходимости.

6.3.4 Вышеописанные неопределенности отдельных ошибок используются приемником для расчета модели ошибок в решении навигационной задачи. Данная задача решается посредством проецирования ошибок псевдодальности на область координат. Уровень защиты по горизонтали (HPL) обеспечивает границу горизонтальной ошибки определения местоположения с вероятностью, полученной из требований к целостности. Подобным образом, VPL обеспечивает границу по вертикали. Если расчетное значение HPL превышает порог срабатывания сигнализации по горизонтали (HAL) для конкретной операции, то целостность SBAS не достаточна для поддержания этой операции. То же самое справедливо для операций точного захода на посадку и APV, если VPL превышает порог срабатывания сигнализации по вертикали (VAL).

6.3.5 Одной из самых сложных задач для поставщика SBAS является определение вариаций UDRE и GIVE, которые бы надлежащим образом описывали границы остаточных погрешностей для любого пользователя в области обслуживания и были достаточно малы, чтобы не влиять на эксплуатационную готовность. Эксплуатационные характеристики отдельных SBAS зависят от конфигурации сети, ее географической протяженности и плотности, от типа и качества используемых измерений и алгоритмов, применяемых для обработки данных. Общие методы определения различий между моделями описываются в разделе 14.

6.3.6 Остаточные погрешности часов и эфемерид (δ_{UDRE}). Остаточная погрешность часов хорошо описывается нулевым средним и нормальным распределением, так как имеется большое количество приемников, которые вносят вклад в эту погрешность. Остаточная погрешность эфемерид зависит от расположения пользователя. Для точной дифференциальной функции, поставщик SBAS будет гарантировать, что остаточная погрешность для всех пользователей в пределах определенной области обслуживания отражена в sUDRE. Для основной дифференциальной функции, остаточная эфемеридная погрешность оценивается и может быть определена как пренебрежимо малая.

6.3.7 Вертикальная ионосферная ошибка (δ_{GIVE}). Остаточная ионосферная погрешность хорошо представляется нормальным распределением с нулевым средним, поскольку имеется много приемников, которые вносят вклад в ионосферную оценку. Погрешности являются функцией шума измерения, ионосферной модели и пространственной декорреляции ионосферы. Ошибка определения местоположения, вызванная ионосферной ошибкой, смягчается положительной корреляцией самой ионосферы. Кроме того, распределение остаточной ионосферной погрешности имеет усеченные хвосты, т. е. ионосфера не может создавать отрицательную задержку, и ей присуща максимальная задержка.

6.3.8 Погрешности воздушного судна. Суммарная погрешность за счет многолучевости и вклада приемника ограничены, как указано в разделе 14. Данная ошибка может быть разделена на многолучевость и вклад приемника в соответствии с п. 3.6.5.5.1 добавления B, при этом может быть использована стандартная модель многолучевости. Вклад приемника может быть взят из требований точности (пп. 3.5.8.2 и 3.5.8.4.1 добавления B) и экстраполирован к типичным условиям сигнала. В частности, можно предположить, что для ВС справедливо $\delta^2_{air} = \delta^2_{receiver} + \delta^2_{multipath}$, где предполагается, что $\delta_{receiver}$ определяется RMS_{pr_air}, специфицированным в классификаторе точности бортового оборудования для оборудования GBAS типа A, а $\delta_{multipath}$ определено в п. 3.6.5.5.1 добавления B. Вклад воздушного судна в многолучевость включает влияние отражений от самого ВС. Суммарная погрешность, вызываемая отражениями от других объектов, не включается. Если опыт покажет, что эти ошибки не являются пренебрежимо малыми, то их следует учитывать в оперативном порядке.

6.3.9 Погрешность тропосферы. Приемник использует модель для коррекции влияния

тропосферы. Остаточная погрешность модели ограничена максимальной систематической ошибкой и дисперсией, определенными в пп. 3.5.8.4.2 и 3.5.8.4.3 добавления B. Влияние упомянутой средней должно учитываться наземной подсистемой. Воздушный пользователь применяет указанную модель для остаточной тропосферной погрешности (δ_{tropo}).

6.4 Радиочастотные характеристики

6.4.1 Минимальный уровень мощности сигнала GEO. Для работы в условиях минимального уровня сигнала –164 дБВт на выходе антенны при наличии помех от источников, не относящихся к RNSS (п. 3.7 добавления B), и совокупной плотности шума RNSS –173 дБм/Гц требуется минимальный состав бортового оборудования (например, RTCA/DO-229D с изменением 1). При наличии помех характеристики приемников могут не обеспечивать надежное отслеживание сигнала с уровнем мощности ниже –164 дБВт на выходе антенны (например, сигналов геостационарных (GEO) спутников, выведенных на орбиту до 2014 года). Геостационарный (GEO) спутник, который обеспечивает на выходе приемной антенны при угле места 5° на земле уровень мощности сигнала ниже –164 дБВт, может использоваться в целях обеспечения отслеживания сигнала в зоне обслуживания, находящейся в зоне действия, определяемой минимальным углом места, который превышает 5° (например, 10°). В этом случае используется положительное свойство характеристики усиления стандартной антенны, позволяющее достичь компромисса между мощностью сигнала геостационарного (GEO) спутника и размером зоны обслуживания, в которой необходимо обеспечить отслеживание сигнала. Предполагается, что при планировании введения новых видов полетов, основанных на использовании SBAS, государства проведут оценку уровня мощности сигнала по отношению к уровню помех от источников, относящихся и не относящихся к RNSS. Если результаты этого анализа покажут, что уровень помех является приемлемым для эксплуатации, то такие виды полетов можно санкционировать.

6.4.2 Сетевое время SBAS. Сетевое время SBAS – это опорное время, сохраняемое SBAS для определения поправок. При использовании поправок пользователь решает задачу относительно сетевого времени SBAS, а не системного времени основной орбитальной системы (систем). Если поправки не используются, то решение навигационной задачи выполняется относительно комбинированного времени основной орбитальной системы (систем)/сетевого времени SBAS в зависимости от используемых спутников, а расхождение между шкалами времени указанных систем будет влиять на итоговую точность определения местоположения.

6.4.3 Сверточное кодирование в SBAS. Информацию о сверточном кодировании и декодировании сообщений SBAS можно найти в добавлении A к документу RTCA/DO-229 D с изменением 1.

6.4.4 Синхронизация сообщения. Декодеры свертки пользователя будут вводить фиксированную задержку, которая зависит от используемых ими соответствующих алгоритмов (обычно 5 длин кодового ограничения, или 35 бит) и которую они должны компенсировать для определения сетевого времени SBAS (SNT) из принимаемого сигнала.

6.4.5 Характеристики сигнала SBAS. Различия между характеристиками относительной фазы и групповой задержки сигналов SBAS в сравнении с сигналами GPS могут обусловить соответствующую систематическую погрешность по дальности в алгоритмах слежения приемника. Предполагается, что поставщик обслуживания SBAS будет учитывать эту погрешность, поскольку она влияет на приемники с характеристиками слежения, находящимися в рамках ограничений, указанных в п. 8.11. В отношении GEO, для которых характеристики бортового РЧ-фильтра опубликованы в добавлении T к документу RTCA/DO-229D с изменением 1, предполагается, что поставщики обслуживания SBAS обеспечат, чтобы UDRE ограничивали остаточные погрешности, включая максимальные систематические погрешности по дальности, указанные в документе RTCA/DO-229D с изменением 1. В отношении других GEO предполагается, что поставщики обслуживания SBAS совместно с поставщиками оборудования определят посредством проведения анализа максимальные систематические погрешности по

дальности, которые можно ожидать от существующих приемников при работе с этими конкретными GEO. Этот эффект можно свести к минимуму при условии, что GEO располагают широкой полосой пропускания и имеют небольшую групповую задержку в этой полосе.

6.4.6 Псевдослучайные шумовые (PRN) коды SBAS. Приемники, отвечающие требованиям документа DO-229D RTCA с изменением 1 и более ранних изданий, обнаруживают только коды PRN с номерами 120–138 (из полного диапазона 120–158 в таблице B-23) и поэтому не будут обнаруживать и отслеживать сигналы SBAS, обозначаемые кодами P RN с н омерами 1 39–158. Приемники, отвечающие требованиям документа DO-229E и последующих изданий, могут обнаруживать и отслеживать сигналы SBAS, обозначаемые всеми кодами PRN в таблице B-23.

6.5 Характеристики данных SBAS

6.5.1 Сообщения SBAS. Вследствие ограниченной полосы частот данные SBAS кодируются в сообщения, которые строятся таким образом, чтобы минимизировать требуемую пропускную способность. Подробная спецификация сообщений SBAS содержится в добавлении A к документу RTCA/DO-229D с изменением 1.

6.5.2 Интервалы передачи данных. Максимальные интервалы между передачами сообщений SBAS заданы в таблице B-54 добавления B. Эти интервалы определены таким образом, чтобы пользователь, входящий в область обслуживания SBAS, был способен получить за разумное время скорректированные координаты вместе с обеспечиваемой SBAS информацией о целостности. Для полета по маршруту, операций в зоне аэродрома и NPA вся необходимая информация будет принята в течение 2 мин, тогда как для операций точного захода на посадку это потребует максимум 5 мин. Максимальные интервалы между передачами не гарантируют конкретный уровень точности, определенный в таблице 3.7.2.4-1 главы 3. Для обеспечения указанных характеристик точности каждый поставщик обслуживания определяет набор интервалов передачи с учетом различных параметров, таких, как тип орбитальных группировок (т. е. GPS с SA, GPS без SA) или активность ионосферы.

6.5.3 Время срабатывания сигнализации. На рис. D-2 приведен пояснительный материал по распределению полной задержки срабатывания сигнализации, определенной в таблице 3.7.2.4-1 главы 3. Требования к задержке срабатывания сигнализации, приведенные в разделах 3.5.7.3.1, 3.5.7.4.1 и 3.5.7.5.1 добавления B (соответственно для функций состояния спутников GNSS, основных дифференциальных поправок и точных дифференциальных поправок), включают показанные на рис. D-2 распределения полной задержки срабатывания как для наземного, так и для космического сегментов.

6.5.4 Тропосферная функция. Учитывая, что тропосферная рефракция является локальным явлением, все пользователи рассчитывают свои собственные поправки на задержку в тропосфере. Оценка тропосферной задержки для точного захода на посадку приводится в документе RTCA/DO-229D с изменением 1, хотя не исключается использование и других моделей.

6.5.5 Учет многолучевости. Вклад многолучевости в ошибку определения местоположения для SBAS является одним из самых значительных и затрагивает как наземные, так и бортовые элементы. В наземных элементах SBAS основной упор следует делать на максимально возможное уменьшение или подавление эффекта многолучевости, чтобы минимизировать неопределенность сигнала в пространстве. Были проведены теоретические и экспериментальные исследования многих методов подавления многолучевости. Для внедрения опорных станций SBAS с минимальными погрешностями за счет многолучевости наилучшим подходом будет следующий:

a) убедиться, что выбрана антенна с характеристиками уменьшения многолучевости;

b) рассмотреть использование наземно-плоскостных методов;

c) убедиться, что антенна располагается в месте с низкими характеристиками многолучевости;

d) использовать конструкцию приемника и методы обработки, уменьшающие многолучевость.

6.5.6 Выпуск данных ГЛОНАСС. Поскольку существующая система ГЛОНАСС не обеспечивает уникальный идентификатор наборов информации об эфемеридах и данных о времени, система SBAS будет использовать специальный механизм для избежания любой неоднозначности при передаче поправок. Этот механизм поясняется на рис. D-3. Определения понятий времени запаздывания и времени действия с соответствующими правилами кодирования содержатся в разделе 3.5.4 добавления B. Пользователь может использовать полученные долгосрочные поправки только в том случае, если набор данных об эфемеридах и времени ГЛОНАСС, используемый на борту, получен в течение времени действия.

6.6 Блок данных конечного участка захода на посадку (FAS) SBAS

6.6.1 Блок данных конечного участка захода на посадку (FAS) SBAS для конкретной схемы захода на посадку показан в п. 3.5.8.4.2.6.1 и таблице B-57A добавления B. Это тот же блок данных, что и блок данных FAS GBAS, определенный в разделе 3.6.4.5.1 и таблице B-66 добавления B, за исключением следующих аспектов. Блок данных SBAS FAS также содержит данные о HAL и VAL, подлежащие использованию для схемы захода на посадку согласно тому, как это описано в п. 6.3.4. Оборудование пользователя SBAS интерпретирует некоторые поля отлично от оборудования пользователя GBAS.

6.6.2 Блоки данных FAS для SBAS и некоторых заходов на посадку с использованием GBAS хранятся в общей бортовой базе данных, обеспечивающей SBAS и GBAS. В этой базе данных каналы для заходов на посадку должны присваиваться на индивидуальной основе и координироваться с гражданскими полномочными органами. Государства несут ответственность за предоставление данных FAS для включения в эту базу данных.

6.6.3 Пример кодирования блока данных FAS для SBAS приведен в таблице D-1. Этот пример иллюстрирует кодирование различных прикладных параметров, включая контроль с использованием циклического избыточного кода (CRC). Технические значения параметров сообщений в таблице иллюстрируют процесс кодирования сообщений.

7. НАЗЕМНАЯ СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДОПОЛНЕНИЯ (GBAS) И НАЗЕМНАЯ РЕГИОНАЛЬНАЯ СИСТЕМА ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ДОПОЛНЕНИЯ (GRAS)

Примечание. В данном разделе, за исключением особо оговоренных случаев, ссылка на заход на посадку с вертикальным наведением (APV) подразумевает APV-I и APV-II.

7.1 Описание системы

7.1.1 GBAS состоит из наземных и бортовых элементов. Наземная подсистема GBAS, как правило, включает один активный передатчик VDB и передающую антенну, составляющие радиовещательную станцию, и несколько опорных приемников. Наземная подсистема GBAS может включать несколько передатчиков VDB и антенн, которые используют один общий идентификатор GBAS (GBAS ID) и частоту, а также передают идентичные данные. Одна наземная подсистема GBAS может поддерживать все бортовые подсистемы в пределах своего объема обслуживания, обеспечивая воздушные суда данными для захода на посадку, поправками и информацией о целостности для видимых спутников GNSS. Наземные и бортовые элементы GBAS классифицируются в соответствии с видами обслуживания, которые они обеспечивают (см. п. 7.1.2).

7.1.2 Системы GBAS могут обеспечивать два вида обслуживания: заход на посадку и определение местоположения с использованием GBAS. При заходе на посадку обеспечивается наведение при отклонении на конечных участках захода на посадку в пределах объема

обслуживания при заходе на посадку. При определении местоположения система GBAS предоставляет информацию о местоположении в горизонтальной плоскости для обеспечения операций RNAV в пределах объема обслуживания, относящегося к определению местоположения. Принципиальным различием между этими двумя видами обслуживания являются также разные эксплуатационные требования, связанные с конкретными обеспечиваемыми операциями (см. таблицу 3.7.2.4-1), включая разные требования к целостности, о которых говорится в п. 7.5.1.

7.1.2.1 Обслуживание заходов на посадку по GBAS подразделяется еще на несколько типов, называемых видами обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS (GAST). GAST определяется как определенный набор требований к бортовым и наземным характеристикам и функциональных требований, предназначенных для совместного использования с целью обеспечения наведения при заходе на посадку с количественно измеряемыми характеристиками. В настоящее время определены четыре вида обслуживания при заходе на посадку, GAST A, GAST B, GAST C и GAST D. Виды обслуживания GAST A, B и C предназначены для обеспечения стандартных операций APV I, APV II и по категории I соответственно. Вид GAST D был введен для обеспечения посадочных операций и взлетов в условиях плохой видимости, включая операции по категории III. Следует обратить внимание на то, что положения, касающиеся отдельного вида для обеспечения операций по категории II, а не категории I или категории III, не введены. Поскольку оборудование, обеспечивающее GAST D, будет функционировать так же, как и при обеспечении минимумов категории II, GAST D является одним средством обеспечения операций по категории II. Операции по категории II могут теоретически обеспечиваться с использованием GAST C при соответствующем уровне бортовых систем воздушного судна. Подобную аналогию можно провести и с санкционированием, по крайней мере в одном государстве, минимумов ниже категории I на основе наведения, обеспечиваемого ILS категории I при совместном использовании с коллиматорным индикатором (HUD). Требования к утверждению операций по категории II с использованием GBAS будут определяться полномочными органами по летной годности и эксплуатационным утверждениям в соответствующих государствах.

Таблица D-1. Пример блока данных FAS SBAS

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ БИТЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ПРАВИЛА КОДИРОВАНИЯ (Примечание 5)	ПРЕДСТАВЛЕННЫЕ РАСЧЕТНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ СХЕМЫ	ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ В БАЗЕ ДАННЫХ FAS	ДВОИЧНОЕ ОПИСАНИЕ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (Примечание 1)	ШЕСТНАДЦАТЕРИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ
Тип операции	4	[0..15]	1	0 : схема захода на посадку с прямой 1..15 : не занято	С прямой	0	$m_4..m_1$	0000	08
Идентификатор (ID) поставщика SBAS	4	[0..15]	1	0 : WAAS 1 : EGNOS 2 : MSAS 3..13 : не занято 14 : только GBAS 15 : любой поставщик SBAS	EGNOS	1	$m_8..m_5$	0001	
Идентификатор (ID) аэропорта	32	$\alpha_1\alpha_2\alpha_3\alpha_4$	-	α_1, α_2, α_3 = [0..9, A..Z] $\alpha 4$ = [<пробел>, 0..9, A..Z] D_{OUT} = значение ASCII & 3F	LFBO	LFBO	$m_{40}..m_{33}$ $m_{32}..m_{25}$ $m_{24}..m_{17}$ $m_{16}..m_9$	'L' **00** 001100 'F' **00** 000110 'B' **00** 000010 'O' **00** 001111 *(Примечание 2)*	F0 40 60 30
Номер ВПП	6	[01..36]	1	-	14	14	$m_{46}..m_{41}$	001110	72
Литера ВПП	2	[0..3]	1	0 : литера не указана 1 : правая (R) 2 : центральная (C) 3 : левая (L)	R	1	m_{48} m_{47}	01	
Определитель характеристик захода на посадку	3	[0..7]	1	Не используется в SBAS	0 (значение по умолчанию)	0	$m_{51}..m_{49}$	000	0B
Индикатор маршрута	5	α	-	α = [<пробел>, A..Z] $\alpha \neq$ I и $\alpha \neq$ O	Z	Z	$m_{56}..m_{52}$	11010	
Селектор данных опорной траектории	8	[0..48]	-	Не используется в SBAS	0 (значение по умолчанию)	0	$m_{64}..m_{57}$	00000000	00
Идентификатор опорной траектории	32	$\alpha_1\alpha_2\alpha_3\alpha_4$	-	α_1 = [E, M, W] α_2, α_3 = [0..9] α_4 = [<пробел>, A, B, D..K, M..Q, S..Z] D_{OUT} = значение ASCII & 3F	E14A	E14A	$m_{96}..m_{89}$ $m_{88}..m_{81}$ $m_{80}..m_{73}$ $m_{72}..m_{65}$	E' **00** 000101 '1' **00** 110001 '4' **00** 110100 'A' **00** 000001 *(Примечание 2)*	80 2C 8C A0
Широта LTP/FTP	32	[-90,0°..90,0°]	0,0005"	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> метод округления (Примечание 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> десятичное число (сек.) D_{OUT} = D_{CONV2} x 2000 с.ш. : D_{OUT} ю.ш. : двоичное дополнение (D_{OUT})	D_{IN} = 43°38'38,8103" с.ш.	D_{CONV1} = 43°38'38,8105" с.ш. D_{CONV2} = 157118,8105 сек. D_{OUT} = 314 237 621	$m_{128}..m_{121}$ $m_{120}..m_{113}$ $m_{112}..m_{105}$ $m_{104}..m_{97}$	00010010 10111010 11100010 10110101	AD 47 5D 48

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ БИТЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ПРАВИЛА КОДИРОВАНИЯ (Примечание 5)	ПРЕДСТАВЛЕННЫЕ РАСЧЕТНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ СХЕМЫ	ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ В БАЗЕ ДАННЫХ FAS	ДВОИЧНОЕ ОПИСАНИЕ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (Примечание 1)	ШЕСТНАДЦАТЕРИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ
Долгота LTP/FTP	32	[-180,0°..180,0°]	0,0005"	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> метод округления (Примечание 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> десятичное число (сек.) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2000 в.д. : D_{OUT} з.д. : двоичное дополнение (D_{OUT})	D_{IN} = 001°20'45,3591" в.д.	D_{CONV1} = 001°20'45,3590" в.д. D_{CONV2} = 4845,359 сек. D_{OUT} = 9 690 718	$m_{160}..m_{153}$ $m_{152}..m_{145}$ $m_{144}..m_{137}$ $m_{136}..m_{129}$	00000000 10010011 11011110 01011110	7A 7B C9 00
Относительная высота LTP/FTP	16	[-512..6041,5]	0,1 м	D_{CONV} = округ. (D_{IN}, разрешение) $D_{OUT} = (D_{IN} + 512) \times 10$	D_{IN} = 148,74 м	D_{CONV} = 148,7 D_{OUT} = 6607	$m_{176}..m_{169}$ $m_{168}..m_{161}$	00011001 11001111	F3 98
Δ широты FPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005"	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> метод округления (Примечание 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> десятичное число (сек.) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2000 + : D_{OUT} - : двоичное дополнение (D_{OUT})	D_{IN} = -0°01'37,8973"	D_{CONV1} = -00°01'37,8975" D_{CONV2} = -97,8975" D_{OUT} = двоичное дополнение (195795) D_{OUT} = 16 581 421	$m_{200}..m_{193}$ $m_{192}..m_{185}$ $m_{184}..m_{177}$	11111101 00000011 00101101	B4 C0 BF
Δ долготы FPAP	24	[-1,0°..1,0°]	0,0005"	$D_{CONV1} = D_{IN}$ -> метод округления (Примечание 3) $D_{CONV2} = D_{CONV1}$ -> десятичное число (сек.) $D_{OUT} = D_{CONV2}$ x 2000 + : D_{OUT} - : двоичное дополнение (D_{OUT})	D_{IN} = 0°01'41,9329"	D_{CONV1} = 0°01'41,9330" D_{CONV2} = 101,9330" D_{OUT} = 203 866	$m_{224}..m_{217}$ $m_{216}..m_{209}$ $m_{208}..m_{201}$	00000011 00011100 01011010	5A 38 C0
TCH при заходе на посадку	15	[0..1638,35 м] [0..3276,7 фут]	0,05 м 0,1 фут	D_{CONV} = округ. (D_{IN}, разрешение) м : $D_{OUT} = D_{IN} \times 20$ фут : $D_{OUT} = D_{IN} \times 10$	D_{IN} = 15,00 м	D_{CONV} = 15,00 м D_{OUT} = 300	$m_{239}..m_{233}$ $m_{232}..m_{225}$	0000001 00101100	34 81
Селектор единиц TCH при заходе на посадку	1	[0,1]	-	0 : футы 1 : метры	м	1	m_{240}	1	
Угол глиссады (GPA)	16	[0..90,00°]	0,01°	D_{CONV} = округ. (D_{IN}, разрешение) $D_{OUT} = D_{IN} \times 100$	D_{IN} = 3,00°	D_{CONV} = 3,00° D_{OUT} = 300	$m_{256}..m_{249}$ $m_{248}..m_{241}$	00000001 00101100	34 80
Курсовая ширина	8	[80,00 м.. 143,75 м]	0,25 м	D_{CONV} = округ. (D_{IN}, разрешение) $D_{OUT} = (D_{CONV} - 80) \times 4$	D_{IN} = 105,00 м	D_{CONV} = 105,00 м D_{OUT} = 100	$m_{264}..m_{257}$	01100100	26
Δ продольного смещения	8	[0..2032 м]	8 м	D_{CONV} = округ. (D_{IN}, разрешение) D_{OUT} = (целочисленное деление D_{CONV} на 8) + 1 D_{OUT} = 255 : значение не предоставлено	D_{IN} = 284,86 м	D_{CONV} = 288 м D_{OUT} = 36	$m_{272}..m_{265}$	00100100	24
Порог срабатывания сигнализации по горизонтали (HAL)	8	[0..50,8 м]	0,2 м	D_{CONV} = округ. (D_{IN}, разрешение) $D_{OUT} = D_{IN} * 5$	D_{IN} = 40,0 м	D_{CONV} = 40,0 м D_{OUT} = 200	$m_{280}..m_{273}$	11001000	13
Порог срабатывания сигнализации по вертикали (VAL)	8	[0..50,8 м]	0,2 м	D_{CONV} = округ. (D_{IN}, разрешение) D_{OUT} = значение * 5 D_{OUT} = 0 : отклонения по вертикали не могут использоваться	D_{IN} = 50,0 м	D_{CONV} = 50,0 м D_{OUT} = 250	$m_{288}..m_{281}$	11111010	5F

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ БИТЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ПРАВИЛА КОДИРОВАНИЯ (Примечание 5)	ПРЕДСТАВЛЕННЫЕ РАСЧЕТНЫЕ ЗНАЧЕНИЯ ДЛЯ СХЕМЫ	ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ЗНАЧЕНИЯ В БАЗЕ ДАННЫХ FAS	ДВОИЧНОЕ ОПИСАНИЕ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (Примечание 1)	ШЕСТНАДЦАТЕРИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ
CRC на конечном участке захода на посадку	32	[0..2^{32}-1]		D_{OUT} = остаток (P(x) / Q(x))	-	-	$r_{32}..r_{25}$ $r_{24}..r_{17}$ $r_{16}..r_{9}$ $r_{8}..r_{1}$	10101110 11000011 01100100 10001111	75 C3 26 F1 (Примечание 4)

Примечания.
1. Крайний правый бит является самым младшим битом двоичного значения параметра и передается первым в вычислитель CRC.
2. Два самых старших бита каждого байта устанавливаются на 0 (см. жирные символы).
3. Методика округления приведена в томе II PANS-OPS (Doc 8168).
4. Значение CRC FAS отображается в порядке $r_{25}..r_{32}$, $r_{17}..r_{24}$, $r_{9}..r_{16}$, $r_{1}..r_{8}$, где r_i является i^{th} коэффициентом остатка R(x), как указано в п. 3.9 добавления B.
5. D_{IN} : исходное значение данных, D_{CONV} : преобразованное значение данных в соответствии с правилами кодирования, D_{OUT} : кодированное значение данных.

7.1.2.1.1 Наземная подсистема GBAS может поддерживать несколько видов обслуживания одновременно. Существуют два типа наземных подсистем: подсистемы, которые обеспечивают несколько видов обслуживания одновременно, и подсистемы, которые не могут этого обеспечить. Оборудование, разработанное в соответствии с более ранними редакциями настоящих SARPS, может обеспечивать только один вид обслуживания при заходе на посадку, а именно GAST C. Оборудование, разработанное в соответствии с настоящими SARPS, может обеспечивать или не обеспечивать несколько видов обслуживания одновременно на одном или нескольких концах ВПП. Вид обслуживания, обеспечиваемый для каждого захода на посадку, указывается в поле определителя характеристик захода на посадку в блоке данных FAS в сообщении типа 4. Показатель непрерывности/целостности GBAS (GCID) в сообщении типа 2 указывает, обеспечивает ли в данный момент наземная подсистема GBAS несколько видов обслуживания при заходе на посадку. Бортовое оборудование, которое может обеспечивать несколько видов обслуживания, сначала проверит показатель GCID, чтобы определить,

поддерживает ли наземный сегмент несколько видов обслуживания. Если поддерживает, то затем оборудование проверит поле определителя характеристик захода на посадку (APD) выбранного блока данных FAS в сообщении типа 4, чтобы определить, какие виды обслуживания обеспечиваются наземным сегментом для выбранного захода на посадку (с использованием схемы выбора канала, описанной в разделе 7.7 ниже). Далее бортовое оборудование определит, какой вид обслуживания следует выбрать, учитывая APD, текущий статус GCID и тип бортового оборудования. Эксплуатантам следует иметь в виду, что доступные операции могут ограничиваться множеством факторов, включая квалификацию пилотов или временные ограничения ПАНО, которые не отражаются в значении APD. Поэтому APD следует интерпретировать не как указание доступности какого-либо эксплуатационного использования, а как указание видов обслуживания, обеспечиваемых для данной ВПП.

7.1.2.1.2 Бортовое оборудование GBAS может попытаться автоматически выбрать наиболее высокий вид обслуживания, обеспечиваемый как самим бортовым оборудованием, так и наземным сегментом для выбранного захода на посадку (как указано в поле APD). Если желаемый вид обслуживания недоступен, бортовое оборудование может выбрать следующий, более низкий доступный вид обслуживания и обеспечить соответствующее оповещение. Таким образом, при выполнении операций с использованием GBAS доступны выбранный вид обслуживания (SST) и задействованный вид обслуживания (AST). SST – это вид обслуживания, который бортовое оборудование использовало бы при его доступности, и он не может быть более полным, чем самый полный вид обслуживания, предлагаемый наземным сегментом для выбранного захода на посадку. AST представляет собой вид обслуживания, который бортовое оборудование использует в данное время. AST может отличаться от SST, если SST по какой-то причине недоступен. Бортовое оборудование обеспечивает оповещение как о SST, так и об AST, чтобы в контексте интеграции бортового оборудования и правил эксплуатации могли быть предприняты соответствующие действия (например, оповещения).

7.1.2.1.3 Поставщикам обслуживания следует учитывать, какой вид или виды обслуживания требуются в данный момент на каждой ВПП, принимая во внимание планируемые операции, и кодировать доступность соответствующих видов обслуживания в поле APD соответствующего блока FAS.

7.1.2.1.4 В том случае, когда наземная подсистема перестает отвечать требованиям FAST D, существует несколько возможностей, в зависимости от того, какие требования не выполняются. Если наземная подсистема не может отвечать всем требованиям к целостности FAST D (пп. 3.6.7.1.2.1.1.2, 3.6.7.1.2.1.1.3 и 3.6.7.1.2.2.1.1, 3.6.7.3.2 добавления B), то FAST D необходимо отменить в течение времени до срабатывания сигнализации согласно п. 3.6.7.1.2.1.1.3 добавления B. Если она по-прежнему способна отвечать требованиям к целостности FAST C, то наземная подсистема должна отменить только FAST D и продолжать передачи в режиме FAST C. Процедура отмены FAST D включает две возможности, что отражается в соответствующих коррективах (п. 3.6.7.3.2.1 добавления B).

7.1.2.1.4.1 При понижении уровня обслуживания с FAST D до C необходимо также изменить GCID в сообщении типа 2 (п. 3.6.7.2.3.2 добавления B). Наземная подсистема FAST D обычно передает GCID со значением 2, указывая, что она обеспечивает FAST C и FAST D. Когда наземная подсистема становится неспособной обеспечивать FAST D, но по-прежнему может обеспечивать FAST C, GCID необходимо изменить на 1. Следует отметить, что, как здесь предполагается, наземная подсистема FAST D будет понижать уровень обслуживания только до FAST C, а не до FAST B или A.

7.1.2.1.4.2 Другое состояние, которое может привести к тому, что наземная подсистема становится неспособной обеспечивать FAST D, будет представлять собой такой отказ, когда непрерывность FAST D (пп. 3.6.7.1.3.1 и 3.6.7.1.3.2 добавления B) перестает отвечать требованиям (например, отказ резервных компонентов). Если требования к целостности FAST D по-прежнему выполняются, то от наземной системы не требуется отменять коррективы в

сообщениях типа 11. Однако GCID необходимо изменить на 1. Передача изменения в GCID будет номинально занимать 10 с, поскольку минимальная частота обновления сообщений типа 2 составляет 10 с. Всего для этого может потребоваться до 1 мин. Изменение в FAST должно отражаться в следующей регулярной передаче сообщения типа 2. Кроме того, изменения в G CID н е п ринимаются в р асчет б ортовым оборудованием, когда воздушное судно находится на конечных этапах захода на посадку. В этой связи изменения GCID затрагивают только FAST для воздушных судов, не находящихся на финальных стадиях захода на посадку.

7.1.3 Важная отличительная особенность наземных подсистем GBAS заключается в том, передаются ли дополнительные параметры предельных погрешностей местоположения в эфемеридах. Эта функция необходима для определения местоположения, но является факультативной при обеспечении некоторых заходов на посадку. Если дополнительные параметры предельных погрешностей местоположения в эфемеридах не передаются, наземная подсистема несет ответственность за обеспечение целостности данных эфемерид дальномерных источников, не полагаясь на бортовые расчеты и применение предельных значений эфемерид, как указано в п. 7.5.9.

7.1.4 Конфигурации GBAS. Существует несколько возможных конфигураций наземных подсистем GBAS, отвечающих стандартам GNSS, примерами таких конфигураций являются:

a) конфигурация, которая обеспечивает только GAST C;

b) конфигурация, которая обеспечивает GAST A, GAST B, GAST C, а также передает дополнительные параметры предельных погрешностей местоположения в эфемеридах;

c) конфигурация, которая обеспечивает только GAST C и GAST D и определение местоположения GBAS, передавая при этом параметры предельных погрешностей местоположения в эфемеридах, упомянутые в подпункте b);

d) конфигурация, которая обеспечивает только GAST A и определение местоположения с использованием GBAS и применяется в GRAS.

7.1.4.1 Классификация средств GBAS (GFC). Наземная подсистема GBAS классифицируется согласно ключевым вариантам конфигурации. GFC включает следующие элементы:

a) вид обслуживания средства обеспечения захода на посадку (FAST);

b) типы дальномерных источников;

c) зона действия средства;

d) поляризация.

7.1.4.1.1 Вид обслуживания средства обеспечения захода на посадку (FAST). FAST представляет собой набор букв от A до D, обозначающих виды обслуживания, обеспечиваемые наземной подсистемой. Например, FAST C обозначает наземную подсистему, которая отвечает всем требованиям к характеристикам и функциональным требованиям, необходимым для обеспечения GAST C. В качестве другого примера можно привести сокращение FAST ACD, которое обозначает наземную подсистему, отвечающую требованиям к характеристикам и функциональным требованиям, необходимым для обеспечения видов обслуживания A, C и D.

Примечание. Схема классификации средств GBAS включает указание типов обслуживания, которые обеспечивает наземная подсистема. Это означает, что наземная подсистема отвечает всем требованиям к характеристикам и функциональным требованиям, так что соответствующее бортовое оборудование может применять информацию от наземной подсистемы и достигать количественно измеряемых характеристик в результате ее обработки. Это необязательно означает, что наземная подсистема обеспечивает все виды обслуживания на каждом конце ВПП. Виды обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS, которые обеспечиваются на данном

конце ВПП, указываются в сообщении типа 4 и включаются в поле определителя средства обеспечения захода на посадку, определенном в п. 7.1.4.2.

7.1.4.1.2 Типы дальномерных источников. Обозначение типа дальномерного источника указывает, какие дальномерные источники функционально дополняются данной наземной подсистемой. Этот параметр кодируется следующим образом:

G1 – GPS;

G2 – SBAS;

G3 – ГЛОНАСС;

G4 – зарезервировано для Galileo;

G5+ – зарезервировано для дальномерных источников в будущем.

7.1.4.1.3 Зона действия средства. Обозначение зоны действия средства указывает возможности определения местоположения и максимальное используемое расстояние. Зона действия средства кодируется как 0 для наземных средств, которые не обеспечивают определение местоположения. В остальных случаях зона действия средства обозначает радиус D_{max} в морских милях.

Примечание. Объем обслуживания для некоторых заходов на посадку определяется в рамках обозначений средств обслуживания при заходе на посадку, приведенных в п. 7.1.4.2.

7.1.4.1.4 Поляризация. Обозначение поляризации указывает на поляризацию сигнала ОВЧ-передачи данных (VDB). E обозначает эллиптическую поляризацию, а H – горизонтальную поляризацию.

7.1.4.1.5 Примеры классификации средства GBAS. Классификация конкретного средства определяется связанным набором кодов элементов, описанных в пп. 7.1.4.1-7.1.4.1.4. Общий вид классификации средств следующий:

GFC = Вид обслуживания захода на посадку средства/тип дальномерного источника/зона действия средства/поляризация.

Например, средство с обозначением GFC – C/G1/50/H является наземной подсистемой, отвечающей всем требованиям к характеристикам и функциональным требованиям, необходимым для обеспечения вида обслуживания C, по крайней мере, для одного захода на посадку с использованием только дальностей по GPS, с определением местоположения с использованием GBAS, доступным в радиусе 50 м. миль от опорного местоположения GBAS, и ОВЧ-передачами данных при излучении только с горизонтальной поляризацией. Похожим образом, GFC – CD/G1G2G3G4/0/E обозначает наземную подсистему, обеспечивающую по крайней мере один заход на посадку с видом обслуживания C и D, а также поправки для спутников GPS, SBAS, ГЛОНАСС и Galileo без обеспечения определения местоположения и с передачей данных при излучении с эллиптической поляризацией.

7.1.4.2 Обозначения средств обслуживания при заходе на посадку. Наземная подсистема GBAS может обеспечивать несколько заходов на посадку на разных концах ВПП в одном аэропорту или даже на ВПП в соседних аэропортах. Существует даже возможность, что GBAS будет обеспечивать несколько заходов на посадку на одном конце ВПП с разными видами обслуживания (предназначенными, например, для обеспечения разных эксплуатационных минимумов). Каждый заход на посадку, обслуживаемый наземной подсистемой, может иметь уникальные характеристики и в некотором смысле может представляться пользователю как обслуживаемый отдельным средством. Таким образом, помимо классификации средств GBAS требуется система классификации или обозначения уникальных характеристик каждой отдельной траектории захода на посадку. С этой целью создана система обозначений средств обслуживания при заходе на посадку. На рис. D-4 показана взаимосвязь между классификацией

средств GBAS и обозначениями средств обслуживания при заходе на посадку. Классификация предназначена для использования в предполетном планировании и опубликовании в сборнике аэронавигационной информации (AIP).

7.1.4.2.1 Элементы обозначения средства обслуживания при заходе на посадку. Каждый заход на посадку, обслуживаемый GBAS, может быть охарактеризован обозначением средства обслуживания при заходе на посадку (AFD). AFD включает следующие элементы:

Идентификация GBAS:	содержит идентификатор средства GBAS, обеспечивающего заход на посадку (4-символьный идентификатор (ID) GBAS).
Идентификатор захода на посадку:	идентификатор захода на посадку, связанный с данными о заходе на посадку из блока данных сообщения типа 4. Он содержит 4 символа и должен быть уникальным для каждого захода на посадку в пределах зоны действия радиооборудования средства GBAS.
Номер канала:	номер канала, связанный с выбором данного захода на посадку. Это 5-символьный номер канала в диапазоне 20001–39999.
Объем обслуживания для обеспечения захода на посадку:	связан с каждым опубликованным заходом на посадку, обозначает объем обслуживания, выраженный либо числовым значением в футах, соответствующим минимальной относительной высоте принятия решения (DH), либо точками GBAS, определенными ниже (т. е. точками A, B, C, T, D, E или S GBAS).
Обеспечиваемые виды обслуживания:	обозначает виды обслуживания с использованием GBAS (A–D), обеспечиваемые для данного захода на посадку наземной подсистемой. В данном поле для наземной подсистемы GBAS, обеспечивающей данный заход на посадку, никогда не может быть значения выше данного вида обслуживания средства обеспечения заходов на посадку.

Точки GBAS A, B, C, T, D и E обозначают те же местоположения относительно ВПП, что и точки ILS на рис. C-1 дополнения C, используемые для определения курса по радиомаяку и пределы искривления глиссады. Точка S является новой точкой, определяющей дальний конец ВПП. В случае GBAS эти точки используются для указания местоположения вдоль номинальной траектории захода на посадку и/или вдоль ВПП, для которой подтверждены характеристики GBAS применительно к обеспечиваемым видам обслуживания. Если же для определения объема обслуживания, обеспечивающего заход на посадку, используется относительная высота принятия решения, то данный объем обслуживания обеспечивается до половины высоты DH, определенной в п. 3.7.3.5.3.1 главы 3. Выбор кодирования с использованием DH или точек GBAS зависит от планируемого эксплуатационного использования ВПП. Например, если идентификатор захода на посадку соответствует схеме захода на посадку по приборам по категории I, по которой разрешены автоматические посадки, то элемент объема обслуживания при заходе на посадку указывает, в какой точке вдоль ВПП были подтверждены характеристики. Определения точек приведены ниже:

Точка "A" GBAS. Точка на конечном участке захода на посадку с использованием GBAS, находящаяся на расстоянии 7,5 км (4 м. мили) от порога ВПП, отсчитанных в направлении захода на посадку на продолжении осевой линии ВПП.

Точка "B" GBAS. Точка на конечном участке захода на посадку с использованием GBAS, находящаяся на расстоянии 1 050 м (3 500 фут) от порога ВПП, отсчитанных в направлении захода на посадку на продолжении осевой линии ВПП.

Точка "C" GBAS. Точка, через которую на высоте 30 м (100 фут) над горизонтальной плоскостью, содержащей порог ВПП, проходит продолженный вниз прямолинейный сегмент номинального конечного участка захода на посадку с использованием GBAS.

Точка "D" GBAS. Точка, расположенная на высоте 3,7 м (12 фут) над осевой линией ВПП и на расстоянии 900 м (3 000 фут) от порога ВПП в направлении азимутальной опорной точки GNSS (GARP).

Точка "E" GBAS. Точка, расположенная на высоте 3,7 м (12 фут) над осевой линией ВПП и на расстоянии 600 м (2000 фут) от конца ВПП в направлении порога ВПП.

Точка "S" GBAS. Точка, расположенная на высоте 3,7 м (12 фут) над осевой линией ВПП на конце ВПП.

Опорная точка GBAS (Точка "T"). Точка, расположенная на относительной высоте, определяемой TCH, находящейся над пересечением осевой линии ВПП и порога ВПП.

7.1.4.2.2 Примеры обозначения средства обслуживания при заходе на посадку

Обозначение средства обслуживания при заходе на посадку включает набор параметров, определенных в п. 7.1.4.2.1: ID GBAS/ID захода на посадку/дальномерные источники/объем обслуживания при заходе на посадку/требуемый вид обслуживания. Ниже приведен пример применения такой концепции в отношении конкретного захода на посадку в международном аэропорту им. Рональда Рейгана в Вашингтоне, округ Колумбия, США:

"KDCA/XDCA/21279/150/CD",

где:

KDCA указывает, что заход на посадку обеспечивается оборудованием GBAS в аэропорту DCA;

XDCA указывает, что идентификатором захода на посадку (повторяемым пилоту при выборе захода на посадку) для этого захода на посадку является "XDCA";

21279 – 5-символьный номер канала, используемый для выбора захода на посадку;

150 указывает, что зона действия GBAS была подтверждена как достаточная для обеспечения DH на высоте 150 фут;

CD указывает, что для этого захода на посадку наземная подсистема обеспечивает виды обслуживания C и D с использованием GBAS.

Еще один пример применения данной концепции к конкретному заходу на посадку в международном аэропорту Боинг Филд приведен ниже:

"KBFI/GBFI/35789/S/C",

где:

KBFI указывает, что заход на посадку обеспечивается оборудованием GBAS в аэропорту BFI (с идентификатором станции GBAS KBFI);

GBFI указывает, что индикатором захода на посадку (повторяемым пилоту при выборе захода на посадку) для этого захода на посадку является "GBFI";

35789 – 5-символьный номер канала, используемый для выбора захода на посадку;

S указывает, что объем обслуживания GBAS распространяется вдоль траектории захода на посадку и длины поверхности ВПП (т. е. 12 фут над ВПП до дальнего конца ВПП);

C указывает, что для данного FAS наземная подсистема обеспечивает вид обслуживания C с использованием GBAS.

7.1.4.3 Классификация бортового оборудования GBAS (GAEC)

7.1.4.3.1 Бортовое оборудование GBAS может обеспечивать или не обеспечивать несколько видов обслуживания при заходе на посадку, которые могут предлагаться конкретной

наземной подсистемой. Классификация бортового оборудования GBAS (GAEC) определяет, какие подмножества потенциально доступных видов обслуживания может обеспечивать бортовое оборудование. GAEC включает следующие элементы:

Вид обслуживания захода на посадку на борту (AAST): обозначение AAST представляет собой набор букв от A до D, указывающих, какие виды GAST обеспечиваются бортовым оборудованием. Например, AAST C обозначает бортовое оборудование, которое обеспечивает только вид GAST C. Аналогичным образом, AAST ABCD указывает, что бортовое оборудование может обеспечивать виды GAST A, B, C и D.

Примечание. Для бортового оборудования обозначения только самого высокого вида обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS недостаточно, т. к. не ко всему бортовому оборудованию предъявляются требования обеспечивать все виды обслуживания. Например, конкретный тип бортового оборудования может быть классифицирован как AAST CD, что означает обеспечение бортовым оборудованием видов обслуживания GAST C и D (но не A или B).

Типы дальномерных источников: данное поле указывает, какие дальномерные источники могут использоваться бортовым оборудованием. Используется то же кодирование, что и для классификации наземных средств (см. п. 7.1.4.1.2 выше).

7.1.4.3.2 Оборудование, обеспечивающее несколько видов обслуживания. Наземное и бортовое оборудование, разработанное и созданное в соответствии с предыдущими версиями настоящих SARPS (поправка 80) и документом RTCA/DO-253A, будет обеспечивать только GAST C. Действующая версия Стандартов была разработана таким образом, что бортовое оборудование GBAS старого образца будет продолжать правильно работать, если наземная подсистема обеспечивает несколько видов обслуживания. Также бортовое оборудование, которое может обеспечивать несколько видов обслуживания, будет правильно работать, если наземная подсистема обеспечивает только GAST C.

7.1.4.3.3 Примеры классификации бортового оборудования GBAS. Классификация бортового оборудования GBAS включает определенные наборы кодов для параметров, определенных в п. 7.1.4.3. Общий вид GAEC следующий:

GAEC = (вид обслуживания при заходе на посадку на борту)/(тип дальномерного источника).

Например:

GAEC со значением C/G1 обозначает бортовое оборудование, обеспечивающее только GAST C и использующее только дальномерные источники GPS.

Аналогичным образом:

GAEC со значением ABC/G1G4 обозначает бортовое оборудование, обеспечивающее все GAST, за исключением GAST D, которое может использовать дальномерные источники как GPS, так и Galileo.

GAEC со значением ABC/G1G3 обозначает бортовое оборудование, обеспечивающее все GAST, за исключением GAST D, которое может использовать дальномерные источники как GPS, так и ГЛОНАСС.

И наконец:

GAEC со значением CD/G1G2G3G4 обозначает бортовое оборудование, обеспечивающее GAST C и D и использующее дальномерные источники GPS, SBAS, ГЛОНАСС и Galileo.

7.1.5 Конфигурации GRAS. С точки зрения пользователя наземная подсистема GRAS состоит из одной или нескольких наземных подсистем GBAS (как указано в пп. 7.1.1–7.1.4), каждая с индивидуальным идентификатором GBAS, обеспечивающих определение

местоположения и, при необходимости, один или несколько видов обслуживания при заходе на посадку. Используя несколько радиовещательных станций GBAS и передавая сообщение типа 101, GRAS может обеспечивать операции на маршруте посредством определения местоположения с использованием GBAS, а также операции в районе аэродрома, вылеты, обеспечиваемые GAST A или B, в более крупном районе охвата по сравнению с обычно обслуживаемым GBAS. При некоторых применениях GRAS передаваемые в сообщении типа 101 поправки могут рассчитываться с использованием данных, полученных от сети опорных приемников, рассредоточенных в районе охвата.

7.1.6 Многообразие линий передачи VDB. Все радиовещательные станции наземной подсистемы GBAS передают одинаковые данные с одним и тем же идентификатором GBAS на общей частоте. Бортовому приемнику нет необходимости, да он и не может проводить различия между сообщениями, принятыми от разных радиовещательных станций одной наземной подсистемы GBAS. Находясь в пределах зоны действия двух таких радиовещательных станций, приемник будет принимать и обрабатывать дублированные сообщения в разные временные интервалы при многостанционном доступе с временным разделением каналов (TDMA).

7.1.7 Взаимодействие наземных и бортовых элементов GBAS, отвечающих требованиям RTCA/DO-253 (), рассматривается в п. 3.6.8.1 добавления B. Приемники GBAS, отвечающие требованиям RTCA/DO-253A, не будут совместимыми с наземными подсистемами GRAS, передающими сообщения типа 101. Однако приемники GRAS и GBAS, соответствующие MOPS GRAS RTCA/DO-310, будут совместимы с наземными подсистемами GBAS. Отвечающие SARPS приемники GBAS могут неправильно декодировать данные FAS для GAST A, передаваемые наземными подсистемами GBAS (т. е. блоком данных FAS с APD, кодированным как "0"). Эти приемники будут применять FASLAL и FASVAL, как если бы применяемым видом обслуживания был GAST C. ПАНО следует знать о том, что может потребоваться применять соответствующие эксплуатационные ограничения для обеспечения безопасного выполнения операций. Для наземных подсистем GBAS, обеспечивающих GAST D, APD в блоке данных FAS может кодироваться значениями 1 или 2 (п. 3.6.4.5.1 добавления B). Отвечающие требованиям SARPS приемники GBAS, разработанные в соответствии с SARPS до введения поправки 91, могут быть не в состоянии использовать блоки данных FAS с APD, равным 2 или более.

7.1.8 GBAS осуществляет передачу данных посредством использования радиосигнала с горизонтальной или эллиптической поляризацией (GBAS/H или GBAS/E). Это позволяет поставщикам обслуживания адаптировать передачу к их эксплуатационным требованиям и сообществу пользователей.

7.1.9 Большинство воздушных судов будет оборудовано приемными антеннами VDB с горизонтальной поляризацией, которые могут использоваться для приема сигнала VDB как от оборудования GBAS/H, так и от GBAS/E. Часть воздушных судов будет оборудована антеннами с вертикальной поляризацией вследствие ограничений по размещению или экономическим соображениям. Эти воздушные суда несовместимы соборудованием GBAS/H и, следовательно, ограничиваются операциями GBAS, поддерживаемыми GBAS/E.

7.1.10 Поставщики обслуживания GBAS должны опубликовывать тип поляризации радиосигнала (GBAS/H или GBAS/E) для каждого средства GBAS в сборнике аэронавигационной информации (AIP). Эксплуатантам воздушных судов, которые используют приемные антенны с вертикальной поляризацией, необходимо учитывать эту информацию при управлении полетами, включая планирование полета и непредвиденные процедуры.

7.1.11 Соображения, касающиеся эксплуатационной готовности GBAS. Одна отдельная наземная подсистема GBAS может обеспечивать предоставление нескольких видов обслуживания нескольким пользователям и для нескольких концов ВПП одновременно. Эти разные виды обслуживания могут иметь разную эксплуатационнуюготовность, вследствие чего один вид обслуживания может быть доступен, а другой нет. Кроме того, т. к. некоторые элементы GBAS являются факультативными (например, функциональное дополнение нескольких

орбитальных систем или использование дальномерных источников SBAS), возможности разных пользователей будут разными. По этой причине поставщику обслуживания нецелесообразно прогнозировать, будет ли для данного пользователя конкретный тип обслуживания доступным в конкретный момент времени. Все, что может знать поставщик обслуживания, – это состояние данной наземной подсистемы и орбитальной системы. Может быть выполнена оценка соответствия наземной подсистемы требованиям, установленным для требуемого вида обслуживания, после чего можно прогнозировать эксплуатационную готовность обслуживания на основе предполагаемого уровня характеристик и номинального пользователя. Определение номинального пользователя включает используемые элементы GNSS (основные орбитальные системы, дальномерные источники SBAS и т. д.), а также подмножество спутников, используемых в решении навигационной задачи по определению местоположения. Для GBAS, обеспечивающей GAST D, это осложняется тем, что некоторые параметры (например, пороги проверки геометрии) могут регулироваться авиаконструктором в целях обеспечения требуемых посадочных характеристик с учетом параметров конкретного типа воздушного судна. Поставщикам аэронавигационного обслуживания (ПАНО) и разработчикам структуры воздушного пространства следует понимать, что эксплуатационная готовность обслуживания для систем функционального дополнения GNSS в целом менее прогнозируема, чем для традиционных средств навигации. Разница в возможностях пользователей будет выражаться во времени, в течение которого обслуживание будет доступно одним пользователям и недоступно другим.

7.2 Радиочастотные характеристики

7.2.1 Частотная координация

7.2.1.1 Функциональные факторы

7.2.1.1.1 При географическом разделении предполагаемой станции GBAS, предполагаемой станции VOR и существующего оборудования VOR или GBAS необходимо учитывать следующие факторы:

a) размеры объема обслуживания, минимальная напряженность поля и эффективная изотропно излучаемая мощность (EIRP) предполагаемой станции GBAS, включая определение местоположения GBAS, если таковое обеспечивается. Минимальные требования к объему обслуживания и напряженности поля, исходя из которых определяется EIRP, представлены в пп. 3.7.3.5.3 и 3.7.3.5.4.4 главы 3;

b) размеры зоны действия и объема обслуживания, минимальная напряженность поля и EIRP окружающих станций VOR и GBAS, включая определение местоположения GBAS, если таковое обеспечивается. Технические требования к зоне действия и напряженности поля VOR приведены в разделе 3.3 главы 3, а соответствующий инструктивный материал представлен в дополнении C;

c) характеристики приемников VDB, включая подавление помех рабочего и соседнего каналов, и устойчивость к блокированию и интермодуляционным помехам, обусловленным воздействием передаваемых сигналов FM-вещания. Эти требования изложены в п. 3.6.8.2.2 добавления B;

d) характеристики приемников VOR, включая подавление помех от сигналов VDB на рабочем и соседнем каналах. Поскольку существующие приемники VOR не были рассчитаны на подавление помехи от передач VDB, то отношения полезного сигнала к нежелательному (D/U) при подавлении помехи от VDB на рабочем и соседнем каналах определялись эмпирически. Таблица D-2 обобщает предполагаемые соотношения сигналов на основе эмпирических характеристик большого числа приемников VOR, сконструированных с разнесением каналов 50 кГц;

e) для областей/регионов с интенсивным использованием частотного спектра может

потребоваться точное определение разнесения по соответствующим критериям;

f) в тех случаях, когда в пределах дальности действия конкретной наземной подсистемы GBAS находятся несколько аналогичных подсистем, то ей на данной частоте номера RPDS и RSDS присваиваются только один раз. Соответствующее требование содержится в п. 3.6.4.3.1 добавления B;

g) в тех случаях, когда в пределах дальности действия конкретной наземной подсистемы GBAS находятся несколько аналогичных подсистем, то ей должен присваиваться однозначный идентификатор опорной траектории. Соответствующее требование содержится в п. 3.6.4.5.1 добавления B;

Таблица D-2. Предполагаемые отношения

полезного сигнала к нежелательному $[D/U]_{треб.}$ для защиты VOR от VDB GBAS

Сдвиг частоты	Отношение $[D/U]_{треб.}$ для защиты приемника VOR (дБ)
Совмещенный рабочий канал	26
$\lvert f_{VOR} - f_{VDB} \rvert$ = 25 кГц	0
$\lvert f_{VOR} - f_{VDB} \rvert$ = 50 кГц	–34
$\lvert f_{VOR} - f_{VDB} \rvert$ = 75 кГц	–46
$\lvert f_{VOR} - f_{VDB} \rvert$ = 100 кГц	–65

f) в тех случаях, когда в пределах дальности действия конкретной наземной подсистемы GBAS находятся несколько аналогичных подсистем, то ей на данной частоте номера RPDS и RSDS присваиваются только один раз. Соответствующее требование содержится в п. 3.6.4.3.1 добавления B;

g) в т ех с лучаях, к огда в пределах дальности действия конкретной наземной подсистемы GBAS находятся несколько аналогичных подсистем, то ей должен присваиваться однозначный идентификатор опорной траектории. Соответствующее требование содержится в п. 3.6.4.5.1 добавления B;

h) для того чтобы отличить одну наземную подсистему GBAS от другой, им присваивается четырехзначный идентификатор (ID) GBAS. Идентификатор GBAS обычно соответствует идентификатору местонахождения на ближайшем аэродроме. Соответствующее требование содержится в п. 3.6.3.4.1 добавления B;

i) назначение временны́ х интервалов (слотов). Соответствующее назначение временны́ х интервалов наземной подсистеме GBAS может оказать влияние на характеристики в тех случаях, когда бортовой подсистеме необходимо получить сообщения в нескольких временны́ х интервалах до их обработки. Это может произойти при использовании связанных сообщений и/или в наземной подсистеме GAST D, если данные поправок содержатся в сообщениях как типа 1, так и типа 11. В этих случаях следует назначать соседние временны́е интервалы для всех MT 1 и 11 во избежание ненужных задержек и усложнения конструкции. Назначения, не являющиеся смежными, могут, в зависимости от конструкции наземной подсистемы, привести к недостатку времени, необходимого наземной подсистеме для обработки ложных обнаружений, непригодности некоторых сочетаний временны́ х интервалов к использованию, а следовательно – к более низкой эффективности использования спектра радиочастот.

7.2.1.1.2 Номинальные бюджеты для канала VDB показаны в таблице D-3. В первом

примере в таблице D-3 предполагается, что приемник пользователя находится на высоте 3000 м (10 000 фут) над средним уровнем моря, а передающая антенна сконструирована для подавления облучения от Земли, чтобы ограничить потери на замирание на границе зоны действия VDB до максимального значения 10 дБ. В случае оборудования GBAS/E величина 10 дБ также включает любые эффекты потери сигнала вследствие помехи между горизонтальными и вертикальными составляющими. Во втором примере таблицы D-3 указывается бюджет канала для обслуживания по определению местоположения на более дальних расстояниях. Эта высота расположения приемника пользователя достаточна для сохранения прямой радиовидимости с передающей антенной, ограничивающей многолучевое распространение. Запас на замирание сигнала в таблице D-3 не задан, поскольку предполагается, что приемник принимает сигналы при низких углах места и обычно не подвержен значительным замираниям на расстоянии, указанном в таблице (более 50 м. миль). На практике, в схемах размещения оборудования будет задаваться запас на замирание, зависящий от многих параметров, включая абсолютную высоту воздушного судна, расстояние от передающей антенны, тип/конструкцию антенны и наземные отражатели.

7.2.1.2 Устойчивость к сигналам FM-вещания

7.2.1.2.1 Как только идентифицирована частота-кандидат, для которой удовлетворяются критерии разделения GBAS и VOR, определяется совместимость с передачами FM-вещания. Эту операцию следует выполнять по методике, применяемой при определении критерия совместимости FM с VOR. Если передачи FM-вещания нарушают данный критерий, то необходимо рассмотреть альтернативную частоту-кандидат.

7.2.1.2.2 Блокирование не касается FM-несущих выше 107,7 МГц и каналов VDB на частоте 108,050 МГц вследствие внеканальной составляющей таких мощных излучений станций FM-вещания выше 107,7 МГц, которые будут создавать помехи работе GBAS VDB на частотах 108,025 и 108,050 МГц. Исходя из этого, данные частотные назначения исключаются, кроме географических районов, где число работающих FM-радиостанций невелико и маловероятно, что они будут создавать помехи в приемнике VDB.

7.2.1.2.3 Требования устойчивости к FM-интермодуляционным помехам не применяются к каналу VDB, работающему на частоте ниже 108,1 МГц, в результате чего частоты ниже 108,1 МГц будут предназначены только для специальных присвоений в географических районах, где число работающих станций FM-радиовещания невелико и маловероятно, что они будут создавать в приемнике VDB интермодуляционные помехи.

7.2.1.3 Методики географического разделения

7.2.1.3.1 Для определения требуемого географического разделения GBAS – GBAS и GBAS – VOR могут быть использованы методики, приведенные ниже. Они основываются на поддержании минимального отношения полезный сигнал – нежелательный сигнал. $[D/U]_{треб.}$ определяется как отношение сигнал/помеха, предусматриваемое для защиты полезного сигнала от помехи на рабочем и соседнем каналах при передаче нежелательного сигнала. Значения $[D/U]_{треб.}$, требуемые для защиты приемника GBAS от нежелательных сигналов GBAS или VOR, определены в пп. 3.6.8.2.2.5 и 3.6.8.2.2.6 добавления B. Значения $[D/U]_{треб.}$, предназначенные для защиты приемника VOR от передачи GBAS VDB, которые показаны в таблице D-2, не определены в SARPS и представляют собой предполагаемые значения, основанные на результатах испытаний.

7.2.1.3.2 Географическое разделение ограничивается соблюдением соотношения $[D/U]_{треб.}$ на границе зоны действия полезного сигнала, где мощность полезного сигнала определяется требованиями к минимальной напряженности поля, указанными в главе 3. Этот уровень полезного сигнала, пересчитанный в дБм, обозначается как $P_{D,min}$. Допустимая мощность нежелательного сигнала($PU_{доп.}$):

$$PU_{доп.}\ (дБм) = (P_{D,min}\ (дБм) – [D/U]_{треб.}\ (дБ)).$$

Мощность нежелательного сигнала PU, пересчитанная в дБм, равна:

$$PU\ (дБм) = Tx_U\ (дБм) – L\ (дБ)),$$

где Tx_U – эффективная излучаемая мощность передатчика нежелательного сигнала;

L – потери на передачу передатчика нежелательного сигнала, включая потери в свободном пространстве, атмосферные и земные эффекты. Эти потери зависят от расстояния между передатчиком нежелательного сигнала и границей зоны действия полезного сигнала.

Следовательно, в целях обеспечения $D/U_{треб.}$, при соблюдении соотношения $PU \leq DU_{доп.}$, ограничение на присвоение канала будет:

$$L\ (дБ) \geq [D/U]_{треб.}\ (дБ) + Tx_U\ (дБм) – P_{D,min}\ (дБм)).$$

7.2.1.3.3 Потери на передачу могут быть получены из стандартных моделей распространения, опубликованных в рекомендации Р.528-2 МСЭ-Р, или из затухания в свободном пространстве до радиогоризонта, а затем постоянного коэффициента затухания 0,5 дБ/м. милю. Эти две методики приводят к немного отличающемуся географическому разделению для совмещенного рабочего и первого соседнего каналов и к одинаковому разделению при рассмотрении второго соседнего канала. В этом инструктивном материале применяется аппроксимация распространения в свободном пространстве.

7.2.1.4 Пример критерия географического разделения GBAS/GBAS

7.2.1.4.1 Для передач GBAS VDB в совмещенном рабочем канале, назначенных в один и тот же временной интервал, параметры горизонтальной поляризации равны:

D/U= 26 дБ (п. 3.6.8.2.2.5.1 добавления B);

$P_{D,min}$ = –72 дБм (п. 3.7.3.5.4.4 главы 3, эквивалентно 215 мкВ/м);

Tx_U = 47 дБм (примерный бюджет канала приведен в таблице D-3),

поэтому

$$L \geq (47+26 – (–72)) = 145\ дБ.$$

7.2.1.4.2 Географическое разделение для присвоений GBAS VDB в совмещенном рабочем канале и совмещенном слоте достигается определением расстояния, на котором потери на передачу равны 145 дБ для приемника на высоте 3000 м (10 000 фут) над антенной передатчика GBAS VDB. Это расстояние равно 318 км (172 м. мили) при использовании аппроксимации затухания в свободном пространстве и предположении пренебрежимо малой высоты антенны передатчика. Минимальное требуемое географическое разделение затем может быть определено прибавлением этого расстояния к номинальному расстоянию между границей объема обслуживания и антенной передатчика VDB. Например, при использовании объема обслуживания, простирающегося до 43 км (23 м. мили) от антенны передатчика VDB, искомое расстояние при совмещенных рабочем канале и временном интервале получается равным 361 км (195 м. миль).

7.2.1.5 Инструкции по выбору критериев географического разделения GBAS/GBAS. При использовании описанной выше методики могут быть определены типовые критерии географического разделения для GBAS/GBAS и GBAS/VOR. Полученные таким образом критерии минимального географического разделения GBAS/GBAS сведены в таблицу D-4.

Примечание. Критерии географического разделения антенн передатчиков VDB, обеспечивающих определение местоположения с помощью GBAS, находятся в стадии разработки. В качестве временного значения разделения передатчиков, работающих на одной частоте в соседних временных интервалах, может использоваться консервативное значение, соответствующее радиогоризонту, в целях гарантии того, что не будет происходить перекрытие временных слотов.

Таблица D-3. Номинальный бюджет канала VDB

Элементы канала VDB		
Для обслуживания при заходе на посадку	Вертикальная составляющая на границе зоны действия	Горизонтальная составляющая на границе зоны действия
Требуемая чувствительность приемника (дБм)	–87	–87
Максимальные потери на воздушном судне (дБ)	11	15
Уровень мощности на выходе антенны воздушного судна (дБм)	–76	–72
Рабочий запас (дБ)	3	3
Запас на замирание (дБ)	10	10
Потери в свободном пространстве (дБ) на 43 км (23 м. мили)	106	106
Номинальная эффективная изотропно излучаемая мощность (EIRP) (дБм)	43	47

Для бóльших расстояний и меньшего угла излучения, связанных с обслуживанием по определению местоположения		Вертикальная составляющая		Горизонтальная составляющая	
Требуемая чувствительность приемника (дБм)		–87		–87	
Максимальные потери на аппаратную реализацию на воздушном судне (дБ)		11		15	
Уровень мощности на выходе антенны воздушного судна (дБм)		–76		–72	
Рабочий запас (дБ)		3		3	
Запас на замирание (дБ)		0		0	
Номинальная эффективная изотропно излучаемая мощность (дБм)					
Расстояние (км (м. мили))	Затухание в свободном пространстве (дБ)	EIRP (дБм)	EIRP (Вт)	EIRP (дБм)	EIRP (Вт)
93 (50)	113	39,9	10	43,9	25
185 (100)	119	45,9	39	49,9	98
278 (150)	122	49,4	87	53,4	219
390 (200)	125	51,9	155	55,9	389

Примечания:

1. *При наличии должным образом расположенной передающей антенны VDB, ограничивающей многолучевое распространение, с эффективной излучаемой мощностью, достаточной для соблюдения требований к напряженности поля, предъявляемых в отношении обслуживания при заходе на посадку, и с учетом местных топографических условий, имеется возможность также соблюсти требования к напряженности поля, позволяющие обеспечить обслуживание по определению местоположения на расстояниях, указанных в этой таблице..*
2. *Фактические потери на аппаратную реализацию на воздушном судне (с учетом коэффициента усиления антенны, потерь из-за рассогласования, потерь в кабеле и т. д.) и фактическая чувствительность приемника могут быть сбалансированы для обеспечения предполагаемого бюджета канала связи. Например, если потери на аппаратную реализацию для горизонтальной составляющей соответствуют 19 дБ, то чувствительность приемника должна быть выше минимального требуемого значения и достигнуть –91 дБм для обеспечения номинального бюджета канала связи.*
3. *Оценки дальности действия в целом могут быть завышенными с учетом отсутствия запаса на замирание, т. е. характеристики бюджета канала связи в целом будут не настолько хороши, как видно из оценки.*

7.2.1.6 Инструкции по выбору критериев географического разделения GBAS/VOR. Минимальные критерии географического разделения GBAS/VOR сведены в таблицу D-5 на основе той же самой методики и номинальных размеров зоны действия VOR, взятых из дополнения C.

Примечание 1. При определении географического разделения между VOR и GBAS, сигнал VOR в качестве полезного сигнала обычно представляет собой ограничивающую оболочку благодаря большей защищенной высоте зоны действия VOR.

Примечание 2. Сниженные требования к географическому разделению могут быть получены при использовании стандартных моделей распространения, определенных в рекомендации P.528-2 МСЭ-Р.

7.2.2 Критерии географического разделения для GBAS/ILS и GBAS/ОВЧ-связи находятся

в процессе разработки.

7.2.3 Совместимость с ILS. При присвоении каналов VDB учитываются разнесение по частоте между ILS и VDB, расстояние между рабочей зоной ILS и VDB, напряженности поля VDB и ILS и чувствительность VDB и курсового приемника ILS. Пока не будут разработаны критерии совместимости GBAS VDB и ILS, для VDB не могут, как правило, выделяться каналы ниже 112,025 МГц (т. е. минимальное разнесение по частоте 75 кГц от наивысшей частоты, присвоенной курсовому радиомаяку ILS).

7.2.3.1 Межаэропортовая совместимость. Основанное на минимальном разнесении по частоте 75 кГц минимальное географическое разделение ILS и GBAS, установленных в разных аэропортах, составляет 3 м. мили между местоположением нежелательной передающей антенны и границами зоны действия полезного обслуживания, которые соответствуют минимальной мощности сигнала. Меньшие необходимые значения разделяющего расстояния могут быть получены путем учета такой дополнительной информации, как фактическая напряженность поля полезного вида обслуживания и фактические диаграммы направленности передающих антенн мешающего вида обслуживания.

Примечание. Зона действия курсового радиомаяка ILS определяется в п. 3.1.3.3 главы 3, а объем обслуживания GBAS определяется в п. 3.7.3.5.3 главы 3, соответственно.

7.2.3.2 Внутриаэропортовая совместимость. При анализе ограничений в отношении размещения наземной станции GBAS в одном аэропорту с ILS необходимо тщательно оценивать совместимость ILS и VDB, принимая во внимание такую информацию, как фактическая напряженность поля полезного вида обслуживания и фактические диаграммы направленности передающих антенн мешающего вида обслуживания. Для оборудования GBAS с мощностью передатчика, при которой максимальная напряженность поля 0,879 вольта на метр (–27 дБВт/м^2) составляющей сигнала с горизонтальной поляризацией не превышается в объеме действия ILS, уровень сигнала 16-го канала (и выше) на расстоянии 80 м от антенны передатчика VDB должен быть ниже –100,5 дБм в ширине полосы 25 кГц, включая допуск +5 дБ на обусловленное сооружениями многолучевое переотражение. Данное значение –100,5 дБм в ширине полосы 25 кГц трансформируется в отношение "сигнал – шум" в 21,5 дБ (превышающее принятое минимальное отношение "сигнал – шум" в 20 дБ) при уровне сигнала курсового радиомаяка – 79 дБм, который соответствует напряженности поля курсового радиомаяка ILS в 90 микровольт на метр (минус 107 дБВт/м^2).

Примечание. При размещении GBAS и ILS в одном аэропорту рекомендуется также анализировать влияние передач GBAS VDB на контрольное устройство курсового маяка ILS. Помехи можно устранить путем установки соответствующего фильтра.

7.2.3.3 В тех местах, где установка ILS и установка GBAS обслуживают противоположные направления захода на посадку на одну и ту же ВПП, имеется вероятность создания помех сигналам VDB GBAS в районе пролета воздушным судном курсового радиомаяка. Такие помехи могут привести к превышению требования, касающегося интенсивности отказов при приеме сообщений (добавление B, п. 3.6.8.2.2.3), и потере непрерывности наведения по GBAS. Уровень помех становится неприемлемым тогда, когда сигнал курсового радиомаяка ILS не обеспечивает соблюдение требований, указанных в пп. 3.6.8.2.2.5 и 3.6.8.2.2.6 добавления B, определяющих соотношение уровня полезного сигнала к уровню нежелательного сигнала и максимально допустимую для приемника VDB GBAS мощность сигналов на соседних каналах. Уровень помех, по всей вероятности, будет более значительным, если курсовой радиомаяк расположен вблизи порога ВПП. В п. 3.1.2.8 главы 3 определяются условия, при которых не допускается излучение сигналов неиспользуемыми курсовыми радиомаяками. Соблюдение требований п. 3.1.2.8 обеспечивает гарантии в том, что курсовой радиомаяк ILS не будет создавать помех работе GBAS при производстве полетов в условиях пониженной видимости, требующих GAST D. В целом это не должно создавать проблемы производству полетов с использованием GAST C, обусловленные окном в 3,5 с, предусмотренным для получения трех

сообщений типа 1 при пролете воздушным судном курсового радиомаяка. Однако могут иметь место условияпри производстве полетов GAST C, при которых мощность сигнала VDB не обеспечивает соотношение D/U или максимальная мощность сигнала курсового радиомаяка ILS несопоставима с восстановлением после краткосрочного приема нежелательного сигнала избыточной мощности (п. 3.6.8.2.2.6.5 добавления B), что потребует отключения курсового радиомаяка.

7.2.4 Совместимость со средствами ОВЧ-связи. Для присвоений GBAS VDB выше 116,400 МГц необходимо учитывать совместимость GBAS VDB со средствами ОВЧ-связи. При присвоении каналов VDB учитываются разнесение по частоте между средствами ОВЧ-связи и VDB, расстояние между антеннами передатчиков и рабочими зонами, напряженности поля, поляризация сигнала VDB и чувствительность VDB и приемника ОВЧ-связи. Должны оцениваться как бортовые, так и наземные средства ОВЧ-связи. Для оборудования GBAS/E с максимальной мощностью передатчика до 150 Вт (100 Вт в канале с горизонтальной компонентой и 50 Вт в канале с вертикальной компонентой) уровень сигнала 64-го канала (и выше) в ширине полосы 25 кГц на расстоянии 80 м от антенны передатчика VDB должен быть ниже –112 дБм, включая допуск +5 дБ на обусловленное сооружениями многолучевое переотражение. Для оборудования GBAS/H с максимальной мощностью передатчика 100 Вт уровень сигнала 32-го канала (и выше) в ширине полосы 25 кГц на расстоянии 80 м от антенны передатчика VDB должен быть ниже –112 дБм, включая допуск +5 дБ на обусловленное сооружениями многолучевое переотражение и 10 дБ на развязку по поляризации. Следует отметить, что из-за различия масок передатчиков GBAS VDB и VDL для обеспечения электромагнитной совместимости между VDL и GBAS VDB должен проводиться отдельный анализ.

7.2.5 Для наземной подсистемы GBAS, которая передает только горизонтально поляризованный сигнал, требования по мощности, связанные с минимальной чувствительностью, непосредственно удовлетворяются через требования к напряженности поля. Для наземной подсистемы GBAS, которая передает составляющую с эллиптической поляризацией, идеальный фазовый сдвиг между составляющими HPOL и VPOL составляет 90°. С целью обеспечения выполнения требований к принимаемой мощности во всем объеме обслуживания GBAS при обычном маневрировании воздушных судов в конструкции передающего оборудования предусматривается излучение HPOL и VPOL составляющих сигнала с радиочастотным фазовым сдвигом 90°. Величина фазового сдвига не меняется во времени и при изменении условий окружающей среды. Отклонения от номинального сдвига 90° учитываются при построении системы и бюджета канала связи таким образом, чтобы любое затухание за счет поляризационных потерь не выходило за порог минимальной чувствительности приемника. При проведении квалификационных испытаний системы и процедуры летных проверок учитываются допустимые изменения величины фазового сдвига для поддержания требуемого уровня сигнала во всем объеме обслуживания GBAS. Один метод обеспечения как горизонтальной, так и вертикальной напряженности поля заключается в использовании единичной антенны VDB, которая передает сигнал с эллиптической поляризацией, а также в осуществлении летных проверок эффективной напряженности поля вертикальных и горизонтальных сигналов в объеме обслуживания.

Таблица D-4. Типовые критерии назначения частот GBAS/GBAS

Канал нежелательной VDB в одном и том же временном интервале	Потери на прохождение (дБ)	Минимальное требуемое географическое разделение для Tx_U = 47 дБм и $P_{D,min}$ = –72 дБм в км (м. милях)
Совмещенный рабочий канал	145	361 (195)
1-й соседний канал (±25 кГц)	101	67 (36)
2-й соседний канал (±50 кГц)	76	44 (24)
3-й соседний канал (±75 кГц)	73	Нет ограничений
4-й соседний канал (±100 кГц)	73	Нет ограничений

Примечание 1. Не предполагается географических ограничений для передатчиков, работающих на одной частоте в соседних временных интервалах, при условии, что передающая антенна нежелательной VDB расположена как минимум на расстоянии 80 м от областей, где полезный сигнал имеет минимальную напряженность.

Примечание 2. Значение –72 дБм параметра $P_{D,min}$ является выходным значением с идеальной изотропной антенной.

Таблица D-5. Минимальное требуемое географическое разделение для зоны действия VOR (высота 12 000 м (40 000 фут))

Канал нежелательной VDB GBAS	Потери на прохождение (дБ)	Радиус зоны действия VOR		
		342 км (185 м. миль)	300 км (162 м. мили)	167 км (90 м. миль)
Совмещенный рабочий канал	152	892 км (481 м. миля)	850 км (458 м. миль)	717 км (386 м. миль)
$\lvert f_{Desired} - f_{Undesired} \rvert$ = 25 кГц	126	774 км (418 м. миль)	732 км (395 м. миль)	599 км (323 м. мили)
$\lvert f_{Desired} - f_{Undesired} \rvert$ = 50 кГц	92	351 км (189 м. миль)	309 км (166 м. миль)	176 км (94 м. мили)
$\lvert f_{Desired} - f_{Undesired} \rvert$ = 75 кГц	80	344 км (186 м. миль)	302 км (163 м. мили)	169 км (91 м. миля)
$\lvert f_{Desired} - f_{Undesired} \rvert$ = 100 кГц	61	Нет ограничений	Нет ограничений	Нет ограничений

Примечание. Расчеты основываются на опорной частоте 112 МГц, и предполагается, что Tx_U = 47 дБм, а VOR $P_{D,min}$ = –79 дБм.

7.3 Объем обслуживания

7.3.1 Минимальный объем обслуживания GBAS для обеспечения заходов на посадку показан на рис. D-5. С эксплуатационной точки зрения целесообразно обеспечить, когда это возможно, эффективное наведение вдоль визуального сегмента захода на посадку. Применительно к заходу на посадку объем обслуживания в боковой плоскости может отличаться (в большую сторону) от объема обслуживания по вертикали. В том случае, когда передаются дополнительные параметры предельных погрешностей местоположения в эфемеридах, дифференциальные поправки могут использоваться только в пределах максимального используемого расстояния (D_{max}), определенного в сообщении типа 2. При этом разрешается, чтобы Dmax простиралось далее объема обслуживания при заходе на посадку. Причины желательности этого заключаются в том, чтобы предоставить пилотам информацию о воздушной обстановке и статусе GBAS до выхода на схему захода на посадку и улучшить захват курса GBAS на границах объема обслуживания. В таких случаях необходимо обращать внимание на возможное снижение уровня защиты, пределы эфемерид и непрерывность VDB за границами объема обслуживания, особенно когда передаются большие или неограниченные значения D_{max}.

7.3.1.1 В том случае, когда оборудование GBAS обеспечивает несколько объемов обслуживания при заходе на посадку, то для ограничения сложности следует рассмотреть возможность использования одной всенаправленной передачи данных, если географические особенности местности это позволяют.

7.3.1.2 Кроме того, автоматическая посадка или взлет с наведением могут выполняться на аэродромах, где средства или ВПП не предназначены для обеспечения или не обеспечивают в данный момент операции по категории II или III с использованием GBAS. Даже при категории I или более благоприятных условиях видимости использование утвержденной системы

автоматической посадки с GAST C может оказать пилотам поддержку в обеспечении стабилизированных заходов на посадку и надежных характеристик приземления, при подготовке к выполнению операций по категории II или III, при использовании бортовой системы в целях обеспечения надлежащих характеристик, а также при регламентных работах. Использование такой возможности также позволит снизить нагрузку пилотов. Похожим образом, использование утвержденной системы обеспечения взлета с наведением также обеспечивает эксплуатационные преимущества. Требования к объему обслуживания при автоматической посадке и взлете с наведением содержатся в п. 3.7.3.5.3.2 главы 3. Прием данных по каналу VDB на поверхности ВПП в значительной степени зависит от конструкции передающей антенны и высоты ее установки, а также от географических особенностей аэропорта. Обслуживание вдоль всех ВПП в аэропорту, использующем одно местоположение антенны/передатчика VDB, может быть затруднено. Однако там, где это целесообразно, обслуживание для выполнения автоматической посадки и взлета с наведением следует обеспечивать на соответствующих ВПП, подходящих для выполнения любых точных заходов на посадку. Элемент объема обслуживания в обозначении средства обслуживания захода на посадку допускает включение этой информации в AIP (см. п. 7.1.4.2.1). Полезная функция автоматической посадки может быть доступна для некоторых воздушных судов, даже если требования п. 3.7.3.5.3.2 главы 3 соблюдаются не полностью. Похожим образом, некоторые воздушные суда могут не иметь возможности выполнять автоматические посадки при обеспечении только минимального объема обслуживания. Для заходов на посадку, когда траектория, построенная по данным FAS, не выровнена с осевой линией ВПП, объем обслуживания автоматической посадки не требуется.

7.3.2 По сравнению с набором минимальных требований к объему обслуживания GBAS на высоте 12 фут над землей (-72 дБм) для учета различных вариантов реализации бортовой антенны VDB требуется увеличенная мощность сигнала (-62,5 дБм) на высоте 36 фут и выше. Действительно, высота антенны VDB и потери на воздушном судне могут не обеспечивать требуемую непрерывность для автоматической посадки в условиях категории III и взлета с наведением, если:

a) бортовая антенна VDB, расположенная выше 12 фут, может привести к бóльшим потерям на воздушном судне, чем ожидаемые 15 дБ;

b) бортовая антенна VDB, расположенная ниже 12 фут, может получать сигнал мощностью ниже минимального требуемого значения -72 дБм.

7.3.2.1 С целью минимизации негативных последствий отсутствия надлежащего бюджета канала VDB фактические потери на воздушном судне (включая тип антенны и расположение антенны на фюзеляже, коэффициент усиления антенны, потери на рассогласование, потери в фидере и т. д.) и фактическая чувствительность приемника могут быть сбалансированы таким образом, чтобы обеспечивался ожидаемый бюджет канала. Необходимые дополнительные эксплуатационные меры по минимизации негативных последствий могут быть определены и реализованы во время процесса утверждения воздушного судна в случае потенциальной потери VDB вдоль траектории полета. Согласно принятой практике эксплуатант, претендующий на получение разрешения выполнять автоматическую посадку, проводит летные испытания по выполнению автоматической посадки в условиях категории III на данной ВПП.

7.3.2.2 На высоте 36 фут измерять мощность сигнала нецелесообразно. Поэтому ниже приводятся два средства проверки:

• метод упрощенного анализа: измерение сигнала на высоте 12 фут и оценка мощности сигнала на высоте 36 фут с использованием математических средств;

• метод сложного анализа: создание модели конфигурации аэропорта и имитирование с использованием математических средств, мощности сигнала на высоте 12 фут и 36 фут.

Примечание 1. Существует верхняя граница над поверхностью ВПП объема обслуживания для

обеспечения автоматической посадки, установленная на высоте 100 фут.

Примечание 2. Проверки минимальной мощности сигнала на высоте 36 фут достаточно для обеспечения соответствия на высотах более 36 фут.

7.3.2.3 Метод упрощенного анализа.

При применении этого метода предполагается следующее:

о антенны передатчиков VDB установлены над плоскостью земли таким образом, чтобы обеспечивалась прямая видимость до ВПП в желаемом объеме обслуживания GBAS, как описано в п. 7.12.3.

• Методика анализа заключается в следующем:

о изготовители наземных подсистем и/или поставщики обслуживания проводят общий (безотносительно конкретного аэропорта) анализ с целью продемонстрировать, что требования к мощности сигнала на высоте как 12 фут, т ак и 3 6 фут обеспечиваются с учетом расстояния от антенны VDB и ее высоты в конкретном месте расположения. Исследования показали, что мощность сигнала будет увеличиваться по сравнению с мощностью сигнала, измеренной на высоте 12 фут при различных конфигурациях аэропорта. При проверке соответствия конкретной схемы размещения приемлемым методом установления соответствия является измерение мощности сигнала на высоте 12 фут и оценка мощности сигнала с использованием приведенной ниже формулы:

Для оценки мощности P_{hdBm} (дБм) на высоте h (м) по сравнению с мощностью P_{h0dBm}на высоте h_0 (в метрах) можно использовать следующее выражение:

$$P_{h\mathrm{dBm}} = P_{h_0\mathrm{dBm}} + 20\log\left(\sin\left(\frac{2\pi h h_a}{\lambda d}\right)\right) - 20\log\left(\sin\left(\frac{2\pi h_0 h_a}{\lambda d}\right)\right),$$

где

• d – горизонтальное расстояние до передающей антенны в метрах;

• h_a – высота фазового центра передающей антенны в метрах;

• λ=c / f – длина волны в метрах;

• f – частота в герцах;

• c – скорость света.

Для $h < \frac{\lambda d}{8h_a}$ приведенное выше выражение может быть аппроксимировано с погрешностью менее 1дБ следующим образом:

$$P_{h\mathrm{dBm}} = P_{h_0\mathrm{dBm}} + 20\log\left(\frac{h}{h_0}\right)$$

Или же, переведя значения высот в футы и взяв значение $h_0^{\mathrm{ft}} = 12$ фут, указанные выше выражения можно представить как:

$$P_{h\mathrm{dBm}} = P_{h_0\mathrm{dBm}} + 20\log\left(\sin\left(\frac{0{,}584h^{\mathrm{ft}}h_a^{\mathrm{ft}}}{\lambda d}\right)\right) - 20\log\left(\sin\left(\frac{7h_a^{\mathrm{ft}}}{\lambda d}\right)\right)$$

и

$$P_{h\mathrm{dBm}} = P_{h_0\mathrm{dBm}} + 20\log\left(h^{\mathrm{ft}}\right) - 21{,}58\ \text{дБ}.$$

Применимость приведенных выше формул на разных высотах над поверхностью ВПП может быть разной в зависимости от расстояния между антенной передатчика VDB и

предполагаемой траекторией на поверхности ВПП и высоты антенны VDB. Возможно, потребуются некоторые ограничения по их размещению в целях проверки соответствия минимальной мощности сигнала в объеме обслуживания над поверхностью ВПП.

7.3.2.4 Метод сложного анализа.

При данном методе предполагается следующее:

• Конфигурация аэропорта настолько сложная, что "шумоподобную многолучевость" (переотражения от зданий или стоящих или движущихся воздушных судов) сложно учитывать, и ее необходимо рассмотреть в таком анализе;

и/или

• Между антенной VDB и ВПП не может обеспечиваться линия прямой видимости.

Методика анализа заключается в следующем:

• Моделируется конфигурация аэропорта, включающая соответствующие поверхности, например здания, металлические ограждения, а также топологию поверхности земли, с их электромагнитными характеристиками. Также моделируется диаграмма направленности передающей антенны VDB.

• Уровни мощности сигнала на высоте 12 фут и 36 фут оцениваются путем моделирования распространения радиоволн. Одним из приемлемых методов моделирования является расчет траектории лучей, основанный на геометрической оптике. Такое моделирование доступно благодаря имеющемуся на рынке программному обеспечению для моделирования аэропортов с интуитивно понятным интерфейсом "человек – машина".

• Влияние небольших (менее 5-10 длин волн) конструкций ограничивает точность модлирования методом расчета траектории лучей. Поэтому для учета такого влияния может потребоваться добавление к результатам моделирования некоторого дополнительного запаса.

• Мощность сигнала, полученная по результатам моделирования, сравнивается с мощностью сигнала, измеренной на высоте 12 фут. Если мощности измеренного и имитируемого сигналов на высоте 12 фут точно совпадают, имитирование можно рассматривать как подходящий вариант для моделирования мощности сигнала на других высотах над ВПП.

• Имитируемая мощность сигнала сравнивается с минимальным требованием на высоте 36 фут в целях проверки соответствия зоны действия VDB над ВПП.

7.3.3 Объем обслуживания, требуемый для определения местоположения с использованием GBAS, зависит от планируемых конкретных операций. Оптимальный объем такого обслуживания должен быть всенаправленным, с тем чтобы обеспечивать операции с определением местоположения с использованием GBAS, которые выполняются за пределами объема обслуживания при заходе на посадку. Каждое государство несет ответственность за определение объема обслуживания для определения местоположения с использованием GBAS и обеспечение соблюдения требований п. 3.7.2.4 главы 3. При этом следует учитывать характеристики исправного приемника GNSS, включая переход на данные о целостности ABAS в случае потери информации определения местоположения GBAS.

7.3.4 Использование информации определения местоположения GBAS ограничивается максимальным используемым расстоянием (Dmax). Однако Dmax не разграничивает зону действия, где в обязательном порядке удовлетворяются требования к напряженности поля, указанные в п. 3.7.3.5.4.4 главы 3, и не соответствует этой зоне. В этой связи операции, основанные на определении местоположения с использованием GBAS, могут прогнозироваться только в объеме обслуживания (где удовлетворяются требования к характеристикам) в пределах дальности D_{max}.

7.3.5 Поскольку желаемый объем обслуживания для определения местоположения с

использованием GBAS может быть больше объема обслуживания одной радиовещательной станции GBAS, для обеспечения обслуживания может использоваться сеть радиовещательных станций GBAS. Эти станции могут вести передачу на одной частоте и использовать разные временные интервалы (имеется 8) на соседних станциях для исключения помех или же они могут вести передачу на разных частотах. На рис. D-5A подробно показано, как использование разных временных интервалов позволяет задействовать одну частоту, не создавая при этом помех, с учетом защитного времени, указанного в таблице B-59. Для сети, основанной на использовании разных ОВЧ-частот, следует учитывать инструктивный материал, содержащийся в разделе 7.17.

7.4. Структура данных

Шифратор/дешифратор битов показан на рис. D-6.

7.5 Целостность

7.5.1 Для точного захода на посадку и операций, основанных на определении местоположения GBAS, определяются различные уровни целостности. Риск потери целостности сигнала в пространстве для обслуживания при заходе на посадку составляет 2×10^{-7} на один заход на посадку. Наземные подсистемы GBAS, которые также предназначены для обеспечения других операций на основе определения местоположения, должны также удовлетворять требованиям в отношении риска потери целостности сигналов в пространстве, установленным для операций в районе аэродромов, который составляет 1×10^{-7}/ч (таблица 3.7.2.4-1 главы 3). Таким образом, необходимы дополнительные меры для обеспечения этих более жестких требований в отношении определения местоположения. Риск потери целостности сигнала в пространстве распределяется между риском потери целостности наземной подсистемы и риском потери целостности уровня защиты. Доля, относящаяся к риску потери целостности наземной подсистемы, определяется отказами наземной подсистемы, а также отказами основной орбитальной системы и SBAS, например, в результате снижения качества сигнала или ошибок в эфемеридах. Для GAST A, B и C доля, относящаяся к риску потери целостности уровня защиты, определяется редкими рисками потери безотказной работы области определения местоположения и случаем сбоев в одном из измерений опорного приемника. В обоих случаях уравнения уровня защиты обеспечивают учет влияния геометрии пространственного расположения спутников, сигналы которых используются безотказным приемником воздушного судна. Более подробно это описано в следующих параграфах. Для GAST D за целостность области определения местоположения отвечает воздушное судно, а наземная подсистема FAST D обеспечивает мониторинг дополнительных данных и дальномерных источников для воздушных судов, использующих данный вид обслуживания.

7.5.1.1 Дополнительные требования к целостности применяются для GAST D, который предназначен для обслуживания точных заходов на посадку и автоматической посадки в условиях плохой видимости с минимумами ниже минимумов категории I. Те же требования предъявляются к предельным погрешностям решения навигационной задачи по определению местоположения в пределах уровня защиты, который сравнивается с порогом срабатывания сигнализации, для всех источников погрешностей, за исключением отказов одного наземного опорного приемника и погрешностей, обусловленных ионосферными аномалиями. Отказы одного наземного опорного приемника компенсируются, как описано в п. 7.5.11. Некоторые погрешности, вызванные аномальными ионосферными условиями, относятся на счет бортового оборудования. Компенсирование погрешностей, обусловленных ионосферными аномалиями, описано в п. 7.5.6.1.6. Необходимы дополнительные требования к мониторингу и требования к обеспечению надлежащего проектирования, чтобы наземные подсистемы FAST D GBAS могли обеспечивать обслуживание, при котором достигается уровень безопасности, эквивалентный уровню безопасности операций с использованием ILS по категории III. Некоторые дополнительные требования к мониторингу касаются наземной подсистемы (см. пп.7.5.6.1–7.5.6.1.7), а другие – относятся к бортовому оборудованию. Дополнительные требования к

характеристикам мониторинга для наземной подсистемы содержатся в п. 3.6.7.3.3 добавления B.

7.5.1.2 Требование к риску потери целостности сигнала наземной подсистемы для GAST D (п. 3.6.7.1.2.1.1.3 добавления B) ограничивает вероятность отказа наземной подсистемы, приводящего к передаче ошибочных данных в течение минимального времени воздействия при "любой одной посадке". Обычно за критический период воздействия отказов для вертикального наведения при операциях по категории III принимается период времени операции между относительной высотой принятия решения по категории I (200 фут) и до достижения порога ВПП (высота 50 фут). Обычно этот период равен 15 с, в зависимости от скорости захода на посадку воздушного судна. За критический период воздействия отказов применительно к боковому наведению при операциях по категории III принимается период времени операции между относительной высотой принятия решения по категории I и завершением пробега, когда воздушное судно замедляет скорость до безопасной скорости руления (обычно менее 30 уз.). Номинально этот период составляет 30 с, опять же в зависимости от скорости захода на посадку и интенсивности замедления воздушного судна. Термин "любая одна посадка" используется для подчеркивания того факта, что период времени, когда могут произойти отказы, начинается до критической стадии воздействия отказов. Это обусловлено тем, что отказ может развиваться медленно; он может произойти на начальных этапах посадки и стать опасным на критической стадии воздействия.

7.5.1.3 Критический период воздействия отказов применительно к боковому наведению во время взлета с наведением в условиях слабой видимости номинально составляет 60 с. Поскольку ошибочное наведение или потеря наведения во время взлета с наведением менее критично, чем для посадок по категории III, это не предусматривает никаких изменений в требованиях к целостности сигнала наземной подсистемы.

7.5.2 Наземная подсистема GBAS определяет неопределенность скорректированной ошибки псевдодальности для ошибки относительно опорной точки GBAS (spr_gnd) и ошибок вследствие вертикальной (δ_{tropo}) и горизонтальной (δ_{iono}) пространственной декорреляции. Эти неопределенности моделируются дисперсией центрированных нормальных распределений, описывающих эти ошибки для каждого дальномерного источника.

7.5.3 Описанные выше неопределенности индивидуальных ошибок используются приемником для расчета модели ошибок при решении навигационной задачи. Данная операция выполняется путем проецирования моделей ошибки псевдодальности на область координат. Общие методы определения адекватности дисперсии модели с целью обеспечить защиту от рисков потери целостности описаны в разделе 14. Боковой уровень защиты (LPL) определяет границу боковой ошибки местоположения с вероятностью, определяемой из требований к целостности. Похожим образом, вертикальный уровень защиты (VPL) определяет границу местоположения по вертикали. Для обслуживания при заходе на посадку, если рассчитанное значение LPL превышает боковой порог срабатывания сигнализации (LAL), или если рассчитанное значение VPL превышает вертикальный порог срабатывания сигнализации (VAL), целостность системы неадекватна для обеспечения выбранного вида обслуживания. Что касается определения местоположения, то в Стандартах не определены пороги срабатывания сигнализации и лишь указано, что должны быть рассчитаны и применяться уровень горизонтальной защиты и предельные погрешности местоположения в эфемеридах. Пороги срабатывания сигнализации будут определяться на основе выполняемой операции. Воздушное судно будет использовать рассчитанный уровень защиты и пределы погрешностей в эфемеридах посредством проверки того, что они меньше, чем пороги срабатывания сигнализации. Определяются два уровня защиты – для состояния безошибочной работы всех опорных приемников (H_0 – условия нормальных измерений) и для состояния, когда один из опорных приемников имеет сбойные измерения (H_1 – условия измерений с ошибками). Кроме того, предельная погрешность местоположения в эфемеридах обозначает предел погрешности местоположения вследствие ошибок в эфемеридах дальномерного источника. Для

обслуживания при заходе на посадку определяются боковая граница погрешности в эфемеридах (LEB) и вертикальная граница погрешности в эфемеридах (VEB). Для определения местоположения определяется горизонтальная предельная погрешность в эфемеридах (HEB).

7.5.3.1 Риск потери целостности сигнала в пространстве GBAS (п. 3.6.7.1.2.1.1 добавления B) определяется как вероятность того, что наземная подсистема будет передавать информацию, которая, при обработке безотказным приемником с использованием любого сочетания данных GBAS, определенных протоколами применения данных (п. 3.6.5 добавления B), приведет к боковой или вертикальной ошибке определения относительного местоположения вне допустимых пределов без соответствующего оповещения в течение времени, превышающего максимальное время срабатывания сигнализации. Боковая или вертикальная ошибка определения относительного местоположения вне допустимых пределов определяется как ошибка, превышающая уровень защиты обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS, и, если передается дополнительный блок данных 1 – предельную погрешность местоположения в эфемеридах. Поэтому именно наземная подсистема ответственна за обеспечение согласованного набора данных, включая дифференциальные поправки, и всех параметров, используемых протоколами применения данных (например, значения σ_{pr_gnd} и B, определенные в сообщении типа 1), чтобы уровни защиты ограничивали погрешность определения местоположения с обеспечением требуемого риска потери целостности. Данный процесс ограничения погрешности должен быть надежным для любого набора спутников, которые может использовать пользователь. В целях обеспечения того, чтобы рассчитанные уровни защиты ограничивали погрешности с требуемой вероятностью, в некоторых случаях может потребоваться завысить или каким-либо другим образом изменить один или несколько параметров, используемых протоколами применения данных. Например, при учете влияния ионосферных аномалий одним из используемых способов является увеличение значений σ_{pr_gnd} и $\sigma_{vert_iono_gradient}$, чтобы обеспечить надлежащую защиту бортового оборудования, соответствующего протоколам применения данных.

7.5.4 Вклад наземной системы в скорректированную ошибку псевдодальности (spr_gnd). К источникам, вносящим вклад в данную ошибку, относятся шумы приемника, многолучевость и ошибки калибровки фазового центра антенны. Шумы приемника имеют нормальное распределение с нулевым средним, тогда как многолучевость и калибровка фазового центра антенны могут привести к небольшой ошибке в среднем значении.

7.5.5 Остаточные тропосферные ошибки. Тропосферные параметры передаются в сообщениях типа 2 для моделирования тропосферных эффектов, когда высота воздушного судна и высота опорной точки GBAS различны. Эта ошибка может быть хорошо описана нормальным распределением с нулевым средним.

7.5.6 Остаточные ионосферные ошибки. Ионосферный параметр передается в сообщениях типа 2 для моделирования ионосферных эффектов между опорной точкой GBAS и воздушным судном. Эта ошибка может быть хорошо описана нормальным распределением с нулевым средним в номинальных условиях.

7.5.6.1 Ионосферные аномалии. Структуры малого размера в ионосфере могут привести к ошибкам местоположения по GBAS без дифференциальных поправок. Такие явления обычно связаны с активностью солнечных бурь и могут характеризоваться высокими градиентами ионосферной задержки на относительно коротком расстоянии (например, в пределах нескольких десятков километров). Погрешности, которые могут быть обусловлены такими явлениями, приводят к тому, что бортовой приемник и наземная подсистема получают сигналы спутников с разными задержками распространения. Кроме того, поскольку GBAS использует сглаживание по несущей частоте с относительно большой постоянной времени, в фильтрах, зависящих от скорости изменения ионосферной задержки, накапливаются отклонения. Если наземная подсистема и бортовые приемники получают сигналы с существенно разными задержками и скоростями изменения ионосферных задержек, отклонения, накапливающиеся в

этих фильтрах, не будут совпадать и не будут удаляться в процессе дифференциальной обработки.

7.5.6.1.1 Снижение воздействия ионосферных аномалий. Ионосферные аномалии могут приводить к ошибкам определения местоположения, которые могут быть существенными (например, десятки метров) в условиях выполнения заходов на посадку. Для уменьшения этих погрешностей применяются различные стратегии, зависящие от вида обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS.

7.5.6.1.2 Снижение воздействия ионосферных аномалий для GAST A, B и C. Для GAST A, B или C за снижение потенциального влияния ионосферных аномалий отвечает наземная подсистема. Такое снижение может обеспечиваться различными схемами мониторинга (например, приборы контроля дальнего поля или интегрирование с глобальной наземной сетью, обеспечивающей SBAS), которые определяют наличие ионосферных аномалий и препятствуют обеспечению обслуживания, если ошибки определения местоположения будут неприемлемыми. Одним из средств воспрепятствования обеспечению обслуживания является завышение некоторых сочетаний передаваемых параметров целостности σ_{pr_gnd}, $\sigma_{vert_iono_gradient}$ параметра декорреляции эфемерид (P), параметров необнаружения эфемерид $K_{md_e,GPS}$ и $K_{md_e,GLONASS}$ таким образом, что любая геометрия расположения, которая может использоваться пользователем на борту, не будет подвергаться недопустимо большим ошибкам (с учетом планируемого эксплуатационного использования). Такая схема увеличения может также использоваться без сложности мониторинга ионосферы во время полетов при предположении наличия ионосферных аномалий. В этом случае с целью определения надлежащих значений передаваемых параметров целостности используется модель возможных ионосферных условий, которые могут возникнуть. Поскольку предельные значения ионосферных условий могут значительно различаться по всему миру, модель зависит от конкретного местоположения. Такая схема завышения приводит к снижению уровня эксплуатационной готовности, т. к. при этом значения увеличиваются даже в отсутствие аномалий.

7.5.6.1.3 Снижение воздействия ионосферных аномалий для GAST D. Требования к мониторингу и проверке геометрии бортового оборудования применяются к GAST D для снижения потенциального влияния ионосферных аномалий. Бортовой мониторинг включает постоянный контроль расхождений кода и несущей частоты сигнала с целью обнаружения больших градиентов в ионосфере. Кроме того, бортовое оборудование будет проверять геометрию расположения для обеспечения отсутствия неприемлемо большого увеличения остаточных погрешностей псевдодальности (т. е. погрешностей, которые могут оставаться после бортового мониторинга). Другим фактором, полезным для уменьшения погрешностей, вызванных ионосферными аномалиями, является использование в решении навигационной задачи по определению местоположения псевдодальностей, сглаженных по несущей с интервалом 30 с. (Более короткая постоянная времени по своей сути менее чувствительна к ошибкам рассогласования в фильтре.) И наконец, GAST D включает параметры $K_{md_e_D,GLONASS}$, $K_{md_e_D,GPS}$, P_D и $\delta_{vert_iono_gradient_D}$, которые предназначены для использования вместо параметров $K_{md_e,GLONASS}$, $K_{md_e,GPS}$, P и $\sigma_{vert_iono_gradient}$ соответственно, если задействованным видом обслуживания является GAST D. Это делается для того, чтобы в случае использования наземной подсистемой завышения параметров $K_{md_e_,GLONASS}$, $K_{md_e,GPS}$ P и $\sigma_{vert_iono_gradient}$ для снижения воздействия ионосферных аномалий для GAST A, B или C пользователь GAST D мог получать незавышенные параметры для использования в GAST D, если для снижения погрешностей, вызванных ионосферными аномалиями, используется бортовой мониторинг. Это позволяет обеспечить для обслуживания вида GAST D повышенный уровень эксплуатационной готовности.

7.5.6.1.4 Ограничение погрешностей, вызванных ионосферными аномалиями. Как было указано выше, воздействие ионосферных аномалий может быть снижено путем завышения одного или нескольких параметров σ_{pr_gnd}, $\sigma_{vert_iono_gradient}$, параметра декорреляции эфемерид (P), параметров необнаружения эфемерид $K_{md_e,GPS}$ и $K_{md_e,GLONASS}$. Наземная подсистема отвечает

за обеспечение значений этих параметров, с тем чтобы погрешность соответствующим образом оценивалась расчетами VPL and HPL на выходе безотказного приемника. При GAST D ответственность за уменьшение погрешностей, вызванных аномальными ионосферными условиями, разделена между бортовой системой и наземной подсистемой. Хотя для GAST D еще требуются уровни защиты с целью ограничить погрешности (как описано в п. 7.5.3.1), они не требуются для ограничения погрешностей в результате аномального ионосферного события, как в случае с GAST C. Поэтому уровни защиты, рассчитанные с параметрами P_D, $K_{md_e_D,GLONASS}$, $K_{md_e_D,GPS}$ и $\delta_{vert_iono_gradient_D}$, должны ограничивать погрешность для всех источников погрешности, описанных в п. 3.6.7.1.2.1.1.2, за исключением погрешностей, вызванных аномальными ионосферными условиями. Расчеты уровней защиты должны ограничивать номинальные ионосферные погрешности.

7.5.6.1.5 Мониторинг ионосферного градиента путем двойного решения. Другой составляющей снижения воздействия погрешностей на борту, вызванных ионосферными аномалиями, является использование двойных решений навигационной задачи по определению местоположения, вычисляемых одновременно с двумя различными постоянными времени сглаживания по несущей (см. п. 7.19.3). Такой расчет двойного решения имеет две цели. Во-первых, использование значений разницы двух скорректированных измерений псевдодальности в качестве контрольных статистических данных позволяет непосредственно видеть фильтруемые суммарные погрешности на каждом спутнике, обусловленные большими различиями в ионосферных градиентах между наземными и бортовыми измерениями. Таким образом, применительно к этим контрольным статистическим данным можно использовать некий порог для обнаружения значительного влияния ионосферных аномалий. Второе применение двойных решений – это расчет границы местоположения со сглаживанием с интервалом в 30 с (за исключением влияния ионосферных аномалий). Данные, обеспечиваемые наземным сегментом, позволяют вычислять границу уровня защиты для решения со сглаживанием с интервалом 100 с. Путем добавления непосредственно наблюдаемой величины разницы между решениями со сглаживанием с интервалом 30 с и 100 с к расчету уровня защиты достигается уровень защиты, который гарантирует ограничение решения навигационной задачи по определению местоположения со сглаживанием с интервалом 30 с с требуемым значением $1x10^{-7}$/заход на посадку. Это позволяет бортовому оборудованию с применяемым видом обслуживания D обеспечивать эквивалентные характеристики по ограничениям, требуемые для заходов на посадку по минимумам категории I, даже если для наведения используется решение со сглаживанием с интервалом 30 с.

7.5.6.1.6 Требования для наземных подсистем FAST D по обеспечению уменьшения погрешностей, вызванных ионосферными аномалиями. Несмотря на то, что большая доля ответственности за уменьшение ионосферных погрешностей лежит на бортовом сегменте, для наземных подсистем FAST D применяется требование, необходимое для обеспечения уменьшения воздействия таких эффектов. В п. 3.6.7.3.4 добавления B отмечается, что наземная подсистема отвечает за обеспечение уменьшения градиентов ионосферной задержки в пространстве. Наземная система следит за тем, чтобы значение максимальной скорректированной погрешности псевдодальности (E_{IG}), рассчитанное по данным типа 2, не превышало 2,75 м на всех LTP, связанных с ВПП, на которых используются процедуры GAST D. Одна возможность, имеющаяся для изготовителя, заключается в ограничении расстояния между опорной точкой GBAS и LTP.

7.5.6.1.7 Модели угрозы ионосферной аномалии, используемые для проверки GAST D. Как отмечалось выше, уменьшение погрешностей, которые могли быть вызваны ионосферными аномалиями, может обеспечиваться путем совместного мониторинга бортовой и наземной системы. Эффективность требуемого мониторинга была продемонстрирована при использовании имитации и анализа, а максимальные погрешности по результатам мониторинга оказались согласованными с критериями сертификационных испытаний на летную годность для ряда аномалий, описанных ниже. Этот ряд аномалий описан с точки зрения "стандартного

пространства угрозы", включающего модель ионосферной аномалии, которая определяет физические свойства ионосферной аномалии. Модель, описанная в п. 7.5.6.1.7.1, является консервативной версией модели, разработанной для континентальной части Соединенных Штатов Америки. Как было показано, данная модель ограничивает ионосферные угрозы, оценки которых проведены в ряде других регионов средних широт относительно магнитного экватора. Последние данные, собранные в некоторых регионах низких широт относительно магнитного экватора, указывают на ионосферные условия, характеризующиеся местным ионосферным уменьшением плотности ("плазменные пузыри"), которое не укладывается в упомянутую модель угроз. Проведенные исследования привели к появлению, например, эталонной низкоширотной модели угроз для Азиатско-Тихоокеанского региона, разработанной Целевой группой по ионосферным исследованиям (APAC ISTF). Модели угроз определяют ионосферные условия, при которых стандартный мониторинг обеспечивает приемлемые характеристики для каждой псевдодальности. Каждому поставщику обслуживания следует оценить, пригодна ли модель пространства угрозы, описанная ниже, для ионосферных характеристик в данной области, где предполагается обеспечение системой GBAS вида обслуживания GAST D. Т акую о ценку следует проводить всегда, независимо от рассматриваемых широт. Если поставщик обслуживания определяет, что ионосферные параметры недостаточно исчерпывающе описываются данной моделью (например, для области с крайне сложными ионосферными параметрами), то этот поставщик обслуживания должен принять меры к тому, чтобы пользователь не испытывал влияния ионосферных аномалий с характеристиками вне пределов, допустимых для стандартного пространства угрозы. Поставщик обслуживания может выбрать следующее:

1. изменить характеристики своей наземной подсистемы; и/или

2. ввести дополнительный мониторинг (внутри и вне GBAS); и/или

3. ввести другие средства эксплуатационного смягчения последствий, которые ограничивают зависимость пользователя от воздействия предельных ионосферных условий.

Потенциальные изменения наземной подсистемы, которые могут обеспечить такое снижение риска, включают более жесткие ограничения к расположению (см. п. 7.5.6.1.6) и улучшение характеристик мониторинга наземной подсистемы (п. 3.6.7.3.4 добавления B). Другой стратегией смягчения последствий является мониторинг космической погоды (вне системы GBAS) вместе с эксплуатационными ограничениями по использованию системы во время прогнозируемых периодов крайне неблагоприятной аномальной ионосферной активности. Для обеспечения отсутствия зависимости пользователя GAST D от ионосферных аномалий за пределами стандартного пространства угрозы может использоваться сочетание этих стратегий.

7.5.6.1.7.1 Модель ионосферной аномалии: движущийся клин. Она моделирует крайне неблагоприятный ионосферный градиент в пространстве в виде движущегося клина постоянного линейного изменения в ионосферной задержке с уклоном, как показано на рис. D-7. Ключевыми параметрами данной модели являются уклон градиента (g) в мм/км, ширина (w) клина в км, амплитуда изменения задержки (D) в м и скорость (v), при которой клин движется относительно фиксированной точки на земле. Предполагается, что эти значения останутся (приблизительно) постоянными в течение периода, за который этот клин будет влиять на спутники, отслеживаемые отдельным воздушным судном, выполняющим заход на посадку с использованием GAST D. В то время как ширина клина невелика, "длина" клина в системе координат "восток-север" (т. е. насколько далеко распространяется "ионосферный фронт", включающий клин) не ограничена. В этой модели верхняя граница g зависит от скорости клина, как показано в таблице D-5A. Это значение не зависит от угла места спутника. В связи с тем, что g выражается относительно уклонной задержки, необходимости в поправке "отклонения" от зенитной задержки нет. Ширина w может варьироваться в пределах от 25 до 200 км. Максимальное значение D равно 50 м. Следует отметить, что для обеспечения надежности модели значение D должно равняться произведению уклона g и ширины w. В случаях если уклон

и ширина попадают в пределы своих допустимых диапазонов, но их произведение D превышает 50-метровую границу, это сочетание уклона и ширины не является достоверным в модели угрозы. Например, и значение g = 400 мм/км, и значение w = 200 км сами по себе допустимы, но их произведение равно 80 м. Поскольку такое значение выходит за пределы ограничения по D, то клин с g = 400 мм/км и w = 200 км не включается в эту модель угрозы.

Примечание. При валидации GAST D предполагалось, что каждая имитационная модель клина применяется к двум дальномерным источникам, которые обеспечивали наихудшую погрешность местоположения. Однако число клиньев и задействованных дальномерных источников зависят от ионосферных характеристик в области, в которой предполагается обеспечение GBAS обслуживания GAST D.

Таблица D-5A. Верхняя граница уклона градиента

Скорость распространения (v)	Верхняя граница уклона градиента (g)
$v < 750$ м/с	500 мм/км
$750 \leq v < 1500$ м/с	100 мм/км

7.5.6.1.8 *Валидация смягчения последствий влияния ионосферного градиента*

7.5.6.1.8.1 В связи с тем, что ответственность за смягчение последствий влияния ионосферных градиентов в пространстве распределена между бортовой и наземной подсистемами, данный раздел включает руководство по моделированию критических бортовых компонентов (например, движение воздушного судна и мониторинг), что позволит производителю наземного оборудования провести валидацию смягчения последствий влияния ионосферных градиентов в пространстве с точки зрения всей системы. При валидации могут учитываться данные сочетания наземных и бортовых контрольных устройств для обнаружения градиентов. При учете данных сочетания контрольных устройств необходимо принимать во внимание корреляцию или независимость контрольных устройств. Выходные характеристики контрольных устройств должны также учитывать фактическое время между независимыми выборками оцениваемых статистических данных. Моделирование контроля ионосферных условий должно включать критерии последующего допуска исключенного спутника согласно принципам построения наземной подсистемы и положению DO-253D.

7.5.6.1.8.2 В данном разделе также содержатся инструктивные указания относительно сценария испытаний в целях обеспечения учета всех возможных вариантов местоположения воздушного судна в воздухе, наземной опорной точки, направления захода на посадку и ориентации по направлению градиента во время проверки.

7.5.6.1.8.3 *Внедрение бортовых контрольных устройств*

При валидации могут учитываться следующие возможности бортового контроля:

a) фильтрование расхождений кода и несущей частоты сигнала в бортовом оборудовании, описанного в п. 2.3.6.11 документа DO-253D;

b) дифференциальный RAIM, используемый для добавления спутников, как описано в п. 2.3.9.6.1 документа DO-253D;

c) мониторинг ионосферного градиента при двойном определении псевдодальности, как указано в п. 2.3.9.7 документа DO-253D.

7.5.6.1.8.3.1 При оценке вероятности сбоя при контроле можно принять, что вклад всех источников шума в оцениваемые статистические данные, используемые для бортового контроля

расхождения кода несущей, исключая влияние ионосферы, подчиняется нормальному распределению с нулевым средним значением и стандартным отклонением 0,002412 м/с.

7.5.6.1.8.3.2 При оценке вероятности сбоя при контроле можно принять, что вклад всех источников шума в оцениваемые статистические данные, используемые для контроля ионосферных градиентов при двойном определении псевдодальности, подчиняется нормальному распределению с нулевым средним значением и стандартным отклонением 0,1741 м.

7.5.6.1.8.3.3 Следует обратить внимание, что для этих бортовых контрольных устройств также применяется априорная вероятность градиента, которая может использоваться при проверке, описанной в п. 3.6.7.3.4.

7.5.6.1.8.4 *Моделирование местоположения воздушного судна в воздухе и его скорости*

Скорость воздушного судна и его местоположение в воздухе могут моделироваться в обратную сторону от времени пересечения порога с использованием следующих четырех значений:

a) посадочная скорость;

b) время движения с посадочной скоростью;

c) интенсивность замедления;

d) скорость в начале замедления.

7.5.6.1.8.4.1 На рис. D-8 показано, как эти четыре значения используются для определения профиля скоростей, а в таблице D-5B приведены значения, определяющие набор кривых для использования при определении параметров, содержащихся в радиовещательных передачах GAST D для конкретной конструкции IGM.

Таблица D-5B. Профиль скоростей воздушного судна от начального положения до LTP

Посадочная путевая скорость (уз)	Время с посадочной скоростью (с)	Интенсивность замедления (уз/с)	Путевая скорость в начале замедления (уз)
161	50	1,1	290
148	50	1,1	277
135	50	1,1	264

Примечание. Моделирование абсолютной высоты воздушного судна необязательно.

7.5.6.1.8.4.2 На рис. D-9 представлены профили скоростей захода на посадку на основе значений из таблицы D-5B в отношении скорости движения по земле и времени, когда воздушное судно достигает точки посадочного порога ВПП.

7.5.6.1.8.5 Соображения, касающиеся градиента, местонахождения воздушного судна в воздухе, наземной опорной точки и направления захода на посадку

7.5.6.1.8.5.1 На рис. D-10 представлены основные аномальные ионосферные сценарии (A-D), представляющие собой фактор риска. Для данной схемы размещения наземной станции изготовителю следует продемонстрировать надежное средство минимизации негативных последствий в отношении ориентации по ионосферному градиенту/местонахождению воздушного судна в воздухе/заходу на посадку, соответствующих данной схеме размещения.

7.5.6.1.8.5.2 В сценариях валидационных испытаний также рекомендуется рассматривать временну́ю составляющую для каждого типа ориентации. Например, для данного сценария заход на посадку следует выполнять по крайней мере с интервалами в одну минуту.

7.5.7 Вклад бортового приемника в скорректированную ошибку псевдодальности. Вклад

приемника определяется в соответствии с разделом 14. Максимальный вклад, используемый для анализа поставщиком услуг GBAS, может быть взят из требований к точности, в предположении, что $\delta_{receiver}$ равна RMS_{pr_air} для бортового оборудования GBAS с показателем точности A.

7.5.8 Ошибка многолучевости из-за влияния корпуса воздушного судна. Вклад в ошибку мгноголучевости вследствие отражения от корпуса воздушного судна определяется в п. 3.6.5.5.1 добавления B. Ошибки многолучевости из-за отражения от других объектов не учитываются. Если опыт показывает, что данными ошибками нельзя пренебречь, то они должны учитываться в рабочем порядке или путем увеличения значений параметров, передаваемых наземной подсистемой (например, δ_{pr_gnd}).

7.5.9 Неопределенность погрешностей в эфемеридах. Ошибки псевдодальности в результате погрешностей в эфемеридах (определяемые как расхождения в истинном местоположении спутника и местоположении спутника, определенном на основе переданных данных) частично декоррелируются и, следовательно, будут различными для приемников, находящихся в разных местах. В том случае, когда пользователи находятся относительно близко от опорной точки GBAS, остаточная дифференциальная ошибка вследствие погрешностей в эфемеридах будет небольшой и поправки и параметр неопределенности spr_gnd, переданные наземной подсистемой, будут обоснованными для коррекции грубых измерений и расчета уровней защиты. Для пользователей, удаленных от опорной точки GBAS, защита от погрешностей в эфемеридах может быть обеспечена двумя различными способами:

a) наземная подсистема не передает дополнительные параметры предельных погрешностей местоположения в эфемеридах. В этом случае наземная подсистема ответственна за обеспечение целостности в связи с погрешностями в эфемеридах спутника, не полагаясь на бортовые расчеты и применение предельных эфемерид. Это может привести к ограничению расстояния между опорной точкой GBAS и абсолютной/относительной высотой принятия решения в зависимости от способа определения наземной подсистемой погрешностей в эфемеридах дальномерного источника. Одним из способов определения является использование информации целостности спутника, передаваемой SBAS; или

b) эфемеридах, которые позволяют бортовому приемнику рассчитывать предельные погрешности в эфемеридах. Такими параметрами являются следующие: коэффициенты, используемые в уравнениях предельных погрешностей местоположения в эфемеридах ($K_{md_e_()}$, где нижний индекс () означает либо "GPS", "ГЛОНАСС", "POS, GPS", либо "POS, ГЛОНАСС"), и параметры декорреляции эфемерид (P). Параметр декорреляции эфемерид (P) в сообщении типа 1 или типа 101 характеризует остаточную погрешность как функцию расстояния между опорной точкой GBAS и воздушным судном. Значение P выражается в м/м. Значения P определяются наземной подсистемой для каждого спутника. Одним из основных факторов, влияющих на значение P, является контрольное устройство наземной подсистемы. Качество наземного контрольного устройства будет определяться наименьшей погрешностью в эфемеридах которую оно может выявить. Отношение между параметром P и наименьшей обнаруживаемой погрешностью ε_{ephdet} для конкретного спутника, i, может быть аппроксимировано с использованием уравнения $P_i = \varepsilon_{ephdet} / R_i$, где R_i – наименьшее из прогнозируемых дальностей от антенны (антенн) опорного приемника наземной подсистемы в течение периода действия P_i. Поскольку R_i меняется со временем, значения параметров P также зависят от времени. Однако от наземной подсистемы не требуется динамически варьировать P. Могут передаваться постоянные параметры P, если они надлежащим образом обеспечивают целостность. В этом последнем случае показатель готовности будет немного ухудшаться. В целом, поскольку ε_{ephdet} становится меньше, общая готовность GBAS улучшается.

7.5.10 Контроль за погрешностями в эфемеридах/отказами. Существует ряд методов контроля с целью обнаружения погрешностей в эфемеридах/отказов. К ним относятся:

a) Увеличение разноса. В этом случае от наземной подсистемы требуется использовать

приемники, разнесенные на большие расстояния, для выявления погрешностей в эфемеридах, которые не обнаруживаются одним приемником. Большее разнесение способствует улучшению определения наименьшей обнаруживаемой погрешности.

b) SBAS. Поскольку функциональное дополнение SBAS обеспечивает контроль характеристик спутников, включая данные эфемерид, передаваемая SBAS информация о целостности может использоваться в качестве индикации достоверности эфемерид. SBAS использует приемники наземной подсистемы, установленные с очень большим разносом, и поэтому обеспечиваются оптимальные характеристики контроля эфемерид и в результате небольшие погрешности становятся обнаруживаемыми.

c) Контроль данных эфемерид. Этот метод включает сравнение передаваемых эфемерид во время последовательных прохождений спутников. Такой контроль предполагает, что единственная причина сбоя заключается в погрешностях в эфемеридах, передаваемых сетью наземных станций управления, поэтому данные эфемериды не согласуются с переданными ранее эфемеридами.

d) Контроль дельта-V (изменения скорости). Такой контроль включает случаи несанкционированных маневров спутников вне поля зрения с неизменными эфемеридами.

7.5.10.1 Характеристики устройства контроля (например, его наименьшая обнаруживаемая погрешность) должны основываться на требованиях к риску потери целостности и модели отказов, защиту от которых должно обеспечивать данное устройство контроля. Предел частоты сбоев в информации об эфемеридах GPS может определяться на основе требований к надежности, указанных в разделе 3.7.3.1.3 главы 3, поскольку такая погрешность в эфемеридах будет содействовать серьезному нарушению обслуживания.

7.5.10.2 Сегмент контроля ГЛОНАСС следит за параметрами эфемерид и времени и в случае любой внештатной ситуации вводит новое и правильное навигационное сообщение. В случае сбоев в информации об эфемеридах и времени ошибки в дальности не превышают 70 м. Частота отказов спутника ГЛОНАСС, включая сбои в информации об эфемеридах и времени, не превышает 4×10^{-5} на спутник в час.

7.5.11 Сбои наземного опорного приемника. Типовая наземная подсистема GBAS обрабатывает измерения, полученные от 2–4 опорных приемников, установленных в непосредственной близости от опорной точки. При использовании GAST A, B, C и D бортовой приемник защищен от больших ошибок или сбоев в одном опорном приемнике посредством вычисления уровня защиты на основе параметров B в сообщении типа 1 или типа 101 и сравнения этого уровня защиты с порогом срабатывания сигнализации. Соответствие наземной подсистемы риску потери целостности GAST A, B, C и D (п. 3.6.7.1.2.2.1 добавления B) демонстрируется при учете протоколов, требуемых от бортовой подсистемы (п. 3.6.5.5.1.2 добавления B), и ясных требований по мониторингу, которые должна выполнять бортовая подсистема. В альтернативных архитектурах системы с достаточно высокой степенью дублирования измерений в опорном приемнике могут использоваться алгоритмы обработки, позволяющие определять крупную ошибку или сбой в одном из приемников. Эти алгоритмы могут применяться в сети GBAS с приемниками, рассредоточенными в пределах обширного района, и с достаточной плотностью точек проникновения через ионосферу для отделения погрешностей приемника от ионосферных эффектов. В этом случае целостность может быть обеспечена с использованием только уровней защиты для нормальных условий измерений (VPL_{H0} и LPL_{H0}) с соответствующими значениями K_{ffmd} и σ_{pr_gnd}. Для этого могут использоваться сообщения типа 101 без параметров B.

7.5.11.1 Сбои наземного опорного приемника GAST D. При использовании GAST D в бортовом приемнике устанавливается дополнительное контрольное устройство для выдерживания целостности состояния измерений с ошибками отдельного опорного приемника независимо от геометрии расположения спутников, используемой воздушным судном. Приемник

воздушного судна вычисляет погрешность определения местоположения на основе параметров B и сравнивает эту оценку погрешности непосредственно с пороговым значением, установленным как можно ниже, сообразно с приемлемым риском потери непрерывности. Хотя действия контрольного устройства в бортовой подсистеме механизированы, наземная подсистема должна отвечать особым требованиям к контрольному устройству по обеспечению требуемой защиты. Характеристика целостности зависит от предполагаемой априорной частоты отказов (п. 3.6.7.1.2.2.1.2 добавления B) и вероятности необнаружения контрольного устройства. Априорная частота измерений с ошибками, обеспечиваемых отдельным опорным приемником, должна составлять менее $1x10^{-5}$ на 150 с. Этот показатель для отдельного приемника зависит от количества опорных приемников в наземной подсистеме. Например, при четырех опорных приемниках частота отказов на приемник должна составлять менее $2,5x10^{-6}$ на 150 с. Эта априорная частота обеспечивается требованиями к конструкции приемника и надлежащим размещением опорного приемника, а также эксплуатационными ограничениями. В связи с тем, что условия во время работы системы меняются, наземные подсистемы могут контролировать выходные значения приемника с целью подтверждения постоянного соответствия данному требованию. Характеристика целостности также зависит от вероятности необнаружения (P_{md}) контрольного устройства, установленного в бортовом оборудовании. Характеристика P_{md} этого контрольного устройства, в свою очередь, зависит от погрешностей, которые мешают возможности обнаружения отказа приемника. Это относится и к уравнениям риска потери целостности уровня защиты, относящимся к условиям измерений с ошибками. От наземной подсистемы требуется передавать параметры целостности, которые ограничивают погрешности таким образом, чтобы нормальное распределение достаточно полно характеризовало погрешности, а показатель P_{md} мог оцениваться (пп. 3.6.7.1.2.2.1.1 и 3.6.7.2.2.4.1 добавления B).

7.5.11.2 Ограничение предельной величины отказа наземного опорного приемника GAST D. Поскольку бортовая подсистема задействует контрольное устройство, как определено в MOPS, можно вычислить величину наибольшей ошибки, обусловленной отказом отдельного опорного приемника, с вероятностью более $1x10^{-9}$. Рассчитанная максимальная величина ошибки будет зависеть от предполагаемой априорной частоты отказов (п. 3.6.7.1.2.2.1.1 добавления B) и вероятности необнаружения контрольного устройства. Показатель P_{md} контрольного устройства зависит от порогового значения контрольного устройства, которое вычисляется бортовым оборудованием в зависимости от геометрии размещения и распределения ошибки, связанной с гипотезой H_1.

7.5.12 Требования к мониторингу диапазона дальностей для GAST D. Для обеспечения эквивалентного уровня безопасности операций по категории II/III необходимы дополнительные требования, помимо требований к "сигналу в пространстве", установленных для GAST A, B и C. Эти требования включают требования к характеристикам для контрольных устройств, задействованных для обнаружения ошибок псевдодальностей. Два требования применяются к ошибке, возникающей после мониторинга в скорректированной псевдодальности, вызванной особыми отказами дальномерных источников (пп. 3.6.7.3.3.2 и 3.6.7.3.3.3 добавления B). В обоих случаях требование применяется к вероятности необнаружения, зависящей от величины ошибки, вызванной отказом, в псевдодальности, сглаженной с интервалом 30 с, после применения поправки.

1) Первое требование ограничивает характеристику P_{md} конкретных отказов дальномерных источников независимо от априорной вероятности отказа дальномерного источника. Предельная погрешность характеристики контрольного устройства наземной подсистемы, определенная в п. 3.6.7.3.3.2 добавления B, представлена на рис. D-11. Оборудование GAEC-D будет использовать дифференциальные поправки, сглаженные с интервалом 30 с, для обеспечения решения навигационной задачи по определению местоположения, используемого для наведения с отклонением. Пределы области ограничений определяют минимальное значение P_{md}, которое наземная подсистема должна обеспечивать для отказного состояния любого дальномерного источника.

Примечание. Соответствующее значение Pmd из примера на рис. D-11 дано для гипотетического контрольного устройства с пороговым значением, установленным на 0,8 м, и шумом контрольного устройства, дающим значение, равное 0,123 м. Кривая приведена только для иллюстрации и не представляет характеристику какой-либо конкретной конструкции контрольного устройства.

2) Второе требование ограничивает условную вероятность характеристики P_{md} конкретного дальномерного источника с учетом априорной вероятности отказа конкретного дальномерного источника. Предельное значение условной вероятности, $P_{md} \times P_{apriori}$, для характеристики контрольного устройства наземной подсистемы, определенной в п. 3.6.7.3.3.3 добавления B, показано на рис. D-12. Желательно, чтобы априорная вероятность отказа каждого дальномерного источника (Papriori), используемая для оценки соответствия, имела то же значение, которое используется в анализе, с целью подтверждения соответствия требованиям к предельным значениям для FAST C и D (см. п. 7.5.3.1).

7.5.12.1 Подтверждение соответствия наземной подсистемы требованиям к мониторингу дальномерных характеристик

Подтверждение соответствия наземной подсистемы требованиям к мониторингу, приведенным в пп. 3.6.7.3.3.2 и 3.6.7.3.3.3 добавления B, обеспечивается проведением испытаний и анализа. Эти требования принимают форму ограничения вероятности необнаружения, зависящей от величины погрешности скорректированной псевдодальности. Общий процесс, который может использоваться для подтверждения соответствия конкретного контрольного устройства, включенного в конструкцию наземной подсистемы, требуемым значениям, заключается в следующем:

• Определение пространства угрозы для каждого режима отказа, подлежащего рассмотрению. (Требования п. 3.6.7.3.3 добавления B применяются к четырем конкретным режимам отказа.) Эти режимы отказа (т. е. пространство угрозы), которые могут использоваться для оценки соответствия конструкции наземной подсистемы, приведены в пп. 7.5.12.1.3.1–7.5.12.1.3.4. Режимы отказов и сочетания неисправностей образуют пространство угрозы. Эти определения пространства угрозы обозначают то, какое пространство по крайней мере одно государство приняло как предполагаемое пространство угрозы для каждого режима отказа.

• Определение пространства конфигурации бортового оборудования. Требования к бортовой системе налагают ограничения на конструкцию и характеристики бортового оборудования. Эти ограничения определяют диапазон критических бортовых параметров пространства конфигурации для каждого режима отказа и/или контрольного устройства, для которого наземная подсистема должна обеспечивать защиту. Например, ширина полосы и параметр коррелятора соответствующего требованиям бортового приемника будут соответствовать требованиям пп. 8.11.4–8.11.7.1. Это два критических параметра пространства конфигурации бортового оборудования для режима отказа при искажении сигнала спутника. Критический параметр бортового оборудования влияет непосредственно на то, как каждая точка в пространстве угрозы переходит в погрешность дифференциально скорректированной псевдодальности.

• Проведение анализа ошибок с учетом конструкции конкретного рассматриваемого контрольного устройства и полного диапазона характеристик отказа, составляющих пространство угрозы. Для каждого характеризуемого отказа погрешность, которая будет вводиться в скорректированную псевдодальность (с использованием псевдодальностей со сглаживанием с интервалом 30 с и поправками к псевдодальности), рассчитывается с учетом полного диапазона критических параметров бортового оборудования, составляющих пространство конфигурации бортового оборудования.

• При оценке соответствия конструкции наземной подсистемы ее характеристики описываются релевантными статистическими средствами. Любое контрольное устройство

подвергается воздействию шума, поэтому характеристики могут описываться частотой ложного обнаружения и вероятностью необнаружения. Оба этих показателя определяются в требованиях к наземному оборудованию в добавлении B в виде ограничения, не подлежащего превышению. Показатель вероятности необнаружения ограничивается требованиями пп. 3.6.7.3.3.2 и 3.6.7.3.3.3 добавления B. Показатель частоты ложного обнаружения ограничивается требованиями к непрерывности п. 3.6.7.1.3.2 добавления B. Следует иметь в виду, что наземная подсистема должна отвечать всем требованиям стандартов. Возможно, характеристики отдельных контрольных устройств будут дополнительно ограничиваться другими требованиями, например, требованием к риску потери целостности наземной подсистемы п. 3.6.7.1.2.1.1.1 добавления B. Параметр точности наземной станции может влиять на характеристики бортового и наземного контрольного устройства. При валидации целесообразности требования предполагалось учитывать характеристики GAD C4 для учета, например, отказов отдельного опорного приемника. Использование более низких категорий характеристик может влиять на параметры эксплуатационной готовности или непрерывности и требует изучения в процессе проектирования.

7.5.12.1.1 Соответствие мониторинга наземной подсистемы требованиям к непрерывности. Соответствие частоте ложного обнаружения отказа (непрерывности) может быть установлено на основе собранных фактических данных и анализа и/или имитирования. Желательно, чтобы требуемое число истинно независимых выборок было достаточным для адекватного описания интегральной функции распределения (CDF) дискриминатора контрольного устройства, которая сравнивается с пороговым значением, установленным для контрольного устройства. CDF шума при отсутствии отказа должна быть такой, чтобы для порогового значения, установленного для контрольного устройства, вероятность ложного обнаружения составляла менее требуемой для обеспечения непрерывности. Значение непрерывности должно назначаться каждому контрольному устройству с учетом общей определенной вероятности ложного обнаружения (п. 3.6.7.1.3.2 добавления B). Достигаемая вероятность ложного обнаружения определяется путем экстраполяции наблюдаемых тенденций в измеряемой CDF. Кроме того, события обнаружения в наземной подсистеме могут записываться в журнал, и если со временем показатели частоты ложного обнаружения не будут выдерживаться на требуемых уровнях, то пороговые значения могут быть скорректированы в результате действий по техническому обслуживанию, направленных на устранение проблемы.

7.5.12.1.2 Соответствие мониторинга наземной подсистемы требованиям к целостности. Соответствие вероятности необнаружения отказа (риску потери целостности) обычно устанавливается на основе имитирования и анализа. (Учитывая, что наблюдение реальных отказов маловероятно, сбор достаточных фактических данных для определения значения вероятности с какой-либо статистической достоверностью невозможен.) Пространство угрозы для режима отказа разделяется на дискретные интервалы по релевантным параметрам, которые определяют характер отказа. Общее пространство потенциальных отказов представлено многомерной решеткой дискретных точек, составляющих пространство угрозы. Пространство конфигурации бортового оборудования также дискретизируется, т.е. представляется многомерной решеткой дискретных (критические параметры) точек. Для расчета ожидаемой характеристики погрешности псевдодальности для каждой точки в пространстве угрозы, каждой возможной конфигурации бортового оборудования и функции наземного приемника с контрольными устройствами используется моделирование. Наихудшая погрешность скорректированной псевдодальности вычисляется в зависимости от значения дискриминатора для контрольного устройства, задействованного для решения данной угрозы (при предположении отсутствия шума в данной точке). Это также позволяет определить значение дискриминатора в зависимости от наихудшей погрешности скорректированной псевдодальности (обратное отображение). Вероятность необнаружения определяется путем наложения шума на основе консервативной модели шума (с использованием значения CDF, превышающего предельное, полученного из фактических данных), на дискриминатор,

определенный из дифференциального диапазона наихудшего случая. Это может быть выполнено либо путем анализа, либо с использованием моделирования. Отображение дискриминатором наихудшей погрешности скорректированной псевдодальности и применяемые уровни шума могут, в свою очередь, зависеть от других параметров (например, угол места спутника); таким образом, установленная вероятность необнаружения также зависит от набора параметров, составляющих пространство параметра обнаружения, также разделенного на дискретные интервалы, т.е. представленного многомерной решеткой дискретных (параметр обнаружения) точек. Окончательное значение вероятности необнаружения находится путем выявления наихудшего случая при оценке всех точек решетки в пространстве параметра обнаружения.

7.5.12.1.3 *Пространство угрозы и соответствующее пространство конфигурации бортового оборудования для каждого режима отказа*

7.5.12.1.3.1 *Угроза расхождения кода и несущей частоты*

7.5.12.1.3.1.1 Угроза расхождения кода и несущей частоты представляет собой состояние отказа в спутнике GPS, которое приводит к чрезмерному расхождению кода и несущей передаваемого сигнала.

7.5.12.1.3.1.2 Расхождение кода и несущей частоты сигнала (CCD) может привести к дифференциальной ошибке по дальности в одном или обоих из следующих случаев: 1) конструкции бортового и наземного фильтров не идентичны и 2) бортовой и наземный фильтры запускаются в разное время. В обоих случаях это может привести к разнице между переходными характеристиками фильтров в присутствии события CCD. Критическими параметрами бортового оборудования являются следующие:

– время включения бортового сглаживающего фильтра относительно времени начала отказа;

– тип сглаживающего фильтра (фиксированная постоянная времени 30 с или регулируемая постоянная времени, равная времени с момента включения до 30 с и фиксированная впоследствии);

– мониторинг скорости расхождения кода и несущей частоты, требуемый в бортовой системе для GAST D, и сопутствующая реакция на отказ;

– период с момента включения бортового сглаживающего фильтра до включения измерения в решение навигационной задачи по определению местоположения.

7.5.12.1.3.2 *Угроза чрезмерного ускорения*

Угроза чрезмерного ускорения представляет собой состояние отказа в спутнике GPS, которое приводит к чрезмерному ускорению несущей частоты (и заодно кода) передаваемого сигнала. Пространство угрозы является одномерным и соответствует всем возможным ускорениям, включая линейное и скачкообразное ускорение.

7.5.12.1.3.3 *Угроза погрешности в эфемеридах*

Угроза погрешности в эфемеридах представляет собой состояние отказа, при котором параметры передаваемых эфемерид дают чрезмерные погрешности местоположения спутника перпендикулярно прямой линии видимости от наземной подсистемы до спутника. Возникающая в результате дифференциальная ошибка по дальности является ошибкой местоположения спутника (истинной ошибкой по сравнению с передаваемыми эфемеридами), умноженной на расстояние между наземной подсистемой и бортовым оборудованием, масштабированная обратным расстоянием до спутника. Она ограничивается произведением параметра P (см. п. 7.5.9) и расстояния между пользователем и наземной подсистемой. Таким образом, критическим параметром бортового оборудования применительно к угрозе погрешности в эфемеридах является расстояние между пользователем и наземной подсистемой. Отказы эфемерид

спутника бывают двух типов, A и B, в зависимости от того, связан ли отказ с маневром спутника. Отказ типа A включает два подкласса A1 и A2.

7.5.12.1.3.3.1 *Угроза погрешности в эфемеридах типа B*

7.5.12.1.3.3.1.1 Угроза типа B возникает, когда данные передаваемых эфемерид являются аномальными, но при этом нет маневра спутника.

7.5.12.1.3.3.1.2 Наземная подсистема GBAS может выполнять мониторинг таких отказов путем сравнения текущих и предыдущих значений эфемерид. Одним из примеров отказа типа B является следующий случай: отсутствие маневра, передача спутнику неверных загруженных данных, а затем передача спутником ошибочных эфемерид.

7.5.12.1.3.3.2 *Угроза погрешности в эфемеридах типа A1*

7.5.12.1.3.3.2.1 Угроза типа A1 возникает при аномальных данных передаваемых эфемерид, после объявленного и преднамеренного маневра спутника.

7.5.12.1.3.3.2.2 Предыдущие значения эфемерид имеют ограничения по использованию при обнаружении отказов типа A1 из-за произошедшего маневра. Наземной подсистеме GBAS потребуется выполнить мониторинг данных определения дальности непосредственно как часть проверки эфемерид. Одним из примеров отказа типа A1 является следующий случай: спутник отмечается как неисправный, маневр выполнен, спутнику направляются неверные загруженные данные, затем спутник отмечается как исправный и далее передает ошибочные эфемериды.

7.5.12.1.3.3.3 *Угроза погрешности в эфемеридах типа A2*

7.5.12.1.3.3.3.1 Угроза типа A2 возникает при аномальных данных передаваемых эфемерид после необъявленного маневра или непреднамеренного маневра спутника.

7.5.12.1.3.3.3.2 Предыдущие значения эфемерид имеют ограничения по использованию при обнаружении отказов типа A2 из-за произошедшего маневра. Наземной подсистеме GBAS потребуется выполнить мониторинг данных определения дальности непосредственно как часть проверки эфемерид. Одним из примеров отказа типа A2 является следующий случай: спутник отмечается как исправный, далее происходит преднамеренный маневр или непреднамеренное включение двигателя, и спутник продолжает передавать предшествующие маневру (и теперь ошибочные) эфемериды.

7.5.12.1.3.4 *Угроза искажения сигнала*

7.5.12.1.3.4.1 Угроза искажения сигнала представляет собой состояние отказа в спутнике GPS, которое приводит к такому искажению передаваемого кода C/A, что корреляционные пики, используемые для отслеживания бортовой и наземной системами, искажаются. Степень искажения зависит от полосы пропускания приемника, а обусловленная этим погрешность слежения зависит от расположения точек коррелятора, используемых для отслеживания кода (вдоль корреляционного пика).

7.5.12.1.3.4.2 Пространство угрозы при мониторинге деформации сигнала определено в разделе 8. Существуют три типа отказов A, B, C.

7.5.12.1.3.4.3 Большинство спутников закономерно демонстрируют некоторую степень деформации пика коррелятора, которая относится к нормальным (измерения коррелятора) отклонениям. С течением времени эти нормальные отклонения могут меняться.

7.5.12.1.3.4.4 Состояние отказа (начало) будет проявляться как скачок в необработанных (неотфильтрованных) измерениях кода как в бортовой, так и наземной системе. Если у обеих систем одно и то же входное устройство (фильтрование радиочастоты и фильтрование промежуточной частоты, метод выборки), тип и параметр корреляторов, то погрешность в наземном и бортовом оборудовании будет одинаковой, поэтому дифференциальная погрешность не возникнет. Но обычно так не случается.

7.5.12.1.3.4.5 Скачок отфильтровывается алгоритмом сглаживания в наземной и бортовой системах, поэтому при использовании поправок из сообщения типа 11 (или 200–300 с для сообщения типа 1) постепенно проявится установившаяся дифференциальная погрешность в интервале 60–90 с.

7.5.12.1.3.4.6 Если в спутнике происходит отказ (типа A, B или C), пройдет 60–90 с, пока погрешность установится и дойдет до дискриминатора контрольного устройства. Фактически начало отказа запускает "гонку" между увеличивающейся дифференциальной погрешностью и дискриминатором контрольного устройства, пока происходит приближение к пороговому значению. Это называется переходным состоянием. Если ошибка по дальности достигает предела, который должен быть защищен, а дискриминатор еще не прошел пороговое значение с достаточным запасом, гарантирующим требуемую вероятность обнаружения, то требование не выполняется. Необходимо оценить характеристики как установившегося, так и переходного состояния.

7.5.12.1.3.4.7 Критическими параметрами бортового оборудования применительно к угрозе деформации сигнала являются следующие:

• период с момента включения бортового сглаживающего фильтра до включения измерения в решение навигационной задачи по определению местоположения;

• параметры с ограничениями, определенными в стандарте для GAST D (дополнение B), включая

○ тип коррелятора "опережение – запаздывание" (EL) или дубль-дельта (DD);

○ параметр коррелятора;

○ ширина полосы пропускания сигнала GPS (с момента получения сигнала на антенне с преобразованием частота RF, IF и A/D);

• групповая задержка (с момента получения на антенне с преобразованием частот RF, IF и A/D).

7.5.12.1.3.4.8 Если не считать дискретного выбора между EL и DD, пространство конфигурации является двумерным (параметр коррелятора и ширина полосы пропускания). Фильтры, установленные в бортовой системе, могут быть разного типа (фильтр Баттерворта, Чебышева, эллиптический (Кауэра) и т. д.). Ограничения по групповой задержке исключают использование некоторых из этих фильтров. Однако возможная вариативность конструкции приемника вводит новые размеры, которые должны учитываться изготовителем оборудования наземной подсистемы. Типы фильтров являются частью пространства конфигурации, подлежащего рассмотрению.

7.5.13 Требования к наземной подсистеме и оценка характеристик летной годности. Сертификационные испытания на соответствие требованиям летной годности систем автоматической посадки для использования в операциях по категории II/III требуют проведения оценки посадочных характеристик в безотказных условиях и в условиях отказов. Дополнительную информацию, касающуюся применения технических стандартов при проведении оценки, можно найти в добавлении J документа DO-253D "Minimum Operational Performance Requirements for Airborne Equipment using the Local Area Augmentation System" RTCA.

7.5.14 Время срабатывания сигнализации по параметрам сигнала в пространстве GBAS. Время срабатывания сигнализации по параметрам сигнала в пространстве (TTA SIS) GBAS определено ниже в контексте GBAS на основе определения TTA в п. 3.7.1 главы 3. TTA SIS GBAS является максимальным допустимым временем, прошедшим с момента наступления состояния с превышением предельных значений на выходе безотказного приемника GBAS на воздушном судне и до оповещения об этом приемником GBAS. Это время является пределом, который

никогда не следует превышать, и оно предназначено для защиты воздушного судна от длительных периодов обеспечения наведения за пределами порога срабатывания в боковой и вертикальной плоскостях.

7.5.14.1 В Стандартах существует два распределения применительно к TTA SIS GBAS.

1) При первом распределении, TTA наземной подсистемы с учетом требований к SIS ограничивает время, необходимое наземной подсистеме для обеспечения индикации обнаружения ситуации с выходом параметров за допустимые пределы на выходе безотказного приемника GBAS. Индикация для бортового элемента представляет собой a) передачу сообщения типа 1 (и типа 11, если передается) или типа 101 с указанием ситуации (в соответствии с п. 3.6.7.3.2.1 добавления B), либо b) прекращение всех передач по каналу VDB. Наземной подсистеме выделяется 3 с для выполнения одного из этих действий.

Для бортовых приемников, использующих GAST C, безотказным бортовым приемником должно быть получено как минимум одно сообщение типа 1, сигнализирующее о ситуации с выходом параметров за допустимые пределы в пределах истечения времени получения сообщения для соблюдения TTA SIS. Для бортовых приемников, использующих GAST D, безотказным бортовым приемником должно быть получено как минимум по одному сообщению (типа 1 и типа 11) с тем же применяемым модифицированным z-отсчетом (и тем же набором спутников) в пределах истечения времени получения сообщения для соблюдения TTA SIS. Т. к. прекращение передач канала VDB может привести к времени воздействия отказов спутников больше TTA SIS, этот вариант рекомендуется только при условиях, когда передачи по каналу VDB не соответствует требованиям к своим характеристикам (см. п. 3.6.7.3.1.1 добавления B).

Кроме того, для наземных подсистем, обеспечивающих требования к характеристикам мониторинга GAST D, наземной подсистеме выделяется только 1,5 с для обнаружения состояния, приводящего к погрешностям за допустимыми пределами в скорректированных псевдодальностях, сглаженных с интервалом 30 с, и для исключения измерений данного дальномерного источника из передачи, либо обозначения их как недействительных. Это время для обнаружения и передачи похоже по определению, но не эквивалентно по функции TTA наземной подсистемы, т. к. состояние выхода за допустимые пределы отдельного дальномерного источника не обязательно приводит к появлению информации наведения, выходящей за допустимые пределы.

2) Второе распределение для времени срабатывания сигнализации сигнала в пространстве GBAS предусматривает возможные временные потери получения сообщения. Бортовое оборудование, работающее с GAST C как применяемым видом обслуживания, будет обеспечивать предупреждение, если в течение 3,5 с на конечном участке захода на посадку не было получено никакого сообщения типа 1. Если бортовое оборудование находится на высоте ниже 200 фут над порогом ВПП (HAT), то бортовое оборудование, работающее с GAST D как применяемым видом обслуживания, будет обеспечивать предупреждение или изменение применяемого вида обслуживания, если в течение 1,5 с не было получено пары сообщений типа 1 и типа 11 с одинаковым модифицированным z-отсчетом. Следует отметить, что эти значения истечения ожидания также будут определять достигаемые значения времени срабатывания сигнализации по параметрам сигнала в пространстве, когда наземная подсистема прекращает передачи по каналу VDB вместо передачи сообщений в качестве предупреждения для бортового оборудования.

Требования ко времени, по истечении которого выходные данные приемника должны стать

недействительными (как и обеспечение оповещения), а также дополнительные условия, требующие обозначения выходных данных как недействительных, содержатся в документе RTCA DO-253D. Например, для функции определения местоположения бортового приемника GBAS существует требование использовать содержание самого последнего полученного сообщения и отражать содержание сообщения в выходных данных в пределах

400 мс. TTA SIS определяется событиями запуска и остановки в одной точке бортового оборудования. Любая обработка данных, применяемая для получения выходных данных как в нормальных условиях, так и условиях срабатывания сигнализации, не изменит достигнутое значение TTA SIS. Иначе говоря, этот общий период времени обеспечивает отставание как для события запуска, так и для события остановки и не влияет на общее время воздействия отказа на воздушное судно. В приемнике GBAS выходные данные в любых условиях должны отвечать одному и тому же требованию к задержке, поэтому большая разница не прогнозируется. TTA SIS будет отличаться от TTA наземной подсистемы на значение, равное разнице между временем обработки данных приемником и времени приемника, по истечении которого выходные данные становятся недействительными.

7.5.14.2 В таблице D-5C приведены периоды времени, вносящие вклад в TTA SIS GBAS, и диапазон достигаемых значений TTA, которые можно прогнозировать.

7.5.14.3 На рис. D-13 показан номинальный случай без пропущенных сообщений, а на рис. D-14 показано влияние пропущенных сообщений на GAST D ниже 200 фут. Выше 200 фут ситуация аналогична, но у бортового оборудования большее распределение для пропущенного сообщения, как описано выше.

7.5.14.3.1 На рисунке D-14 показано влияние на TTA SIS пропущенных сообщений (верхняя половина) и прекращения передач по каналу VDB (нижняя половина) с использованием примера требований к GAST D ниже 200 фут. Верхний временной отрезок показывает, что было пропущено только два сообщения, но третье было получено, поэтому полет (операции) может продолжаться, если только третье сообщение не содержит индикации состояния отказа, приводящего к получению от приемника предупреждающего сигнала. Нижний временной отрезок показывает влияние прекращения передач по каналу VDB. Бортовой приемник обозначает свои выходные данные как недействительные после пропуска трех сообщений. TTA SIS включает TTA наземного оборудования и распределение времени для пропущенного сообщения (см. таблицу D-5B), но теперь оно заменено временем обработки данных бортовым приемником. Выше 200 фут ситуация аналогична, но у бортового оборудования большее распределение, как описано в документе DO-253D RTCA.

7.5.14.3.2 Для целостности SIS диаграмма показывает, что точкой начала времени срабатывания сигнализации SIS является момент, когда бортовой безотказный приемник выдает данные, выходящие за допустимые пределы. Событие остановки времени срабатывания сигнализации SIS также происходит на выходе бортового приемника.

7.5.14.3.3 Событие запуска времени срабатывания сигнализации наземной подсистемы или времени обнаружения и передачи указывается в последнем бите первого сообщения (пара сообщений типа 1 и типа 11 для GAST D), включая данные, выходящие за допустимые пределы. Для отказов наземного оборудования и прекращения передачи сигнала VDB это первое сообщение, передаваемое наземной подсистемой, которое содержит поправку и информацию о целостности или траектории, которая не отвечает применяемому требованию к целостности (например, целостности SIS, целостности сигнала наземной подсистемы). Для отказов спутников несоответствие требованиям наступает тогда, когда дифференциальные погрешности псевдодальности превышают значения, указанные в определенном требовании (например, к мониторингу дальномерного источника). Событием остановки является последний бит первого сообщения (пара сообщений для GAST D), который удаляет данные, выходящие за допустимые пределы, или обозначает их как недействительные.

7.5.14.3.4 Следует отметить, что несмотря на то, что на рис. D-13 показано разное время начала и завершения TTA д ля SIS и н аземной п одсистемы, П АНО м ожет п редположить, что это одно и т о ж е в ремя. Оценку и сертификацию наземной подсистемы следует проводить безотносительно вариантов бортового приемника и его характеристик, вызванных его определенным исполнением на воздушном судне. С точки зрения наземной подсистемы предполагается, что все полученные сообщения немедленно применяются бортовым

приемником или же приводят к определенным его действиям. Это фактически приводит к эквивалентному времени отсчета TTA для SIS и наземной подсистемы с точки зрения наземной подсистемы.

Таблица D-5C. Вклад в значение времени срабатывания сигнализации по параметрам сигнала в пространстве

Требования к риску потери целостности и виды обслуживания	TTA наземной подсистемы *[примечание 1]*	Время ожидания сообщения на борту *[примечание 5]*	TTA сигнала в пространстве (номинальное) *[примечание 6]*	TTA сигнала в пространстве (максимальное) *[примечание 7]*
пп. 3.6.7.1.2.1.1.1	3,0 с	3,5 с	3,0 с	6,0 с
и 3.6.7.1.2.2.1	*[примечание 2]*			
доб. B (GAST A, B, C)				
пп. 3.6.7.1.2.1.1.2	3,0 с	3,5 с (выше HAT 200 фут)	3,0 с	6,0 с
и 3.6.7.1.2.2.1	*[примечания 2 и 8]*	1,5 с (ниже HAT 200 фут)	3,0 с	4,0 с
доб. B (GAST D)				
пп.3.6.7.1.2.1.1.3	1,5 с	3,5 с (выше HAT 200 фут)	1,5 с	4,5 с *[примечание 3]*
доб. B (GAST D)		1,5 с (ниже HAT 200 фут)	1,5 с	2,5 с *[примечание 3]*
пп. 3.6.7.3.3	1,5 с *[примечание 9]*	3,5 с (выше HAT 200 фут)	1,5 с	4,5 с *[примечание 4]*
доб. B (GAST D)		1,5 с (ниже HAT 200 фут)	1,5 с	2,5 с *[примечание 4]*

Примечание 1. Данные требования к TTA наземной подсистемы применятся к наземной подсистеме, передающей сообщения типа 1. У наземных подсистем, передающих сообщения типа 101, TTA равно 5,5 с, как требуется в п. 3.6.7.1.2.1.2.1.2 добавления B.

Примечание 2. Указанные значения времени применяются к исключению всех дальномерных источников, при этом все дальномерные источники помечаются как недействительные в сообщениях типа 1 или при прекращении передачи по каналу VDB. Если один дальномерный источник помечается как недействительный или исключенный, это может привести или не привести к генерированию бортовым приемником предупреждающего сигнала, в зависимости от роли данного дальномерного источника в решении навигационной задачи по определению местоположения воздушного судна.

Примечание 3. Данное требование к конструкции применяется к целостности внутренних функций наземной подсистемы (за исключением отказов отдельного опорного приемника). Сюда входит и функция мониторинга дальномерного источника наземной подсистемы. В таблице приведены значения времени действия отказов наземного оборудования, которые приводят к передаче несоответствующей требованиям информации и о которых на воздушном судне становится известно благодаря передаче по каналу VDB.

Примечание 4. Данные требования применяются к мониторингу целостности для дальномерных источников GNSS. Если один дальномерный источник помечается как недействительный или исключенный, это может привести или не привести к генерированию бортовым приемником предупреждающего сигнала, в зависимости от роли данного дальномерного источника в решении навигационной задачи по определению местоположения воздушного судна. Значения времени, приведенные в таблице, предполагают, что данный дальномерный источник был критически важным для определения решения навигационной задачи по определению местоположения.

Примечание 5. Отсчет времени истечения периода ожидания пропущенного сообщения начинается с последнего полученного сообщения, а не с первого пропущенного сообщения, поэтому оно на 0,5 с больше, чем время, добавленное ко времени срабатывания сигнализации SIS.

Примечание 6. Если передачи продолжают обеспечиваться и пропущенных сообщений нет, следует ориентироваться на столбец с "номинальными" значениями. Данные значения включают максимальный вклад наземной подсистемы.

Примечание 7. Максимальное значение TTA SIS включает максимальный вклад наземной подсистемы и возможные потери получения сообщений. Когда передачи по каналу VDB прекращаются, максимальное значение TTA SIS является релевантным. Это время вычисляется путем сложения TTA наземной подсистемы и бортового времени истечения ожидания минус 0,5 с (см. примечание 5).

Примечание 8. Несмотря на то, что эти пункты относятся к FAST D и максимальные значения TTA больше значений, связанных с операциями по категории II/III, значения TTA в этой строке не относятся к целостности, необходимой для обеспечения категории II/III. Эти значения TTA применяются к условиям предельных ограничений (см. п. 7.5.3.1) и поэтому связаны с общим риском безотказных источников ошибок и отказов, превышающих пределы уровней защиты. При использовании GAST D влияние неисправностей снижается путем применения дополнительных требований п. 3.6.7.1.2.1.1.3 добавления B и п. 3.6.7.3.3 добавления B, а также дополнительных требований к бортовому оборудованию документа DO-253D RTCA, например, к контрольному устройству отказов опорного приемника. Эти дополнительные требования являются более жесткими и обеспечивают меньшее значение TTA, которое соответствует операциям по категории II/III. Наличие бóльших значений TTA в этой строке не следует понимать как возможность погрешностей, примерно равных или превышающих пределы сигнала предупреждения вплоть до этих бóльших значений, которые могут произойти с вероятностью более $1x10^{-9}$ на одну любую посадку.

Примечание 9. Это "время обнаружения и передачи"; к наземной подсистеме дополнительно применяются другие требования.

7.5.15 Риск потери целостности сигнала наземной подсистемы для GAST D. В п. 3.6.7.1.2.1.1.3 добавления B приводится новое требование к целостности сигнала наземной подсистемы в отношении критериев отказоустойчивой конструкции. Такой метод обеспечения целостности гарантирует, что отказы в наземной подсистеме, которые могут повлиять на функции станций и привести к ошибочной информации, являются крайне маловероятными.

Целью данного требования является определение допустимого риска, присущего самой наземной подсистеме, который может привести к передаче ошибочной информации. Другие требования определяют требуемые характеристики наземной подсистемы в отношении обнаружения и уменьшения воздействия отказов, возникающих за пределами наземной подсистемы (например, отказы дальномерного источника). Данное требование касается вероятности того, что наземная подсистема не сможет выполнять предусмотренную функцию. Предполагаемая функция для GBAS определена в п. 3.7.3.5.2 главы 3. Функции, перечисленные в этом пункте, и сопутствующие требования к характеристикам определяют предполагаемую функцию системы.

7.5.15.1 Проверка соответствия риску потери целостности сигнала подсистемы для GAST D. Проверка того, что наземная подсистема отвечает требованиям к риску потери целостности п. 3.6.7.1.2.1.1.3 добавления B, обычно проводится путем анализа и применения связанных с безопасностью норм/процессов проектирования. Весь процесс должен обеспечивать крайнюю маловероятность отказов в пределах наземной подсистемы, которые могут повлиять на предусмотренные функции станций и привести к ошибочной информации. Должно быть продемонстрировано, что влияние всех условий отказа компонента наземной подсистемы в достаточной степени снижается либо путем непосредственного мониторинга, либо при использовании приемлемого процесса обеспечения качества проектирования (например, как указано в документах DO-178 и DO-254 RTCA). Необходимо, чтобы такая методика гарантировала снижение влияния отказов компонента (HW, SW). Метод обеспечения целостности путем обеспечения качества проектирования в сочетании с концепциями безотказной конструкции и другими действиями по обеспечению качества (например, как перечисленные в документе SAE ARP 4754) для обнаружения и удаления систематических ошибок проектирования обеспечивает безопасность наземной подсистемы GAST D. В некоторых государствах применяется соответствующий инструктивный материал из Руководства по управлению безопасностью полетов (РУБП) (GM-GEN-010).

7.6 Непрерывность обслуживания

7.6.1 Показатель непрерывности/целостности GBAS. Показатель непрерывности/ целостности GBAS (GCID) обеспечивает указание на текущие возможности наземных подсистем GBAS. Наземная подсистема удовлетворяет требованиям к характеристикам и функциональным требованиям GAST A, B или, если GCID устанавливается равным 1. Наземная подсистема удовлетворяет требованиям к характеристикам и функциональным требованиям GAST A, B, C and D, если GCID устанавливается равным 2. Значения GCID, равные 3 и 4, предусмотрены для обеспечения будущих операций с соответствующим видом обслуживания с более жесткими требованиями, чем требования для GAST D. Показатель GCID предназначен для индикации состояния наземной подсистемы, которая будет использоваться, когда воздушное судно выбирает заход на посадку. Он не предназначен для замены или дополнения мгновенной индикации целостности, передаваемой в сообщении типа 1 или типа 101. GCID не обеспечивает какого-либо указания возможностей наземной подсистемы предоставлять обслуживание по определению местоположения GBAS.

7.6.2 Непрерывность обслуживания наземной подсистемы. Наземные подсистемы GBAS должны отвечать требованиям непрерывности обслуживания, указанным в добавлении B к п. 3.6.7.1.3 главы 3, для обеспечения GAST A, B и C. Наземные подсистемы GBAS, которые также предназначены для осуществления других операций на основе определения местоположения, должны обеспечивать минимальную непрерывность, необходимую для операций в районе аэродромов, которая составляет $1–10^{-4}$/с (таблица 3.7.2.4-1 главы 3). В том случае, когда требуемая для GAST A, B или C непрерывность ($1–8 \times 10^{-6}$/15 с) преобразуется в часовое значение, она не отвечает требованию к минимальной непрерывности в $1–10^{-4}$/ч. Следовательно, необходимы дополнительные меры для удовлетворения требования к непрерывности для других операций. Один из методов соблюдения этого требования предполагает, что для обеспечения резервирования на борту установлены системы GBAS и

ABAS и что ABAS обеспечивает достаточную точность выполнения конкретной операции.

7.6.2.1 Непрерывность обслуживания наземной подсистемы для GAST D. Наземный сегмент, обеспечивающий GAST D, должен отвечать требованию к непрерывности сигнала в пространстве (1-8,0 x 10^{-6}/15 с) для системы GAST A, B и C, но также должен отвечать требованию к непрерывности непосредственно для GAST D, определенному в п. 3.6.7.1.3.2 добавления B. Непрерывность сигнала наземной подсистемы определяется двумя требованиями. Одно из них касается целостности сигнала наземной подсистемы, учитывающей отказы всех компонентов, необходимых для обеспечения передач по каналу VDB, включая опорные приемники. Оно также учитывает потерю обслуживания из-за потери целостности наземной подсистемы, что приводит к появлению оповещений и ложным оповещениям контрольного устройства. Другое требование касается непрерывности, связанной с безотказными обнаружениями контрольного устройства. Причиной определения обнаружений контрольным устройством отказов дальномерного источника как отдельного требования стало то, что доля передач по каналу VDB включает все отказы, которые приводят к потере сигнала в пространстве, в то время как вклад контрольного устройства связан только с исключением отдельных спутников из передаваемых поправок. Это не обязательно приводит к потере сигнала в пространстве бортовым приемником. Данное требование определено на основе использования дальномерных источников, поэтому наземному оборудованию не нужно учитывать фактическое число видимых спутников или число спутников, считающееся критическим для пользователя для конкретного захода на посадку. За демонстрацию общей непрерывности, достигаемой с учетом вклада спутников и бортовых контрольных устройств, отвечает пользователь на борту.

7.7 Выбор канала GBAS

7.7.1 Для упрощения интерфейса между бортовым оборудованием и сигналом в пространстве в GBAS используются номера каналов, что совместимо с интерфейсами для ILS и MLS. В основу интеграции кабины и интерфейса экипажа для GBAS может быть положено введение 5-значного номера канала. Возможен, также, интерфейс, основанный на выборе захода на посадку через функцию управления полетом, подобно существующей практике при использовании ILS. Номер канала GBAS может храниться в бортовой навигационной базе данных как часть именованного захода на посадку. Заход на посадку может выбираться по наименованию, при этом номер канала может автоматически сообщаться оборудованию, которое должно выбрать из передаваемой информации соответствующие данные для захода на посадку по GBAS. Аналогичным образом использование функции GBAS по определению местоположения может основываться на выборе 5-значного номера канала. Это может содействовать выполнению операций, помимо заходов на посадку, определенных по данным FAS. Для того чтобы облегчить настройку частоты, в дополнительный блок данных 2 сообщения типа 2 могут включаться номера каналов GBAS для наземных подсистем GBAS, обеспечивающих определение местоположения.

7.7.2 Номер канала в диапазоне 20 001–39 999 присваивается в том случае, если данные FAS передаются в сообщении типа 4. Номер канала в диапазоне 40 000–99 999 присваивается в том случае, если данные FAS, связанные с видом обслуживания GAST A, получены из бортовой базы данных.

7.7.3 Каждый блок данных FAS, передаваемый по линии связи "вверх" в сообщении типа 4, будет связан с одним 5-значным номером канала независимо от того, обеспечивается ли данный заход на посадку несколькими видами обслуживания при заходе на посадку или нет. Для заходов на посадку, обеспечиваемых несколькими видами обслуживания, поле определителя характеристик захода на посадку в сообщении типа 4 используется для обозначения вида обслуживания с наиболее жесткими требованиями, обеспечиваемого наземной подсистемой для любого конкретного захода на посадку.

7.8 Селектор данных опорной траектории и селектор данных опорной станции

Схема отображения обеспечивает однозначное присвоение номера канала каждому заходу на посадку по GBAS. Номер канала состоит из пяти цифр в диапазоне от 20 001 до 39 999. Номер канала позволяет бортовой подсистеме GBAS настроиться на правильную частоту и выбрать блок данных конечного участка захода на посадку (FAS), который определяет желаемый заход на посадку. Правильный блок данных FAS выбирается селектором данных опорной траектории (RPDS), который включен в сообщение типа 4 как часть определения данных FAS. В таблице D-6 показаны примеры соотношения между номером канала, частотой и RPDS. Аналогичная схема отображения применяется при выборе обслуживания по определению местоположения с использованием селектора данных опорной станции (RSDS). RSDS передается в сообщении типа 2 и позволяет выбирать единственную наземную подсистему GBAS, которая обеспечивает определение местоположения. Для наземных подсистем GBAS, которые не обеспечивают определение местоположения и не передают дополнительные данные об эфемеридах, RSDS кодируется в виде значения 255. Все RPDS и RSDS, передаваемые на определенной частоте наземной подсистемой, должны быть уникальными в пределах дальности действия сигнала. Значение RSDS не должно соответствовать любым передаваемым значениям RPDS.

Таблица D-6. Примеры назначения канала

Номер канала (N)	Частота в МГц (F)	Селектор данных опорной траектории (RPDS) или селектор данных опорной станции (RSDS)
20 001	108,025	0
20 002	108,050	0
20 003	108,075	0
….	….	….
20 397	117,925	0
20 398	117,950	0
20 412 (примечание)	108,025	1
20 413	108,050	1
….	….	….

Примечание. Каналы между 20 398 и 20 412 не назначаемы, так как алгоритмы каналов распределяют их частотам вне диапазона 108,025 и 117,950 МГц. Подобный "разрыв" в назначении каналов случается при каждом переходе RPDS.

7.9 Назначения RPDS и RSDS поставщиком обслуживания

Назначения RPDS и RSDS должны контролироваться, чтобы избежать дублирования при использовании номеров каналов в пределах области защиты принятой частоты канала передачи данных. Поэтому поставщик обслуживания GBAS должен удостовериться в том, что на данной частоте в пределах радиуса действия конкретной наземной подсистемы GBAS назначен только один RPDS и один RSDS. Назначения RPDS и RSDS должны осуществляться вместе с назначениями частоты и временных интервалов для ОВЧ-передачи данных.

7.10 Идентификация GBAS

Идентификация (ID) GBAS используется для однозначного опознавания наземной подсистемы GBAS, передающей на данной частоте в пределах зоны действия VDB GBAS. Воздушное судно при выполнении полета будет использовать данные, передаваемые одной или несколькими радиовещательными станциями GBAS одной наземной подсистемы GBAS (опознаваемой общим идентификатором GBAS).

7.11 Траектория конечного участка захода на посадку (FAS)

7.11.1 Траектория конечного этапа захода на посадку представляет собой линию в пространстве, определяемую точкой посадочного порога/точкой фиктивного порога ВПП (LTP/FTP), точкой выставления направления траектории полета (FPAP), относительной высотой пересечения порога (TCH) и углом глиссады (GPA). Эти параметры определяются из

информации, содержащейся в блоке данных FAS в сообщении типа 4 или бортовой базе данных. Связь между этими параметрами и траекторией FAS показана на рис. D-15.

7.11.1.1 Блоки данных FAS для SBAS и некоторых заходов на посадку с использованием GBAS хранятся в общей бортовой базе данных, обеспечивающей SBAS и GBAS. Государства несут ответственность за предоставление данных FAS для обеспечения процедур APV, когда сообщение типа 4 не передается. Эти данные включают параметры, содержащиеся в блоке FAS, RSDS и соответствующую частоту передачи. Описание блока FAS для конкретной процедуры захода на посадку приводится в п. 3.6.4.5.1 и таблице B-66 добавления B.

7.11.2 Определение траектории FAS

7.11.2.1 Боковая ориентация. Точка LTP/FTP, как правило, находится на пороге ВПП или вблизи него. Однако вследствие потребностей эксплуатации или физических ограничений точка LTP/FTP может отстоять от порога ВПП. Точка FPAP используется совместно с LTP/FTP с целью определения боковой опорной плоскости для захода на посадку. При заходе на посадку с прямой с выравниванием по ВПП точка FPAP будет находиться на посадочном конце ВПП либо за его пределами. Точка FPAP не располагается перед посадочным концом ВПП.

7.11.2.2 Смещение Δ−расстояния. Смещение Δ−расстояния определяет расстояние от конца ВПП до точки FPAP. Данный параметр вводится, чтобы дать бортовому оборудованию возможность вычислить расстояние до конца ВПП. Если параметр "смещение Δ−расстояния" не установлен, чтобы соответствующим образом указать конец ВПП относительно точки FPAP, то поставщик обслуживания обеспечивает кодирование данного параметра в виде "нет данных".

7.11.2.3 Вертикальная ориентация. Местная вертикаль для захода на посадку определяется как нормаль к эллипсоиду WGS-84 в точке LTP/FTP и может существенно отличаться от вектора местной гравитации. Местная горизонтальная плоскость для захода на посадку определяется как плоскость, перпендикулярная местной вертикали, проходящей через точку LTP/FTP (то есть по касательной к эллипсоиду в точке LTP/FTP). Базовая точка пересечения (DCP) – это точка на высоте TCH над точкой LTP/FTP. Траектория FAS определяется как линия, проходящая через DCP и расположенная под углом равным углу глиссады (GPA) относительно местной горизонтальной плоскости. Точка GPIP – это точка, в которой конечная траектория захода на посадку пересекает местную горизонтальную плоскость. Точка GPIP реально может быть расположена выше или ниже поверхности ВПП в зависимости от кривизны ВПП.

7.11.3 Расчет "ILS-подобных" отклонений. Для совместимости с существующими типами воздушных судов желательно, чтобы бортовое оборудование выдавало информацию наведения в форме отклонений относительно желаемой траектории полета, определяемой траекторией FAS. Сообщение типа 4 включает параметры, необходимые для расчета отклонений, которые совместимы с типичным оборудованием ILS.

7.11.3.1 Определение бокового отклонения. Рис. D-15 иллюстрирует связь между точкой FPAP и началом отсчета боковых угловых отклонений. Параметр курсовой ширины и точка FPAP используются для определения начала отсчета и чувствительности боковых отклонений. Регулировкой положения точки FPAP и значения курсовой ширины могут быть установлены желаемые значения курсовой ширины и чувствительности GBAS. Они могут быть установлены таким образом, чтобы они совпадали с курсовой шириной и чувствительностью существующей ILS или MLS. Это может понадобиться, например, для совместимости с существующими средствами визуальной посадки.

7.11.3.1.1 Опорная плоскость бокового отклонения. Опорная плоскость бокового отклонения – это плоскость, которая включает точки LTP/FTP, FPAP и вектор нормали к эллипсоиду WGS-84 в точке LTP/FTP. Линейное боковое отклонение – это расстояние расчетного местоположения воздушного судна от опорной плоскости бокового отклонения. Угловое боковое отклонение – это соответствующее угловое смещение относительно

азимутальной опорной точки GNSS (GARP). GARP, по определению, удалена от точки FPAP вдоль осевой линии схемы на фиксированную величину смещения 305 м (1000 фут).

7.11.3.1.2 Чувствительность бокового отклонения. Чувствительность бокового отклонения определяется бортовым оборудованием исходя из курсовой ширины, содержащейся в блоке данных FAS. Поставщик обслуживания является ответственным за установку такого значения параметра курсовой ширины, которое дает соответствующий угол полного отклонения (т. е. 0,155 DDM или 150 мкА) с учетом любых эксплуатационных ограничений.

7.11.3.2 Вертикальные отклонения. Вертикальные отклонения рассчитываются бортовым оборудованием относительно опорной точки превышения GBAS (GERP). Точка GERP может совпадать с точкой GPIP или быть смещена в боковом направлении относительно GPIP на фиксированную величину 150 м. Использование смещения GERP позволяет обеспечить при отклонениях глиссады такие же гиперболические эффекты, которые являются нормальными характеристиками для ILS и MLS (ниже 200 фут). Решение о том, смещать или не смещать точку GERP, принимается бортовым оборудованием в соответствии с требованиями совместимости с существующими бортовыми системами. Поставщики обслуживания должны понимать, что пользователи могут рассчитывать вертикальные отклонения, используя GERP, которая расположена в любом месте. Чувствительность вертикальных отклонений устанавливается автоматически в бортовом оборудовании, как функция GPA. Установленное отношение между GPA и значением отклонения на полную шкалу (FSD) чувствительности вертикального отклонения эквивалентно : FSD=0,25* GPA. Значение 0,25 точно такое же, как и для MLS (п. 7.4.1.2 дополнения G), и слегка отличается от номинального значения 0,24, рекомендованного для ILS (п. 3.1.5.6.2 главы 3). Однако указанное значение находится в диапазоне допусков, рекомендованных для ILS (0,2–0,28). Поэтому суммарная чувствительность эквивалентна чувствительности смещения глиссады для типичной ILS.

7.11.4 Заходы на посадку, не выровненные по ВПП. Некоторые операции могут потребовать определения траектории FAS, которая не выровнена по осевой линии ВПП, как показано на рис. D-16. Для заходов на посадку, не выровненных по ВПП, точка LTP/FTP не обязательно находится на продленной осевой линии ВПП. Для данного типа заходов на посадку смещение Δ−расстояния не имеет особого смысла и устанавливается в значение "нет данных".

7.11.5 Поставщик обслуживания SBAS. Общий формат, применяемый для блоков данных FAS, используется обеими системами GBAS и SBAS. Поле ID поставщика обслуживания SBAS указывает, какая(ие) система(ы) SBAS может (могут) использоваться воздушным судном, которое в данный момент пользуется блоком данных FAS при выполнении захода на посадку. Поставщик обслуживания GBAS может запретить использование данных FAS вместе с любым обслуживанием SBAS. Данное поле не используется для точного захода на посадку по сигналам GBAS и может игнорироваться бортовым оборудованием GBAS.

7.11.6 Идентификатор захода на посадку. Поставщик обслуживания отвечает за назначение посадочной идентификации для каждого захода на посадку. Посадочная идентификация не повторяется в пределах большой географической области. Идентификаторы захода на посадку для множества ВПП данного аэропорта следует выбирать так, чтобы снизить потенциальную возможность путаницы и неправильной идентификации. Посадочная идентификация публикуется на картах, предназначенных для использования при заходе на посадку. Первая буква идентификатора захода на посадку используется в протоколах аутентификации для GBAS. Наземные станции, обеспечивающие передачу протоколов аутентификации, должны кодировать первый знак идентификатора для всех заходов на посадку, обеспечиваемых набором букв {A X Z J C V P T}, как об этом говорится в п. 3.6.7.4.1.4 добавления B. Это позволяет бортовому оборудованию (которое обеспечивает передачу протоколов аутентификации), определить, какие интервалы были выделены наземной станции, и в соответствии с этим впоследствии не реагировать на получение по радио данных в интервалах, не выделенных для конкретной наземной станции. Для наземных станций, которые не

обеспечивают прохождение протоколов аутентификации, первым знаком идентификатора захода на посадку может быть назначен любой знак, за исключением тех, которые указаны в наборе {A X Z J C V P T}.

7.12 Учет условий расположения аэропорта

7.12.1 Развертывание наземной подсистемы GBAS включает специальное рассмотрение при выборе мест установки будущих антенн опорных приемников и антенны (антенн) VDB. При планировании мест установки антенн удовлетворяются требования по ограничениям на углы закрытия из тома I AR-AGA-001.

7.12.2 Размещение антенн опорных приемников. Место установки выбирается в области, свободной от препятствий, мешающих приему спутниковых сигналов при минимально возможных углах места. В общем случае, любое маскирование спутников GNSS при углах места выше 5º приведет к ухудшению эксплуатационной готовности системы.

7.12.2.1 Конструкция и размещение антенн опорных приемников должны ограничивать эффект многолучевости, создающий помеху полезному сигналу. Установка антенн вблизи земной поверхности уменьшает сильнозапаздывающую многолучевость, обусловленную отражениями под антенной. Высота установки выбирается достаточной для того, чтобы предотвратить покрытие антенны снегом или создание помех обслуживающим персоналом или движением наземного транспорта. Антенну следует располагать таким образом, чтобы любые металлические конструкции, такие как вентиляторы, трубы и другие антенны, были вне ее ближней зоны действия.

7.12.2.2 В каждой точке расположения антенны опорного приемника кроме величины ошибки многолучевости, следует также учитывать степень корреляции. Антенны опорных приемников размещаются в тех местах, где обеспечиваются условия независимости среды многолучевости.

7.12.2.3 Установка каждой антенны включает мачту, которая не гнется под воздействием ветра или под тяжестью льда. Антенны опорных приемников следует размещать в местах с контролируемым доступом. Движение транспорта может вносить дополнительную ошибку многолучевости или препятствовать видимости спутников.

7.12.3 Размещение антенны передатчика VDB. Антенна передатчика VDB должна быть размещена таким образом, чтобы соответствовать требованиям к обеспечению минимальной и максимальной напряженности поля в пределах объема обслуживания, как определено в п. 3.7.3.5.4.4 главы 3. Соответствие требованию к минимальной напряженности поля может в целом быть соблюдено, если антенна передатчика VDB размещена таким образом, чтобы существовала линия прямой видимости от антенны до любой точки в пределах объема обслуживания для каждого поддерживаемого FAS. Следует обеспечить минимальное разделение между антенной передатчика VDB и бортовой антенной, так чтобы не был превышен максимум напряженности поля. Для номинального бюджета канала обычно требуется разнесение в 80 м, чтобы избежать превышения максимальной напряженности поля. Несмотря на то, что критерии разнесения желательно применять к любому размещению, где может выполняться полет воздушного судна (включая РД, перроны и выходы на посадку), необходимо соблюдать только требование к максимальной напряженности поля в объеме обслуживания (см. определение объема обслуживания в п. 3.7.3.5.3). Если минимальное разнесение для всех выполняющих полеты воздушных судов обеспечить нельзя (включая РД, перроны и выходы на посадку), необходимо обеспечить защиту бортового приемника от выхода из строя при воздействии сигнала большой мощности в соответствии с MOPS документа RTCA/DO-253D. Обычно для этого требуется минимальное разнесение в 20 м между антенной VDB и антенной воздушного судна. Обеспечение требуемой зоны действия для нескольких FAS в данном аэропорту, а также гибкости в вопросе размещения антенны VDB, может потребовать значительно большего реального размера зоны действия передающей антенны, чем это

требуется для единственного FAS. Способность обеспечить такую зону действия зависит от расположения антенны VDB относительно ВПП и от высоты антенны VDB. Вообще говоря, увеличение высоты антенны может понадобиться для обеспечения адекватного уровня мощности сигнала для пользователей на низких высотах, но также может привести к неприемлемым провалам из-за многолучевости в желаемой зоне действия. Оптимальную высоту антенны следует выбирать на основе анализа и с учетом гарантированного удовлетворения требований к уровню мощности сигнала по всей зоне действия. Следует также учитывать влияние свойств земной поверхности, зданий и сооружений на эффект многолучевости.

7.12.3.1 Для выполнения требований к максимальной напряженности поля, приведенных в п. 3.7.3.5.4.4 главы 3, антенны передатчиков VDB не должны размещаться на расстоянии менее 80 м до тех позиций, в которых воздушным судам разрешено находиться согласно опубликованным схемам, предусматривающим использование информации наведения GBAS или ILS. Это относится к воздушным судам, выполняющим конечный этап захода на посадку, вылет и находящимся на ВПП. Разделительный интервал 80 м относится к наклонному расстоянию между антеннами передатчиков VDB и местоположением антенны воздушного судна. Для воздушного судна на ВПП максимальное отклонение от осевой линии может быть принято равным 19 м. На участках до порогов ВПП максимальное боковое угловое отклонение от направления продолженной осевой линии на конечном участке захода на посадку составляет плюс-минус одна шестая полной ширины курса, что номинально равняется 210 м (±105 м (±350 фут)) на пороге ВПП. За исходную точку курсовой линии в боковой плоскости следует принимать GARP GBAS или курсовой радиомаяк ILS соответственно. Максимальное отклонение по вертикали составляет половину отклонения на полную шкалу от траектории глиссады, где отклонение на полную шкалу рассчитывается как коэффициент ±0,25, умноженный на угол траектории глиссады. За исходную точку траектории глиссады следует принимать GPIP. См. п. 7.11.3 в отношении дополнительного инструктивного материала, касающегося чувствительности ширины курсового отклонения в боковой и вертикальной плоскостях.

7.12.4 Использование нескольких передающих антенн для расширения зоны действия VDB. Для некоторых схем размещения GBAS ограничения на местоположение антенны, а также местный рельеф или мешающие объекты могут привести к наземной многолучевости и/или блокированию сигналов. Это создает трудности для обеспечения заданных значений напряженности поля во всех точках объема обслуживания. Некоторые наземные средства GBAS могут использовать одну или несколько дополнительных антенных систем, размещенных таким образом, чтобы создать несколько трасс прохождения сигналов, которые совокупно обеспечат выполнение требований к объему обслуживания.

7.12.4.1 Во всех случаях использования нескольких антенных систем должны быть определены порядок работы антенн и планирование сообщений, чтобы обеспечить передачу данных во все точки объема обслуживания с учетом заданных максимального и минимального значений скорости передачи данных и возможности приемника адаптироваться к изменениям мощности сигнала от передачи к передаче в данном временном интервале. Превышение требований к отклонению мощности сигнала, приведенных в п. 3.6.8.2.2.3 добавления B, является допустимым для ограниченных областей в пределах объема обслуживания при условии, что на основе характеристик приемника, описанных, например, в документе DO-253D RTCA, и допущений, перечисленных ниже, можно показать приемлемость результирующих эксплуатационных характеристик.

7.12.4.1.2 Требования к скорости передачи и приема сообщений и требования к срабатыванию сигнализации запрещают чередование сообщений типа 1 и типа 11 между антеннами в одном временно́м интервале от кадра к кадру. Допускается чередование только сообщений типов 2 и 4 (и сообщений типа 3 в качестве фильтрующего сообщения). Непрерывность обеспечивается до тех пор, пока сообщение типа 2 принимается, по крайней мере, раз в минуту. Приемник не проверяет повторный прием сообщений типа 4 на финальных

стадиях захода на посадку.

7.12.4.1.3 Хотя требования к отклонению мощности сигнала, содержащиеся в п. 3.6.8.2.2.3 добавления B, относятся к входному порту приемника, применительно к конкретному месту необходимо оценить ситуацию, характеризующую уровни напряженности поля. В этой связи необходимо учитывать возможное изменение коэффициента усиления бортовой антенны. Если зона, в которой требования к отклонению мощности сигнала могут быть превышены, является настолько большой, что прохождение через нее занимает у выполняющего заход на посадку воздушного судна 1 мин или более, может потребоваться оценить возможную потерю сообщений с вероятностной точки зрения. В таких случаях набор установочных положений антенн VDB должен быть ограничен с тем, чтобы при чередовании сообщений в одном временном интервале от кадра к кадру схема чередования предусматривала использование только двух передающих антенн с регулярным импульсом в каждом кадре и передачи каждого кадра чередовались между антеннами для обеспечения подобия с ситуацией, для которой приемник был испытан. Это необходимо для возможности принятия допущений, касающихся показателя потери сообщений (MFR).

7.12.4.1.4 При анализе вероятности потери сообщений применяются следующие основные допущения:

1. Если уровни всех принимаемых сигналов находятся между минимальной расчетной мощностью на входе приемника (S_{min}) и максимальной расчетной входной мощностью (S_{max}) и располагаются в пределах 40 дБ друг относительно друга, то при анализе можно принять показатель потери сообщений (MFR) равным 10^{-3}.

2. Если все принимаемые сигналы оказываются менее Smin, то при анализе необходимо принимать MFR, равным 100 %.

3. Если любой сигнал превышает S_{max}, необходимо считать, что неблагоприятное влияние на прием сообщений имеет место во всех временных интервалах данного кадра и любом количестве последующих кадров (не только тех, где превышается S_{max}), поскольку для таких условий время восстановления приемника не установлено.

Кроме того, в случае двухпозиционных антенн с чередованием сообщений в каждом кадре, можно принять следующие допущения:

4. Если один сигнал является менее S_{min} (S_{min} - Δ), а второй сигнал находится в пределах 40 дБ (т. е. S_{min} - Δ + 40 дБ или менее), то при анализе необходимо считать, что MFR для сигнала менее S_{min} равняется 100 %, а MFR для более мощного сигнала равняется 10^{-3}.

5. Если оба сигнала находятся в интервале от Smin до Smax, но отклонение одного от другого превышает 40 дБ, то при анализе необходимо принимать MFR, равным 60 %.

6. Если один сигнал является менее S_{min} (S_{min} - Δ), а второй сигнал превышает S_{min} и выходит за отклонение в 40 дБ (S_{min} - Δ + 40 дБ + ε или более), то при анализе необходимо считать, что MFR для сигнала менее S_{min} равняется 100 %, а MFR для более мощного сигнала равняется 60 %.

7.12.4.1.5 Результирующая вероятность неприема сообщений типа 2 в течение одной минуты должна сопоставляться с применимыми требованиями к непрерывности.

Примечание. При проведении анализа может потребоваться, в зависимости от сценария, предусматривать отклонение до 15 дБ на изменение коэффициента усиления бортовой антенны VDB, что в результате дает отклонение мощности на 40 дБ ≤ изменение мощности сигнала в пространстве + изменение коэффициента усиления бортовой антенны до 15 дБ.

Чтобы избежать проблем обработки данных в приемнике, связанных с потерей или дублированием сообщений, во всех передачах сообщения типа 1, типа 11 или типа 101 или связанных пар сообщений типа 1, типа 11 или типа 101 для данного типа измерений в пределах

одного кадра необходимо обеспечивать идентичное содержание данных.

7.12.4.2 Примером использования нескольких антенн является комплект из двух антенн, установленных в одной точке, но на разной высоте от поверхности земли. Значения высоты размещения антенн выбираются таким образом, чтобы диаграмма направленности одной антенны заполняла провалы в диаграмме направленности другой антенны, образующиеся из-за отражений от поверхности земли. Наземная подсистема GBAS попеременно передает сообщения через каждую из антенн, используя один, два или три назначенных временных интервала каждого кадра для каждой антенны. Сообщения типа 1, типа 11 или типа 101, исходя из обеспечиваемого вида обслуживания, передаются каждой антенной один раз за один кадр. Это позволяет принять одно или два сообщения типа 1, типа 11 или типа 101 на кадр, в зависимости от того, находится ли пользователь в нулевой точке диаграммы направленности одной из антенн. Сообщения типа 2 и 4 передаются первой антенной в первом кадре, затем – второй антенной в следующем кадре. Это позволяет принимать по одному сообщению типов 2 и 4 на один или два кадра, в зависимости от местоположения пользователя.

7.13 Определение боковых и вертикальных порогов срабатывания сигнализации

7.13.1 Боковые и вертикальные пороги срабатывания сигнализации, когда применяемым видом обслуживания является вид C или D, рассчитываются, как определено в таблицах B-68 и B-69 добавления B. Используемые в этих расчетах параметры D и H показаны на рис. D-17.

7.13.2 Вертикальный порог срабатывания сигнализации, когда применяемым видом обслуживания является вид C или D, отсчитывается от высоты 60 м (200 фут) над LTP/FTP. Для процедуры, использующей высоту принятия решения более 60 м (200 фут), VAL на этой высоте принятия решения будет больше, чем переданный параметр FASVAL.

7.13.3 Боковой и вертикальный пороги срабатывания сигнализации для процедур, обеспечиваемых видом обслуживания GAST A, увязанных с номерами каналов 40 001–99 999, рассчитываются так же, как с использованием SBAS, как указано в разделе 6.6 .

7.14 Мониторинг и действия по поддержанию системы в работоспособном состоянии

7.14.1 Специальные требования к мониторингу или встроенные тесты, которые могут потребоваться дополнительно к контрольным устройствам, определенным в п. 3.6.7.3 добавления B, следует определять каждому государству в отдельности. Поскольку сигнал VDB очень важен для работы радиовещательной станции GBAS, то любой сбой VDB при передаче полезного сигнала в пределах назначенного временного интервала по всему объему обслуживания следует корректировать в возможно короткие сроки. Поэтому рекомендуется в качестве руководства к реализации контроля VDB использовать следующие условия:

a) Мощность. Существенное падение мощности обнаруживается в течение соответствующего периода времени.

b) Потеря типа сообщения. Сбой при передаче запланированного сообщения любого(ых) типа(ов). Может представлять собой сбой при передаче нескольких сообщений подряд одного типа либо комбинации различных типов сообщений.

c) Потеря всех типов сообщений. Сбой при передаче любого типа сообщений обнаруживается за соответствующий период времени.

Соответствующие периоды времени для данных контрольных устройств зависят от FAST и от наличия резервного передатчика. Если резервный передатчик присутствует, то цель заключается в достаточно быстром переключении на резервный передатчик, чтобы избежать появления оповещения в бортовом оборудовании. Это означает, что соответствующие периоды времени составляют максимум 3 с для наземной подсистемы FAST C и максимум 1,5 с для наземной подсистемы FAST D, чтобы обеспечивалось соответствие требованиям к потере сообщений бортового оборудования. Если эти периоды будут более длительными,

переключение на резервный передатчик приведет к появлению оповещения и, следовательно, должно будет рассматриваться как потеря непрерывности. Если резервного передатчика нет, периоды времени для таких контрольных устройств не являются критическими.

7.14.2 При обнаружении сбоя и при отсутствии резервного передатчика, должно предусматриваться прекращение обслуживания VDB, если сигнал нельзя надежно использовать в объеме обслуживания для обеспечения операций воздушных судов. Для уменьшения потерь, обусловленных прекращением использования этого сигнала, в рабочих процедурах должны быть предусмотрены надлежащие действия. Эти действия включают направление специалистов для восстановления VDB GBAS или специальные процедуры ATC. Кроме того, операции восстановления должны проводиться, по возможности, во всех случаях непрохождения встроенных проверок для предотвращения потери обслуживания GBAS.

7.14.3 Использование резервного передатчика также относится к требованиям к мониторингу передач по каналу VDB, определенным в п. 3.6.7.3.1 добавления B. Необходимо учитывать время переключения на резервный передатчик и при этом обеспечить соблюдение времени обнаружения и прекращения передач, определенного в пп. 3.6.7.3.1.1 и 3.6.7.3.1.2 добавления B.

7.15 Примеры сообщений VDB

7.15.1 Примеры кодирования сообщений VDB представлены в таблицах D-7 – D-10A. Примеры показывают кодирование различных прикладных параметров, включая параметры контроля с использованием циклического избыточного кода (CRC) и прямого исправления ошибок (FEC), результаты шифрования (скремблирования) битов и символьного кодирования D8PSK. Расчетные значения для параметров сообщений, приведенные в таблицах, иллюстрируют процесс кодирования сообщений, но не обязательно соответствуют реальным значениям.

7.15.2 В таблице D-7 дан пример VDB сообщения типа 1. Дополнительное поле "признак сообщения" кодируется, чтобы показать, что это первое из двух сообщений типа 1, которые будут переданы в пределах одного кадра. Это приведено лишь в качестве иллюстрации: второе сообщение типа 1, как правило, не требуется, если только не нужно передать большее количество поправок от дальномерных источников, чем может быть размещено в одном сообщении.

7.15.3 В таблице D-7A дан пример VDB сообщения типа 101. Дополнительное поле "признак сообщения" кодируется, чтобы показать, что это первое из двух сообщений типа 101, которые будут переданы в пределах одного кадра. Это приведено лишь в качестве иллюстрации: второе сообщение типа 101, как правило, не требуется, если только не нужно передать большее количество поправок от дальномерных источников, чем может быть размещено в одном сообщении.

7.15.4 В таблице D-8 даны примеры VDB сообщения типа 1 и VDB сообщения типа 2 в одном пакете (то есть два сообщения передаются в пределах одного временного интервала передачи). Дополнительное поле признака сообщения типа 1 кодируется, чтобы показать, что это сообщение является вторым из двух сообщений типа 1, которые будут переданы в пределах одного кадра. Сообщение типа 2 включает дополнительный блок данных 1. В таблице D-8A дан пример сообщений типа 1 и типа 2 с дополнительными блоками данных 1 и 2.

7.15.4.1 В таблице D-8B дан пример сообщений типа 2 с дополнительными блоками данных 1, 3 и 4, закодированных в одном пакете с сообщением типа 3, которое используется для заполнения оставшейся части временного интервала.

7.15.5 В таблице D-9 дан пример сообщения типа 4, состоящего из двух блоков данных FAS.

7.15.6 В таблице D-10 дан пример сообщения типа 5. В этом примере продолжительности

эксплуатационной готовности источника, общие для всех траекторий захода на посадку, обеспечиваются для двух дальномерных источников. Кроме того, даны продолжительности эксплуатационной готовности источников для двух отдельных траекторий захода на посадку: для первой траектории захода на посадку задействованы два дальномерных источника, а для второй траектории захода на посадку задействован один дальномерный источник.

7.15.7 В таблице D-10A приводится пример сообщения типа 11.

7.16 Точность геодезической съемки GBAS

Стандарты точности геодезической съемки для NAVAID содержатся в томе I AR-AGA-001. Кроме того, в Руководстве по Всемирной геодезической системе – 1984 (WGS-84) (GM-ANS-024) содержится инструктивный материал по созданию сети станций контроля геодезической съемки на каждом аэродроме и методике использования этой сети для определения координат WGS-84. До разработки специальных требований к GBAS положения тома I AR-AGA-001относительно точности геодезической съемки для NAVAID, расположенных на аэродроме, применяются в отношении GBAS. Требование, содержащеесе в п. 3.6.7.2.3.4 добавления B к главе 3, относительно точности геодезической съемки опорной точки GBAS предусматривает дальнейшее сокращение погрешностей в определении позиции в системе WGS-84, рассчитанной бортовым пользователем службы определения местоположения GBAS, до меньшего значения, чем установленное требованиями пп. 3.6.7.2.4.1 и 3.6.7.2.4.2 добавления B к главе 3 в стандартах GBAS, и повышение точности геодезической съемки по сравнению с указанной в томе I AR-AGA-001 Целостность всех аэронавигационных данных, используемых для GBAS, должна соответствовать требованиям к целостности, указанным в таблице 3.7.2.4-1 главы 3.

7.17 Дополнительные блоки данных сообщения типа 2

7.17.1 Сообщение типа 2 содержит данные, относящиеся к средству GBAS, такие как местонахождение опорной точки GBAS, показатель непрерывности/целостности наземной подсистемы (GCID) и другая соответствующая информация относительно конфигурации. Был разработан метод, позволяющий добавить новые данные к сообщениям типа 2 с целью дать GBAS возможность обеспечить дополнительные типы обслуживания. Этот метод представляет собой определение новых дополнительных блоков данных, которые добавляются к сообщениям типа 2. В будущем может быть определено большее число дополнительных блоков данных. Блоки данных 2–255 имеют различную длину и могут добавляться к сообщению после дополнительного блока данных 1 в любом порядке.

7.17.2 Дополнительный блок данных 1 сообщения типа 2 содержит информацию, касающуюся пространственной декорреляции ошибок и информации, необходимой для обеспечения выбора обслуживания GBAS по определению местоположения (при его предоставлении данной наземной станцией).

7.17.3 Дополнительный блок данных 2 сообщений типа 2 может использоваться в GRAS для того, чтобы дать возможность бортовой подсистеме GRAS переключаться на разные радиовещательные станции GBAS, особенно если радиовещательные станции GBAS используют разные частоты. Дополнительный блок данных 2 определяет номера каналов и местоположение радиовещательной станции GBAS, от которой в настоящее время поступает информация, и других соседних или близлежащих радиовещательных станций GBAS.

7.17.4 Дополнительный блок данных 3 сообщений типа 2 содержит информацию, необходимую для обеспечения GAST D. От всех наземных подсистем FAST D требуется передавать сообщение типа 2 с дополнительным блоком данных 3, заполненным таким образом, чтобы обеспечивалось соблюдение требований к предельным значениям.

7.17.5 Дополнительный блок данных 4 сообщений типа 2 содержит информацию, необходимую для передачи протоколов аутентификации. В него включается единый параметр,

который указывает, какие интервалы выделены наземной станции для передачи сигнала VDB. Бортовое оборудование, обеспечивающее прохождение протоколов аутентификации, не использует данные, если только они не передаются в интервалы, указанные в MT 2 ADB 4 в отношении определения полей группы интервалов.

Таблица D-7. Пример VDB сообщения типа 1

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗ-РЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕША-ЮЩАЯ СПОСОБ-НОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ ПАКЕТА					
Нарастание и стабилизация мощности	15				000 0000 0000 0000
Синхронизация и решение неоднозначности	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
СКРЕМБЛИРОВАННЫЕ ДАННЫЕ					
Идентификатор временного интервала станции (SSID)	3	-	-	E	100
Длина передачи (бит)	17	0–1 824 бит	1 бит	536	000 0000 1000 0110 00
FEC установочной последовательности	5	-	-	-	0000 1
БЛОК СООБЩЕНИЙ С ПРИКЛАДНЫМИ ДАННЫМИ					
Блок сообщений (сообщение типа 1)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8	-	-	Норма	1010 1010
GBAS ID	24	-	-	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
Идентификатор типа сообщения	8	1–8	1	1	0000 0001
Длина сообщения	8	10–222 байта	1 байт	61	0011 1101
Сообщение (тип 1: пример)					
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с	100 с	00 0011 1110 1000
Дополнительный признак сообщения	2	0–3	1	1-й из пары	01
Количество измерений	5	0–18	1	4	0 0100
Тип измерений	3	0–7	1	C/A L1	000
Параметр декорреляции эфемерид (P)	8	0–1,275×10^{-3} м/м	5×10^{-6} м/м	1×10^{-4}	0001 0100
CRC эфемерид	16	–	–	–	0000 0000 0000 0000
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	8	0–2 540 с	10 с	Нет	1111 1111
Блок измерений 1					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	2	0000 0010
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	255	1111 1111
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м	+1,0 м	0000 0000 0110 0100
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м	0,001 м/с	–0,2 м/с	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0–5,08 м	0,02 м	0,98 м	0011 0001
B_1	8	±6,35 м	0,05 м	+0,10 м	0000 0010
B_2	8	±6,35 м	0,05 м	+0,15 м	0000 0011
B_3	8	±6,35 м	0,05 м	–0,25 м	1111 1011
B_4	8	±6,35 м	0,05 м	Не используется	1000 0000
Блок измерений 2					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	4	0000 0100
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	126	0111 1110
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м	–1,0 м	1111 1111 1001 1100
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м	0,001 м/с	+0,2 м/с	0000 0000 1100 1000
σ_{pr_gnd}	8	0–5,08 м	0,02 м	0,34 м	0001 0001
B_1	8	±6,35 м	0,05 м	+0,20 м	0000 0100
B_2	8	±6,35 м	0,05 м	+0,30 м	0000 0110
B_3	8	±6,35 м	0,05 м	–0,50 м	1111 0110
B_4	8	±6,35 м	0,05 м	Не используется	1000 0000
Блок измерений 3					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	12	0000 1100
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	222	1101 1110
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м	+1,11 м	0000 0000 0110 1111
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м	0,001 м/с	–0,2 м/с	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0–5,08 м	0,02 м	1,02 м	0011 0011
B_1	8	±6,35 м	0,05 м	+0,10 м	0000 0010
B_2	8	±6,35 м	0,05 м	+0,25 м	0000 0101
B_3	8	±6,35 м	0,05 м	–0,25 м	1111 1011
B_4	8	±6,35 м	0,05 м	Не используется	1000 0000

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
Блок измерений 4					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	23	0001 0111
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	80	0101 0000
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м	–2,41 м	1111 1111 0000 1111
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м	0,001 м/с	–0,96 м/с	1111 1100 0100 0000
σ_{pr_gnd}	8	0–5,08 м	0,02 м	0,16 м	0000 1000
B_1	8	±6,35 м	0,05 м	+0,20 м	0000 0100
B_2	8	±6,35 м	0,05 м	+0,30 м	0000 0110
B_3	8	±6,35 м	0,05 м	–0,50 м	1111 0110
B_4	8	±6,35 м	0,05 м	Не используется	1000 0000
CRC блока сообщений	32	–	–	–	1100 0010 1111 0011 0000 1011 1100 1010
FEC ПРИЛОЖЕНИЯ	48	–	–	–	0110 0011 1110 1001 1110 0000 1110 1101 0010 1001 0111 0101
Вход в скремблирование битов (примечание 2)	0 46 10 10 55 30 CA 10 80 BC 17 C2 20 28 00 00 FF 40 FF 26 00 1C FF 8C 40 C0 DF 01 20 7E 39 FF 13 00 88 20 60 6F 01 30 7B F6 00 1C FF CC 40 A0 DF 01 E8 0A F0 FF 02 3F 10 20 60 6F 01 53 D0 CF 43 AE 94 B7 07 97 C6				
Выход из скремблирования битов (примечание 3)	0 60 27 98 1F 2F D2 3B 5F 26 C2 1B 12 F4 46 D0 09 81 B6 25 1C 18 D0 7C 2A 7F B9 55 A8 B0 27 17 3A 60 EB 5F 1B 3B A5 FE 0A E1 43 D7 FA D7 B3 7A 65 D8 4E D7 79 D2 E1 AD 95 E6 6D 67 12 B3 EA 4F 1A 51 B6 1C 81 F2 31				
Биты заполнения	0–2			0	
Снижение мощности	9				000 000 000
Символы D8PSK (примечание 4)	00000035 11204546 31650100 12707716 71645524 74035772 26234621 45311123 22460075 52232477 16617052 04750422 07724363 40733535 05120746 45741125 22545252 73171513 51047466 13171745 10622642 17157064 67345046 36541025 07135576 55745512 222				

Примечания:

1. *Самый правый бит является самым младшим разрядом двоичного значения параметра, он первым передается или посылается на шифратор битов. Все информационные поля посылаются в порядке, определенном в данной таблице.*
2. *Данное поле кодируется шестнадцатеричным кодом, и передача на шифратор битов осуществляется старшими разрядами вперед. Первый символ представляет отдельный бит.*
3. *В данном примере биты заполнения не скремблируются.*
4. *Данное поле представляет фазу в единицах π/4 (например, значение 5 представляет фазу 5π/4 рад) относительно фазы первого символа.*

Таблица D-7A. Пример VDB сообщения типа 101

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ ПАКЕТА					
Нарастание и стабилизация мощности	15				000 0000 0000 0000
Синхронизация и решение неоднозначности	48				0100 0111 1101 1111 1000 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
СКРЕМБЛИРОВАННЫЕ ДАННЫЕ					
Идентификатор временного интервала станции (SSID)	3			E	100
Длина передачи (бит)	17	0–1 824 бит	1 бит	416	00000000110100000
FEC установочной последовательности	5	–	–	–	11011
БЛОК СООБЩЕНИЙ С ПРИКЛАДНЫМИ ДАННЫМИ					
Блок сообщений (сообщение типа 101)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8			Норма	1010 1010
GBAS ID	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Идентификатор типа сообщения	8	1–8,101	1	101	0110 0101
Длина сообщения	8	10–222 байта	1 байт	46	0010 1110
Сообщение (тип 101: пример)					
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с	100 с	00 0011 1110 1000
Дополнительный признак сообщения	2	0–3	1	1-й из пары	01
Количество измерений	5	0–18	1	4	0 0100
Тип измерений	3	0–7	1	C/A L1	000
Параметр декорреляции эфемерид (P)	8	0–1,275×10^{-3}м/м	5×10^{-6}м/м	0,115×10^{-3} м/м	0001 0111
CRC эфемерид	16			0	0000 0000 0000 0000
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	8	0–2 540 с	10 с	Нет	1111 1111
Количество параметров B	1	0–1	1	0	0
Резерв	7			0	000 0000
Блок измерений 1					
Идентификатор (ID) дальномерного источника	8	1–255	1	2	0000 0010
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	255	1111 1111
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м	+3,56 м	0000 0001 0110 0100
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м/с	0,001 м/с	–0,011 м/с	1111 1111 1111 0101
σ_{pr_gnd}	8	0–50,8 м	0,2 м	9,8 м	0011 0001
Блок измерений 2					
Идентификатор (ID) дальномерного источника	8	1–255	1	4	0000 0100
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	126	0111 1110
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м	–1,0 м	1111 1111 1001 1100
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м/с	0,001 м/с	+0,002 м/с	0000 0000 0000 0010
σ_{pr_gnd}	8	0–50,8 м	0,2 м	3,4 м	0001 0001

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
Блок измерений 3					
Идентификатор (ID) дальномерного источника	8	1–255	1	12	0000 1100
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	222	1101 1110
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м	+4,11 м	0000 0001 1001 1011
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м/с	0,001 м/с	–0,029 м/с	1111 1111 1110 0011
σ_{pr_gnd}	8	0–50,8 м	0,2 м	10,2 м	0011 0011
Блок измерений 4					
Идентификатор (ID) дальномерного источника	8	1–255	1	23	0001 0111
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	80	0101 0000
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	±327,67 м	0,01 м	–2,41 м	1111 1111 0000 1111
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	±32,767 м/с	0,001 м/с	–0,096 м/с	1111 1111 1010 0000
σ_{pr_gnd}	8	0–50,8 м	0,2 м	1,6 м	0000 1000
CRC блока сообщений	32				1000 1000 1001 1111 0111 1000 0000 0100
FEC ПРИЛОЖЕНИЯ	48				1100 1100 1110 0110 1111 0110 1100 1110 1101 0110 0110 0010
Вход в скремблирование битов (примечание 2)	0 41 60 1B 55 73 A4 A8 A6 74 17 C2 20 E8 00 00 FF 00 40 FF 26 80 AF FF 8C 20 7E 39 FF 40 00 88 30 7B D9 80 C7 FF CC E8 0A F0 FF 05 FF 10 20 1E F9 11 46 6B 73 6F 67 33				
Выход из скремблирования битов (примечание 3)	0 67 57 93 1F 6C BC 83 79 EE C2 1B 12 34 46 D0 09 C1 09 FC 3A 84 80 0F E6 9F 18 6D 77 8E 1E 60 19 1B BA FF BC AB 68 26 7B E7 BC CE FA 0B D3 C4 43 C8 E0 B6 FA 42 84 A1				
Биты заполнения	0–2		0		
Снижение мощности	9				000 000 000
Символы D8PSK (примечание 4)	00000035 11204546 31650105 06345463 57026113 51374661 15123376 12066670 44776307 04225000 02735027 73373152 13230100 04706272 74137202 47724524 12715704 15442724 01101677 44571303 66447212 222				

Примечания:

1. *Самый правый бит является самым младшим разрядом двоичного значения параметра, он первым передается или посылается на шифратор битов. Все информационные поля посылаются в порядке, определенном в данной таблице.*
2. *Данное поле кодируется шестнадцатеричным кодом, и передача на шифратор битов осуществляется старшими разрядами вперед. Первый символ представляет отдельный бит.*
3. *В данном примере биты заполнения не скремблируются.*
4. *Данное поле представляет фазу в единицах $\pi/4$ (например, значение 5 представляет фазу $5\pi/4$ рад) относительно фазы первого символа.*

Таблица D-8. Пример VDB сообщений типа 1 и типа 2 в одном пакете

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ ПАКЕТА					
Нарастание и стабилизация мощности	15				000 0000 0000 0000
Синхронизация и решение неоднозначности	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
СКРЕМБЛИРОВАНИЕ ДАННЫХ					
Идентификатор временного интервала станции SSID	3	–	–	E	10 0
Длина передачи (бит)	17	0–1 824 бит	1 бит	544	000 0000 1000 1000 00
FEC установочной последовательности	5	–	–	–	0000 0
ПРИКЛАДНЫЕ ДАННЫЕ					
Блок сообщений 1 (сообщение типа 1)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8	–	–	Норма	1010 1010
GBAS ID	24	–	–	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Идентификатор типа сообщения	8	1–8	1	1	0000 0001
Длина сообщения	8	10–222 байта	1 байт	28	0001 1100
Сообщение (тип 1: пример)					
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с	100 с	00 0011 1110 1000
Дополнительный признак сообщения	2	0–3	1	2-й из пары	11
Количество измерений	5	0–18	1	1	0 0001
Тип измерений	3	0–7	1	C/A L1	000
Параметр декорреляции эфемерид (P)	8	0–1,275×10^{-3} м/м	5×10^{-6} м/м	0 (SBAS)	0000 0000
CRC эфемерид	16	–	–	0	0000 0000 0000 0000
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	8	0–2 540 с	10 с	Нет	1111 1111
Блок измерений 1					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	122	0111 1010
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	2	0000 0010
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	± 327,67 м	0,01 м	+1,0 м	0000 0000 0110 0100
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	± 32,767 м	0,001 м/с	–0,2 м/с	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0–5,08 м	0,02 м	1,96 м	0110 0010
B_1	8	± 6,35 м	0,05 м	+0,10 м	0000 0010
B_2	8	± 6,35 м	0,05 м	+0,15 м	0000 0011
B_3	8	± 6,35 м	0,05 м	–0,25 м	1111 1011
B_4	8	± 6,35 м	0,05 м	Не используется	1000 0000
CRC блока сообщений 1	32	–	–	–	1011 0101 1101 0000 1011 1100 0101 0010
Блок сообщений 2 (сообщение типа 2)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8	–	–	Норма	1010 1010
GBAS ID	24	–	–	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Идентификатор типа сообщения	8	1–8	1	2	0000 0010
Длина сообщения	8	10–222 байта	1 байт	34	0010 0010

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
Сообщение (тип 2: пример)					
Опорные приемники GBAS	2	2–4	1	3	01
Показатель точности наземного оборудования (литера)	2	–	–	B	01
Резерв	1	–	–	0	0
Показатель непрерывности/целостности GBAS	3	0–7	1	1	001
Местное магнитное склонение	11	± 180°	0,25°	58° в. д.	000 1110 1000
Резерв	5	–	–	0	0000 0
$\sigma_{vert_iono_gradient}$	8	0–25,5×10^{-6} м/м	0,1×10^{-6} м/м	0	0000 0000
Индекс рефракции	8	16–781	3	379	1111 1001
Высота шкалы	8	0–25 500 м	100 м	100 м	0000 0001
Неопределенность рефракции	8	0–255	1	20	0001 0100
Широта	32	±90,0°	0,0005 ″	45°40′32″ с. ш.	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Долгота	32	±180,0°	0,0005 ″	93°25′13″ з. д.	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Высота эллипсоида	24	±83 886,07 м	0,01 м	892,55 м	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Дополнительный бок данных 1					
Селектор данных опорной станции	8	0–48	1	5	0000 0101
Максимальное используемое расстояние (D_{max})	8	2–510 км	2 км	50 км	0001 1001
$K_{md_e_POS,\ GPS}$	8	0–12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{md_e,GPS}$	8	0–12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{md_e_POS,GLONASS}$	8	0–12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{md_e,GLONASS}$	8	0–12,75	0,05	0	0000 0000
CRC блока сообщений 2	32	–	–	–	0101 1101 0111 0110 0010 0011 0001 1110
FEC ПРИЛОЖЕНИЯ	48				1110 1000 0100 0101 0011 1011 0011 1011 0100 0001 0101 0010
Вход в скремблирование битов (примечание 2)	0 41 10 00 55 30 CA 10 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 26 00 1C FF 46 40 C0 DF 01 4A 3D 0B AD 55 30 CA 10 40 44 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 78 C4 6E BA 4A 82 DC DC A2 17				
Выход из скремблирования битов (примечание 3)	0 67 27 88 1F 2F D2 3B 5F A2 C2 1A B2 DC 46 D0 09 9F 09 25 1C 18 D0 B6 2A 7F B9 55 C2 F3 15 45 7C 50 A9 6F 3B 10 00 D9 71 17 DC 4B 2D 1B 7B 83 72 D4 F7 CA 62 C8 D9 12 25 5E 13 2E 13 E0 42 44 37 45 68 29 5A B9 55 65				
Биты заполнения	0–2	–	–	1	0
Снижение мощности	9	–	–	–	000 000 000
Символы D8PSK (примечание 4)	00000035 11204546 31650105 67443352 35201160 30501336 62023576 12066670 74007653 30010255 31031274 26172772 76236442 41177201 35131033 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 66547730 34732201 40607506 014444				

Примечания:

1. *Самый правый бит является самым младшим разрядом двоичного значения параметра, он первым передается или посылается на шифратор битов. Все информационные поля посылаются в порядке, определенном в данной таблице.*
2. *Данное поле кодируется шестнадцатеричным кодом, и передача на шифратор битов осуществляется старшими разрядами вперед. Первый символ представляет отдельный бит.*
3. *В данном примере биты заполнения не скремблируются.*
4. *Данное поле представляет фазу в единицах π/4 (например, значение 5 представляет фазу 5π/4 рад) относительно фазы первого символа.*

Таблица D-8A. Пример VDB сообщений типа 1 и типа 2 с дополнительными блоками данных 1 и 2

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗ-РЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕША-ЮЩАЯ СПОСОБ-НОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ ПАКЕТА					
Нарастание и стабилизация мощности	15				000 0000 0000 0000
Синхронизация и решение неоднозначности	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
СКРЕМБЛИРОВАНИЕ ДАННЫХ					
Идентификатор временного интервала станции (SSID)	3			E	100
Длина передачи (бит)	17	0–1 824 бит	1 бит	592	00000001001010000
FEC установочной последовательности	5				10110
ПРИКЛАДНЫЕ ДАННЫЕ					
Блок сообщений 1 (сообщение типа 1)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8			Норма	1010 1010
GBAS ID	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Идентификатор типа сообщения	8	1–8	1	1	0000 0001
Длина сообщения	8	10–222 байта	1 байт	28	0001 1100
Сообщение (тип 1: пример)					
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с	100 с	00 0011 1110 1000
Дополнительный признак сообщения	2	0–3	1	2-й из пары	11
Количество измерений	5	0–18	1	1	0 0001
Тип измерений	3	0–7	1	C/A L1	000
Параметр декорреляции эфемерид (P)	8	$0–1{,}275\times10^{-3}$ м/м	5×10^{-6} м/м	0 (SBAS)	0000 0000
CRC эфемерид	16			0	0000 0000 0000 0000
Продолжительность эксплуатационной готовности источника	8	0–2 540 с	10 с	Нет	1111 1111
Блок измерений 1					
Идентификатор (ID) дальномерного источника	8	1–255	1	122	0111 1010
Признак набора данных (IOD)	8	0–255	1	2	0000 0010
Коррекция псевдодальности (PRC)	16	± 327,67 м	0,01 м	+2,09 м	0000 0000 1101 0001
Коррекция скорости изменения дальности (RRC)	16	± 32,767 м/с	0,001 м/с	–0,2 м/с	1111 1111 0011 1000
σ_{pr_gnd}	8	0–5,08 м	0,02 м	1,96 м	0110 0010
B_1	8	± 6,35 м	0,05 м	+0,10 м	0000 0010
B_2	8	± 6,35 м	0,05 м	+0,15 м	0000 0011
B_3	8	± 6,35 м	0,05 м	–0,25 м	1111 1011
B_4	8	± 6,35 м	0,05 м	Не используется	1000 0000
CRC блока сообщений 1	32				00110010 10100100 11001011 00110000
Блок сообщений 2 (сообщение типа 2)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8			Норма	1010 1010
GBAS ID	24			ERWN	00010101 00100101 11001110
Идентификатор типа сообщения	8	1–8	1	2	0000 0010
Длина сообщения	8	10–222 байта	1 байт	40	0010 1000

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗ-РЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕША-ЮЩАЯ СПОСОБ-НОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
Сообщение (тип 2: пример)					
Опорные приемники GBAS	2	2–4	1	3	01
Показатель точности наземного оборудования (литера)	2			B	01
Резерв	1			0	0
Показатель непрерывности/целостности GBAS	3	0–7	1	1	001
Местное магнитное склонение	11	± 180°	0,25°	58° в. д.	000 1110 1000
Резерв	5			0	0000 0
$\sigma_{vert_iono_gradient}$	8	0–25,5×10^{-6} м/м	0,1×10^{-6} м/м	0	0000 0000
Индекс рефракции	8	16–781	3	379	1111 1001
Высота шкалы	8	0–25 500 м	100 м	100 м	0000 0001
Неопределенность рефракции	8	0–255	1	20	0001 0100
Широта	32	±90,0°	0,0005 ″	45°40′32″ с. ш.	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Долгота	32	±180,0°	0,0005 ″	93°25′13″ з. д.	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Высота эллипсоида	24	±83 886,07 м	0,01 м	892,55 м	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Дополнительный бок данных 1					
Селектор данных опорной станции	8	0–48	1	5	0000 0101
Максимальное используемое расстояние (D_{max})	8	2–510 км	2 км	50 км	0001 1001
$K_{md_e_POS,\ GPS}$	8	0–12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{md_e,GPS}$	8	0–12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{md_e_POS,GLONASS}$	8	0–12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{md_e,GLONASS}$	8	0–12,75	0,05	0	0000 0000
Дополнительные блоки данных					
Длина дополнительного блока данных	8	2–255	1	6	0000 0110
Номер дополнительного блока данных	8	2–255	1	2	0000 0010
Дополнительный блок данных 2					
Номер канала	16	20001-39999	1	25001	0110 0001 1010 1001
Δ Широта	8	±25,4^0	0,2°	5,2	0001 1010
Δ Долгота	8	±25,4^0	0,2°	-3,4	1110 1111
CRC блока сообщений 2	32				11100000 01110010 00011101 00100100
FEC приложения	48				1110 0010 0101 1100 0000 1111 1010 1011 0011 0100 0100 0000
Вход в скремблирование битов (примечание 2)	0 42 90 0D 55 73 A4 A8 80 38 17 C3 80 00 00 00 FF 5E 40 8B 00 1C FF 46 40 C0 DF 01 0C D3 25 4C 55 73 A4 A8 40 14 A4 17 00 00 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 60 40 95 86 58 F7 24 B8 4E 07 02 2C D5 F0 3A 47				
Выход из скремблирования битов (примечание 3)	0 64 A7 85 1F 6C BC 83 5F A2 C2 1A B2 DC 46 D0 09 9F 09 88 1C 18 D0 B6 2A 7F B9 55 84 1D 3B A4 7C 13 C7 D7 3B 40 00 D9 71 17 DC 4B 2D 1B 7B 83 72 D4 F7 CA 62 C8 D9 12 25 5E 13 2E 13 E0 5A C0 CC 79 7A 5C A2 DD B9 75 B6 95 64 52 78 3F				
Биты заполнения	0–2			1	0
Снижение мощности	9				000 000 000
Символы D8PSK (примечание 4)	00000035 11204546 31650107 56336574 60137224 74145772 26467132 56422234 30443700 05565722 06506741 73647332 27242654 63345227 31575333 33421734 42751235 60342057 66270254 17431214 03421036 70316613 46567433 62077121 37275607 55315167 17135031 34423411 274444				

Примечания:

1. *Самый правый бит является самым младшим разрядом двоичного значения параметра, он первым передается или посылается на шифратор битов. Все информационные поля посылаются в порядке, определенном в данной таблице.*
2. *Данное поле кодируется шестнадцатеричным кодом, и передача на шифратор битов осуществляется старшими разрядами вперед. Первый символ представляет отдельный бит.*
3. *В данном примере биты заполнения не скремблируются.*
4. *Данное поле представляет фазу в единицах π/4 (например, значение 5 представляет фазу 5π/4 рад) относительно фазы первого символа.*

Таблица D-8B. Пример сообщений типа 2, содержащих блоки данных 1, 3 и 4, и сообщений типа 3 для заполнения остальной части интервала

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ ПАКЕТА					
Нарастание и стабилизация мощности	15	—	—	—	000 0000 0000 0000
Синхронизация и решение неоднозначности	48	—	—	—	0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
СКРЕМБЛИРОВАННЫЕ ДАННЫЕ					
Идентификатор временного интервала станции	3	—	—	E	100
Длина передачи	17	0–1 824 бит	1 бит	1 704	0 0000 0110 1010 1000
FEC установочной последовательности	5	—	—	—	01000
ПРИКЛАДНЫЕ ДАННЫЕ					
БЛОК сообщений 1 (сообщение типа 2)					
ЗАГОЛОВОК блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8	—	—	Норма	1010 1010
GBAS ID	24	—	—	BELL	000010 000101 001100 001100
Идентификатор типа сообщения	8	1–101	1	2	0000 0010
Длина сообщения	8	10–222 байтов	1 байт	43	0010 1011
Сообщение (тип 2: пример)					
Опорные приемники GBAS	2	2–4	1	4	10
Показатель точности наземного оборудования (литера)	2	—	—	C	10
Резерв	1	—	—	—	0
Показатель непрерывности/целостности GBAS	3	0–7	1	2	010
Местное магнитное склонение	11	±180 °	0,25 °	E58,0 °	000 1110 1000
Зарезервировано	5	—	ноль	—	0000 0
$\sigma_{vert_iono_gradient}$	8	0–25,5 x 10^{-6} м/м	0,1 x 10^{-6} м/м	4 x 10^{-6}	0010 1000
Индекс рефракции	8	16–781	3	379	1111 1001
Шкала высот	8	0–25 500 м	100	100 м	0000 0001
Неопределенность рефракции	8	0–255	1	20	0001 0100
Широта	32	±90,0 °	0,0005 "	45° 40' 32" с.ш. (+164432 ")	0001 0011 1001 1010 0001 0001 0000 0000
Долгота	32	±180,0 °	0,0005 "	93° 25' 13" з.д. (-336313")	1101 0111 1110 1000 1000 1010 1011 0000
Высота эллипсоида	24	±83 886,07 м	0,01 м	892,55 м	0000 0001 0101 1100 1010 0111
Дополнительный блок данных 1					
Селектор данных опорной станции	8	0-48	1	5	0000 0101
Максимальное используемое расстояние (D_{max})	8	2–510 км	2 км	50 км	0001 1001
$K_{md_e_POS,GPS}$	8	0-12,75	0,05	6	0111 1000
$K_{md_e,GPS}$	8	0-12,75	0,05	5	0110 0100
$K_{md_e_POS,ГЛОНАСС}$	8	0-12,75	0,05	0	0000 0000
$K_{md_e,GLONASS}$	8	0-12,75	0,05	0	0000 0000
Дополнительный блок данных 4					
Длина дополнительного блока данных	8	3	1 байт	3	0000 0011
Номер дополнительного блока данных	8	4	1	4	0000 0100
Определение группы интервала	8	—	—	E+F	0011 0000
Дополнительный блок данных 3					
Длина дополнительного блока данных	8	6	1 байт	6	0000 0110

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗ-РЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕША-ЮЩАЯ СПОСОБ-НОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
Номер дополнительного блока данных	8	3	1	3	0000 0011
$K_{md_e_D,GPS}$	8	0–12,75	0,05	5,55	0110 1111
$K_{md_e_D,ГЛОНАСС}$	8	0–12,75	0,05	0	0000 0000
$\sigma_{vert_iono_gradient_D}$	8	0–25,5 x 10^{-6} м/м	0,1 x 10^{-6} м/м	4 x 10^{-6}	0010 1000
Y_{EIG}	5	0 – 3,0 м	0,1	1	0 1010
M_{EIG}	3	0 – 0,7 м/км	0,1	0,3	011
CRC блока сообщений 1	32	—	—	—	0011 1100 1110 0001 1000 0100 1011 1011
Блок сообщений 2 (сообщение типа 3)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8	—	—	Норма	1010 1010
GBAS ID	24	—	—	BELL	000010 000101 001100 001100
Идентификатор типа сообщения	8	1–101	1	3	0000 0011
Длина сообщения	8	N/A	1 байт	164	1010 0100
Сообщение (тип 3: пример)					
Заполнитель	1232				1010 1010 ..... 1010 1010
CRC блока сообщений 2	32	—	—	—	0110 1101 1011 1001 1110 0100 1110 0100
FEC ПРИЛОЖЕНИЯ	48	—	—	—	1111 0110 0011 0100 1101 1001 1110 0010 1110 0011 1111 1101
Вход в скремблирование битов (примечание 2)	0 45 58 02 55 30 CA 10 40 D4 52 17 00 14 9F 80 28 00 88 59 C8 0D 51 17 EB E5 3A 80 A0 98 1E 26 00 00 C0 20 0C 60 C0 F6 00 14 56 DD 21 87 3C 55 30 CA 10 C0 25 55 55 55

Таблица D-9. Пример сообщения типа 4

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
СОДЕРЖАНИЕ ПАКЕТА ДАННЫХ					
Нарастание и стабилизация мощности	15				000 0000 0000 0000
Синхронизация и решение неоднозначности	48				010 0011 1110 1111 1100 0110 0011 1011 0000 0011 1100 1000 0
СКРЕМБЛИРОВАННЫЕ ДАННЫЕ					
Идентификатор временного интервала станции SSID	3	–	–	D	01 1
Длина передачи (бит)	17	0–1 824 бит	1 бит	784	000 0000 1100 0100 00
FEC установочной последовательности	5	–	–	–	0000 0
БЛОК СООБЩЕНИЙ С ПРИКЛАДНЫМИ ДАННЫМИ					
Блок сообщений (сообщение типа 4)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8	–	–	Норма	1010 1010
GBAS ID	24	–	–	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Идентификатор типа сообщения	8	1–8	1	4	0000 0100
Длина сообщения	8	10–222 байт	1 байт	92	0101 1100
Сообщение (тип 4: пример)					
FAS: набор данных 1					
Длина набора данных	8	2–212	1 байт	41	0010 1001
FAS: блок данных 1					
Тип операции	4	0–15	1	0	0000
Поставщик услуг SBAS	4	0–15	1	15	1111
Идентификатор ID аэропорта	32	–	–	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Номер ВПП	6	1–36	1	15	00 1111
Литера ВПП	2	–	–	R	01
Показатель характеристик захода на посадку	3	0–7	1	КАТ 1	001
Индикатор маршрута	5	–	–	C	0001 1
Селектор данных опорной траектории (RPDS)	8	0–48	1	3	0000 0011
Идентификатор опорной траектории	32	–	–	GTBS	0000 0111 0001 0100 0000 0010 0001 0011
Широта LTP/FTP	32	± 90,0°	0,0005 ″	43,6441075°с. ш.	0001 0010 1011 1010 1110 0010 1000 0110
Долгота LTP/FTP	32	± 180,0°	0,0005 ″	1,345940° в. д.	0000 0000 1001 0011 1101 1110 1001 0000
Высота LTP/FTP	16	–512,0–6041,5 м	0,1 м	197,3	0001 1011 1011 0101
Широта ΔFPAP	24	± 1°	0,0005 ″	–0,025145°	1111 1101 0011 1100 1100 1100
Долгота ΔFPAP	24	± 1°	0,0005 ″	0,026175°	0000 0010 1110 0000 0010 1100
Высота пересечения порога (TCH) захода на посадку	15	0–1 638,35 м (0–3 276,7 фут)	0,05 м (0,1 фут)	17,05 м	000 0001 0101 0101
Селектор единиц TCH захода на посадку	1	0 = фут; 1 = м	–	м	1
Угол глиссады (GPA)	16	0–90°	0,01°	3°	0000 0001 0010 1100
Курсовая ширина	8	80,0–143,75 м	0,25 м	105	0110 0100
Смещение Δ-отрезка	8	0–2 032 м	8 м	0	0000 0000
CRC 1-го блока данных FAS	32				1010 0010 1010 0101 1010 1000 0100 1101
FASVAL/статус захода на посадку	8	0–25,4	0,1 м	10	0110 0100
FASLAL/статус захода на посадку	8	0–50,8	0,2 м	40	1100 1000

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
FAS: набор данных 2					
Длина набора данных	8	2–212	1 байт	41	0010 1001
FAS: блок данных 2					
Тип операций	4	0–15	1	0	0000
Поставщик услуг SBAS	4	0–15	1	01	0001
Идентификатор ID аэропорта	32	–	–	LFBO	0000 1100 0000 0110 0000 0010 0000 1111
Номер ВПП	6	1–36	1	33	10 0001
Литера ВПП	2	–	–	R	01
Показатель характеристик захода на посадку	3	0–7	1	КАТ 1	001
Индикатор маршрута	5	–	–	A	0000 1
Селектор данных опорной траектории (RPDS)	8	0–48	1	21	0001 0101
Идентификатор опорной траектории	32	–	–	GTN	0000 0111 0001 0100 0000 1110 0010 0000
Широта LTP/FTP	32	±90,0°	0,0005 ″	43,6156350°с. ш.	0001 0010 1011 0111 1100 0001 1011 1100
Долгота LTP/FTP	32	±180,0°	0,0005 ″	1,3802350°в. д.	0000 0000 1001 0111 1010 0011 0001 1100
Высота LTP/FTP	16	–512,0–6041,5 м	0,1 м	200,2 м	0001 1011 1101 0010
Широта ΔFPAP	24	±1°	0,0005 ″	0,02172375°	0000 0010 0110 0010 1111 1011
Долгота ΔFPAP	24	±1°	0,0005 ″	–0,0226050°	1111 1101 1000 0100 0011 1100
Высота пересечения порога (TCH) захода на посадку	15	0–1 638,35 м (0–3 276,7 фут)	0,05 м (0,1 фут)	15,25 м	000 0001 0011 0001
Селектор единиц TCH захода на посадку	1	0 = фут; 1 = м	–	м	1
Угол глиссады (GPA)	16	0–90°	0,01°	3,01°	0000 0001 0010 1101
Курсовая ширина	8	80,0–1 43,75 м	0,25 м	105	0110 0100
Смещение Δ-отрезка	8	0–2 032 м	8 м	0	0000 0000
CRC 2-го блока данных FAS	32	–	–	–	1010 1111 0100 1101 1010 0000 1101 0111
FASVAL/статус захода на посадку	8	0–25,4	0,1 м	10	0110 0100
FASLAL/статус захода на посадку	8	0–50,8	0,2 м	40	1100 1000
CRC сообщения	32	–	–	–	0101 0111 0000 0011 1111 1110 1001 1011
FEC ПРИЛОЖЕНИЯ	48	–	–	–	0001 1011 1001 0001 0010 1010 1011 1100 0010 0101 1000 0101
Вход в скремблирование битов (примечание 2)	1 82 30 00 55 05 4B 30 20 3A 94 0F F0 40 60 30 F2 98 C0 C8 40 28 E0 61 47 5D 48 09 7B C9 00 AD D8 33 3C BF 34 07 40 AA 81 34 80 26 00 B2 15 A5 45 26 13 94 08 F0 40 60 30 86 90 A8 04 70 28 E0 3D 83 ED 48 38 C5 E9 00 4B D8 DF 46 40 3C 21 BF 8C 81 B4 80 26 00 EB 05 B2 F5 26 13 D9 7F C0 EA A1 A4 3D 54 89 D8				
Выход из скремблирования битов (примечание 3)	1 A4 07 88 1F 1A 53 1B FF A0 41 D6 C2 9C 26 E0 04 59 89 CB 5C 2C CF 91 2D E2 2E 5D F3 07 1E 45 F1 53 5F C0 4F 53 E4 64 F0 23 C3 ED 05 A9 E6 7F FF FF B5 49 81 DD A3 F2 B5 40 9D A0 17 90 12 60 64 7C CF E3 BE A0 1E 72 FF 61 6E E4 02 44 D9 1E D2 FD 63 D1 12 C3 5A 00 0E F8 89 FE 4C 12 0C 78 4F 9D 55 08 16 F6				
Биты заполнения	0–2	–	–	1	0
Снижение мощности	9	–	–	–	000 000 000
Символы D8PSK (примечание 4)	0000003511204546316504322300771662170713052556673176724345377776157763461661570543615214576405133401677521423130444306130115026677434175560327624163052753654001524705142032257533346255543770760565276063144462431631013537222501207604075264351034577140777704156652736001223240074020314433623754444				

Примечания:

1. *Самый правый бит является самым младшим разрядом двоичного значения параметра, он первым передается или посылается на шифратор битов. Все информационные поля посылаются в порядке, определенном в данной таблице.*
2. *Данное поле кодируется шестнадцатеричным кодом, и передача на шифратор битов осуществляется старшими разрядами вперед. Первый символ представляет отдельный бит.*
3. *В данном примере биты заполнения не скремблируются.*
4. *Данное поле представляет фазу в единицах π/4 (например, значение 5 представляет фазу 5π/4 рад) относительно фазы первого символа.*

Таблица D-10. Пример сообщения типа 5

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
СОДЕРЖАНИЕ ПАКЕТА ДАННЫХ					
Нарастание и стабилизация мощности	15				000 0000 0000 0000
Синхронизация и решение неоднозначности	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
СКРЕМБЛИРОВАННЫЕ ДАННЫЕ					
Идентификатор временного интервала станции SSID	3	–	–	D	01 1
Длина передачи (бит)	17	0–824 бит	1 бит	272	000 0000 0100 0100 00
FEC установочной последовательности	5	–	–	–	0001 1
БЛОК СООБЩЕНИЙ С ПРИКЛАДНЫМИ ДАННЫМИ					
Блок сообщений (сообщение типа 5)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8	–	–	Норма	1010 1010
GBAS ID	24	–	–	CMJ	0000 1100 1101 0010 1010 0000
Идентификатор типа сообщений	8	1–8	1	5	0000 0101
Длина сообщения	8	10–222 байта	1 байт	28	0001 1100
Сообщение (тип 5: пример)					
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с	100 с	00 0011 1110 1000
Резерв	2	–	–	–	00
Количество задействованных источников (N)	8	0–31	1	2	0000 0010
Первый задействованный источник					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	4	0000 0100
Определение готовности источника	1	–	–	Использование будет прекращено	0
Продолжительность готовности источника	7	0–1 270 с	10 с	50 с	0000 101
Второй задействованный источник					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	3	0000 0011
Индикатор готовности источника	1	–	–	Использование будет начато	1
Продолжительность готовности источника	7	0–1 270 с	10 с	200 с	0010 100
Количество заходов на посадку в условиях ограниченной видимости (A)	8	0–255	1	2	0000 0010
Первый заход на посадку в условиях ограниченной видимости					
Селектор данных опорной траектории	8	0–48	1	21	0001 0101
Количество задействованных источников для первого захода на посадку в условиях ограниченной видимости (N_A)	8	1–31	1	2	0000 0010
Первый задействованный дальномерный источник первого захода на посадку в условиях ограниченной видимости					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	12	0000 1100
Индикатор готовности источника	1	–	–	Использование будет прекращено	0
Продолжительность готовности источника	7	0–1 270 с	10 с	250 с	0011 001

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗРЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
Второй задействованный дальномерный источник первого захода на посадку в условиях ограниченной видимости					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	14	0000 1110
Индикатор готовности источника	1	–	–	Использование будет прекращено	0
Продолжительность готовности источника	7	0–1 270 с	10 с	1000 с	1100 100
Второй заход на посадку в условиях ограниченной видимости					
Селектор данных опорной траектории (RPDS)	8	0–48	1	14	0000 1110
Количество задействованных источников для второго захода на посадку в условиях ограниченной видимости (N_A)	8	1–31	1	1	0000 0001
Первый задействованный дальномерный источник второго захода на посадку в условиях ограниченной видимости					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	12	0000 1100
Индикатор готовности источника	1	–	–	Использование будет прекращено	0
Продолжительность готовности источника	7	0–1 270 с	10 с	220 с	0010 110
CRC 1-го блока сообщений	32	–	–	–	1101 1011 0010 1111 0001 0010 0000 1001
FEC ПРИЛОЖЕНИЯ	48	–	–	–	0011 1110 1011 1010 0001 1110 0101 0110 1100 1011 0101 1011
Вход в скремблирование битов (примечание 2)	1 82 20 18 55 05 4B 30 A0 38 17 C0 40 20 50 C0 94 40 A8 40 30 4C 70 13 70 80 30 34 90 48 F4 DB DA D3 6A 78 5D 7C				
Выход из скремблирования битов	1 A4 17 90 1F 1A 53 1B 7F A2 C2 19 72 FC 16 10 62 81 E1 43 2C 48 5F E3 1A 3F 56 60 18 86 EA 33 F3 B3 09 07 26 28				
Биты заполнения	0–2	–	–	0	
Снижение мощности	9				000 000 000
Символы D8PSK (примечание 3)	0000003511204546316504322056660551067602416124477363463220700103224006601332124166231163643777110173115743023234451466444444				

Примечания:

1. *Самый правый бит является самым младшим разрядом двоичного значения параметра, он первым передается или посылается на шифратор битов. Все информационные поля посылаются в порядке, определенном в данной таблице.*
2. *Данное поле кодируется шестнадцатеричным кодом, и передача на шифратор битов осуществляется старшими разрядами вперед. Первый символ представляет отдельный бит.*
3. *Символы представлены значениями их дифференциальной фазы относительно первого символа сообщения в единицах π/4 (например, значение 5 представляет фазу 5 π/4 рад) относительно первого символа.*

Таблица D-10A. Пример сообщения типа 11 канала VDB

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗ-РЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕША-ЮЩАЯ СПОСОБ-НОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
СОДЕРЖАНИЕ ДАННЫХ ПАКЕТА					
Нарастание и стабилизация мощности	15				000 0000 0000 0000
Синхронизация и решение неоднозначности	48				0100 0111 1101 1111 1000 1100 0111 0110 0000 0111 1001 0000
СКРЕМБЛИРОВАННЫЕ ДАННЫЕ					
Идентификатор временного интервала станции (SSID)	3	—	—	E	100
Длина передачи (бит)	17	0–1 824 бит	1 бит	440	0 0000 0001 1011 1000
FEC установочной последовательности	5	—	—		0 1011
БЛОК СООБЩЕНИЙ С ПРИКЛАДНЫМИ ДАННЫМИ					
Блок сообщений 1 (сообщение типа 11)					
Заголовок блока сообщений					
Идентификатор блока сообщений	8	—	—	Норма	1010 1010
GBAS ID	24	—	—	BELL	0000 1000 0101 0011 0000 1100
Идентификатор типа сообщения	8	1–101	1	11	0000 1011
Длина сообщения	8	10–222 байта	1 байт	49	0011 0001
Сообщение (тип 11: пример)					
Модифицированный Z-отсчет	14	0–1 199,9 с	0,1 с	100 с	00 0011 1110 1000
Дополнительный признак сообщения	2	0–3	1	0	00
Количество измерений	5	0–18	1	5	0 0101
Тип измерений	3	0–7	1	C/A L1	000
Параметр декорреляции эфемерид (P_D)	8	0–1,275 × 10^{-3} м/м	5 × 10^{-6} м/м	1 × 10^{-4}	0001 0100
Блок измерений 1					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	12	0000 1100
Коррекция псевдодальности (PRC_{30})	16	±327,67 м	0,01 м	+1,04 м	0000 0000 0110 1000
Коррекция скорости изменения дальности (RRC_{30})	16	±32,767 м	0,001 м/с	–0,18 м/с	1111 1111 0100 1100
$\sigma_{pr_gnd,D}$	8	0–5,08 м	0,02 м	0,96 м	0011 0000
$\sigma_{pr_gnd,30}$	8	0–5,08 м	0,02 м	1,00 м	0011 0010
Блок измерений 2					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	4	0000 0100
Коррекция псевдодальности (PRC_{30})	16	±327,67 м	0,01 м	–1,08 м	1111 1111 1001 0100
Коррекция скорости изменения дальности (RRC_{30})	16	±32,767 м	0,001 м/с	+0,18 м/с	0000 0000 1011 0100
$\sigma_{pr_gnd,D}$	8	0–5,08 м	0,02 м	0,24 м	0000 1100
$\sigma_{pr_gnd,30}$	8	0–5,08 м	0,02 м	0,6 м	0001 1110
Блок измерений 3					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	2	0000 0010
Коррекция псевдодальности (PRC_{30})	16	±327,67 м	0,01 м	+1,2 м	0000 0000 0111 1000
Коррекция скорости изменения дальности (RRC_{30})	16	±32,767 м	0,001 м/с	0,3 м/с	0000 0001 0010 1100

ОПИСАНИЕ СОДЕРЖАНИЯ ДАННЫХ	ИСП. РАЗ-РЯДЫ	ДИАПАЗОН ЗНАЧЕНИЙ	РАЗРЕША-ЮЩАЯ СПОСОБ-НОСТЬ	ЗНАЧЕНИЯ	ДВОИЧНОЕ ПРЕДСТАВЛЕНИЕ (ПРИМЕЧАНИЕ 1)
$\sigma_{pr_gnd,D}$	8	0–5,08 м	0,02 м	0,64 м	0010 0000
$\sigma_{pr_gnd,30}$	8	0–5,08 м	0,02 м	0,74 м	0010 0101
Блок измерений 4					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	23	0001 0111
Коррекция псевдодальности (PRC_{30})	16	±327,67 м	0,01 м	–2,64 м	1111 1110 1111 1000
Коррекция скорости изменения дальности (RRC_{30})	16	±32,767 м	0,001 м/с	–0,51 м/с	1111 1110 0000 0010
$\sigma_{pr_gnd,D}$	8	0–5,08 м	0,02 м	0,08 м	0000 0100
$\sigma_{pr_gnd,30}$	8	0–5,08 м	0,02 м	0,14 м	0000 0111
Блок измерений 5					
Идентификатор ID дальномерного источника	8	1–255	1	122	0111 1010
Коррекция псевдодальности (PRC_{30})	16	±327,67 м	0,01 мм	+0,8 м	0000 0000 0101 0000
Коррекция скорости изменения дальности (RRC_{30})	16	±32,767 м	0,001 м/с	–0,25 м/с	1111 1111 0000 0110
$\sigma_{pr_gnd,D}$	8	0–5,08 м	0,02 м	0,92 м	0010 1110
$\sigma_{pr_gnd,30}$	8	0–5,08 м	0,02 м	1,08 м	0011 0110
CRC блока сообщений	32	–	–	–	0010 1111 0000 0101 1101 1001 0000 1100
FEC ПРИЛОЖЕНИЯ	48	–	–	–	1001 0011 1110 0111 1101 1100 0100 0001 0100 0101 1011 1110
Вход в скремблирование битов (примечание 2)	0 47 60 1A 55 30 CA 10 D0 8C 17 C0 A0 28 30 16 00 32 FF 0C 4C 20 29 FF 2D 00 30 78 40 1E 00 34 80 04 A4 E8 1F 7F 40 7F 20 E0 5E 0A 00 60 FF 74 6C 30 9B A0 F4 7D A2 82 3B E7 C9				
Выход из скремблирования битов (примечание 3)	0 61 57 92 1F 2F D2 3B 0F 16 C2 19 92 F4 76 C6 F6 F3 B6 0F 50 24 06 0F 47 BF 56 2C C8 D0 1E DC A9 64 C7 97 64 2B E4 B1 51 F7 1D C1 05 7B 0C AE D6 E9 3D 7D 7D 50 41 10 BE 21 C4				
Биты заполнения	0–2	–	–	0	
Снижение мощности	9	–	–	–	000 000 000
Символы D8PSK (примечание 4)	00000035 11204546 31650101 42701130 13067746 60457114 40234621 31760262 76357705 07725551 13760416 17615700 43341354 25047116 53736646 34577501 64015223 34742121 71757170 16162053 65544366 41033007 777				

Примечания:

1. *Самый правый бит является самым младшим разрядом двоичного значения параметра, он первым передается или посылается на шифратор битов. Все информационные поля посылаются в порядке, определенном в данной таблице.*
2. *Данное поле кодируется шестнадцатеричным кодом, и передача на шифратор битов осуществляется старшими разрядами вперед. Первый символ представляет отдельный бит.*
3. *В данном примере биты заполнения не скремблируются.*
4. *Данное поле представляет фазу в единицах π/4 (например, значение 5 представляет фазу 5π/4 рад) относительно фазы первого символа.*

7.18 Сообщение типа 101

Сообщение типа 101 является альтернативой сообщению типа 1, разработанной для удовлетворения конкретных потребностей систем GRAS. Два принципиальных различия в содержании и применении этих двух типов сообщений заключаются в следующем: a) сообщение типа 101 имеет более широкий диапазон значений s_{pr_gnd} и b) время до срабатывания сигнализации наземной подсистемы больше для системы, передающей сообщение типа 101. Первое условие будет типичным в системе, в которой радиовещательная станция охватывает большой район, в результате чего ошибки декорреляции повышают верхний предел погрешностей коррекции псевдодальности. Второе условие может быть типичным для систем, в которых центральная главная станция обрабатывает данные нескольких приемников, рассредоточенных в пределах большого района.

7.19 Обработка данных на борту для видов обслуживания при заходе на посадку с использованием GBAS

Примечание. Чтобы обеспечить достижение требуемых характеристик и функциональных целей для GAST D, необходимо, чтобы бортовое оборудование отвечало определенным стандартам характеристик и функциональным стандартам. Соответствующие стандарты минимальных эксплуатационных характеристик (MOPS) приведены в документе DO-253D RTCA.

7.19.1 Дифференциальное решение навигационной задачи по определению местоположения GBAS. Решение навигационной задачи по определению местоположения, используемое для обеспечения выходных данных по местоположению, скорости и времени, основывается на сглаженных с интервалом 100 с псевдодальностях, скорректированных с использованием поправок, полученных из сообщения типа 1 или типа 101.

7.19.2 Дифференциальное решение навигационной задачи по определению местоположения для видов обслуживания при заходе на посадку GAST A, B и C. Если применяемым видом обслуживания является вид A, B или C, решение навигационной задачи по определению местоположения, используемое для получения данных по отклонениям, основывается на сглаженных с интервалом 100 с псевдодальностях, скорректированных с использованием поправок, полученных из сообщения типа 1 или типа 101. Проекционная матрица S, используемая для вычисления решения навигационной задачи по определению местоположения (п. 3.6.5.5.1.1.2 добавления B), вычисляется на основе значения δ_i, вычисленного с использованием значения δ_{pr_gnd}[i] из сообщения типа 1 или типа 101, и значения $\sigma_{iono,i}$ на основе значения $\delta_{vert_iono_gradient}$ из сообщения типа 2.

7.19.3 Дифференциальное решение навигационной задачи по определению местоположения для вида обслуживания при заходе на посадку GAST D. Если применяемым видом обслуживания является вид GAST D, бортовое оборудование будет вычислять два разных решения навигационной задачи по определению местоположения: одно – на основе псевдодальностей, сглаженных с интервалом 30 с, а второе – на основе псевдодальностей, сглаженных с интервалом 100 с. Приведенные ниже данные определяют стандартную обработку данных, требуемую MOPS:

a) решение навигационной задачи по определению местоположения, используемое для получения данных по отклонениям, основывается на сглаженных с интервалом 30 с псевдодальностях, скорректированных с использованием поправок, полученных из сообщения типа 11;

b) проекционная матрица S, используемая для обоих решений навигационной задачи по определению местоположения, вычисляется на основе значения $\delta_{w,i}$, вычисленного с использованием значения $\delta_{pr_gnd_30s}$ из сообщения типа 11 и значения $\delta_{iono,i}$ на основе значения $\delta_{vert_iono_gradient_D}$ и дополнительного блока данных 3 сообщения типа 2;

c) второе решение навигационной задачи по определению местоположения вычисляется

с использованием проекционной матрицы из п. b) и сглаженных с интервалом 100 с псевдодальностей, скорректированных с использованием поправок, полученных из сообщения типа 1;

d) оба решения навигационной задачи по определению местоположения основываются на том же наборе спутников, используемых для решения навигационной задачи по определению местоположения, определенного в п. a) выше.

Дополнительная информация, касающаяся предполагаемого использования этих двойных решений навигационной задачи по определению местоположения, содержится в п. 7.5.6.1 данного дополнения.

7.20 Сообщение типа 11

Сообщение типа 11 требуется для наземных подсистем FAST D. Сообщение типа 11 содержит дифференциальные поправки, полученные из данных по псевдодальностям, сглаженных по несущей частоте с постоянной времени 30 с. Сообщение типа 11 также включает альтернативные параметры для предельных погрешностей по целостности и для оптимального взвешивания результатов измерений. Дополнительная информация, касающаяся стандартной обработки параметров сообщения типа 11, приведена в разделе 7.19.

7.21 Заполнение интервала

Требование к заполнению интервала, приведенное в п. 3.6.7.4.1.3 добавления B, относится к наземным подсистемам, обеспечивающим аутентификацию. Заполнение интервала – это длина пакета, разделенная на длину одного временного интервала. Более подробно и с указанием числа битов это представлено ниже:

Заполнение интервала = (88 бит + до 1776 бит прикладных данных + от 57 до 59 бит для FEC приложения, биты заполнения и снижения мощности) / 1968,75 бит

Числитель этой формулы представляет собой сумму всех битов, включенных в один пакет наземной подсистемы. Это первые 88 бит от нарастания мощности и до FEC, до 1776 бит прикладных данных, 48 бит FEC приложения, от 0 до 2 битов заполнения и 9 бит для снижения мощности. Число 1968,75 бит в знаменателе – это вычисленное количество битов, которые могут быть переданы за 62,5 мс (п. 3.6.3.1 добавления B) с использованием скорости передачи данных 31 500 бит/с (п. 3.6.2.5 добавления B).

8. ПОСТРОЕНИЕ МОНИТОРА КАЧЕСТВА СИГНАЛА (SQM)

8.1 Монитор качества сигнала (SQM) предназначен для обнаружения аномалий спутникового сигнала и предотвращения использования бортовым авиационным приемником ошибочной информации (MI). Ошибочной информацией является необнаруженная дифференциальная погрешность псевдодальности воздушного судна, превышающая максимальное допустимое значение погрешности (MERR). В отношении оборудования GAST D применяются дополнительные требования для обеспечения обнаружения до того, как дифференциальная погрешность измерения псевдодальности достигнет конкретного значения (см. п. 3.6.7.3.3 добавления B). Данные большие погрешности псевдодальности обусловлены искажением корреляционного пика кода C/A из-за неисправности бортовой аппаратуры спутника. Если опорный приемник, используемый для формирования дифференциальных поправок, и приемник на воздушном судне имеют различия в измерительных трактах (т.е. в значениях ширины полосы приемников и ширины дискриминационной характеристики коррелятора следящей системы), то искажение сигнала влияет на них неодинаково. SQM должен защитить приемник на воздушном судне в случаях различия измерительных трактов. Характеристики SQM далее определяются вероятностью обнаружения неисправности спутника и вероятностью неправильного оповещения о неисправности спутника.

8.2 Эффекты сигнала, способные привести к формированию на выходе GBAS или SBAS

MI, можно разделить на три категории в зависимости от их воздействия на корреляционную функцию:

a) Мертвые зоны: если корреляционная функция теряет свой пик, дискриминационная характеристика приемника будет иметь плоский участок или мертвую зону. Если опорный приемник и приемник на воздушном судна находится на разных участниках этой мертвой зоны, это может привести к MI.

b) Ложные пики: если опорный приемник и приемник на воздушном судне отслеживают разные пики, то может иметь место MI.

c) Искажения: если форма корреляционного пика искажена, то воздушное судно, на котором используется коррелятор с шириной дискриминационной характеристики d коррелятора, отличающейся от аналогичного параметра опорного приемника, может вполне пострадать от MI.

8.3 Модель аномалий, предлагаемая для использования при оценке SQM, состоит из трех частей и может формировать три вышеперечисленные патологии корреляционного пика.

8.4 Модель аномалий A состоит из обычного сигнала C/A кода, за исключением того, что все положительные символы кода имеют задние фронты, опережающие или запаздывающие относительно правильного времени окончания данного символа. Эта модель аномалий связана с неисправностью блока навигационных данных (NDU), цифрового компонента спутника GPS или ГЛОНАСС.

8.4.1 Модель аномалий A для GPS имеет единственный параметр Δ, который представляет либо опережение (Δ<0), либо запаздывание (Δ>0), выраженное в долях длительности символа кода. Предлагаемый диапазон изменения значений этого параметра: –0,12 ≤ Δ ≤ 0,12. Модель аномалий A для ГЛОНАСС имеет единственный параметр Δ, который представляет либо опережение (Δ<0), либо запаздывание (Δ>0), выраженное в долях длительности символа кода. Предлагаемый диапазон изменения значений этого параметра: –0,11 ≤ Δ ≤ 0,11.

8.4.2 В этих пределах модель аномалий A формирует описанные выше мертвые зоны. (Формы сигнала с опережением нет необходимости тестировать, потому что их корреляционные функции являются идущими впереди аналогами корреляционных функций для случая запаздывания. Поэтому угроза получения MI является идентичной.)

8.5 Модель аномалий B включает амплитудную модуляцию и модели деградации для аналогового компонента спутника GPS или ГЛОНАСС. Точнее, она представляет собой сигнал на выходе системы второго порядка, на вход которой подается номинальный базовый сигнал C/A кода. Модель аномалий B предполагает, что деградация спутниковой подсистемы может быть описана в виде линейной системы с доминирующей ролью пары комплексно сопряженных полюсов. Эти полюса расположены в $\sigma \pm j2\pi fd$, где δ – коэффициент затухания в 10^6 непер/с, а f_d – резонансная частота, равная 10^6 цикл/с.

Единичная переходная характеристика системы второго порядка определяется выражением:

$$e(t) = \begin{cases} 0 & t \le 0 \\ 1 - \exp(-\sigma t)\left[\cos\omega_d t + \frac{\sigma}{\omega_d}\sin\omega_d t\right] & t \ge 0 \end{cases}$$

где $\omega_d = 2\pi f_d$.

8.5.2 Модель аномалий B для GPS, соответствующая аномалиям второго порядка, использует следующие диапазоны для параметров Δ, f_d и δ:

$$\Delta = 0;\ 4 \le f_d \le 17;\ \text{и}\ 0{,}8 \le \delta \le 8{,}8.$$

Модель аномалий B для ГЛОНАСС, соответствующая аномалиям второго порядка, использует следующие диапазоны для параметров Δ, f_d и δ:

$$\Delta = 0;\ 10 \le f_d \le 20;\ \text{и}\ 2 \le \delta \le 8.$$

8.5.3 При нахождении параметров в этих пределах модель аномалий B формирует искажения корреляционного пика, а также ложные пики.

8.6 Модель аномалий C включает как опережение/запаздывание, так и амплитудную модуляцию. Конкретно она представляет собой сигнал на выходе системы второго порядка , если сигнал C/A кода на входе системы имеет искажение в виде опережения или запаздывания. Данная форма сигнала является комбинацией двух описанных выше эффектов.

8.6.1 Модель аномалий C для GPS включает параметры Δ, f_d и δ, значения которых находятся в следующих диапазонах:

$$-0{,}12 \le \Delta \le 0{,}12;\ 7{,}3 \le f_d \le 13;\ \text{и}\ 0{,}8 \le \delta \le 8{,}8.$$

Модель аномалий C для ГЛОНАСС включает параметры Δ, f_d и δ, значения которых находятся в следующих диапазонах:

$$-0{,}11 \le \Delta \le 0{,}11;\ 10 \le f_d \le 20;\ \text{и}\ 2 \le \delta \le 8.$$

8.6.2 Если значения параметров находятся в пределах этих диапазонов, то модель аномалий C формирует мертвые зоны, искажения корреляционного пика и ложные пики.

8.7 В отличие от систем GPS и ГЛОНАСС сигнал SBAS обеспечивается и управляется поставщиком услуг. Поставщик услуг осуществляет мониторинг качества сигнала SBAS. Поэтому модель аномалий должна быть определена и опубликована поставщиком услуг каждого спутника SBAS. Для защиты всей бортовой аппаратуры воздушного судна должен быть разработан SQM SBAS, соответствующий требованиям таблицы D-12. Опубликование модели аномалий требуется в тех случаях, когда поставщик услуг решает разрешить использование дальномерного сигнала SBAS соседнего поставщика услуг для точного захода на посадку по SBAS или GBAS. В этих случаях поставщик услуг будет осуществлять мониторинг дальномерного сигнала SBAS соседнего спутника.

8.8 Для анализа эксплуатационных характеристик конкретной конструкции монитора должен быть определен предел монитора, который следует установить для защиты ошибки псевдодальности отдельного спутника относительно уровня защиты, с распределением риска потери целостности наземной подсистемы. Максимальная допустимая ошибка (обозначаемая далее MERR) для каждого дальномерного источника i может быть определена в GBAS как:

$$MERR = K_{ffmd}\sigma_{pr_ground,i} \text{ II}$$

$$MERR = K_{V,PA}\sqrt{\sigma^2_{i,UDRE} + \min\left\{\sigma^2_{i,UIRE}\right\}}$$

для APV SBAS и точного захода на посадку, где min $\{\delta^2_{i,UIRE}\}$ – минимальное возможное значение для любого пользователя. MERR оценивается на выходе безотказного приемника пользователя и изменяется в зависимости от угла места спутника и характеристик наземной подсистемы.

8.9 Монитор качества сигнала (SQM) предназначен для того, чтобы дифференциальная погрешность определения дальности пользователем в случае аномалии спутникового сигнала ограничивалась значениями, не превышающими MERR. Как правило, SQM измеряет различные значения корреляционного пика и формирует показатели параметра d коррелятора и пропорций, характеризующие искажение корреляционного пика. На рис. D-18 показаны типовые точки на вершине не фильтрованного корреляционного пика безотказного приемника.

8.9.1 Для слежения используется пара корреляторов. Все другие значения коррелятора измеряются относительно данной следящей пары.

8.9.2 Формируются два типа проверочных показателей: показатели опережение – минус – запаздывание (D), показывающие ошибки слежения, которые обусловлены искажением пика, и показатели коэффициента амплитуды (R), то есть мера наклона, показывающая уплощение пика или нескольких ближайших пиков.

8.9.3 Необходимо, чтобы приемник SQM имел достаточно широкую предкорреляционную полосу для того, чтобы измерять узкие показатели параметра d коррелятора, не вносить собственных значительных пиковых искажений и не маскировать аномалии, обусловленные неисправностью спутника. Как правило, предкорреляционная полоса приемника SQM не должна быть меньше 16 МГц для GPS и минимум 15 МГц для ГЛОНАСС.

8.9.4 Проверочные показатели сглаживаются с помощью цифровых фильтров нижних частот. Постоянная времени этих фильтров должна быть меньше тех, которые совместно используются (и стандартизованы на уровне 100 с) опорными приемниками для вывода дифференциальных поправок и бортовыми авиационными приемниками для сглаживания измерений псевдодальности (с помощью сглаживания по несущей). Сглаженные показатели затем сравниваются с пороговыми значениями. Если хотя бы одно из пороговых значений превышено, то для данного спутника формируется сигнал тревоги.

8.9.5 Пороговые значения, используемые для вывода характеристик, определяются как минимальные обнаруживаемые ошибки (MDE) и минимальные обнаруживаемые коэффициенты (MDR). Для вывода MDE и MDR используются вероятность ложного обнаружения и вероятность необнаружения аномалии сигнала в безотказном приемнике. Шумы в показателях (D) и (R), обозначаемые ниже как $\delta_{D,test}$ и $\delta_{R,test}$, в основном обусловлены погрешностями многолучевости. Следует отметить, что при проверке показателей может использоваться среднее значение (μ_{test}), обусловленное искажениями в фильтре приемника SQM. При проведении пороговых проверок также должны приниматься во внимание средние значения.

8.9.6 Значения MDE и MDR, используемые при моделировании характеристик SQM, рассчитываются по следующим формулам:

$$MDE = (K_{ffd} + K_{md})\ \sigma_{D,test\ и}$$

$$MDR = (K_{ffd} + K_{md})\ \sigma_{R,test},$$

где $K_{ffd} = 5{,}26$ – типовой коэффициент обнаружения в безотказном приемнике, представляющий вероятность ложного обнаружения $1{,}5 \times 10^{-7}$ при проведении одного испытания;

$K_{md} = 3{,}09$ – типовой коэффициент необнаружения, представляющий вероятность необнаружения 10^{-3} при проведении одного испытания;

$\sigma_{D,test}$ – среднеквадратическое отклонение измеренных значений проверочного показателя разностей D;

$\sigma_{R,test}$ – среднеквадратическое отклонение измеренных значений проверочного показателя коэффициентов R.

8.9.7 Если для обнаружения отказов используются несколько независимых приемников SQM, значения сигма могут быть уменьшены на корень квадратный из количества независимых

мониторов.

8.9.8 Отказ декларируется, если

$$\left|D, test - \mu_{D,test}\right| \geq MDE \text{ или}$$

$$\left|R, test - \mu_{R,test}\right| \geq MDR$$

для любого из проведенных испытаний, где $\mu_{X,test}$ – среднее значение в испытании X с учетом искажения в фильтре приемника SQM, а также искажения корреляционного пика, специфического для данной PRN C/A кода. (Не все корреляционные пики C/A кода имеют одинаковую форму. В моделируемой среде, однако, данное искажение за счет PRN можно игнорировать и использовать идеальные корреляционные пики, за исключением случаев моделирования искажений в фильтре.)

8.10 Среднеквадратические отклонения статистики испытаний, $\delta_{D,test}$ и $\delta_{R,test}$, могут быть определены при накоплении данных в мультикорреляционном приемнике в прогнозируемой рабочей среде. В приемнике-накопителе данных используются одна следящая пара корреляторов и дополнительные точки измерения корреляционной функции, которые подчинены этой следящей паре, как показано на рис. D-18. Для расчета показателей данные собираются и сглаживаются по всем имеющимся точкам измерений. Среднеквадратические отклонения этих показателей и определяют $\delta_{D,test}$. Также возможно рассчитать данную статистику испытаний (1 δ) при наличии модели многолучевости среды установки.

8.10.1 Результирующее значение $\delta_{D,test}$ сильно зависит от степени многолучевости той среды, в которой осуществляется накопление данных. Отклонение вследствие многолучевости может быть на порядок больше, чем отклонение обусловленное шумами, даже при минимальном уровне отношения "несущая – помеха". Этот аспект иллюстрирует важность конструкции антенны и критериев ее размещения, которые являются основными факторами при определении воздействующего на приемник уровня многолучевости. Уменьшение многолучевости значительно снизит результирующие MDE и улучшит тем самым характеристики SQM.

8.10.2 Средние значения $\mu_{D,test}$ и $\mu_{R,test}$, с другой стороны, определяются в среде, относительно свободной от ошибок, например, при использовании в качестве входного воздействия сигнала от имитаторов GPS и ГЛОНАСС. Эти средние значения моделируют номинальное искажение корреляционного пика в фильтре приемника SQM, включая эффекты искажения, обусловленные соседними второстепенными автокорреляционными пиками. Для различных PRN средние значения, базирующиеся на этих свойствах, могут быть разными.

8.10.3 Присутствие погрешности деформации номинального сигнала может быть причиной того, что датчики контроля будут иметь распределение с ненулевым средним значением. Эти смещения могут наблюдаться с помощью усредненной оценки данных, полученных в результате их практического сбора. Следует отметить, что номинальные отклонения могут зависеть от возвышения, и они, как правило, со временем медленно изменяются.

8.11 Для того чтобы наземный монитор защищал пользователей от различных аномалий, модели которых описаны выше, необходимо учитывать, что бортовые авиационные приемники обладают некоторыми специфическими характеристиками. Если не ввести некоторых ограничений, сложность наземного монитора может быть неоправданно высокой. Будущее

развитие технологии может привести к улучшению характеристик обнаружения в авиационном приемнике и смягчить существующие ограничения.

8.11.1 В случае дубль-дельта корреляторов бортовые авиационные приемники отслеживают самый большой корреляционный пик по всей кодовой последовательности каждого дальномерного источника, используемого в навигационном решении.

8.11.2 В случае дубль-дельта корреляторов предкорреляционный фильтр дает спад как минимум 30 дБ на октаву в переходной полосе. Для приемников GBAS требуется, чтобы конечное затухание в полосе подавления составляло не менее 50 дБ (относительно пикового усиления в полосе пропускания).

8.11.3 Для описания характеристик слежения, специфических для каждого типа спутника, используются следующие параметры:

a) мгновенный параметр коррелятора определяется как расстояние между конкретным набором опережающих и запаздывающих дискретов корреляционной функции;

b) средний параметр коррелятора определяется как осреднение мгновенного параметра на интервале 1 с. Среднее значение определяется на любом односекундном временном интервале;

c) дискриминатор Δ базируется на среднем значении дискретов опережение – минус – запаздывание со значениями параметра коррелятора в пределах заданного диапазона, либо является дискриминатором типа $\Delta = 2\Delta_{d1} - \Delta_{2d1}$, где d_1 и $2d_1$ находятся в пределах заданного диапазона. Используется либо когерентный, либо некогерентный дискриминатор;

d) дифференциальная групповая задержка применяется ко всей бортовой системе до коррелятора, включая антенну. Дифференциальная групповая задержка определяется как

$$\left|\frac{d\phi}{d\omega}(f_c) - \frac{d\phi}{d\omega}(f)\right|$$

где f_c – центральная частота полосового предкорреляторного фильтра;

f – любая частота в пределах полосы 3 дБ предкорреляторного фильтра; и

φ – комбинированная фазовая характеристика предкорреляторного полосового фильтра и антенны;

$\omega = 2\pi f$.

8.11.4 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки для бортовых авиационных приемников, использующих корреляторы типа "опережение – запаздывание" и работающих по сигналам спутников GPS, приведены в таблице D-11, за исключением случаев, указанных ниже.

8.11.4.1 Для бортового оборудования GBAS, использующего корреляторы типа "опережение – запаздывание" и работающего по сигналам спутников GPS, пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки (включая вклад антенны) соответствуют таблице D-11, за исключением того, что минимальная ширина полосы в регионе 1 будет увеличиваться до 4 МГц, а среднее значение параметра коррелятора уменьшается до среднего значения в 0,21 кодовых импульсов или мгновенного значения в 0,235 кодовых импульсов.

8.11.4.2 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки для бортовых приемников GBAS класса

D (GAEC D), использующих коррелляторы типа "опережение – запаздывание" и работающих по сигналам спутников GPS, приведены в таблице D-11, только регионы 2, 3 или 4. Кроме того, в регионе 2 интервал средних значений параметра коррелятора составляет 0,045–0,12 символьных кода, а мгновенное значение параметра коррелятора равняется 0,04–0,15 символьных кода.

8.11.4.3 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки (включая вклад антенны) для бортового оборудования SBAS, использующего коррелляторы типа "опережение – запаздывание" и работающего по сигналам спутников GPS, соответствуют значениям, указанным в таблице D-11 для первых трех регионов.

8.11.5 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки для бортовых авиационных приемников, использующих коррелляторы типа "опережение – запаздывание" и работающих по сигналам спутников ГЛОНАСС, приведены в таблице D-12.

8.11.5.1 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки для бортовых приемников GBAS класса D (GAEC D), использующих коррелляторы типа "опережение – запаздывание" и работающих по сигналам спутников ГЛОНАСС, приведены в таблице D-12, только регионы 2 и 3. Кроме того, в регионе 2 интервал средних значений параметра коррелятора составляет 0,05–0,1 символьных кода, а мгновенное значение параметра коррелятора равняется 0,045–0,11 символьных кода.

8.11.6 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки для бортовых авиационных приемников, использующих дубль-дельта коррелляторы и работающих по сигналам спутников GPS, приведены в таблицах D-13A и D-13B.

8.11.6.1 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки для бортовых авиационных приемников GBAS класса D (GAEC D), использующих дубль-дельта коррелляторы и работающих по сигналам спутников GPS, приведены в таблице D-13, регионы только 2 и 3.

8.11.7 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки для бортовых авиационных приемников, использующих коррелляторы типа "опережение – запаздывание" или дубль-дельта и работающих по сигналам спутников SBAS, приведены в таблице D-14.

8.11.7.1 Пределы значений ширины предкорреляционной полосы, параметра коррелятора и дифференциальной групповой задержки для бортовых авиационных приемников GBAS класса D (GAEC D), использующих коррелляторы типа "опережение – запаздывание" или дубль-дельта и работающих по сигналам спутников SBAS, приведены в таблице D-14, регион только 2. Кроме того, для приемников GAEC D, использующих коррелляторы типа "опережение – запаздывание" и работающих по сигналам спутников SBAS, среднее значение параметра коррелятора составляет 0,045–0,12 символьных кода, а мгновенное значение параметра коррелятора равняется 0,04–0,15 символьных кода.

Таблица D-11. Ограничения по слежению за сигналами спутников GPS

для корреляторов типа "опережение – запаздывание"

Регион	Ширина предкорреляционной полосы (ШП) для 3 дБ	Среднее значение параметра коррелятора (симв. кода)	Мгновенное значение параметра коррелятора (симв. кода)	Дифференциальная групповая задержка
1	2 < ШП ≤ 7 МГц	0,045–1,1	0,04–1,2	≤ 600 нс
2	7 < ШП ≤ 16 МГц	0,045–0,21	0,04–0,235	≤ 150 нс
3	16 < ШП ≤ 20 МГц	0,045–0,12	0,04–0,15	≤ 150 нс
4	20 < ШП ≤ 24 МГц	0,08–0,12	0,07–0,13	≤ 150 нс

Таблица D-12. Ограничения по слежению за сигналами спутников ГЛОНАСС для корреляторов типа "опережение – запаздывание"

Регион	Ширина предкорреляционной полосы (ШП) для 3 дБ	Среднее значение параметра коррелятора (симв. кода)	Мгновенное значение параметра коррелятора (симв. кода)	Дифференциальная групповая задержка
1	7 < ШП ≤ 9 МГц	0,05–1,0	0,045–1,1	≤ 100 нс
2	9 < ШП ≤ 15 МГц	0,05–0,2	0,045–0,22	≤ 100 нс
3	15 < ШП ≤ 18 МГц	0,05–0,1	0,045–0,11	≤ 100 нс

Таблица D-13A. Ограничения по слежению за сигналами спутников GPS для бортовых приемников GRAS и SBAS с дубль-дельта корреляторами

Регион	Ширина предкорреляционной полосы (ШП) для 3 дБ	Среднее значение параметра коррелятора X (симв. кода),	Мгновенное значение параметра коррелятора (симв. кода)	Дифференциальная групповая задержка
1	(–50 × X) + 12 < ШП ≤7 МГц 2 < ШП ≤ 7 МГц	0,1 – 0,2 0,2 – 0,6	0,09 – 0,22 0,18 – 0,65	≤ 600 нс
2	(–50 × X) + 12 < ШП ≤ (40 × X) + 11,2 МГц (–50 × X) + 12 < ШП ≤14 МГц 7 < ШП ≤ 14 МГц	0,045 – 0,07 0,07 – 0,1 0,1 – 0,24	0,04 – 0,077 0,062 – 0,11 0,09 – 0,26	≤ 150 нс
3	14 < ШП ≤ 16 МГц	0,07 – 0,24	0,06 – 0,26	≤ 150 нс

Таблица D-13B. Ограничения по слежению за сигналами спутников GPS для бортовых приемников GBAS с дубль-дельта корреляторами

Регион	Ширина предкорреляционной полосы (ШП) для 3 дБ	Среднее значение параметра коррелятора X (симв. кода)	Мгновенное значение параметра коррелятора (симв. кода)	Дифференциальная групповая задержка
1	(-50 × X) + 12 < ШП ≤ 7 МГц 4 < ШП ≤ 7 МГц	0,1 – 0,16 0,16 – 0,6	0,09 – 0,18 0,14 – 0,65	≤ 600 нс
2	(-50 × X) + 12 < ШП ≤ (133,33 × X) + 2,667 МГц (-50 × X) + 12 < ШП ≤ 14 МГц 7 < ШП ≤ 14 МГц	0,07 – 0,085 0,085 – 0,1 0,1 – 0,24	0,063 – 0,094 0,077 – 0,11 0,09 – 0,26	≤ 150 нс
3	14 < ШП ≤ 16 МГц 14 < ШП ≤ (133,33 × X) + 2,667 МГц	0,1 – 0,24 0,085 – 0,1	0,09 – 0,26 0,077 – 0,11	≤ 150 нс

Таблица D-14. Ограничения по слежению для дальномерной функции SBAS

Регион	Ширина предкорреляционной полосы (ШП) для 3 дБ	Среднее значение параметра коррелятора (симв. кода)	Мгновенное значение параметра d коррелятора (симв. кода)	Дифференциальная групповая задержка
1	2 < ШП ≤ 7 МГц	0,045–1,1	0,04–1,2	≤ 600 нс
2	7 < ШП ≤ 20 МГц	0,045–1,1	0,04–1,2	≤ 150 нс

9 МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЯ И NOTAM

9.1 Состояние системы

9.1.1 Деградация GBAS, как правило, имеет локальные последствия и воздействует главным образом на операции захода на посадку. Информацию о деградации системы следует распространять как относящуюся к заходу на посадку.

9.1.2 Деградация основной орбитальной системы (систем) спутников или SBAS, как правило, имеет не только локальное действие, но и дополнительные последствия для более широких областей и может непосредственно влиять на операции полета по маршруту. Информацию о деградации этих элементов следует распространять как относящуюся ко всей зоне действия. Примером является отказ спутника.

9.1.3 Деградация GRAS может иметь локальные последствия и/или последствия для более широких областей.

Следовательно, если деградация имеет только локальные последствия, информацию о деградации системы GRAS следует распространять в соответствии с п. 9.1.1. Если деградация имеет последствия для более широких областей, информацию о деградации системы GRAS следует распространять в соответствии с п. 9.1.2.

9.1.4 Следует доводить до пользователей информацию о неспособности GNSS поддерживать ту или иную операцию. Например, GPS/SBAS могут не поддерживать операцию точного захода на посадку при конкретном заходе на посадку. Эта информация может формироваться автоматически или вручную на основе моделей функционирования системы.

9.2 Информация о типе деградации

Подлежит распространению следующая информация:

a) неготовность обслуживания;

b) ухудшение обслуживания, если такая информация используется;

c) время и ожидаемая продолжительность деградации.

9.3 График оповещения

Извещение о плановом событии следует направлять администрации NOTAM не позднее чем за 72 ч до наступления события. Извещение о неплановом событии следует направлять администрации NOTAM в течение 15 мин. Следует направлять извещения о событиях продолжительностью 15 мин и более.

10 ВОЗДЕЙСТВИЕ ПОМЕХ

10.1 Потенциальные возможности воздействия помех

Такие спутниковые радионавигационные системы, как GPS и ГЛОНАСС, отличает относительно малая мощность принимаемого сигнала, и это означает, что сигнал помехи может привести к потере обслуживания. Для обеспечения обслуживания необходимо, чтобы помехи не превышали максимальные уровни, заданные в SARPS.

10.2 Источники внутриполосных помех

Потенциальным источником внутриполосных помех является работа фиксированных служб в ряде государств. В некоторых государствах диапазон частот, используемый GPS и ГЛОНАСС, выделен на первичной основе фиксированным службам для направленной микроволновой связи.

10.3 Источники внеполосных помех

Потенциальными источниками внеполосных излучений являются гармонические и побочные излучения аэронавигационных ОВЧ и УВЧ передатчиков. Причиной помех могут быть также внеполосные шумы, дискретные побочные составляющие и составляющие интермодуляции радио- и телевещания.

10.4 Источники помех на борту воздушного судна

10.4.1 Возможность создания помех сигналам GPS и ГЛОНАСС на борту воздушного судна зависит от типа воздушного судна, его размеров и типов установленного на нем оборудования. При выборе места для антенны GNSS следует учитывать возможность воздействия бортовых помех (главным образом, от SATCOM).

10.4.2 Приемники GNSS, которые используются на борту воздушного судна вместе с оборудованием SATCOM, должны иметь более высокие пороговые значения помехи в частотном диапазоне 1610–1626,5 МГц, чем бортовые приемники без оборудования SATCOM. Поэтому спецификации пороговых уровней помехи для обоих случаев различаются.

Примечание. Ограничения для излучающих бортовых земных станций SATCOM приведены в п. 4.2.3.5 тома III части I главы 4 AR-ANS-009.

10.4.3 Основные методы подавления бортовых помех включают экранирование, фильтрацию, конструктивные методы в приемнике и, особенно на больших воздушных судах, физическое разнесение антенн, передатчиков и кабелей. Методы в приемниках включают использование адаптивных фильтров, методов компенсации помех для подавления внутриполосных помех с узким спектром. Методы, связанные с антеннами, включают использование адаптивных антенн с управляемым нулем диаграммы направленности, которые уменьшают коэффициент усиления антенны в направлении источников помехи без уменьшения уровня мощности сигналов, принимаемых от спутников.

10.5 Целостность в условиях помех

Требование о том, чтобы приемники SBAS и GBAS не выдавали ошибочную информацию при наличии помехи, предназначено для предотвращения выдачи ошибочной информации в условиях возможных сценариев непреднамеренных помех. Оно непосредственно не предназначено для учета случаев воздействия преднамеренной помехи. Несмотря на то, что это требование невозможно полностью проверить посредством проведения испытания, приемлемое средство обеспечения соответствия можно найти в соответствующих стандартах минимальных эксплуатационных характеристик на приемник, опубликованных RTCA и EUROCAE.

11 РЕГИСТРАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ GNSS

11.1 Для того чтобы иметь возможность проводить расследование инцидентов/авиационных происшествий (пп 2.1.4.2 и 2.1.4.3 главы 2), необходимо регистрировать информацию GNSS как по системе функционального дополнения, так и по соответствующей основной системе GNSS, используемым для обеспечения операции. Подлежащие регистрации параметры зависят от типа операции, системы функционального дополнения и используемых основных элементов. Все предоставляемые пользователям параметры в пределах данной зоны обслуживания должны регистрироваться в репрезентативных пунктах зоны обслуживания.

11.2 Цель заключается не в том, чтобы обеспечить независимую гарантию того, что GNSS функционирует исправно, или другой уровень системного контроля за аномальными характеристиками или входными данными для процесса составления NOTAM. Система регистрации не должна быть независимой от обслуживания GNSS, и эти функции могут быть делегированы другим государствам или учреждениям. Для того чтобы в будущем можно было восстановить индикацию местоположения, скорости и времени, обеспечиваемую конкретной системой GNSS, рекомендуется постоянно регистрировать данные, как правило, с частотой 1 Гц.

11.3 Что касается основных систем GNSS, то следует регистрировать для всех находящихся в поле видимости спутников следующие контролируемые параметры:

a) отношение "плотность сигнала на несущей – плотность шума" (C/N_0) наблюдаемых спутников;

b) грубые измерения кода псевдодальности и фазы несущей наблюдаемых спутников;

c) передаваемые спутниками навигационные сообщения по всем спутникам в поле видимости;

d) соответствующая регистрируемая информация о состоянии приемников.

11.4 Что касается SBAS, то следует регистрировать для всех геостационарных спутников, находящихся в поле видимости, следующие контролируемые параметры в дополнение к перечисленным выше контролируемым параметрам основной системы GNSS:

a) отношение "плотность сигнала на несущей – плотность шума" (C/N_0) наблюдаемых геостационарных спутников;

b) грубые измерения кода псевдодальности и фазы несущей наблюдаемых геостационарных спутников;

c) передаваемые информационные сообщения SBAS;

d) соответствующая информация о состоянии приемников.

11.5 Что касается системы GBAS, то в дополнение к перечисленным выше контролируемым параметрам основной системы GNSS и SBAS (при необходимости) следует регистрировать следующие контролируемые параметры:

a) уровень мощности VDB;

b) информация о состоянии VDB;

c) передаваемые информационные сообщения GBAS.

12 ОЦЕНКА ХАРАКТЕРИСТИК GNSS

12.1 Оценка характеристик GNSS представляет собой вид периодической автономной деятельности, которую может осуществлять государство или уполномоченная структура и которая имеет целью проверить соответствие параметров характеристик GNSS соответствующим Стандартам AR ANS- 007. Эту деятельность можно осуществлять в отношении основного созвездия, системы функционального дополнения или того и другого.

12.2 Данные, приведенные в разделе 11, могут также использоваться для оценки характеристик GNSS.

13 GNSS И БАЗА ДАННЫХ

13.1 Базу данных следует обновлять в соответствии с действующим циклом AIRAC, что в общем случае подразумевает загрузку в систему обновленной базы данных примерно каждые 28 сут. Не следует использовать устаревшую базу данных.

13.2 В некоторых ситуациях возможно проведение безопасных операций с использованием базы данных с истекшим сроком действия, если перед этим выполняются преобразования и/или процедуры обработки, обеспечивающие правильность требуемых данных. Необходимо предварительное одобрение таких преобразований и/или процедур обработки государствами.

13.2.1 Эти процедуры должны базироваться на следующих методах:

a) требование к экипажу перед проведением операции сверять важную информацию из базы данных с текущей опубликованной информацией (Этот метод увеличивает объем работы и не всегда может быть применим на практике.), или

b) отказ от требования использовать обновленную базу данных и от частых проверок экипажем информации базы данных (Такой метод может быть применим только в весьма специфических случаях, когда воздушное судно летает в строго ограниченной географической зоне, и эта зона контролируется одним управляющим ведомством или несколькими ведомствами, координирующими этот процесс.), или

c) другой утвержденный метод, обеспечивающий эквивалентный уровень безопасности.

14 МОДЕЛИРОВАНИЕ ОСТАТОЧНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ

14.1 Для применения требований к целостности для SBAS и GBAS необходимо, чтобы при определении характеристик погрешностей псевдодальности использовалась модель распределения. Модели для HPL/LPL и VPL (см. п. 7.5.3) выводятся на основе моделей отдельных составляющих погрешностей (псевдодальности), которые являются независимыми и имеющими нормальное распределение с нулевым средним. Должно быть определено соотношение между этой моделью и истинным распределением погрешности.

14.2 Одним из методов проверки удовлетворения требований к риску уровня защиты является определение дисперсии модели (δ^2). При этом распределение совокупной погрешности должно удовлетворять условиям:

$$\int_{y}^{\infty} f(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ для всех } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \ge 0 \text{ и}$$

$$\int_{-\infty}^{-y} f(x)dx \le Q\left(\frac{y}{\sigma}\right) \text{ для всех } \left(\frac{y}{\sigma}\right) \ge 0 \text{ и}$$

где f(x) – функция плотности вероятности составляющей остаточной погрешности измерения псевдодальности на борту воздушного судна;

$$Q(x) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{x}^{\infty} e^{-\frac{t^2}{2}} dt.$$

14.3 Данный метод может быть непосредственно применен в том случае, если составляющие погрешностей имеют симметричные унимодальные функции плотности вероятности с нулевым средним. Это справедливо для вклада приемника в скорректированную погрешность псевдодальности, поскольку бортовое оборудование не подвержено низкочастотным остаточным погрешностям многолучевости.

14.4 Данный метод может быть распространен для анализа остаточных погрешностей с

ненулевым средним путем увеличения дисперсии модели для компенсации возможного влияния среднего значения в области координат.

14.5 Проверка моделей погрешности псевдодальности на соответствие требованиям должна учитывать ряд факторов, включая:

a) природу составляющих погрешности;

b) объем выборки, требуемый для заданной доверительной вероятности и оценки каждого распределения;

c) время корреляции погрешностей;

d) чувствительность каждого распределения к географическому положению и времени.

Рис. D-1. Зарезервировано

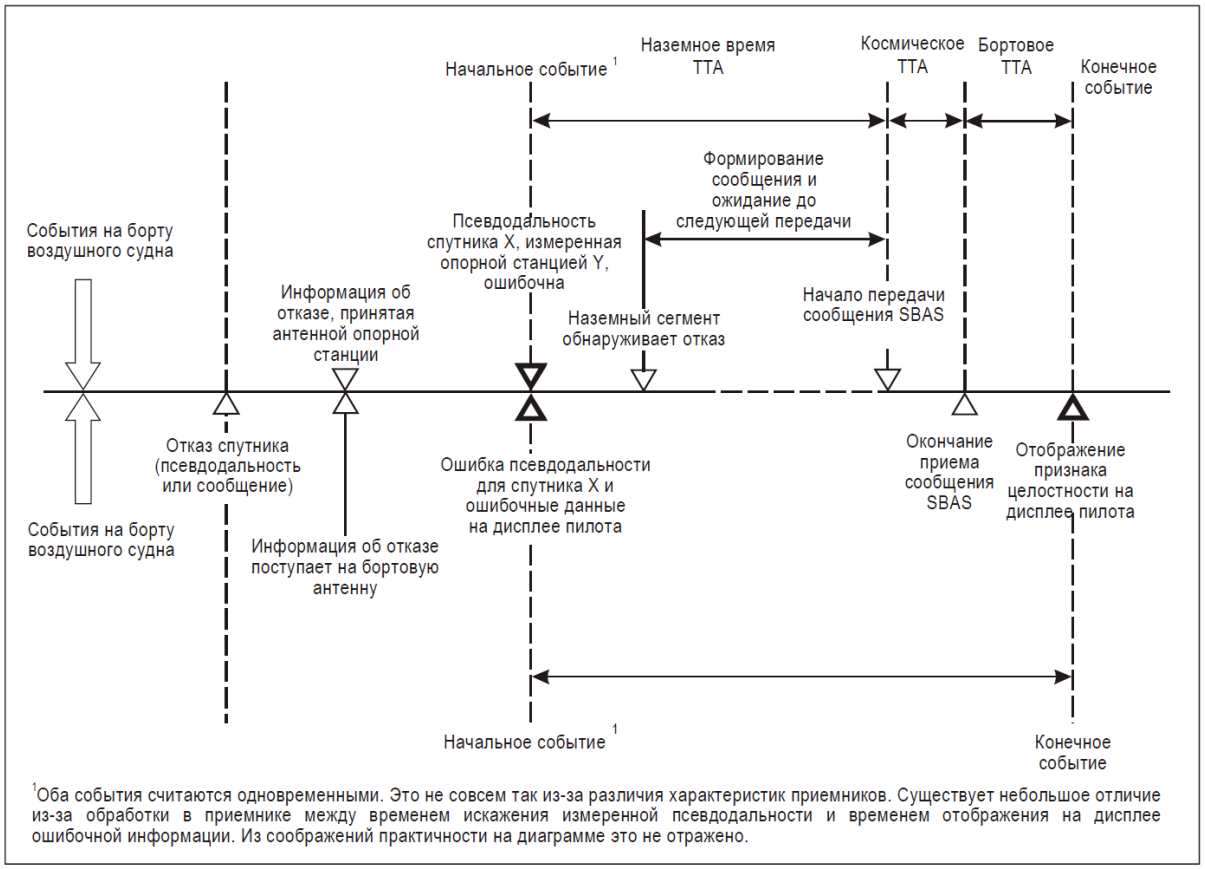


Рис. D-2. Время срабатывания сигнализации SBAS

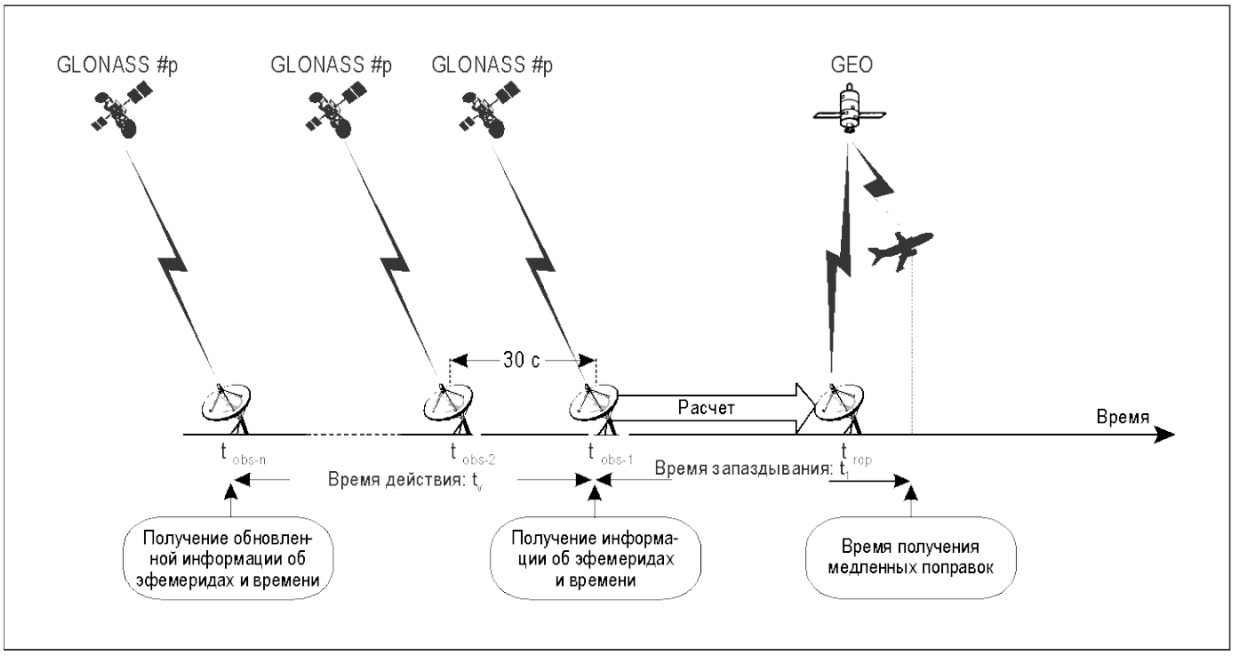


Рис. D-3. Время ГЛОНАСС

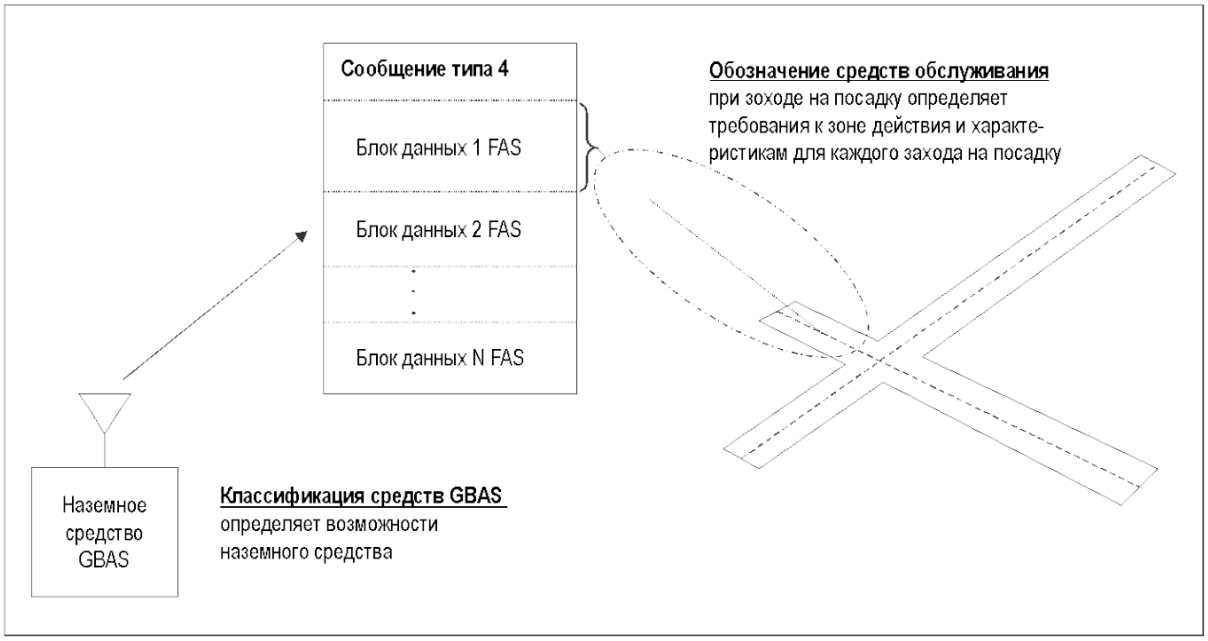
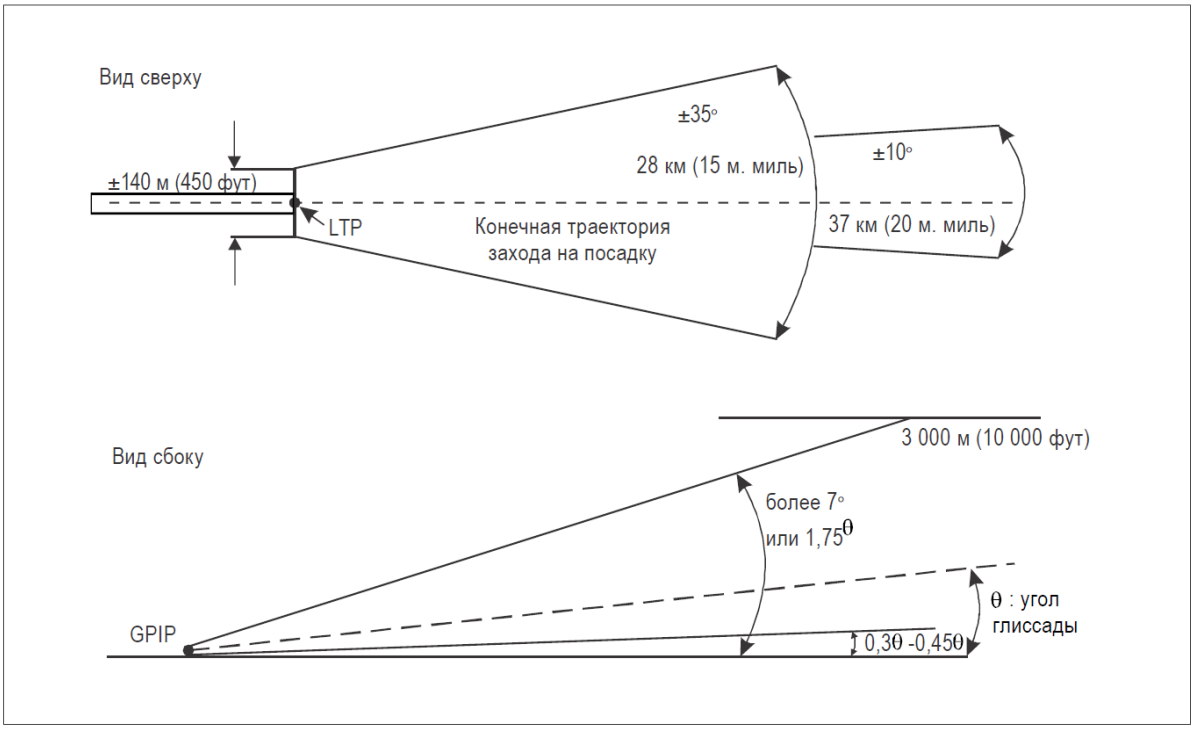


Рис. D-4. Взаимосвязь между классификацией средств GBAS и обозначением средства обслуживания при заходе на посадку



GPIP – точка захвата глиссады,

LTP – точка посадочного порога ВПП.

Рис. D-5. Минимальный объем обслуживания GBAS

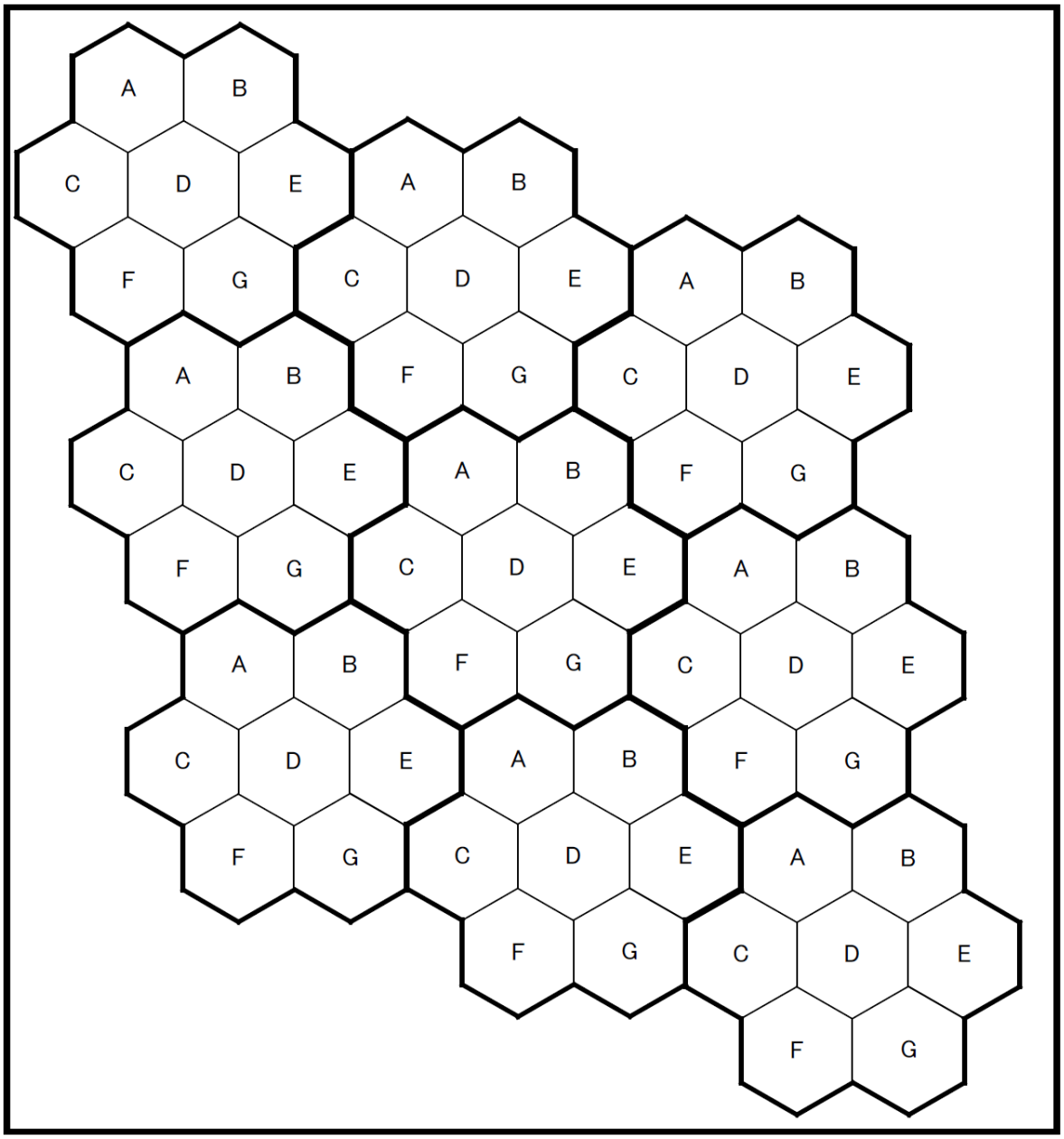


Рис. D-5A. Организация ОВЧ-сети GRAS, работающей на одной частоте с использованием нескольких временных интервалов



Рис. D-6. Шифратор/дешифратор битов

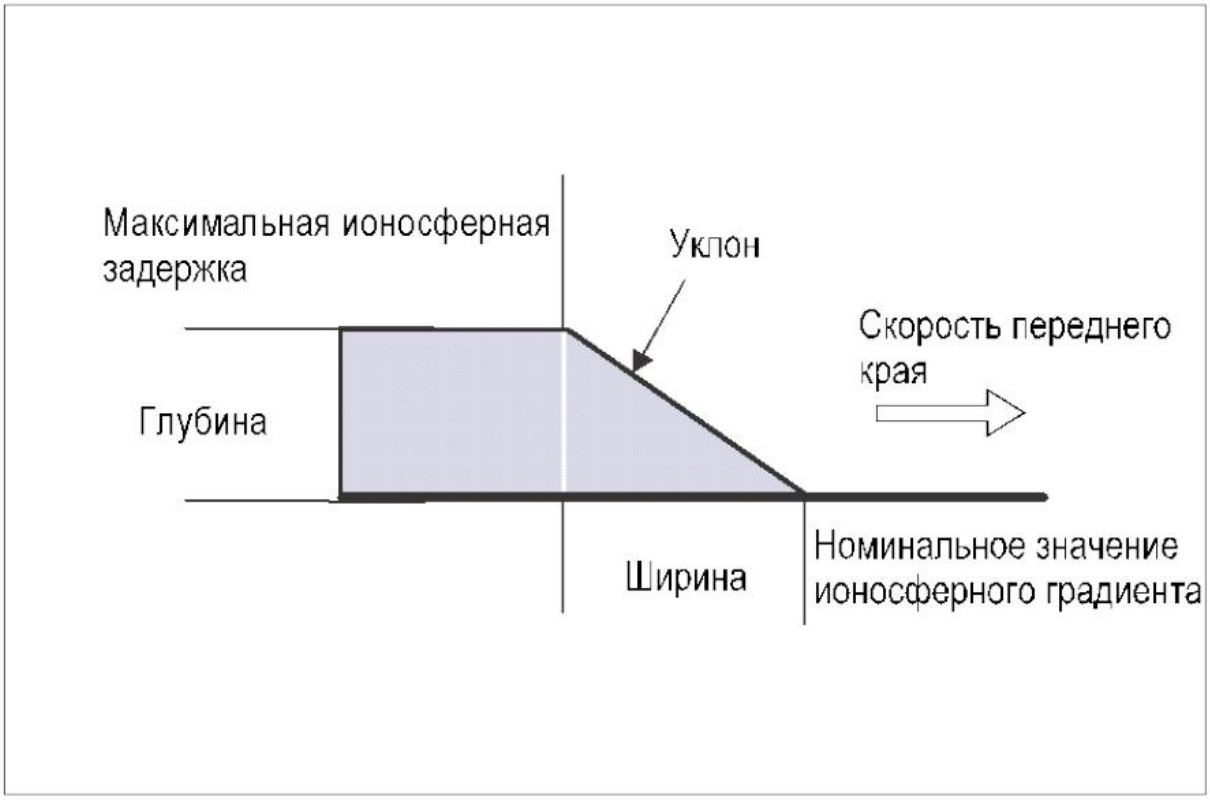


Рис. D-7. Модель ионосферной аномалии в виде движущегося клина

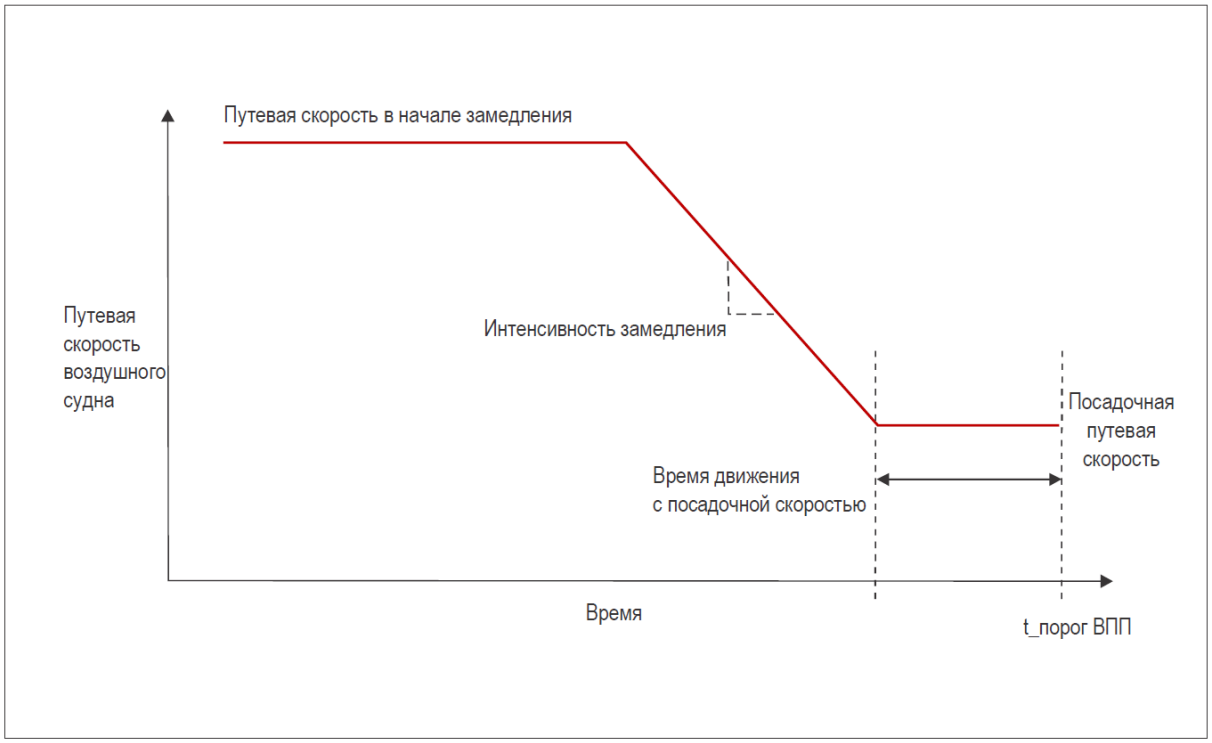


Рис. D-8. Модель профиля скоростей воздушного судна

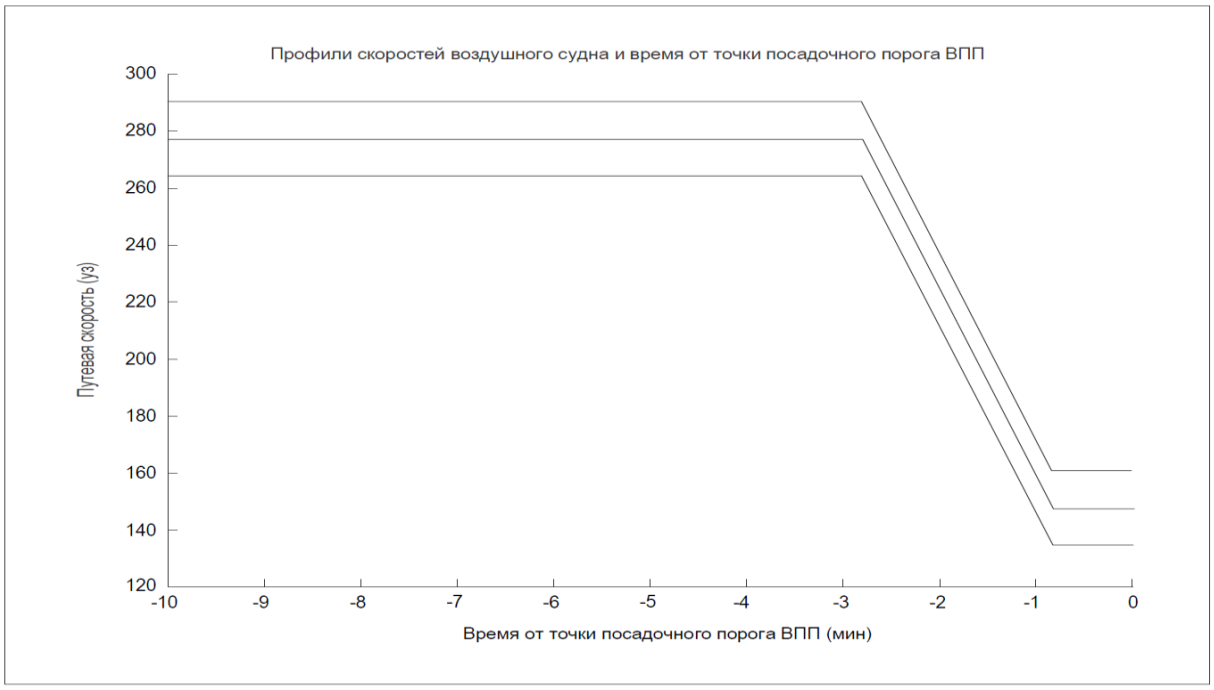


Рис. D-9. Множество профилей скоростей воздушного судна

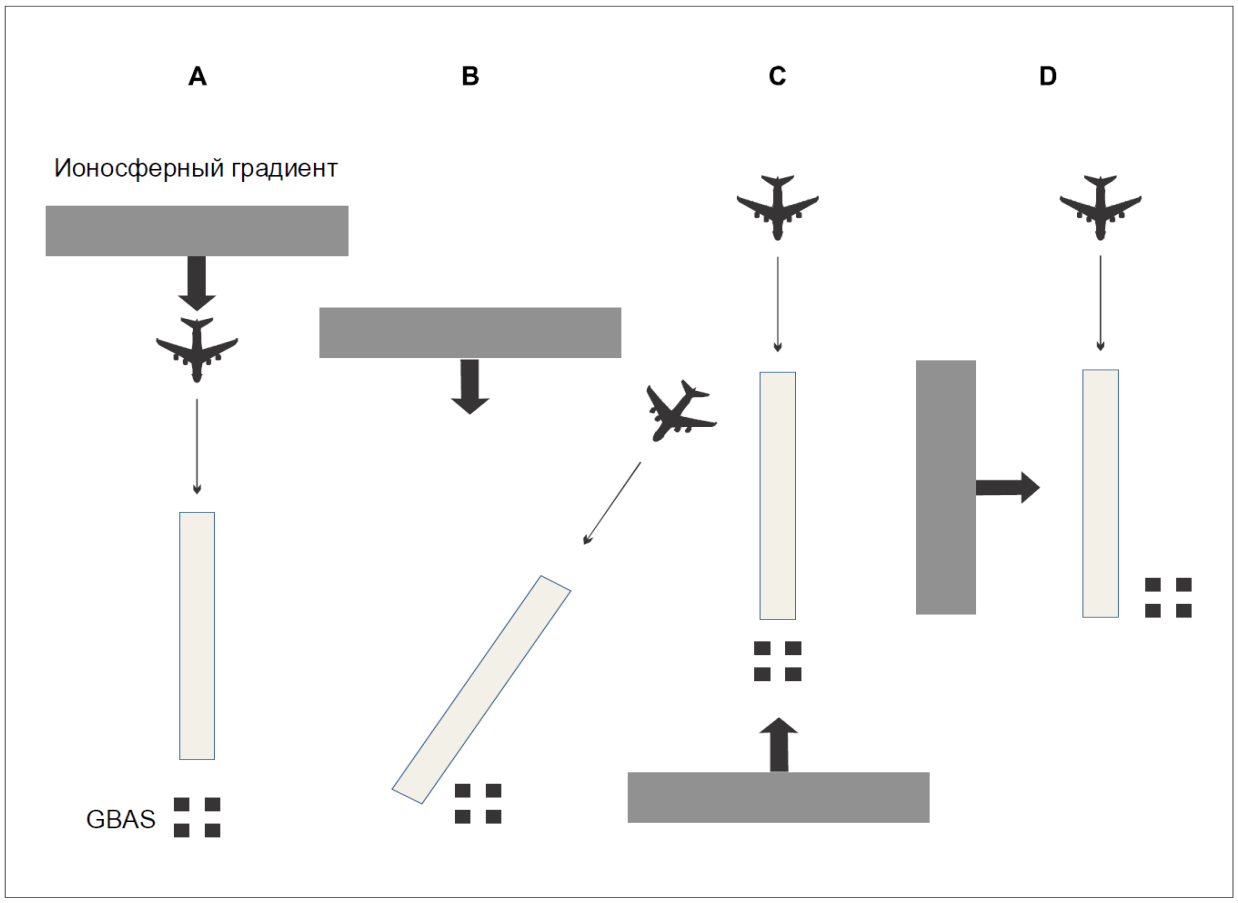


Рис. D-10. Ориентация по ионосферному градиенту
в воздухе/на земле/при заходе на посадку

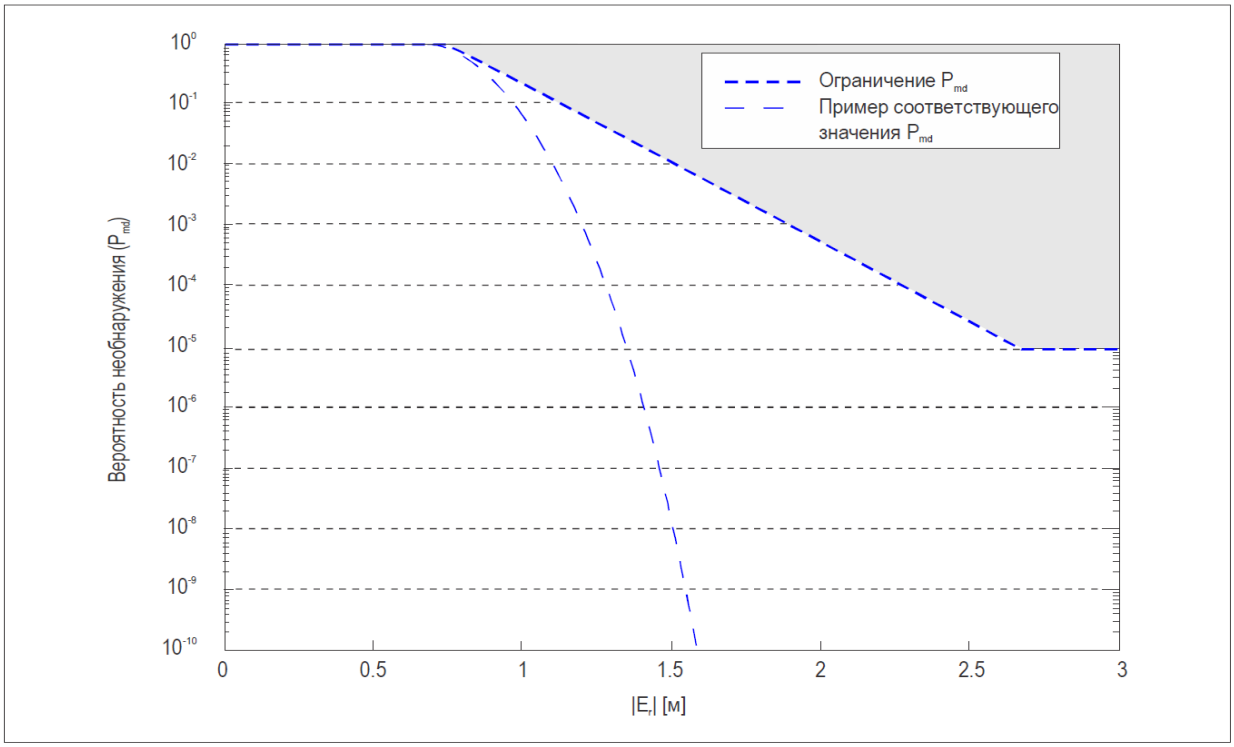
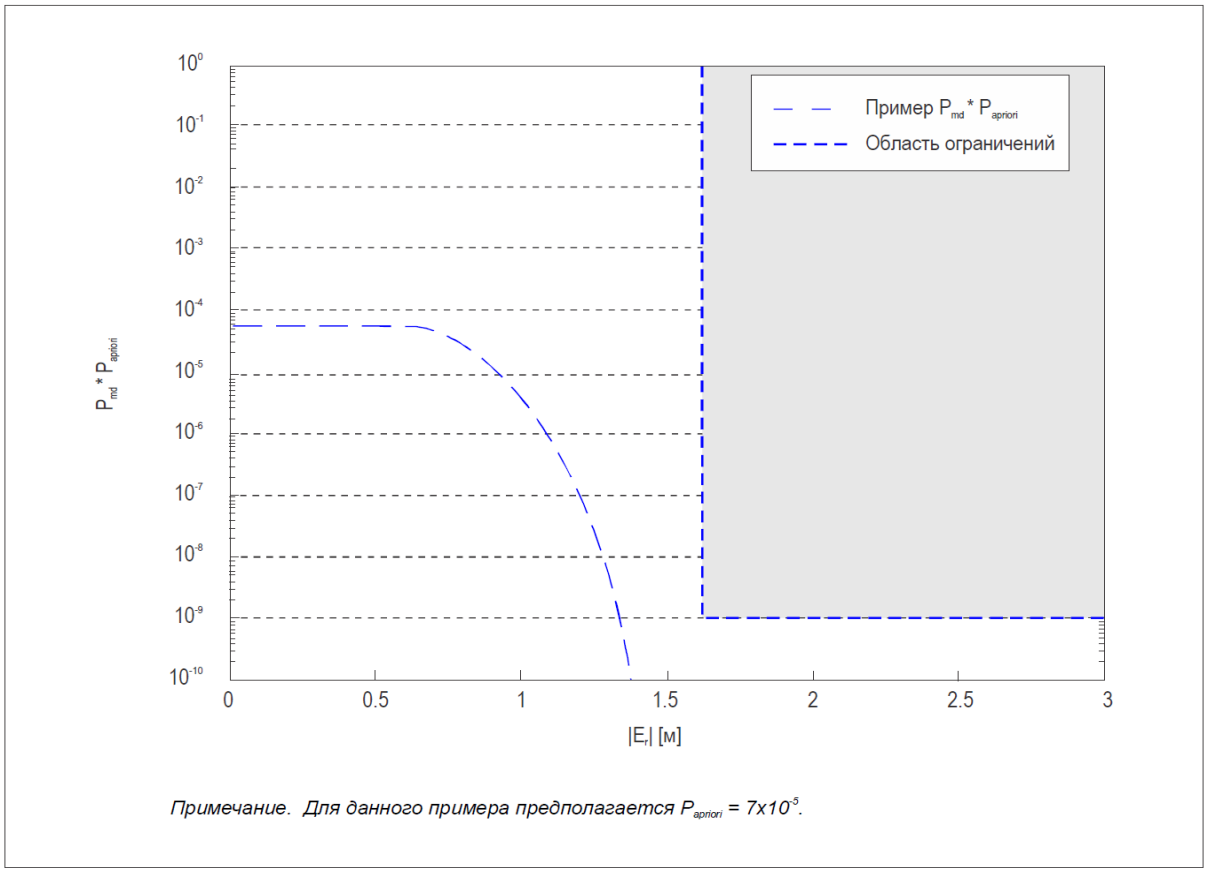


Рис. D-11. Пример области ограничений P_{md_limit}



Примечание. Для данного примера предполагается $P_{apriori} = 7x10^{-5}$.

Рис. D-12. Пример P_{md_limit} области ограничений с априорной вероятностью

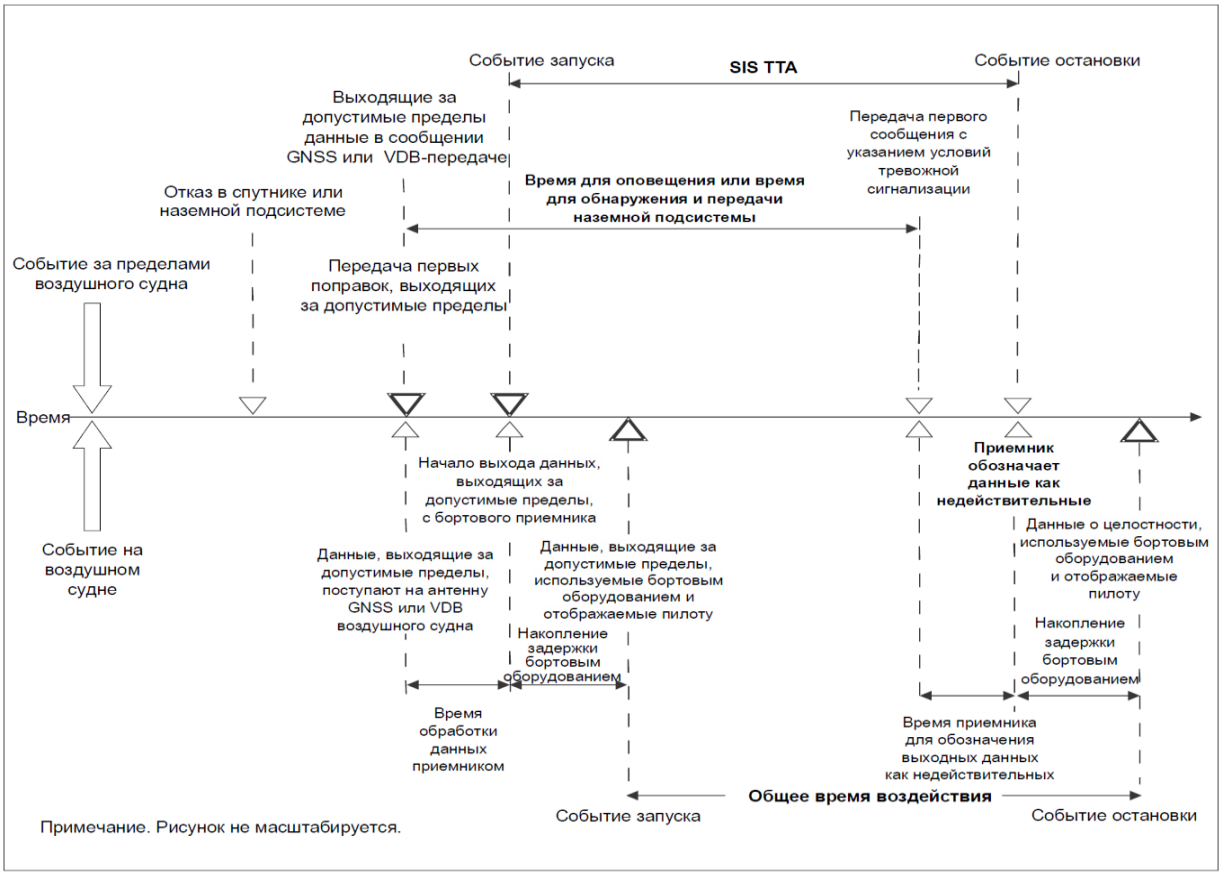


Рис. D-13. Иллюстрация номинального времени срабатывания сигнализации GBAS

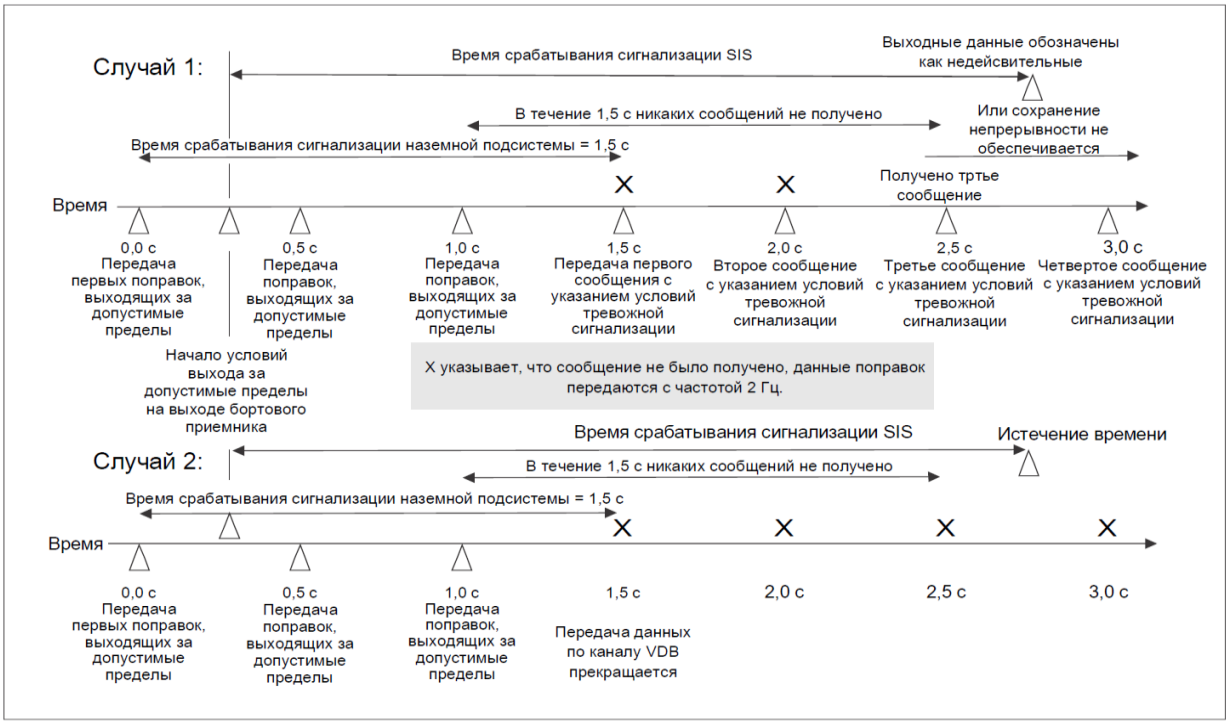
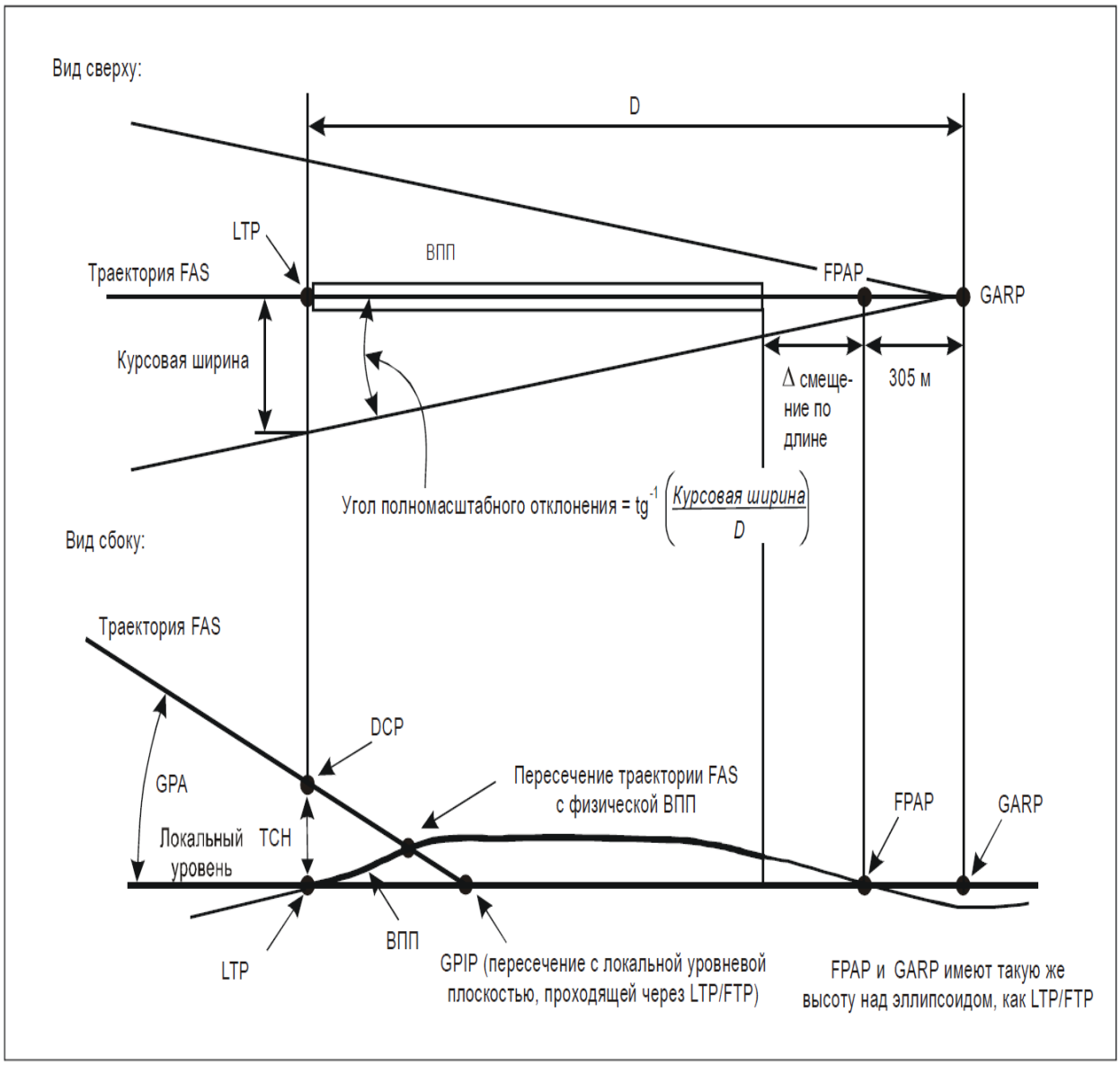


Рис. D-14. Влияние пропущенных сообщений на время срабатывания сигнализации GAST D GBAS на высоте ниже 200 фут. В случае 1 показана ситуация с пропущенными сообщениями, в случае 2 – ситуация с прекращением передачи по каналу VDB.



DCP – базовая точка пересечения,

FAS – конечный участок захода на посадку,

FPAP – точка выставления направления траектории полета,

FTP – точка фиктивного порога ВПП (см. рис. D-7),

GARP – азимутальная опорная точка GNSS,

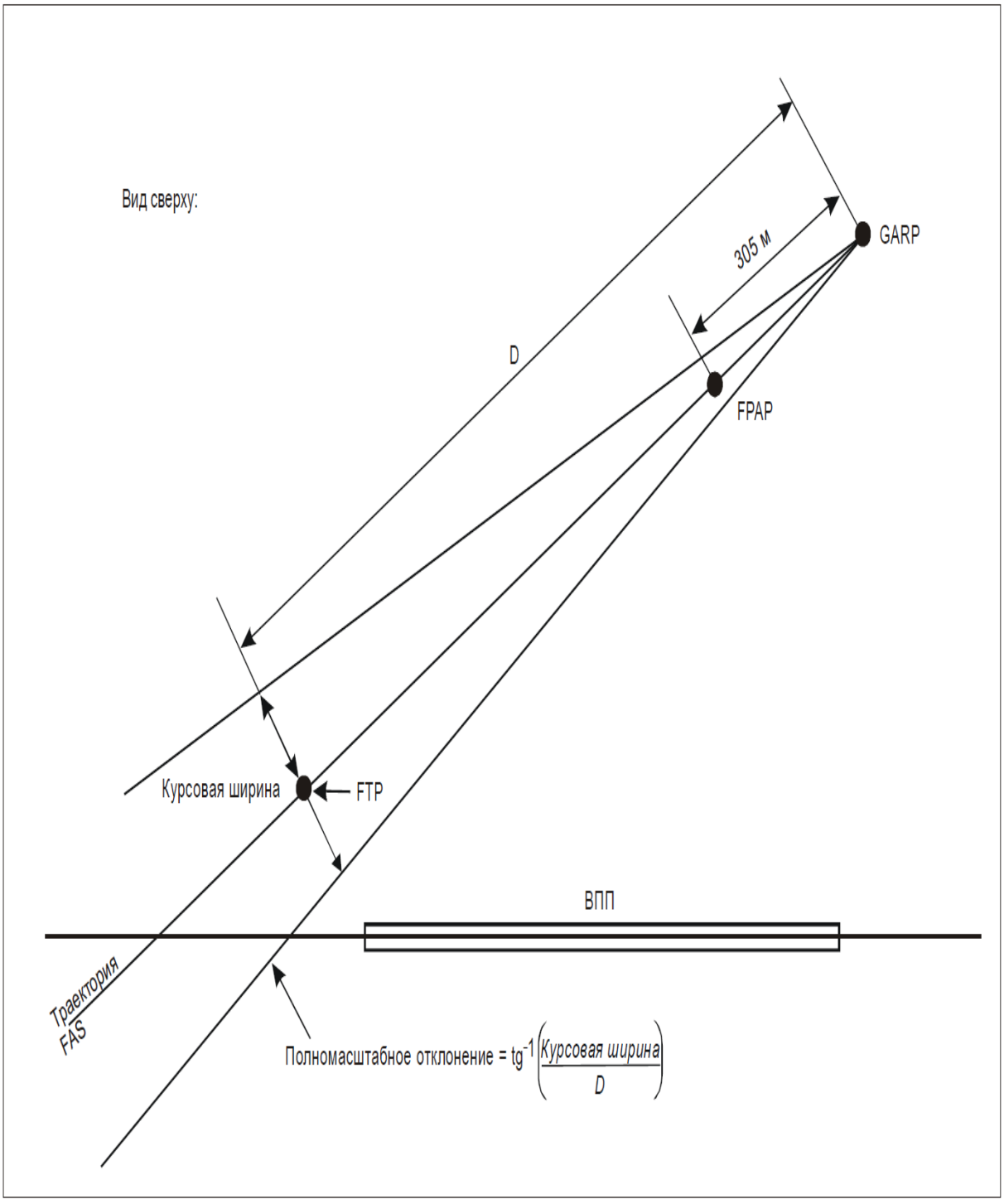
GPA – угол глиссады,

GPIP – точка захвата глиссады,

LTP – точка посадочного порога ВПП,

TCH – относительная высота пересечения порога ВПП.

Рис. D-15. Определение траектории FAS



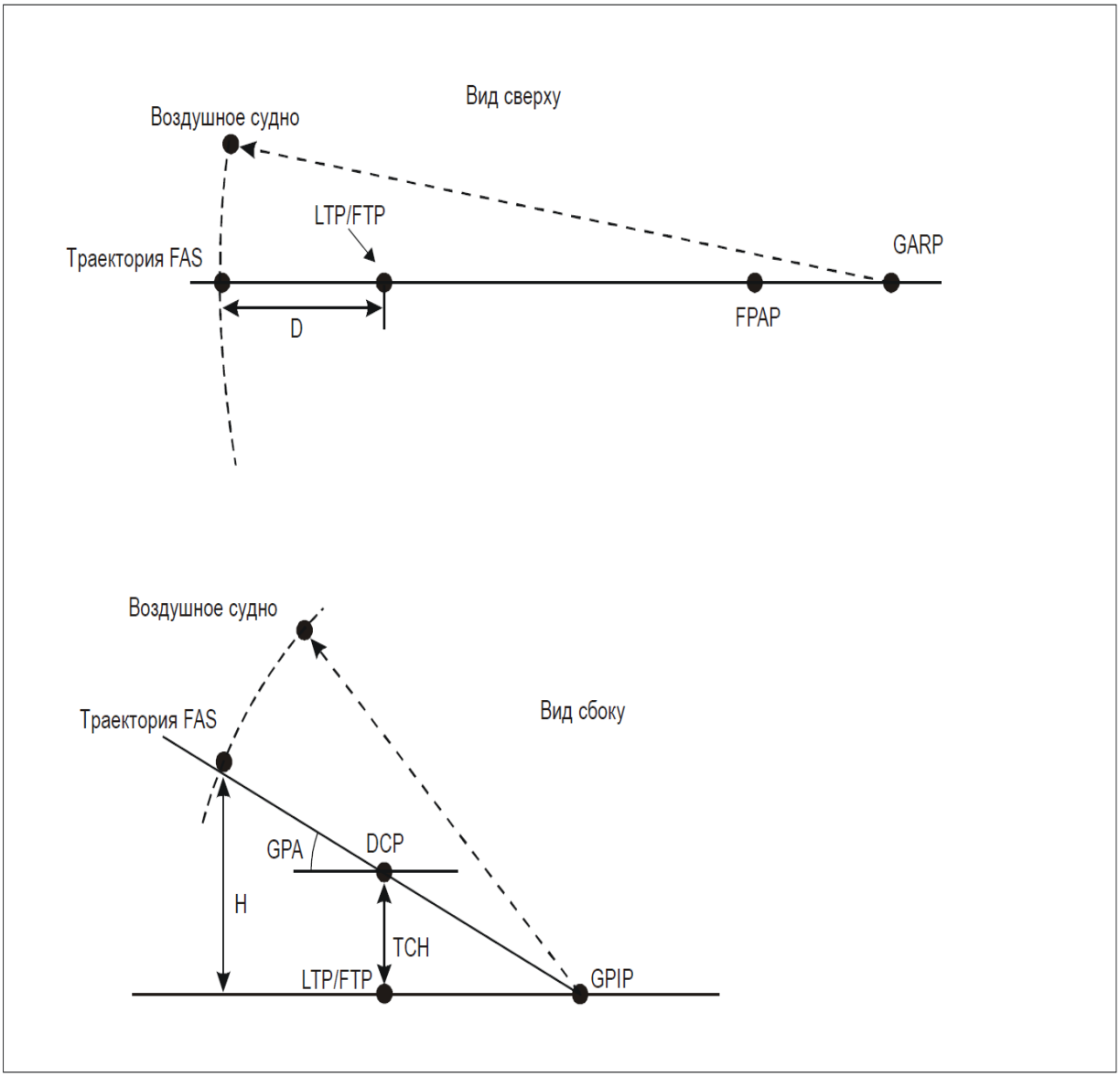
FAS – конечный участок захода на посадку,

FPAP – точка выставления направления траектории полета,

FTP – точка фиктивного порога ВПП,

GARP – азимутальная опорная точка GNSS.

Рис. D-16. Определение траектории FAS для заходов, не выровненных по ВПП



DCP – базовая точка пересечения,

FAS – конечный участок захода на посадку,

FPAP – точка выставления направления траектории полета,

FTP – точка фиктивного порога ВПП (см. рис. D-7),

GARP – азимутальная опорная точка GNSS,

GPA – угол глиссады,

GPIP – точка захвата глиссады,

LTP – точка посадочного порога ВПП,

TCH – относительная высота пересечения порога ВПП.

Рис. D-17. Определение параметров D и H при расчете порогов срабатывания сигнализации

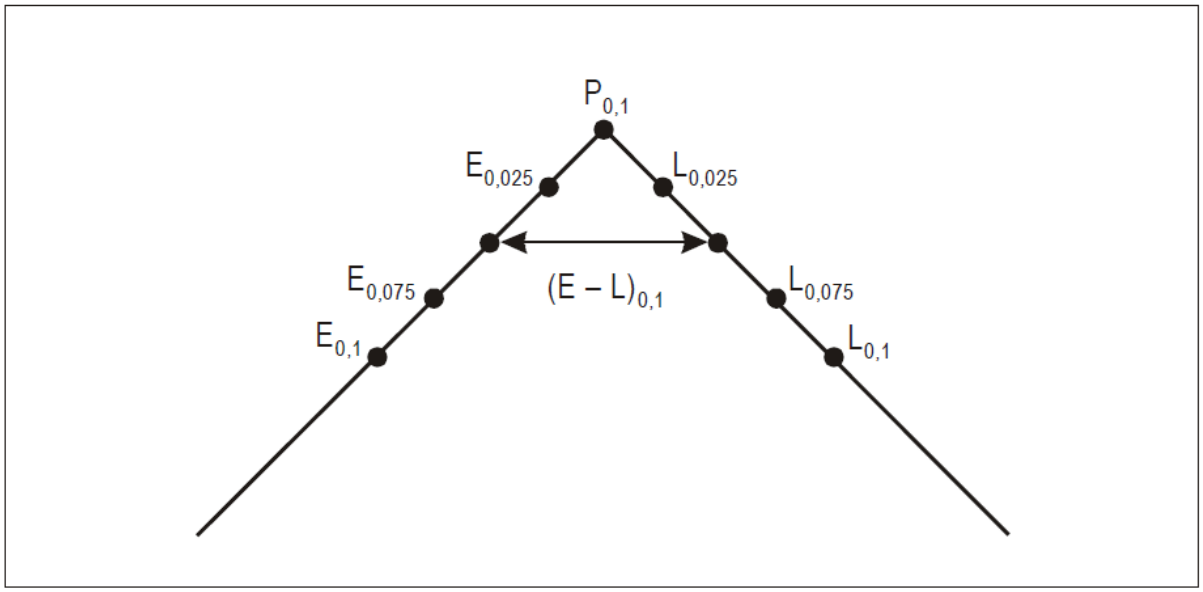


Рис. D-18. "Ближайший" корреляционный пик и измеренные значения коррелятора

ДОПОЛНЕНИЕ E. ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ ПО ПРЕДПОЛЕТНОЙ ПРОВЕРКЕ БОРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ VOR

1. Технические требования, предъявляемые к испытательной аппаратуре, предназначенной для проверки бортового оборудования VOR (VOT)

1.1 Введение

Настоящий материал предназначен в помощь государствам при проведении предполетной проверки бортового оборудования VOR и содержит предлагаемые характеристики испытательной аппаратуры для проверки бортового оборудования VOR (VOT).

1.2 Общие положения

1.2.1 VOT должна быть спроектирована таким образом, чтобы обеспечить сигналы, которые позволяли быпроверить работу типовой бортовой установки VOR в таких аэродромных зонах, где проведение предполетных проверок удобно и желательно.

1.2.2 VOT должна быть сконструирована и отрегулирована таким образом, чтобы бортовой индикатор пеленга VOR показывал 0º "FROM" ("OT"), если не нарушена калибровка приемника. Эта индикация остается постоянной независимо от углового положения воздушного судна по отношению к VOT в пределах требуемой зоны действия.

1.2.3 Учитывая методику использования VOT, нет особой необходимости в дублировании этой аппаратуры в месте ее расположения.

1.2.4 От VOT требуется, чтобы она излучала несущую высокой частоты, с которой связаны две отдельные модуляции частотой 30 Гц. Характеристики этих модуляций идентичны характеристикам сигналов с опорной и переменной фазами VOR. Фазы этих модуляций независимы от азимута и всегда совпадают одна с другой.

1.3 Радиочастота

VOT работает в диапазоне 108–117,975 МГц на соответствующем канале VOR, выбираемом с таким расчетом, чтобы не мешать при этом работе любой ОВЧ навигационной службы или службы связи. Самая высокая присваиваемая частота равна 117,95 МГц. Допуск по частоте несущей высокой частоты равен ±0,005%, за исключением случаев, указанных в пп. 3.3.2.2 и 3.3.2.3 главы 3.

1.4 Поляризация и точность

1.4.1 Излучение VOT является поляризованным в горизонтальной плоскости.

1.4.2 Точность "пеленговой" информации, передаваемой с помощью излучения VOT, составляет ±1,0°.

Примечание. Поскольку обе модуляции на несущей высокой частоты всегда совпадают по фазе, остаточная поляризованная в вертикальной плоскости составляющая излучаемого сигнала не будет оказывать никакого влияния на точность данного средства.

1.5 Зона действия

1.5.1 Требования к зоне действия и, следовательно, к излучаемой мощности будут в значительной степени зависеть от местных условий. Для некоторых установок будет достаточно мощности, измеряемой долями ватта, в то время как в других случаях, особенно когда два или более близко расположенных аэродрома должны обслуживаться одной и той же испытательной аппаратурой, может понадобиться, чтобы излучалась ВЧ-энергия в несколько ватт.

1.5.2 Когда существует необходимость защитить работающие на общем канале VOR, VOT и курсовые радиомаяки ILS от помех, создаваемых VOT, радиоизлучение должно ограничиваться тем уровнем, который требуется для удовлетворительной работы и для

обеспечения предотвращения помех для других средств, работающих на этом же присвоенном канале.

1.6 Модуляция

1.6.1 Несущая высокой частоты, наблюдаемая в любой точке пространства, модулирована по амплитуде двумя следующими сигналами:

a) поднесущей 9960 Гц с постоянной амплитудой, модулированной по частоте 30 Гц и имеющей коэффициент девиации 16 ± 1 (т. е. 15–17);

b) сигналом с частотой 30 Гц.

1.6.2 Глубина модуляции, образуемой сигналами частот 9960 и 30 Гц, находится в пределах 28 % для каждой составляющей.

1.6.3 Сигнал, модулирующий по частоте поднесущую 9960 Гц, и сигнал, модулирующий по амплитуде несущую высокой частоты, поддерживается в пределах частоты 30 Гц ± 1%.

1.6.4 Частота поднесущей 9960 Гц поддерживается в пределах ± 1%.

1.6.5 Процент амплитудной модуляции на поднесущей 9960 Гц на выходе передатчика не превышает 5%.

1.7 Опознавание

1.7.1 VOT передает опознавательный сигнал 1020 Гц. Опознавательный код для VOT выбирается компетентным органом с таким расчетом, чтобы он безошибочно определял испытательную функцию данной установки и, в случае необходимости, ее позицию.

Примечание. В пределах одного государства, когда зона действия VOT ограничивается одним аэродромом, сигнал опознавания состоит из непрерывной серии точек.

1.7.2 Глубина модуляции несущей высокой частоты сигналом опознавания составляет приблизительно 10%.

1.8 Контроль

1.8.1 В принципе нет необходимости в постоянном автоматическом контроле VOT при условии, что составляющие амплитудной и частотной модуляции частотой 30 Гц синхронизированы с помощью механического устройства и имеются средства для периодической проверки и дистанционного наблюдения за состоянием VOT.

1.8.2 Обеспечение автоматического контроля может удвоить стоимость установки VOT, поэтому многие компетентные органы, вероятно, предпочтут использовать в пункте управления только систему дистанционного наблюдения. Однако в тех случаях, когда с учетом оперативного использования VOT какое-либо государство решит обеспечивать автоматический контроль, система контроля должна обладать следующими свойствами: контрольное устройство должно передавать на пункт управления сигнал оповещения и прекращать передачу в случае возникновения любого из следующих отклонений от установленных условий:

a) изменения более чем на 1° в месте расположения контрольного устройства "пеленговой" информации, передаваемой VOT;

b) снижения на 50% уровня сигналов на частотах 9960 или 30 Гц в контрольном устройстве.

Отказ контрольного устройства должен автоматически вызвать прекращение передачи.

2. Выбор и использование аэродромных пунктов проверки VOR

2.1 Общие положения

2.1.1 Когда VOR расположен относительно аэродрома должным образом, предполетная проверка бортовой установки VOR может быть упрощена путем размещения правильно скалиброванных и снабженных соответствующей маркировкой пунктов в удобных частях аэродрома.

2.1.2 Ввиду широкого разнообразия условий непрактично устанавливать какие-либо стандартные требования или практику выбора аэродромных пунктов проверки VOR. Тем не менее государствам, желающим установить такое проверочное средство, следует руководствоваться при выборе подлежащих использованию пунктов следующими соображениями.

2.2 Требования, предъявляемые к расположению пунктов проверки

2.2.1 Интенсивность сигнала ближайшего VOR должна быть достаточной для того, чтобы обеспечить удовлетворительную работу типовой бортовой установки VOR. В частности, должно быть обеспечено полное срабатывание флажковой сигнализации (пропадание флажка).

2.2.2 Пункты проверки должны быть расположены, с учетом эксплуатационных возможностей, в стороне от зданий или других отражающих предметов (подвижных или неподвижных), которые могли бы снизить точность или стабильность сигнала VOR.

2.2.3 Наблюдаемый пеленг VOR в любом выбранном пункте должен в идеале находиться в пределах ± 1,5° от пеленга, точно определенного путем съемки или нанесения на карту.

Примечание. Цифра ± 1,5° не имеет непосредственного эксплуатационного значения в том смысле, что наблюдаемый пеленг становится опубликованным пеленгом; однако в тех случаях, когда наблюдается большая разница, не исключена возможность плохой стабильности.

2.2.4 Информация VOR в выбранном пункте должна эксплуатационно использоваться только в тех случаях, когда она постоянно находится в пределах ± 2° от опубликованного пеленга. Стабильность информации VOR в выбранном пункте должна периодически проверяться с помощью калиброванного приемника, с тем чтобы обеспечить требуемый допуск ± 2° независимо от ориентации приемной антенны VOR.

Примечание. Допуск ± 2° относится к постоянству информации в выбранном пункте и включает небольшой допуск на точность калиброванного приемника VOR при оценке пункта проверки. Допуск ± 2° не имеет отношения к цифрам, определяющим принятие или непринятие бортовой установки VOR; этот вопрос оставляется на усмотрение администрации и потребителей в свете планируемой эксплуатации данного средства.

2.2.5 Пункты проверки, которые могут отвечать вышеизложенным требованиям, должны выбираться на основе консультаций с соответствующими потребителями. Как правило, желательно наличие пунктов проверки на площадках ожидания, на концах ВПП, в зонах технического обслуживания и погрузки.

2.3 Маркировка пунктов проверки VOR

Каждый пункт проверки VOR должен быть четко маркирован. Маркировка должна включать данные о пеленге VOR, которые пилот может наблюдать на соответствующем бортовом приборе при условии нормального функционирования бортовой установки VOR.

2.4 Использование пунктов проверки VOR

Точность, с которой пилот должен устанавливать воздушное судно относительно пункта проверки, зависит от расстояния до станции VOR. В тех случаях, когда VOR расположен сравнительно близко к пункту проверки, необходимо особенно тщательно расположить приемную антенну бортовой установки VOR непосредственно над пунктом проверки.

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОПОЛНЕНИЕ F. ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ, КАСАЮЩИЙСЯ НАДЕЖНОСТИ И КОЭФФИЦИЕНТА ГОТОВНОСТИ СРЕДСТВ РАДИОСВЯЗИ И АЭРОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ

1. Введение и основополагающие концепции

Настоящее дополнение призвано служить в качестве инструктивного материала, который может оказаться полезным для государств-членов в деле обеспечения такой степени надежности и коэффициента готовности средств, которая отвечает их эксплуатационным потребностям.

Материал, изложенный в настоящем дополнении, предназначается в качестве инструктивных указаний и для разъяснения и не может рассматриваться как часть Стандартов, содержащихся в настоящем томе.

1.1 Определения

Коэффициент готовности оборудования. Отношение фактического времени работы оборудования к установленному времени.

Надежность оборудования. Вероятность безотказной работы наземного оборудования в пределах установленных допусков.

Примечание. В настоящем определении речь идет о вероятности того, что данное оборудование будет работать в течение установленного периода времени.

Надежность приема сигнала. Вероятность того, что распространяющийся в пространстве сигнал с установленными характеристиками будет принят на борту воздушного судна.

Примечание. Данное определение подразумевает вероятность существования сигнала в течение установленного отрезка времени.

Отказ оборудования. Любое непредвиденное событие, в результате которого в период времени, имеющий важное значение с точки зрения эксплуатации, какое-либо оборудование не работает в пределах установленных допусков.

Средняя наработка на отказ (MTBF). Фактическое время работы какого-либо оборудования, деленное на общее число отказов данного оборудования в течение этого периода.

Примечание. Как правило, время работы следует выбирать таким образом, чтобы оно включало по крайней мере пять или предпочтительно большее число отказов оборудования для обеспечения достаточной уверенности в правильности полученной величины.

1.2 Надежность оборудования

1.2.1 Надежность достигается за счет ряда факторов. Эти факторы являются различными, но они могут регулироваться по отдельности для обеспечения общего подхода, который является оптимальным и соответствует конкретным условиям окружающей среды. Например, можно до некоторой степени компенсировать низкую надежность путем увеличения обслуживающего персонала и/или дублирования оборудования. Подобным же образом низкий уровень подготовки обслуживающего персонала может быть компенсирован установкой оборудования с высокой степенью надежности.

1.2.2 Следующая формула выражает надежность оборудования в процентах:

$$R = 100\ e^{-t/m},$$

где R – надежность (вероятность того, что данное оборудование будет работать в пределах допусков в течение времени t; это также называется вероятностью сохранения работоспособности, Ps);

e – основание натурального логарифма;

t – соответствующий период времени;

m – средняя наработка оборудования на отказ.

Очевидно, что надежность увеличивается по мере увеличения средней наработки на отказ (MTBF). Для обеспечения более высокой надежности и эксплуатационно значимых величин t необходимо иметь большую величину MTBF; таким образом, MTBF является еще одним более удобным способом выражения надежности.

1.2.3 Результаты экспериментов показывают, что вышеуказанная формула справедлива для большей части электронного оборудования, где отказы соответствуют распределению Пуассона. Эта формула не применима для начального периода работы оборудования, когда имеет место относительно большое число преждевременных отказов отдельных компонентов; эта формула также неприменима в тех случаях, когда оборудование почти отслужило свой срок службы.

1.2.4 На многих типах средств при использовании обычного оборудования величины MTBF регулярно достигали 1000 ч и более. Чтобы указать на важность этой величины MTBF, достаточно сказать, что соответствующая надежность за 24 ч составляет приблизительно 97,5% (т. е. вероятность отказа средств в течение 24-часового периода составит 2,5%).

1.2.5 На рис. F-1 показана вероятность сохранения работоспособности средства (Ps) после периода времени t для различных величин MTBF.

Примечание. Следует отметить, что вероятность сохранения работоспособности за отрезок времени, равный величине MTBF, составляет только 0,37 (0,37%); таким образом, не следует поддаваться искушению считать среднюю наработку на отказ периодом, свободным от отказов.

1.2.6 Очевидно, что регулировка средней наработки на отказ может обеспечить желаемый уровень надежности. К факторам, влияющим на величину MTBF и, следовательно, на надежность оборудования, относятся следующие:

a) присущая оборудованию (конструктивная) надежность;

b) степень и тип резервирования;

c) надежность обслуживающих устройств, таких, как силовые и телефонные линии и линии управления;

d) уровень и качество эксплуатации;

e) факторы окружающей среды, например температура и влажность.

1.3 Коэффициент готовности оборудования

1.3.1 Коэффициент готовности оборудования в процентах может быть определен как отношение фактического времени работы к установленному времени работы, взятому за длительный период, т. е. следующим образом:

$$A = \frac{\text{Фактическое время работы (100)}}{\text{Установленное время работы}}$$

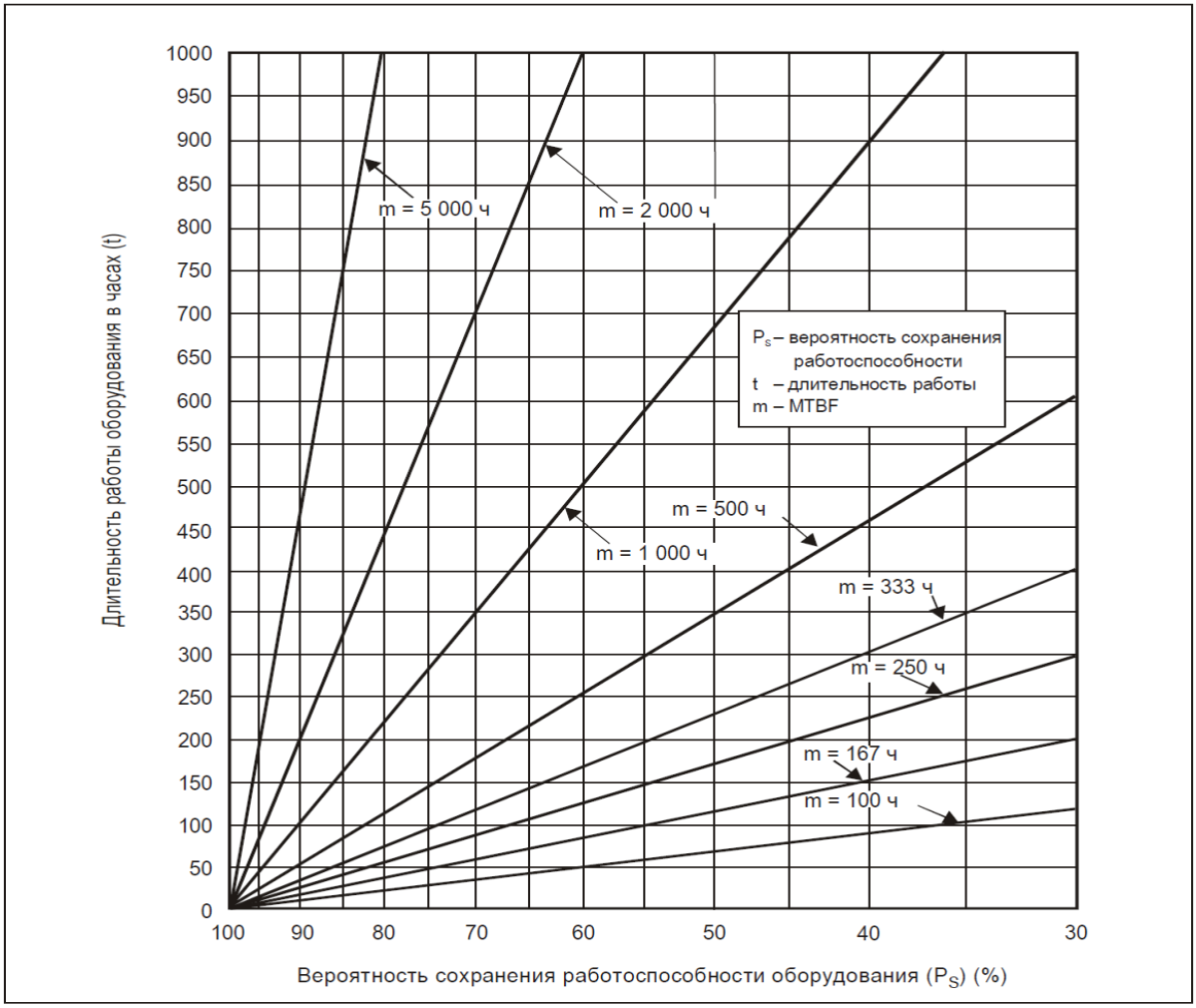


Рис. F-1. График для Ps = $100e^{-t/m}$

Например, если какое-либо оборудование работало нормально в общей сложности 700 ч в месяц из положенных 720 ч, коэффициент готовности за этот месяц составит 97,2%.

1.3.2 Для обеспечения высокого уровня готовности оборудования большое значение имеют следующие факторы:

a) надежность оборудования;

b) быстрая реакция обслуживающего персонала на отказы;

c) соответствующая подготовка обслуживающего персонала;

d) конструкция оборудования, обеспечивающая хороший доступ к компонентам и надежность в работе;

e) материально-техническое обеспечение;

f) обеспечение соответствующего испытательного оборудования;

g) запасное оборудование и/или средства.

2. Практические аспекты надежности и коэффициента готовности

2.1 Измерение надежности и коэффициента готовности

2.1.1 Надежность. Получаемые на практике величины MTBF в силу необходимости носят оценочный характер, поскольку измерение должно производиться в течение ограниченного

периода времени. Измерение средней наработки на отказ в течение ограниченных периодов времени должно давать возможность администрациям определять изменения надежности средств.

2.1.2 Коэффициент готовности. Измерение коэффициента готовности также имеет большое значение, поскольку оно позволяет оценить степень возможности предоставления средства (или группы средств) потребителям. Готовность непосредственно связана с эффективностью, достигаемой при восстановлении нормальной работы оборудования.

2.1.3 Основные количественные величины и методы их измерения показаны на рис. F-2. Этот рисунок не предназначен для отображения типичного случая, который обычно характеризуется большим количеством нерабочих периодов в течение установленного времени работы. Следует также иметь в виду, что для получения наиболее достоверных значений надежности и коэффициента готовности установленное время работы, в течение которого выполняются измерения, должно быть как можно более продолжительным.

2.1.4 Используя величины, показанные на рис. F-2, которые включают один период запланированного перерыва в работе и пять нерабочих периодов вследствие отказов, среднее время наработки на отказ (MTBF) и коэффициент готовности (A) можно рассчитать следующим образом:

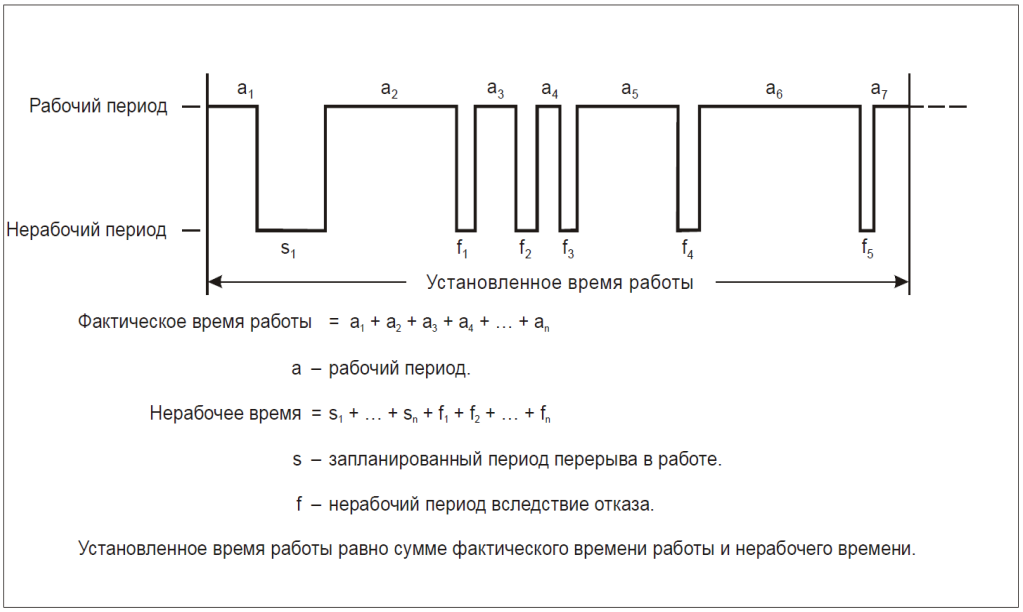


Рис. F-2. Расчет надежности и готовности оборудования

Предположим:

$a_1 + a_2 + a_3 + a_4 + a_5 + a_6 + a_7 = 5\,540$ ч

$s_1 = 20$ ч

$f_1 = 2½$ ч

$f_2 = 6¼$ ч

$f_3 = 3¾$ ч

$f_4 = 5$ ч

$f_5 = 2½$ ч

Установленное время работы = 5 580 ч

$$MTBF = \frac{\text{Фактическое время работы}}{\text{Количество отказов}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^{7} a_1}{5}$$

$$= \frac{5\,540}{5} = 1\,108 \text{ ч}$$

$$A = \frac{\text{Фактическое время работы} \times 100}{\text{Установленное время работы}}$$

$$= \frac{\sum_{i=1}^{7} a_i \times 100}{\sum_{i=1}^{7} a_i + s_1 + \sum_{i=1}^{5} f_i}$$

$$= \frac{5\,540}{5\,580} \times 100 = 99{,}3\ \%$$

НАМЕРЕННО НЕЗАПОЛНЕННАЯ СТРАНИЦА

ДОПОЛНЕНИЕ G. ИНФОРМАЦИЯ И ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ ПО ПРИМЕНЕНИЮ СВЯЗАННЫХ С MLS СТАНДАРТОВ И РЕКОМЕНДУЕМОЙ ПРАКТИКИ

1. Определения

(см. также п. 3.11.1 главы 3)

Динамический уровень бокового лепестка. Уровень, который превышен в течение 3% времени диаграммой направленности излучения сканирующей антенны дальнего поля, исключая главный луч, и измерен на скорости сканирования функции с использованием видеофильтра огибающей луча в 26 кГц. 3-процентный уровень определяется через отношение длительности бокового лепестка, которая превышает установленный уровень, к общей длительности сканирования.

Эффективный уровень бокового лепестка. Такой уровень бокового лепестка сканирующего луча, который при наличии определенных переотражений приводит к конкретной погрешности углового наведения.

Стандартный приемник. Модель бортового приемника, используемая для разбивки бюджетов погрешностей MLS. Основными характеристиками являются: 1) обработка сигнала на основании измерения центров луча; 2) незначительная погрешность центрирования; 3) шумы управления (CMN) ниже или равны значениям в п. 3.11.6.1.1.2 главы 3; 4) двухполюсный НЧ-фильтр огибающей луча с шириной полосы 26 кГц; и 5) фильтрование выходных данных с помощью однополюсного НЧ-фильтра с частотой среза 10 рад/с.

Точка D MLS. Точка, расположенная на высоте 2,5 м (8 фут) над осевой линией ВПП и расстоянии 900 м (3000 фут) от порога в направлении азимутальной антенны.

Точка E MLS. Точка, расположенная на высоте 2,5 м (8 фут) над осевой линией ВПП и на расстоянии 600 м (2000 фут) от дальнего конца ВПП в направлении ее порога.

2. Характеристики сигнала в пространстве: угловые функции и функции данных

2.1 Формирование формата сигнала

2.1.1 Формат сигнала основан на системе с временным уплотнением (TDM), в которой каждая функция наведения по углу передается последовательно, а все функции передаются на одной и той же радиочастоте. Угловая информация получается путем измерения временной разности между последовательными прохождениями высоконаправленных, немодулированных веерных лучей. Функции могут передаваться в любом порядке. Для угловых функций азимута захода на посадку, угла места захода на посадку, выравнивания и обратного азимута обеспечиваются рекомендуемые временные интервалы. Каждой передаче сканирующего луча и данных предшествует преамбула, которая излучается с помощью секторной антенны по всей зоне действия. Преамбула опознает следующую функцию сканирования, а также синхронизирует цепи обработки сигнала бортового приемника и логику.

2.1.2 Кроме угловой функции сканирования имеются функции передачи основных и вспомогательных данных каждая со своей преамбулой, которые также передаются секторными антеннами. Преамбула обеспечивает опознавание и независимую обработку каждой функции. Поэтому функции могут быть добавлены к конфигурацииназемного оборудования или исключены из нее, не влияя на работу приемника. Используемые в преамбуле и функциях данных коды модулируются с помощью дифференциальной фазовой манипуляции (DPSK).

2.1.2.1 Характеристики сигнала при передаче данных с помощью DPSK. При передаче данных с помощью DPSK используется дифференциальная фазовая модуляция несущей радиочастоты с относительными фазовыми состояниями 0 или 180°. Сигнал при передаче данных с помощью DPSK имеет следующие характеристики:

скорость передачи данных – 15,625 кГц;

длина бита – 64 мкс;

логический "0" – без фазового перехода;

логическая "1" – фазовый переход.

2.1.3 Примеры формирования угловой функции и синхронизации приведены на рис. G-1 и G-2*. Подробные сведения и определения элементов данных, указанных на рис. G-1, приводятся в п. 3.11.4.8 главы 3.

2.1.4 Последовательности углового наведения и передачи данных, приведенные на рис. G-3A, G-3B и G-3C, продемонстрировали достаточный уровень защищенности от синхронных помех.

2.1.4.1 Структура этих последовательностей предназначена для обеспечения достаточной рандомизации в целях предотвращения синхронной интерференции, которая может возникнуть, например, в результате вращения винта.

2.1.4.2 Пара последовательностей, указанная на рис. G-3A, включает передачу всех функций. Любая ненужная функция может быть изъята при условии, что оставшиеся функции передаются в назначенные временные положения.

2.1.4.3 Пара последовательностей, указанная на рис. G–3B, предназначена для функции азимута захода на посадку с высокой частотой обновления. Любая ненужная функция может быть изъята при условии, что оставшиеся функции передаются в назначенные временные положения.

2.1.4.4 На рис. G-3C показан полный цикл передачи с временным уплотнением, который может состоять из пар последовательностей, приведенных на рис. G-3A или G-3B. Незаполненные промежутки времени между последовательностями могут быть использованы, как указано, для передачи слов вспомогательных данных. Слова основных данных могут также передаваться в любой незаполненный промежуток времени.

2.1.4.5 Приведенный цикл предусматривает достаточно времени для передачи основных и вспомогательных данных, определяемых в словах A1–A4, B1–B39, B40–B45 и B55, при условии, что данные также передаются в неиспользуемые периоды времени или периоды, предназначенные для передачи слов данных в рамках последовательностей.

2.1.4.6 Эффективность последовательностей может быть повышена путем корректировки синхронизации в рамках последовательностей и интервалов между последовательностями для передачи дополнительных слов вспомогательных данных. Такие последовательности должны обеспечивать тот же уровень предотвращения синхронной интерференции, что и последовательности, показанные на рис. G-3A, G-3B и G-3C. Для демонстрации достаточности рандомизации альтернативных последовательностей могут использоваться методы анализа частотной области.

** Все рисунки помещены в конце главы.*

2.2 Параметры наведения по углу

2.2.1 Параметры наведения по углу, определяющие процесс измерения угла MLS, указаны в п. 3.11.4.5 главы 3. Двумя дополнительными параметрами, которые помогут представить работу системы, являются время середины сканирования (T_m) и время паузы. Эти значения можно получить из параметров в главе 3, а в данной таблице даны для информации:

Время середины сканирования и паузы формата сигнала
(см. рис. G-2)

Функция	*Время середины сканирования*[1], T_m *(мкс)*	*Время паузы (мкс)*
Азимут захода на посадку	7 972	600
Азимут захода на посадку с высокой частотой обновления	5 972	600
Обратный азимут	5 972	600
Угол места захода на посадку	2 518	400
Выравнивание по углу места	2 368	800

[1] Измерено, исходя из опорного времени приемника (см. таблицу A-1 в добавлении A).

2.2.2 Точность синхронизации функций. Из-за неточности в определении опорного времени кода Баркера, а также из-за того, что цепи передатчика сглаживают фазу или амплитуду во время фазовых переходов модуляции DPSK, определить синхронизацию сигнала с большей точностью, чем 2 мкс, по отношению к сигналу в пространстве невозможно. Поэтому необходимо измерить точность синхронизации, указанную в п. 3.11.4.3.4 главы 3, на наземном оборудовании. В наземном оборудовании следует предусмотреть подходящие контрольные точки.

2.3 Функции наведения по азимуту

2.3.1 Условия сканирования. На рис. G-4 приведены условия сканирования обратного азимута и азимута захода на посадку.

2.3.2 Требования к зоне действия. На рис. G-5 и G-6 показаны установленные в п. 3.11.5.2.2 главы 3 параметры азимутальной зоны действия.

2.3.2.1 Если антенну азимута захода на посадку или обратного азимута необходимо сместить относительно осевой линии ВПП, следует учитывать нижеперечисленные факторы:

a) требования к зоне действия во всей зоне ВПП;

b) требования к точности в соответствующей опорной точке;

c) переход от азимута захода на посадку к обратному азимуту;

d) возможность помех из-за передвижения транспортных средств, воздушных судов или наличия аэропортовых сооружений.

2.3.2.2 Смещение азимутальной антенны, как правило, должно устанавливаться таким образом, чтобы нулевой азимут был либо параллельным осевой линии ВПП, либо пересекал продолжение осевой линии в точке, которая является предпочтительной с точки зрения выполнения полетов для намеченного применения. Информация о согласовании нулевого азимута с осевой линией ВПП передается во вспомогательных данных.

2.3.3 Азимут захода на посадку с высокой частотой обновления. Если сектор пропорционального наведения при заходе на посадку составляет ±40° или менее, представляется возможным использовать для азимутальной функции более высокую частоту сканирования. Для компенсации увеличения CMN из-за антенн с большой шириной луча (например, 3°) можно использовать функцию азимута захода на посадку с высокой частотой обновления. Снижение CMN обеспечивает два преимущества: 1) возможность снижения требований к плотности мощности сигнала наведения по углу в пространстве; и 2) возможность смягчения требований к динамическому уровню боковых лепестков.

2.3.3.1 В целом данная функция снизит CMN, вызываемые большой шириной полосы,

некоррелированными источниками, например рассеянным переотражением или тепловым шумом приемника, на коэффициент √1⁄3 относительно исходной частоты функции 13 Гц. Однако полное снижение мощности на √1⁄3 для всех значений ширины луча наземных антенн осуществить нельзя из-за необходимости обеспечивать достаточную плотность мощности для выделения сигнала при одном сканировании луча. Мощность, требуемая для передач DPSK, может быть такой, что при использовании большей частоты обновления в передатчиках наземного оборудования не будет получено никакой экономии (см. таблицу G-1)∗.

∗ *Все таблицы помещены в конце главы.*

2.3.3.2 Однако при увеличении частоты обновления можно значительно улучшить показатели CMN. Например, при минимальных сигналах, указанных в таблице G-2, азимутальные CMN могут быть уменьшены с 0,10 до 0,06° для антенн с шириной луча 1 и 2°.

2.3.4 Клиренс

2.3.4.1 При использовании клиренс-импульсов они передаются рядом с сигналами сканирующего луча на границах сектора пропорционального наведения, как указывается в диаграмме синхронизации на рис. G-7. Граница сектора пропорционального наведения устанавливается на расстоянии одной ширины луча внутри сканирующих углов "старт/стоп", и таким образом переходной участок между сканирующим лучом и сигналами клиренса выходит за пределы сектора пропорционального наведения. На рис. G-8 показаны примеры сложных форм волн, которые могут возникнуть при переходе.

2.3.4.2 Если клиренс-наведение обеспечивается в сочетании со сканирующей антенной, имеющей узкую ширину луча (например, 1°), антенна сканирующего луча должна излучать сигнал в течение 15 мкс, находясь в неподвижном состоянии в положениях "старт/стоп" сканирующего угла.

2.3.4.3 В некоторых случаях могут возникнуть трудности при соблюдении предусмотренных в п. 3.11.6.2.5.2 главы 3 параметров амплитуды из-за отражений клиренс-сигнала. В таких местах сектор сканирования может быть расширен.

2.3.4.4 При подходе к азимутальным станциям в обратном направлении (например, подход в направлении антенны обратного азимута) необходимо проявлять осторожность в отношении изменения клиренс-правил (лети вправо/влево).

2.3.5 Контролирование азимута захода на посадку. Целью контроля является обеспечение целостности наведения согласно объявленной процедуре захода на посадку. При этом не имеется в виду контролирование всех азимутальных углов по отдельности, но по крайней мере один азимутальный луч захода на посадку, как правило, согласованный с осевой линией ВПП, следует контролировать и необходимо предусмотреть надлежащие средства для поддержания характеристик и целостности других азимутальных углов.

2.3.6 Определение нижней границы зоны действия. Если порог не лежит на линии прямой видимости антенны азимута захода на посадку, высота нижней границы зоны действия азимута захода на посадку в зоне ВПП определяется путем моделирования и/или проведения измерений непосредственно на месте. Официально сообщаемая нижняя граница азимутальной зоны действия равна высоте над поверхностью ВПП, которая удовлетворяет требованиям к точности, изложенным в п. 3.11.4.9.4 главы 3, и определяется путем проведения измерений непосредственно на месте.

2.3.6.1 Если для полетов необходима зона действия ниже границ зоны действия, достигаемых согласно п. 2.3.6, то азимутальная антенна может быть смещена от осевой линии ВПП и перенесена в сторону порога ВПП для охвата района приземления. При вычислении курса захода на посадку по осевой линии в бортовом оборудовании необходимо использовать данные наведения по азимуту, точные данные о расстоянии и координаты места размещения наземного

оборудования.

2.3.6.2 Посадочные минимумы, достигаемые при заходе на посадку по вычисляемой осевой линии, зависят, помимо прочего, от суммарного уровня надежности и целостности азимутального оборудования MLS для захода на посадку, приемоответчика DME/P и бортового оборудования.

2.4 Функции наведения по углу места

2.4.1 Условия сканирования. На рис. G-9 показаны условия сканирования функций наведения по углу места захода на посадку.

2.4.2 Требования к зоне действия. На рис. G-10A и G-10B показаны параметры зоны действия по углу места, установленные в п. 3.11.5.3.2 главы 3.

2.4.3 Контролирование угла места. Целью контроля является обеспечение целостности наведения согласно объявленной процедуре захода на посадку. При этом не имеется в виду контролирование всех углов места по отдельности, но, по крайней мере, одну глиссаду, как правило, минимальную, следует контролировать и необходимо предусмотреть надлежащие средства для поддержания характеристик и целостности углов места.

2.5 Точность

2.5.1 Общие сведения

2.5.1.1 Точность системы указана в главе 3 через погрешность задания траектории (PFE), шум следования по траектории (PFN) и шумы управления (CMN). Эти параметры предназначены для того, чтобы охарактеризовать взаимодействие сигнала наведения по углу с воздушным судном через показатели, которые можно непосредственно соотнести с погрешностями наведения воздушного судна и с конструкцией системы управления полетом.

2.5.1.2 PFE системы является разностью между угловым измерением бортового приемника и действительным углом положения воздушного судна. Сигнал наведения искажается из-за погрешностей наземного и бортового оборудования, а также из-за погрешностей, связанных с эффектом распространения. Для оценки пригодности сигнала в пространстве для наведения воздушного судна такие погрешности рассматриваются в соответствующей области частот. PFE включает погрешность залегания средней линии курса и PFN.

2.5.2 Методика измерений в MLS

2.5.2.1 PFE, PFN и CMN определяются путем использования фильтров, показанных на рис. G-11. Характеристики фильтров основаны на широком диапазоне характеристик существующих воздушных судов и, как представляется, приемлемы и для будущих конструкций воздушных судов.

2.5.2.2 Хотя термин "PFE" предполагает различие между заданной траекторией полета и действительной траекторией полета, по которой следует воздушное судно в соответствии с сигналом наведения, на практике эта погрешность определяется следующим образом: пилоту-инструктору даются указания следовать за заданному азимуту MLS и при этом регистрируются различия между выходной индикацией наведения обратного оборудования через фильтр PFE и соответствующим измеренным положением воздушного судна, которое определяется относительно приемлемого опорного параметра. Аналогичный метод, но с использованием соответствующего фильтра, применяется для определения CMN.

2.5.2.3 Оценка погрешностей. Оценочные величины PFE определяются на выходе фильтра PFE (контрольная точка A на рис. G-11). Оценочные величины CMN определяются на выходе фильтра CMN (контрольная точка B на рис. G-11). Частоты среза фильтров показаны на рис. G-11.

2.5.2.3.1 PFE и CMN для азимута захода на посадку или обратного азимута оцениваются в течение любого 40-секундного интервала регистрации погрешностей полета в пределах зоны действия (т. е. T = 40 на рис. G-12). PFE и CMN для угла места при заходе на посадку оцениваются в течение любого 10-секундного интервала регистрации погрешностей полета в пределах зоны действия (т. е. T = 10 на рис. G-12).

2.5.2.3.2 Считается, что требование в отношении вероятности в 95% выполнено, если PFE или CMN не превышают установленные пределы погрешностей в течение более чем 5% оценочного интервала (см. рис. G-12).

2.5.2.3.3 Может использоваться другая процедура, которая не базируется на абсолютной опорной точке. При такой процедуре измеряются и сравниваются со стандартом PFN лишь колеблющиеся компоненты зарегистрированных в полете погрешностей, возникающих на выходе фильтров PFE. Предполагается, что средняя величина PFE не превышает залегания средней линии курса, установленного во время инспекционного полета. Поэтому для сравнения с установленной PFE системы к величине PFN прибавляется залегание средней линии курса. CMN можно оценить аналогичным образом, но без учета залегания средней линии курса.

2.5.2.4 Погрешности наземных и бортовых контрольно-измерительных приборов. Приборную погрешность, вносимую наземным и бортовым оборудованием, можно определить путем измерений, проводимых при отсутствии переотраженных сигналов или других аномалий распространения, которые могут вызвать искажения огибающей луча.

2.5.2.4.1 Вначале определяются приборные погрешности стандартного бортового приемника путем использования стендового испытательного прибора и погрешность центрирования выставляется на нуль. Погрешность бортового оборудования можно измерить путем регистрации данных в течение 40 с, используя стандартный испытательный стенд. Затем данные можно разделить на четыре 10-секундных интервала. Считается, что средняя величина интервала представляет собой PFE, а двойной квадратный корень из ее соответствующей дисперсии – CMN.

Примечание. При необходимости выходные данные приемника можно оценить путем использования стандартных фильтров PFE и CMN.

2.5.2.4.2 Затем этот стандартный приемник используется для измерения приборной погрешности всей системы путем прогона наземного оборудования на антенном полигоне или в других условиях, свободных от отражений. Поскольку погрешностью центрирования приемника можно пренебречь, измеренную PFE можно отнести на счет наземного оборудования. CMN наземного оборудования рассчитывается путем вычитания известной дисперсии CMN стандартного приемника из дисперсии CMN измерения. Считается, что средняя погрешность 10-секундного интервала измерения представляет собой PFE, а двойной квадратный корень из дифференциальных дисперсий –приборные CMN.

2.6 Плотность мощности

2.6.1 Общие положения

2.6.1.1 Три критерия обусловливают бюджеты мощности по углу:

a) выделение угла при одном сканировании требует отношения сигнала к шуму (SNR) в 14 дБ, если измерить на фильтре огибающей луча (т. е. для видеосигнала SNR);

b) угловые CMN должны выдерживаться в установленных пределах;

c) передачи DPSK должны иметь на границах зоны действия по крайней мере 72-процентную вероятность обнаружения.

2.6.1.2 Тепловым источником CMN на удалении 37 км (20 м. миль) является главным образом тепловой шум приемника. Вызываемую шумами погрешность (dθ) можно рассчитывать

путем:

$$d\theta = \frac{\theta_{BW}}{2\left(\sqrt{SNR}\sqrt{g}\right)}$$

$$g = \frac{\text{Выборочная частота функции}}{2\ (\text{Ширина полосы шума фильтра})},$$

где θ_{BW} – ширина луча антенны в градусах, а g – отношение выборочной частоты функции к ширине полосы шума выходного фильтра приемника. Ширина полосы шума однополосного фильтра в π/2 раза превышает ширину полосы 3 дБ. Это выражение указывает на зависимость CMN от ширины луча наземной антенны и выборной частоты.

2.6.2 Бюджет мощности системы

2.6.2.1 Бюджет мощности системы представлен в таблице G-1. Плотность мощности, установленная в п. 3.11.4.10.1 главы 3, относится к мощности сигнала, установленной в таблице G-1, на антенне воздушного судна через соотношение:

Мощность во всенаправленную антенну (дБмВт) = плотности мощности (дББВт/м2) – 5,5.

2.6.2.2 Измерение угловой функции предполагает ширину полосы фильтра огибающей луча, равную 26 кГц. SNR (видеосигнал), приведенное в п. 2.6.1, относится к SNR промежуточной частоты (IF) через

$$\text{SNR (видеосигнал)} = \text{SNR (IF)} + 10\log + 10\log\left[\frac{\text{Ширина полосы шума IF}}{\text{Ширина полосы шума видеосигнала}}\right].$$

2.6.2.3 Анализ функции преамбулы DPSK допускает: 1) вариант схемы фазовой синхронизации восстановления несущей бортового приемника; и 2) то, что в приемнике декодер преамбулы отклоняет все преамбулы, которые не соответствуют коду Баркера или не проходят проверки на четность.

2.6.2.4 Пункты а)–е) в таблице G-1 представляют собой функции положения воздушного судна или погоды и, таким образом, считаются случайными событиями, т. е. они лишь в редких случаях будут одновременно достигать своих наихудших значений. Поэтому такие потери рассматриваются как случайные переменные величины, и для получения компонента потерь извлекается квадратный корень из суммы квадратов.

2.6.2.5 В целях обеспечения операций по автоматической посадке необходима более высокая плотность мощности, чем при угловых сигналах захода на посадку по азимуту на более низком уровне зоны действия над поверхностью ВПП (п. 3.11.4.10.1 главы 3), с тем чтобы ограничить CMN до 0,04°. Обычно эта дополнительная плотность мощности является естественным последствием использования такого же передатчика для обеспечения сканирующего луча и сигналов DPSR и учета других запасов мощности, таких, например, как располагаемое усиление антенны воздушного судна, потери при распространении, потери при зоне действия с широкими углами и потери при дожде, которые можно, по крайней мере частично, не учитывать в районе ВПП (см. таблицу G-1).

2.6.3 Относительная плотность мощности переотраженных сигналов

2.6.3.1 Стационарные или подвижные препятствия вблизи наземных передающих антенн MLS могут обусловить отражение сигналов, известное как многопутевое распространение сигналов. Эти отражения влияют на все передачи MLS (DPSK, сигналы углового наведения, сигналы индикации нахождения вне зоны действия и клиренс-импульсы). Относительные уровни

между прямым сигналом наведения (кодирование надлежащего сигнала наведения) и отраженными сигналами используются угловым приемником MLS для выделения и отслеживания надлежащих сигналов. Поэтому эти относительные уровни должны быть в пределах установленных и известных допусков для обеспечения надлежащих характеристик приемника. В документе EUROCAE ED-36B содержатся стандарты минимальных эксплуатационных характеристик бортовых приемников MLS, обеспечивающие надлежащую защиту характеристик от переотражений, как указано в п. 3.11.4.10.3 главы 3.

2.6.3.2 Минимальное отношение в 4 дБ, указанное в пп. 3.11.4.10.3.1 и 3.11.4.10.3.3 главы 3, гарантирует правильное обнаружение сигнала приемником. Более низкие отношения могут обусловить задержку обнаружения сигнала или ложное обнаружение и отслеживание переотраженных сигналов.

2.6.3.3 Максимальная задержка продолжительностью 1 с, указанная в пп. 3.11.4.10.3.1 и 3.11.4.10.3.3 главы 3, обеспечит дальнейшую выдачу приемником правильной информации наведения без срабатывания сигнализации и, в связи с этим, не вызовет потерю обслуживания. Эту продолжительность следует оценивать с учетом минимальной путевой скорости заходящего на посадку воздушного судна.

2.6.3.4 Требования к точности будут ограничивать уровень и продолжительность углов кодирования переотраженных азимутальных сигналов в пределах узкого сектора вблизи осевой линии (т. е. ±4°), поскольку это повлияет на форму сканирующего луча, указанную в п. 3.11.5.2.1.3 главы 3. Периодические наземные и летные проверки позволят определить, совместим ли вклад погрешности, создаваемой статическими переотражениями, с требованиями к точности. Процедуры защиты критических и чувствительных зон будут гарантировать, что вклад погрешности в результате динамических переотражений не снизит общую точность системы, предусмотренную требованиями к точности.

2.6.3.5 Что касается наведения по углу места, то не предполагается, что переотражения на малых высотах приведут к ухудшению характеристик сигнала в пространстве.

2.6.4 Бюджет мощности на борту

2.6.4.1 В таблице G-2 приводится пример бюджета мощности на борту, который был использован при разработке стандартов плотности мощности.

2.7 Применение данных

2.7.1 Основные данные. Основные данные, определенные в п. 3.11.4.8.2.1 главы 3, предназначены для обеспечения возможности обработки в бортовых приемниках информации сканирующего луча в случае различных конфигураций наземного оборудования и регулирования информации на выходе таким образом, чтобы она была понятна пилоту и приемлема для системы бортового оборудования. Функции данных также используются с целью предоставления дополнительной информации (например, опознавание станции и состояние оборудования) пилоту или бортовой системе.

2.7.2 Вспомогательные данные

2.7.2.1 Вспомогательные данные, определенные в пп. 3.11.4.8.3.1 и 3.11.4.8.3.2 главы 3, используются для передачи в цифровой форме по линии связи "вверх" следующих видов информации:

a) Данные о геометрии размещения наземного оборудования. Эти данные передаются в словах A1–A4 и некоторых из слов B40–B54.

b) Данные для обеспечения полетов по MLS/RNAV. Эти данные передаются в словах B1–B39.

c) Данные, содержащие эксплуатационную информацию. Эти данные передаются в

словах B55–B64.

2.7.2.2 Частота передачи слов вспомогательных данных определяется следующими критериями:

a) данные, которые необходимо декодировать в течение 6 с после входа в зону действия MLS, должны передаваться с частотой, при которой максимальное время между передачами составляет 1 с (см. п. 7.3.3.1.1);

b) данные, которые необходимы для намеченного применения, но не требуют декодирования в течение 6 с, должны передаваться с частотой, при которой максимальное время между передачами составляет 2 с. Такая частота позволит генерировать предупреждающий сигнал в течение 6 с после потери данных;

c) данные, содержащие эксплуатационную информацию, должны передаваться с частотой, при которой максимальное время между передачами составляет 10 с. Такая частота позволит генерировать предупреждающий сигнал в течение 30 с после потери данных.

2.7.3 Применение слов B1–B39 данных MLS/RNAV

2.7.3.1 Данные, содержащиеся в словах B1–B39 вспомогательных данных, предназначены для обеспечения полетов по MLS/RNAV с использованием только информации, содержащейся в словах данных MLS. Для обеспечения заходов на посадку по вычисляемой осевой линии на главную и вспомогательную ВПП, заходов на посадку и вылетов по криволинейным траекториям, а также уходов на второй круг эти данные включают информацию о типе процедуры (заход на посадку или вылет), названии процедуры, ВПП и точках пути.

2.7.3.2 Данные, передаваемые оборудованием азимута захода на посадку и обратного азимута, разделяются. Это означает, например, что каждый из этих наборов данных будет содержать отдельный циклический избыточный код (CRC), который будет декодироваться бортовым оборудованием на индивидуальной основе. Данные для определенной процедуры с использованием MLS/RNAV передаются в зоне действия, где начинается эта процедура. Обычно это означает, что данные захода на посадку и ухода на второй круг передаются оборудованием азимута захода на посадку, а данные вылета – оборудованием обратного азимута. Однако информация о точках пути, относящихся к процедурам захода на посадку, ухода на второй круг или вылета, может передаваться либо в зоне действия азимута, либо в зоне действия обратного азимута. Например, вылет может начинаться в зоне действия азимута захода на посадку и, таким образом, данные будут передаваться оборудованием азимута захода на посадку. Если процедура начинается в общем районе зоны действия, соответствующие данные могут передаваться лишь в один район, если только иное не диктуется эксплуатационными требованиями.

2.7.3.3 Процедуры определяются серией точек пути. Точки пути указываются в системе прямоугольных координат с осями X, Y и Z, начало которой лежит в точке начала отсчета MLS. Эта система координат иллюстрируется на рис. G-13.

2.7.3.4 Участки между точками пути являются либо прямолинейными, либо криволинейными. Криволинейные участки определяются дугой, соединяющей две точки пути, как показано на рис. G-14. Дуга окружности всегда проходит по касательной к предшествующему и последующему прямолинейному или криволинейному участкам. Участки конечного этапа захода на посадку и участки, предшествующие начальной точке пути в процедуре захода на посадку, или участки после последней пролетаемой точки пути в процедуре вылета или ухода на второй круг всегда являются прямолинейными. Они являются продолжением прямолинейных участков или проходят по касательной к криволинейным участкам. Эти прямолинейные участки необязательно требуют точки пути на границе зоны действия, в результате чего может быть сокращено число точек пути.

2.7.3.5 Для процедуры любого типа кодирование начинается с самой дальней от порога

ВПП точки пути и завершается ближайшей к ВПП точкой пути. Все точки пути для схем захода на посадку должны кодироваться перед любыми точками пути ухода на второй круг или вылета. Это правило позволяет упростить декодирование за счет отделения точек пути, относящихся к процедурам захода на посадку, от всех других точек. Ряд процедур могут иметь общую одну или несколько точек пути. В этом случае информация может передаваться только один раз. Общими точками пути должны быть конечные точки пути в процедурах захода на посадку и начальными участками в процедурах ухода на второй круг и вылета. В процедурах захода на посадку, ухода на второй круг и вылета могут использоваться одни и те же данные при условии, что они передаются в одном и том же секторе зоны действия. О том, что используются точки пути той процедуры, которая была определена в базе данных, свидетельствует индекс точки пути после этой точки пути. Индекс точки пути указывает место первой общей точки пути в базе данных.

2.7.3.6 Индекс точки пути имеет значение, отражающее порядок, в котором точки пути перечислены в базе данных. Он используется при кодировании для указания, где расположены точки пути данной процедуры. Индекс точки пути, равный 0 в дескрипторе процедуры, свидетельствует о том, что выполняется процедура захода на посадку по вычисляемой осевой линии, в которой точки пути не используются.

2.7.3.7 Хотя точки пути определяются координатами X, Y и Z, в различных случаях должны передаваться не все координаты. Координата Y точек пути, расположенных по осевой линии главной ВПП, соответствует 0. Соответствующее поле, определяющее это значение, может опускаться посредством установки бита "передача Y-координаты" на НОЛЬ.

2.7.3.8 Если координата Z не нужна для построения траектории, объем данных может быть сокращен за счет отказа от передачи значения этой координаты. Это указывается посредством установки бита "передача Z-координаты" на НОЛЬ. Это правило может применяться в отношении начальных точек пути, предшествующих контрольной точке конечного этапа захода на посадку, где наведение основывается на данных измерения высоты, а не на вычисляемом MLS местоположении в вертикальной плоскости. Оно может также применяться в отношении точек пути, расположенных на линии постоянного градиента между точками пути, для которых определяется значение Z. В этом случае бортовое оборудование будет рассчитывать координату Z, исходя из условия постоянного градиента. Координата Z может также исключаться в отношении точек пути ухода на второй круг и вылета, расположенных в зоне действия обратного азимута, поскольку вертикальное наведение не предоставляется. В тех случаях, когда применяется обратный азимут, координата Z может передаваться бортовому оборудованию для анализа местоположения воздушного судна в горизонтальной плоскости. Это позволяет уменьшить количество боковых погрешностей при преобразовании наклонной дальности и конического угла обратного азимута в координаты X и Y.

2.7.3.9 Трехбитовое поле после координат точки пути содержит идентификатор следующего участка/поля. Этот элемент данных указывает на то, является ли следующий участок процедуры прямолинейным или криволинейным, является ли текущая точка пути последней точкой, определенной для данной процедуры, и увязывать ли эту процедуру с процедурой ухода на второй круг или общей частью другой процедуры, определяемым по индексу ухода на второй круг или индексу следующей точки пути. Он также указывает на то, добавляется ли к определению точки пути поле данных о высоте пересечения порога ВПП или расстоянии от условной азимутальной антенны до точки пути.

2.7.3.9.1 Ниже указаны некоторые типичные виды применения идентификаторов, приведенных в таблице A-17 добавления A. Этот перечень не является исчерпывающим:

a) идентификаторы 0 и 1 используются в том случае, когда следующая точка пути в процедуре не является общей точкой пути или является общей точкой пути, кодируемой в первый раз;

b) идентификаторы 2 и 3 используются для указания следующих точек пути в процедуре,

которые уже закодированы и являются общими для другой процедуры. Кодирование этих точек пути не повторяется, однако индекс позволяет увязать процедуру с общими точками пути другой процедуры;

c) идентификаторы 4 и 5 используются для предпоследней точки пути в процедурах, завершающихся или начинающихся на главной ВПП. Последней точкой пути является порог ВПП. Для этой точки указывается только высота пересечения порога ВПП, поскольку информация о точном местонахождении порога ВПП относительно точки начала отсчета MLS включена в слова A вспомогательных данных. Идентификатор 4 используется в том случае, когда наведение на этапе ухода на второй круг по MLS/RNAV не требуется, а идентификатор 5 используется тогда, когда за ним следует "индекс ухода на второй круг";

d) идентификаторы 6 и 7 используются для последней точки пути в любой процедуре, за исключением случаев, указанных в подпункте c) выше. На главных ВПП эти идентификаторы используются в том случае, если необходимо иметь полную информацию о координатах X, Y и Z последней точки пути. Эти идентификаторы также используются для вспомогательных ВПП и вертолетных площадок. Идентификатор 6 используется в тех случаях, когда уход на второй круг не выполняется, а идентификатор 7 используется, если выполняется уход на второй круг;

e) идентификаторы 5 и 7 не применяются в случае уходов на второй круг и вылетов.

2.7.3.10 В соответствии с условиями, установленными для других основных и вспомогательных данных MLS, передача всех цифровых данных, закодированных в базе данных, начинается с самого младшего бита, а знаковый бит передается как самый старший бит, при этом ЕДИНИЦА означает отрицательную величину. Следует отметить, что передача адресов слов вспомогательных данных, используемых для указания последнего слова базы данных азимута захода на посадку и первого слова базы данных обратного азимута, начинается с самого старшего бита.

2.7.4 Примеры применения слов данных MLS/RNAV

2.7.4.1 Ниже приводится пример процесса назначения слов B1-B39 вспомогательных данных MLS/RNAV. Приводится примерный набор процедур захода на посадку и вылета и описываются процесс интерпретации и форматизации различных точек пути для передачи и характеристики соответствующих процедур.

2.7.4.2 В таблице G-3 приведен примерный набор процедур захода на посадку, ухода на второй круг и вылета для двух гипотетических ВПП. В таблице G-4 содержатся данные о точках пути для процедур, указанных в таблице G-3 и изображенных на рис. G-15.

2.7.4.3 До включения данных процедур в структуру слов B1-B39 следует понять характеристики данных MLS/RNAV, с тем чтобы оптимально использовать располагаемое количество слов данных. В наборе данных таблиц G-3 и G -4 можно отметить следующие специфические характеристики: в процедурах KASEL и NELSO используются одни и те же точки пути № 1 (ТП 1) и № 2 (ТП 2); процедуры KASEL и NELSO связаны с процедурой ухода на второй круг; процедура SEMOR представляет собой заход на посадку на вспомогательную ВПП; процедура LAWSO представляет собой процедуру вылета, и информация о ней будет передаваться в зоне действия обратного азимута; для все точек пути за пределами контрольной точки конечного этапа точного захода на посадку (PFAF) передавать значение координаты Z не требуется; значение координаты Y не требуется передавать для ряда точек пути, расположенных на продолжении осевой линии главной ВПП.

2.7.4.4 Слово данных B1, указанное в таблице A-15 добавления A, определяет структуру данных MLS/RNAV, передаваемых в секторе зоны действия азимута захода на посадку. Это слово также содержит код CRC азимута захода на посадку. Количество процедур, передаваемых в секторе азимута захода на посадку, равно 3. Это можно определить по таблице G-3. Адрес последнего слова данных MLS/RNAV азимута захода на посадку определяется после включения

в формат полного набора. В данном случае адресом последнего слова является B11. Код CRC рассчитывается, как указано в примечании 3 к таблице A-15. Слова B42 и B 43 н е п ередаются, и поэтому соответствующие биты устанавливаются на НОЛЬ. Слово A4 передается, и поэтому соответствующий бит устанавливается на ЕДИНИЦУ. Кодирование слова B1 данных приводится в таблице G-5.

2.7.4.5 Слово данных B39, указанное в таблице A-15 добавления A, определяет структуру данных MLS/RNAV, передаваемых в секторе зоны действия обратного азимута. Это слово также содержит код CRC обратного азимута. В секторе обратного азимута передается информация об одной процедуре. Адрес первого слова данных MLS/RNAV обратного азимута определяется после включения в формат полного набора. В данном случае адресом первого слова является B36. Код CRC рассчитывается, как указано в примечании 3 к таблице A-15. Слово B43 не передается, и поэтому бит устанавливается на НОЛЬ. Бит указателя преобразования/CRC обратного азимута устанавливается на ЕДИНИЦУ для указания, что передается слово преобразования/CRC. Кодирование слова данных B39 приводится в таблице G-5.

2.7.4.6 Слова дескрипторов процедур, указанные в таблице A-15 добавления A, определяются для всех процедур захода на посадку и вылета. В формате данных процедуры ухода на второй круг связаны с процедурами захода на посадку, и поэтому дескриптор процедуры не требуется. Слова дескрипторов процедур для приведенного примера набора данных указаны в таблице G-6. Следует отметить, что слова данных дескрипторов процедур нельзя полностью определить до завершения фактического назначения данных о точках пути вследствие необходимости получения "индекса первой точки пути", связанного с каждой процедурой. Этот элемент представляет собой первую точку пути в последовательности процедур. Индекс генерируется, как указано в п. 2.7.3.6. Следует отметить, что "указатель статуса" в названии процедуры (см. таблицу G-4) представляет собой номер варианта процедуры и имеет значение от 1 до 9.

2.7.4.7 Процесс назначения данных о точках пути осуществляется в соответствии с таблицами A-15, 16 и 17 добавления A. В таблице G-7 приведен пример назначения примерного набора данных. Преамбулы, адреса и биты четности из этой таблицы исключены. Начиная со слова данных, следующего непосредственно после слов дескрипторов процедур захода на посадку, назначается первая точка пути первой процедуры. В приведенном примере набора данных слово данных B5 является первым словом, содержащим данные о точке пути. Следующим этапом является включение этих данных в соответствующий формат. Данные процедур всегда начинаются с координаты X исходной точки пути. Структура базы данных допускает перекрытие отдельных элементов данных между словами вспомогательных данных. Например, первые 14 битов координаты X ТП 3 в процедуре KASEL передаются в слове B5. Последний бит передается в слове B6.

2.7.4.7.1 Учитывая битовое значение самого младшего бита координаты точки пути, кодированная координата точки пути должна округляться. Желательно, чтобы полученный результат в максимально возможной степени соответствовал фактическому значению координаты точки пути. Такое округление, как правило, выполняется посредством добавления к фактическому значению половины значения LSB и выполнения целочисленного деления результата. Например, координата X ТП 2 в процедуре KASEL равна 6556 м (фактическое значение). Кодируемое двоичное значение должно составлять 2561, поскольку

$$\text{Целое число}\left[\frac{\left(|\,6\,556\,|\,+\,\frac{2{,}56}{2}\right)}{2.56}\right] = 2\,561$$

В случае отрицательных чисел в расчетах следует использовать знаковый бит.

2.7.4.8 После координаты X следует бит "передача Y-координаты". Этот бит

устанавливается на 0, и координата Y не передается, как указано в таблице G-7 д ля Т П 2 и Т П 1 KASEL. Как указано для ТП 3 KASEL, координата Y требуется и передается после бита "передача Y-координаты".

2.7.4.9 В зависимости от кодирования бита "передача Y-координаты", бит "передача Z-координаты" кодируется после информации о координате Y. В процедуре KASEL для ТП 4 не требуется значение координаты Z, поскольку она расположена перед PFAF. Значение координаты Z также не требуется для ТП 2, поскольку между ТП 3 и ТП 1 глиссада имеет постоянный угол. Как указано для ТП 3 KASEL, координата Z требуется и передается после бита "передача Z-координаты".

2.7.4.10 Идентификатор следующего участка/поля назначается в соответствии с таблицей A-17 добавления A. В процедуре KASEL значение 5 идентификатора после ТП 2 означает, что далее передается информация о высоте точки пути на пороге ВПП, после чего следует индекс точки пути процедуры ухода на второй круг. Поскольку в процедуре NELSO последние две точки пути являются общими для этой процедуры и процедуры KASEL, идентификатор после ТП 3 имеет значение 3, означающее, что далее передается индекс следующей точки пути. В данном случае индекс имеет значение 3, указывающее на ТП 2 процедуры KASEL. Для процедуры ухода на второй круг идентификатор устанавливается на 6 для указания, что это последняя точка пути в данной процедуре. Для процедуры SEMOR с использованием вспомогательной ВПП идентификатор также устанавливается на 6. Однако в этом случае он означает, что далее передается информация о расстоянии от условной азимутальной антенны до точки пути.

2.7.4.11 В таблице G-8 приведен пример назначения точек пути процедуры вылета. Передача данных о вылете начинается со слова B36, содержащего дескриптор процедуры. Передача данных о точках пути начинается со слова B37. При назначении данных о вылете используется тот же метод, что и при назначении данных о заходе на посадку.

2.7.4.12 После того, как база данных полностью назначена, значения CRC могут быть рассчитаны с использованием слов B1–B39 и других элементов требуемых данных. В таблице G-9 приведены результаты такого расчета для выбранного набора данных, включая слова A вспомогательных данных, слово B6 основных данных и слова B40–B41 вспомогательных данных.

2.8 Помехи от соседних каналов

2.8.1 Стандарт предусматривает запас по крайней мере в 5 дБ для учета колебаний эффективной излучаемой мощности выше минимального параметра плотности мощности. Характеристики помех основаны на наихудших комбинациях ширины луча антенны, скорости передачи данных и синхронизации паразитных помех.

3. Наземное оборудование

3.1 Форма сканирующего луча

3.1.1 Огибающая азимутального сканирующего луча на линии визирования антенны и огибающая сканирующего луча угла места при выбранном угле места, обнаруживаемые стандартным приемником, должны соответствовать установленным на рис. G-16 пределам в условиях высокого SNR и незначительного переотражения (например, во время испытания на антенном полигоне). В конструкции оборудования необязательно предусматривать симметрию на уровне –10 дБ относительно характеристики точности.

3.2 Боковые лепестки сканирующего луча

3.2.1 Параметры характеристик. Схема боковых лепестков антенны должна удовлетворять двум условиям:

1) динамический уровень бокового лепестка не мешает бортовому приемнику выделять

и отслеживать главный луч. Если динамические боковые лепестки сохраняются на уровнях выше –10 дБ, удовлетворительные характеристики обеспечить нельзя; 2) эффективный уровень боковых лепестков совместим с бюджетом погрешностей системы.

3.2.2 Эффективный уровень боковых лепестков (P_{ESL}) относится к динамическому уровню боковых лепестков (P_{DYN}) через:

$$P_{ESL} = K \times P_{DYN} ,$$

где K является коэффициентом понижения, который зависит от варианта антенны. Коэффициент понижения может зависеть от:

a) направленной диаграммы элементов антенны, которая понижает уровень сигнала переотражения относительно размеров зоны действия;

b) степени произвольности динамических боковых лепестков.

Примечание. Если измеренные динамические уровни боковых лепестков меньше установленных эффективных уровней боковых лепестков, динамическими лепестками можно пренебречь.

3.2.3 Боковые переотражения от боковых лепестков азимутальной антенны и наземные переотражения от боковых лепестков угломестной антенны могут вызвать возмущение главного луча и привести к угловым погрешностям. Для обеспечения того, чтобы погрешность dθ, создаваемая боковыми лепестками антенны, находилась в пределах бюджетов погрешностей распространения, требуемый эффективный уровень боковых лепестков (ESL) может быть рассчитан следующим образом:

$$P_{ESL} = \frac{\mathrm{d}\theta}{\theta_{\mathrm{BW}} P_{\mathrm{R}} P_{\mathrm{MA}}},$$

где P_R – коэффициент переотражения от препятствий, θ_{BW} – ширина луча наземной антенны, а P_{MA} – коэффициент усреднения при движении.

Примечание. PESL –25 дБ, как правило, будет удовлетворять бюджету погрешностей распространения в сложных условиях распространения сигналов.

3.2.4 Коэффициент усреднения при движении зависит от конкретной геометрии переотражения, скорости воздушного судна, частоты функции передачи данных и ширины полосы выходного фильтра. При таких сочетаниях геометрии переотражения и скорости воздушных судов, когда частота биения переотражения превышает 1,6 Гц, коэффициент движения равен:

$$P_{\mathrm{MA}} = \sqrt{\frac{2\ (\text{ширина полосы шума выходного фильтра})}{\text{Частота функции передачи данных}}}$$

3.2.5 Этот коэффициент может быть еще снижен при более высоких частотах биения переотражения, когда вызываемые переотражением искажения луча не скорректированы в пределах интервала времени между сканированием "туда" и "обратно".

3.3 Диаграмма направленности угломестной антенны захода на посадку

3.3.1 Если требуется ограничить эффект переотражения, горизонтальная диаграмма направленности излучения угломестной антенны захода на посадку является такой, чтобы в направлении от линии визирования антенны сигнал постепенно ослабевал. Как правило, горизонтальная диаграмма направленности угломестной антенны захода на посадку должна быть такой, чтобы при отклонении на 20° от линии визирования уровень сигнала был меньше на

3 дБ и на 6 дБ – при отклонении на 40°. В зависимости от фактических переотражений. Возможно, потребуется выбирать такую диаграмму направленности, чтобы сигнал ослабевал в большей или меньшей степени.

3.4 Каналы азимута захода на посадку/обратного азимута

3.4.1 В том случае, когда ВПП оборудована MLS для обеспечения захода на посадку с обоих направлений, оборудование, не используемое для захода на посадку, может работать в режиме обратного азимута. Если желательно присвоить различные каналы для каждого направления ВПП, азимутальные блоки неизбежно будут работать на разных частотах в зависимости от режима работы – азимут захода на посадку или обратный азимут. При присвоении каналов следует стремиться к тому, чтобы две частоты были достаточно близки в целях исключения какой-либо механической коррекции диаграммы направленности азимутальной антенны в вертикальной плоскости в том случае, когда направление захода на посадку меняется на противоположное.

3.4.2 Разнесение частот следует ограничить таким образом, чтобы уменьшение коэффициента усиления диаграммы направленности для обратного азимута (по сравнению с оптимальным значением при заходе на посадку) находилось в пределах допусков мощности передатчика, указанных в таблице G-1 для функции обратного азимута.

4. Факторы, влияющие на размещение

4.1 Совместное размещение MLS/ILS

4.1.1 Угломестная антенна MLS

4.1.1.1 Введение

4.1.1.1.1 При совместном размещении угломестной антенны MLS с глиссадной антенной ILS необходимо принять ряд решений, чтобы определить место установки угломестной антенны. Критерии размещения разработаны с учетом необходимости сведения к минимуму влияния угломестного оборудования MLS на сигнал глиссадной антенны ILS. Эти критерии, а также характеристики сигнала в пространстве, эксплуатационные факторы, критические зоны и критерии пролета препятствий будут предопределять окончательное размещение угломестной антенны.

4.1.1.1.2 Цель заключается в определении на первом этапе исходного района для установки угломестной антенны с последующим выбором в пределах этого района оптимальной позиции для размещения конкретного средства. Эта цель достигается путем последовательного рассмотрения ряда факторов и критериев. Данный процесс принятия решения приводится в виде логической блок-схемы на рис. G-17. Настоящий инструктивный материал не предназначается в качестве исчерпывающего руководства по размещению MLS, а представляет собой лишь дополнительную информацию для использования в том случае, когда возникает необходимость в совместном размещении MLS с ILS.

4.1.1.1.3 На рис. G-17 номер раздела соответствует одной из трех конфигураций размещения (т. е. п. 4.1.1.2 соответствует "размещению угломестной антенны между глиссадной антенной и ВПП" и т. д.). В каждом блоке указывается номер конкретного пункта пояснительного текста к рис. G-17. В этом пункте приводится более подробное описание фактора(ов), подлежащего(их) рассмотрению на данном этапе.

4.1.1.1.4 На рис. G-18 показаны два исходных района для размещения угломестной антенны. В зависимости от места расположения глиссадной антенны тот или иной район может отсутствовать. Кроме того, до рассмотрения этих районов они уже должны удовлетворять критериям сигнала в пространстве.

4.1.1.2 *Размещение угломестной антенны между глиссадной антенной и ВПП*

4.1.1.2.1 Продольное смещение угломестной антенны зависит от высоты опорной точки захода на посадку MLS (ARD). ARD MLS должна удовлетворять критериям, изложенным в п. 3.11.4.9.1 главы 3. Продольное смещение угломестной антенны можно определить с помощью следующего уравнения (см. рис. G-19):

$$SB = \frac{ARDH - RPCH}{\text{tg}\,\theta} \geq \frac{15 - RPCH}{\text{tg}\,\theta},$$

где все расстояния указаны в метрах;

SB – расстояние продольного смещения фазового центра угломестной антенны от порога ВПП по прямой, параллельной осевой линии ВПП;

RPCH – относительная высота фазового центра угломестной антенны над поверхностью ВПП на ее пороге. (Этот параметр включает высоту фазового центра угломестной антенны и разницу в превышении между порогом ВПП и местом установки угломестной антенны.);

ARDH – желательная высота опорной точки захода на посадку MLS; и

θ – минимальная глиссада.

4.1.1.2.2 В конической системе координат угломестной антенны и при ее поперечном смещении относительно осевой линии наведение по углу места минимальной глиссады будет обеспечиваться выше опорной точки захода на посадку. Учитывая рекомендацию в п. 3.11.5.3.5.2.2 главы 3, это поперечное смещение должно ограничиваться и определяться следующим уравнением:

$$(OS)^2 + (SB)^2 \leq \left[\frac{(18 - RPCH)}{\tan\theta}\right]^2,$$

где все расстояния указаны в метрах;

OS – расстояние поперечного смещения между фазовым центром угломестной антенны и вертикальной плоскостью, проходящей через осевую линию ВПП (см. рис. G-19).

4.1.1.2.3 Кроме того, ARD MLS должна совпадать с опорной точкой ILS в пределах одного метра, как указано в пункте 3.11.5.3.5.3 главы 3. Это условие описывается следующим уравнением:

$$\frac{RDH - 1 - RPCH}{\text{tg}\,\theta} \leq SB \leq \frac{RDH + 1 - RPCH}{\text{tg}\,\theta},$$

где все расстояния указаны в метрах;

RDH – высота опорной точки ILS.

4.1.1.2.4 Для определения диагональной границы района 1 на рис. G-18 необходимо рассмотреть два фактора. Первый фактор заключается в том, что угломестная антенна не должна нарушать границу области миграции зоны Френеля глиссадной антенны ILS во время захода на посадку. Вообще, это требование может быть выполнено путем установки угломестной антенны между ВПП и диагональной линией, соединяющей мачту глиссадной антенны с осевой линией на пороге ВПП. Значение на рис. G-18 зависит от места установки мачты глиссадной антенны относительно осевой линии на пороге ВПП. Второй фактор заключается в том, что необходимо свести к минимуму нарушение боковой границы диаграммы направленности глиссадной антенны (см. п. 4.1.1.3.2). Однако при использовании этого района размещения угломестной антенны учитывать второй фактор желательно, но не обязательно.

4.1.1.2.5 После определения на основе вышеизложенных критериев ряда приемлемых мест установки угломестной антенны ее минимальное поперечное смещение выбирается с учетом требований в отношении поверхностей ограничения препятствий, содержащихся в главе 4 AR AGA-001.

4.1.1.2.6 По возможности размещение угломестной антенны следует корректировать, чтобы свести к минимуму влияние критической зоны угломестной антенны на производство полетов. Кроме того, возможно, целесообразно выбирать место установки угломестной антенны таким образом, чтобы в максимальной степени обеспечивалось совпадение критической зоны угломестной антенны MLS и критической зоны глиссадной антенны ILS. При таком совпадении любое увеличение объединенных критических зон будет минимальным. В связи с необходимостью установки угломестной антенны впереди глиссадной антенны она должна будет размещаться, как правило, в пределах критической зоны глиссадной антенны. Описание критических зон угломестной антенны приводится в п. 4.3. Описание критической зоны глиссадной антенны приводится в п. 2.1.10 дополнения C.

4.1.1.2.7 После установления позиции угломестной антенны необходимо определить место установки контрольного устройства угломестной антенны. Угломестный сигнал должен контролироваться, как указано в п. 2.4.3. Высота установки выносного контрольного устройства угломестной антенны зависит от используемого интегрального контроля параметров минимальной глиссады и критериев пролета препятствий. При определении места установки контрольного устройства может оказаться полезным учесть следующие факторы:

a) Желательно, чтобы выносное контрольное устройство устанавливалось как можно ближе к дальнему полю в целях свести к минимуму влияние ближнего поля на работу контрольного устройства. Однако это расстояние следует ограничивать, чтобы исключить ложную сигнализацию вследствие движения транспортных средств и воздушных судов между выносным контрольным устройством и антенной.

b) Желательно, чтобы затенение и искажение угломестного сигнала контрольным устройством на конечном этапе захода на посадку было минимальным. Этого можно добиться, если контрольное устройство располагается со смещением до 30° по отношению к линии направленности оси угломестной антенны и на расстоянии от 40 м (130 фут) до 80 м (260 фут), в зависимости от конструкции оборудования.

c) Смещение выносного контрольного устройства относительно линии визирования антенны следует ограничивать в целях обеспечения соответствующей чувствительности контрольного устройства с учетом его механической стабильности. Предполагается, что смещение выносного контрольного устройства относительно линии визирования угломестной антенны не будет превышать 30°.

d) Выносное контрольное устройство угломестной антенны следует размещать таким образом, чтобы исключить взаимное влияние этого контрольного устройства и выносного контрольного устройства глиссадной антенны ILS.

4.1.1.3 *Размещение угломестной антенны с большим смещением, чем смещение глиссадной антенны*

4.1.1.3.1 При размещении угломестной антенны со смещением относительно осевой линии ВПП порядка 130 м (430 фут) – 180 м (590 фут) влияние конуса на достигаемую высоту опорной точки захода на посадку становится более заметным. В зависимости от выбранного средства может потребоваться скорректировать продольное смещение угломестной антенны с учетом критериев, изложенных в пп. 4.1.1.2.1, 4.1.1.2.2 и 4.1.1.2.3.

4.1.1.3.2 При размещении угломестной антенны с большим смещением относительно осевой линии ВПП, чем смещение уже используемой глиссадной антенны, угломестная антенна не должна нарушать боковую границу диаграммы направленности глиссадной антенны.

Значение Ф на рис. G-18 зависит от типа установленной глиссадной антенны и физических характеристик угломестного оборудования. Как правило, значение Ф соответствует точке –10дБ на диаграмме направленности глиссадной антенны в горизонтальной плоскости. Значение –10дБ может быть снижено до –4дБ, особенно применительно к глиссадным антеннам с эффектом захвата, при условии подтверждения качества глиссадного сигнала.

4.1.1.3.3 После определения на основе вышеизложенных критериев ряда приемлемых мест установки угломестной антенны, возможно, потребуется дополнительно ограничить ее размещение для соблюдения требований тома I AR AGA-001 в отношении поверхностей ограничения препятствий, в частности критериев разделения РД и препятствия.

4.1.1.4 *Варианты*

4.1.1.4.1 В том случае, если совместное размещение угломестной антенны с глиссадной антенной вызывает трудности, угломестную антенну можно устанавливать на противоположной стороне ВПП.

4.1.2 *Азимутальная антенна MLS*

4.1.2.1 *Введение*

4.1.2.1.1 При совместном размещении азимутальной антенны MLS с антенной курсового радиомаяка ILS необходимо принять ряд решений, чтобы определить место установки азимутальной антенны. Критерии размещения разработаны с учетом необходимости сведения к минимуму взаимного влияния сигналов азимутальной антенны MLS и антенны курсового радиомаяка ILS. Эти критерии, а также характеристики сигнала в пространстве, эксплуатационные факторы, критические зоны и критерии пролета препятствий будут предопределять окончательное размещение азимутальной антенны. Поскольку на выпуклой ВПП или при наличии системы огнейприближения может потребоваться увеличить высоту фазового центра (РСН) азимутальной антенны, эти факторы следует учитывать при применении любого из следующих критериев.

4.1.2.1.2 Цель заключается в определении на первом этапе исходного района для установки азимутальной антенны с последующим выбором в пределах этого района оптимальной позиции для размещения конкретного средства. Данная цель достигается путем последовательного рассмотрения перечня факторов, представленного в виде логической блок-схемы на рис. G-20.

4.1.2.1.3 На рис. G-20 номера разделов соответствуют одной из четырех конфигураций размещения (т. е. п. 4.1.2.2 соответствует "размещению азимутальной антенны впереди антенны курсового радиомаяка" и т. д.). В каждом блоке указывается номер конкретного пункта пояснительного текста к рис. G-20. В этом пункте приводится более подробное описание факторов, подлежащих рассмотрению на данном этапе.

4.1.2.1.4 Исходные районы размещения азимутальной антенны показаны на рис. G-21.

4.1.2.2 *Размещение азимутальной антенны впереди антенны курсового радиомаяка*

4.1.2.2.1 Азимутальная антенна должна устанавливаться на осевой линии курса на расстоянии, по крайней мере, 30 м (100 фут) впереди антенной решетки курсового радиомаяка. Предел максимального расстояния (переменная "X" на рис. G-21) определяется необходимостью соблюдения требований тома I AR AGA-001 в отношении поверхностей ограничения препятствий, как для конструкции азимутальной антенны, так и для контрольного устройства азимутальной антенны. Такое размещение азимутальной антенны является предпочтительным. Однако такие факторы, как наличие выносного контрольного устройства вблизи антенны курсового радиомаяка, могут потребовать изменения размещения азимутальной антенны. Азимутальную антенну нельзя размещать таким образом, чтобы она блокировала линию прямой видимости между антенной курсового радиомаяка и выносным

контрольным устройством антенны курсового радиомаяка. В связи с блокированием азимутальной антенной линии прямой видимости до наземной контрольной точки ILS вопрос о размещении наземных контрольных точек ILS, возможно, потребует пересмотра.

4.1.2.2.2 По мере возможности, желательно обеспечивать совместное размещение антенны DME/P с азимутальной антенной. Однако, если антенна DME/P не может быть установлена совместно с азимутальной антенной вследствие нарушения требований в отношении поверхностей ограничения препятствий, можно рассмотреть вариант поперечного смещения DME/P или выбрать альтернативную конфигурацию совместного размещения. (См. п. 7.1.6 и раздел 5 в дополнении C).

4.1.2.2.3 По возможности размещение азимутальной антенны можно корректировать, чтобы свести к минимуму влияние критической зоны азимутальной антенны на производство полетов. Кроме того, может оказаться целесообразным в максимальной степени обеспечить совпадение критических зон азимутальной антенны и антенны курсового радиомаяка. Вследствие необходимости установки азимутальной антенны в непосредственной близости от антенны курсового радиомаяка, обычно одна из антенн должна будет размещаться в пределах критической зоны другой антенны. Описание критической зоны азимутальной антенны приводится в п. 4.3; описание критических зон курсового радиомаяка приводится в п. 2.1.10 дополнения C.

4.1.2.2.4 После установления приемлемой позиции азимутальной антенны необходимо определить место установки выносного контрольного устройства азимутальной антенны. Режим работы азимутальной антенны должен контролироваться, как указано в п. 2.3.5. Выносное контрольное устройство предпочтительнее устанавливать на продолжении осевой линии ВПП. Однако опора контрольного устройства может вызвать искажение азимутального сигнала. Следовательно, если установленное в этом месте контрольное устройство вызывает недопустимое искажение сигнала или работает неудовлетворительно вследствие наличия осветительной арматуры, курсового радиомаяка ILS и т. д., может оказаться целесообразным выбрать другое место установки выносного контрольного устройства. Эта вторая процедура рекомендуется лишь в том случае, если обеспечивается интегральный контроль радиального луча захода на посадку. При определении места установки контрольного устройства может оказаться полезным учесть следующие факторы:

a) Желательно, чтобы выносное контрольное устройство устанавливалось как можно ближе к дальнему полю в целях свести к минимуму влияние ближнего поля на работу контрольного устройства. Однако это расстояние следует ограничивать, чтобы исключить ложную сигнализацию вследствие движения транспортных средств и воздушных судов между выносным контрольным устройством и антенной.

b) Желательно, чтобы затенение и искажение азимутального сигнала выносным контрольным устройством на конечном этапе захода на посадку было минимальным. Выносное контрольное устройство следует размещать как можно ниже фазового центра азимутальной антенны.

c) Смещение выносного контрольного устройства относительно линии визирования антенны следует ограничивать в целях обеспечения соответствующей чувствительности контрольного устройства с учетом его механической стабильности.

d) Выносное контрольное устройство азимутальной антенны следует размещать таким образом, чтобы исключить взаимное влияние этого контрольного устройства и контрольного устройства антенны курсового радиомаяка.

4.1.2.3 *Размещение азимутальной антенны позади антенны курсового радиомаяка ILS*

4.1.2.3.1 Расстояние между антенной курсового радиомаяка и азимутальной антенной MLS будет зависеть от требований к ограничению препятствий, наличия неподвижных объектов,

использования обратного курса курсового радиомаяка и необходимости совместного размещения антенны DME/P с азимутальной антенной. В случае использования обратного курса курсового радиомаяка рекомендуется, чтобы расстояние между азимутальной антенной и антенной курсового радиомаяка составляло по крайней мере 30 м (100 фут), при этом азимутальная антенна должна устанавливаться симметрично на осевой линии курса курсового радиомаяка. Для антенн курсовых радиомаяков с большим отношением мощностей по переднему и обратному курсам, вероятно, можно сократить расстояние 30 м (100 фут). Если расстояние между азимутальной антенной и антенной курсового радиомаяка известно, для определения высоты фазового центра азимутальной антенны относительно антенной решетки курсового радиомаяка можно использовать рис. G-22. Для обеспечения того, чтобы погрешность наведения по азимуту, вызванная рассеянием сигнала курсовым радиомаяком ILS, оставалась незначительной (≤0,03°), по всей зоне действия наведения по азимуту обычно выбирается точка "W" (рис. G-22) для определения значения переменной "X" на рис. G-22. Если в результате выбора такой точки азимутальную антенну понадобится устанавливать с нарушением критериев пролета препятствий или на вышке, когда это практически неосуществимо, могут быть рассмотрены следующие действия:

a) зная характеристики конкретного курсового и азимутального оборудования, можно выполнить анализ для определения высоты фазового центра азимутальной антенны. Как правило, рекомендуется выбирать высоту фазового центра азимутальной антенны таким образом, чтобы погрешности, вызываемые рассеянием сигнала курсового радиомаяка, не превышали 0,03°. Однако этот допуск можно увеличить с учетом составляющих из других источников погрешности, таких как погрешности наземного и бортового оборудования, отражение боковых лепестков от зданий, отражение от земли, а также погрешности, вызываемые помехами от воздушных судов (см. таблицу G-10);

b) может быть выбрана точка на линии W–WN (рис. G-22) для определения значения переменной "X". Предпочтительно, чтобы выбранная точка находилась как можно ближе к точке "W", при этом она должна быть приемлемой в эксплуатационном отношении для соответствующей схемы. Поскольку значение погрешности, используемое при разработке этого критерия, представляет собой незначительную долю в общем бюджете погрешности распространения, азимутальный сигнал будет отвечать требованиям по точности ниже плоскости, в которой находится выбранная точка и фазовый центр азимутальной антенны. Точка, до которой существуют приемлемые параметры азимутального сигнала при минимальном угле глиссады, может быть определена с помощью измерений в полете.

4.1.2.3.2 В том случае, если выносное контрольное устройство установлено вблизи курсового радиомаяка на продолжении осевой линии ВПП, может потребоваться скорректировать РСН азимутальной антенны или высоту контрольного устройства курсового радиомаяка, чтобы свести к минимуму влияние опоры контрольного устройства курсового радиомаяка на азимутальный сигнал. Однако предполагается, что, если высота опоры контрольного устройства соответствует высоте антенны курсового радиомаяка или является меньше, никакой дополнительный коррекции вследствие наличия опоры контрольного устройства не потребуется.

4.1.2.4 *Конфигурация комплексного размещения азимутальной антенны и антенны курсового радиомаяка*

4.1.2.4.1 *Размещение азимутальной антенны под антенной решеткой курсового радиомаяка*

4.1.2.4.1.1 Для данной конфигурации, в первую очередь, необходимо определить высоту плоскости безопасного пролета препятствий в месте установки антенной решетки курсового радиомаяка. Вертикальное расстояние между поверхностью земли и плоскостью безопасного пролета препятствий в данной точке должно быть, по крайней мере, равно высоте азимутальной антенны, включая ее основание, плюс вертикальное расстояние между верхней точкой

азимутальной антенны и антенным элементом курсового радиомаяка. Если это условие не соблюдается, необходимо рассмотреть альтернативную конфигурацию совместного размещения.

4.1.2.4.1.2 Экспериментальные результаты, полученные с использованием 24-элементной логопериодической антенны курсового радиомаяка, показывают, что расстояние по вертикали между верхней точкой азимутальной антенны и нижней точкой антенных элементов курсового радиомаяка должно составлять, по крайней мере, 0,5 м (1,6 фут), при этом предпочтительным является расстояние более 0,7 м (2,3 фут). Для антенн курсовых радиомаяков, элементы которых имеют относительно более высокий коэффициент связи, желательно увеличивать расстояние по вертикали.

4.1.2.4.2 *Размещение азимутальной антенны внутри антенной решетки курсового радиомаяка*

4.1.2.4.2.1 При такой конфигурации, возможно, не потребуется учитывать высоту поверхности полета препятствий, поскольку азимутальная антенна обычно ниже, чем существующая антенна курсового радиомаяка. При комплексном размещении азимутальной антенны требуются определенные модификации антенны курсового радиомаяка, которые могут повлиять на характеристики сигнала курсового радиомаяка в пространстве. Однако такое влияние в очень значительной степени зависит от типа курсового радиомаяка.

4.1.2.4.2.2 Экспериментальные результаты, полученные с использованием двухчастотного курсового радиомаяка с дипольной антенной, показывают, что это влияние может быть нейтрализовано путем выполнения на месте незначительных модификаций антенны курсового радиомаяка. Целесообразность использования такой комплексной конфигурации должна подтверждаться для каждого типа курсового радиомаяка.

4.1.2.4.3 При наличии выносного контрольного устройства вблизи ILS необходимо определить увеличение высоты фазового центра азимутальной антенны или уменьшение высоты контрольного устройства курсового радиомаяка, чтобы свести к минимуму влияние опоры контрольного устройства на азимутальный сигнал. Вообще удовлетворительные результаты могут быть получены путем установки фазового центра азимутальной антенны выше опоры контрольного устройства приблизительно на 0,3 м (1 фут). Эта величина зависит от конструкции и места установки контрольного устройства курсового радиомаяка.

4.1.2.5 *Смещение азимутальной антенны*

4.1.2.5.1 В некоторых местах, где требуется совместное размещение ILS и MLS, вследствие физических ограничений, может оказаться невозможным установить азимутальную антенну MLS впереди или позади антенны курсового радиомаяка ILS, или вместе с этой антенной. В таких местах лучше всего смещать антенны MLS и DME/P. Информация о размещении, содержащаяся во вспомогательных данных, даст возможность рассчитать на борту воздушного судна заход на посадку по осевой линии с использованием MLS.

4.1.2.5.2 При такой конфигурации предпочтительным является размещение обтекателя азимутальной антенны в плоскости антенной решетки курсового радиомаяка (зона 1 на рис. G-21). Рекомендуемое минимальное расстояние между азимутальной антенной и антенной решеткой курсового радиомаяка (верхняя часть) составляет 3 м (10 фут).

4.1.2.5.3 Если установить азимутальную антенну сбоку от курсового радиомаяка практически невозможно, азимутальную антенну можно разместить за плоскостью антенной решетки курсового радиомаяка (зона 2 на рис. G-21). Смещение азимутальной антенны должно составлять по крайней мере 3 м (10 фут) и не допускать размещения антенной решетки курсового радиомаяка в пределах зоны пропорционального наведения по азимуту.

4.1.2.5.4 Установка азимутальной антенны перед плоскостью антенной решетки курсового радиомаяка может привести к ухудшению характеристик сигнала курсового

радиомаяка. Район, в котором ожидаемое влияние азимутального оборудования на характеристики сигналов курсового радиомаяка будет наименьшим, соответствует зоне 3 на рис. G-21. Обоснованность выбора места для азимутальной антенны может быть проверена с помощью макета азимутального оборудования.

4.2 Размещение MLS в пределах системы огней приближения

4.2.1 Система огней приближения, обеспечивающая заход на посадку с противоположного направления, будет влиять на размещение азимутальной антенны MLS. Правильное размещение будет зависеть от таких факторов, как требования в отношении зоны действия (см. п. 2.3.2), необходимость исключить блокирование линии видимости огней, требования к ограничению препятствий и переотражение азимутального сигнала от осветительной арматуры.

4.2.2 Эти критерии применимы для типичной системы, в которой высота установки огней приближения остается практически неизменной или увеличивается по мере удаления от ВПП.

4.2.3 Ниже описывается принцип размещения MLS в пределах существующих систем огней приближения. Может оказаться целесообразным использовать конструкции огней, которые не влияют на сигнал в пространстве, если таковые имеются.

4.2.4 Если размещение азимутальной антенны MLS на продолжении осевой линии ВПП на расстоянии 60 м (200 фут) за дальним концом системы огней приближения невозможно или практически нецелесообразно, ее можно устанавливать в пределах границ плоскости огней в соответствии со следующими критериями:

a) в горизонтальной плоскости антенна должна устанавливаться на продолжении осевой линии ВПП не ближе 300 м от конца ВПП, и как можно дальше от местонахождения ближайшего к концу ВПП огня. (При таком размещении задняя стенка азимутального оборудования располагается практически вплотную к следующему огню.);

b) азимутальная станция должна размещаться таким образом, чтобы свести к минимуму затенение огней системы огней приближения, в частности в границах относительной высоты принятия решения. Азимутальная станция не должна затенять каких-либо огней, кроме огней, расположенных в центральной части светового горизонта, или линейных огней осевой линии (дополнительные указания см. в п. 11.3 дополнения A к тому I AR AGA-001).

4.2.4.1 Если интервал между соседними огнями составляет 30 м (100 фут) или больше, фазовый центр должен располагаться по крайней мере на 0,3 м (1 фут) выше осевой линии ближайшего к дальнему концу ВПП огня. При необходимости эта величина может быть уменьшена до 0,15 м (0,5 фут), если в этом месте не возникает других проблем значительных переотражений. Для этого может потребоваться использовать азимутальную станцию, приподнятую над поверхностью земли.

4.2.4.2 Если интервал между соседними огнями меньше 30 м (100 фут), фазовый центр должен располагаться по крайней мере на 0,6 м (2 фут) выше осевой линии ближайшего к дальнему концу ВПП огня.

4.3 Критические и чувствительные зоны

4.3.1 Возникновение помех, оказывающих влияние на сигналы MLS, зависит от отражающих и экранирующих характеристик объектов, расположенных вокруг антенн MLS, а также от ширины луча антенны. Транспортные средства и фиксированные объекты, расположенные в пределах 1,7 ширины луча от размещения приемника, считаются находящимися "в луче" и будут создавать наведения MLS, обусловленные переотражением главного лепестка. Как правило, значения ширины лучей наземного оборудования выбираются таким образом, чтобы исключались отражения в азимутальном луче вдоль направления конечного участка захода на посадку, а также переотражения в угломестном луче вдоль участков

глиссады. Однако подвижные объекты могут заходить в зоны внутри лучевых переотражений и вызывать вредные отражения или экранирование сигналов наведения такого уровня, что качество сигналов становится неприемлемым. Зоны, в пределах которых транспортные средства могут вызвать такое ухудшение характеристик, необходимо определить и обозначить. С точки зрения разработки критериев защиты таких зон, их можно разделить на два типа: критические зоны и чувствительные зоны:

a) Критическая зона MLS представляет собой определенных размеров зону вокруг азимутальной и угломестной антенн, в которой запрещается находиться транспортным средствам, включая воздушные суда, в процессе выполнения всех полетов по MLS. Необходимая защита критической зоны предусматривается вследствие того, что присутствие транспортных средств и/или воздушных судов в пределах ее границ будет вызывать неприемлемое искажение сигналов наведения.

b) Чувствительная зона MLS представляет собой зону, которая простирается за пределы критической зоны и в которой остановка и/или движение транспортных средств, в том числе воздушных судов, находятся под контролем в целях предотвращения случаев возникновения неприемлемых помех для сигналов MLS в процессе полетов по MLS. Чувствительная зона обеспечивает защиту от помех, вызываемых большими объектами, находящимися вне критической зоны, однако расположенными, как правило, в пределах границы летного поля.

Примечание 1. В тех случаях, когда помехи для сигналов наведения могут возникать только на некоторой высоте над землей, используются термины "критической объем" или "чувствительный объем".

Примечание 2. Цель определения критических и чувствительных зон заключается в обеспечении надлежащей защиты сигналов наведения MLS. Применение данной терминологии может иметь некоторые особенности в различных государствах. В отдельных государствах термин "критическая зона" используется также для описания зоны, которая в настоящем материале упоминается в качестве чувствительной зоны.

4.3.2 Типичные примеры критических и чувствительных зон, защиту которых необходимо обеспечить, показаны на рис. G-23 и G-24. Значения в таблицах, относящиеся к рис. G-23 и G-24, соответствуют схемам захода на посадку при углах места 3° или более этого значения. Для обеспечения качества сигналов необходимо, как правило, запрещать въезд в зону всех транспортных средств, а также руление или парковку воздушных судов в пределах данной зоны в течение выполнения всех полетов по MLS. Критическая зона, установленная для каждой азимутальной и угломестной антенны, должна быть четко обозначена. Возможно, потребуется предусмотреть соответствующие сигнальные устройства на рулежных дорожках и подъездных путях, которые пересекают критическую зону, в целях ограничения въезда транспортных средств и воздушных судов.

4.3.3 Методы моделирования на ЭВМ могут использоваться для расчета абсолютных значений и продолжительности искажений сигналов, вызываемых расположенными в разных местах сооружениями или различными типами воздушных судов с учетом их размеров и ориентации. Как правило, параметры, необходимые для использования таких методов, включают ширину луча антенны, а также размеры, размещение и ориентацию отражающих и экранирующих объектов. Исходя из максимально допустимого переотраженного искажения сигнала вследствие находящегося на земле воздушного судна, можно определить соответствующие критические и чувствительные зоны. Такой метод был положен в основу данных, приведенных на рис. G-23 и G-24, после предварительного подтверждения расчетных моделей, которое предусматривало сравнительную оценку в выбранных точках расчетных результатов и данных фактических полетов, касающихся исследования помех, создаваемых запаркованными воздушными судами, для сигналов наведения MLS.

4.3.4 Обеспечение надлежащего контроля за критическими зонами и обозначение

чувствительных зон в аэропорту обычно является достаточным условием защиты сигналов MLS от влияния переотражений, вызываемых большими фиксированными наземными сооружениями. Это особенно важно в тех случаях, когда рассматриваются размеры новых зданий. Объекты, находящиеся за пределами аэропорта, как правило, не создают проблем для качества сигналов MLS, если они отвечают критериям ограничения препятствий.

4.3.5 Граница защищаемой зоны (т. е. объединенной критической и чувствительной зоны) определяется таким образом, чтобы помехи, создаваемые воздушными судами и транспортными средствами, находящимися вне этой границы, не вызывали ошибки сверх обычных допусков, учитывающих особенности распространения сигналов. Определение допустимых ошибок с целью защиты профилей захода на посадку по осевой линии, как это показано в таблицах G-10 и G -11 для "чистых" и "сложных" условий распространения сигналов, осуществляется следующим образом. Допуски на ошибки оборудования вычитаются, используя корень квадратный из суммы квадратов значений (RSS), из предельных ошибок системы в опорной точке захода на посадку (ARD), и остающаяся доля баланса ошибок используется для учета аномальных особенностей распространения сигналов. Отражение от земли учитывается при чистых и сложных размещениях, при этом в сложных условиях резервируется некоторый дополнительный запас для учета ошибок, связанных с вибрацией поддерживающей конструкции, дефракцией сигналов, вызываемой, например, системой огней приближения (ALS), опорами или более интенсивными отражениями в горизонтальной плоскости. В конечном итоге, 70 % остающегося баланса ошибок предусматривается для определения границы защищаемой зоны. Таким образом, имеющиеся балансы ошибок обеспечивают определение границ защищаемой зоны в крайних случаях, характеризующихся абсолютно благоприятными условиями распространения сигналов, при которых учитываются только отражения от земли, и весьма сложными условиями, когда учитываются некоторые существенные ошибки, возникающие при распространении сигналов.

4.3.6 Критические зоны MLS меньше соответствующих критических зон ILS. В тех случаях, когда антенны MLS размещаются в непосредственной близости к антеннам ILS, критические зоны ILS в большинстве случаев будут обеспечивать защиту сигналов MLS при аналогичных траекториях захода на посадку.

Примечание. Уменьшение размеров критической и чувствительной зон MLS может обеспечиваться путем измерений или анализа, при которых учитываются конкретные условия. Рекомендуется выбирать контрольные точки через каждые 15 м (50 фут).

4.3.7 Азимут. В случае азимутальной антенны, обеспечивающей заход на посадку при совмещении с осевой линией ВПП вдоль нулевого азимута, область между азимутальной антенной и концом ВПП, где происходит остановка, должна обозначаться как критическая зона. Чувствительная зона на рис. G-23A обеспечивает дополнительную защиту сигналов в тех случаях, когда выполняются посадки в условиях плохой видимости. В общем случае чувствительная зона азимутальной антенны будет находиться в пределах границ ВПП, и поэтому надлежащий контроль может осуществляться в отношении всех подвижных транспортных средств с целью предотвращения создания недопустимых помех для сигналов MLS. При определении значений длины чувствительной зоны в таблице G-12A предполагалось, что совершившее посадку воздушное судно типа B-727 (или B-747) освобождает ВПП до того, как выполняющее посадку воздушное судно достигает относительной высоты 90 м (300 фут) (или 180 м (600 фут) для B-747). Это допущение вытекало из учета следующих факторов:

a) интервал эшелонирования в 5,6 км (3 м. мили) за воздушным судном, имеющим размеры самолета B-747;

b) интервал эшелонирования в 3,7 км (2 м. мили) за воздушным судном, имеющим размеры самолета B-727;

c) время занятия ВПП выполняющим посадку воздушным судном, равное 30 с;

d) скорость воздушного судна при заходе на посадку, равная примерно 220 км/ч (2 м. мили/мин).

4.3.7.1 Для азимутального оборудования захода на посадку, обеспечивающего наведение воздушного судна на поверхности ВПП, должна обеспечиваться защита дополнительной чувствительной зоны. Вследствие низкого уровня плотности мощности сигнала, принимаемого находящимся на земле воздушным судном с приемной антенной на нижней границе зоны действия, относительная плотность мощности азимутального луча, преломляемого задней кромкой крыла воздушного судна, покидающего ВПП или приближающегося к ней, может быть значительной и создавать эффект внутрилучевых переотражений. Типовые поверхности, в пределах которых не должен находиться хвостовой стабилизатор воздушного судна, представлены на рис. G-23B. От азимутальной антенны начинаются угловые сектора с полушириной 1,7 ширины луча с центром на осевой линии ВПП. В таблице G-12E указано предельное значение полуширины для фазового центра азимутальной антенны на высоте 1,4 м (4,6 фут) над ровной ВПП. В том случае, если плотность мощности принимаемого сигнала на земле отличается от предполагаемой плотности мощности сигнала, распространяющегося выше ровной поверхности земли, следует вносить определенные поправки. Определено, например, что, если фактическая плотность мощности на высоте 2,5 м (8 фут) н ад В ПП н а 6 дБ выше (вследствие, например, того, что фазовый центр азимутальной антенны в два раза выше), полуширина чувствительной зоны может быть уменьшена на 6 м (20 фут) (или увеличена, если плотность мощности на 6 дБ ниже).

4.3.7.2 В случае азимутальной антенны, обеспечивающей заход на посадку при смещении относительно осевой линии ВПП, критические и чувствительные зоны будут зависеть от расположения азимутальной антенны и ориентации траектории захода на посадку относительно нулевого азимута. Критическая зона простирается по крайней мере на 300 м (1000 фут) впереди азимутальной антенны. Для исключения экранирования в ходе выполнения посадочных операций должна предусматриваться дополнительная защита в виде чувствительной зоны. В таблице G-12B приведена длина чувствительной зоны при смещении азимутального оборудования. В том случае, когда схема захода на посадку располагается по азимуту, не являющимся нулевым, определение вида в плане должно учитывать расширение луча. На рис. G-25 приведены типичные примеры.

Примечание. Настоящий инструктивный материал применяется также к азимутальной антенне, обеспечивающей обратный азимут.

4.3.7.3 Критическая и чувствительная зоны для схемы захода на посадку по вычисляемой осевой линии. На рис. G-26 показано общее изображение зоны, которая должна защищаться от неконтролируемого наземного движения транспортных средств. Точная форма этой зоны будет зависеть от расположения азимутальной антенны, расстояния от азимутальной антенны до порога ВПП, высоты принятия решения, типов обслуживаемых воздушных судов и условий переотражения сигналов.

4.3.7.3.1 Порядок определения защищаемой зоны следующий:

a) определить направление линии AG (рис. G-26) от азимутальной антенны (точка A) до ближайшей точки на ВПП, где необходимо наведение (точка G);

b) нанести точку C на линию AG на расстоянии от азимутальной антенны, которое находится по данным таблиц G-12C или G-12D с учетом расстояния от азимутальной антенны до порога ВПП, размеров находящегося на земле наибольшего воздушного судна и относительной высоты точки G на траектории минимальной глиссады;

c) линия AB имеет одинаковую длину с линией AC, а угол между линиями AC и AB определяется допуском на внутрилучевые переотражения (1,7 ширины луча) и величиной допустимого разброса траектории полета с целью учета отклонений выполняющего заход на посадку воздушного судна от номинальной траектории захода на посадку;

d) определить направление линии AF от азимутальной антенны до точки F, расположенной на минимальной глиссаде на высоте 300 м (1000 фут);

e) определить направление линии AD, угол между которой и линией AF составляет 1,7 BW;

f) длина линии AD определяется из таблиц G-12C или G-12D с учетом информации об относительной высоте точки F;

g) защищаемая зона ограничивается многоугольником ABCD.

4.3.7.3.2 Обычно зоны многоугольника ABCD на рис. G-26 в пределах по крайней мере первых 300 м (1000 фут) или 600 м (2000 фут) от азимутальной антенны следует обозначать в качестве соответствующих критических зон, характерных для воздушных судов, имеющих размеры самолетов B-727 или B-747. Остальная область обозначается в качестве чувствительной зоны. В тех случаях, когда это возможно, азимутальную антенну следует смещать в сторону от ВПП, удаленную от используемых РД. На аэродромах, где азимутальная антенна смещена назад менее чем на 300 м (1000 фут) или расположена впереди по отношению к концу ВПП, предназначенному для остановки, тщательный анализ и учет планировки аэропорта могут обеспечить уменьшение защищаемой зоны.

4.3.7.4 Критическая и чувствительная зоны для схем полетов с использованием MLS/RNAV. В случае схем заходов на посадку с использованием MLS/RNAV критическую и чувствительную зоны потребуется расширить в целях защиты от внутрилучевых переотражений в используемых секторах. Такие расширенные зоны обеспечивают защиту схем захода на посадку, которые являются неприемлемыми для ILS. Длина защищаемой зоны зависит от поверхности эксплуатационных минимальных относительных высот, выбираемых из таблицы G-13. Информация для определения защищаемой зоны приведена на рис. G-27. Результаты моделирования с использованием широкого диапазона профилей свидетельствуют о том, что при эксплуатации воздушных судов типа B-727 достаточная защита будет обеспечиваться в том случае, если первые 300 м (1000 фут) защищаемой зоны обозначаются в качестве критической зоны, а оставшаяся часть – в качестве чувствительной зоны. Для воздушных судов типа B-747 соответствующая протяженность составляет 600 м (2000 фут). Для более крутых профилей захода на посадку длина зоны, определенная по таблице G-13 или приведенному в ней уравнению, может оказаться меньше этих значений; в этом случае всю расширенную зону следует обозначать в качестве критической зоны.

4.3.8 Угол места. Защищаемая критическая зона угломестной антенны вытекает из критического объема, который показан на рис. G-24. Для угломестной антенны чувствительная зона обычно не определяется. Поскольку нижняя поверхность критического объема обычно располагается значительно выше уровня земли, воздушное судно может находиться вблизи угломестной антенны, если при этом не пересекается нижняя граница критического объема.

4.3.8.1 При нормальном размещении угломестной антенны с шириной луча 1,0° и ровной поверхности земли фюзеляжи большинства типов воздушных судов будут находиться под нижней поверхностью критического объема, показанного на рис. G-24 (вид в профиль).

4.3.8.2 При угломестной антенне с шириной луча 1,5° может допускаться незначительное пересечение фюзеляжем воздушного судна нижней поверхности критического объема, показанного на рис. G-24 (вид в профиль), если нижняя часть критического объема, между 1,5° и 1,7 ширины луча ниже траектории минимальной глиссады, определяется в качестве чувствительного объема. При размещениях, обеспечивающих хорошие характеристики в пределах допусков, воздушное судно может находиться перед антенной при условии, что:

a) разделяющий угол между траекторией глиссады и верхней частью фюзеляжа воздушного судна составляет по крайней мере 1,5°;

b) киль хвостового оперения воздушного судна не пересекает нижнюю поверхность

критического объема;

c) фюзеляж располагается под прямым углом к осевой линии.

4.3.8.3 В случае схем захода на посадку с использованием MLS/RNAV размеры критической зоны угломестной антенны потребуется увеличить с целью обеспечения качества угломестного сигнала вдоль номинальной траектории захода на посадку (рис. G-28). Эти увеличенные зоны обеспечивают защиту схем захода на посадку, которые не могут обеспечиваться системой ILS. Характеристики на виде в профиль (рис. G-24) остаются без изменений, при этом имеется в виду, что нижняя граница соотносится с номинальной траекторией захода на посадку. Настоящий инструктивный материал учитывает широкий диапазон профилей захода на посадку. Более высокая гибкость может обеспечиваться путем анализа конкретного профиля захода на посадку и условий аэропорта.

5. Эксплуатационные факторы, влияющие на выбор места установки наземного оборудования DME

5.1 Для удовлетворения существующих эксплуатационных требований оборудование DME должно по возможности обеспечивать пилоту приборную нулевую дальность в точке приземления.

5.1.1 При установке MLS с DME/P бортовое оборудование, выделяющее координатную информацию из данных MLS, может обеспечить отсчет приборной нулевой дальности от точки начала отсчета MLS. Нулевая дальность DME должна отсчитываться от места установки DME/P.

6. Взаимосвязь операций контроля за наземным оборудованием и управления им

6.1 Взаимосвязь операций контроля и управления считается необходимой для обеспечения того, чтобы воздушное судно не получало неполной информации наведения, которая могла бы поставить под угрозу безопасность полета, но в то же время продолжало получать достоверную информацию наведения, которую можно без ущерба для безопасности использовать в случае прекращения излучения некоторых функций.

Примечание. Взаимосвязь операций контроля за наземным оборудованием и управления им показана в таблице G-14.

7. Бортовое оборудование

7.1 Общие положения

7.1.1 Параметры бортового оборудования и их допустимые отклонения приведены в этом разделе для того, чтобы разъяснить стандарты в п. 3.11 главы 3, и при необходимости включают допуски на:

a) различия параметров наземного оборудования в пределах, установленных в п. 3.11 главы 3;

b) обычные маневры, скорость и пространственное положение воздушных судов в пределах зоны действия.

Примечание 1. Бортовое оборудование включает в себя бортовую(ые) антенну(ы), бортовой приемник, оборудование сопряжения с пилотом и необходимые соединения.

Примечание 2. Подобные "Технические требования к минимальным характеристикам" бортового электронного оборудования MLS разработаны и согласованы Европейской организацией по электронному оборудованию для гражданской авиации (EUROCAE) и Радиотехнической авиационной комиссией (RTCA). ИКАО периодически направляет Договаривающимся государствам текущие перечни публикаций этих организаций, деятельность которых координируется на международной основе в соответствии с рекомендациями 3/18 a) и 6/7 a) 7-й Аэронавигационной конференции.

7.1.2 *Декодирование функций*

7.1.2.1 Бортовое оборудование должно обладать способностью декодировать и обрабатывать функции азимута захода на посадку, азимута захода на посадку с высокой частотой обновления, обратного азимута и угла места захода на посадку, а также данные, необходимые для выполнения предполагаемых полетов.

7.1.2.2 Кроме того, в приемнике используются методы предотвращения обработки функций в связи с наличием преамбул функций, включаемых в информационные поля слов основных и вспомогательных данных, а также излучением боковых лепестков сканирующего луча. Один из таких методов заключается в декодировании всех преамбул функций. После декодирования какой-либо преамбулы обнаружение и декодирование всех преамбул функций прекращается на период времени, соответствующий длине функции.

7.1.2.3 Дальномерная информация декодируется отдельно.

7.1.3 Приемник декодирует полный диапазон углов, обеспечиваемых форматом сигнала для каждой функции. Угол наведения определяется путем изменения временного интервала между принятыми огибающими сканирований "туда" и "обратно". Отношение декодированного угла к этому временному интервалу выражается через уравнение, приведенное в п. 3.11.4.5 главы 3.

7.1.4 Приемник должен обладать способностью нормально обрабатывать каждую излучаемую функцию независимо от положения этой функции в переданных последовательностях.

7.1.5 Если информация об азимуте захода на посадку и обратном азимуте MLS отображается на селекторе и/или пилотажных приборах, то она должна воспроизводиться на экране в виде магнитных градусов. Приемники, работающие в автоматическом режиме, отображают на экране соответствующую информацию, передаваемую наземной станцией как часть слова 4 основных данных.

7.1.6 Приемник обладает возможностью ручного и автоматического выбора линии пути захода на посадку, угла места и радиала обратного азимута, если он обеспечивается. При работе в автоматическом режиме выбор осуществляется следующим образом:

7.1.6.1 Азимут захода на посадку – выбрать угол, соответствующий указанной в слове 4 основных данных ориентации азимута захода на посадку по магнитному курсу.

7.1.6.2 Угол места – выбрать минимальную глиссаду в слове 2 основных данных.

7.1.6.3 Обратный азимут – выбрать угол, соответствующий указанной в слове 4 основных данных ориентации обратного азимута по магнитному курсу.

Примечание. Приемник обеспечивает соответствующую индикацию в тех случаях, когда данные об отклонении определяются относительно сигнала обратного азимута.

7.1.7 Уровень целостности бортовой приемной системы MLS должен соответствовать уровню целостности MLS в целом, который составляет по крайней мере $1 - 1 \times 10^{-7}$ при любой посадке.

7.1.8 Бортовое оборудование, используемое при полетах по MLS/RNAV, должно обеспечивать возможность четкой индикации выбранной процедуры.

7.2 Радиочастотные характеристики

7.2.1 *Ширина полосы приема*

7.2.1.1 Характеристики приемника должны обеспечивать выделение сигнала при смещении частоты принятого сигнала до ±12 кГц от номинальной центральной частоты канала. Эта цифра допускает возможные смещения частоты наземного передатчика, равные ±10 кГц, а также доплеровские сдвиги частот, равные ±2 кГц. Приемник должен декодировать все функции

независимо от различных смещений частот относительно друг друга.

7.2.2 *Избирательность*

7.2.2.1 При настройке приемника на неработающий канал и при передаче по любому из оставшихся каналов нежелательного сигнала MLS, уровень которого на 33 дБ превышает установленный в п. 3.11.4.10.1 главы 3 уровень DPSK для азимута захода на посадку, приемник не должен выделять сигнал.

7.2.3 *Внутриканальная паразитная характеристика*

7.2.3.1 Характеристики приемника должны отвечать установленным в п. 3.11.6 главы 3 параметрам, если на том же канале, помимо сигнала, принимаются помехи, уровень которых не превышает установленного в п. 3.11.4.1.4 главы 3 уровня.

7.2.4 *Помехи от передачи вне диапазона*

7.2.4.1 Характеристики приемника, указанные в п. 3.11.6 главы 3, должны, кроме того, обеспечиваться в том случае, когда принимается помеха со стороны нежелательных сигналов при уровне не более –124,5 ДБВт/м^2 на антенне приемника MLS.

7.3 Обработка сигнала

7.3.1 *Выделение сигнала*

7.3.1.1 При наличии входного сигнала наведения, который соответствует требованиям п. 3.11.4 главы 3, приемник должен выделить сигнал наведения и подтвердить его достоверность до перехода на режим слежения в течение 2 с вдоль критического участка захода на посадку и в течение 16 с на границах зоны действия.

7.3.1.2 Выделение сигналов наведения по азимуту захода на посадку или азимуту захода на посадку с высокой частотой обновления ниже 60 м (200 фут) не допускается.

Примечание. Выделение сигнала ниже 60 м (200 фут) может привести к выделению ложной информации наведения, поскольку уровень переотраженного сигнала может превышать уровень прямого сигнала. Возможными причинами выделения сигнала ниже 60 м (200 фут) является потеря мощности электропитания на борту воздушного судна и производимая пилотами настройка. В целях предотвращения такого выделения сигнала необходимо принимать меры технического и эксплуатационного характера.

7.3.2 *Слежение*

7.3.2.1 Осуществляя слежение, приемник должен обеспечивать защиту от кратковременных (менее 1 с) паразитных сигналов с большой амплитудой. Когда сигнал отслежен, приемник должен выдавать достоверную информацию наведения, а потом прекратить подачу предупреждающего сигнала. В режиме слежения процесс подтверждения достоверности информации продолжается.

7.3.2.2 После потери отслеживаемого сигнала более чем на одну секунду приемник должен выдать предупреждающий сигнал. В течение этого односекундного интервала информация наведения должна сохранять последнее выданное значение.

Примечание 1. Подтвержденный сигнал наведения является сигналом, который удовлетворяет следующим критериям:

a) декодируется правильное опознавание функции;

b) декодируется сигнал синхронизации преамбулы;

c) имеются в наличии и симметрично расположены по отношению ко времени средней точки сигналы сканирующих лучей "ТУДА" и "ОБРАТНО" или клиренс-сигналы "лети влево/лети вправо";

d) ширина выделенного луча находится в пределах от 25 до 250 мкс.

Примечание 2. В соответствии с требованиями в отношении подтверждения сигнала наведения приемник должен непрерывно подтверждать, что выделяемый или отслеживаемый сигнал является самым сильным в течение по крайней мере 1 с.

7.3.2.3 Воздушное судно должно находиться на осевой линии ВПП или под выбранным углом азимута на высоте 60 м (200 фут), при этом приемник должен работать в режиме слежения. Ниже этой высоты приемник должен отслеживать сигнал наведения по азимуту захода на посадку или по азимуту захода на посадку с высокой частотой обновления до тех пор, пока этот сигнал кодирует угол в пределах узкого сектора с центром на осевой линии ВПП или на выбранном угле азимута, даже если другие сигналы на 10 дБ выше, чем отслеживаемый сигнал.

7.3.3 *Функции данных*

7.3.3.1 Выделение данных. Характеристики выделения данных для бортовой обработки, обеспечиваемого посредством функции основных или вспомогательных данных, подразделяются на два пункта: время, допускаемое для выделения данных, и вероятность необнаруженной ошибки в выделенных данных.

7.3.3.1.1 При минимальной плотности сигнала время выделения слова 2 основных данных, которое передается с частотой 6,25 Гц, не превышает 2 с, исходя из вероятности 95 %. Время выделения данных, которые передаются с частотой 1 Гц, не превышает 6 с, исходя из вероятности 95 %.

7.3.3.1.2 В процессе выделения в приемнике декодируются соответствующие слова данных и выполняются определенные проверки с целью обеспечения того, чтобы вероятность необнаруженных ошибок не превышала 1×10^{-6} при минимальной плотности мощности сигнала для тех данных, для которых необходим этот уровень целостности. Рекомендуемые характеристики в отношении необнаруженных ошибок могут потребовать дополнительной обработки данных в бортовом оборудовании помимо простого декодирования. Например, это может быть достигнуто путем обработки многократных выборок одних и тех же слов данных.

7.3.3.1.3 Если приемник не выделяет данные, необходимые для намеченного применения, он должен выдавать соответствующий предупреждающий сигнал.

7.3.3.1.4 При минимальной плотности мощности сигнала время выделения всех слов данных, требуемых для обеспечения полетов по MLS/RNAV (слова B1-B41, A1/B42, A2, A3, A4/B43 вспомогательных данных и слово 6 основных данных), не должно превышать 20 с, исходя из вероятности 95 %. Оборудование MLS/RNAV должно обеспечивать, чтобы вероятность необнаруженных ошибок для этого блока данных не превышала $0{,}5 \times 10^{-9}$. Достижение таких показателей предполагает увеличение отношения "сигнал – шум" на 2 дБ. Это может быть достигнуто за счет уменьшения потерь в кабеле, уменьшения запаса или повышения чувствительности приемника (см. данные о бюджете мощности на борту в таблице G-2). Предполагается также, что при более высоких уровнях сигнала время выделения будет меньше 20 с.

7.3.3.2 Подтверждение достоверности данных. После выделения данных приемник многократно подтверждает, что принимаемые данные соответствуют выделенным данным. Приемник декодирует ряд последовательных и идентичных данных, отличающихся от выделенных перед этим данных, прежде чем предпринимать действия для приема новых декодированных данных.

7.3.3.2.1 В отношении данных, требуемых для обеспечения полетов по MLS/RNAV, бортовое оборудование применяет процедуру контроля с использованием циклического избыточного кода (CRC) для обеспечения достаточной целостности. Достоверность данных, которые продолжают поступать, по-прежнему подтверждается. Оборудование MLS/RNAV не принимает новый блок данных для использования, пока его достоверность не будет

подтверждена с помощью CRC.

7.3.3.3 Потеря данных. Приемник выдает соответствующий предупреждающий сигнал и прекращает выдачу имеющихся данных в течение 6 с после потери основных данных или вспомогательных данных, которые передаются с интервалом времени максимум 2 с или меньше. Приемник выдает соответствующий предупреждающий сигнал в течение 30 с после потери прочих вспомогательных данных, кроме указанных выше.

7.3.3.3.1 В отношении данных, требуемых для обеспечения полетов по MLS/RNAV, бортовое оборудование не удаляет имеющиеся данные после подтверждения их достоверности, за исключением случаев, описанных в п. 7.3.3.2.1. Блок данных MLS/RNAV, достоверность которого подтверждена с помощью CRC, не удаляется до тех пор, пока не будет получен новый блок данных с другим идентификатором наземного оборудования в слове 6 основных данных, не будет выбран новый канал MLS или не будет отключено питание. Кроме того, блок данных не удаляется при переходе в зону действия обратного азимута.

7.3.4 *Характеристики переотражения*

7.3.4.1 Если плотность мощности излучаемого сигнала настолько высока, что тепловой шум бортового оборудования является незначительным в отношении частот биения между 0,05 и 999 Гц, следует выдерживать указанные ниже параметры.

7.3.4.1.1 Внутрилучевое переотражение. Сигналы переотражения, кодируемые в пределах менее двойной ширины луча от прямого сигнала и с амплитудами, которые на 3 дБ или более ниже прямого сигнала, не должны ухудшать на выходе точность наведения по углу более чем на ±0,5 ширины луча (пиковая погрешность). В этих условиях приемник не должен терять след сигнала.

7.3.4.1.2 Внелучевое переотражение. Сигналы переотражения, кодируемые на расстоянии двойной ширины луча или далее от прямого сигнала, и с амплитудами, равными 3 дБ или более ниже прямого сигнала, не должны ухудшать точность наведения по углу выше чем на ±0,02 ширины луча. Для азимутальных сигналов и в пределах узкого сектора вокруг осевой линии или вокруг выбранного угла азимута переотраженные сигналы с амплитудами до 10 дБ выше прямого сигнала, не искажающие форму прямого луча, как указано в п. 3.11.5.2.1.3 главы 3, не должны ухудшать точность наведения по углу более чем на ±0,02 ширины луча. В этих условиях приемник не должен терять след сигнала.

7.3.5 *Клиренс*

7.3.5.1 Когда на антенну поступает достоверный сигнал клиренс-наведения, бортовое оборудование должно обеспечивать информацию клиренс-наведения.

7.3.5.2 Когда получаемая угловая индикация находится за пределами сектора пропорционального наведения, определенного в таблице A-7 добавления A, сигнал наведения MLS следует считать сигналом наведения по клиренсу.

7.3.5.3 При передаче клиренс–импульсов приемник обрабатывает весь диапазон огибающих импульса, которые могут появиться на переходном участке между сигналами наведения по клиренсу и сигналами сканирующего луча. Как показано на рис. G-8, конкретная огибающая импульса зависит от местонахождения приемника, ширины луча сканирующей антенны и соотношения амплитуд и фаз сигналов клиренса и сканирующего луча. Также необходимо, чтобы приемник обрабатывал быстрые изменения индицируемого угла порядка 1,5° (пиковая амплитуда) за пределами пропорционального наведения.

7.3.5.4 В приемниках, способных выбирать и индицировать азимутальную информацию наведения по углу места, превышающему ±10°, информация о границах зоны пропорционального наведения, содержащаяся в основных данных, должна декодироваться и использоваться для того, чтобы не допустить использования ошибочной информации

наведения.

7.4 Управление и выход

7.4.1 *Масштабный коэффициент отклонения по азимуту и углу места захода на посадку*

7.4.1.1 Азимут захода на посадку. Если для информации об отклонении по азимуту захода на посадку предполагается предусмотреть такие же характеристики чувствительности, как и у ILS, масштабный коэффициент отклонения является функцией "расстояния от антенны азимута захода на посадку до порога", которое содержится в основных данных, и соответствовать следующей таблице:

Расстояние от антенны азимута захода на посадку до порога (ATT)	Номинальная ширина курса
0–400 м	±3,6°
500–1 900 м	±3,0°
2 000–4 100 м	$\pm \operatorname{arctg}\left(\frac{105}{ATT}\right)^{\circ}$
4 200–6 300 м	±1,5°

7.4.1.2 Угол места захода на посадку. Информация об отклонении является функцией угла места (θ), выбираемого вручную или автоматически, согласно формуле θ/4 = 1/2 номинальной ширины глиссады таким образом, чтобы номинальная ширина глиссады соответствовала следующим примерным значениям:

Выбираемый угол места (°)	Номинальная ширина глиссады (°)
3	±0,75
7,5	±1,875

Примечание. Эти характеристики чувствительности применимы для углов места до 7,5°.

7.4.2 *Характеристики выходного фильтра угловых данных*

7.4.2.1 Отставание по фазе. Для обеспечения должного сопряжения с автопилотом выходной фильтр приемника при входных синусоидальных частотах не вызывает отставание по фазе, превышающее:

a) 4° от 0,0 до 0,5 рад/с для азимутальной функции;

b) 6,5° от 0,0 до 1,0 рад/с и 10° при 1,5 рад/с для угломестной функции.

7.4.3 Минимальная глиссада. В тех случаях, когда существует возможность выбора угла места захода на посадку, должен выдаваться соответствующий предупреждающий сигнал, если выбранный угол меньше минимальной глиссады, указанной в слове 2 основных данных.

7.4.4 Биты состояния. Соответствующий предупреждающий сигнал должен выдаваться в тех случаях, когда биты состояния функции в выделенных основных данных указывают на то, что соответствующая функция не передается или передается в режиме проверки.

7.5 Использование наведения по обратному азимуту для уходов на второй круг и вылетов

7.5.1 *Приемлемые углы обратного азимута*

7.5.1.1 Результаты летных испытаний показали, что для навигационного наведения при уходах на второй круг и вылетах могут быть использованы углы обратного азимута со смещением от осевой линии ВПП до ±30°. При использовании соответствующих методов захвата могут быть приемлемы и более значительные угловые смещения, вплоть до

эксплуатационных пределов зоны действия обратного азимута. При вылете можно использовать сигнал обратного азимута для наведения по осевой линии на протяжении разбега и начального этапа взлета. Имеется в виду, что разворот для захвата требуемого угла обратного азимута начинается на приемлемой в эксплуатационном отношении абсолютной высоте, при этом в предписанной схеме учитываются соответствующие критерии пролета препятствий.

7.5.2 *Шкала отклонения по обратному азимуту*

7.5.2.1 Градуировка шкалы отклонения по обратному азимуту должна обеспечивать вылеты и уходы на второй круг по обратному азимуту, не совмещенному с посадочным курсом, а также при совмещении линий пути приближения и вылета с азимутом захода на посадку. Градуировка шкалы отклонения играет особо важную роль при маневрировании для захвата обратного азимута. Слишком чувствительная градуировка шкалы будет приводить к перелетам в горизонтальной плоскости и ограничивать предельные возможности использования сигнала, тогда как при очень нечувствительной градуировке шкалы возможны потери в плане экономичности использования воздушного пространства. Чувствительность по номинальной ширине курса ±6° обеспечивает приемлемые параметры захвата обратного азимута при уходе на второй круг и вылете.

7.5.3 *Переключение с азимута захода на посадку на обратный азимут*

7.5.3.1 После начала ухода на второй круг с использованием наведения по обратному азимуту необходимо переключиться с азимута захода на посадку на обратный азимут. Автоматическое или ручное переключение с азимута захода на посадку на обратный азимут имеет целью обеспечить непрерывное приемлемое наведение на протяжении всего этапа ухода на второй круг. Предполагается, что переключение осуществляется после приема воздушным судном достоверного сигнала обратного азимута, но до того, как сигнал наведения по азимуту захода на посадку становится нестабильным. Переключение, основанное на потере сигнала азимута захода на посадку, возможно только в том случае, когда воздушное судно находится в непосредственной близости от азимутальной антенны захода на посадку, в результате чего сигнал наведения будет неприемлемым. Переключение, основанное только на потере угломестного сигнала, возможно до того, как воздушное судно примет достоверный сигнал обратного азимута. Вместе с тем переключение может основываться на потере угломестного сигнала после проверки достоверности сигнала обратного азимута. При автоматическом переключении в средней точке между азимутальными антеннами или вблизи нее в течение времени перехода будет обеспечиваться непрерывное устойчивое наведение. При переключении в средней точке для приемника MLS может потребоваться информация DME. Следует принять меры предосторожности с тем, чтобы автоматическое переключение с азимута захода на посадку на обратный азимут осуществлялось только после начала ухода на второй круг.

8. Полеты на границах и вне опубликованных секторов зоны действия MLS

8.1 Границы секторов пропорционального наведения по азимуту передаются в словах 1 и 5 основных данных. Эти границы не отражают максимальных приемлемых углов захода на посадку и обратного азимута MLS, которые, как правило, будут находиться под некоторым углом в пределах этих границ. Например, для азимута захода на посадку, обеспечивающего сектор пропорционального наведения ±40°, приемлемые углы азимута захода на посадку по MLS при полной ширине курса ±3° будут находиться в пределах примерно ±37°. Для обратного азимута приемлемые углы обратного азимута при полной ширине курса будут находиться в пределах 6° границ сектора пропорционального наведения.

8.2 Конструкция основной наземной антенны MLS должна не допускать излучения вредных сигналов за пределы зоны действия. при некоторых необычных расположениях антенны сигналы MLS могут отражаться в зоны, выходящие за пределы опубликованной зоны действия, с достаточной силой, чтобы вызвать ошибочную информацию наведения, которую

выдает приемник. Как и при текущих процедурах, полномочные органы, осуществляющие ввод, могут определить эксплуатационные схемы, основанные на использовании других навигационных средств для того, чтобы воздушное судно вошло в зону действия системы посадки, не пересекая зону, вызывающую беспокойство, или опубликовать уведомления, которые предупредят пилотов об этих условиях. Более того, формат сигналов MLS позволяет использовать два метода уменьшения возможности беспорядочного функционирования флажковой сигнализации.

8.2.1 Если мешающие сигналы MLS являются отраженными, и если условия эксплуатации позволяют, сектор зоны действия может быть скорректирован (увеличен или уменьшен) с тем, чтобы в приемнике прямой сигнал либо был больше, чем любой отраженный, либо чтобы рефлектор не облучался. Этот метод называется управлением зоной действия.

8.2.2 Сигналы внезонной индикации могут передаваться в секторы, выходящие за пределы зоны действия, для использования в приемнике с целью обеспечения флажковой сигнализации при наличии мешающего сигнала наведения по углу. Это выполняется с помощью передачи в эту область сигнала внезонной индикации, который по величине больше, чем мешающий сигнал наведения.

8.3 При этом имеется в виду, что если по эксплуатационным соображениям требуется подтвердить выбранный канал MLS за пределами опубликованных секторов зоны действия MLS, это подтверждение будет содержаться в информации опознавания соответствующего оборудования DME. За пределами опубликованных секторов зоны действия MLS информация о состоянии MLS не передается.

9. Критерии распределения, определяемые отношением сигналов и потерями на распространение

9.1 Географическое разделение

9.1.1 Критерии разделения приводятся в пп. 9.2 и 9.3 в качестве отношений полезных сигналов к шуму и при сочетании с соответствующими потерями на распространение дают возможность оценить присвоение частот MLS диапазона C по отношению к помехам в канале и смежном канале. При выборе частот для установок MLS необходимо учитывать аналогичные критерии для элемента DME/P или взаимодействующего DME/N, как предусматривается в дополнении C к данной главе.

9.2 Требования при работе на одной и той же частоте

9.2.1 Присвоение одной и той же частоты установкам MLS следует производить с учетом того, чтобы исключить выделение передаваемых с помощью DPSK преамбул от мешающего оборудования. Как указано ниже, требуемый уровень мешающего сигнала составляет менее -120 дБмВт, что на 2 дБ ниже чувствительной бортовой системы MLS:

– чувствительность приемника	=	–112 дБмВт
– запас усиления бортовой антенны над минимальным уровнем	=	–6 дБмВт
		–118 дБмВт

С учетом бюджета мощности системы, приведенной в таблице G-1, согласно которой минимальный уровень сигнала на борту должен составлять по крайней мере –95 дБмВт, указанное требование в –120 дБмВт достигается посредством размещения мешающего оборудования с географическим разнесением, превышающим расстояние до радиогоризонта в любой точке опубликованного сектора зоны действия желаемого средства.

Примечание. Передаваемый с помощью DPSK сигнал требует большей защиты, чем сканирующий луч, и поэтому при ограничении до –120 дБмВт мешающего сигнала, передаваемого по

общему каналу, создаваемые сканирующим лучом помехи являются ничтожными.

9.3 Требования, предъявляемые к смежным частотам

9.3.1 Учитывая отсутствие требований к спектральным характеристикам передатчика для первого и второго смежных каналов, работающие на этих частотах наземные станции должны размещаться с географическим разделением, превышающим расстояние до радиогоризонта в любой точке опубликованного сектора зоны действия желаемого средства.

Примечание. В тех случаях, когда по конкретным причинам (например, спаривание каналов ILS/MLS/DME) необходимо присвоить первый или второй смежный канал, некоторый менее консервативный метод обеспечения защиты приемника должен гарантировать получение минимальных значений SNR, указанных в п. 3.11.6.1.4, в любой точке опубликованного сектора зоны действия желаемого средства в течение передачи, осуществляемой нежелательным средством.

9.3.2 Для третьего и последующего смежных каналов наземные станции, работающие на этих частотах, должны размещаться с географическим разделением, которое гарантирует получение минимальных значений SNR, указанных в п. 3.11.6.1.4 главы 3, в любой точке опубликованного сектора зоны действия желаемого средства в течение передач, осуществляемых нежелательными средствами.

9.3.2.1 Если мешающая передача MLS в пределах расстояния менее 4800 м от любой точки опубликованной зоны действия отсутствует, максимальная мощность –94,5 дБВт/м^2, указанная в п. 3.11.4.1.4.2 главы 3, в отличие от минимальной плотности мощности в п. 3.11.4.10.1 главы 3 обеспечивает соблюдение минимальных значений SNR. Какие-либо ограничения не предусматриваются.

9.3.2.2 Если мешающая передача MLS в пределах расстояния менее 4800 м от некоторой точки опубликованной зоны действия имеет место, максимальная мощность, создаваемая этой передачей и измеренная в течение времени передачи для сигналов углов и данных в полосе 150 кГц, центром которой является желательная номинальная частота, должна быть оценена с учетом разделения частот, спектральных характеристик, диаграммы направленности антенны передатчика и соответствующих потерь на распространение. Эту максимальную мощность необходимо затем сравнить с уровнем полезных сигналов углов и данных с целью проверки выдерживания минимальных значений SNR, указанных в п. 3.11.6.1.4. Если это не обеспечивается, необходимо присвоить другой канал, предусматривающий бóльшее разделение частот, с тем чтобы уменьшить эту максимальную мешающую мощность, исходя из спектральных характеристик передатчика.

9.4 Разработка критериев планирования частот

9.4.1 Определяющим фактором при разработке критериев планирования частот смежных каналов является излучаемый спектр наземной станции MLS. При разработке критериев планирования частот для третьего смежного канала и выше в идеальном случае следует учитывать излучаемый спектр отдельных наземных станций MLS. Однако в каком-либо географическом районе можно будет использовать общую маску передатчика MLS, отвечающую требованиям этого региона.

10. Материал, касающийся установок MLS в особых местах

10.1 Характеристики средства MLS в пределах зоны действия

10.1.1 Признается, что в некоторых местах требования п. 3.11 главы 3 не могут быть удовлетворены в пределах всей зоны действия вследствие влияния окружающей среды на распространение сигнала. Предполагается, что в таких местах требования п. 3.11 главы 3 удовлетворяются по крайней мере в секторе наведения для всех опубликованных схем захода на посадку по приборам до определенной точки, после которой наведение по MLS для предполагаемых операций не используется. Для оказания помощи соответствующим

полномочным органам в проведении предварительной оценки приемлемости таких отдельных установок MLS для предполагаемых операций необходимо опубликовывать соответствующие ограничения зоны действия.

11. Целостность и непрерывность обслуживания: наземное оборудование MLS

11.1 Введение

11.1.1 Данный материал подготовлен с целью указать нормы целостности и непрерывности обслуживания наземного оборудования MLS и обеспечить инструктивный материал по конструированию и системным характеристикам этого оборудования. С точки зрения эксплуатации необходимо обязательно знать уровень целостности и непрерывности обслуживания, чтобы выбрать то эксплуатационное применение, которое может быть обеспечено MLS.

11.1.2 Независимо от эксплуатационных минимумов в целом признается, что среднее количество авиационных происшествий со смертельным исходом во время посадки по причине выхода из строя всей системы или недостатков в ней, куда входят наземное оборудование, воздушное судно и пилот, не должно превышать показатель 1×10^{-7}. Этот критерий часто называют общим показателем риска.

11.1.3 При посадках по категории I, хотя и требуются минимальные стандарты точности и целостности на начальных этапах посадки, основная ответственность за соблюдение вышеупомянутых минимумов лежит на пилоте. При посадках по категории III требуется выполнение этого же критерия, который в данном случае должен применяться по отношению ко всей системе. В этой связи чрезвычайно важно стремиться к достижению высокой степени целостности и непрерывности службы наземного оборудования. Целостность необходима для обеспечения того, чтобы воздушное судно, осуществляющее заход на посадку, имело малую вероятность неправильного наведения; непрерывность обслуживания необходима для обеспечения того, чтобы воздушное судно на последних этапах захода на посадку имело малую вероятность отсутствия сигнала наведения.

11.1.4 Очевидно, что различные эксплуатационные требования соответствуют различным значениям целостности и непрерывности обслуживания. В табл. G-15 определяются и описываются четыре уровня целостности и непрерывности обслуживания, которые применимы к основным схемам полетов, где DME не является критическим элементом.

11.2 Достижение и поддержание уровней целостности и непрерывности обслуживания

11.2.1 Нарушение целостности обслуживания может произойти, если выход сигнала за пределы допустимого отклонения или неправильный сигнал (в случае цифровых данных) либо не опознается контрольным оборудованием, либо цепи контрольного оборудования не могут исключить излучение неправильного сигнала; подобное нарушение, если оно вызывает большую погрешность, может привести к опасной ситуации.

11.2.2 Безусловно, не все нарушения целостности являются опасными на всех этапах захода на посадку. Например, на критических этапах захода на посадку невыявленные отказы, которые приводят к значительной погрешности задания траектории (PFE), особо опасны, в то время как необнаруженное отсутствие клиренс-сигналов или сигналов опознавания не обязательно приводит к созданию опасной ситуации. Критерии оценки различных видов отказов должны, тем не менее, включать все опасные ситуации, которые не обязательно очевидны для системы автоматического пилотирования или пилоту.

11.2.3 Особенно важно, чтобы контрольные устройства были сконструированы таким образом, чтобы обеспечивать надежную посадку в соответствии со Стандартами пп. 3.11.5.2.3 и 3.11.5.3.3 главы 3, что зачастую требует проведения тщательного анализа конструкции. В противном случае отказ контрольного устройства может привести к излучению вредных сигналов. Некоторыми возможными вариантами, которые могут привести к созданию опасной

ситуации при посадочных минимумах категорий II и III, являются:

a) необнаруженная неисправность, приводящая к значительному увеличению PFE, которое заметно на борту заходящего на посадку воздушного судна;

b) необнаруженная погрешность в минимальной глиссаде, передаваемой в слове 2 основных данных;

c) необнаруженная погрешность синхронизации TDM, приводящая к перекрытию;

d) повышение CMN до недопустимых пределов, например вследствие потери мощности.

11.2.4 Наивысшая степень защиты требуется против риска необнаруженных неисправностей в работе системы контроля и соответствующего управления. Это достигается путем тщательного проектирования, предназначенного для уменьшения вероятности таких случаев до низкого уровня и путем периодических проверок работы системы контроля через промежутки времени, определенные путем анализа данной конструкции. Такие анализы могут использоваться для подсчета уровня целостности системы для любой единичной посадки. Ниже приводится формула, которая может применяться к определенным типам MLS, и пример подсчета целостности системы (I) путем определения вероятности передачи необнаруженного излучения неправильного сигнала (P).

$$I = 1 - P;$$

$$P = \frac{T^2}{\alpha_1 \alpha_2 M_1 M_2},$$

где I – целостность;

P – вероятность соответствующих отказов в системах передатчиков и контрольных устройств, возникающих из-за необнаруженного излучения неправильного сигнала;

M_1 – средняя наработка на отказ передатчика (MTBF);

M_2 – MTBF системы контроля и соответствующего управления;

Error! Bookmark not defined. $\frac{1}{\alpha_1}$ – отношение частоты отказов передатчика, которые приводят к излучению вредного сигнала, к частоте всех отказов передатчика;

$\frac{1}{\alpha_2}$ – отношение частоты отказов системы контроля и соответствующего управления, которые приводят к неспособности обнаружить вредный сигнал, к частоте всех отказов системы контроля и соответствующего управления;

T – период времени (ч) между профилактическими проверками системы контроля и соответствующего управления.

Эта примерная формула применима в отношении нерезервированной системы контроля, в которой одно значение T применяется ко всем элементам системы контроля и соответствующего управления.

11.2.5 Что касается целостности, то, поскольку вероятность возникновения небезопасного отказа в оборудовании контроля или управления является крайне маловероятной, для установления требуемого уровня целостности с высокой степенью уверенности потребуется оценочный период, во много раз превышающий необходимое время для установления MTBF оборудования. Такой затяжной период неприемлем, и поэтому требуемый уровень целостности может быть предопределен только с помощью тщательного анализа оборудования при проектировании. Однако определенной степени уверенности в процессе анализа можно достичь, если продемонстрировать независимость функций

передатчика и системы контроля. В этом случае предопределенные характеристики передатчика и системы контроля можно оценить независимо, в результате чего оценочные периоды становятся более приемлемыми.

11.2.6 MTBF и показатель непрерывности обслуживания оборудования зависят от основных характеристик конструкции и условий эксплуатации. К основным характеристикам конструкции относятся частота отказов компонентов оборудования и физическое взаимодействие компонентов. Частота отказов (1/MTBF) и непрерывность обслуживания не всегда непосредственно взаимосвязаны, поскольку не все отказы в работе оборудования обязательно приводят к выходу из строя. Например, в случае отказа передатчика осуществляется немедленный переход на резервное приемное устройство. Предполагается, что изготовитель оборудования предоставит подробный материал по конструкции, чтобы дать возможность подсчитать MTBF и показатель непрерывности обслуживания. При конструировании оборудования должны использоваться наиболее приемлемые методы проектирования, материалы и компоненты, а в ходе производства – осуществляться строгий контроль. Важно, чтобы оборудование работало в тех условиях, которые предусмотрены его производителем.

11.2.7 Предполагается, что значение показателя непрерывности обслуживания конструкции будет превышать указанный в п. 12.4 уровень на максимально возможную величину. Это обусловливается следующими причинами:

a) MTBF в эксплуатационных условиях зачастую больше определенного при расчетах конструкции значения вследствие влияния эксплуатационных факторов;

b) нормы непрерывности обслуживания, указанные в п. 12.4, представляют собой минимальные значения, достигаемые в эксплуатационных условиях. Любое улучшение характеристик сверх этих значений повышает общую безопасность посадки;

c) запас между нормой непрерывности обслуживания и достигаемым уровнем требуется для того, чтобы уменьшить вероятность ошибочного забраковывания оборудования, предназначенного для конкретного уровня обслуживания, вследствие статистической неточности.

Примечание. Значения непрерывности обслуживания уровней 3 и 4 включают фактор, учитывающий способность пилота избегать авиационных происшествий со смертельным исходом в случае прекращения наведения. Крайне желательно максимально, насколько это практически возможно, уменьшать этот фактор посредством достижения, по возможности, наибольшей непрерывности обслуживания для оборудования уровней 3 и 4.

11.2.8 Опыт показал, что между рассчитанным значением непрерывности обслуживания и значением этого показателя в эксплуатационных условиях часто существует разница, поскольку характеристики оборудования могут отличаться от рассчитанного значения, а также вследствие таких эксплуатационных факторов, как окружающая среда аэропорта, неблагоприятные погодные условия, наличие электропитания, качество и периодичность профилактических осмотров и т. д. По этим причинам рекомендуется, чтобы MTBF оборудования и непрерывность обслуживания подтверждались путем оценки в эксплуатационных условиях. Непрерывность обслуживания может быть оценена с помощью MTBO (средняя наработка между выходами из строя), где выход из строя определяется как любое неожиданное прекращение излучения сигнала в эфир. Выход из строя рассчитывается путем деления общего времени наработки средства на количество эксплуатационных отказов. Для уровней целостности и непрерывности обслуживания 2, 3 или 4 период оценки должен быть таким, чтобы с высокой степенью надежности определить достижение необходимого уровня. Для того чтобы определить, оправдывается ли распределение по уровням 2, 3 или 4 данными о характеристиках отдельного оборудования, требуется провести оценку следующих факторов:

a) записи технических характеристик и опыт эксплуатации системы за соответствующий

период времени;

b) среднее достигнутое значение МТВО, установленное для данного типа оборудования;

c) тенденция изменения показателя частоты отказов.

11.2.9 Минимально допустимый уровень достоверности при оценке пригодности/непригодности составляет 60 %. В зависимости от предоставляемого MLS уровня обслуживания это может привести к различным периодам оценки. В случае установки оборудования нового типа в конкретном аэропорту для оценки влияния условий этого аэропорта, как правило, требуется минимальный период в один год. Этот период может быть меньше в тех случаях, когда эксплуатационные условия надлежащим образом контролируются и являются аналогичными условиям применения других апробированных типов оборудования. При последующей установке подобного типа оборудования, используемого в аналогичных ожидаемых условиях эксплуатации, могут использоваться иные периоды оценки. Как правило, при последующей установке оборудования минимальные периоды оценки составляют 1600 ч для уровня обслуживания 2, 3200 ч для уровня обслуживания 3 и по крайней мере 6400 ч для уровня обслуживания 4. Если в одинаковых условиях эксплуатируется ряд аналогичных систем, оценка может производиться на основе суммарных часов работы всех систем. Это позволит сократить период оценки.

11.2.10 В отношении каждого выхода из строя оборудования в процессе периода оценки следует определять, вызван ли этот выход из строя конструктивным отказом или отказом некоторого компонента, обусловленным нормальной частотой отказов этого компонента. Конструктивные отказы могут быть связаны, например, с работой компонентов в нерасчетных условиях (перегрев, превышение тока, превышение напряжения и пр.). Устранение таких конструктивных отказов должно заключаться в приведении фактических условий эксплуатации в соответствие с нормальными условиями эксплуатации данного компонента или в замене одного компонента другим компонентом, пригодным для данных условий эксплуатации. Если конструктивный отказ устраняется таким образом, то оценку можно продолжить и данный выход из строя не учитывать, полагая с большой вероятностью, что такой конструктивный отказ не повторится. Аналогичный подход применяется к выходам из строя, обусловленным любыми причинами, которые могут усугубляться постоянными изменениями эксплуатационных условий.

11.2.11 Приемлемый метод оценки поведения некоторого комплекта оборудования заключается в регистрации данных и расчете среднего значения МТВО с учетом последних пяти–восьми отказов оборудования. Типичные примеры регистрируемых данных при использовании данного метода показаны на рис. G-35A и G-35B.

11.2.12 Во время оценки оборудования и дальнейшего ввода в эксплуатацию необходимо фиксировать все отказы оборудования и выходы из строя, для того чтобы убедиться, что оно соответствует желаемому уровню непрерывности обслуживания.

Примечание. В том случае, если для достижения необходимого уровня непрерывности обслуживания требуется дополнительное или резервное оборудование, то следует принять меры, такие как указанные в п. 11.3.4, для обеспечения в случае необходимости наличия этого резервного оборудования.

11.3 Дополнительные соображения относительно непрерывности обслуживания и целостности

11.3.1 Строгое требование, предъявляемое к целостности и непрерывности обслуживания, представляющих особое значение для полетов по категории III, вызывает необходимость использования такого оборудования, которое может в достаточной степени гарантировать безотказность действия. Надежность работы наземного оборудования должна быть весьма высокой для обеспечения того, чтобы в период критического этапа захода на посадку и посадки безопасность не снижалась в результате отказа наземного оборудования в

тот момент, когда воздушное судно находится на такой высоте или в таком положении, которое не позволяет пилоту принять необходимые меры безопасности. Должна быть обеспечена высокая вероятность выдерживания рабочих характеристик в заданных пределах. Очевидно, что надежность средств в расчете на MTBF следует увязать на системной основе с вероятностью отказа, который может повлиять на любую характеристику суммарного сигнала в пространстве.

11.3.2 Следующая конфигурация является примером системы с резервированием, которая может удовлетворять нормам целостности и непрерывности обслуживания уровня 3 или 4. Азимутальное средство состоит из двух передатчиков и соответствующей системы контроля, выполняющей следующие функции:

a) контроль за работой основного передатчика и антенной системы в установленных пределах путем мажоритарного выбора показаний резервных контрольных устройств;

b) контроль резервного оборудования.

11.3.2.1 Если контрольная система отключает один из компонентов оборудования, уровень непрерывности обслуживания данного объекта уменьшится в силу того, что вероятность прекращения излучения сигнала, зависящая от отказа другого оборудования, увеличится. Это изменение характеристик должно автоматически отображаться на пункте дистанционного управления.

11.3.2.2 В отношении угломестного средства принимаются меры, аналогичные контролю азимутального средства.

11.3.3 В приведенном выше примере оборудование будет включать схему, облегчающую проверку системы контроля в интервалы времени, указанные изготовителем в соответствии с анализом в процессе проектирования, для обеспечения требуемого уровня целостности. Такие проверки, которые могут производиться либо вручную, либо автоматически, дают возможность удостовериться в правильности работы системы контроля, включая контрольные цепи и систему переключения. Эти проверки желательно проводить таким образом, чтобы не прерывать эксплуатационное обслуживание. Преимущество внедрения автоматической проверки целостности системы контроля заключается в том, что такую проверку можно осуществлять чаще, добиваясь тем самым более высокого уровня целостности.

11.3.4 Перерывы в работе данного средства из-за отказов основной системы электроснабжения избегаются путем обеспечения соответствующего резервного источника, такого как батареи или "неразмыкаемые" генераторы. В этих условиях средство должно быть способным продолжать работу в период, когда воздушное судно может находиться на критических этапах захода на посадку. Следовательно, резервный источник питания должен иметь соответствующие возможности для обеспечения обслуживания по крайней мере в течение 2 мин.

11.3.5 Тревожная сигнализация об отказе критических частей системы, таких как отказ первичного источника питания, должна передаваться в назначенные точки управления, если данный отказ влияет на эксплуатационное использование.

11.3.6 Для уменьшения вероятности отказа оборудования, которое может работать на граничных значениях допусков контроля, целесообразно предусмотреть, чтобы система контроля генерировала предупреждающий сигнал перед тревожной сигнализацией в назначенной точке управления, когда контролируемые параметры достигают предельных значений, равных значению порядка 75 % от предельного значения срабатывания контрольной тревожной сигнализации.

11.3.7 Необходимо также рассмотреть защиту целостности сигнала в пространстве от помех, которые могут иметь место от взаимодействия электромагнитных помех в диапазоне частот MLS или от переотражения сигналов MLS.

11.3.8 Прибор контроля на месте может обеспечить дополнительную защиту от превышения пределов ошибок выдерживания траектории вследствие физического движения антенны MLS путем подачи тревожной сигнализации или посредством защиты от отказов интегрального контрольного устройства.

11.3.9 В целом конструкция оборудования контроля основывается на принципе постоянного контроля излучаемого сигнала в пространстве в установленных точках в пределах зоны действия для того, чтобы убедиться, что они соответствуют Стандартам, указанным в пп. 3.11.5.2.3 и 3.11.5.3.3 главы 3. Хотя такой контроль в определенной степени подтверждает, что сигнал в пространстве во всех других точках зоны действия аналогичен в пределах указанных допусков, однако это не подтверждено на практике. Поэтому необходимы периодические тщательные обследования для обеспечения целостности сигналов в пространстве.

11.3.10 Предполагается, что нормы целостности и непрерывности обслуживания уровня 2 будут достигаться, как правило, с помощью оборудования, аналогичного тому, которое указано в п. 11.3.2, однако без дополнительного передатчика и посредством применения положений, изложенных в пп. 11.3.5, 11.3.6, 11.3.7, 11.3.8 и 11.3.9.

12. Классификация наземных средств MLS, обеспечивающих наведение по азимуту и углу места при заходе на посадку, а также наземных установок DME

12.1 Система классификации, описание которой приводится в нижеследующих пунктах, предназначается для указания в краткой форме необходимой информации о характеристиках конкретной установки MLS, подлежащей использованию разработчиками схем полетов по приборам, эксплуатантами и органами обслуживания воздушного движения. Эта информация подлежит публикации в сборнике аэронавигационной информации (AIP).

12.2 Информация об эксплуатационных характеристиках средства MLS должна включать следующие данные:

a) границы сектора пропорционального наведения по азимуту;

b) границу наведения в вертикальной плоскости;

c) наличие сигнала наведения вдоль ВПП;

d) надежность сигнала наведения (азимутального и угломестного оборудования, а также DME).

12.3 Система классификации, содержащая информацию о конкретном средстве MLS, составляется в следующих форматах:

a) Границы сектора пропорционального наведения по азимуту – в этом поле для конкретного средства MLS указываются границы сектора пропорционального наведения по азимуту, как это определено в слове 1 основных данных. Границы сектора, если смотреть в направлении захода на посадку, указываются двумя значениями, разделенными двоеточием (XX:УУ); первое значение соответствует границе сектора слева от нулевого азимута, а второе значение соответствует границе сектора справа от нулевого азимута.

b) Граница наведения в вертикальной плоскости – в этом поле, расположенном непосредственно после поля границ сектора наведения по азимуту (формат: XX:УУ/ZZ m (или XX:УУ/ZZ ft)), указывается минимальная высота (в метрах или футах) над порогом ВПП на конечном участке захода на посадку по минимальной глиссаде (MGP), до которой характеристики сигнала системы соответствуют требованиям п. 3.11 главы 3.

c) Наведение вдоль ВПП – буквы D или E (значения которых указаны в разделе 1 дополнения G) обозначают точку, до которой характеристики сигнала наведения по азимуту вдоль ВПП соответствуют требованиям п. 3.11 главы 3 (формат: XX:УУ/ZZ/E). Если характеристики сигнала наведения вдоль ВПП не соответствуют вышеупомянутым

требованиям, тогда в формате используется тире (–).

d) Надежность сигнала наведения – цифры 1, 2, 3 или 4 указывают уровень непрерывности обслуживания и целостности сигнала наведения (таблица G-15). Буква A, которая располагается после обозначения уровня 3 или 4, указывает на то, что нормы, относящиеся к угломестному оборудованию и DME/P, эквивалентны нормам для азимутального оборудования в соответствии с примечанием 6 к таблице G-15 (формат: XX:УУ/ZZ/E/4).

Примечание 1. В том случае, если для планируемых полетов по MLS не требуется использование DME, включать информацию о надежности DME/P в классификацию MLS нет необходимости.

Примечание 2. В том случае, когда в соответствии с примечанием 6 к таблице G-15 требуется повышенная надежность угломестного оборудования и/или DME/P для обеспечения планируемых полетов по MLS/RNAV, данные о такой повышенной надежности угломестного оборудования и/или DME/P следует включить в классификацию MLS.

12.3.1 Соответствующий полномочный орган должен публиковать информацию о любом ухудшении характеристик сигнала по отношению к предусмотренным в Правилах по Авиационной Электросвязи или ранее опубликованным характеристикам (п. 2.1.2 главы 2 и раздел 10 выше).

12.4 В таблице G-15 приводятся нормы непрерывности обслуживания и целостности для основных схем полетов по MLS и схем полетов по MLS/RNAV.

Примечание. В связи со спецификой полетов по MLS предполагается, что уровень целостности и непрерывности обслуживания обычно будет определяться следующим образом:

1) уровень 2 является нормой характеристик оборудования MLS, используемого для обеспечения полетов в условиях низкой видимости, когда наведение для получения информации о местоположении на этапе посадки дополняется визуальными сигналами. Данный уровень является рекомендуемой нормой для оборудования, обслуживающего полеты по категории I;

2) уровень 3 является нормой характеристик оборудования MLS, используемого для обеспечения полетов, которые требуют высокой степени надежности наведения по MLS для определения местоположения в зоне приземления. Данный уровень является требуемой нормой для оборудования, обслуживающего полеты по категории II и категории IIIA;

3) уровень 4 является нормой характеристик оборудования MLS, используемого для обеспечения полетов, которые требуют высокой степени надежности наведения по MLS в зоне приземления и на этапе послепосадочного пробега. Данный уровень в основном относится к требованиям выполнения полетов по категории III в полном объеме.

12.5 Пример классификации средства MLS:

40:30/50ft/E/4A

обозначает систему со следующими характеристиками:

a) сектор пропорционального наведения составляет 40° влево и 30° вправо от нулевого радиала;

b) наведение в вертикальной плоскости обеспечивается до высоты 50 фут над порогом ВПП;

c) наведение на этапе послепосадочного пробега обеспечивается до точки E MLS;

d) уровень 4 целостности и непрерывности обслуживания, при этом нормы для угломестного оборудования и DME/P эквивалентны нормам для азимутального оборудования.

13. Заходы на посадку по вычисляемой осевой линии

13.1 Общие положения

13.1.1 Рассматриваемые ниже заходы на посадку по вычисляемой осевой линии основаны на вычисляемых траекториях полетов вдоль осевой линии ВПП в тех случаях, когда азимутальная антенна не располагается на продолженной осевой линии ВПП. Наиболее простым видом захода на посадку по вычисляемой осевой линии является заход на посадку, при котором номинальная линия пути параллельна азимуту в ноль градусов. Для обеспечения полетов по MLS/RNAV основной приемник MLS должен обладать дополнительными возможностями.

13.1.2 Заходы на посадку по вычисляемой осевой линии на оборудованную MLS основную ВПП осуществляются на ВПП, увязка которой с наземным оборудованием MLS отражена в словах вспомогательных данных.

13.1.3 В том случае, когда конечный сегмент заключен в объеме пространства, на который распространяется действие MLS, заходы на посадку по вычисляемой осевой линии могут осуществляться вдоль прямолинейного конечного сегмента с некоторым градиентом снижения до высоты принятия решения (DH). При заходах на посадку по вычисляемой осевой линии высоты принятия решения могут превышать высоты принятия решения, характерные для заходов на посадку по MLS при совмещении с осевой линией ВПП.

13.2 Бюджет ошибок при заходах на посадку по вычисляемой осевой линии

13.2.1 RTCA (RTCA/DO-198) описала бюджет ошибок всей системы применительно к оборудованию MLS/зональной навигации (RNAV). Этот бюджет ошибок включает составляющие, связанные с:

a) характеристиками наземной системы;

b) характеристиками бортового оборудования;

c) влиянием геометрии наземной системы;

d) погрешностью расчетов в вычислителе RNAV MLS;

e) технической ошибкой пилотирования (FTE).

13.2.2 Сумма указанных выше ошибок за вычетом FTE представляет собой суммарную ошибку местоположения. В пределах 3,7 км (2 м. мили) от опорной точки захода на посадку по MLS допустимая суммарная ошибка местоположения в горизонтальной плоскости для оборудования MLS/RNAV в точке на высоте в 60 м (200 фут) над точкой начала отсчета MLS при угле места 3° и длине ВПП в 3000 м (10 000 фут) составляет 15 м (50 фут) (примечание ниже). Соответственно, допустимая суммарная ошибка местоположения в вертикальной плоскости составляет 3,7 м (12 фут) в этой же точке. Некоторая доля полного бюджета ошибок местоположения была зарезервирована для учета характеристик вычислителя MLS/RNAV (ошибки при вычислении). В пределах 3,7 км (2 м. мили) от опорной точки захода на посадку по MLS доля бюджета ошибок, зарезервированная для учета ошибки при вычислении, составляет ±0,6 м (2 фут) в горизонтальной и вертикальной плоскостях. Результаты, представленные в п. 13.5, зависят от выполнения этого требования к точности вычислений.

13.2.3 Вычисление по методу квадратного корня из суммы составляющих приводит к допустимой полной ошибке местоположения в горизонтальной плоскости без учета характеристик вычислителя MLS/RNAV, несколько меньшей, чем ±15 м (50 фут). Аналогично, допустимая полная ошибка местоположения в вертикальной плоскости, исключая ошибку при вычислении, составляет несколько меньше, чем ±3,7 м (12 фут). Таким образом, предполагается, что в упомянутой точке траектории суммарная ошибка с учетом характеристик наземной системы, характеристик бортового оборудования и влияния геометрии наземной системы не превышает ±15 м (50 фут) в горизонтальной плоскости и ±3,7 м (12 фут) в вертикальной плоскости. Используя эту информацию, а также допущения в отношении

характеристик наземного и бортового оборудования, можно оценить максимально допустимые смещения (влияние геометрии) азимутальной и угломестной антенн от осевой линии ВПП.

13.2.4 Погрешности CMN не превышают ±7,3 м (24,2 фут) в горизонтальной плоскости и ±1,9 м (6,3 фут) в вертикальной плоскости или линейное эквивалентное значение, равное ±0,1°, в зависимости от того, что меньше. Линейные значения основаны на номинальном размещении антенны (расстояние от азимутальной антенны до порога ВПП 3300 м (11 000 фут), а расстояние от точки начала отсчета до порога ВПП 230 м (760 фут)), при этом угол места равен 3°. В пределах 3,7 км (2 м. мили) от опорной точки захода на посадку по MLS доля бюджета ошибок CMN, зарезервированная для учета погрешности вычисления, составляет 1,1 м (3,5 фут) в горизонтальной плоскости и 0,6 м (2,0 фут) в вертикальной плоскости.

Примечание. Все ошибки соответствуют ошибкам при процентиле 95.

13.3 Аспекты размещения и точности

13.3.1 Теоретический расчет и анализ эксплуатационных данных показывают, что ряд факторов будет влиять на величину бокового смещения азимутальной антенны, которое может допускаться при обеспечении точности местоположения в горизонтальной и вертикальной плоскостях, указанной в п. 13.2.

13.3.2 *Расстояние между азимутальной и угломестной антеннами*

13.3.2.1 При заданном смещении азимутальной антенны, небольшое расстояние между азимутальной и угломестной антеннами приводит к относительно большим углам азимута в точках, расположенных вблизи опорной точки захода на посадку. Вследствие этого составляющая ошибки DME является большой, и точность в горизонтальной плоскости может неприемлемо ухудшаться. На ВПП, где обеспечивается большое смещение азимутальной антенны и короткое расстояние между азимутальной и угломестной антеннами, для получения необходимой точности в боковой плоскости может оказаться необходимым использовать оборудование DME/P, вместо DME/N.

13.3.3 *Точность азимута*

13.3.3.1 Пределы смещения азимутальной антенны, указанные в п. 13.5, основаны на требованиях к точности азимутальной функции, в соответствии с которыми ошибка выдерживания траектории равна ±6 м (20 фут) (см. п. 3.11.4.9.4 главы 3). Использование рекомендуемой техническими требованиями точности ±4 м (13,5 фут) будет допускать повышенные смещения азимутальной антенны при сохранении необходимой точности расчетов местоположения на уровне DH. Предполагается, что точность угла азимута ухудшается в соответствии с положениями п. 3.11.4.9 главы 3.

13.3.4 *Точность DME*

13.3.4.1 Меньшие ошибки при определении местоположения имеют место в том случае, когда используется оборудование DME/P и конечный сегмент захода на посадку находится в пределах 9,3 км (5 м. миль) от опорной точки захода на посадку по MLS. Для данной области характерны два вида стандартов в отношении точности DME/P на конечном участке захода на посадку. Результирующие значения смещения азимутальной антенны при использовании оборудования DME/P, приведенные в п. 13.5, основаны на точностных характеристиках на конечном этапе захода на посадку, соответствующих Стандарту 1. Повышенные значения смещения азимутальной антенны могут допускаться, если точность оборудования DME/P на конечном этапе захода на посадку соответствует Стандарту 2. Предполагается, что точность измерения дальности оборудованием DME/P на конечном этапе захода на посадку, отвечающим Стандарту 1, ухудшается в соответствии с положениями п. 3.5.3.1.3.4 главы 3 и таблицей B. Считается, что точность DME/N ухудшается в соответствии с положениями п. 3.5.3.1.3.2 главы 3.

13.3.5 *Использование информации об угле места при расчете местоположения в горизонтальной плоскости*

13.3.5.1 Как правило, расчет местоположения в горизонтальной плоскости, при котором не используется информация об угле места, будет удовлетворять требованиям к заходу на посадку по вычисляемой осевой линии на основную ВПП. Если информация об угле места не используется при расчете местоположения в горизонтальной плоскости, боковая ошибка увеличивается. Эта ошибка возрастает с углом азимута, относительной высотой и уменьшением дальности. Допустимые смещения азимутальной антенны, указанные в п. 13.5, уменьшаются, если информация об угле места не используется при расчете местоположения в горизонтальной плоскости. Предполагается, что точность угла места ухудшается в соответствии с положениями п. 3.11.4.9 главы 3.

13.4 Аспекты оборудования

13.4.1 Характеристики бортового оборудования, наземного оборудования MLS и электронного оборудования MLS/RNAV влияют на возможности выполнения заходов на посадку по вычисляемой осевой линии. Информация, приведенная в п. 13.5, основана на следующих особенностях оборудования.

13.4.2 *Бортовое оборудование*

13.4.2.1 Предполагается, что приемник будет декодировать все слова вспомогательных данных, которые необходимы для заходов на посадку по вычисляемой осевой линии с использованием MLS, если только информация, содержащаяся в этих словах данных, не предоставляется из других источников, а ее точность и целостность отвечают требованиям к вспомогательным данным. Для расчета местоположения в горизонтальной и вертикальной плоскостях необходимы цифровые данные об углах MLS и данные о дальности. Квантование угловых данных составляет 0,01°. Квантование дальности равняется 2,0 м (0,001 м. мили).

13.4.3 *Расчеты RNAV*

13.4.3.1 Отсутствует предположение относительно того, где осуществляются расчеты местоположения RNAV. Часть бюджета ошибок, связанного с заходами на посадку по вычисляемой осевой линии, зарезервирована для учета ошибки при вычислениях. Это позволяет использовать гибкий алгоритм.

13.4.4 *Методы расчета допустимого смещения азимутальной антенны*

13.4.4.1 RTCA (RTCA/DO-198, добавление D) определила ряд алгоритмов расчета различных местоположений. Разные алгоритмы могут использоваться для различных конфигураций наземного оборудования. Алгоритм, предназначенный для использования при любой геометрии наземного оборудования, соответствует типу 12 алгоритмов RTCA. Допустимые значения смещения антенны были получены с помощью моделирования по методу Монте-Карло. Были также получены результаты, используя прямой аналитический метод. Этот аналитический метод использует геометрические преобразования максимальных углов MLS и ошибок по дальности для определения характеристик системы. Метод Монте-Карло, используемый для моделирования системы MLS/RNAV, представляет собой статистический метод определения характеристик системы.

13.4.4.2 Возможное ограничение при определении местоположения. В зависимости от геометрии наземного оборудования может существовать область возможных нескольких решений при использовании алгоритма определения местоположений. Эта область нескольких решений зависит от расположения угломестной антенны и приемоответчика DME относительно ВПП и вычисляемой траектории захода на посадку. Наиболее существенное влияние имеет место в том случае, когда приемоответчик DME располагается в районе между точкой на уровне DH траектории захода на посадку и угломестной антенной. Неопределенности в оценке местоположения могут разрешаться в том случае, когда приемоответчик DME располагается за

угломестной антенной, если наблюдать с направления захода на посадку. Когда приемоответчик DME располагается перед угломестной антенной, может оказаться невозможным разрешить неопределенность в оценке местоположения.

13.4.5 *Геометрия наземного оборудования*

13.4.5.1 Номинальная геометрия наземного оборудования, характеризующаяся относительным расположением наземных компонентов, показана на рис. G-29. Предполагается, что приемоответчик DME/P расположен совместно с азимутальной антенной. В тех случаях, когда наземное оборудование DME/P отсутствует, предполагается, что приемоответчик DME/N располагается между азимутальной и угломестной антеннами MLS.

13.4.5.2 Вследствие большой ошибки, характерной для DME/N, размещение приемоответчика DME/N не оказывает существенного влияния на вычисляемое допустимое смещение азимутальной антенны. Это позволяет размещать DME/N в пределах широкой области между азимутальной и угломестной антеннами. Аналогично смещение угломестной антенны будет оказывать незначительное влияние.

13.5 Допустимые смещения азимутальной антенны при заходах на посадку по вычисляемой осевой линии на основную ВПП

13.5.1 *Результаты для DME*

13.5.1.1 При заданном перечне условий, максимальное смещение азимутальной антенны представляет собой наибольшее смещение, которое не превышает указанный в п. 13.2 бюджет ошибок для заходов на посадку по вычисляемой осевой линии. Результаты для DME/P представлены в виде зависимости от расстояния между азимутальной и угломестной антеннами. Допустимые смещения азимутальной антенны с DME/P показаны на рис. G-30.

13.5.1.2 При заданном расстоянии между азимутальной и угломестной антеннами азимутальная антенна может располагаться в любом месте в заштрихованной области, при этом заход на посадку по вычисляемой осевой линии отвечает требованиям п. 13.2.

13.5.1.3 Результаты были получены при использовании точностных характеристик измерения дальности оборудованием DME/N. Эти результаты приведены на рис. G-31.

13.6 Заходы на посадку в условиях слабой видимости

13.6.1 *Возможное применение*

13.6.1.1 Возможность заходов на посадку в условиях слабой видимости по вычисляемой осевой линии может обеспечиваться только на основной оборудованной ВПП, исходя из геометрических параметров, связанных с обеспечением необходимой точности. Случаи использования основной оборудованной ВПП, предусматривающие целесообразность выполнения полетов по вычисляемой осевой линии, представляют собой такие случаи, когда азимутальная антенна смещена относительно осевой линии ВПП вследствие неблагоприятных ограничений в отношении расположения. Могут существовать такие смещения азимутальной антенны, когда полеты в условиях слабой видимости будут считаться целесообразными.

13.6.1.2 Предполагаемый вариант бортового оборудования для таких заходов на посадку по вычисляемой осевой линии в условиях слабой видимости будет использовать невычисляемое наведение по углу места (предполагая случай нормального расположения угломестной наземной антенны) и наведение в горизонтальной плоскости, используя комбинацию данных об азимуте (включая данные о размещении MLS, содержащихся в функциях основных и вспомогательных данных) и дальности, получаемой от приемоответчика DME/P.

13.6.2 *Характеристики бортовой системы*

13.6.2.1 Критическое с точки зрения безопасности программное обеспечение, связанное с функцией наведения при заходах на посадку по невычисляемым схемам в условиях слабой

видимости, главным образом связано с приемником MLS. В случае заходов на посадку по вычисляемой осевой линии, необходимо также учитывать особенности приемоответчика DME и навигационные расчеты. Важное с точки зрения безопасности программное обеспечение этих функций необходимо определить, разработать, документально оформить и оценить.

13.6.2.2 Необходимые алгоритмы являются относительно простыми и не вызывают трудностей при сертификационной оценке. Однако опыт применения вычислителей системы управления полетом (FMS) показывает, что сертификация какой-либо связанной с безопасностью полетов критической функции, встроенной в существующую систему FMS, окажется трудной задачей. Структура существующих систем FMS не разделяется на отдельные части с целью сертификации различных функций, исходя из разных уровней их важности, а размеры и сложность системы FMS затрудняют сертификацию критически важных для безопасности полетов функций вычислителя FMS в целом. В этой связи можно рассмотреть альтернативные варианты обеспечения заходов на посадку по вычисляемой осевой линии в условиях слабой видимости взамен использования системы FMS (например, включение этой функции в автопилот или в приемник MLS). Эти альтернативные варианты будут обеспечивать результирующее наведение с аналогичными выходными характеристиками, как и в случае нормального захода на посадку с прямой.

13.6.3 *Характеристики наземной системы*

13.6.3.1 Основываясь на случае, рассмотренном в п. 13.3.5, наведение по углу места будет использоваться точно также, как и при основных заходах на посадку по MLS. Таким образом, требования к целостности угломестного наземного оборудования и непрерывности обслуживания не будут отличаться от тех, которые уже указаны в таблице G-15. Для случая наведения в горизонтальной плоскости параметры целостности и непрерывности обслуживания, приведенные в таблице G-15 для азимутального оборудования, будут применяться для комбинации азимутального оборудования и оборудования DME, и результирующие требования для обоих видов оборудования будут являться более строгими, чем те, которые предусматриваются для основных полетов по MLS. Однако в условиях слабой видимости заход на посадку по вычисляемой осевой линии до DH в 30 м (100 фут) может обеспечиваться с помощью наземного оборудования, отвечающего требованиям уровня 4 в таблице G-15.

13.6.4 *Точность*

13.6.4.1 Оборудование MLS/RNAV будет обеспечивать вычисление траекторий до высот принятия решения категории I для главной ВПП с учетом ограничений в отношении размещения антенны, указанных на рис. G-30. Кроме того, в определенных условиях оборудование MLS/RNAV может обеспечить точность, достаточную для выполнения заходов на посадку по категориям II и III. Для этого используется вариант бортового оборудования, указанный в п. 13.6.1.2.

13.6.4.2 Для условий категорий II и III бюджеты ошибок являются следующими. Для категории III требования к точности в горизонтальной плоскости основаны на точности азимутального оборудования MLS в опорной точке захода на посадку, а именно ±6 м (20 фут) для PFE и ±3,2 м (10,5 фут) для CMN (п. 3.11.4.9.4 главы 3). Требования к точности в горизонтальной плоскости для категории II определяются посредством линейного увеличения допустимых для категории III значений от опорной точки захода на посадку до высоты принятия решения категории II в 30 м (100 фут). Для расчета этих значений (в метрах) используются следующие уравнения:

$$PFE = 6 \times \frac{(D_{\text{AZ-ARD}} + R)}{D_{\text{AZ-ARD}}};$$

$$CMN = 3,2 \times \frac{(D_{\text{AZ-ARD}} + R)}{D_{\text{AZ-ARD}}};$$

$$R = \frac{DH_{\text{CatII}} - DH_{\text{CatIII}}}{\text{t g}\theta},$$

где $D_{\text{AZ-ARD}}$ – расстояние между азимутальной антенной и опорной точкой захода на посадку (порог ВПП);
R – расстояние между $DH_{\text{Cat II}}$ и $DH_{\text{Cat III}}$;
θ – угол места.

Например, для ВПП длиной 3000 м и угла места в 3° при смещении азимута захода на посадку на 300 м, высоте принятия решения категории III в 15 м (50 фут) и высоте принятия решения категории II в 30 м (100 фут) получены следующие значения:

$D_{\text{AZ-ARD}}$ = 3300 м;
R = 286 м;
$PFE_{\text{DH Cat II}}$ = 6,5 м (21,3 фут);
$CMN_{\text{DH Cat II}}$ = 3,5 м (11,5 фут).

13.6.4.3 Оборудование вычисления осевой линии до высоты принятия решения категории II не будет в обязательном порядке обеспечивать автоматические посадки, поскольку наведение вплоть до ВПП и в зоне ВПП может отсутствовать. Более жесткие допуски на погрешности для категории II/III обуславливают более строгие требования к размещению антенны, чем для категории I. Следствием этого в основном являются ограничения бокового смещения азимутальной антенны относительно осевой линии ВПП.

13.7 Заходы на посадку по вычисляемой осевой линии на параллельные вспомогательные ВПП

13.7.1 Определяемая в данном случае вспомогательная ВПП представляет собой ВПП, геометрические параметры которой отличаются от параметров ВПП, содержащихся в словах А вспомогательных данных. Заходы на посадку по вычисляемой осевой линии на параллельную вспомогательную ВПП представляют собой заходы на посадку по вычисляемой траектории вдоль продолженной осевой линии ВПП, которая не совпадает с радиалом азимута MLS и/или углом места, однако является параллельной осевой линией основной ВПП.

13.7.2 В данном разделе содержится инструктивный материал в отношении допустимой геометрии ВПП для выполнения заходов на посадку по вычисляемой осевой линии на параллельную вспомогательную ВПП до высот принятия решения в 60 м (200 фут). Материал данного раздела основан на теоретическом применении SARPS в отношении MLS и DME/P (Стандарта 1). Используемый бюджет ошибок представляет собой консервативный бюджет ошибок, указанный в п. 13.2, хотя некоторые изменения этого бюджета ошибок описываются в п. 13.7.6.1.

13.7.3 *Аспекты геометрии ВПП*

13.7.3.1 На рис. G-32 показаны геометрические параметры ВПП и оборудования. Вспомогательная ВПП располагается сбоку, при этом разделительное расстояние между ВПП указывается в метрах. Отрицательные значения соответствуют расположениям вспомогательной ВПП слева от основной ВПП. Расположение порога вспомогательной ВПП в

продольном отношении характеризуется его смещением относительно порога основной ВПП. Отрицательные значения соответствуют смещениям порога вспомогательной ВПП вперед относительно порога основной ВПП.

13.7.4 *Случаи больших разделительных расстояний между ВПП*

13.7.4.1 Необходимо учитывать дополнительные аспекты при выполнении заходов на посадку по вычисляемой осевой линии в случае параллельных ВПП с большими разделительными расстояниями. Эти аспекты заключаются в следующем:

a) обеспечение необходимой зоны действия сигналов вплоть до DH при некоторых геометриях параллельных ВПП может потребовать использования угломестной антенны с зоной действия в горизонтальной плоскости более чем ±40°;

b) при таких полетах может потребоваться увеличить критические зоны вокруг антенн MLS;

c) выполнение этих полетов требует обеспечения наведения по углу места ниже траектории минимальной глиссады основной ВПП.

13.7.5 *Геометрия ВПП*

13.7.5.1 На рис. G-33 показаны допустимые разделительные расстояния и смещения порога вспомогательной ВПП. Приведенные данные характеризуют результаты, соответствующие основной ВПП в 3000 м (10 000 фут). Геометрические параметры меняются в зависимости от длины основной ВПП. Заштрихованная область характеризует результаты, полученные при использовании существующих SARPS в отношении MLS и DME/P (Стандарт 1), а также бюджета ошибок, приведенного в п. 13.2. Для использования рис. G-33 следует задать значения разделительного расстояния и смещения порога вспомогательной ВПП. Если полученная точка окажется в пределах заштрихованной области, то заход на посадку по вычисляемой осевой линии до DH в 60 м (200 фут) и при угле места 3° является возможным.

Примечание. Круговая область вблизи смещения ВПП в 1200 м связана с использованием верхнего ограничения наведения по углу места. Считается, что эта область не определяет каких-либо практических эксплуатационных ограничений.

13.7.6 *Увеличение геометрических параметров ВПП*

13.7.6.1 Летные и наземные испытания показали, что заштрихованная область может увеличиваться с учетом следующих дополнительных соображений:

a) увеличение размера в угловом отношении возможно путем использования существующего наведения по углу места за пределами минимального заданного пропорционального сектора наведения по углу азимута. Наведение по углу места в случае такого увеличения углового размера требует соответствующей проверки;

b) увеличение радиала возможно при незначительном послаблении бюджета ошибок в вертикальной плоскости до 4,9 м (16 фут). Такой измененный бюджет ошибок является еще достаточно консервативным и соответствует 66% эквивалентного бюджета ошибок ILS (7 м (24,1 фут)).

13.7.6.2 Пример использования рис. G-33 характеризуется точкой A. Используя эти увеличения, заход на посадку по вычисляемой осевой линии на вспомогательную ВПП является возможным при разделительном расстоянии между ВПП в –1400 м и смещении порога в +200 м.

14. Применение указанных в таблице G-15 норм уровней обслуживания для полетов по MLS/RNAV

14.1 Рассматриваемые ниже схемы полетов по MLS/RNAV могут обеспечиваться наземным оборудованием, отвечающим нормам целостности и непрерывности обслуживания,

указанным в таблице G-15. Во многих случаях такие полеты могут обеспечиваться наземным оборудованием MLS, отвечающим только нормам уровня 2. Кроме того, для большинства схем может не требоваться точное наведение при выполнении прерванного захода на посадку/ухода на второй круг. В тех случаях, когда процедурные способы не могут обеспечить необходимые высоты пролета над препятствиями при выполнении прерванного захода на посадку/ухода на второй круг без наведения, будет требоваться некоторый вид вспомогательного наведения. Требования к точности системы вспомогательного наведения будут определяться характером зоны, насыщенной препятствиями.

14.1.1 В тех редких случаях, когда схема MLS/RNAV находится в зоне, насыщенной препятствиями, рассчитанное значение времени пролета препятствий (OET) может потребовать использования оборудования более высокого уровня, чем необходимо для посадки.

14.1.2 *Определение критических сегментов*

14.1.2.1 Для определения длины критических сегментов схемы MLS/RNAV используются следующие термины.

Зона, насыщенная препятствиями. Зона считается насыщенной препятствиями, когда невозможно обеспечить без наведения прерванный заход на посадку/уход на второй круг, используя процедурные способы. Для осуществления набора высоты до минимальной абсолютной высоты в секторе будет требоваться вспомогательное наведение.

Критический сегмент. Сегмент, на котором воздушное судно, выполняющее прерванный заход на посадку/уход на второй круг без наведения, будет находиться вблизи препятствия.

Время пролета препятствий (OET). Интервал времени, необходимый для пролета критического сегмента схемы MLS/RNAV. Это время используется для установления требуемого уровня обслуживания, обеспечиваемого оборудованием наведения, не находящимся на борту воздушного судна.

14.1.2.2 Для определения OET можно воспользоваться следующей методикой (см. рис. G-34):

a) определяется наличие зоны, насыщенной препятствиями, путем совмещения поверхности прерванного захода на посадку/ухода на второй круг без наведения с любым возможным направлением, которое может использоваться для выполнения, при отсутствии наведения, ухода на второй круг с некоторой точки схемы MLS/RNAV;

b) определяется наличие процедурных способов обхода препятствия без необходимости во вспомогательном наведении;

c) определяется OET как период времени, в течение которого препятствие находится в пределах границы поверхности ухода на второй круг без наведения, когда отсутствуют процедурные способы обхода препятствия.

14.2 Заходы на посадку по вычисляемой осевой линии

14.2.1 При выполнении таких заходов на посадку на основную ВПП бортовая система должна вычислять данные наведения только в боковой плоскости. Наведение в вертикальной плоскости обеспечивается непосредственно угломестным оборудованием. Бортовое оборудование, обеспечивающее наведение в боковой плоскости, должно обладать такой же целостностью, которая требуется от приемника MLS в случае основных схем полетов по MLS, осуществляемых до эквивалентной высоты принятия решения. При выполнении заходов на посадку по вычисляемой осевой линии до более низкой высоты принятия решения, чем высота принятия решения по категории I, необходимо, чтобы DME обладало уровнем точности, целостности и непрерывности обслуживания, приемлемым для данного типа полетов.

14.2.2 При выполнении таких заходов на посадку на параллельную вспомогательную ВПП бортовая система должна вычислять данные наведения как в боковой, так и вертикальной плоскостях. Высоты принятия решения могут ограничиваться зоной действия сигналов MLS и обеспечиваемой точностью вычисляемых данных наведения.

14.2.3 Наземное оборудование MLS, отвечающее нормам обслуживания уровня 2, может оказаться приемлемым для обеспечения заходов на посадку по вычисляемой осевой линии в тех случаях, когда:

a) заходы на посадку выполняются до высот принятия решения, соответствующих категории I или превышающих эти значения;

b) бортовое оборудование, обеспечивающее построение расчетной траектории и вычисление данных наведения в боковой и вертикальной плоскостях, отвечает такому же уровню целостности, как и приемник MLS в случае основных схем полетов по MLS.

14.2.4 При выполнении заходов на посадку по вычисляемой осевой линии до более низких высот принятия решения, чем высоты принятия решения по категории I, уровень обслуживания, обеспечиваемого наземным оборудованием MLS, должен соответствовать используемой высоте принятия решения. Аналогичным образом, бортовое оборудование, обеспечивающее вычисление данных наведения, должно обладать такой же целостностью, которая предусматривается для основного приемника при выполнении полетов по основным схемам MLS до эквивалентной высоты принятия решения.

14.3 Заходы на посадку по MLS по криволинейным траекториям

14.3.1 Необходимо проводить тщательный анализ таких заходов на посадку для определения необходимого уровня обслуживания, обеспечиваемого наземным оборудованием. При выполнении заходов на посадку по криволинейным траекториям с использованием MLS более жесткие требования к целостности и непрерывности обслуживания могут основываться на части траектории полета до достижения высоты принятия решения. В таких случаях нормы целостности и непрерывности обслуживания, относящиеся к наземному оборудованию MLS, не могут устанавливаться с учетом только категории посадки. В случае заходов на посадку, при которых требования к пролету над препятствиями предусматривают высокую степень надежности обеспечения точности наведения, нормы целостности наземного оборудования и непрерывности обслуживания могут определяться на основе метода дерева риска, описанного в дополнении A. Необходимо также учитывать следующие требования:

a) бортовое оборудование должно обеспечивать построение расчетной траектории полета и вычисление данных наведения в вертикальной и боковой плоскостях с точным управлением при разворотах;

b) целостность бортового оборудования и непрерывность обслуживания должны соответствовать степени надежности обеспечения точности наведения, необходимой для безопасного выполнения полета по такой схеме.

15. Применение упрощенных конфигураций MLS

15.1 Хотя SARPS для основной и расширенной конфигураций MLS устанавливают единый стандарт в отношении характеристик передачи сигналов в пространстве, в п. 3.11.3.4 главы 3 определена упрощенная конфигурация MLS, которая позволяет использовать MLS для обеспечения полетов в условиях навигации, основанной на характеристиках.

15.2 Менее строгие допуски в отношении зоны действия, точности и контроля не превышают указанные в п. 3.1 главы 3 для ILS категории I. Такая упрощенная конфигурация MLS способна обеспечивать операции категории I с использованием азимутальной и угломестной антенн значительно меньших размеров. Сложность оборудования можно дополнительно уменьшить, поскольку требование к CMN не учитывается при обеспечении заходов на посадку

и посадок, которые не требуют наличия связи с автопилотом.

15.3 Упрощенная MLS совместима с основной и расширенной конфигурациями MLS.

Таблица G-1. Бюджет мощности системы (зона действия по азимуту ± 40°; в вертикальной плоскости 0–20°; дальность 37 км (20 м. миль))

Элементы бюджета мощности (примечание 1)	Функция азимута захода на посадку					Угломестная функция			Функция обратного азимута			
			Ширина луча				Ширина луча			Ширина луча		
	DPSK	Клиренс	1°	2°	3° (прим. 2)	DPSK	1°	2°	DPSK	1°	2°	3°
Требуемый сигнал на борту (дБмВт)	–95,0	–93,5	–91,2	–85,2	–81,7	–95,0	–93,5	–90,0	–95,0	–93,5	–88,2	–84,7
Потери при распространении (дБ) (прим. 3, 4)	139,0	139,0	139,0	139,0	139,0	138,1	138,1	138,1	133,9	133,9	133,9	133,9
Вероятные потери (дБ):												
a) поляризация	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5	0,5
b) дождь	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	2,2	1,3	1,3	1,3	1,3
c) атмосферные	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3	0,3
d) горизонтальное переотражение	3,0	3,0	0,5	0,5	0,5	3,0	–	–	3,0	0,5	0,5	0,5
e) вертикальное переотражение	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0	2,0	1,0	1,0	2,0	2,0	2,0	2,0
Итого – a)–e) (RSS) (дБ)												
Потери в горизонтальной + вертикальной диаграмме направленности (дБ)	4,3	4,3	3,1	3,1	3,1	4,3	2,5	2,5	3,9	2,5	2,5	2,5
Потери в горизонтальной + вертикальной диаграмме направленности (дБ)	–	1,0	2,0	2,0	2,0	–	6,0	6,0	–	2,0	2,0	2,0
Потери при контроле (дБ)	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5	1,5
Усиление антенны (дБ) (примечание 5)	–	–13,3	–23,0	–20,0	–18,0	–	–20,8	–17,8	–	–23,0	–20,0	–18,0
Чистое усиление на границах зоны действия (дБ)	–7,3	–	–	–	–	–7,3	–	–	–7,3	–	–	–
Требуемая мощность передатчика (дБмВт)	42,5	39,0	31,4	40,4	41,1	41,6	33,8	40,3	37,1	23,4	31,7	37,2
Передатчик мощностью примерно 20 Вт (дБмВт)	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0	43,0
Запас мощности передатчика (дБ)	0,5	4,0	11,6	2,6	1,9	1,4	9,2	2,7	5,9	19,6	11,3	5,8

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Значения усилений и потерь антенны являются репрезентативными величинами.
2. Высокая частота обновления данных для азимута в 3° снизит требуемую мощность передатчика на 4,8 дБ.
3. Расстояние до азимутальной антенны принято в 41,7 км (22,5 м. мили).
4. Расстояние до антенны обратного азимута составляет 23,1 км (12,5 м. мили).
5. Требуемая мощность передатчика может быть снижена путем использования высокоэффективных антенн.

Таблица G-2. Бюджет мощности на борту

Элементы бюджета мощности	DPSK	Клиренс	Функция азимута захода на посадку				Угломестная функция		Функция обратного азимута		
			Ширина луча				Ширина луча		Ширина луча		
			1°	2°	3°	3° (прим. 1)	1°	2°	1°	2°	3°
IF SNR (дБ) требуемая для обеспечения:											
a) 72% вероятности декодирования	5,0	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
b) 0,1° CMN (примечание 2)	—	—	8,8	14,8	18,3	13,5	—	10,0	—	11,8	15,3
c) выделения	—	6,5	—	—	—	—	6,5	—	6,5	—	—
Мощность шумов в ширине полосы промежуточной частоты IF в 150 кГц (дБмВт)	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0	–122,0
Требуемая мощность сигнала на IF (дБмВт)	–117,0	–115,5	–113,2	–107,2	–103,7	–108,5	–115,5	–112,0	–115,5	–110,2	–106,7
Значение шума (дБ)	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11	11
Потери в кабеле (дБ) (примечание 3)	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5
Усиление бортовой антенны (дБi)	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
Запас (дБ)	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6
Требуемый сигнал на борту (дБмВт)	–95,0	–93,5	–91,2	–85,2	–81,7	–86,5	–93,5	–90,0	–93,5	–88,2	–84,7

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Функция азимута с высокой частотой обновления.
2. Для функции обратного азимута CMN = 0,2°.
3. Для типовых установок имеются в виду потери в кабеле либо передней антенны, либо задней антенны. При использовании бортового оборудования транспортных воздушных судов могут допускаться дополнительные потери (до 11 дБ).

Таблица G-3. Пример процедур RNAV для установки MLS на ВПП 23R (см. рис. G-15)

Название процедуры	Тип процедуры	ВПП	Уход на второй круг	Количество точек пути	AAZ или BAZ
KASEL-1-A	Заход на посадку	23R	Да	4	AAZ
NELSO-1-B	Заход на посадку	23R	Да	3	AAZ
N/A	Уход на второй круг	23R	N/A	2	AAZ
SEMOR-1-C	Заход на посадку	26 (прим.)	Нет	2	AAZ
LAWSO-6-D	Вылет	23R	N/A	3	BAZ

Примечание 1. ВПП 26 является вспомогательной. Расстояние от условной азимутальной антенны до точки пути составляет 3000 м.

Таблица G-4. Пример информации о точках пути для схем полетов по MLS/RNAV

Основной указатель	Указатель статуса	Указатель маршрута	Номер точки пути	X (м)	Y (м)	Z (м)	Примечания
KASEL	1	A	4	8 200	–9 094	N/A	Z – нет
			3	9 954	–5 336	789	PFAF
			2	6 556	0	344	Z и Y – нет
			1	259	0	16,8 (прим.)	Порог ВПП
NELSO	1	B	3	9 742	6 499	819	PFAF
			2	6 556	0	344	Общая для данных процедуры и KASEL
			1	259	0	16,8 (прим.)	KASEL
N/A (уход на второй круг)	N/A	N/A	2	–7 408	0	N/A	Z и Y – нет
			1	0	0	N/A	Z и Y – нет
SEMOR	1	C	2	5 567	–5 276	346	PFAF
			1	159	–2 401	16	Порог ВПП
LAWSO	6	D	3	–8 018	3 057	N/A	Z – нет
			2	–4 964	0	N/A	Z и Y – нет
			1	0	0	N/A	Z и Y – нет

Примечание. Это значение представляет собой высоту пересечения порога ВПП относительно уровня земли на пороге ВПП. Высота порога ВПП относительно точки начала отсчета MLS указывается в слове A2 вспомогательных данных.

Таблица G-5. Пример назначения слов данных B1 и B39

Название данных	Слово данных	Номера битов	Элемент данных	Значение	Кодирование
Преобразование/ CRC азимута захода на посадку	B1	I_{21-24}	Количество дескрипторов процедур	3	1100
		I_{25-30}	Последнее слово базы данных азимута захода на посадку	11	001011 (прим. 2)
		I_{31-62}	Код CRC	См. таблицу G-9	
		I_{63}	Передача слова B42	Нет	0
		I_{64}	Передача слова A4	Да	1
		I_{65}	Передача слова B43	Нет	0
		I_{66-69}	Резерв	Нули	0000
Преобразование/ CRC обратного азимута (примечание 3)	B39	I_{21-24}	Количество дескрипторов процедур	1	1000
		I_{25-30}	Первое слово базы данных обратного азимута	36	100100 (прим. 2)
		I_{31-62}	Код CRC	См. таблицу G-9	
		I_{63}	Передача слова B43	Нет	0
		I_{64-68}	Резерв	Нули	00000
		I_{69}	Указатель преобразования/CRC обратного азимута	Преобразование/CRC	1

Примечания:

1. В таблице двоичного кодирования слева указывается бит с меньшим номером.
2. Адреса слов данных указаны в таблице A-9 добавления A, при этом первым битом является самый старший бит.
3. Средство без базы данных обратного азимута может использовать все слова вплоть до B39 для базы данных азимута захода на посадку.

Таблица G-6. Пример назначения слов дескрипторов процедур

Элемент данных	Номера битов	Слова данных дескрипторов процедур							
		KASEL B2		NELSO B3		SEMOR B4		LAWSO B36	
		Значение	Закодированное	Значение	Закодированное	Значение	Закодированное	Значение	Закодированное
Основной указатель (первый знак)	I_{21}–I_{25}	K	11010	N	01110	S	11001	L	00110
Второй знак	I_{26}–I_{30}	A	10000	E	10100	E	10100	A	10000
Третий знак	I_{31}–I_{35}	S	11001	L	00110	M	10110	W	11101
Четвертый знак	I_{36}–I_{40}	E	10100	S	11001	O	11110	S	11001
Пятый знак	I_{41}–I_{45}	L	00110	O	11110	R	01001	O	11110
Указатель статуса	I_{46}–I_{49}	1	1000	1	1000	1	1000	6	0110
Указатель маршрута	I_{50}–I_{54}	A	10000	B	01000	C	11000	D	00100
Номер ВПП	I_{55}–I_{60}	23	111010	23	111010	26	010110	23	111010
Буквенный знак ВПП	I_{61}–I_{62}	R	10	R	10	–	00	R	10
Тип процедуры	I_{63}	APP	0	APP	0	APP	0	DEP	1
Индекс первой точки пути	I_{64}–I_{69}	1	100000	4	001000	5	101000	1	100000

Примечание. В таблице двоичного кодирования слева указывается бит с меньшим номером.

Таблица G-7. Пример назначения точек пути для схем захода на посадку по MLS/RNAV

Название процедуры	Слово данных	Номера битов	Элемент данных	Значение	Кодирование	Индекс ТП
KASEL	B5	$I_{21–35}$	ТП 4 – X-координата	8 200 м	110000010011000	1
		I_{36}	Передача Y-координаты	Да	1	
		$I_{37–51}$	ТП 4 – Y-координата	–9 094 м	000001111011001	
		I_{52}	Передача Z-координаты	Нет	0	
		$I_{53–55}$	Идентификатор следующего участка/поля	Прямой = 0	000	
		$I_{56–69}$	ТП 3 – X-координата (первые 14 битов)	9 954 м	00001100111100	2
	B6	I_{21}	ТП 3 – X-координата (последний бит)		0	
		I_{22}	Передача Y-координаты	Да	1	
		$I_{23–37}$	ТП 3 – Y-координата	–5 336 м	001001000001001	
		I_{38}	Передача Z-координаты	Да	1	
		$I_{39–51}$	ТП 3 – Z-координата	789 м	1001111011000	
		$I_{52–54}$	Идентификатор следующего участка/поля	Криволинейный = 1	100	
		$I_{55–69}$	ТП 2 – X-координата	6 556 м	100000000101000	3
	B7	I_{21}	Передача Y-координаты	Нет	0	
		I_{22}	Передача Z-координаты	Да	1	
		$I_{23–35}$	ТП 2 – Z-координата	344 м	0011110110000	
		$I_{36–38}$	Идентификатор следующего участка/поля	5	101	
		$I_{39–44}$	Высота точки пути на пороге ВПП	16,8 м	010001	
		$I_{45–50}$	Индекс ухода на второй круг	7	111000	
NELSO		$I_{51–65}$	ТП 3 – X-координата	9 742 м	101110110111000	4
		I_{66}	Передача Y-координаты	Да	1	
		$I_{67–69}$	ТП 3 – Y-координата (первые 3 бита)	6 499 м	110	
	B8	$I_{21–32}$	ТП 3 – Y-координата (последние 12 битов)		101111001000	
		I_{33}	Передача Z-координаты	Да	1	
		$I_{34–46}$	ТП 3 - координата Z	819 м	1110100111000	
		$I_{47–49}$	Идентификатор следующего участка/поля	Общий = 3	110	
		$I_{50–55}$	Индекс следующей точки пути	3	110000	

Название процедуры	Слово данных	Номера битов	Элемент данных	Значение	Кодирование	Индекс ТП
SEMOR		$I_{56–69}$	ТП 2 – X-координата (первые 14 битов)	5 567 м	11111110000100	5
	B9	I_{21}	ТП 2 – X-координата (последний бит)		0	
		I_{22}	Передача Y-координаты	Да	1	
		$I_{23–37}$	ТП 2 – Y-координата	–5 276 м	101100000001001	
		I_{38}	Передача Z-координаты	Да	1	
		$I_{39–51}$	ТП 2 – Z-координата	346 м	0111110110000	
		$I_{52–54}$	Идентификатор следующего участка/поля	Прямой = 0	000	
		$I_{55–69}$	ТП 1 – X-координата	159 м	011111000000000	6
	B10	I_{21}	Передача Y-координаты	Да	1	
		$I_{22–36}$	ТП 1 – Y-координата	–2 401 м	010101011100001	
		I_{37}	Передача Z-координаты	Да	1	
		$I_{38–50}$	ТП 1 – Z-координата	16 м	0010111000000	
		$I_{51–53}$	Идентификатор следующего участка/поля	6	011	
		$I_{54–59}$	Расстояние от условной азимутальной антенны	3 000 м	011110	
Уход на второй круг		$I_{60–69}$	ТП 2 – X-координата (первые 10 битов)	–7 408 м	0111001011	7
	B11	$I_{21–25}$	ТП 2 – X-координата (последние 5 битов)		01001	
		I_{26}	Передача Y-координаты	Нет	0	
		I_{27}	Передача Z-координаты	Нет	0	
		$I_{28–30}$	Идентификатор следующего участка/поля	Прямой = 0	000	
		$I_{31–45}$	ТП 1 – X-координата	0	000000000000000	8
		I_{46}	Передача Y-координаты	Нет	0	
		I_{47}	Передача Z-координаты	Нет	0	
		$I_{48–50}$	Идентификатор следующего участка/поля	6	011	
		$I_{51–69}$	Резерв	Нули	000...000	

Примечание. В таблице двоичного кодирования слева указывается бит с меньшим номером.

Таблица G-8. Пример назначения точек пути вылета с использованием MLS/RNAV

Название процедуры	Слово данных	Номера битов	Элементы данных	Значение	Кодирование	Индекс ТП
LAWSO	B37	I_{21-35}	ТП 3 - X-координата	–8 018 м	001111000011001	1
		I_{36}	Передача Y-координаты	Да	1	
		I_{37-51}	ТП 3 – Y-координата	3 057 м	010101010010000	
		I_{52}	Передача Z-координаты	Нет	0	
		I_{53-55}	Идентификатор следующего участка/поля	Криволинейный = 1	100	
		I_{56-69}	ТП 2 – X-координата (первые 14 битов)	–4 964 м	11001001111000	2
	B38	I_{21}	ТП 2 – X-координата (последний бит)		1	
		I_{22}	Передача Y-координаты	Нет	0	
		I_{23}	Передача Z-координаты	Нет	0	
		I_{24-26}	Идентификатор следующего участка/поля	Прямой = 0	000	
		I_{27-41}	ТП 1 – X-координата	0	000000000000000	3
		I_{42}	Передача Y-координаты	Нет	0	
		I_{43}	Передача Z-координаты	Нет	0	
		I_{44-46}	Идентификатор следующего участка/поля	Последняя ТП=6	011	
		I_{47-69}	Резерв	Нули	000...000	

Примечание. В таблице двоичного кодирования слева указывается бит с меньшим номером.

Таблица G-9. Пример полной базы данных MLS/RNAV

	Позиция битов															
	1	2			3		4			5		6			7	
Слово	3456	7890	1234	5678	9012	3456	7890	1234	5678	9012	3456	7890	1234	5678	9012	3456
A1	0000	0111	0011	0010	0101	1101	1001	1000	0010	0110	0010	0100	0000	0000	0000	0100
A2	0000	1010	0011	0010	0111	0000	0010	0111	1001	1000	0000	0000	0110	0000	0001	1010
A3	0000	1101	0011	0010	0001	0111	0110	0110	0011	0000	0100	0110	0111	0000	0111	1101
A4	0001	0011	0011	0010	0111	0000	0010	0000	0000	0000	0001	0000	0000	0000	0110	1000
B1	0000	0111	1100	0010	1100	0111	0100	0011	1111	0000	0001	1001	0001	0000	0010	0111
B2	0000	1010	1101	0100	0011	0011	0100	0011	0100	0100	0011	1010	1001	0000	0111	1001
B3	0000	1101	0111	0101	0000	1101	1001	1111	0100	0010	0011	1010	1000	0100	0000	1101
B4	0001	0011	1100	1101	0010	1101	1110	0100	1100	0110	0001	0110	0001	0100	0011	1110
B5	0001	0100	1100	0001	0011	0001	0000	0111	1011	0010	0000	0001	1001	1110	0000	0001
B6	0001	1001	0100	1001	0000	0100	1110	0111	1011	0001	0010	0000	0001	0100	0011	0000
B7	0001	1110	0100	1111	0110	0001	0101	0001	1110	0010	1110	1101	1100	0111	0110	1001
B8	0010	0010	1011	1100	1000	1111	0100	1110	0011	0110	0001	1111	1100	0010	0000	0011
B9	0010	0101	0110	1100	0000	0100	1101	1111	0110	0000	0001	1111	0000	0000	0101	0110
B10	0010	1000	1010	1010	1110	0001	1001	0111	0000	0001	1011	1100	1110	0101	1110	0100
B11	0010	1111	0100	1000	0000	0000	0000	0000	0000	1100	0000	0000	0000	0000	0110	0100
B36	1001	0001	0011	0100	0011	1011	1001	1111	0011	0001	0011	1010	1011	0000	0010	0101
B37	1001	0110	0011	1100	0011	0011	0101	0101	0010	0000	1001	1001	0011	1100	0100	0000
B38	1001	1011	1000	0000	0000	0000	0000	0000	1100	0000	0000	0000	0000	0000	0001	1101
B39	1001	1100	1000	1001	0010	1011	0010	0001	1000	1011	1111	0010	0000	0000	1010	1001
B40	1010	0000	0111	0011	0110	0110	0110	1000	0101	0110	0101	0010	0010	1010	0110	1001
B41	1010	0111	1100	0000	0000	0110	1101	1001	0111	0000	0000	0000	0000	0000	0001	1111
B44	1011	0011	1110	1010	0101	1000	0100	1010	0000	1110	1110	1000	1000	0000	0001	1011
B45	1011	0100	1111	1001	0000	0000	0000	1101	0010	0100	0000	0000	0010	1111	0000	0011
BDW6	0011	0011	1000	1000	0011											

Примечание. Биты преамбулы $I_1 – I_{12}$ не показаны.

Таблица G-10. Распределение ошибок для построения критических и чувствительных зон азимутальной антенны MLS (расстояния указаны в метрах (футах), а значения ошибок указаны в градусах)

	Расстояние от азимутальной антенны до порога ВПП м (фут)							
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 360 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Ширина луча антенны	2°	2°	2°	2°	2°	1°	1°	1°
a) Бюджет системы для PFN = 3,5 м (11,5 фут)	0,1098	0,0941	0,0824	0,0732	0,0659	0,0599	0,0549	0,0507
b) Допуск на ошибку наземного оборудования	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120	0,0120
c) Допуск на отражение от земли	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0400	0,0200	0,0200	0,0200
d) Распределение ошибок при чистом размещении $[d = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2}]$	0,1016	0,0844	0,0710	0,0601	0,0510	0,0552	0,0497	0,0450
e) Допуск на ALS/мачту контрольного устройства	0,0300	0,0300	0,0300	0,0300	0,0300	0,0150	0,0150	0,0150
f) Распределение ошибок при сложном размещении $[f = \sqrt{d^2 - e^2}]$	0,0970	0,0788	0,0643	0,0521	0,0412	0,0531	0,0474	0,0424
g) 70% значения ошибки при сложном размещении	0,0679	0,0552	0,0450	0,0365	0,0288	0,0372	0,0332	0,0297
a) Бюджет системы для CMN 3,2 м (10,5 фут)	0,1003	0,0859	0,0752	0,0668	0,0602	0,0547	0,0501	0,0463
b) Допуск на ошибку оборудования	0,0315	0,0270	0,0236	0,0210	0,0189	0,0172	0,0158	0,0145
c) Допуск на ошибку оборудования	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150	0,0150
d) Допуск на вибрацию конструкции	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320	0,0320
e) Распределение ошибок при сложном/чистом размещении $[e = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2 - d^2}]$	0,0884	0,0735	0,0620	0,0527	0,0449	0,0380	0,0319	0,0261
f) 70% значения ошибки при сложном размещении	0,0619	0,0515	0,0434	0,0369	0,0314	0,0266	0,0223	0,0183

Таблица G-11. Распределение ошибок для построения критической зоны угломестной антенны MLS (все значения распределения указаны в градусах)

Ширина луча антенны		1,5°	1,0°
a)	Бюджет системы для PFN = 0,4 м (1,3 фут)	0,083	0,083
b)	Допуск на ошибку наземного оборудования	0,010	0,010
c)	Допуск на отражения боковых лепестков	0,055	0,037
d)	Распределение ошибок при чистом размещении $[d = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2}]$	0,061	0,073
e)	Дефракции в вертикальном отношении (выносные контрольные устройства)	0,030	0,030
f)	Допуск на отражения в поперечном отношении	0,031	0,043
g)	Распределение ошибок при сложном размещении $[g = \sqrt{d^2 - e^2 - f^2}]$	0,043	0,051
h)	70% значения ошибки при сложном размещении	0,030	0,036
a)	Бюджет системы для CMN = 0,3 м (1,0 фут)	0,064	0,064
b)	Допуск на ошибку наземного оборудования	0,032	0,032
c)	Допуск на ошибку бортового оборудования	0,010	0,010
d)	Допуск на отражения боковых лепестков	0,015	0,010
e)	Допуск на вибрацию конструкции	0,010	0,010
f)	Распределение ошибок при чистом/сложном размещении $[f = \sqrt{a^2 - b^2 - c^2 - d^2 - e^2}]$	0,052	0,053
g)	70% значения ошибки при сложном размещении	0,036	0,037

Таблица G-12A. Типичные значения длины чувствительной зоны азимутальной антенны (заход на посадку при совмещении с осевой линией ВПП вдоль нулевого азимута, см. п. 4.3.7) (расстояния указаны в метрах (футах); значения в указанных единицах округлены)

Расстояние между азимутальной антенной и порогом ВПП	Ширина луча 2,0°					Ширина луча 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
B-747, чистое размещение	490 (1 600)	520 (1 700)	580 (1 900)	610 (2 000)	640 (2 100)	670 (2 200)	700 (2 300)	700 (2 300)
B-727, чистое размещение	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	490 (1 600)
B-747, сложное размещение	490 (1 600)	550 (1 800)	580 (1 900)	640 (2 100)	700 (2 300)	730 (2 400)	760 (2 500)	820 (2 700)
B-727, сложное размещение	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	550 (1 800)	460 (1 500)	490 (1 600)	550 (1 800)

Таблица G-12B. Типичные значения длины чувствительной зоны азимутальной антенны (заход на посадку при смещении относительно осевой линии ВПП, см. п. 4.3.7.1) (расстояния указаны в метрах (футах); значения в указанных единицах округлены)

Расстояние между азимутальной антенной и порогом ВПП	Ширина луча 2,0°					Ширина луча 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
B-747, чистое размещение	640 (2 100)	730 (2 400)	790 (2 600)	880 (2 900)	880 (2 900)	920 (3 000)	940 (3 100)	1 010 (3 300)
B-727, чистое размещение	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)
B–747, сложное размещение	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	980 (3 200)	1 070 (3 500)	1 130 (3 700)
B–727, сложное размещение	300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	460 (1 500)	550 (1 800)	490 (1 600)	520 (1 700)	550 (1 800)

G-12C. Типичные значения длины чувствительной зоны азимутальной антенны(заход на посадку по вычисляемой осевой линии, см. п. 4.3.7.2, чистые размещения) (расстояния указаны в метрах (футах); значения в указанных единицах округлены)

Расстояние от азимутальной антенны до порога ВПП	Ширина луча 2,0°					Ширина луча 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Воздушное судно типа B-727, чистое размещение								
Относительная высота								
300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)
75 (250)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)
60 (200)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	460 (1 500)	490 (1 600)	610 (2 000)	610 (2 000)	670 (2 200)
45 (150)	300 (1 000)	300 (1 000)	490 (1 600)	550 (1 800)	610 (2 000)	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)
30 (100)	300 (1 000)	520 (1 700)	610 (2 000)	700 (2 300)	820 (2 700)	920 (3 000)	980 (3 200)	1 100 (3 600)
15 (50)	610 (2 000)	730 (2 400)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	1 070 (3 500)	1 100 (3 600)	1 040 (3 400)	1 190 (3 900)
Воздушное судно типа B-747, чистое размещение								
300 (1 000)	430 (1 400)	460 (1 500)	490 (1 600)	520 (1 700)	520 (1 700)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)
75 (250)	640 (2 100)	730 (2 400)	790 (2 600)	850 (2 800)	880 (2 900)	920 (3 000)	940 (3 100)	1 010 (3 300)
60 (200)	700 (2 300)	790 (2 600)	820 (2 700)	920 (3 000)	940 (3 100)	940 (3 100)	1 010 (3 300)	1 010 (3 300)
45 (150)	760 (2 500)	820 (2 700)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 070 (3 500)	1 070 (3 500)	1 190 (3 900)	1 400 (4 600)
30 (100)	850 (2 800)	960 (3 100)	1 100 (3 600)	1 250 (4 100)	1 400 (4 600)	1 550 (5 100)	1 710 (5 600)	1 890 (6 200)
15 (50)	1 070 (3 500)	1 340 (4 400)	1 580 (5 200)	1 830 (6 000)	1 980 (6 500)	2 040 (6 700)	2 070 (6 800)	2 070 (6 800)

Таблица G-12D. Типичные значения длины чувствительной зоны азимутальной антенны (заход на посадку по вычисляемой осевой линии, см. п. 4.3.7.2, сложные размещения) (расстояния указаны в метрах (футах); значения в указанных единицах округлены)

	Ширина луча 2,0°					Ширина луча 1,0°		
Расстояние от азимутальной антенны до порога ВПП	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Воздушное судно типа B-727, сложное размещение								
Относительная высота								
300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)	300 (1 000)
75 (250)	300 (1 000)	300 (1 000)	330 (1 100)	460 (1 500)	550 (1 800)	490 (1 600)	520 (1 700)	550 (1 800)
60 (200)	300 (1 000)	330 (1 100)	330 (1 100)	490 (1 600)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)	730 (2 400)
45 (150)	330 (1 100)	330 (1 100)	490 (1 600)	550 (1 800)	670 (2 200)	700 (2 300)	790 (2 600)	880 (2 900)
30 (100)	330 (1 100)	550 (1 800)	640 (2 100)	730 (2 400)	1 010 (3 300)	940 (3 100)	1 040 (3 400)	1 160 (3 800)
15 (50)	640 (2 100)	790 (2 600)	940 (3 100)	1 070 (3 500)	1 250 (4 100)	1 250 (4 100)	1 280 (4 200)	1 430 (4 700)
Воздушное судно типа B-747, сложное размещение								
300 (1 000)	430 (1 400)	460 (1 500)	490 (1 600)	520 (1 700)	670 (2 200)	550 (1 800)	580 (1 900)	610 (2 000)
75 (250)	670 (2 200)	760 (2 500)	820 (2 700)	880 (2 900)	1 010 (3 300)	980 (3 200)	1 070 (3 500)	1 130 (3 700)
60 (200)	730 (2 400)	820 (2 700)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 130 (3 700)	1 040 (3 400)	1 070 (3 500)	1 220 (4 000)
45 (150)	820 (2 700)	880 (2 900)	980 (3 200)	1 100 (3 600)	1 220 (4 000)	1 100 (3 600)	1 190 (3 900)	1 430 (4 700)
30 (100)	920 (3 000)	1 010 (3 300)	1 130 (3 700)	1 280 (4 200)	1 430 (4 700)	1 580 (5 200)	1 770 (5 800)	1 950 (6 400)
15 (50)	1 100 (3 600)	1 370 (4 500)	1 620 (5 300)	1 830 (6 000)	2 130 (7 000)	2 230 (7 300)	2 350 (7 700)	2 380 (7 800)

Таблица G-12E. Типичные значения полуширины чувствительной зоны азимутальной антенны для защиты наведения при пробеге (см. п. 4.3.7) (расстояния указаны в метрах (футах))

Расстояние от азимутальной антенны до порога ВПП	Ширина луча 2,0°					Ширина луча 1,0°		
	1 830 (6 000)	2 140 (7 000)	2 440 (8 000)	2 750 (9 000)	3 050 (10 000)	3 350 (11 000)	3 660 (12 000)	3 960 (13 000)
Чистое/сложное размещение	38 (123)	48 (157)	59 (193)	70 (230)	83 (271)	54 (177)	62 (202)	69 (227)

Таблица G-13. Угол наклона поверхности минимальных относительных высот и соответствующие значения длины защищаемой зоны действия для схем заходов на посадку по MLS/RNAV

Длина защищаемой зоны действия L[м(фут)] PCH = 2,0 м	Угол наклона поверхности минимальных относительных высот (°), θ	
	B-727	B-747
300 (1 000)	1,81	3,49
450 (1 500)	1,23	2,36
600 (2 000)	0,95	1,79
750 (2 500)	0,77	1,44
900 (3 000)	N/A	1,21

Следующее уравнение может использоваться для определения угла наклона (θ) поверхности минимальных относительных высот по отношению к фазовому центру азимутальной антенны при произвольной длине L защищаемой зоны действия:

$$\theta = \tan^{-1}\left[\frac{\mathrm{TFH} + \frac{\sqrt{\lambda(\mathrm{L})}}{4} - \mathrm{PCH}}{\mathrm{L}}\right],$$

где TFH – относительная высота киля хвостового оперения;
PCH – относительная высота центра фазы антенны MLS;
λ – длина волны MLS.

Примечание. TFH равняется 10,4 м для самолета B-727 и 19,3 м для самолета B-747, λ равняется 0,06 м. PCH и L должны быть выражены в метрах, если TFH и λ заданы в метрах.

Таблица G-14. Взаимосвязь операций контроля за наземным оборудованием и управления им

Отказ подсистемы	Выполняемая операция						
	Азимут захода на посадку	Угол места захода на посадку	Обратный азимут	Основные данные, излучаемые в зону действия азимута захода на посадку	Основные данные, излучаемые в зону действия обратного азимута	Вспомога-тельные данные	DME/N или DME/P
Азимут захода на посадку	*	*		+		+	
Угол места захода на посадку		*					
Обратный азимут			*		+		
Основные данные, излучаемые в зону действия азимута захода на посадку	*	*		*		+	
Основные данные, излучаемые в зону действия обратного азимута			*		*		
Вспомогательные данные	+	+		+		*	
DME/N или DME/P							*

* Указывают на необходимость прекращения излучения.
\+ Указывает на возможность продолжения излучения в случае эксплуатационной необходимости.

Таблица G-15. Нормы непрерывности обслуживания и целостности для основных схем полетов по MLS и схем полетов по MLS/RNAV

Уровень	Азимут или угол места			DME/P (примечание 6)		
	Целостность для любой единичной посадки	Непрерывность обслуживания	МТВО (ч)	Целостность для любой единичной посадки (прим. 4)	Непрерывность обслуживания	МТВО (ч)
1	Не продемонстрировано, но конструкция рассчитана на удовлетворение требований уровня 2 (примечание 3)					
2	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 с)	1 000	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 с)	1 000
3	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$	$1 - 2 \times 10^{-6}$ (15 с)	2 000	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 с)	1 000
4 (прим. 5)	$1 - 0{,}5 \times 10^{-9}$	$1 - 2 \times 10^{-6}$ (30 с азимут) 15 с (угол места) (примечание 6)	4 000 (азимут) 2 000 (угол места) (примечание 6)	$1 - 1 \times 10^{-7}$	$1 - 4 \times 10^{-6}$ (15 с)	1 000

ПРИМЕЧАНИЯ:

1. Значения непрерывности обслуживания и целостности в слове данных включены в указанные величины угловой функции для каждого уровня обслуживания.
2. Обратный азимут не требуется в основных схемах полетов.
3. Имеется в виду, что все оборудование отвечает по крайней мере требованиям уровня 2.
4. Если с MLS используется DME/N, значения могут быть уменьшены до $1–1 \times 10^{-5}$.
5. Значения критического времени уровня 4 определены на основании опыта эксплуатации ILS и соответствуют существующим эксплуатационным возможностям. По мере накопления опыта эксплуатации MLS и расширения эксплуатационных возможностей может оказаться необходимым скорректировать данные значения.
6. Схемы полетов по MLS/RNAV могут потребовать соответствующих уровням 3 и 4 норм целостности, непрерывности обслуживания и МТВО угломестного оборудования и DME/P, а также чтобы нормы оборудования обратного азимута, если оно используется, были эквивалентны нормам азимутального оборудования захода на посадку.

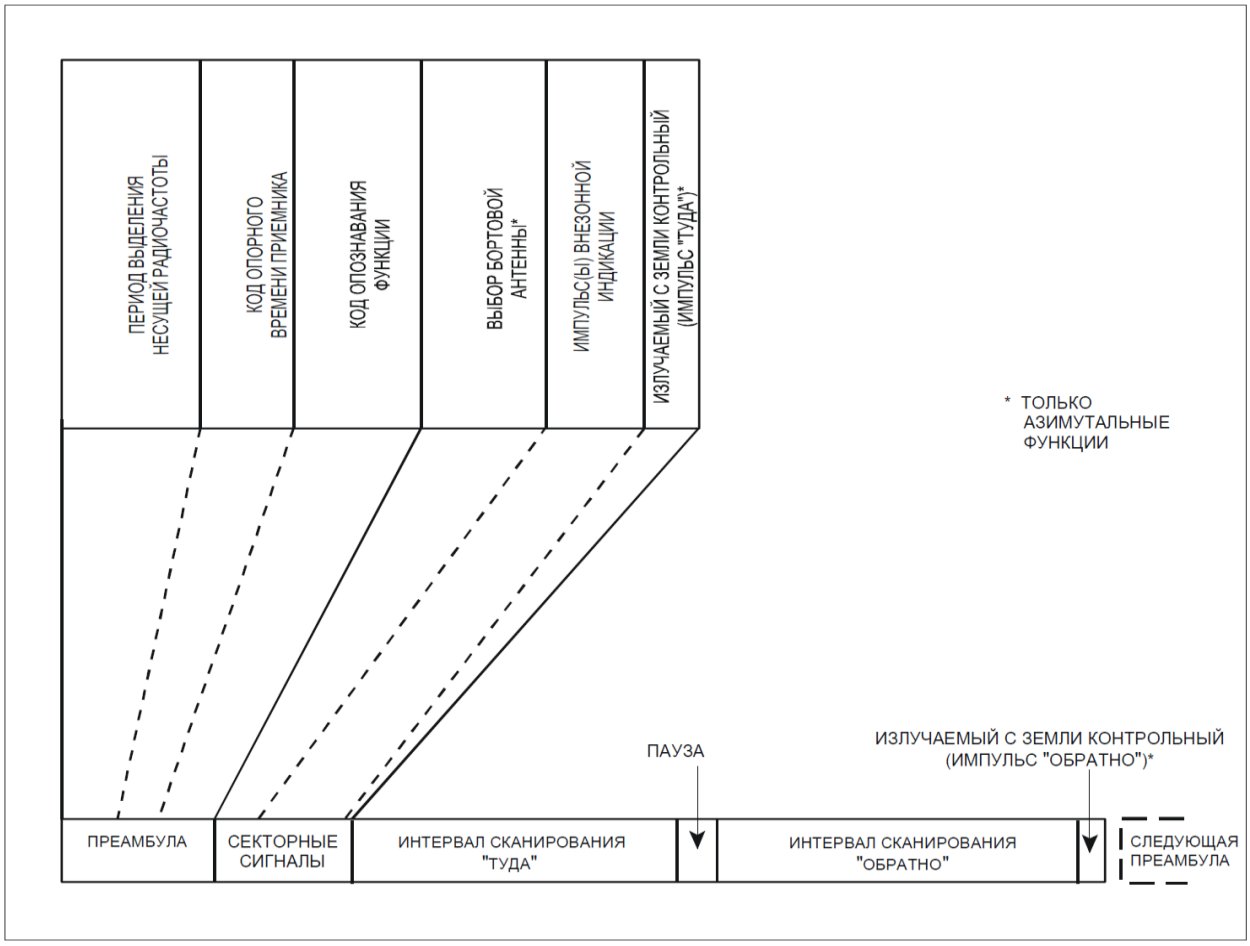


Рис. G-1. Формирование угловой функции

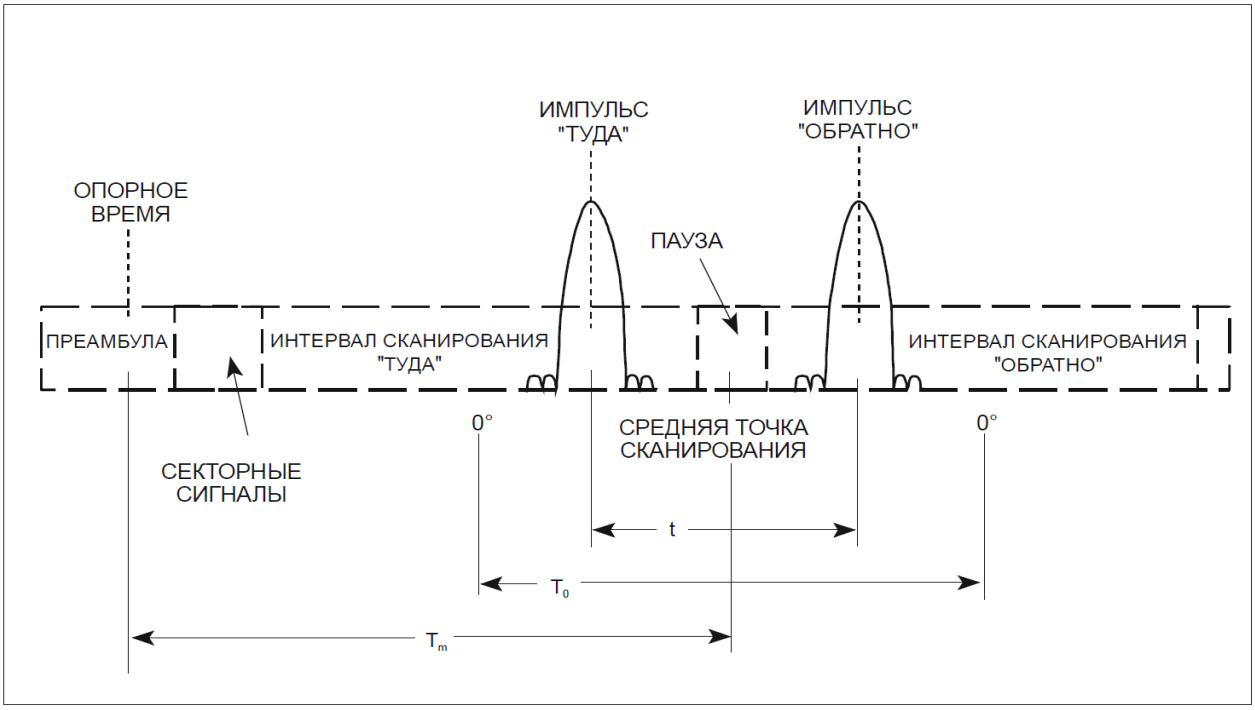
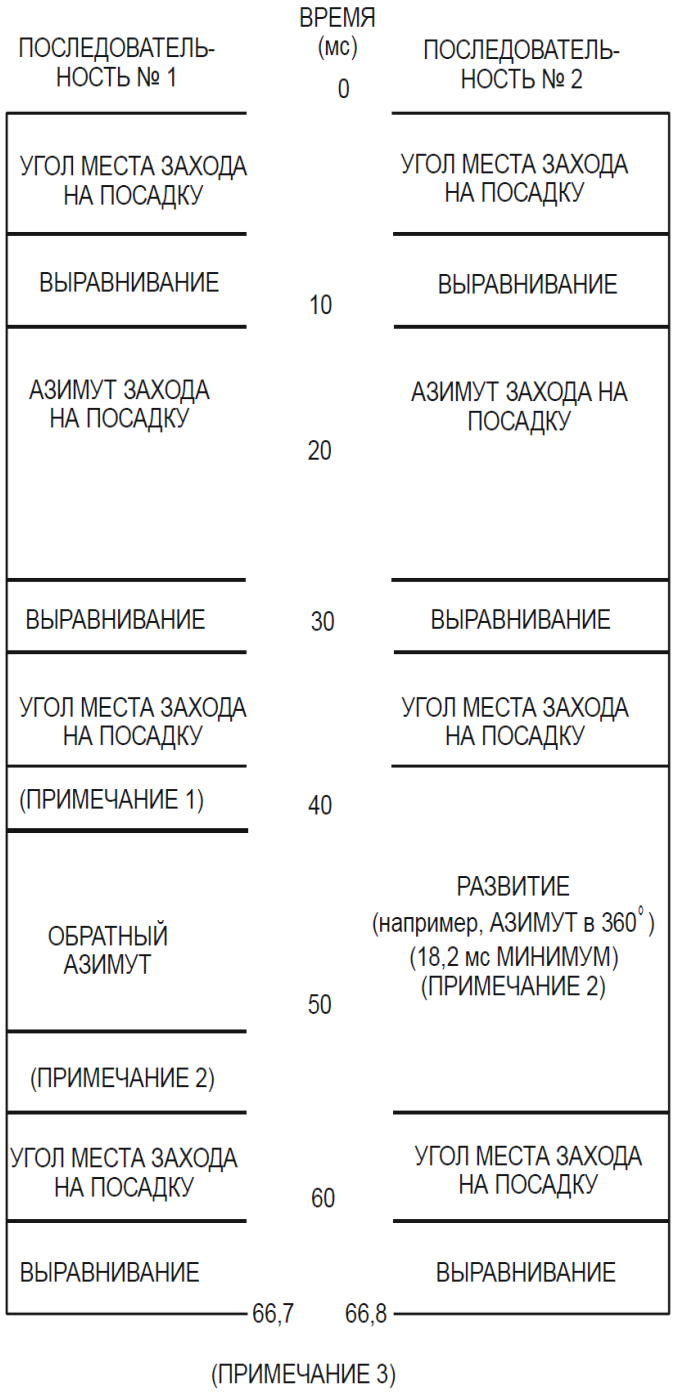


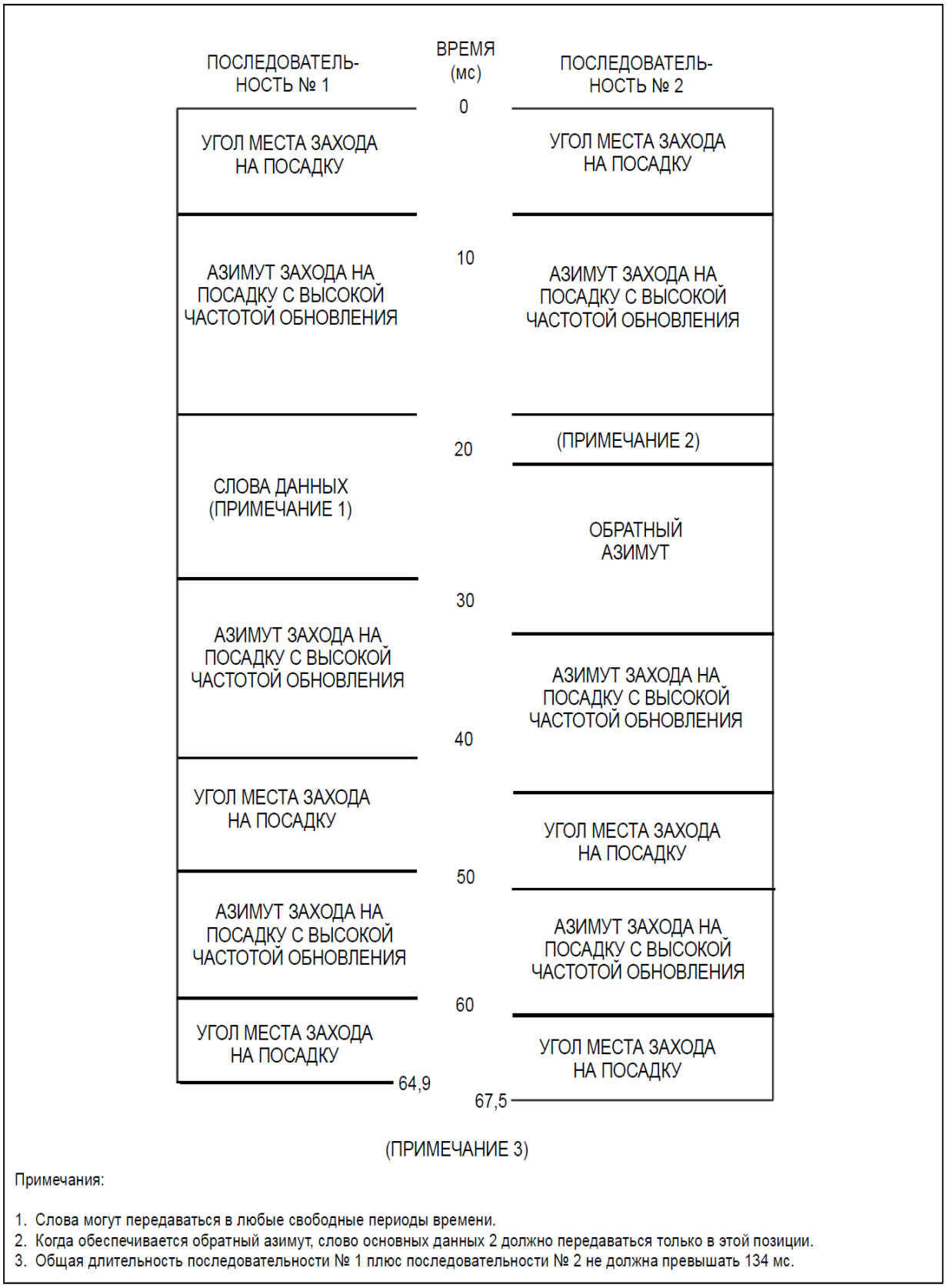
Рис. G-2. Параметры синхронизации углового сканирования



Примечания:

1. Когда обеспечивается обратный азимут, слово основных данных 2 должно передаваться только в этой позиции.
2. Слова данных могут передаваться в любые свободные периоды времени.
3. Общая длительность последовательности № 1 плюс последовательности № 2 не должна превышать 134 мс.

Рис. G-3A. Передаваемая пара последовательностей, которая обеспечивает все функции углового наведения MLS



Примечания:

1. Слова могут передаваться в любые свободные периоды времени.
2. Когда обеспечивается обратный азимут, слово основных данных 2 должно передаваться только в этой позиции.
3. Общая длительность последовательности № 1 плюс последовательности № 2 не должна превышать 134 мс.

Рис. G-3B. Передаваемая пара последовательностей, которая обеспечивает функцию углового наведения по азимуту захода на посадку с высокой частотой обновления

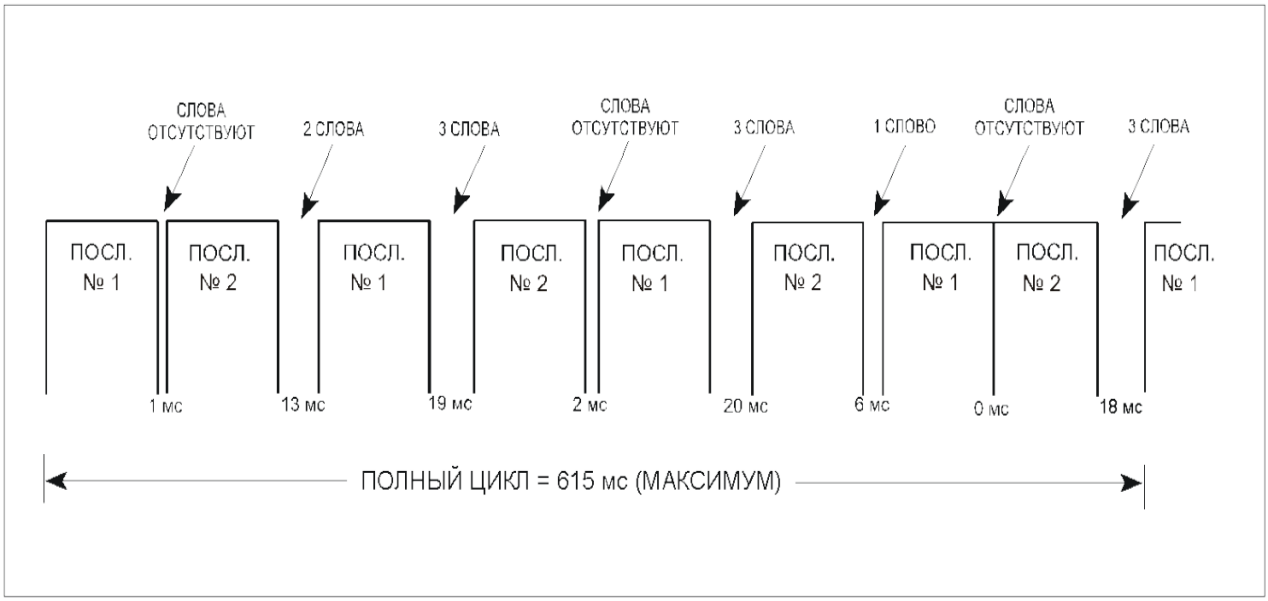


Рис. G-3C. Полный цикл передачи с временным уплотнением, показывающий наличие свободных периодов времени для передачи слов данных

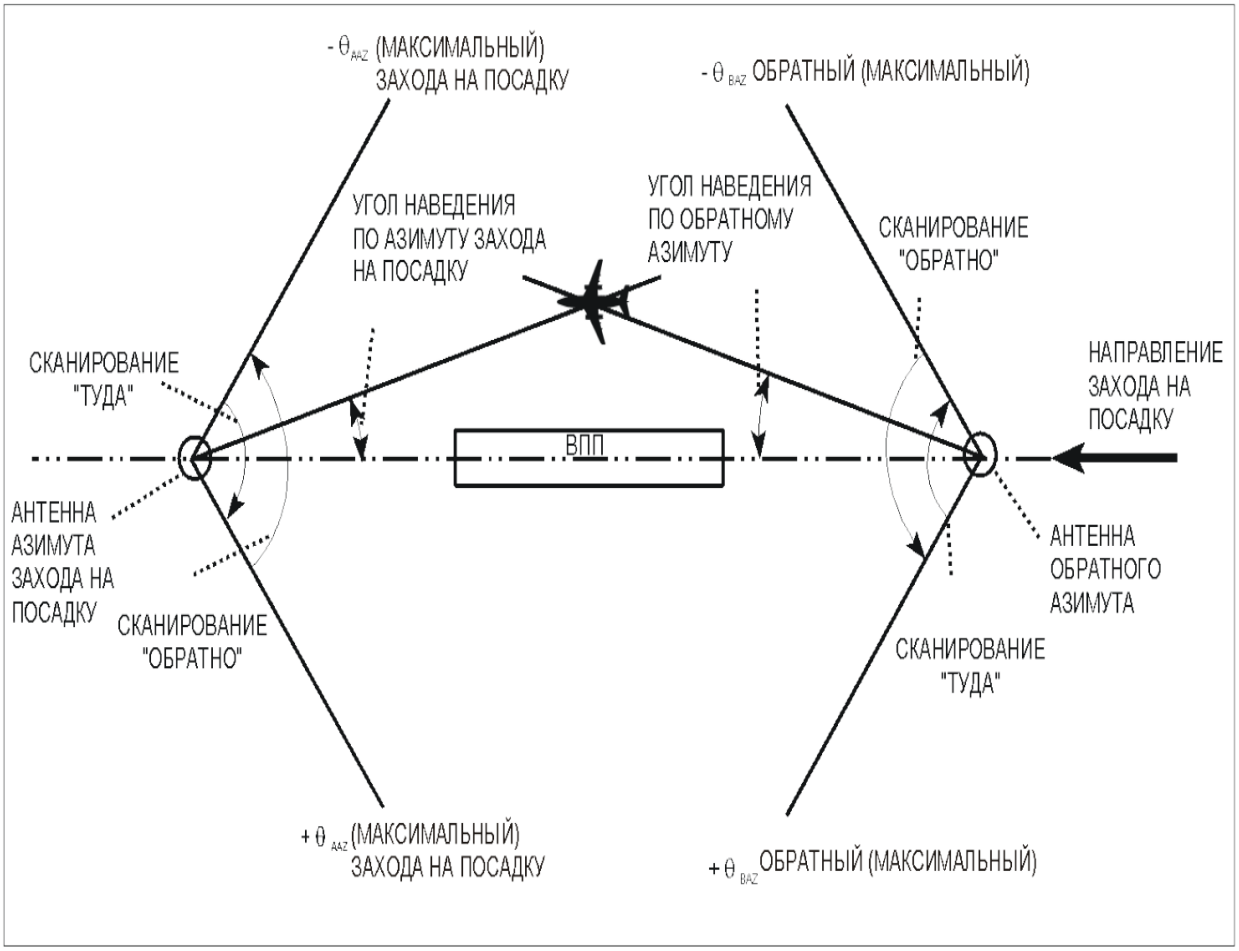


Рис. G-4. Условия сканирования функций наведения по азимуту

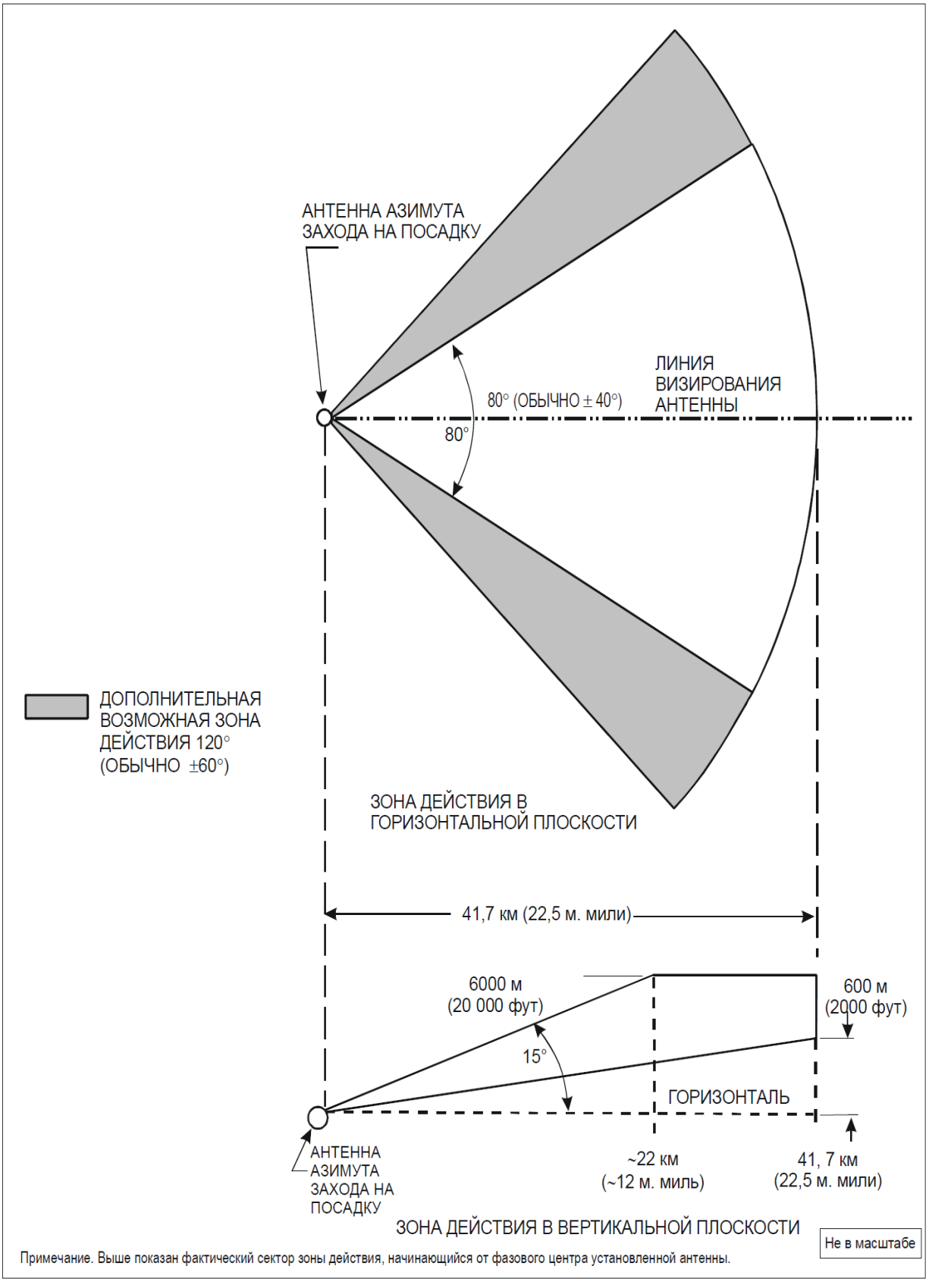
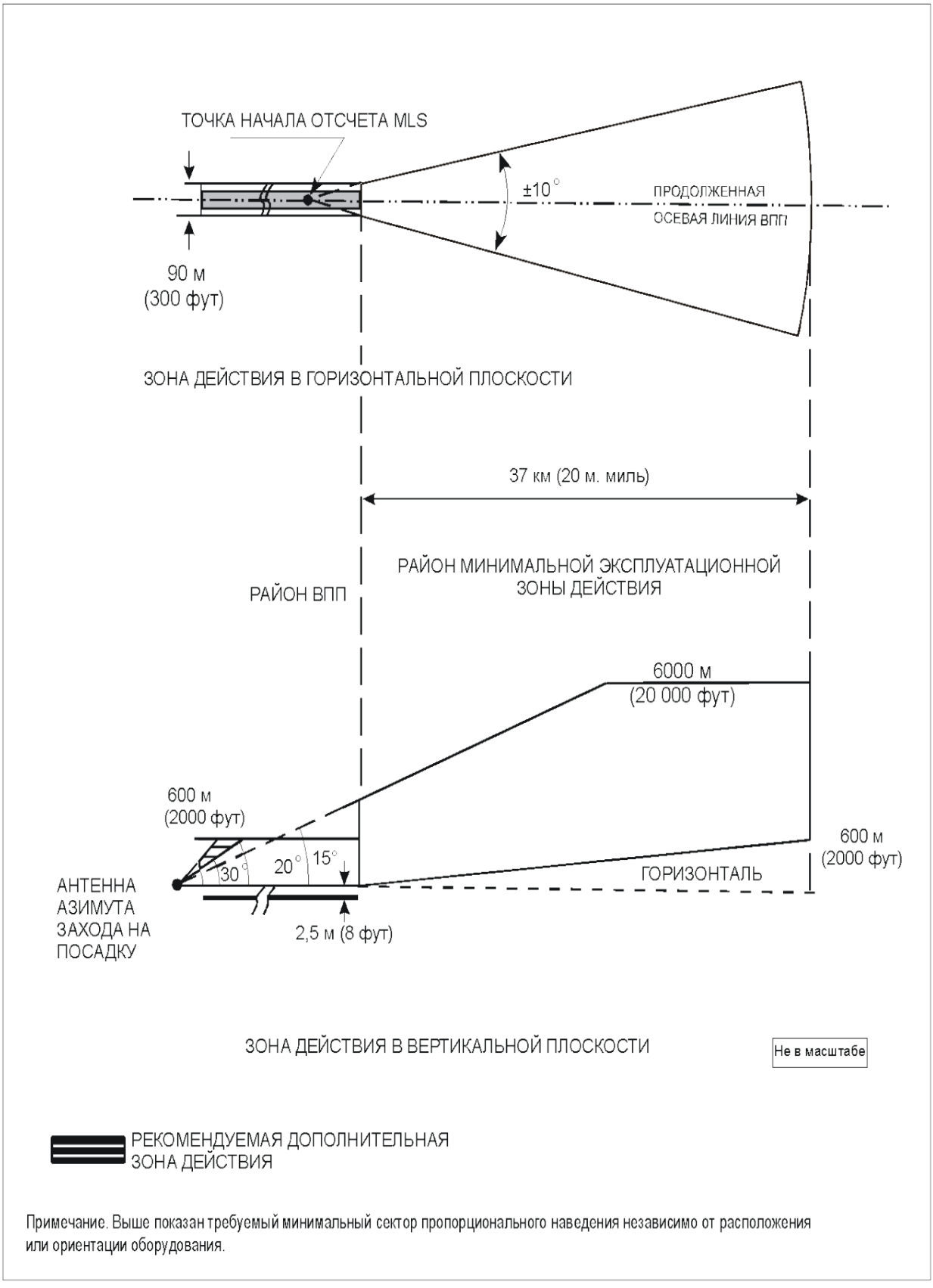


Рис. G-5A. Зона действия по азимуту захода на посадку в районе захода на посадку



Примечание. Выше показан требуемый минимальный сектор пропорционального наведения независимо от расположения или ориентации оборудования.

Рис. G-5 B. Зона действия по азимуту захода на посадку в районе ВПП и минимальная эксплуатационная зона действия в районе азимута захода на посадку

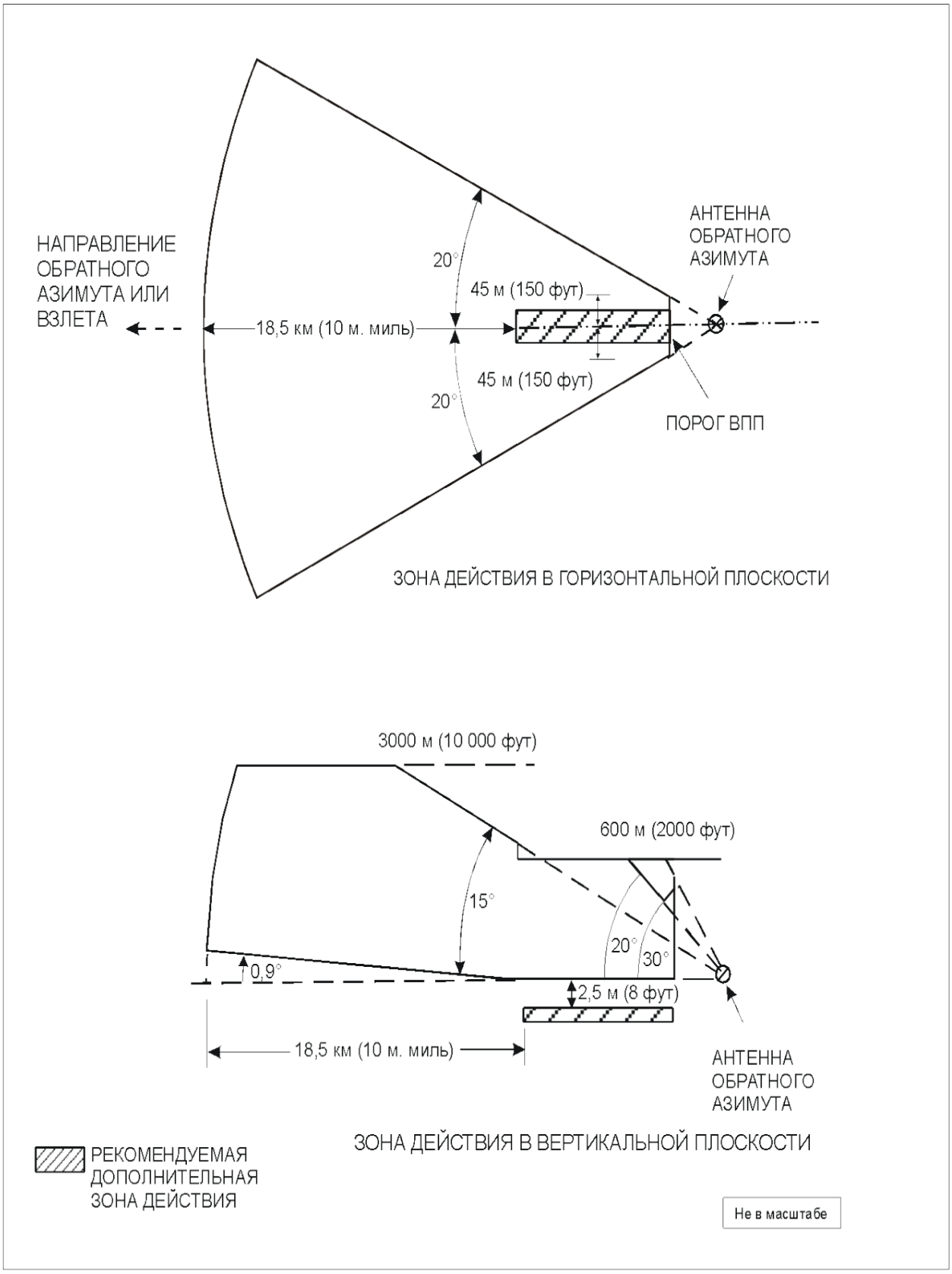


Рис. G-6. Зона действия по обратному азимуту в районе обратного азимута

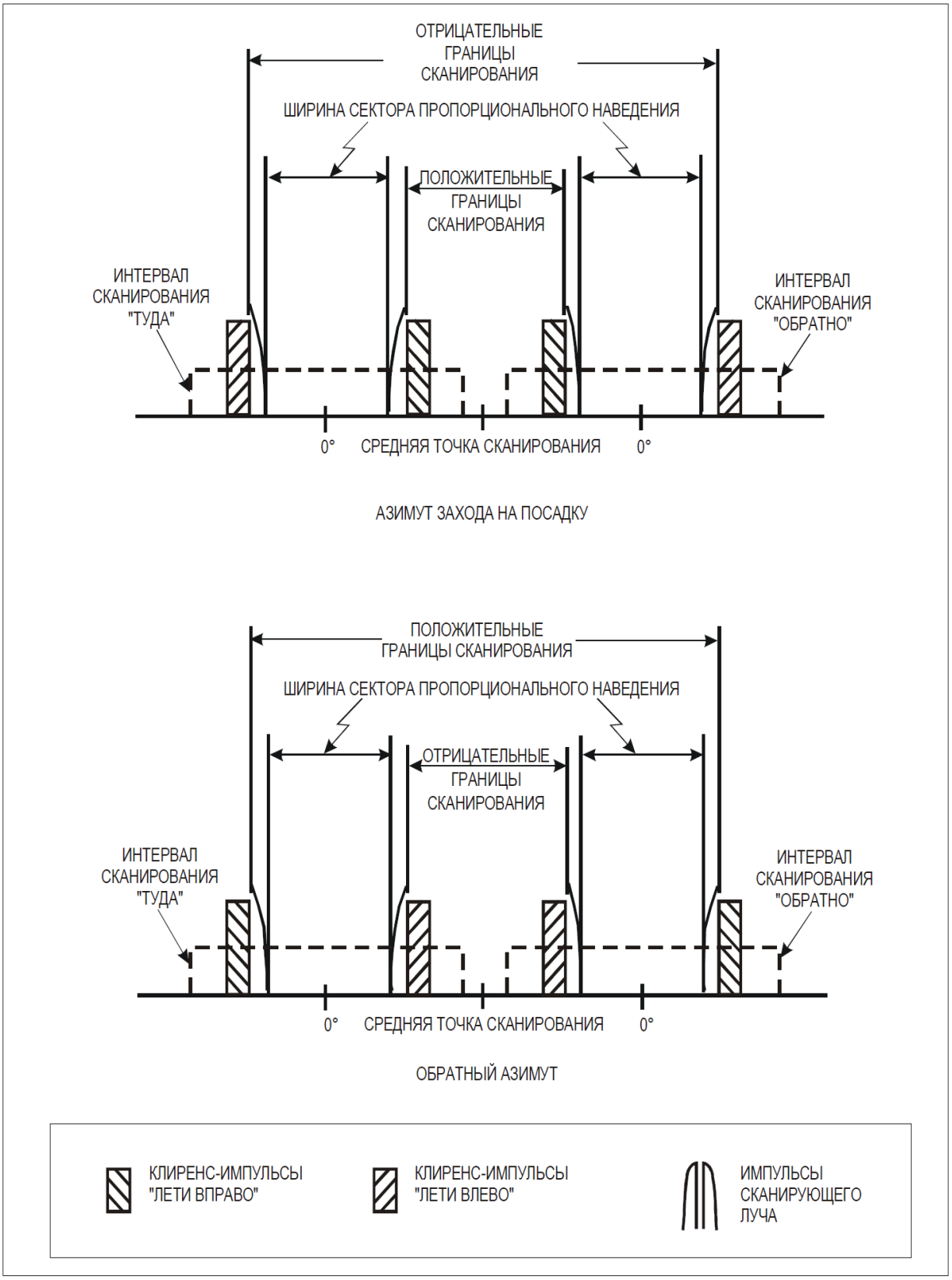


Рис. G-7. Порядок клиренс-импульсов для азимутальных функций

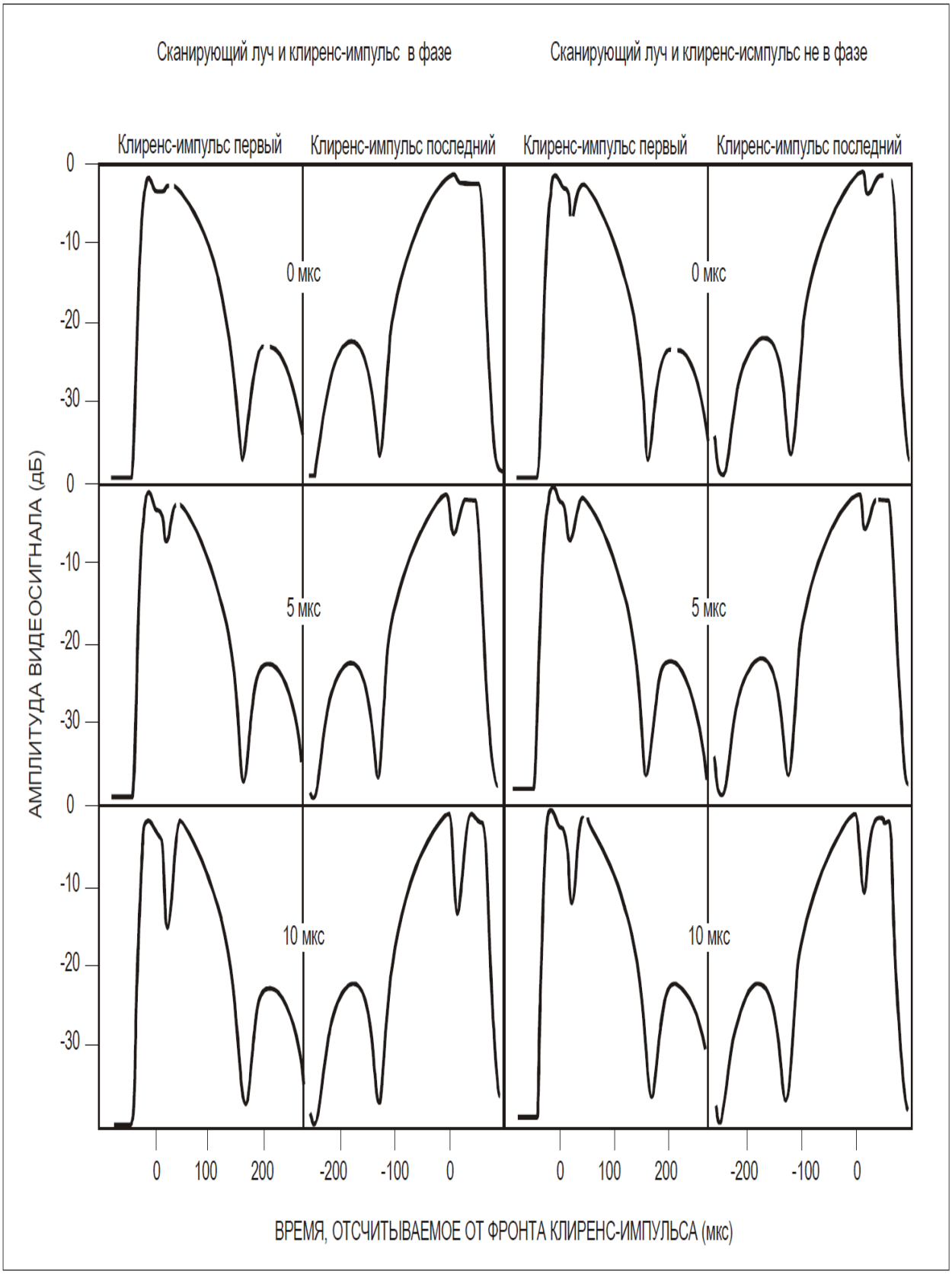


Рис. G-8. Образцы полученных форм волн видеосигналов на участке перехода от импульсов сканирующего луча к клиренс-импульсам при времени переключения 0,5 и 10 мкс

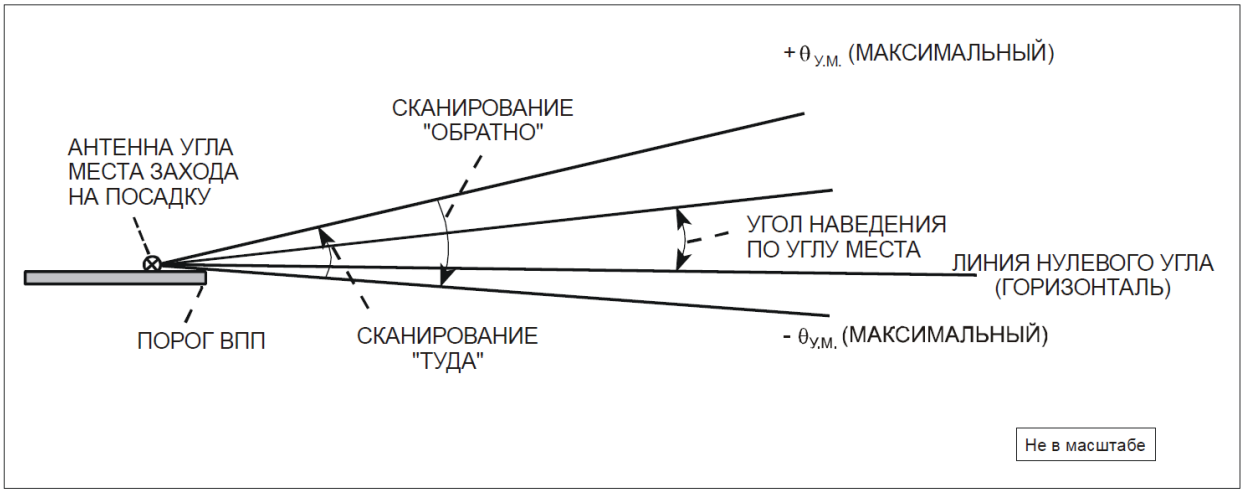


Рис. G-9. Условия сканирования функций наведения по углу места захода на посадку

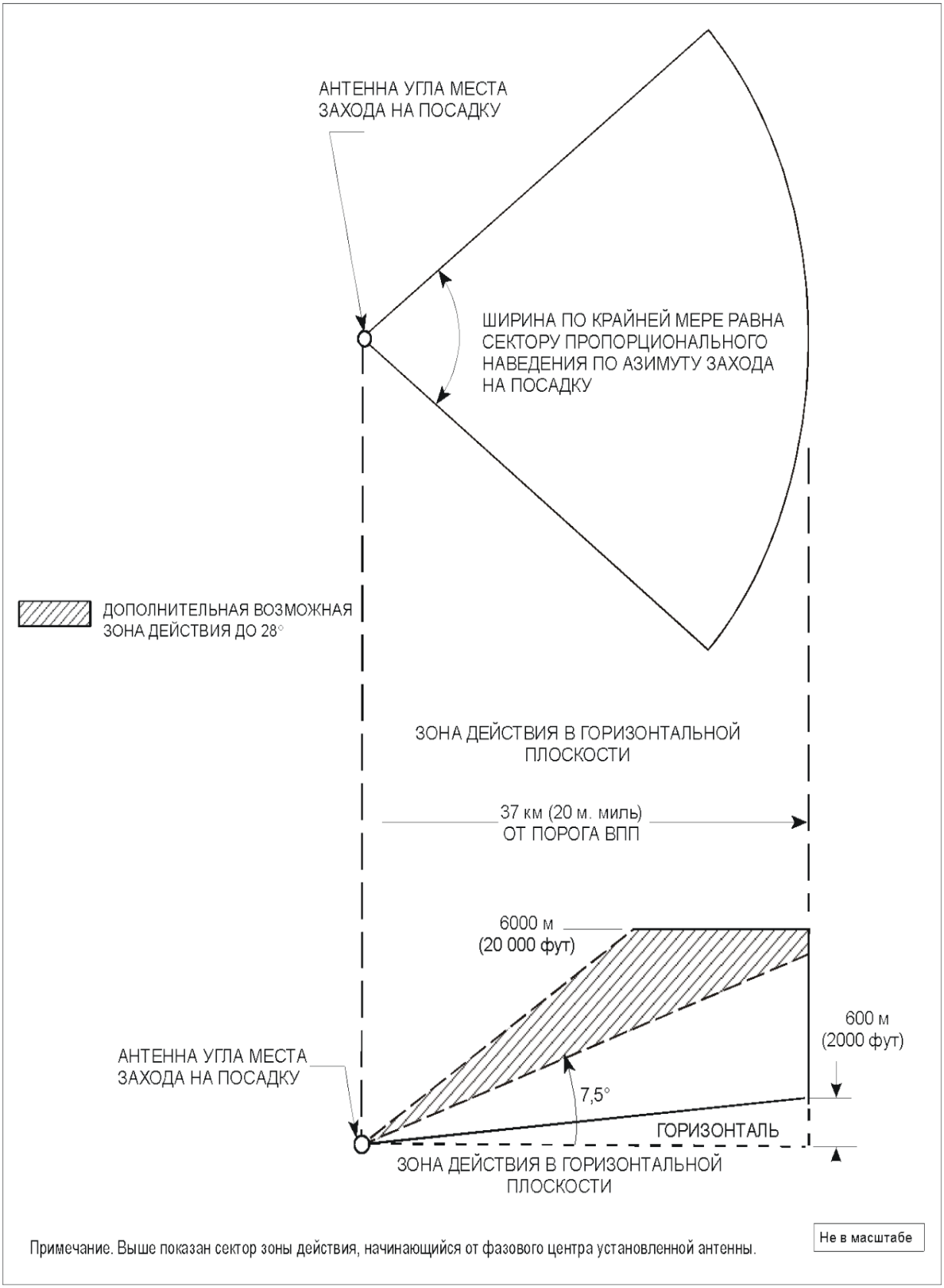
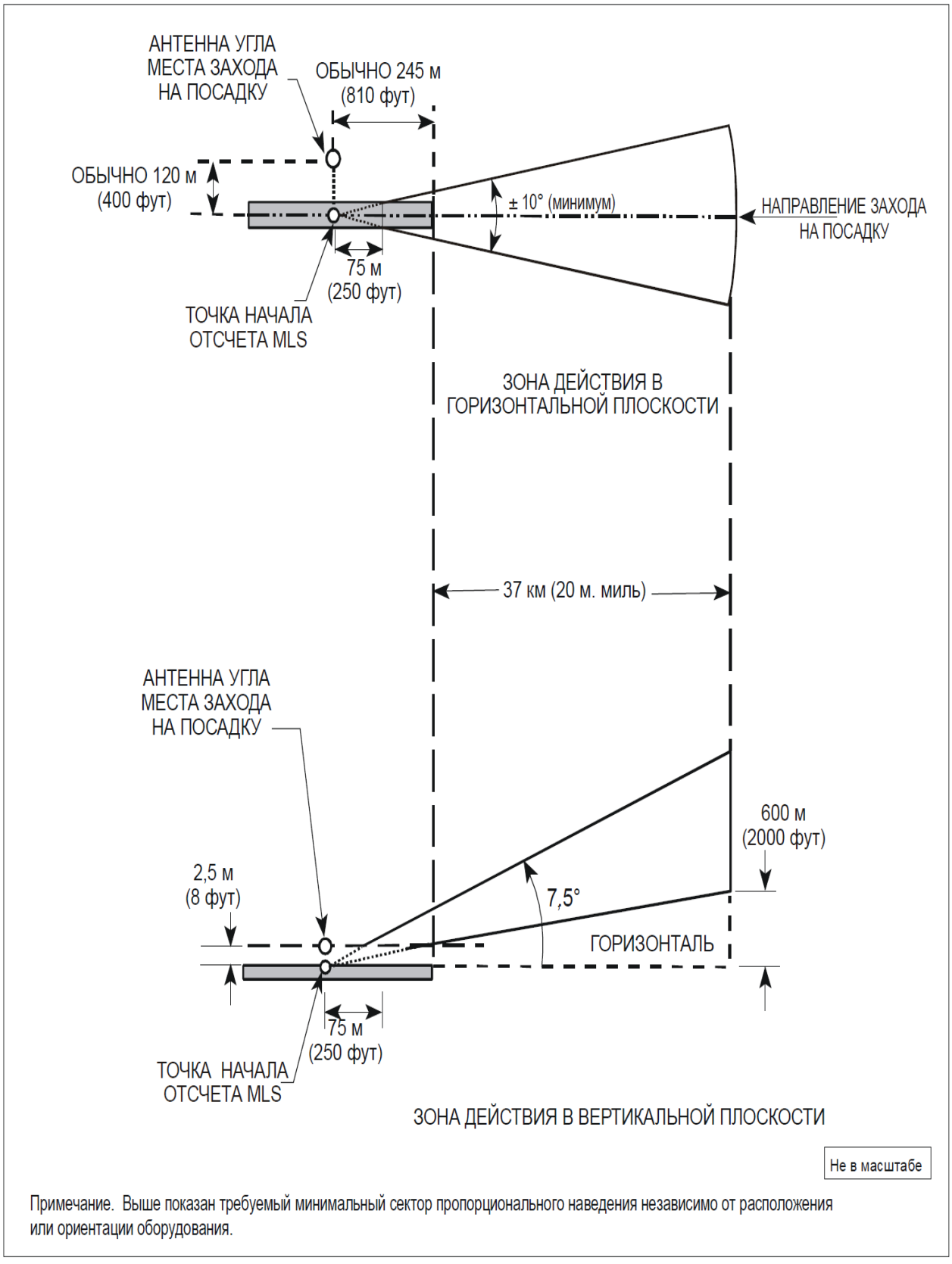
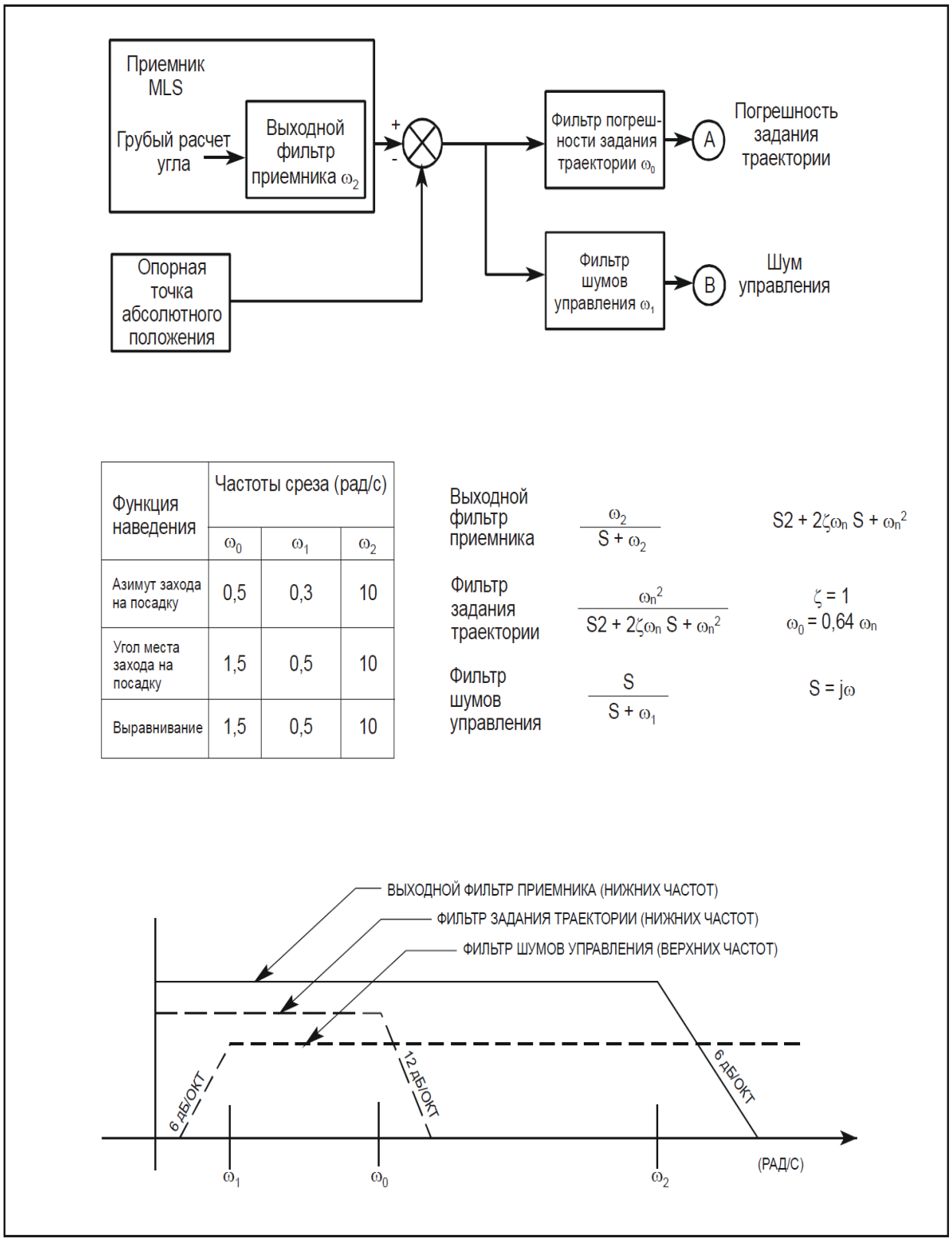


Рис. G-10A. Зона действия по углу места в районе захода на посадку



Примечание. Выше показан требуемый минимальный сектор пропорционального наведения независимо от расположения или ориентации оборудования.

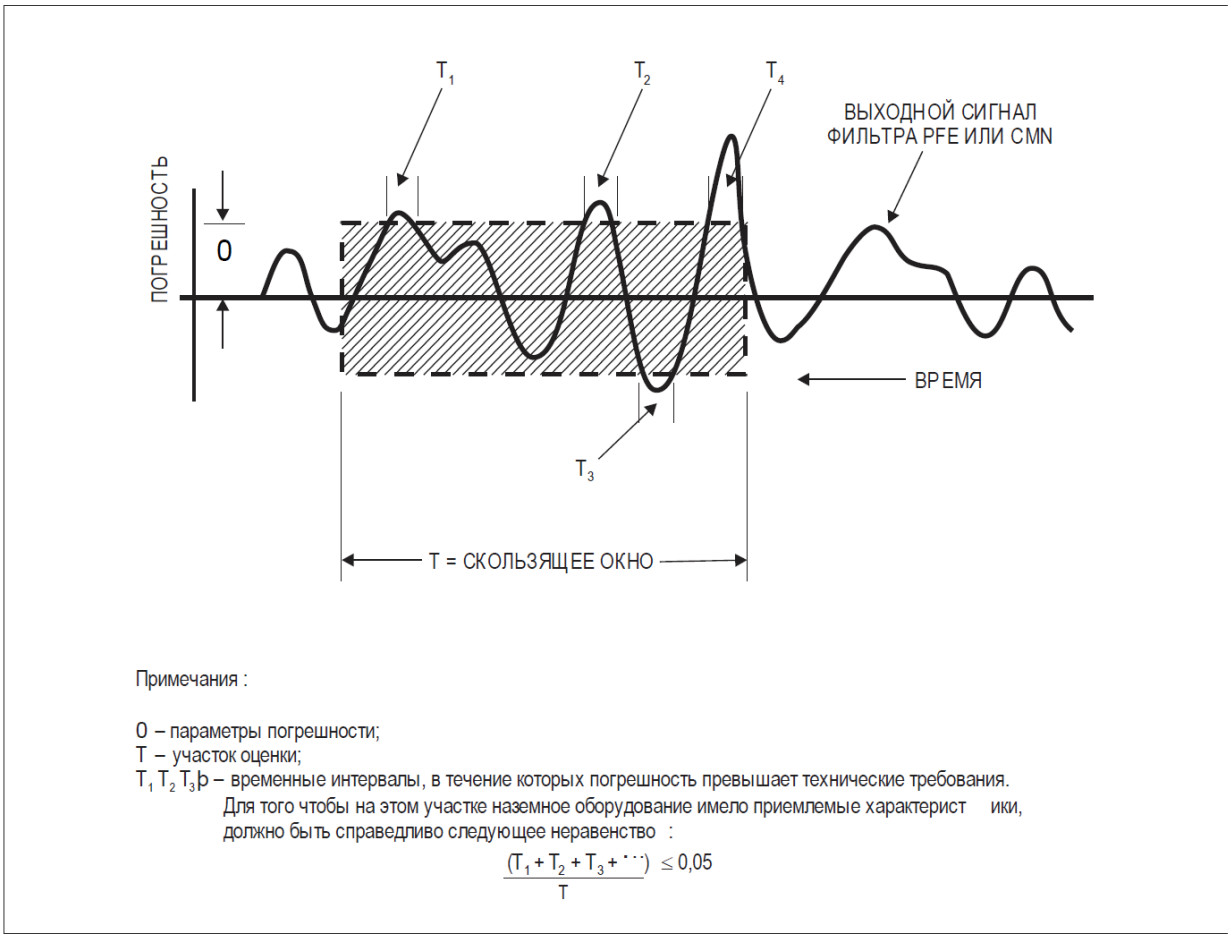
Рис. G-10B. Минимальная эксплуатационная зона действия по углу места захода на посадку



Функция наведения	Частоты среза (рад/с)		
	ω_0	ω_1	ω_2
Азимут захода на посадку	0,5	0,3	10
Угол места захода на посадку	1,5	0,5	10
Выравнивание	1,5	0,5	10

Выходной фильтр приемника	$\frac{\omega_2}{S + \omega_2}$	$S2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2$
Фильтр задания траектории	$\frac{\omega_n^2}{S2 + 2\zeta\omega_n S + \omega_n^2}$	$\zeta = 1$ $\omega_0 = 0{,}64\ \omega_n$
Фильтр шумов управления	$\frac{S}{S + \omega_1}$	$S = j\omega$

Рис. G-11. Конфигурации фильтра и частоты среза



Примечания :

0 – параметры погрешности;
T – участок оценки;
$T_1 T_2 T_3$Þ – временные интервалы, в течение которых погрешность превышает технические требования.
Для того чтобы на этом участке наземное оборудование имело приемлемые характерист ики, должно быть справедливо следующее неравенство :

$$\frac{(T_1 + T_2 + T_3 + \cdots)}{T} \leq 0{,}05$$

Рис. G-12. Методика измерений в MLS

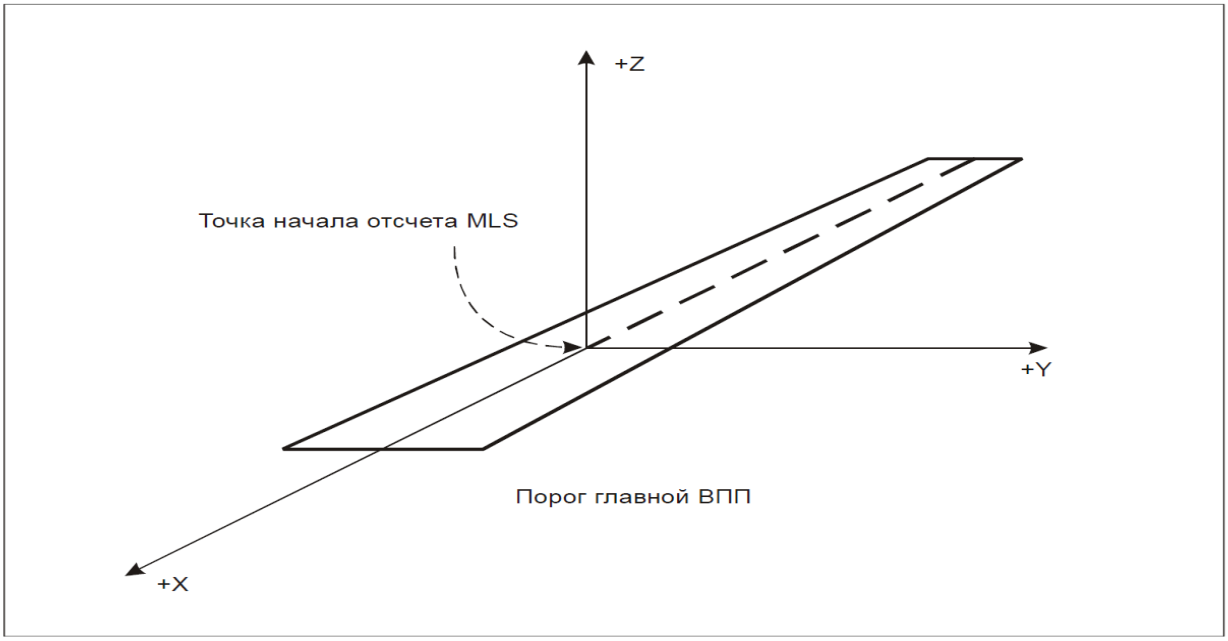


Рис. G-13. Система координат точек пути при использовании MLS/RNAV

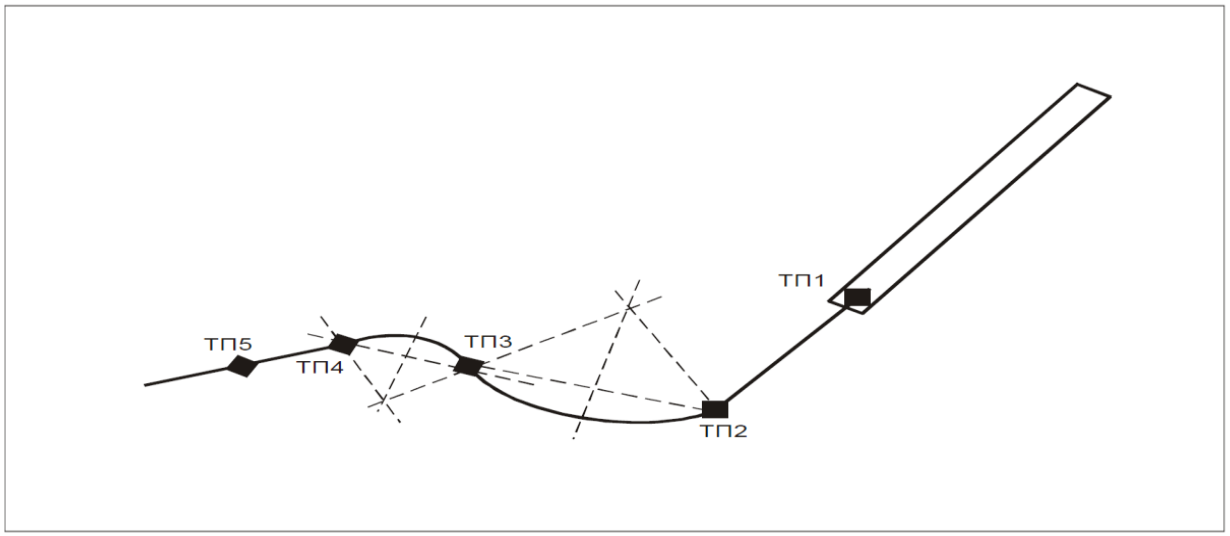


Рис. G-14. Определение криволинейных участков

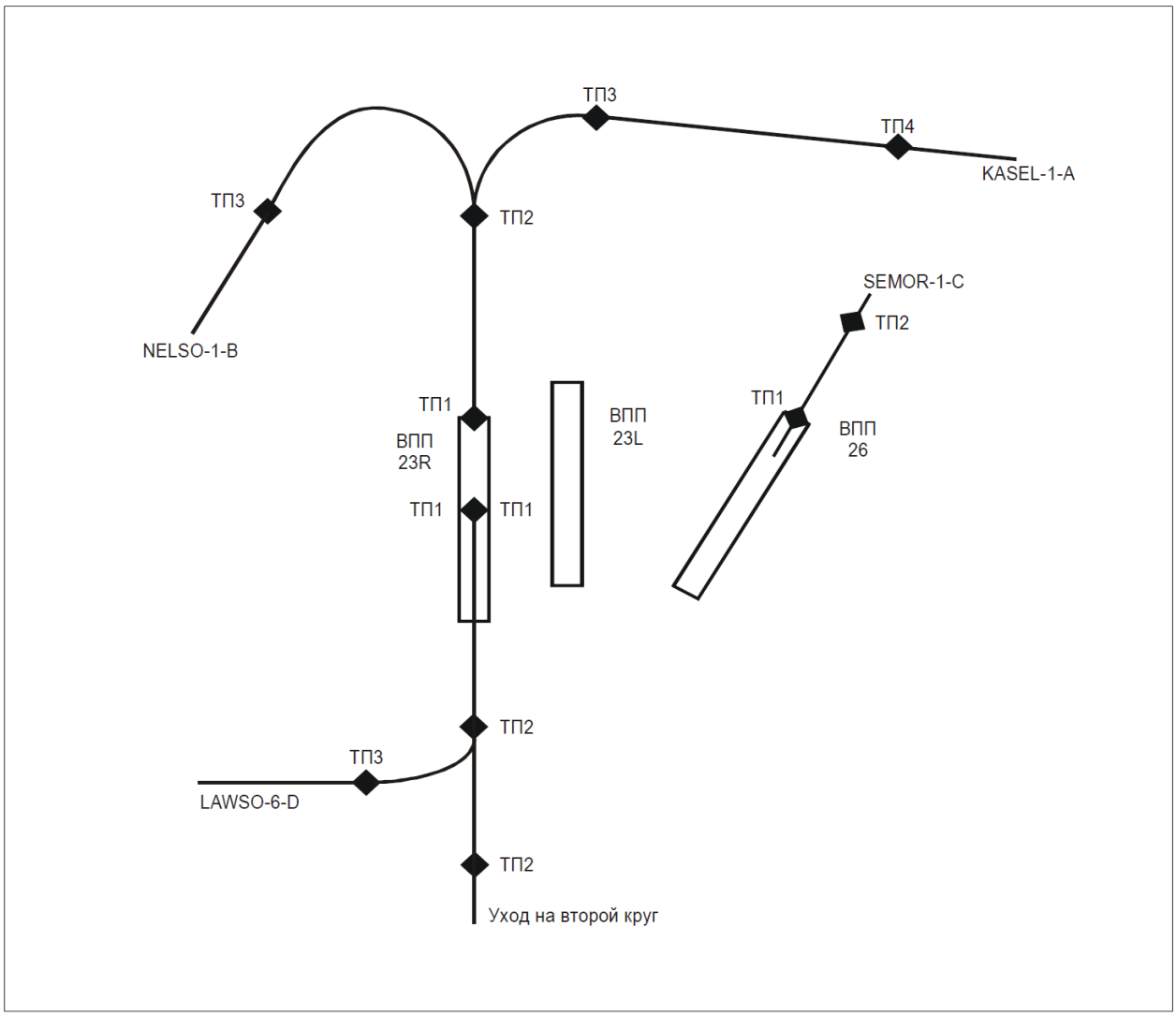
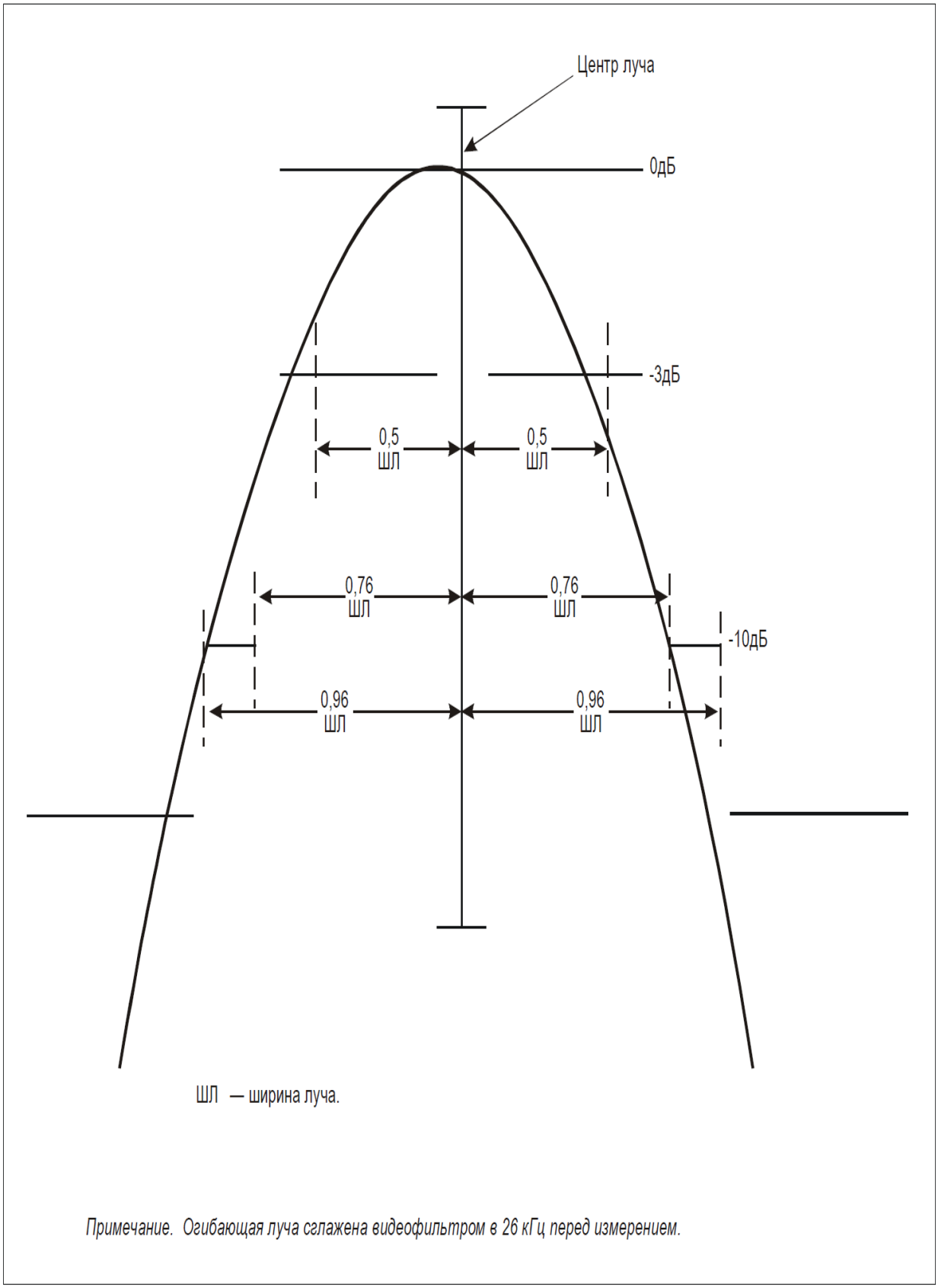


Рис. G-15. Пример процедур с использованием MLS/RNAV



Примечание. Огибающая луча сглажена видеофильтром в 26 кГц перед измерением.

Рис. G-16. Динамический сигнал в пространстве дальнего поля

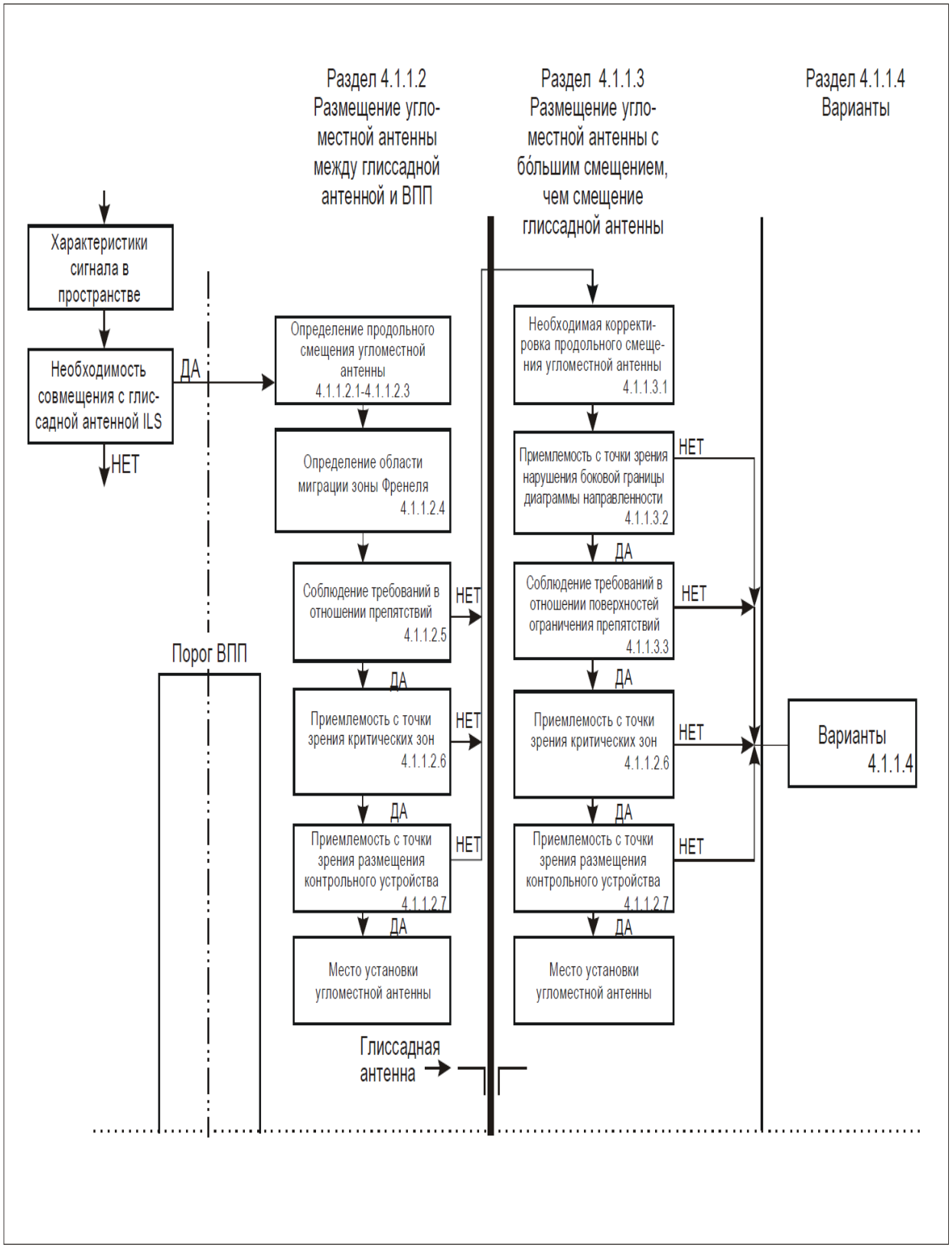
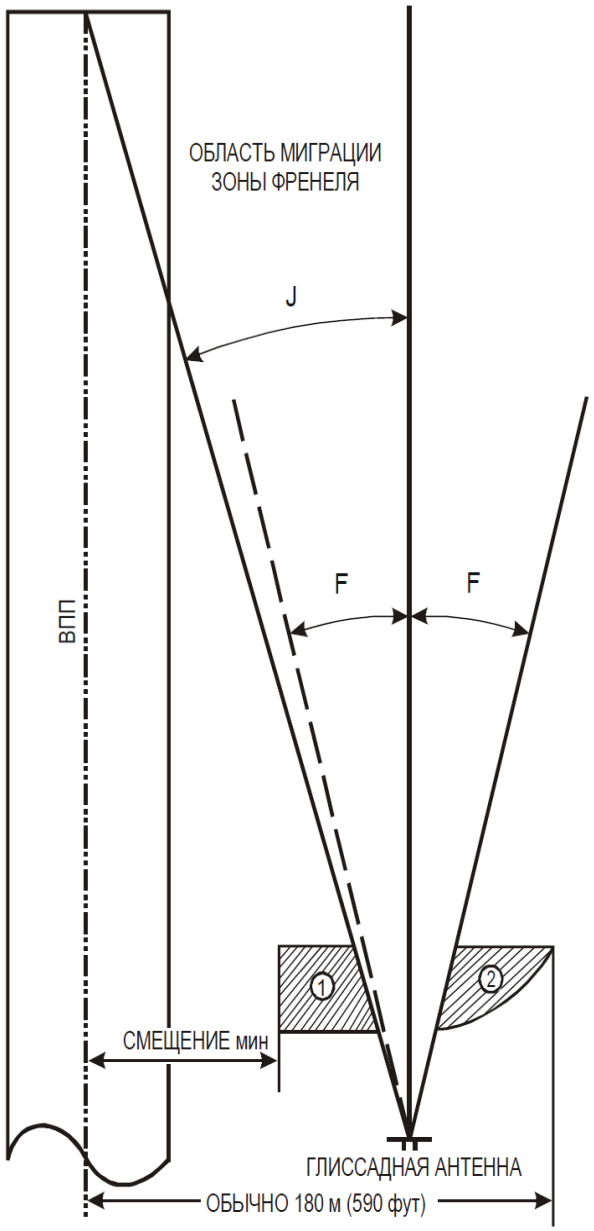


Рис. G-17. Логическая блок-схема определения размещения угломестной/глиссадной антенны



ПРИЕМЛЕМЫЙ РАЙОН РАЗМЕЩЕНИЯ УГЛОМЕСТНОЙ АНТЕННЫ

Примечание. Если $|\vartheta| < |\Phi|$, то в районе 1 фактор нарушения боковой границы диаграммы направленности будет превалировать над фактором зоны Френеля.

Рис. G-18. Районы размещения угломестной антенны в совмещенной конфигурации ILS (минимальная глиссада 3°)

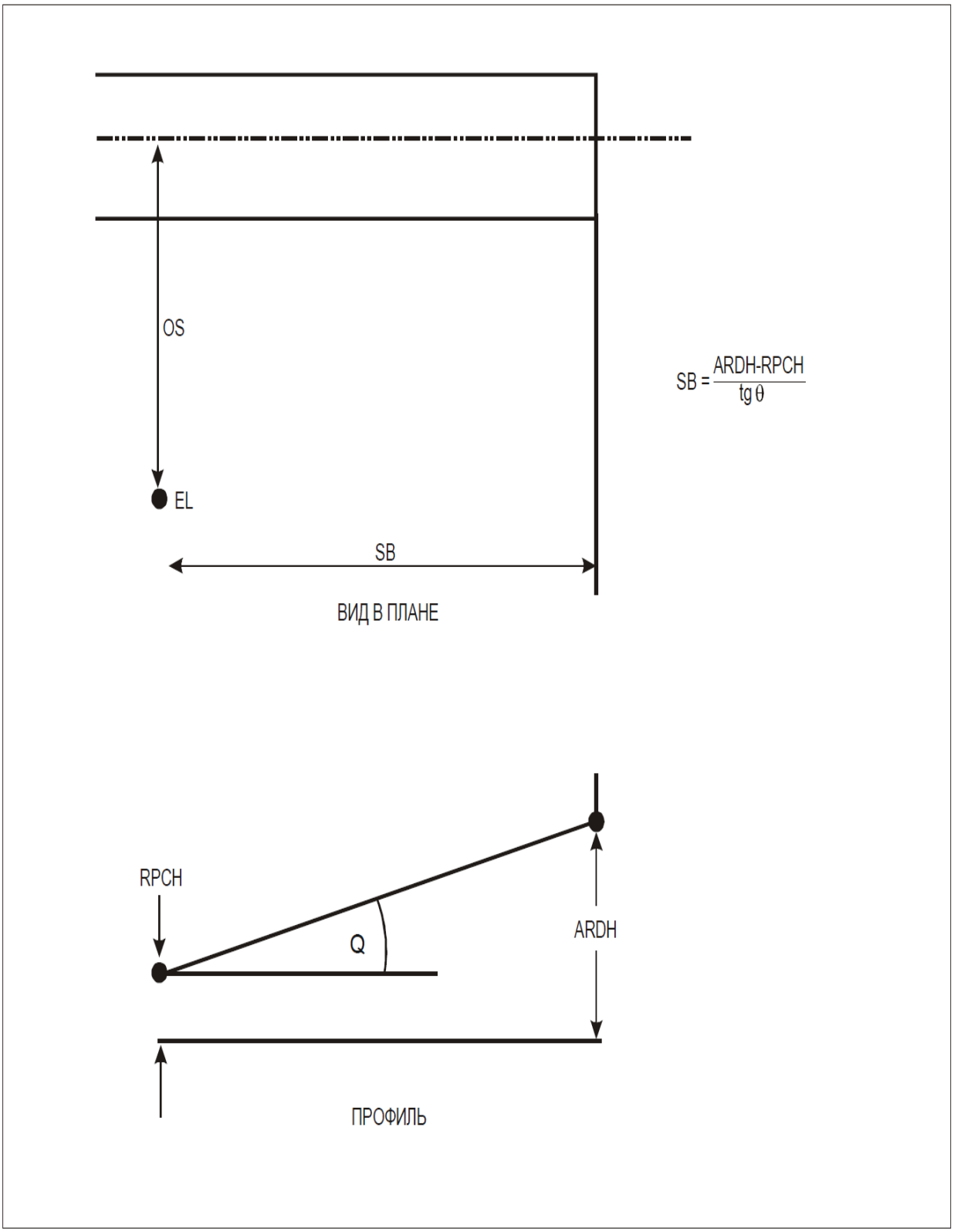


Рис. G-19. Параметры размещения угломестной антенны

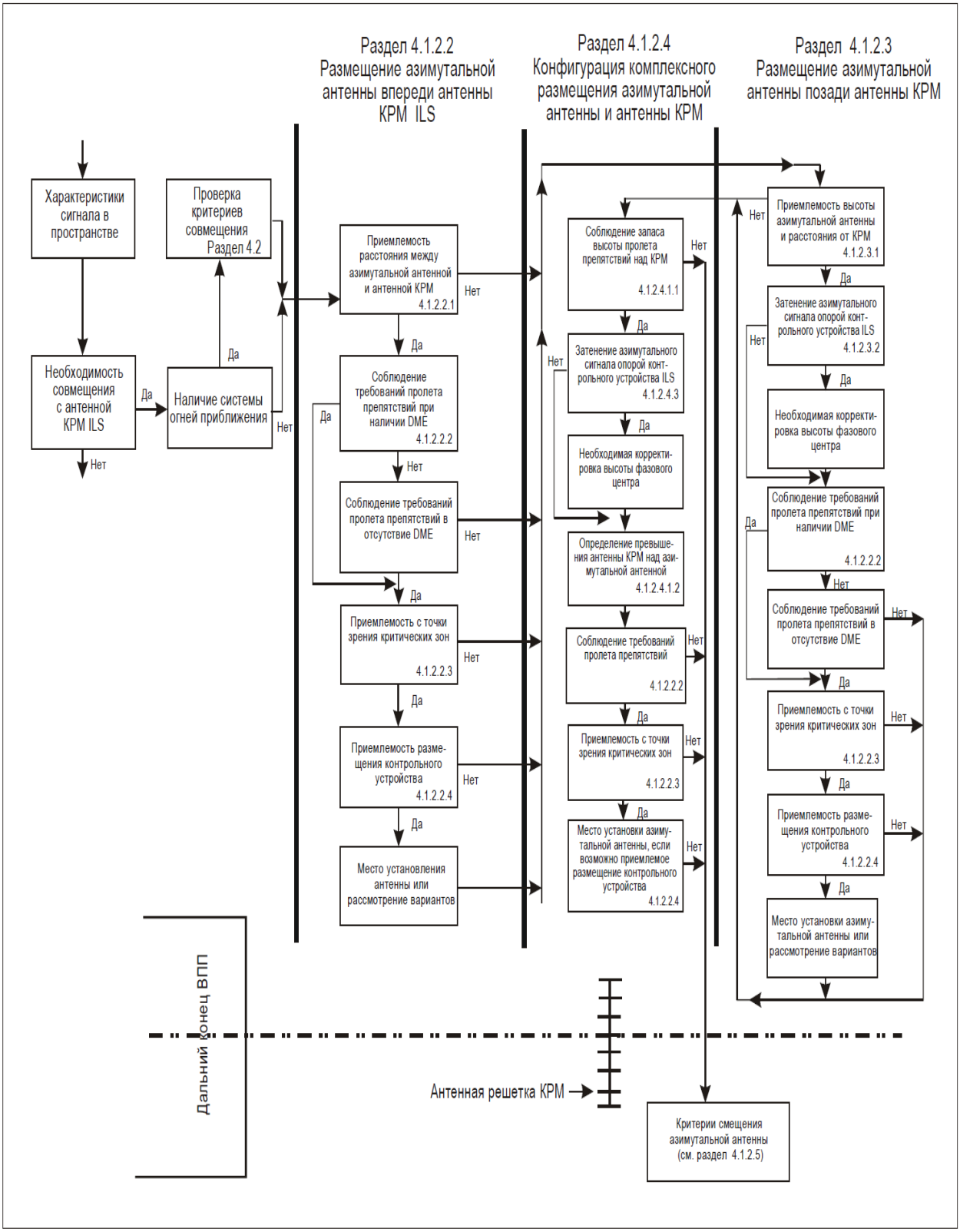


Рис. G-20. Логическая блок-схема определения размещения азимутальной антенны/антенны курсового радиомаяка

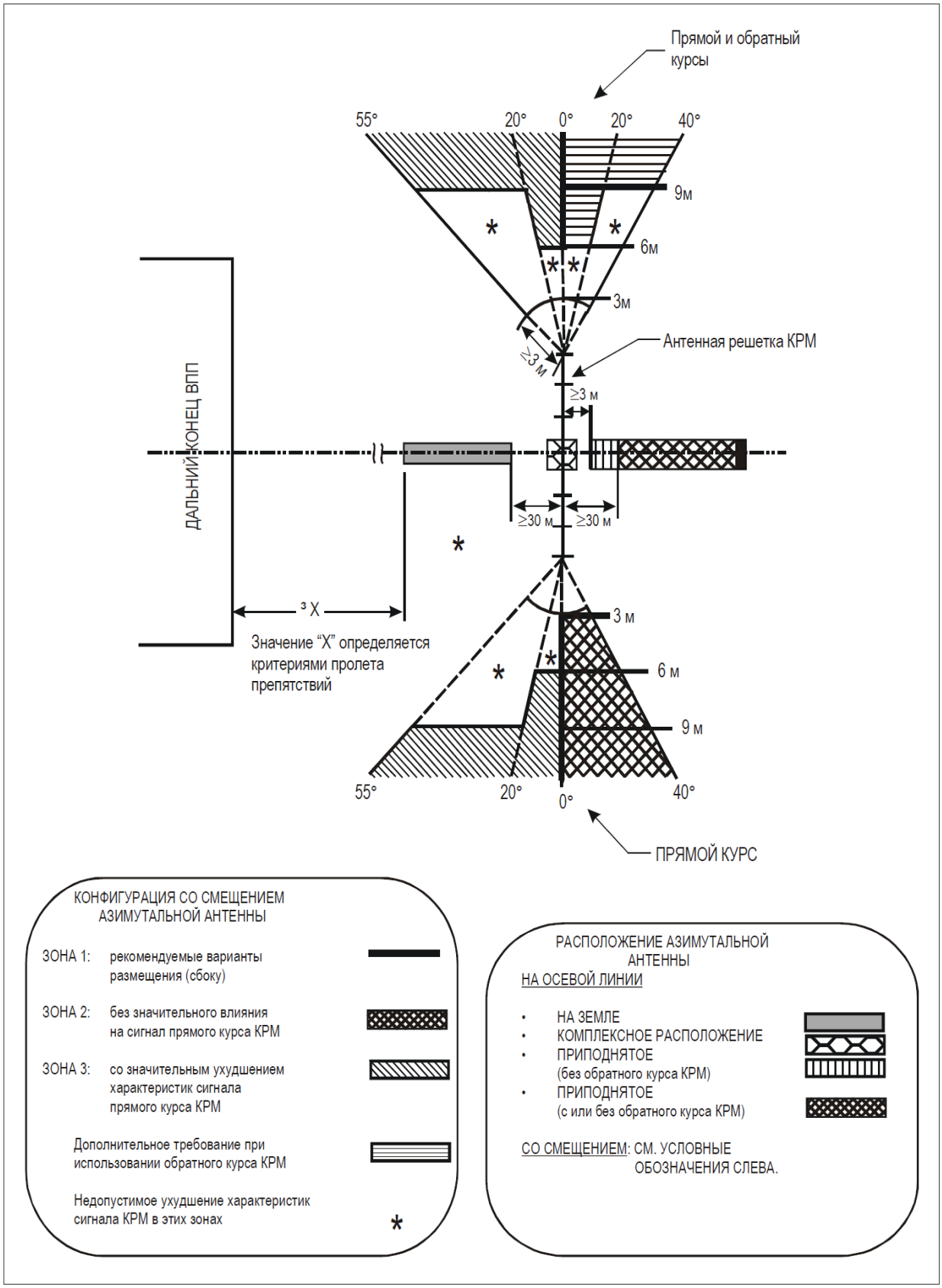


Рис. G-21. Районы размещения азимутальной антенны в совмещенной конфигурации ILS

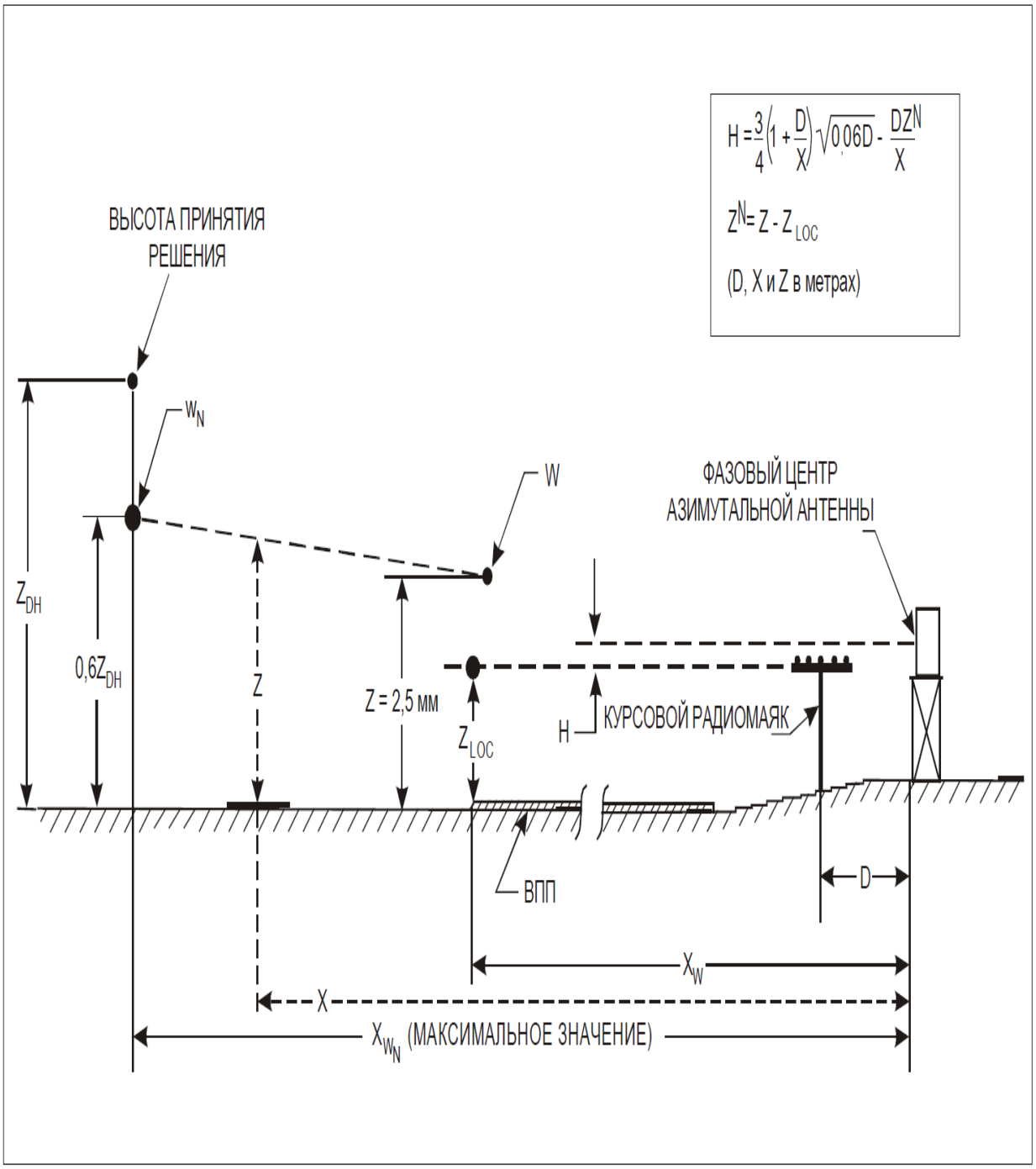
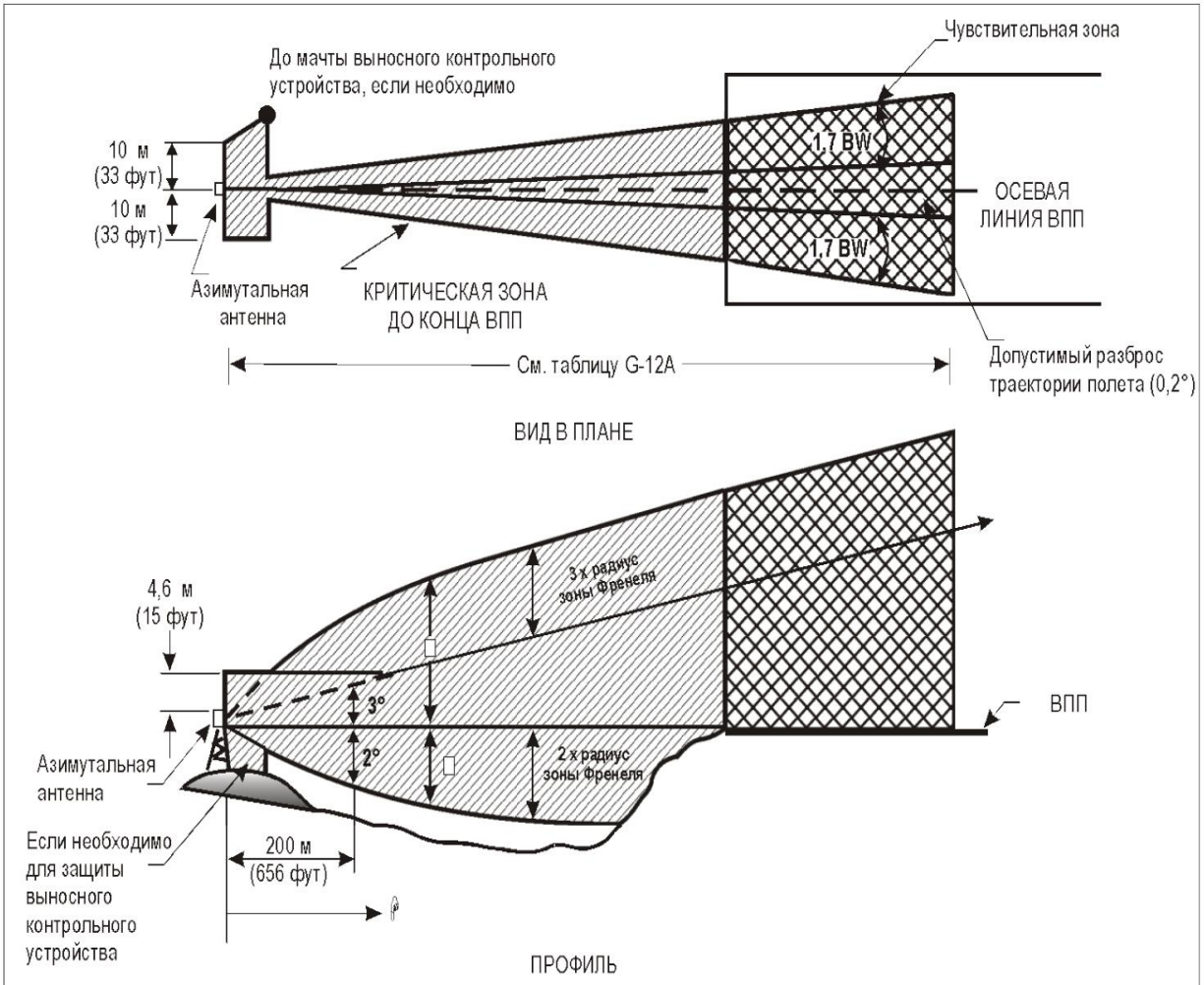


Рис. G-22. Требование к высоте фазового центра азимутальной антенны при размещении азимутальной антенны позади курсового радиомаяка ILS



Значения для α и β

* X м (фут)	** α м (фут)	** β м (фут)
30 (100)	1,1 (3,5)	5,7 (18,6)
75 (250)	2,7 (8,7)	10,5 (34,3)
150 (500)	5,3 (17,5)	17,1 (56,2)
225 (750)	7,5 (24,5)	23,2 (76,0)
300 (1000)	8,6 (28,3)	28,9 (94,8)

Где $\alpha = 0{,}035\ X$ $x < 200$ м

$\alpha = 2\sqrt{0{,}06\ X}$ $x > 200$ м

$\beta = X \text{ tg } 3° + 3\sqrt{0{,}06\ x}$

* ИЗМЕРЯЕТСЯ ПО ГОРИЗОНТАЛИ ОТ АЗИМУТАЛЬНОЙ АНТЕННЫ.

** ИЗМЕРЯЕТСЯ ПО ВЕРТИКАЛИ ОТ АЗИМУТАЛЬНОЙ АНТЕННЫ.

BW — ШИРИНА ЛУЧА.

Рис. G-23A. Типовые критическая и чувствительная зоны азимутальной антенны

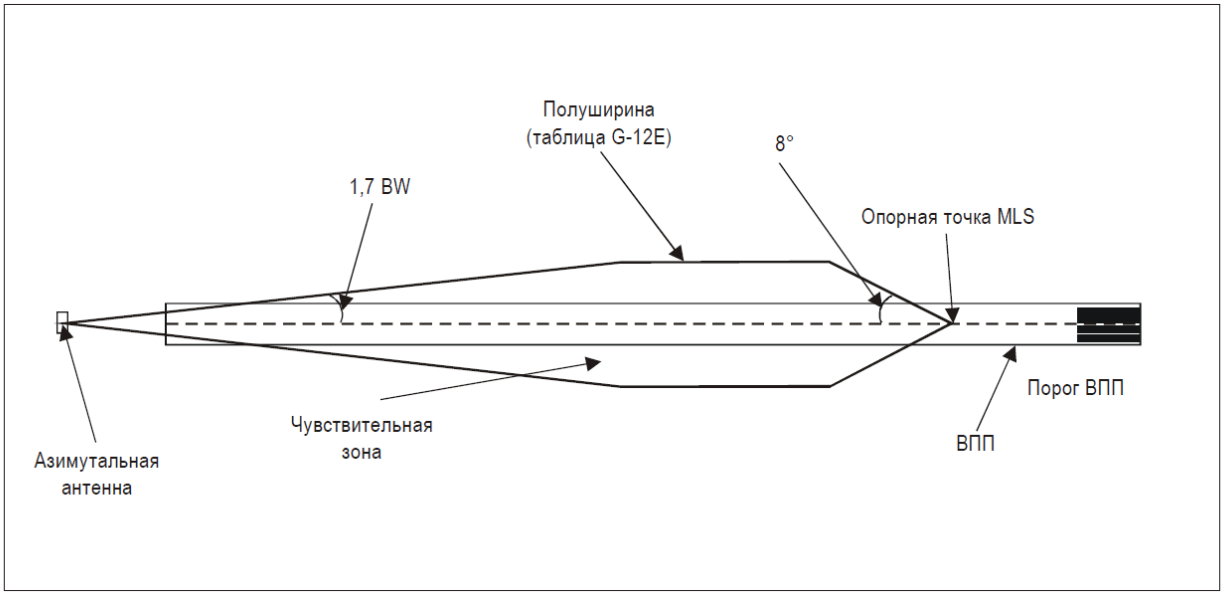
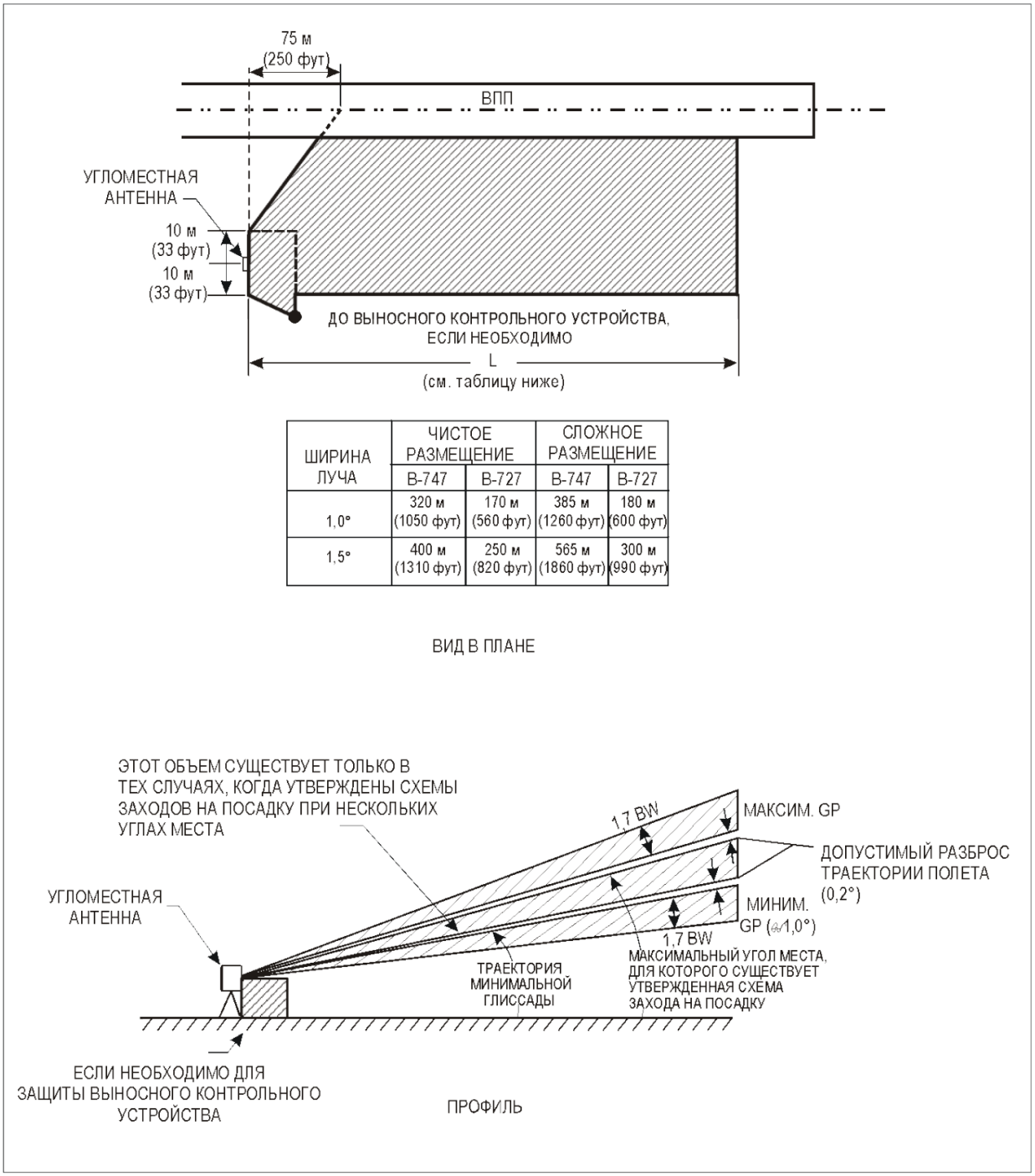


Рис. G-23B. Типовая чувствительная зона азимутальной антенны для защиты наведения при пробеге



ШИРИНА ЛУЧА	ЧИСТОЕ РАЗМЕЩЕНИЕ		СЛОЖНОЕ РАЗМЕЩЕНИЕ	
	B-747	B-727	B-747	B-727
1,0°	320 м (1050 фут)	170 м (560 фут)	385 м (1260 фут)	180 м (600 фут)
1,5°	400 м (1310 фут)	250 м (820 фут)	565 м (1860 фут)	300 м (990 фут)

ВИД В ПЛАНЕ

Рис. G-24. Типовые критическая и чувствительная зоны/объем угломестной антенны

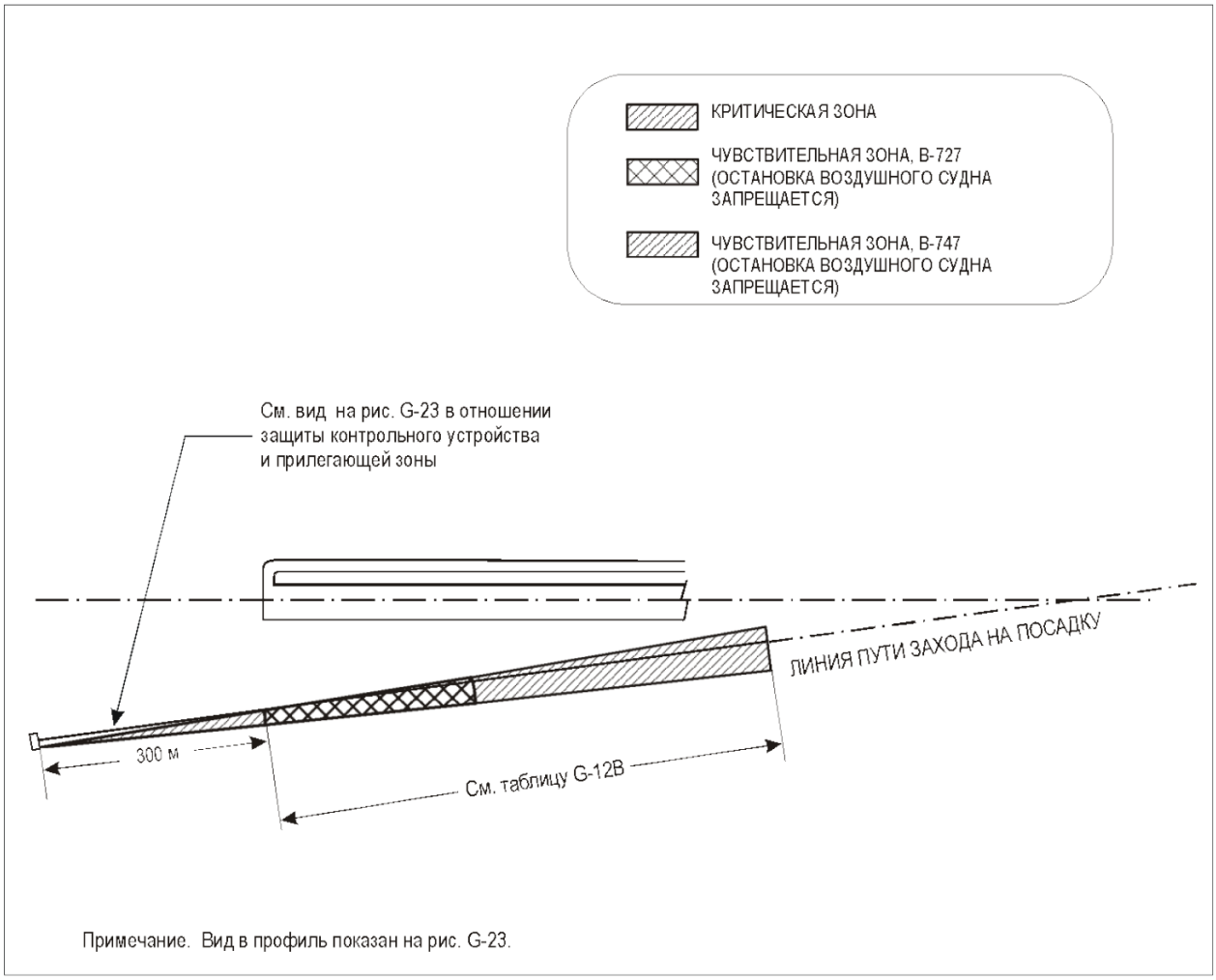


Рис. G-25. Типовые критическая и чувствительная зоны при смещенном размещении азимутальной антенны

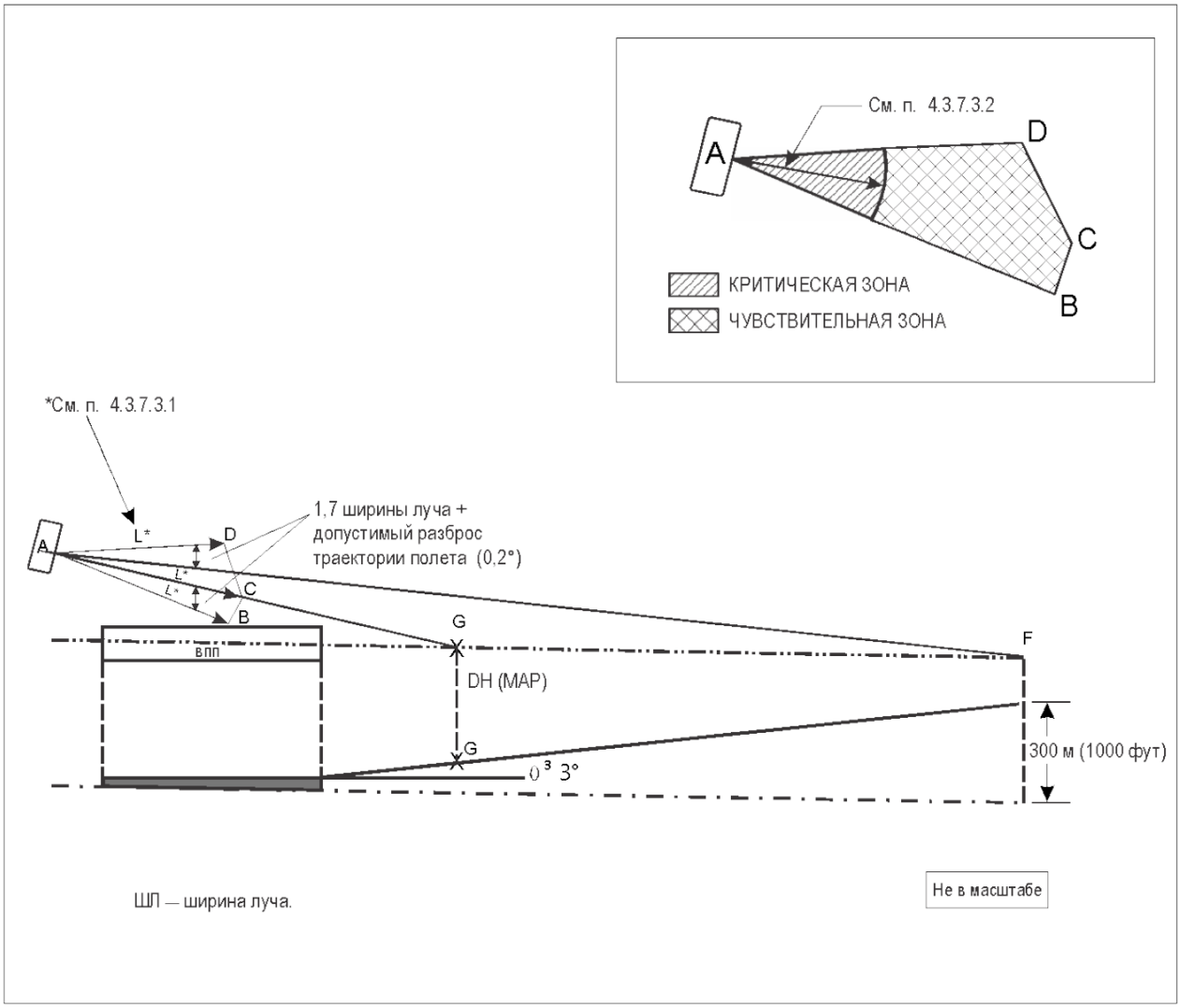


Рис. G-26. Типовые критическая и чувствительная зоны/объем азимутальной антенны для схемы с вычисляемой осевой линией

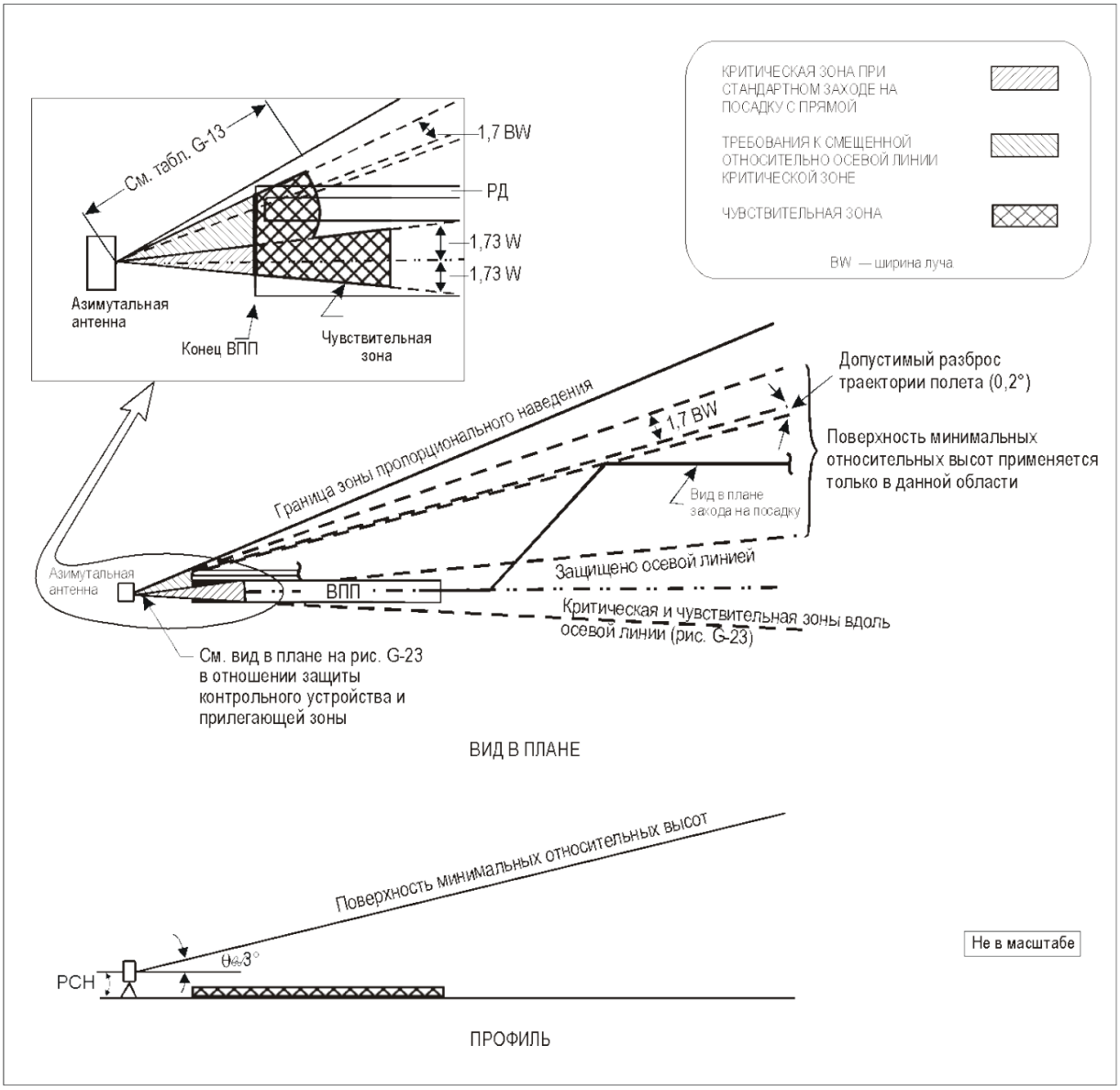


Рис. G-27. Протяженность типовых критической и чувствительной зон азимутальной антенны при заходах на посадку по сегментным или криволинейным траекториям

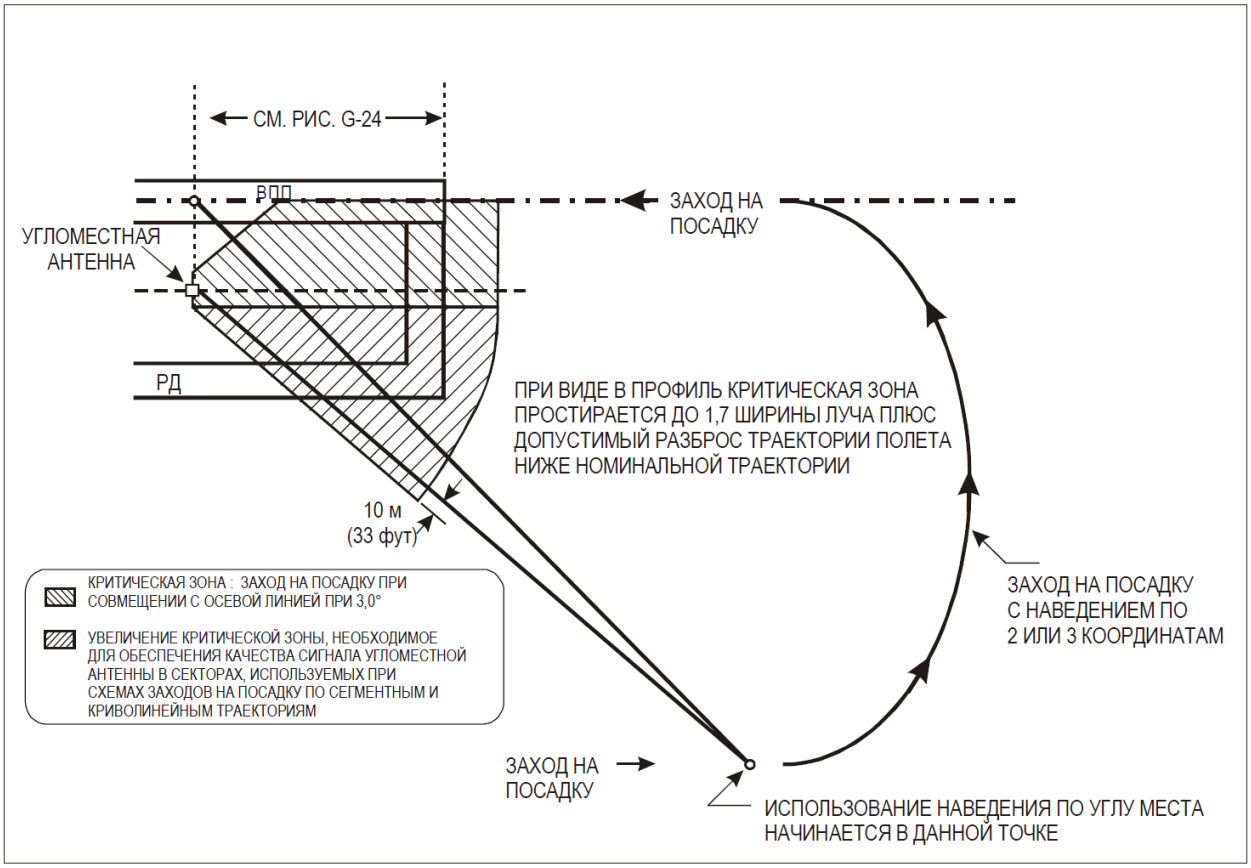


Рис. G-28. Протяженность типовой критической зоны угломестной антенны при схемах заходов на посадку по криволинейным траекториям

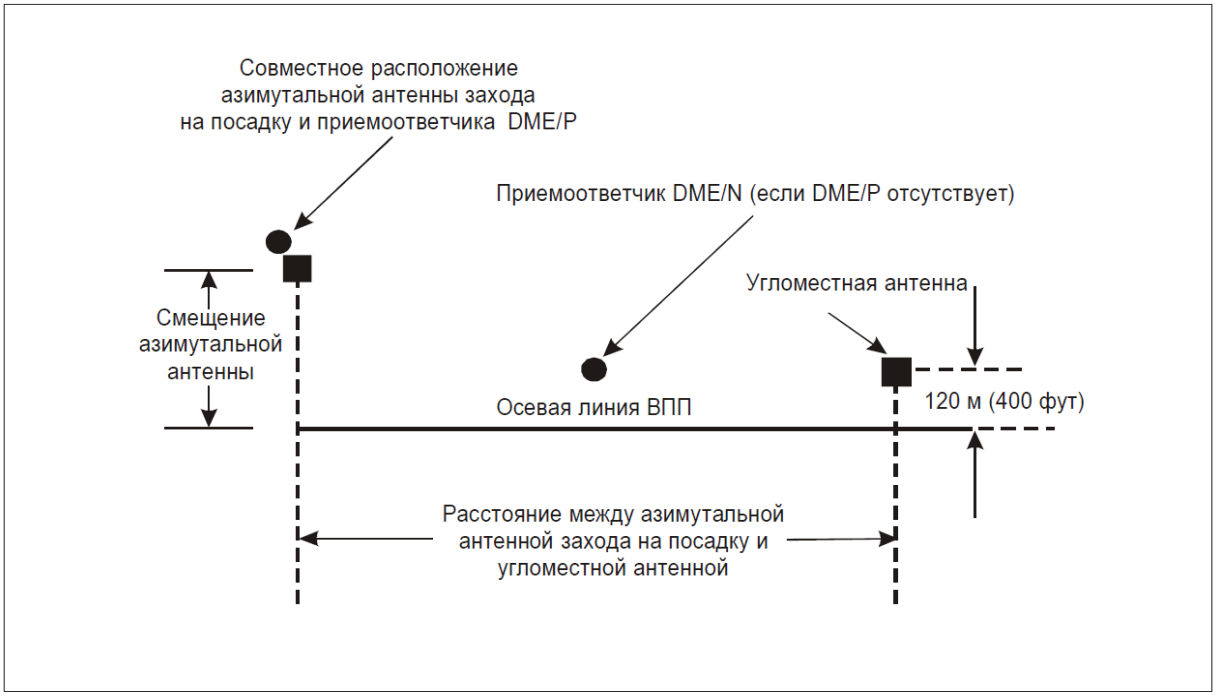


Рис. G-29. Геометрия наземного оборудования для схем захода на посадку по вычисляемой осевой линии

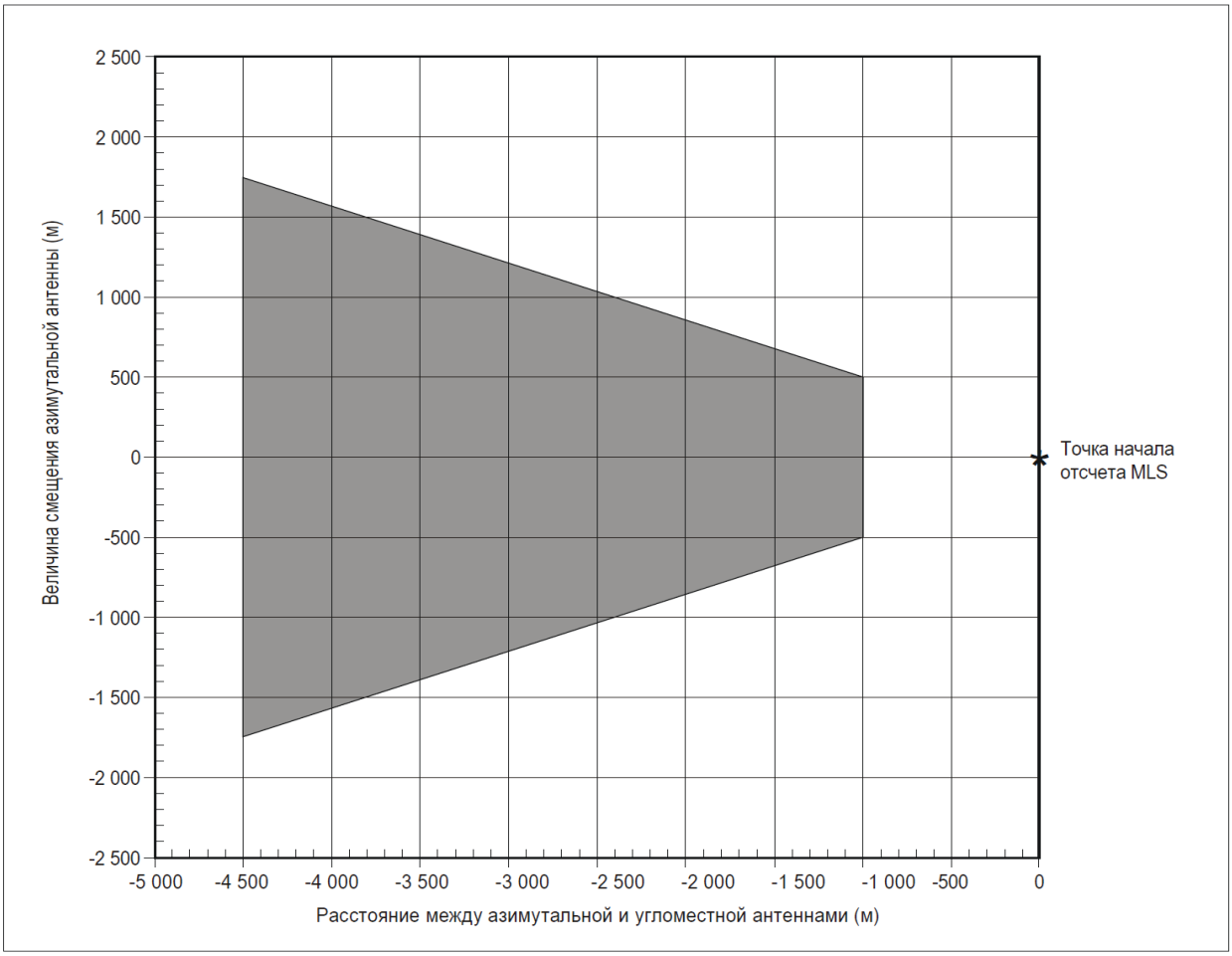


Рис. G-30. Допустимые смещения азимутальной антенны для схемы захода на посадку по вычисляемой осевой линии пути с измерением дальности с помощью оборудования DME/P (Стандарт 1)

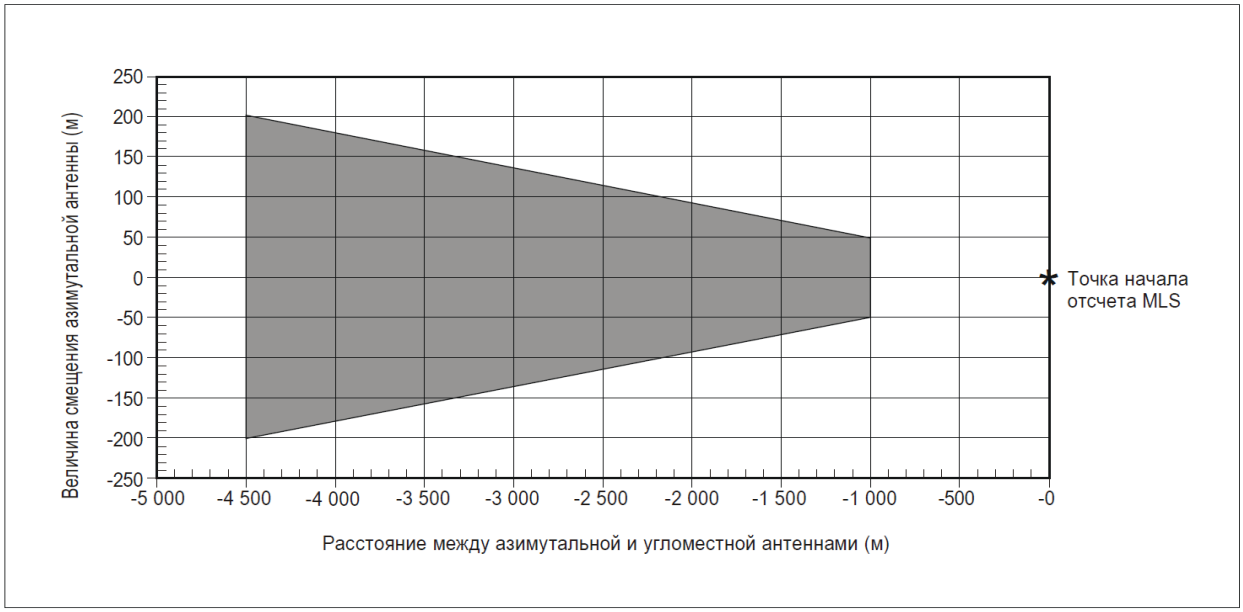
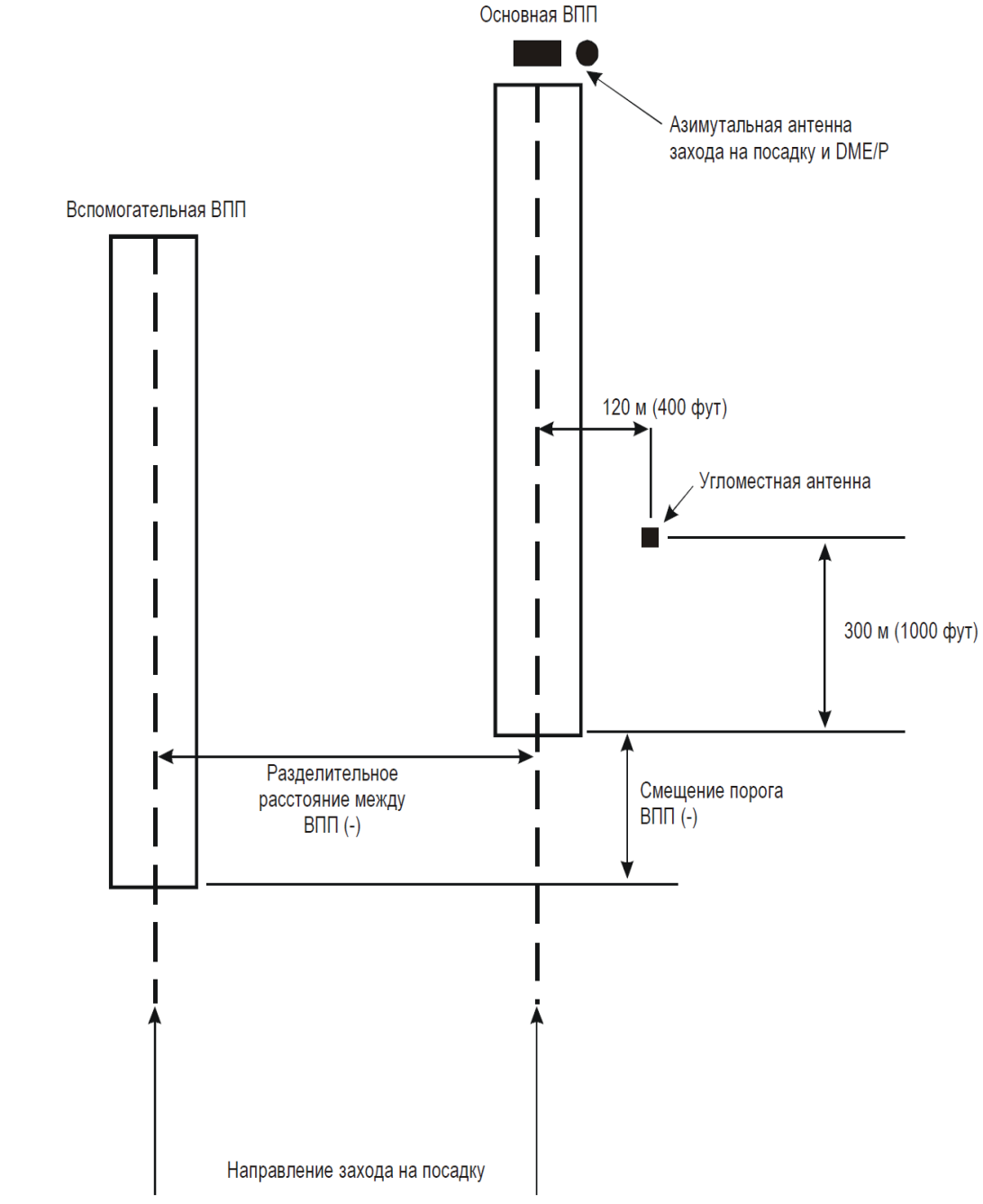
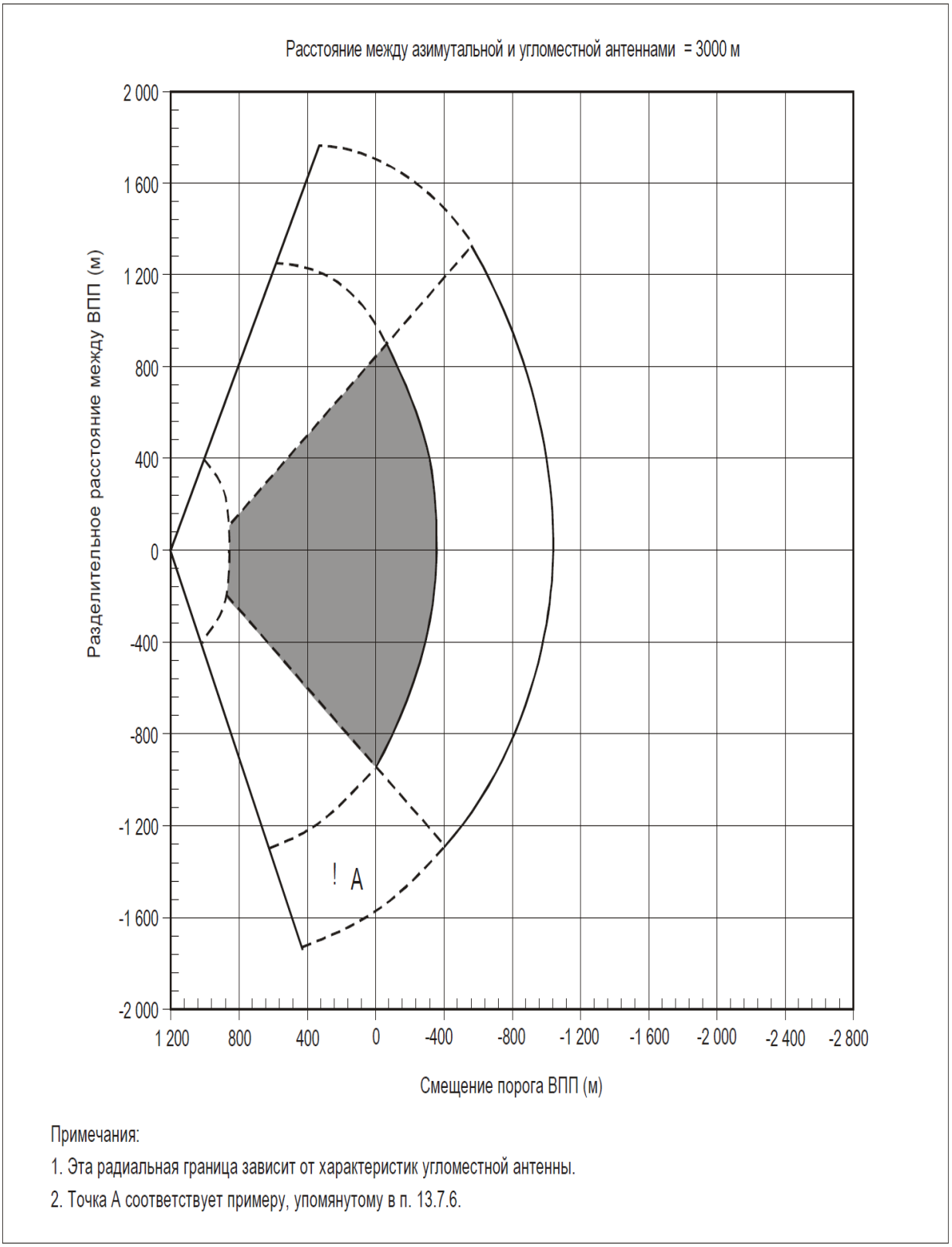


Рис. G-31. Допустимые смещения азимутальной антенны для схемы захода на посадку по вычисляемой осевой линии с измерением дальности с помощью оборудования DME/N



Примечание. Указанное местоположение угломестной антенны определяется типичными значениями, которые используются для вычисления данных, приведенных на рис. G-33.

Рис. G-32. Геометрические параметры ВПП и оборудования для схемы захода на посадку по вычисляемой осевой линии на параллельные вспомогательные ВПП



Примечания:

1. Эта радиальная граница зависит от характеристик угломестной антенны.
2. Точка А соответствует примеру, упомянутому в п. 13.7.6.

Рис. G-33. Допустимые геометрические параметры ВПП в случае полетов по вычисляемой осевой линии на параллельные вспомогательные ВПП

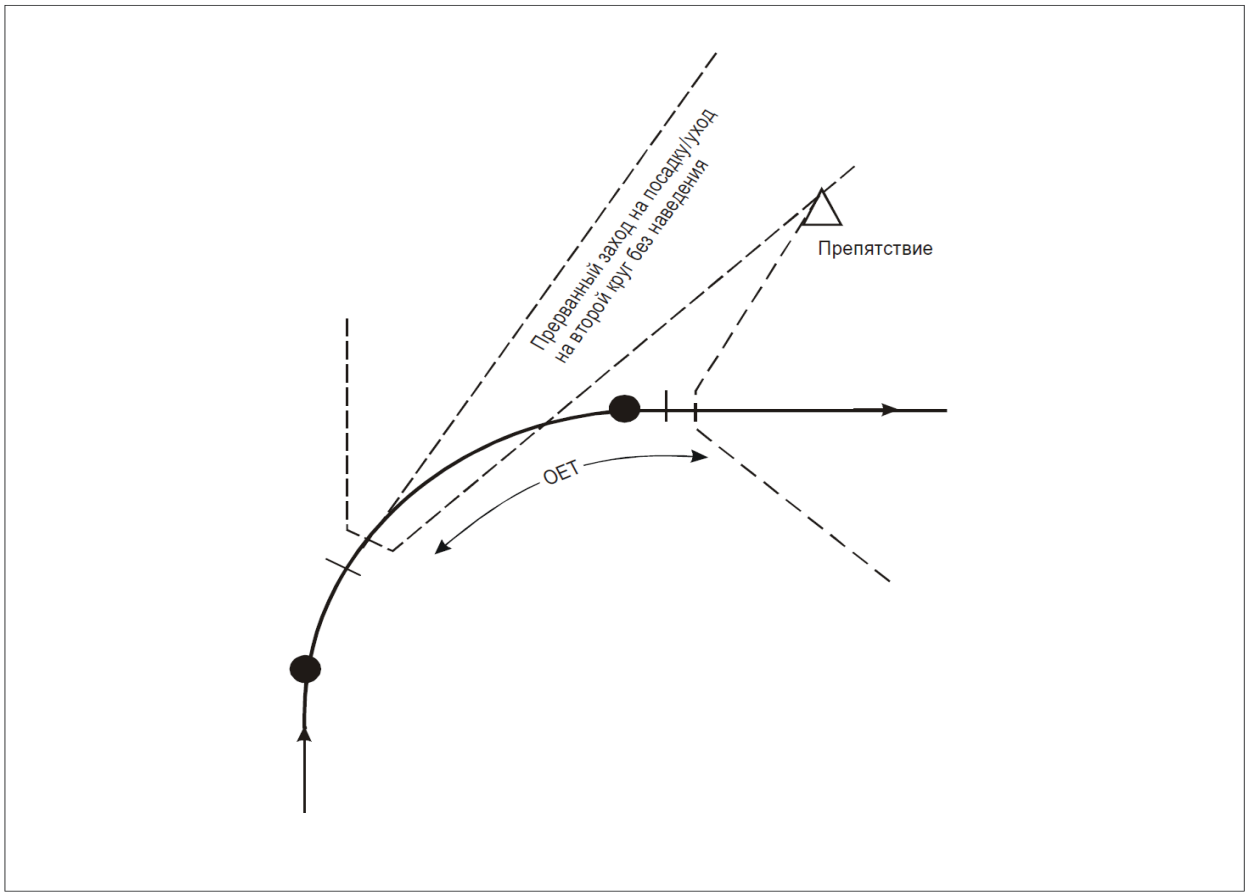


Рис. G-34. Определение времени пролета препятствий (ОЕТ)

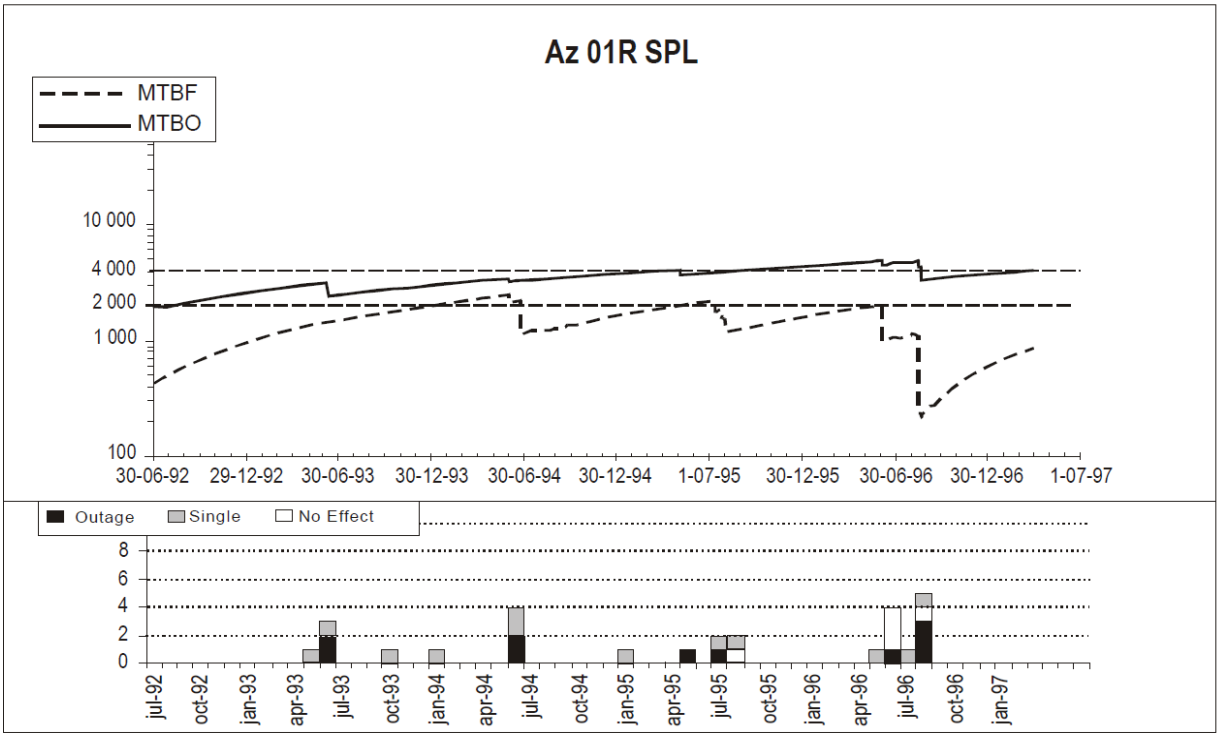


Рис. G-35A. Пример зарегистрированных данных о выходах из строя азимутального оборудования MLS

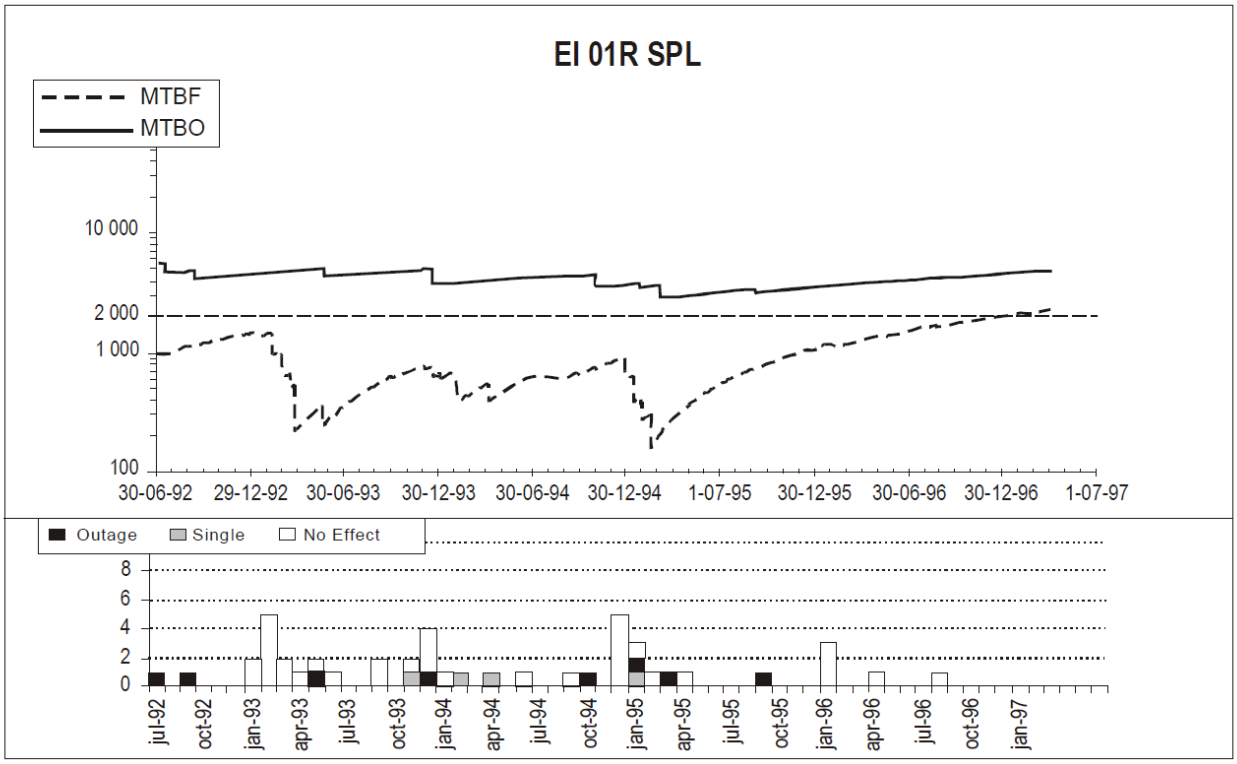


Рис. G-35B. Пример зарегистрированных данных о выходах из строя угломестного оборудования MLS

ДОПОЛНЕНИЕ Н. СТРАТЕГИЯ РАЦИОНАЛИЗАЦИИ ОБЫЧНЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ И ЭВОЛЮЦИИ В НАПРАВЛЕНИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ НАВИГАЦИИ, ОСНОВАННОЙ НА ХАРАКТЕРИСТИКАХ (См. п. 2.1 главы 2)

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Переход от навигации с привязкой к средствам к навигации с привязкой к координатам, обусловленный введением навигации, основанной на характеристиках (PBN), дает значительные выгоды, в частности, за счет обеспечения гибкости, необходимой для организации воздушного пространства и разработки соответствующих маршрутов и схем в соответствии с эксплуатационными потребностями. Наиболее подходящей навигационной инфраструктурой для обеспечения PBN является GNSS. В связи с этим роль обычных навигационных средств в настоящее время эволюционирует в сторону выполнения функций резервной наземной инфраструктуры, способной поддерживать безопасность полетов и надлежащий уровень их производства в случае недоступности GNSS (например, в случае отказов). В ходе этой эволюции наземные средства также могут дать возможность выполнять полеты с использованием PBN тем пользователям, чьи воздушные суда еще не оснащены оборудованием GNSS.

1.2 Цель стратегии, изложенной в настоящем дополнении, заключается в предоставлении государствам рекомендаций по созданию условий для рационализации навигационных средств и скоординированной эволюции в направлении обеспечения резервной наземной инфраструктуры. Данную стратегию следует учитывать, в частности, при принятии решений об инвестициях в новые средства или в продление срока эксплуатации старых. Описание контекста, в котором осуществляется эта эволюция навигационной инфраструктуры, приводится в Глобальном аэронавигационном плане (ГАНП) (Doc 9750).

1.3 Данная стратегия рассматривает вопросы применения радионавигационных средств в контексте обычной навигации и навигации, основанной на характеристиках, в воздушном пространстве на маршруте и в районе аэродрома, а также их использование в качестве средств неточного захода на посадку. Подробный инструктивный материал, касающийся требований к навигационной инфраструктуре PBN, приводится в GM-GEN-053 “Руководстве по навигации, основанной на характеристиках (PBN)”.

Примечание. Стратегия, касающаяся выполнения заходов на посадку и посадки с вертикальным наведением (APV) и операций по точному заходу на посадку и посадке, приводится в дополнении B.

2. ЦЕЛИ СТРАТЕГИИ

Стратегия должна:

a) поддерживать по крайней мере нынешний уровень безопасности навигации на маршруте и в районе аэродрома;

b) способствовать внедрению навигации, основанной на характеристиках (PBN);

c) обеспечивать глобальную интероперабельность;

d) обеспечивать гибкость в региональном масштабе на основе скоординированного регионального планирования;

e) побуждать пользователей воздушного пространства оснащать свои воздушные суда соответствующим бортовым оборудованием PBN;

f) учитывать экономические, эксплуатационные и технические аспекты.

3. СООБРАЖЕНИЯ

3.1 Эксплуатационные соображения

Приводимые ниже соображения основаны на предположении, что эксплуатационные требования определены, требуемые ресурсы выделены и что необходимые меры приняты. В частности, изменения в области обеспечения радионавигационных средств требуют принятия соответствующих мер по планированию воздушного пространства, разработке схем, рассмотрению аспектов регулирования и проведению широкомасштабных консультаций с пользователями воздушного пространства, затрагиваемыми этими изменениями.

3.2 Соображения, связанные с NDB

3.2.1 NDB не играют никакой роли в обеспечении выполнения полетов на основе PBN, за исключением того, что они используются в качестве средства перекрестной проверки местоположения и поддержания общей осведомленности об обстановке. Эти незначительные функции, выполняемые NDB, не должны служить основанием для требования о сохранении данных средств в эксплуатации.

3.2.2 За исключением случаев, когда вследствие ограничений, связанных с парком воздушных судов, финансовыми вопросами, рельефом местности и аспектами безопасности полетов, отсутствуют другие альтернативные варианты:

a) использование NDB в качестве средства навигации на маршруте или контрольных точек в районе аэродрома в целом осталось в прошлом;

b) NDB, используемые для обеспечения полетов по SID/STAR, следует заменить точками пути RNAV;

c) NDB, используемые в качестве приводных радиомаяков для обеспечения выполнения полетов с захватом сигналов ILS, следует заменить точками пути RNAV;

d) использование NDB для обеспечения ухода на второй круг не следует поощрять, за исключением случаев, когда местные условия обеспечения безопасности полетов требуют наличия возможности ухода на второй круг без использования GNSS;

e) NDB, используемые в качестве средства неточного захода на посадку, должны быть сняты с эксплуатации, как это предусматривается в резолюции 37-11 Ассамблеи.

3.3 Соображения, связанные с VOR

3.3.1 Единственной навигационной спецификацией PBN, реализуемой с помощью VOR при условии наличия совмещенного оборудования DME, является спецификация RNAV 5. Обеспечение RNAV 5, основанной на использовании VOR/DME, связано со значительными ограничениями, поскольку при осуществлении навигации, основанной на использовании интегрированного мультисенсорного оборудования, потребность в использовании VOR/DME весьма незначительна, причем в некоторых случаях зона действия ограничивается 25 м. милями. Кроме того, лишь небольшое число эксплуатантов воздушных судов располагают сертифицированным оборудованием, реализующим возможности RNAV 5 только на основе использования VOR/DME. В этой связи использование VOR/DME для обеспечения обслуживания, основанного на PBN, не поощряется. Единственным исключением может быть обеспечение полетов по маршрутам RNAV 5 на нижней границе маршрутного воздушного пространства или вблизи нее (выше минимальной абсолютной высоты в секторе MSA), где обеспечение надлежащей зоны действия DME/DME сопряжено с трудностями.

3.3.2 В принципе, в целях сокращения расходов средства VOR следует выводить из эксплуатации в контексте общего плана внедрения PBN. Не следует вводить в эксплуатацию новые автономные средства VOR (например, в новых местах). Тем не менее VOR можно сохранить для решения следующих остаточных задач обеспечения полетов:

a) в качестве резервного навигационного средства (например, для того чтобы помочь

воздушным судам авиации общего назначения избежать нарушения границ в воздушном пространстве);

b) для обеспечения навигации, перекрестной проверки и осведомленности о воздушной обстановке, особенно при выполнении полетов в районе аэродрома (информирование пилотов о достижении MSA, недопущение преждевременного срабатывания автоматической системы управления полетом для захвата сигналов ILS, обеспечение выполнения эксплуатационных процедур, предусмотренных на случай аварийной обстановки на воздушных судах, таких как отказ двигателя на взлете, уход на второй круг, если этого требуют местные условия обеспечения безопасности полетов), особенно в районах, где зона действия DME/DME на малых высотах ограничена;

c) для корректирования данных инерциальных систем по данным VOR/DME, если коррекция по данным DME/DME не обеспечивается;

d) для выполнения неточных заходов на посадку, если пользователи не оснащены оборудованием для выполнения заходов на посадку на основе RNP, и при отсутствии других подходящих средств для точного захода на посадку;

e) для выполнения полетов по SID/STAR с использованием обычных средств воздушными судами, не оборудованными для PBN;

f) для обеспечения в случае необходимости полетов государственных воздушных судов;

g) для обеспечения процедурного эшелонирования (согласно GM-ANS-002).

3.3.3 В целях реализации возможностей RNAV, связанных с использованием DME, сохраненные VOR должны, как правило, совмещаться с DME.

3.3.4 Предполагается, что следование упомянутым выше принципам даст возможность сократить число средств в районах с высокой плотностью воздушного движения на 50 % или более по сравнению с нынешним показателем. Для достижения таких результатов государствам следует разработать план рационализации, который учитывает сроки службы оборудования, все виды использования и эксплуатационные функции, выполняемые их средствами. Обычно в этих случаях необходима тесная координация с пользователями воздушного пространства. Такой план рационализации должен быть составной частью плана внедрения PBN. Опыт показывает, что затраты на реализацию соответствующих проектов меньше затрат на замену и модернизацию одного средства VOR. Планирование рационализации средств VOR также является существенным вкладом в планирование эволюции DME.

3.4 Соображения, касающиеся DME

3.4.1 Средства DME/DME полностью обеспечивают полеты с использованием PBN на основе навигационных спецификаций RNAV 1, RNAV 2 и RNAV 5. Следовательно DME/DME (для оборудованных воздушных судов) является наиболее подходящим из существующих в настоящее время наземным средством для реализации возможностей PBN. Использование DME/DME обеспечивает полное резервирование функциональных возможностей GNSS для видов применения RNAV и является резервным средством для видов применения RNP, требующих характеристик точности ±1 м. миля (95 %) в боковой плоскости, при наличии адекватной инфраструктуры средств DME.

Примечание. Хотя некоторые воздушные суда сертифицированы как обеспечивающие RNP на основе использования DME/DME, способность DME обеспечивать RNP на общей основе в настоящее время является предметом исследования.

3.4.2 Государствам рекомендуется планировать развитие своей инфраструктуры DME с учетом следующих соображений:

a) в тех случаях, когда требуются резервные наземные навигационные средства, следует

по мере возможности создать такую сеть станций DME, которая способна обеспечивать навигацию на основе использования DME/DME;

b) проект сети DME должен, по мере возможности, учитывать возможности снижения расходов, такие как снятие с позиции станции DME при выводе из эксплуатации соответствующей станции VOR, или возможности оперативного создания новых позиций для отдельно стоящих станций DME в местах расположения других средств CNS ПАНО;

c) при проектировании сети станций DME следует попытаться устранить все имеющиеся разрывы поля и обеспечить надлежащую зону действия на как можно более малых высотах, исходя при этом из соображений эксплуатационной целесообразности, не инвестируя при этом лишние средства в новые станции;

d) в случае невозможности обеспечить удовлетворительную зону действия станций DME/DME государства могут потребовать от пользователя воздушного пространства установить на своих воздушных судах инерциальные навигационные системы (INS), с тем чтобы уменьшить разрывы в зоне действия средств;

e) ПАНО следует в максимально возможной степени использовать трансграничные средства и средства военного назначения (TACAN), при условии заключения необходимых соглашений;

f) при присвоении частот новым станциям DME следует по мере возможности избегать использования полосы частот, выделенной для GNSS в диапазоне L5/E5 (1164–1215 МГц) в районах с высокой плотностью размещения станций DME.

3.4.3 Предполагается, что в случае соблюдения вышеуказанных принципов плотность размещения станций DME в каждом конкретном районе должна быть более равномерной. Другими словами, в районах с высокой плотностью размещения станций DME их число будет сокращаться, в то время как в районах с низкой плотностью размещения их число, возможно, потребуется увеличить.

3.4.4 Признается, что обеспечение навигации на основе использования DME/DME не представляется возможным или практически целесообразным в некоторых районах, например при полетах на очень малых высотах, в местах со сложным рельефом местности, на небольших островах или над водным пространством. Следует также отметить, что некоторые FMS не предусматривают использование станций DME, связанных с ILS. Вследствие этого невозможно гарантировать бесперебойное DME/DME-обслуживание всех пользователей, оснащенных оборудованием DME/DME, на основе станций DME, связанных с ILS, из чего следует, что эти средства нельзя использовать для обеспечения такого обслуживания (вне зависимости от их опубликования в разделе AIP, касающемся маршрутных средств).

3.5 Соображения, касающиеся бортового мультисенсорного навигационного оборудования

Признается, что:

a) до тех пор, пока все пользователи воздушного пространства не будут оснащены соответствующим оборудованием, реализующим возможности PBN на основе GNSS, и утверждены для выполнения полетов в таких условиях, наземные навигационные средства должны обеспечивать выполнение полетов по обычным схемам или реализовывать возможности PBN, основанные на использовании DME/DME;

b) после того, как все пользователи воздушного пространства будут оснащены соответствующим оборудованием, реализующим возможности PBN на основе GNSS, и утверждены для выполнения полетов в таких условиях, наземные навигационные средства могут требоваться для снижения рисков, связанных с отказами GNSS;

c) оснащение воздушных судов оборудованием, реализующим возможности PBN на

основе DME/DME и/или INS, может оказаться для некоторых пользователей практически нецелесообразным и экономически неэффективным;

d) для анализа состояния оснащенности парка воздушных судов соответствующим оборудованием может использоваться такой эффективный механизм, как анализ планов полета; тем не менее может возникнуть необходимость подтверждения эксплуатантами воздушных судов фактического состояния оснащенности парка воздушных судов и имеющихся допусков.

3.6 Прочие соображения

3.6.1 Эволюция наземной навигационной инфраструктуры должна сопровождаться разработкой соответствующих эксплуатационных сценариев, предусматривающих задействование резервных возможностей. В эксплуатационных требованиях должен быть обеспечен сбалансированный подход, предусматривающий реализацию соответствующих возможностей при приемлемых затратах с одновременным обеспечением безопасности полетов. В частности, реализация требования к обеспечению зоны действия на малых высотах может сопровождаться значительными расходами на установку средств. Эффективное использование возможностей, которыми располагают пользователи воздушного пространства, таких как применение INS и других средств CNS (соответствующая зона действия средств наблюдения и связи и обусловленные этим возможности служб УВД), должно учитываться в максимально возможной степени, в том числе на случай общережимных отказов. В некоторых местах может оказаться невозможным соответствовать уровню оснащенности всех пользователей воздушного пространства, вследствие чего некоторые пользователи воздушного пространства могут столкнуться с эксплуатационными ограничениями.

3.6.2 Некоторые государства с высокой плотностью воздушного движения определили DME/DME в качестве своего основного средства, реализующего резервные возможности PBN при (обеспечении функционирования с полным резервированием или на пониженном уровне). Эти государства также планируют обеспечивать остаточную инфраструктурную сеть VOR или VOR/DME для обслуживания пользователей, чьи функции PBN реализуются исключительно за счет GNSS, или пользователей, не обладающих необходимыми функциональными возможностями PBN. В настоящее время идет разработка эксплуатационных процедур, касающихся использования таких резервных возможностей.

3.6.3 Необходимо отметить, что использование термина "сеть" в настоящей стратегии относится только к навигационным средствам, рассматриваемым на региональном уровне, а не к сети маршрутов или конкретной структуре воздушного пространства. В воздушном пространстве с высокой плотностью движения считается практически нецелесообразным обеспечивать альтернативную сеть маршрутов, резервирование на которых осуществляется с помощью обычных средств, после того как будет осуществлен переход к сети маршрутов, полностью основанной на использовании PBN.

3.6.4 В некоторых немногочисленных случаях при использовании PBN может оказаться невозможным обеспечить такие же выгоды, что и при использовании обычных навигационных средств, в связи с ограничениями, налагаемыми схемами полетов, или другими аспектами, такими как специфический рельеф местности. Государствам предлагается направлять информацию о таких случаях в ИКАО.

4. СТРАТЕГИЯ

С учетом вышеизложенных соображений, необходимости проведения консультаций с эксплуатантами воздушных судов и международными организациями и обеспечения безопасности, эффективности и экономичности предлагаемых решений, цель глобальной стратегии заключается в следующем:

a) рационализация NDB и VOR и соответствующих процедур;

b) увязка планов рационализации средств со сроком их эксплуатации и планами внедрения PBN;

c) замена заходов на посадку без вертикального наведения заходами на посадку с вертикальным наведением;

d) при необходимости обеспечения возможности возврата к навигации, основанной на наземных средствах, преобразование существующей инфраструктуры средств DME с созданием инфраструктуры PBN, дополняющей GNSS;

e) обеспечение резервных возможностей, основанных на использовании VOR (или, по мере возможности, VOR/DME), для обслуживания, где это требуется, пользователей воздушного пространства, не оснащенных соответствующим бортовым оборудованием DME/DME;

f) обеспечение разработки каждым регионом стратегии внедрения этих систем в соответствии с глобальной стратегией.