TAKHIR NAZAROV

C=UZ, OU=DIRECTOR,
O=UZBEKISTAN CAA, CN=TAKHIR
NAZAROV, E=caa@uzcaa.uz
я подтверждаю этот документ
Tashkent
2023-04-24 13:37:13

Утверждено
Директором Агентства «Узавиация»
Т.А. Назаров

Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета. (Вертолеты)

Агентство Гражданской Авиации
Республики Узбекистан

Код документа:	GM-GEN-012
Редакция / Ревизия:	01 / 00
Дата вступления в силу:	28 Апреля 2023 года

ОГЛАВЛЕНИЕ

Страница

Предисловие ..... (*xi*)

Выражение признательности ..... (*xiii*)

Вводный материал ..... (*xv*)

Часть I. Требования к имитации полета, определяемые учебными задачами ..... I-(i)

Глава 1. Глоссарий терминов и сокращения I-1-1

Глава 2. Том II. Содержание I-2-1

Глава 3. Процесс определения критериев квалификационной оценки FSTD I-3-1

Глава 4. Тип свидетельства или вид подготовки I-4-1

Глава 5. Учебные задачи I-5-1

Глава 6. Моделируемые характеристики FSTD I-6-1

Глава 7. Уровни адекватности моделируемых характеристик I-7-1

Глава 8. Обучение и профессиональная подготовка I-8-1

Глава 9. Справочные материалы и соответствующие материалы для чтения I-9-1

Добавление A. Матрица учебных задач в зависимости от вида подготовки/ типа свидетельства ..... I-Доб A-1

1. Введение ..... I- **Доб** A-1
2. Матрица учебных задач в зависимости от вида подготовки/ типа свидетельства ..... I- **Доб** A-2

Добавление B. Сводная матрица FSTD ..... I- Доб B-1

Добавление C. Базовая матрица FSTD ..... I- Доб C-1

Дополнение A. Неисправности и полеты в нештатном режиме ..... I-Доп A-1

Дополнение B. Требования к обучению пилотов многочленного летного экипажа навыкам взаимодействия ..... I-Доп B-1

Страница

Часть II. Критерии тренажерных устройств имитации полета ..... II-(i)

Глава 1. Глоссарий терминов, сокращения и единицы измерений II-1-1

1.1 Глоссарий терминов II-1-1
1.2 Сокращения и единицы измерений II-1-12

Глава 2. Введение II-2-1

2.1 Назначение II-2-1
2.2 Исходная информация II-2-1
2.3 Соответствующие материалы для чтения II-2-4
2.4 Квалификационная оценка тренажерных устройств имитации полета II-2-4
2.5 Испытания для квалификационной оценки тренажерного устройства имитации полета II-2-4
2.6 Руководство по квалификационным испытаниям (QTG) II-2-7
2.7 Основное руководство по квалификационным испытаниям (MQTG) II-2-11
2.8 Электронное руководство по квалификационным испытаниям (eQTG) II-2-11
2.9 Система управления качеством и управление конфигурацией II-2-11
2.10 Виды оценок II-2-12
2.11 Проведение оценок II-2-12
2.12 Принятие тома II руководства (Doc 9625) в рамках нормативно-правовой основы II-2-15
2.13 Обновление данного руководства в будущем II-2-15
2.14 Справочники по проведению оценки II-2-15

Добавление A. Требования к FSTD ..... II-Доб A-1

Введение ..... II-Доб A-1
1. Требование. Компоновка и конструкция кабины летного экипажа ..... II-Доб A-2
2. Требование. Модель полета ..... II-Доб A-11
3. Требование. Влияние земли и характеристики управляемости на земле ..... II-Доб A-15
4. Требование. Системы вертолета (ATA) ..... II-Доб A-18
5. Требование. Рычаги управления и усилия на них ..... II-Доб A-22
6. Требование. Звуковые эффекты ..... II-Доб A-25
7. Требование. Визуальные эффекты ..... II-Доб A-28
8. Требование. Вибрационные эффекты ..... II-Доб A-38
9. Требование. Акселерационные эффекты ..... II-Доб A-42
10. Требование. Окружающая обстановка – навигация ..... II-Доб A-46
11. Требование. Окружающая обстановка – атмосферные условия и метеоусловия ..... II-Доб A-48
12. Требование. Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность ..... II-Доб A-53
13. Требование. Окружающая обстановка – УВД ..... II-Доб A-62
14. Требование. Прочие характеристики ..... II-Доб A-73

Добавление B. Валидационные испытания FSTD ..... II-Доб B-1

1. Введение ..... II-Доб B-1
2. Требования к испытаниям ..... II-Доб B-3
3. Информация для валидационных испытаний ..... II-Доб B-6
   3.1 Зарезервировано ..... II-Доб B-6
   3.2 Динамические характеристики управления ..... II-Доб B-6
   3.3 Влияние земли ..... II-Доб B-11
   3.4 Валидационные данные инженерного моделирования ..... II-Доб B-11

Страница

3.5 Система подвижности ..... II-Доб B-12
3.6 Система визуализации ..... II-Доб B-18
3.7 Система имитации звуков ..... II-Доб B-23
4. Таблица валидационных испытаний FSTD ..... II-Доб B-29

Добавление C. Функциональные и субъективные испытания ..... II-Доб C-1

1. Введение ..... II-Доб C-1
2. Требования к испытаниям ..... II-Доб C-2
3. Таблица функциональных и субъективных испытаний ..... II-Доб C-4

Добавление D. Внесение в будущем изменений в Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета (Doc 9625) ..... II-Доб D-1

1. Введение ..... II- Доб D-1
2. Процесс ..... II- Доб D-1
3. Блок-схема последовательности действий ..... II- Доб D-2

Дополнение A. Квалификационная оценка FSTD для новых типов вертолетов ..... II-Доп A-1

Дополнение B. Валидационные данные инженерного моделирования ..... II-Доп B-1

1. Исходная информация ..... II-Доп B-1
2. Принципы утверждения использования валидационных данных инженерного моделирования ..... II-Доп B-1

Дополнение C. Допуски валидационных испытаний ..... II-Доп C-1

1. Исходная информация ..... II-Доп C-1
2. Допуски испытаний, применяемые к инженерным валидационным данным ..... II-Доп C-2

Дополнение D. "Дорожная карта" валидационных данных ..... II-Доп D-1

Дополнение E. Рекомендации в отношении валидационных данных дополнительных или альтернативных двигателей или комплектов БРЭО ..... II-Доп E-1

1. Исходная информация ..... II-Доп E-1
2. Рекомендации QTG в отношении проведения квалификационной оценки дополнительных двигателей ..... II-Доп E-1
3. Рекомендации QTG в отношении проведения квалификационной оценки альтернативного бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО) ..... II-Доп E-3
4. Рекомендации в отношении требований к валидационным данным для альтернативных двигателей и альтернативных конфигураций БРЭО ..... II-Доп E-4

Дополнение F. Испытание характеристик системы подвижности в частотной области ..... II-Доп F-1

1. Исходная информация ..... II-Доп F-1
2. Методика проведения объективного испытания системы воспроизведения акселерационных воздействий ..... II-Доп F-4
3. Амплитуды входных сигналов ..... II-Доп F-6

Страница

4. Матрица объективных испытаний системы воспроизведения акселерационных воздействий (OMCT) ..... II-Доп F-7
5. Описание объективных испытаний системы воспроизведения акселерационных воздействий (OMCT) ..... II-Доп F-8
6. Представление результатов ..... II-Доп F-9
7. Обозначения и системы координат ..... II-Доп F-10

Дополнение G. Испытания по определению транспортной задержки и времени запаздывания ..... II-Доп G-1

1. Исходная информация ..... II-Доп G-1
2. Транспортная задержка ..... II-Доп G-2
3. Время запаздывания ..... II-Доп G-4

Дополнение H. Периодические оценки. Представление данных валидационных испытаний ..... II-Доп H-1

1. Исходная информация ..... II-Доп H-1
2. Представление результатов испытаний, проводимых при периодической оценке ..... II-Доп H-2

Дополнение I. Руководство по проектированию и квалификационной оценке FSTD, не имитирующих конкретный тип вертолета ..... II-Доп I-1

1. Исходная информация ..... II-Доп I-1
2. Стандарты проектирования ..... II-Доп I-1
3. Испытания и оценка ..... II-Доп I-3

Дополнение J. Применение поправок к правилам национальной авиационной администрации (NAA) в отношении пакетов данных FSTD существующих вертолетов ..... II-Доп J-1

1. Общие принципы ..... II-Доп J-1
2. Рекомендации по использованию эталонных тестов ..... II-Доп J-3

Дополнение K. Руководство по квалификационной оценке FSTD с системой индикации на лобовом стекле (HUD) ..... II-Доп K-1

1. Применение ..... II-Доп K-1
2. Стандартные требования к системе HUD FSTD ..... II-Доп K-1
3. Объективные испытания ..... II-Доп K-1
4. Субъективные испытания ..... II-Доп K-2

Дополнение L. Рекомендации по квалификационной оценке FSTD с бортовой системой технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS) ..... II-Доп L-1

1. Исходная информация ..... II-Доп L-1
2. Классификация оборудования EFVS ..... II-Доп L-1
3. Влияние EFVS на моделируемые характеристики ..... II-Доп L-3
4. Основные положения, определяющие воздействие на моделируемые характеристики ..... II-Доп L-4

Страница

Дополнение M. Руководящие принципы проведения квалификационной оценки процедурных тренажерных устройств (FPTD) ..... II-Доп M-1

1. Введение ..... II-Доп M-1
2. Требования ..... II-Доп M-1

Дополнение N. Метод оценки динамических характеристик системы управления полетом с помощью альтернативной линии отсчета ..... II-Доп N-1

1. Исходная информация ..... II-Доп N-1
2. Альтернативная линия отсчета ..... II-Доп N-1
3. Допуски ..... II-Доп N-3

Дополнение O. Рекомендации по имитации окружающей обстановки – УВД ..... II-Доп O-1

Дополнение P. Руководство по вибрациям ..... II-Доп P-1

1. Исходная информация ..... II-Доп P-1
2. Ограничения на использование системы подвижности с шестью степенями свободы для воспроизведения вибраций ..... II-Доп P-2
3. Преимущества специализированной вибрационной платформы с тремя степенями свободы ..... II-Доп P-2

Дополнение Q. Мобильные FSTD ..... II-Доп Q-1

1. Исходная информация ..... II-Доп Q-1
2. Протокол проведения квалификационной оценки мобильных FSTD ..... II-Доп Q-1

Дополнение R. Руководство по полю обзора системы визуализации и методу воспроизведения ..... II-Доп R-1

1. Применимость ..... II-Доп R-1
2. Требования к полю обзора ..... II-Доп R-1
3. Метод воспроизведения ..... II-Доп R-1
4. Критерии определения метода воспроизведения ..... II-Доп R-3
5. Резюме ..... II-Доп R-5
6. Прочие факторы ..... II-Доп R-5

Часть III. Характеристики имитации полета и критерии уровня их адекватности ..... III-(i)

Глава 1. Глоссарий терминов, сокращения и единицы измерений III-1-1

Глава 2. Введение III-2-1

2.1 Назначение III-2-1
2.2 Исходная информация III-2-1
2.3 Соответствующие материалы для чтения III-2-4
2.4 Квалификационная оценка тренажерных устройств имитации полета III-2-4
2.5 Испытания для квалификационной оценки тренажерного устройства имитации полета III-2-4
2.6 Руководство по квалификационным испытаниям (QTG) III-2-4
2.7 Основное руководство по квалификационным испытаниям (MQTG) III-2-4

Страница

2.8 Электронное руководство по квалификационным испытаниям (eQTG) III-2-5
2.9 Система управления качеством и управление конфигурацией III-2-5
2.10 Виды оценок III-2-5
2.11 Проведение оценок III-2-5
2.12 Принятие тома II документа Doc 9625 в рамках нормативно-правовой базы III-2-5
2.13 Обновление данного руководства в будущем III-2-5
2.14 Справочники по проведению оценки III-2-5

Добавление A. Требования к FSTD ..... III-Доб A-1

Введение ..... III-Доб A-1
1. Требование. Компоновка и конструкция кабины летного экипажа ..... III-Доб A-2
2. Требование. Модель полета ..... III-Доб A-10
3. Требование. Эффекты влияния земли и характеристики управляемости на земле ..... III- Доб A-14
4. Требование. Системы вертолета (ATA) ..... III- Доб A-17
5. Требование. Рычаги управления полетом и усилия на них ..... III- Доб A-21
6. Требование. Звуковые эффекты ..... III- Доб A-24
7. Требование. Визуальные эффекты ..... III- Доб A-27
8. Требование. Вибрационные эффекты ..... III- Доб A-37
9. Требование. Акселерационные эффекты ..... III- Доб A-41
10. Требование. Окружающая обстановка – навигация ..... III- Доб A-45
11. Требование. Окружающая обстановка – атмосферные условия и метеоусловия ..... III- Доб A-47
12. Требование. Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность ..... III- Доб A-52
13. Требование. Окружающая обстановка – УВД ..... III- Доб A-61
14. Требование. Прочие характеристики ..... III- Доб A-71

Добавление B. Валидационные испытания FSTD ..... III-Доб B-1

Добавление C. Функциональные и субъективные испытания ..... III-Доб C-1

1. Введение ..... III-Доб C-1
2. Требования к испытаниям ..... III-Доб C-2
3. Таблица функциональных и субъективных испытаний ..... III-Доб C-4

Добавление D. Внесение в будущем изменений в Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета (Doc 9625) ..... III-Доб D-1

Дополнения A–R. Инструктивный материал ..... III-Доп A-1

Предисловие

В настоящем руководстве идет речь об использовании тренажерных устройств имитации полета (FSTD) самолетов (том I) и вертолетов (том II). Изложенные в томе II настоящего руководства методы, процедуры и стандарты испытаний были разработаны благодаря опыту и экспертным оценкам национальных авиационных администраций (NAA), опытных инструкторов по вертолетам, а также эксплуатантов и изготовителей вертолетов и FSTD.

Разработка документа Doc 9625

В первом и втором изданиях документа Doc 9625, первоначально разработанных в конце 1980-х годов, рассматривались только комплексные пилотажные тренажеры самолетов. В то время не существовало принятых на международном уровне критериев проектирования, квалификационной оценки или эксплуатации пилотажных тренажерных устройств винтокрылых летательных аппаратов.

В ноябре 2005 года на проходившей в Лондоне конференции Королевского общества по аэронавтике Великобритании (RAeS) по вопросам моделирования полетов Федеральное авиационное управление США (ФАУ) обратилось к RAeS с просьбой возглавить Международную рабочую группу по пересмотру технических критериев, содержащихся во втором издании документа Doc 9625, в целях расширения этих критериев таким образом, чтобы их можно было применять ко всем FSTD как самолетов, так и вертолетов.

В ответ на это в марте 2006 года Группа RAeS по вопросам моделирования полетов создала Международную рабочую группу (МРГ) для пересмотра технических критериев, содержащихся во втором издании руководства, и расширения их соответствующим образом. Международная рабочая группа также приняла решение, что требуется провести фундаментальный пересмотр критериев с целью установления уровней адекватности имитации характеристик, необходимых для обеспечения выполнения всех учебных задач для каждого типа свидетельства пилота, квалификационной оценки, квалификационной отметки пилота или вида подготовки. Перед Рабочей группой была поставлена задача разработать руководство, которое при посредничестве ИКАО стало бы основой всех национальных и международных стандартов для всего диапазона типов FSTD.

Международная рабочая группа по самолетам (МРГ-С), состоящая из представителей нормативно-правовых органов, авиакомпаний и организаций, представляющих пилотов, а также организаций, занимающихся подготовкой пилотов, и предприятий тренажеростроения, разработала унифицированный набор технических критериев и рекомендаций по обучению персонала, которые были опубликованы как том I третьего издания документа Doc 9625.

Международная рабочая группа по вертолетам (МРГ-В) также была организована из представителей отрасли, и в ней широко были представлены нормативно-правовые органы, изготовители и эксплуатанты вертолетов, а также организации, занимающиеся подготовкой пилотов, и предприятия тренажеростроения. С целью обеспечить максимальную согласованность с томом I, МРГ-В приступила к своей деятельности приблизительно через год после МРГ-С, и при этом по возможности следовала тем же процессам, как и МРГ-С.

По той причине, что МРГ-В не имела образца, эквивалентного свидетельству пилота многочленного экипажа летательного аппарата с неподвижным крылом (MPL), с помощью которого определяются ключевые учебные задачи, эта Группа разработала перечень общих учебных задач, который включен в часть I тома II. Чтобы обеспечить контроль за выполнением этих масштабных задач, специализированные задачи большей

частью были исключены, так как чрезвычайно разнообразный характер выполняемых гражданскими вертолетами полетов означает, что практически невозможно включить все эти задачи в выполняемые на тренажерах упражнения. По той же самой причине масштабы этой работы были ограничены вертолетами, а летательные аппараты с поворотными винтами и другие винтокрылые летательные аппараты были исключены. В результате в новом томе II документа Doc 9625 изложены соответствующие технические критерии и рекомендации по обучению.

Выражение признательности

Международная организация гражданской авиации (ИКАО) выражает признательность Королевскому обществу аэронавтики (RAeS) и его Международной рабочей группе по вертолетам за их значительный вклад в разработку данного руководства для публикации ИКАО.

Вводный материал

Руководство состоит из двух томов, каждый из которых включает три части, а именно:

Том I. Руководство по критериям квалификационной оценки FSTD – самолеты

Часть I. Требования к имитации полета, определяемые учебными задачами
Часть II. Критерии тренажерных устройств имитации полета
Часть III. Характеристики имитации полета и критерии уровня их адекватности

Том II. Руководство по критериям квалификационной оценки FSTD – вертолеты

Часть I. Требования к имитации полета, определяемые учебными задачами
Часть II. Критерии тренажерных устройств имитации полета
Часть III. Характеристики имитации полета и критерии уровня их адекватности

Некоторые разделы частей I, II и III одинаковы, и поэтому приведены только в части II.

В процессе формулирования требований к имитации полета проводится анализ в целях определения задач, которые должны выполняться во время подготовки, тестирования и проверок выполнения задач при выдаче различных типов свидетельств и проведении разных видов подготовки. На рис. 1 обобщенно демонстрируется этот процесс.

В результате определены уровни адекватности имитации характеристик, которые требуются для выполнения различных учебных задач, связанных с существующим порядком выдачи свидетельств пилотам, присвоением им уровня квалификации и типом квалификационной отметки или видом подготовки, что привело к установлению пяти типов FSTD базового уровня, определенных исходя из потребностей подготовки. Таким образом, эти типы базового уровня не были классифицированы на основе иерархии технической сложности и их краткое описание приведено в добавлении B к части I. Критерии квалификационной оценки этих пяти типов приведены в части II.

Конкретные имитируемые характеристики полета и критерии уровня их адекватности описаны в части III и служат для отрасли критериями в целях:

- международной стандартизации квалификационной оценки FSTD вертолетов;
- приведения имеющихся FSTD вертолетов в соответствие с существующими или будущими потребностями в подготовке персонала;
- проектирования новых FSTD вертолетов с учетом необходимости удовлетворения существующих или будущих потребностей в подготовке персонала.

В заключение:

Выдача свидетельств пилотам, присвоение им квалификации, виды квалификационных отметок или подготовки

Рассматриваются 10 видов подготовки пилотов, установленных согласно определениям различных NAA, и их описание приведено в главе 4 части I тома II. Они определены с учетом общих типов свидетельств, но также включают специфические для эксплуатанта виды подготовки, чтобы учесть важность такой подготовки в вертолетной отрасли. Кроме того, для подготовки соответствующего инструктивного материала был определен ряд общих для вертолетов неисправностей.

Учебные задачи

Учебные задачи были определены исходя из характерных маневров, выполняемых вертолетами. Учебные задачи, выполняемые в конкретных целях (за исключением некоторых важных операций вертолетов в прибрежной зоне), не были включены вследствие ограниченных ресурсов МРГ-В. В будущем, возможно будут проведены анализы некоторых из них и результаты будут включены в будущие издания тома II.

Характеристики имитации полета

В соответствии с применяемой МРГ по самолетам методологией определены 12 характеристик имитации полета в качестве конструктивных блоков для описания FSTD любого уровня. Для вертолетных тренажеров была добавлена такая характеристика, как вибрация, чтобы учесть важность этого эффекта для пилотов вертолетов.

Другие соответствующие характеристики FSTD, такие как рабочее место инструктора, системы диагностики и обновления рассматриваются в отдельном разделе "прочие характеристики" и применимы ко всем FSTD; эти характеристики не включены в различные матрицы, а приведены в добавлении А к части II.

Уровни адекватности

Определены четыре уровня адекватности имитации характеристик:

- "N (*None или Not Applicable*)" – не требуется;
- "G (*Generic*)" – базовый;
- "R (*Representative*)" – типовой;
- "S (*Specific*)" – высокий.

Эти уровни более детально объяснены в главах 3–6 части I тома II.

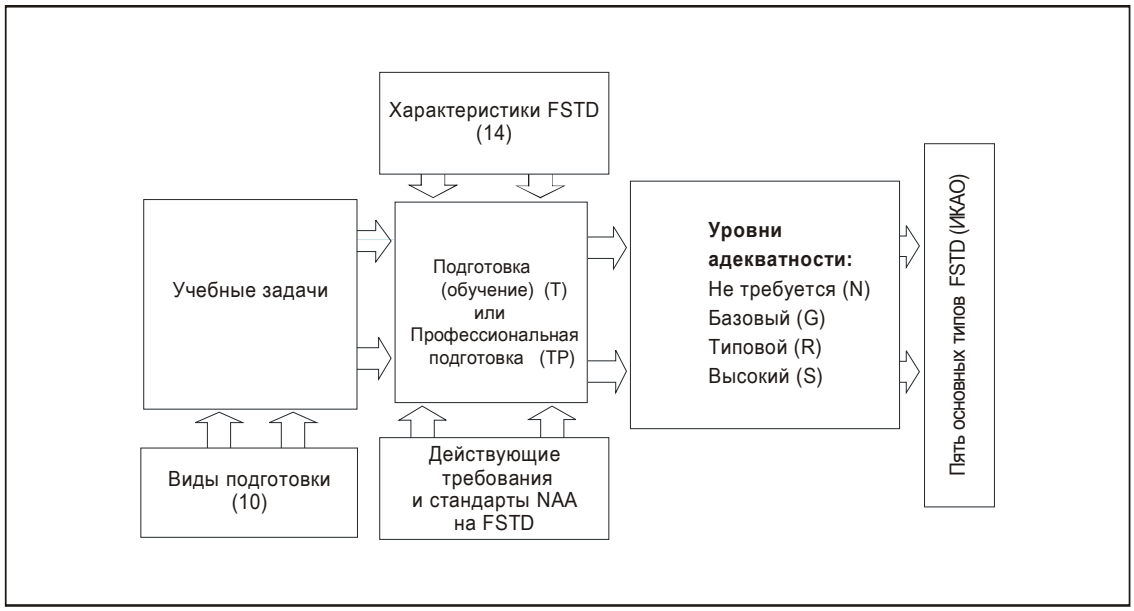


Рис. 1. Процесс анализа учебных задач

РУКОВОДСТВО ПО КРИТЕРИЯМ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ ТРЕНАЖЕРНЫХ УСТРОЙСТВ ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

Том II

Вертолеты

Часть I

Требования к имитации полета, определяемые учебными задачами

Глава 1

ГЛОССАРИЙ ТЕРМИНОВ И СОКРАЩЕНИЯ

См. главу 1 части II.

_____

Глава 2

ТОМ II. СОДЕРЖАНИЕ

2.1 В томе II приводятся рекомендации в отношении:

- процесса и методологии квалификационной оценки FSTD;
- учебных задач, выполнению которых частично или до профессионального уровня можно обучить на FSTD определенного квалификационного уровня.

2.2 Настоящий том состоит из трех частей:

2.2.1 Часть I. Требования к имитации полета, определяемые учебными задачами

Часть I включает анализ учебных задач и соответствующих имитируемых характеристик и требований к уровню их адекватности, включая:

- описание учебных задач, рассматриваемых в широком диапазоне требований, действующих при выдаче свидетельств пилотам, присвоении им квалификации, выдаче квалификационной отметки и подготовке (см. добавление A и главу 4);
- краткое описание пяти базовых образцов FSTD (см. добавление B);
- информацию о матрице учебных задач, в которой проводится сравнение всех задач, дифференцированных исходя из требований к выдаче свидетельства или присвоению квалификации с подборкой имитируемых характеристик. Каждая имитируемая характеристика определяется со следующими уровнями адекватности: "высокий – S", "типовой – R" и "базовый – G", или же характеристика отсутствует, т. е. "не требуется – N" (см. добавление C).

2.2.2 Часть II. Критерии тренажерного устройства имитации полета

В части II приводится описание общих требований к FSTD, а также объективных, функциональных и субъективных испытаний, проводимых для квалификационной оценки пяти определенных образцов FSTD, которые перечислены в сводной матрице в добавлении B к части I.

2.2.3 Часть III. Имитируемые характеристики полета и критерии уровня их адекватности

В части III приводится описание общих требований, а также объективных, функциональных и субъективных испытаний для отдельных имитируемых характеристик полета и уровней их адекватности, что позволяет провести квалификационную оценку любого FSTD.

Глава 3

ПРОЦЕСС ОПРЕДЕЛЕНИЯ КРИТЕРИЕВ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ FSTD

3.1 На рис. 3-1 приведена схема поэтапного процесса определения уровней адекватности и критериев квалификационной оценки имитируемых характеристик с учетом соображений, связанных с учебными задачами. Это позволяет составить руководство по квалификационным испытаниям (QTG) конкретного FSTD.

3.1.1 Этап 1. Тип свидетельства или вид подготовки. Заказчик определяет предполагаемое использование FSTD с учетом типов выдаваемых свидетельств пилота и квалификации, перечисленных в главе 4, и уровней подготовки или проверок, определенных в главе 8.

3.1.2 Этап 2. Составить перечень учебных задач для типа свидетельства или вида подготовки.

3.1.3 Решение. Подтвердить, что учебные задачи, перечисленные в добавлении A к части I, для выбранного типа свидетельства или вида подготовки, отвечают требованиям эксплуатанта и NAA.

3.1.3.1 В случае утвердительного ответа, "да" (Y), перейти к этапу 3 a) в п. 3.1.4.

3.1.3.2 В случае отрицательного ответа "нет" (N), перейти к этапу 3 b) в п. 3.1.5.

3.1.4 Этап 3 a). Обратиться к добавлению B к части I. Определить соответствующий образец типа FSTD и игнорировать этап 3 b).

3.1.5 Этап 3 b). Обратиться к добавлению C к части I. Определить изменения характеристик/уровней адекватности FSTD или учебных задач, а затем перейти к этапу 4 b) в п. 3.1.8.

3.1.6 Решение. Отвечает ли рассматриваемое FSTD выбранному образцу типа FSTD (от I до V), (см. добавление B к части I)?

3.1.6.1 В случае утвердительного ответа "да" (Y), перейти к этапу 4 a) в п. 3.1.7.

3.1.6.2 В случае отрицательного ответа "нет" (N) перейти к этапу 3 b) в п. 3.1.5.

3.1.7 Этап 4 a). Обратиться к добавлениям A, B и C к части II и определиться с заявлениями о соответствии (ЗОС) и требованиями к испытаниям для квалификационной оценки FSTD.

3.1.8 Этап 4 b). Обратиться к добавлениям A, B и C к части III и определиться с заявлениями о соответствии (ЗОС) и требованиями к испытаниям для квалификационной оценки FSTD.

3.1.9 Этап 5. Составить руководство по квалификационным испытаниям (QTG).

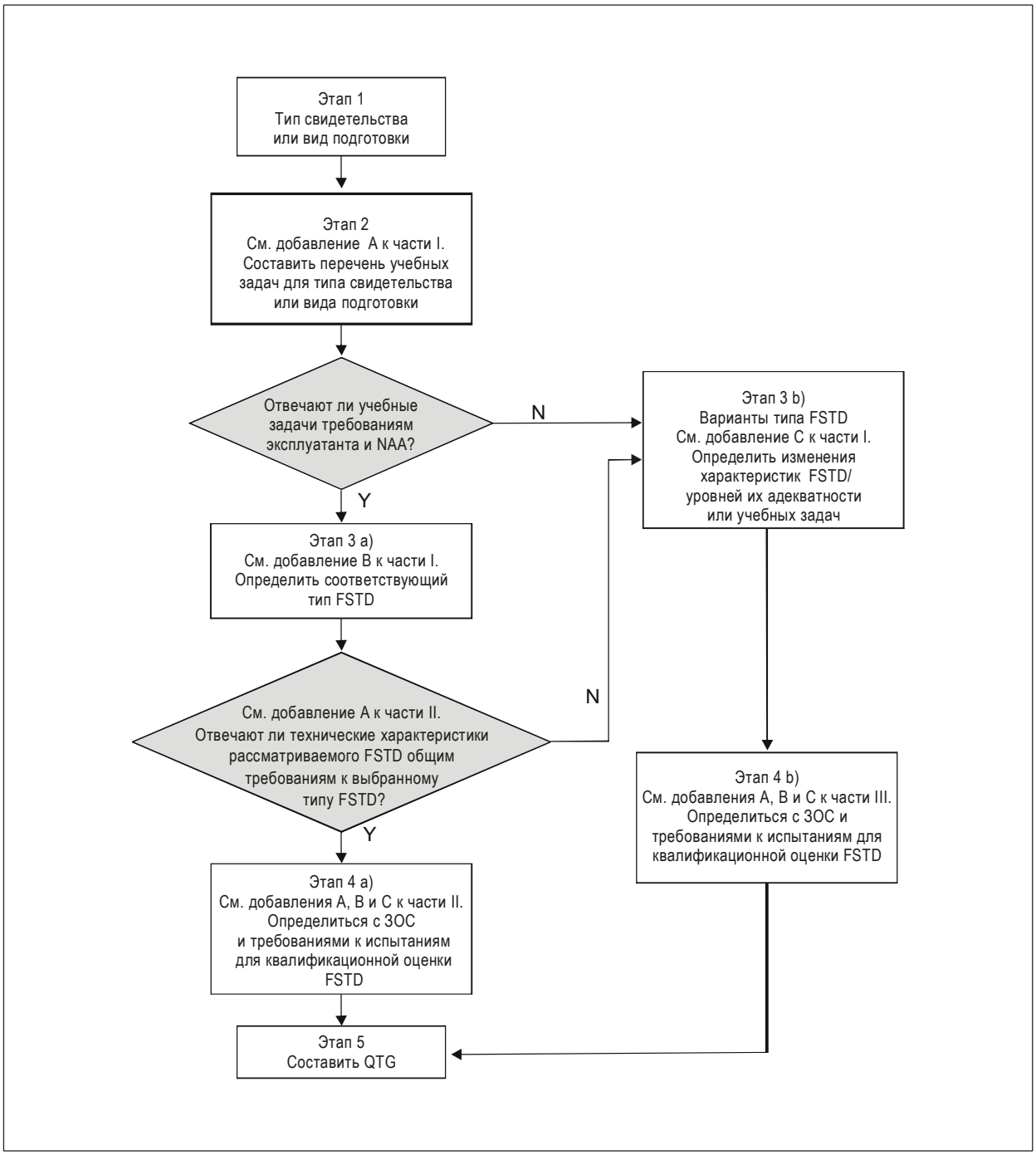


Рис. 3-1. Схема поэтапного процесса формирования QTG

3.2 ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ПРИМЕЧАНИЯ

3.2.1 В качестве перспективной меры NAA может в рамках принятой учебной программы, предлагаемой в утвержденной учебной организации (УУО), разрешить использование FSTD, прошедшего квалификационную оценку с применением альтернативных средств определения соответствия, отличающихся от требований, предусмотренных в части I настоящего документа.

3.2.2 Отклонения от критериев части II могут рассматриваться, если УУО успешно продемонстрирует NAA, что при использовании FSTD обеспечивается соблюдение стандартов подготовки персонала, по меньшей мере эквивалентные тем, которые обеспечиваются на тренажерном устройстве, обычно используемом в рамках аналогичной программы.

3.2.3 Если становится очевидным, что из тех типов, которые перечислены в добавлении B к части I, тренажерное устройство не выбрано, то следует как можно раньше, еще в процессе определения тренажерного устройства, проконсультироваться с NAA, придерживаясь при этом общего процесса, описание которого приведено выше.

3.2.4 Если какие-либо характеристики тренажерного устройства отличаются от характеристик пяти типов тренажерных устройств, перечисленных в добавлении B к части I, то потребуется определить соответствующие объективные, валидационные, функциональные и субъективные испытания, используя для этого информацию, содержащуюся в части III. Информацию об этих различиях следует зафиксировать в заключении о квалификационном уровне, в которое также включается описание соответствующих утвержденных учебных задач и задач по проверке, а также содержание официально утвержденной программы подготовки пилотов. В этом случае тренажерное устройство следует называть FSTD типа I-VΔ (Delta), например, типа IVΔ.

Глава 4

ТИП СВИДЕТЕЛЬСТВА ИЛИ ВИД ПОДГОТОВКИ

4.1 В результате анализа существующего нормативного материала были определены 10 типов свидетельств пилотов, их квалификации, квалификационных отметок или видов подготовки, для которых могут использоваться FSTD того или иного уровня. Учебные задачи были определены исходя из списка восьми требований к выдаче свидетельств и двух дополнительных видов подготовки, которые необходимы, но варьируются в зависимости от типа воздушного судна и требований эксплуатанта. Требования были взяты из нормативных документов и правил ФАУ и ОАА/ЕАБП, касающихся выдачи свидетельств.

4.1.1 Обычные типы свидетельств и квалификационных отметок согласно нормативным документам и правилам ФАУ и ОАА/ЕАБП:

4.1.1.1 PPL Свидетельство пилота-любителя;
4.1.1.2 CPL Свидетельство пилота коммерческой авиации;
4.1.1.3 IR(I) Квалификационная отметка о праве на полеты по приборам (первоначальная);
4.1.1.4 IR(R) Квалификационная отметка о праве на полеты по приборам (продление);
4.1.1.5 ATPL Свидетельство или сертификат линейного пилота авиакомпании;
4.1.1.6 TR(I) Подготовка и проверки при получении квалификационной отметки о типе (первоначальная);
4.1.1.7 RL Переподготовка с получением свидетельства и соответствующая проверка;
4.1.1.8 Re Восстановление навыков пилотирования после перерыва в летной практике (взлет и посадка);

4.1.2 Дополнительные виды подготовки:

4.1.2.1 OS Определяемые эксплуатантом специфические виды подготовки и проверки;
4.1.2.2 Mals Неисправности.

4.2 Дополнительный вид подготовки, в отношении которого в данном руководстве не приводится перечень учебных задач, представляет собой обучение членов летного экипажа навыкам взаимодействия (МСС). Проводить такую подготовку требуют некоторые органы, выдающие свидетельства, и делается это с той целью, чтобы пилоты овладели навыками, которые необходимы для обеспечения безопасного и эффективного взаимодействия пилотов многочленного экипажа, когда осуществляется переход от пилотирования воздушного судна одним пилотом. Поскольку соответствующие учебные задачи не определены, то инструктивные указания относительно требований к квалификационной оценке FSTD в отношении пригодности его использования для отработки навыков МСС приведены в дополнении B к данной части руководства *Требования к обучению пилотов многочленного летного экипажа навыкам взаимодействия*.

_____

Глава 5

УЧЕБНЫЕ ЗАДАЧИ

5.1 Для составления учебной матрицы были использованы следующие определения:

5.1.1 *Квалификация*. Сочетание навыков, знаний и установок, необходимых для выполнения той или иной задачи в соответствии с установленным стандартом.

5.1.2 *Квалификационная система подготовки и оценки.* Система подготовки и оценки, для которой характерны ориентация на результаты, особое внимание к стандартам эффективности выполнения операций и измерению этих стандартов, а также разработка учебной программы на основе установленных стандартов эффективности.

5.1.3 *Квалификационный элемент.* Действие, представляющее собой задачу, которая включает инициирующее событие и завершающее событие, четко определяющие его границы и поддающийся наблюдению результат.

5.1.4 *Квалификационный блок*. Дискретная функция, состоящая из нескольких квалификационных элементов.

Необходимо продемонстрировать следующие семь квалификационных блоков:

5.1.4.1 Выполнение вертолетных предполетных и послеполетных процедур.
5.1.4.2 Выполнение взлета и вылета.
5.1.4.3 Выполнение операций в процессе полета.
5.1.4.4 Выполнение маневров в процессе полета.
5.1.4.5 Выполнение полетов по приборам.
5.1.4.6 Выполнение посадок и заходов на посадку.
5.1.4.7 Реагирование на неисправности.

5.2 Перечисленные учебные задачи включают все те задачи, выполнению которых необходимо обучить или обучить навыкам их выполнения на профессиональном уровне по программе каждого из видов подготовки и типов свидетельств, перечисленных в главе 4. Их подробное описание приведено в добавлении А.

5.3 Специфические для эксплуатанта учебные задачи (OS) определены с той целью, чтобы коммерческие эксплуатанты имели представление, какие учебные задачи могут обычно выполняться с помощью пяти типов тренажерных устройств.

5.4 В перечень неисправностей включены обычные характерные неисправности, но он не является обязывающим и не охватывает все возможные варианты. В разделе 11 добавления С приведен перечень неисправностей и указываются уровни адекватности воспроизведения тренажерным устройством характеристик, требуемых для реализации типичных неисправностей.

Глава 6

МОДЕЛИРУЕМЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ FSTD

6.1 С целью облегчить определение тренажерных устройств, уделяя основное внимание анализу учебного процесса, было принято решение разбить FSTD на ключевые компоненты, что позволило составить спецификацию FSTD. В результате этого, в контексте задач обучения, были определены тринадцать характеристик FSTD, которые, используемые совместно и в сочетании с другими дополнительными "прочими характеристиками", определяют FSTD как указано ниже.

6.1.1 Компоновка и конструкция кабины летного экипажа. Определяются физическая конструкция и компоновка кабины летного экипажа, расположение приборов и систем индикации, рычагов управления и кресел пилота, инструктора и наблюдателя (наблюдателей) и сидящих сзади членов экипажа (оператор лебедки, ответственный за подъем и спуск, медицинский персонал и т. д.).

6.1.2 Модель полета (аэродинамика и двигатель). Определяются математические модели и соответствующие данные, используемые для описания аэродинамических характеристик и характеристик динамики полета, которые необходимо моделировать на FSTD.

6.1.3 Управление вертолетом при движении на земле. Определяются математические модели и соответствующие данные, которые используются для описания характеристик управления вертолетом при движении на земле и условий ВПП, которые необходимо моделировать на FSTD во всех случаях, когда вертолет находится на поверхности (как для вертолетов с колесным шасси, так и для вертолетов с полозковым шасси).

6.1.4 Системы вертолета. Определяются типы систем вертолета, которые необходимо моделировать на FSTD. Их более детальное описание приводится в соответствующей главе ATA (например, мощность гидросистем, топливные системы, электропитание). Моделирование систем обеспечивает выполнение соответствующих процедур в нормальных, нештатных и аварийных ситуациях.

6.1.5 Рычаги управления и усилия на них. Определяются математические модели и соответствующие данные, которые используются для описания характеристик рычагов управления, усилий на рычагах управления и динамических характеристик, которые необходимо моделировать на FSTD.

6.1.6 Звуковые эффекты. Определяются виды звуковых эффектов, которые необходимо моделировать. Такие звуковые эффекты обычно создают звуки, возникающие за пределами кабины экипажа, например, аэродинамические шумы, шумы от двигателей, шумы от несущего винта (характерный ″вой″ и срыв потока на лопастях), а также звуки вследствие изменения метеоусловий и звуки внутри кабины экипажа.

6.1.7 Эффекты визуального отображения. Определяется поле обзора видимой через остекление кабины экипажа (визуальной) внекабинной обстановки (по горизонтали и вертикали), т. е. то, как это должно восприниматься из расчетной точки положения глаз пилотов, проходящих тренировку на FSTD. Кроме того, приводится описание технических требований к коэффициенту контрастности и точечным источникам света. Рассматриваются также варианты NVG, HUD и EFVS. Эти эффекты также называют визуальными эффектами.

6.1.8 Вибрационные эффекты. Определяются виды вибрации, которую ощущают пилоты на различных этапах полета. Виды вибрации в значительной мере определяются параметрами полета вертолета: висение в зоне влияния земли (IGE), висение вне зоны влияния земли (OGE), висение против ветра, висение по ветру,

руление по воздуху, переход к горизонтальному полету вперед, изменение подъемной силы на переходном режиме, крейсерский полет, развороты, крутые развороты (виражи), авторотация и т. д.

6.1.9 Акселерационные эффекты. Определяются типы необходимых признаков движения, которые могут создаваться динамикой воздушного судна и другими факторами, такими как тряска фюзеляжа, тряска, обусловленная метеоусловиями, и выполнение руления на земле.

6.1.10 Окружающая обстановка – навигация. Определяется уровень сложности моделируемых навигационных средств, систем и сетей, которые должны уметь эксплуатировать члены летного экипажа, например, GPS, VOR, DME, ILS или NDB.

6.1.11 Окружающая обстановка – метеоусловия. Определяется уровень сложности моделируемых условий окружающей среды и погодных условий, начиная от температуры и давления до моделирования активной грозовой деятельности и т. д.

6.1.12 Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность. Определяется сложность и требуемый уровень детализации моделируемых посадочных площадок и прилегающей местности. Эта характеристика включает такие элементы, как отличия типовых аэропортов/вертодромов от специализированных, требования к визуальной обстановке, данным о высоте местности, базам данных EGPWS и т. д. Так как вертолеты могут совершать посадку на различные посадочные площадки, часто расположенные за пределами аэродромов и/или контролируемого воздушного пространства, то при моделировании визуальных картин окружающей обстановки должно учитываться наличие посадочных площадок подобного типа.

6.1.13 Окружающая обстановка – УВД. Определяется уровень сложности моделируемых условий управления воздушным движением и степень взаимодействия с летным экипажем, проходящим подготовку на FSTD.

6.1.14 Прочие характеристики. В дополнение к указанным выше техническим требованиям определяются критерии FSTD для следующих прочих характеристик FSTD:

- рабочее место инструктора;
- самодиагностика;
- возможности объема памяти компьютера для хранения данных;
- возможности записи, прекращения записи и воспроизведения;
- возможность автоматического тестирования;
- возможность обновления оборудования и программного обеспечения FSTD;
- возможность проведения предполетных проверок систем;
- возможность измерения степени интеграции систем (транспортная задержка).

Глава 7

УРОВНИ АДЕКВАТНОСТИ МОДЕЛИРУЕМЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

7.1 В ходе анализа, проводимого в целях принятия решения о минимальном требуемом уровне адекватности каждой моделируемой характеристики для каждой учебной задачи, за исключением компонента "прочие характеристики", использовались четыре уровня адекватности, а именно: "не требуется", "базовый", "типовой" и "высокий". Эти компоненты можно разбить на следующие три категории:

7.1.1 *Моделирование воздушного судна* включает моделирование следующих характеристик:

7.1.1.1 компоновка и конструкция кабины летного экипажа;
7.1.1.2 модель полета (аэродинамические характеристики и параметры двигателя);
7.1.1.3 управление вертолетом при движении на земле;
7.1.1.4 системы вертолета;
7.1.1.5 рычаги управления и усилия на них.

7.1.2 *Моделирование эффектов* включает моделирование:

7.1.2.1 звуковых эффектов
7.1.2.2 эффектов визуального отображения;
7.1.2.3 вибрационных эффектов;
7.1.2.4 акселерационных эффектов.

7.1.3 *Моделирование окружающей обстановки* включает моделирование следующих характеристик:

7.1.3.1 окружающей обстановки – УВД;
7.1.3.2 окружающей обстановки – навигация;
7.1.3.3 окружающей обстановки – метеоусловия;
7.1.3.4 окружающей обстановки – посадочные площадки и прилегающая местность.

7.2 Ниже в таблице 7-1 приведено описание уровней адекватности для каждой категории характеристик.

Таблица 7-1. Уровни адекватности для каждой категории характеристик

Уровень	*Моделирование воздушного судна*	*Моделирование эффектов*	*Моделирование окружающей обстановки*
Не требуется	Не требуется	Не требуется	Не требуется
Базовый	Не относится к какой-либо модели, типу или модификации вертолета	Общее для вертолетов определенной группы[1]. Простое моделирование ключевых базовых эффектов. *Только для визуальных эффектов*. Воспроизведение общей визуальной обстановки с перспективой, достаточной для обеспечения пилотирования по основным приборам и перехода к визуальному полету при выполнении заходов на посадку с прямой по приборам	Простое моделирование ключевых базовых характеристик окружающей обстановки
Типовой	Типовое для вертолетов определенной группы[1]. Не должно относиться к какому-либо конкретному типу вертолета	*Только для звуковых и акселе-рационных эффектов.* В максимально возможной степени имитируется конкретный вертолет. Однако существующие в настоящее время физические ограничения позволяют имитировать с высоким уровнем адекватности воспроизведения только типовые, но не специфические эффекты. *Только для вибрационных эффектов*. Типовые для вертолетов определенной группы[1]. Не должны относиться к конкретному типу. *Только для визуальных эффектов*. Типовые визуальные условия реальной окружающей обстановки и перспектива.	Моделирование типовых условий реальной окру-жающей обстановки

Высокий	Имитируется вертолет конкретного типа	*Только для звуковых и аксе-лерационных эффектов.* Неприменимо. *Только для вибрационных эффектов*. Имитируется вертолет конкретного типа. *Только для визуальных эффектов*. Имитируются визуальные условия реальной окружающей обстановки и перспектива	Имитируются, насколько это возможно, условия реальной окружающей обстановки в каком-либо конкретном месте

_____

Глава 8

ОБУЧЕНИЕ И ПРОФЕССИОНАЛЬНАЯ ПОДГОТОВКА

8.1 Применение принципов "модульного построения" в летной подготовке предполагает возможность выполнения процедурных компонентов задач по пилотированию, включая задачи по пилотированию в ручном режиме на FSTD, не имеющих некоторых характеристик (например, системы подвижности) или с более низкими уровнями адекватности имитации некоторых характеристик (например, визуальной индикации). Исходя из такого подхода в основной матрице подготовки персонала, описание которой приведено в добавлении С к настоящей части, устанавливаются минимальные уровни адекватности для каждой из перечисленных задач, выполнение которых обеспечивает подготовку пилотов (Т). Подготовка пилотов не заканчивается до тех пор, пока не будут выполнены все задачи, указанные в качестве задач профессиональной подготовки (ТР) с использованием для этого соответствующего этому уровню типа тренажерного устройства.

8.2 Определения терминов "*подготовка (обучение)"* (Т) и *"профессиональная подготовка"* (ТР) приведены в главе 1 части II.

_____

Глава 9

СПРАВОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ЧТЕНИЯ

9.1 Претенденты на проведение оценки, получение квалификационного уровня и надлежащего утверждения FSTD прежде всего должны ознакомиться со справочными материалами, содержащимися в соответствующих документах, опубликованных Международной организацией гражданской авиации (ИКАО), Международной ассоциацией воздушного транспорта (ИАТА) и Королевским обществом аэронавтики (RAeS), в которых идет речь об использовании FSTD, а также содержатся технические и эксплуатационные требования к параметрам и проектированию FSTD. Кроме этого, им следует ознакомиться с правилами и нормативными положениями в отношении использования FSTD, действующими в государстве, для которого запрашивается проведение квалификационной оценки и утверждение FSTD.

9.2 Ниже перечислены соответствующие международные и национальные документы, которые послужили основой для разработки критериев, изложенных в настоящем руководстве:

Австралия Civil Aviation Safety Regulations (CASR) Part 60, *Synthetic Training Devices;*
Civil Aviation Order 45.0;
FSD 1, *Operational Standards and Requirements, Approved Flight Simulators*;
FSD 2, *Operational Standards and Requirements Approved Flight Training Devices.*

Канада TP9685, *Aeroplane and Rotorcraft Simulator Manual.*

Объединенные авиационные администрации (ОАА) Европы:

JAR-FSTD H, *Helicopter Flight Simulation Training Devices;*
JAR-FCL 2, *Flight Crew Licensing (Helicopter)*.

Соединенные Штаты Америки:

14 CFR FAR Part 60, *Flight Simulation Training Device Initial and Continuing Qualification of Use;*
Advisory Circular 120-63, *Helicopter Simulator Qualification;*
FAA, *Airline Transport Pilot and Aircraft Type Rating Practical Test Standards for Helicopter,* FAA-S-8081-20, US Government Printing Office, Washington, DC, August 1998.

Франция *Projet d'arrêté relatif à l'agrément des simulateurs de vol,* 1988.

9.3 Дополнительные соответствующие документы.

Издания Королевского общества аэронавтики:

Data Package Requirements for Design and Performance Evaluation of Rotary Wing Synthetic Training Devices. First Release, April 2004.

Примечание. Для сведения следует отметить, что Королевское общество аэронавтики (RAeS) в принципе согласилось подготовить и выпустить такой же справочник по оценке тренажерных устройств имитации полета вертолетов как и соответствующий документ по самолетам.

9.4 Кроме этого, важно на регулярной основе отслеживать соответствующие нормативные и инструктивные материалы, размещаемые на веб-сайтах национальных авиационных администраций (NAA), чтобы знать о последних мнениях нормативных органов в отношении новых технологий или практических методов.

Добавление А

МАТРИЦА УЧЕБНЫХ ЗАДАЧ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВИДА ПОДГОТОВКИ/ТИПА СВИДЕТЕЛЬСТВА

1. ВВЕДЕНИЕ

Приводимая в настоящем добавлении матрица составлена на основе базовой матрицы и соответствует этапу 2 на рис. 3-1 в главе 3 "Схема поэтапного процесса формирования QTG". Учебные задачи в матрице распределяются так, как это необходимо для каждого типа свидетельства, уровня квалификации, квалификационной отметки или вида подготовки, определенных в главе 4, и для выполнения которых целесообразно использовать прошедшее соответствующую квалификационную оценку FSTD.

Ниже приведены пояснительные примечания, которые помогают понять эту матрицу, а именно:

a) профессиональная подготовка (TP) для получения свидетельства пилота-любителя (PPL) и свидетельства пилота коммерческой авиации (CPL) проводится только на вертолете;

b) восстановление навыков пилотирования после перерыва в летной практике (Re) считается только упражнением в процессе подготовки пилотов (T), но не их профессиональной подготовкой (TP);

c) неисправности, включенные в базовую матрицу, охватывают общие случаи неисправностей вертолета; список неисправностей приводится в добавлении С к настоящей части руководства, однако он не является исчерпывающим и предназначен служить только для ориентации (дополнительную информацию см. в дополнении А к настоящей части руководства). Неисправности не связаны с типами свидетельств, и поэтому не включены в данное добавление А.

2. МАТРИЦА УЧЕБНЫХ ЗАДАЧ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ВИДА ПОДГОТОВКИ/ТИПА СВИДЕТЕЛЬСТВА

Группа задач	Номер	Описание	PPL	CPL	IR(I)	IR(R)	ATPL	TR(I)	RL	Re	OS
Предполетные/ послеполетные процедуры	**1.01**	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.02	Проверки перед запуском, и после останова двигателя(ей)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.03	Программирование систем автоматизации	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.04	Настройка навигационных средств	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.06	Радиосвязь (речевая)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.07	Запуск/останов несущего винта	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.09	Руление по земле (если применимо)	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	1.10	Проверка перед взлетом	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
Взлет и фаза ухода	**2.01**	Взлет в нормальных условиях, при боковом ветре и с попутным ветром	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	T	T,TP
	2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	2.03	Взлет с площадки с уклоном	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.04	Взлет с разбегом	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.06	Режим висения/руление по воздуху	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.07	Полет вбок и полет назад	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.08	Развороты при висении	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	TP
	2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	TP
	2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	N/A	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	T	T,TP
	2.12	Зарезервировано									

Группа задач	Номер	Описание	PPL	CPL	IR(I)	IR(R)	ATPL	TR(I)	RL	Re	OS
	2.13	Взлет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	2.15	Набор высоты (ПВП)	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A
	2.17	Проверки после вылета	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
Эксплуатация в полете	**3.01**	Выполнение указаний службы УВД	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.03	Радиосвязь (речевая)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.05	Счисление пути (полета)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A
	3.06	Визуальная навигация	T	T	N/A	N/A	T,TP	N/A	N/A	N/A	T,TP
	3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	N/A	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землей (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.09	Инструктаж пассажиров	N/A	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	3.10	Управление системами вертолета	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
Маневры в полете	**4.01**	Изменение скорости	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.02	Набор высоты/снижение	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	4.05	Полет на малой скорости	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP

Группа задач	Номер	Описание	PPL	CPL	IR(I)	IR(R)	ATPL	TR(I)	RL	Re	OS
	4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
Схемы полетов по приборам	**5.01**	Взлет по приборам	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
	5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
	5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A
	5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	T	N/A
	5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	T	N/A
	5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	T	N/A
	5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	T,TP	T,TP	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
Посадка и заход на посадку	**6.01**	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров / вертолетную площадку с превышением	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.03	Заход на посадку по ветру	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	6.04	Быстрая остановка	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	6.05	Зависание (переход на режим висения)	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	N/A
	6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	N/A	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	T	T,TP
	6.07	Зарезервировано									

Группа задач	Номер	Описание	PPL	CPL	IR(I)	IR(R)	ATPL	TR(I)	RL	Re	OS
	6.08	Вертикальные посадки	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	T	T,TP
	6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	6.10	Посадки на платформу буровой установки/	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	6.11	Посадка на площадку с уклоном	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров / вертолетную площадку с превышением	T	T	N/A	N/A	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP
	6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	T,TP
	6.16	Проверки после посадки	T	T	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	T,TP	N/A	T,TP

Добавление B

СВОДНАЯ МАТРИЦА FSTD

1. СВОДНАЯ МАТРИЦА

Приведенная ниже в таблице B-1 сводная матрица применима в отношении тех эксплуатантов, которые используют пять типов FSTD базового уровня.

Таблица B-1. Сводная матрица FSTD

Тип устройства	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
Тип V	S	S	S	S	S	R	S	S	R	S	S	S	G
Тип IV	S	S	S	S	S	R	S	S	R1	S	S	S	G
Тип III	S	S	S	S	S	R	S	R	N	S	S	S	G
Тип II (ПВП)	R	R	G	R	R	G	S	G	N	S	R	R	G
Тип I (IR)	R	R	G	R	R	G	G	G	N	S	G	G	G

Тип устройства	PPL		CPL		IR(I)		IR(R)		ATPL		TR(I)		RL		Re(90)	OS		Mals	
	TP	T	TP	T	TP	T	TP	T	TP	T	TP	T	TP	T	T	TP	T	TP	T
V	0 %	100 %	0 %	100 %	80 %	100 %	100 %	100 %	100 %	100 %	100 %	100%	100 %	100 %	100 %	100 %	100 %	100 %	100 %
IV	0 %	100 %	0 %	100 %	80 %	100 %	100 %	100 %	66 %	100 %	65 %	100 %	65 %	100 %	0 %	63 %	100 %	40 %	100 %
III	0 %	100 %	0 %	100 %	70 %	100 %	87 %	100 %	42 %	100 %	40 %	100 %	43 %	100 %	0 %	43 %	100 %	24 %	84 %
II (ПВП)	0 %	92 %	0 %	87 %	60 %	93 %	77 %	93 %	38 %	87 %	8 %	19 %	8 %	45 %	0 %	4 %	28 %	0 %	47 %
I (IR)	0 %	53 %	0 %	51 %	60 %	90 %	77 %	90 %	32 %	51 %	8 %	17 %	8 %	20 %	0 %	4 %	15 %	0 %	40 %

2. РУКОВОДСТВО ДЛЯ ПОНИМАНИЯ СВОДНОЙ МАТРИЦЫ FSTD:

2.1 Т – см. указание в отношении определения *"подготовка (обучение)"* в главе 8 настоящей части руководства.

2.2 ТР – см. указание в отношении определения *"профессиональная подготовка"* в главе 8 настоящей части руководства.

2.3 Устройство, которое используется для демонстрации уровня профессиональной подготовки (ТР), может также использоваться для обучения (Т) выполнению такой же задачи.

2.4 С определениям производного уровня адекватности имитации характеристик R1 можно ознакомиться в п. 2.2.5, глава 2, часть II.

2.5 Для характеристики "Окружающая обстановка – УВД" уровни адекватности имитации характеристик R и S в приведенной выше сводной матрице в настоящее время не используются. Оценка имитации характеристики "Окружающая обстановка – УВД" и связанные с ней критерии квалификационной оценки будут уточняться по мере накопления опыта и будущего подтверждения концепции (см. дополнение О к части II).

2.6 Процентные величины, указанные в приведенной выше таблице, служат только для ориентировки. Они представляют собой простую численную оценку той части учебных задач, которые могут быть выполнены для получения конкретного свидетельства или квалификационной отметки пилота исходя из предположения, что все учебные задачи одинаково важны. Любая программа подготовки требует разработки более детализированного учебного плана, что выходит за рамки данной части руководства, но только такой учебный план, составленный с учетом базовой матрицы, позволяет оценить подготовку, которую можно провести с помощью конкретного FSTD.

Добавление C

Базовая матрица FSTD

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Базовая матрица разработана для определения уровней адекватности имитации характеристик тренажерных устройств, которые требуются для выполнения каждой из возможных учебных задач в целях получения профессиональной подготовки по каждому из 10 типов свидетельств пилота, квалификационному уровню, квалификационной отметке или виду подготовки, описание которых приведено в главе 4 к настоящей части руководства.

1.2 Базовая матрица была разработана экспертами по подготовке пилотов вертолетов и проведению соответствующих проверок, которые представляли нормативные органы, эксплуатантов и организации, занимающиеся подготовкой персонала. Она подготовлена в форме электронной таблицы с указанием способов оценки данных, управления ими и операций фильтрации данных, которые считались важными для разработки этого руководства. Полученные в результате выходные данные этой электронной таблицы базовой матрицы представлены в сокращенном виде в данном добавлении.

1.3 Базовая матрица состоит из двух таблиц:

- первая таблица включает все виды подготовки для требования "Подготовка (обучение)" (T);
- вторая таблица охватывает все виды подготовки для требования "Профессиональная подготовка" (TP).

1.4 Это основной справочный материал, используемый для определения пяти типов FSTD базового уровня, и материала, содержащегося в части I тома II.

1.5 Типы FSTD базового уровня были определены в процессе суммирования отдельных строк базовой матрицы в единое определение тренажерного устройства, способного обеспечить выполнение ряда учебных задач.

1.6 Ниже в пп. 2–11 приводятся распечатки данных базовой матрицы для каждого отдельного типа подготовки из числа десяти типов, перечисленных в главе 4 настоящей части руководства. Распечатки данных базовой матрицы для каждого вида подготовки подразделяются на требования "Подготовка (обучение)" (T) и "Профессиональная подготовка" (TP), если оба эти требования определены в базовой матрице. В каждом пункте приводится имеющаяся информация об уровне адекватности имитации, который необходим для каждой характеристики тренажерного устройства и вида подготовки по каждой отдельной учебной задаче.

2. PPL. ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ – ПОДГОТОВКА (Т)
ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОНКРЕТНЫХ УЧЕБНЫХ ЗАДАЧ

PPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	R	N	N	R	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	G	G	G	G	G	N	G	G	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	G	G	G	G	R	G	G	G	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	G	G	G	G	G	N	R	G	N	N	G	G	N
1.10	Проверка перед взлетом	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	G	G	G	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	G	G	R	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	G	G	R	R	R	N	G	G	N	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	R	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.07	Полет вбок и полет назад	G	R	N	R	G	N	S	G	N	N	G	R	N
2.08	Развороты при висении	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	G	G	N	R	R	N	S	G	N	N	G	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	G	R	N	G	G	N	G	G	N	N	G	G	N
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	G	R	N	G	G	N	G	G	N	N	G	G	N
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	G	G	N	G	G	G	G	N	N	S	G	G	G

PPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	G	G	N	N	G	G	R	N	N	N	R	R	N
3.03	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	G	G	N	G	G	G	R	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	G	G	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
3.06	Визуальная навигация	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	Инструктаж пассажиров	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.10	Управление системами вертолета	G	G	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи (с углом крена 30 градусов или более)	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	G	R	N	R	R	G	G	G	N	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	G	R	N	G	G	G	N	G	N	N	G	N	N
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

PPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	G	G	N	G	G	N	S	G	N	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	G	N
6.04	Быстрая остановка	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	G	N
6.05	Зависание (переход на режим висения)	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	G	G	G	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	G	G	R	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	G	G	R	R	R	N	G	G	N	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/ вертолетную площадку с превышением	G	G	G	R	R	N	S	G	N	N	G	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N

3. CPL. ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ – ПОДГОТОВКА (Т)
ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОНКРЕТНЫХ УЧЕБНЫХ ЗАДАЧ

CPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	R	N	N	R	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	G	G	G	G	G	N	G	G	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	G	G	G	G	R	G	G	G	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	G	G	G	G	G	N	R	G	N	N	G	G	N
1.10	Проверка перед взлетом	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	G	G	G	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	G	G	R	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	G	G	R	R	R	N	G	G	N	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	R	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.07	Полет вбок и полет назад	G	R	N	R	G	N	S	G	N	N	G	R	N
2.08	Развороты при висении	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	G	S	N	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	G	G	N	R	R	N	S	G	N	N	G	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	G	R	N	G	G	N	G	G	N	N	G	G	N
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	G	R	N	G	G	N	G	G	N	N	G	G	N
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	G	G	N	G	G	G	G	N	N	S	G	G	G

CPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	G	G	N	N	G	G	R	N	N	N	R	R	N
3.03	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	G	G	N	G	G	G	R	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	G	G	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
3.06	Визуальная навигация	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	G	G	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	G	R	N	G	G	G	G	G	N	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	G	R	N	S	S	G	G	G	N	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	G	R	N	G	G	G	N	G	N	N	G	N	N
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

CPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	G	G	N	G	G	N	S	G	N	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	G	N
6.04	Быстрая остановка	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	G	N
6.05	Зависание (переход на режим висения)	G	R	N	R	G	N	R	G	N	N	G	R	N
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	G	S	N	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	G	G	G	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	G	G	R	R	R	N	R	G	N	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	G	G	R	R	R	N	G	G	N	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	G	G	G	R	R	N	S	G	N	N	G	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	G

4. IR(I). ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ

4.1 IR(I). Данные базовой матрицы – подготовка (Т). Определение конкретных учебных задач

IR(I) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	G	N	N	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	G	N	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	G	G	G	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	Проверка перед взлетом	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	Взлет с разбегом	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	Режим висения/руление по воздуху	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	Полет вбок и полет назад	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	Развороты при висении	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N

IR(I) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.01	Выполнение указаний службы УВД	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.03	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	R	R	N	R	R	G	N	N	N	S	R	G	G
3.05	Счисление пути (полета)	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	G	N
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	R	R	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.02	Набор высоты/снижение	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	Полет на малой скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	G	N	N	N	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	G	R	N	G	R	N	G	N	N	S	G	G	G
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	G	R	N	G	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	R	R	N	R	R	G	N	N	N	N	G	N	N
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	Полет в зоне ожидания	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N

IR(I) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.07	Точные заходы на посадку	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	Заход на посадку по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	Быстрая остановка	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	Зависание (переход на режим висения)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	G

4.2 IR(I). Данные базовой матрицы – профессиональная подготовка (TP)

IR(I) (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	R	N	N	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	G	N	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	R	N	N	R	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	G
1.06	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	R	G	G	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	Проверка перед взлетом	R	G	G	R	R	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	Взлет с разбегом	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	Режим висения/руление по воздуху	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	Полет вбок и полет назад	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	Развороты при висении	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

IR(I) (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.03	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	S	R	N	S	R	G	N	N	N	S	R	G	G
3.05	Счисление пути (полета)	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	G	N
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	R	R	N	R	R	G	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.02	Набор высоты/снижение	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	Полет на малой скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	R	N	R	R1	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	R	R	N	R	R	N	G	R	R1	S	G	G	G
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	R	R	N	R	R	R	N	R	R1	N	G	N	N
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	Полет в зоне ожидания	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.07	Точные заходы на посадку	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	S

IR(I) (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	R	R	N	R	R	N	N	G	R1	S	G	G	S
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	Заход на посадку по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	Быстрая остановка	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	Зависание (переход на режим висения)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	R	G	G	R	R	G	N	N	N	N	N	N	G

5. IR(R). ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ

5.1 IR(R). Данные базовой матрицы – подготовка (T). Определение конкретных учебных задач

IR(R) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	G	N	N	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	G	N	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	G	G	G	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	Проверка перед взлетом	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	Взлет с разбегом	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	Режим висения/руление по воздуху	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	Полет вбок и полет назад	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	Развороты при висении	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N

IR(R) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.01	Выполнение указаний службы УВД	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.03	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	R	R	N	R	R	G	N	N	N	S	R	G	G
3.05	Счисление пути (полета)	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	G	N
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	R	R	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.02	Набор высоты/снижение	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	Полет на малой скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	G	N	N	N	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	G	R	N	G	R	N	G	N	N	S	G	G	G
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	G	R	N	G	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	R	R	N	R	R	G	N	N	N	N	G	N	N
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	Полет в зоне ожидания	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N

IR(R) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.07	Точные заходы на посадку	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	N
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	Заход на посадку по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	Быстрая остановка	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	Зависание (переход на режим висения)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и с боковым ветром по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	G

5.2 IR(R). Данные базовой матрицы – профессиональная подготовка (TP)

IR(R) (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	G	N	N	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	G	N	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	R	N	N	R	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	G
1.06	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	R	G	G	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	Проверка перед взлетом	R	G	G	R	R	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	Взлет с разбегом	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	Режим висения/руление по воздуху	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	Полет вбок и полет назад	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	Развороты при висении	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

IR(R) (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.03	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	S	R	N	S	R	G	N	N	N	S	R	G	G
3.05	Счисление пути (полета)	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	G	N
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	R	R	N	R	R	G	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.02	Набор высоты/снижение	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	Полет на малой скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	R	N	R	R1	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	R	R	N	R	R	N	G	R	R1	S	G	G	G
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	R	R	N	R	R	R	N	R	R1	N	G	N	N
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	Полет в зоне ожидания	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.07	Точные заходы на посадку	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	G

IR(R) (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	R	R	N	R	R	N	N	G	R1	S	G	G	G
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	Заход на посадку по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	Быстрая остановка	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	Зависание (переход на режим висения)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	R	G	G	R	R	G	N	N	N	N	N	N	G

6. ATPL. ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ

6.1 ATPL. Данные базовой матрицы – подготовка (T). Определение конкретных учебных задач

ATPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	R	N	N	R	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	G	N	N
1.06	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	G	G	G	G	G	N	G	N	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	G	G	G	G	R	G	G	N	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	G	G	G	G	G	N	R	G	N	N	G	G	N
1.10	Проверка перед взлетом	G	G	G	G	G	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	G	G	G	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	G	G	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	G	G	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.07	Полет вбок и полет назад	G	R	N	R	G	N	S	N	N	N	G	G	N
2.08	Развороты при висении	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	G	S	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	G	G	N	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	G	R	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	G	R	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	G	G	N	G	G	G	G	N	N	S	G	G	G

ATPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	G	G	N	N	G	G	R	N	N	N	R	R	N
3.03	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	G	G	N	G	G	G	R	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	G	G	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
3.06	Визуальная навигация	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	G	G	N	R	G	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	G	R	N	S	S	G	G	N	N	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	G	R	N	G	G	G	N	N	N	N	G	N	N
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

ATPL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	G	G	N	G	G	N	S	N	N	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
6.04	Быстрая остановка	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
6.05	Зависание (переход на режим висения)	G	R	N	R	G	N	R	N	N	N	G	G	N
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	G	S	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	G	G	G	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	G	G	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	G	G	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	G	G	G	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	N	N	G

6.2 ATPL. Данные базовой матрицы – профессиональная подготовка (ТР)

ATPL (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	R	N	N	R	G	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	R	G	G	R	R	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	R	N	N	R	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	G	N	N	G	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	G	G	G	G	G	G	N	N	N	N	G	N	G
1.06	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	G	G	G	G	G	G	R	R	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	G	G	G	R	R	G	G	G	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	G	G	G	G	G	G	R	G	R1	N	G	G	G
1.10	Проверка перед взлетом	R	R	G	R	R	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	R	R	R	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	R	R	R	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	R	R	R	R	R	G	R	R	R1	N	G	R	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.07	Полет вбок и полет назад	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	G	R	N
2.08	Развороты при висении	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	G	R	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	G	R	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	S	S	N	S	S	G	R	R	R	N	G	R	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	S	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	R	R	N	R	R	R	G	R	R1	N	G	G	N
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	R	R	N	R	R	R	G	R	R1	N	G	G	N
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	G	G	N	G	G	G	G	N	N	S	G	G	G
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	G	G	N	N	G	G	R	N	N	N	R	R	N
3.03	Радиосвязь (речевая)	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	G

ATPL (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	G	G	N	G	G	G	R	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	G	G	N	G	G	N	G	N	N	N	G	G	N
3.06	Визуальная навигация	G	G	N	G	G	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	G	G	N	G	G	N	N	N	N	S	G	G	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	G	G	N	R	G	G	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	R	R	N	R	R	R	R	G	R1	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	R	R	N	R	R	R	N	R	R1	N	G	N	N
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

ATPL (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	G	G	N	G	G	N	R	N	R1	N	G	R	N
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	R	R	N	R	R	G	S	R	R	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	G	N
6.04	Быстрая остановка	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	G	N
6.05	Зависание (переход на режим висения)	R	R	N	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	S	S	N	S	S	G	R	R	R	N	G	R	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	R	R	R	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	R	R	R	R	R	G	R	R	R	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	R	R	R	R	R	G	R	R	R1	N	G	R	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	R	R	R	R	R	G	S	R	R	N	S	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	R	R	G	R	R	G	N	N	N	N	N	N	G

7. TR(I). ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ

7.1 TR(I). Данные базовой матрицы – подготовка (T). Определение конкретных учебных задач

TR(I) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	S	R	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
1.06	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	S	S	G	S	S	N	S	N	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	S	S	S	S	S	R	G	N	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	S	S	S	S	S	G	R	R	N	N	G	G	N
1.10	Проверка перед взлетом	S	S	G	S	S	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	R	R	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
2.07	Полет вбок и полет назад	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
2.08	Развороты при висении	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	S	S	N	S	S	N	S	G	N	N	G	G	N
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	G	S	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	R	R	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	R	S	N	S	S	N	G	N	N	N	G	G	N
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	R	S	N	S	S	N	G	N	N	N	G	G	N
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	S	S	N	S	R	R	G	N	N	S	R	R	G

TR(I) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	G	G	N	N	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

TR(I) (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	G	G	N	G	G	N	S	N	N	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
6.04	Быстрая остановка	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	G	N
6.05	Зависание (переход на режим висения)	S	S	N	S	S	N	S	G	N	N	G	G	N
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	G	S	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	R	R	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	S	S	S	S	S	N	S	N	N	N	G	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

7.2 TR(I). Данные базовой матрицы – профессиональная подготовка (TP)

TR(I)(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	S	R	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	G
1.06	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	S	S	R	S	S	G	S	S	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	S	S	S	S	S	R	G	R	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	S	S	S	S	S	G	R	S	R1	N	G	G	G
1.10	Проверка перед взлетом	S	S	G	S	S	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	S	S	S	S	S	R	R	S	R1	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.07	Полет вбок и полет назад	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.08	Развороты при висении	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	S	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	S	S	N	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	S	S	N	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
2.17	Проверки после вылета	R	R	N	R	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	S	S	N	S	R	R	G	N	N	S	R	R	G
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N

TR(I)(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.03	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	S	S	N	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	S	S	N	R	S	R	G	S	R1	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	S	S	N	R	S	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	S	S	N	R	S	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	S	S	N	R	S	R	R	S	R1	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	S	S	N	S	S	R	G	S	R1	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

TR(I)(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	S	S	N	S	S	N	R	N	R1	N	G	R	N
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	R	N	N	R	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.04	Быстрая остановка	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.05	Зависание (переход на режим висения)	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	S	S	N	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	S	S	S	S	S	R	R	S	R1	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	S	S	S	S	S	R	S	S	R	N	S	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

8. RL. ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ

8.1 RL. Данные базовой матрицы – подготовка (T). Определение конкретных учебных задач

RL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	S	R	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
1.06	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	S	S	G	S	S	N	S	N	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	R	R	R	R	R	R	G	N	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	S	S	S	S	S	G	R	R	N	N	G	G	N
1.10	Проверка перед взлетом	S	S	G	S	S	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	R	R	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.07	Полет вбок и полет назад	R	R	N	R	R	N	S	N	N	N	G	G	N
2.08	Развороты при висении	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	R	R	N	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	R	S	N	S	S	N	G	N	N	N	G	G	N
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	S	S	N	S	R	R	G	N	N	S	R	R	G

RL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	G	G	N	N	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

RL (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	R	R	N	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.04	Быстрая остановка	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.05	Зависание (переход на режим висения)	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	R	R	R	R	R	N	G	N	N	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	R	R	R	R	R	N	S	N	N	N	G	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

8.2 RL. Данные базовой матрицы – профессиональная подготовка (TP)

RL(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	S	R	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	G
1.06	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	S	S	R	S	S	G	S	R	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	R	R	R	R	R	R	G	R	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	S	S	S	S	S	G	R	R	R1	N	G	G	G
1.10	Проверка перед взлетом	S	S	G	S	S	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	S	S	R	S	S	R	R	R	R	N	G	R	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	S	S	S	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	S	S	N	S	S	R	R	R	R	N	G	R	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	S	S	N	S	S	R	R	R	R	N	G	R	N
2.07	Полет вбок и полет назад	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.08	Развороты при висении	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	S	S	N	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	G	G	N	G	N	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	S	S	N	S	R	R	G	N	N	S	R	R	G

RL(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	S	S	N	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	S	S	N	R	S	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	S	S	N	R	S	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	S	S	N	R	S	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	S	S	N	R	S	R	R	G	R1	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	S	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

RL(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	S	S	N	S	S	N	R	N	R1	N	G	R	N
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.04	Быстрая остановка	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.05	Зависание (переход на режим висения)	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	S	S	R	S	S	R	R	R	R	N	G	R	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	S	S	S	S	S	R	R	R	R1	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

9. RE. ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ — ПОДГОТОВКА (T)

Re (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.03	Программирование систем автоматизации	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.04	Настройка навигационных средств	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.06	Радиосвязь (речевая)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.07	Запуск/останов несущего винта	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.09	Руление по земле (если применимо)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
1.10	Проверка перед взлетом	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	S	S	R	S	S	N	R	R	R	N	G	G	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.03	Взлет с площадки с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.04	Взлет с разбегом	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.06	Режим висения/руление по воздуху	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.07	Полет вбок и полет назад	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.08	Развороты при висении	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	G	S	N	R	R	N	R	N	R	N	G	G	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.15	Набор высоты (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.01	Выполнение указаний службы УВД	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.03	Радиосвязь (речевая)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.05	Счисление пути (полета)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	Визуальная навигация	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

Re (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.09	Инструктаж пассажиров	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.10	Управление системами вертолета	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.01	Изменение скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.02	Набор высоты/снижение	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.05	Полет на малой скорости	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

Re (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/ вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.03	Заход на посадку по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	Быстрая остановка	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	Зависание (переход на режим висения)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	G	S	N	R	R	N	R	N	R	N	G	G	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	S	S	R	S	S	N	R	R	R	N	G	G	N
6.09	Посадки на палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.10	Посадки на платформу буровой установки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.11	Посадка на площадку с уклоном	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.16	Проверки после посадки	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

10. OS. ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ – ПОДГОТОВКА (Т)

10.1 OS. Данные базовой матрицы – подготовка (Т). Определение конкретных учебных задач

OS (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	S	N	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
1.06	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	S	S	G	S	S	N	S	N	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	S	S	S	S	S	R	G	N	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	S	S	S	S	S	G	R	R	N	N	G	G	N
1.10	Проверка перед взлетом	S	S	G	S	S	N	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	S	S	R	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	R	G	N
2.03	Взлет с площадки с уклоном	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	N	N	N	N	N	N	R	N	N	N	N	N	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	N	N	N	N	N	N	R	N	N	N	N	N	N
2.07	Полет вбок и полет назад	N	N	N	N	N	N	S	N	N	N	N	N	N
2.08	Развороты при висении	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	R	S	N	S	R	N	R	N	N	N	G	G	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	G	G	N	R	R	N	S	N	N	N	R	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	R	R	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	R	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	N

OS (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.01	Выполнение указаний службы УВД	S	S	N	S	R	R	S	N	N	S	R	R	G
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N
3.03	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	Визуальная навигация	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	G	R	N	G	G	G	G	N	N	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	R	R	N	R	R	G	G	N	N	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	G	G	N	N	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	N
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	N
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

OS (T)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	R	N
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	N
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	R	S	N	S	R	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	R	S	N	S	R	N	S	N	N	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	Быстрая остановка	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	Зависание (переход на режим висения)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	R	S	N	S	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	S	S	R	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
6.09	Посадки на палубу корабля	G	G	R	R	R	N	R	N	N	N	R	R	N
6.10	Посадки на платформу буровой установки	G	G	R	R	R	N	R	N	N	N	R	R	N
6.11	Посадка на площадку с уклоном	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	R	G	N
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/ вертолетную площадку с превышением	G	G	R	R	R	N	S	N	N	N	R	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	G	G	N	R	R	N	R	N	N	N	R	R	N
6.16	Проверки после посадки	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

10.2 OS. Данные базовой матрицы – профессиональная подготовка (TP)

OS(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
1.01	Предполетный осмотр (только кабина экипажа)	S	N	N	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.02	Проверки перед запуском и после останова двигателя(ей)	S	N	G	S	S	N	N	N	N	N	N	N	N
1.03	Программирование систем автоматизации	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	N
1.04	Настройка навигационных средств	R	N	N	R	N	N	N	N	N	S	N	N	N
1.05	Запуск/останов двигателя(ей)	S	S	G	S	S	R	N	N	N	N	G	N	G
1.06	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
1.07	Запуск/останов несущего винта	S	S	R	S	S	G	S	S	N	N	G	N	N
1.08	Проверка систем (электрической, гидравлической, системы рычагов управления, автопилота)	S	S	S	S	S	R	G	R	N	N	G	N	N
1.09	Руление по земле (если применимо)	S	S	S	S	S	G	R	S	R1	N	G	G	G
1.10	Проверка перед взлетом	S	S	G	S	S	G	N	N	N	S	N	N	G
2.01	Взлет в нормальных условиях, с боковым ветром и по ветру	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.02	Взлет в особых условиях (снег, песок, пыль)	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	R	R	N
2.03	Взлет с площадки с уклоном	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.04	Взлет с разбегом	S	S	S	S	S	R	S	R	R1	N	G	G	N
2.05	Проверки в режиме висения и после взлета	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.06	Режим висения/руление по воздуху	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.07	Полет вбок и полет назад	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.08	Развороты при висении	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.09	Полет по малому кругу (вокруг хвоста)	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.10	Переход в прямолинейный горизонтальный полет	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.11	Вылеты по профилям PC1/2/3	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
2.12	Зарезервировано													
2.13	Вылет с площадки/вертолетной площадки ограниченных размеров	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
2.14	Управление системами автоматизации (выбор режима, полет в режиме автопилот)	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
2.15	Набор высоты (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.16	Выравнивание (выход в горизонтальный полет) (ПВП)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
2.17	Проверки после вылета	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	N	N
3.01	Выполнение указаний службы УВД	S	S	N	S	R	R	S	N	N	S	R	R	G
3.02	Выдерживание визуального интервала (эшелонирование)	S	S	N	S	R	R	S	N	N	N	R	R	N

OS(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
3.03	Радиосвязь (речевая)	S	N	N	S	N	N	N	N	N	N	N	N	G
3.04	Реагирование на изменение метеоусловий	S	R	N	S	R	G	S	N	N	N	R	G	N
3.05	Счисление пути (полета)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
3.06	Визуальная навигация	S	S	N	S	S	N	S	N	N	N	G	R	N
3.07	Навигация с использованием радиотехнических средств	S	S	N	S	R	N	N	N	N	S	G	N	G
3.08	Управление/действия в ответ на сигналы усовершенствованной системы предупреждения об опасном сближении с землёй (EGPWS)/устройства автоматической речевой сигнализации (AVAD)/системы выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)/метеорологического радиолокатора	S	S	N	S	R	N	N	N	N	N	R	S	G
3.09	Инструктаж пассажиров	G	N	N	G	N	N	N	N	N	N	N	N	N
3.10	Управление системами вертолета	S	S	N	S	S	R	N	N	N	N	G	N	N
4.01	Изменение скорости	R	R	N	R	R	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.02	Набор высоты/снижение	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.03	Развороты в горизонтальной плоскости	R	R	N	R	R	R	G	G	R1	N	G	N	N
4.04	Крутые развороты (виражи) (с углом крена 30 градусов или более)	R	R	N	R	R	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.05	Полет на малой скорости	S	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	N	N
4.06	Снижение на режиме авторотации (неаварийный случай)	R	S	N	S	S	R	G	R	R1	N	G	G	N
5.01	Взлет по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.02	Стандартная схема вылета по приборам (SID)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.03	Основные навыки выполнения полетов по приборам (горизонтальный полет по прямой, развороты, виражи, изменение скорости, набор высоты и снижение)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.04	Стандартная схема прибытия в зону аэродрома/прибытие с использованием системы FMS	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	G
5.05	Проверки на начальном и конечном этапе захода на посадку	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	G	G
5.06	Полет в зоне ожидания	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.07	Точные заходы на посадку	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
5.08	Неточные заходы на посадку по приборам	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A

OS(TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
5.09	Заход на посадку с использованием бортовой РЛС (ARA)	S	S	N	S	S	N	N	N	N	S	G	R	G
5.10	Прерванный заход на посадку/уход на второй круг	S	S	N	S	S	N	N	R	R1	S	G	G	G
5.11	Непредвиденное попадание в сложные метеоусловия	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.01	Проверка на конечном этапе захода на посадку/перед посадкой	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
6.02	Заходы на посадку на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.03	Заход на посадку по ветру	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.04	Быстрая остановка	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.05	Зависание (переход на режим висения)	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A	N/A
6.06	Заходы на посадку в нормальных условиях и при боковом ветре по профилям PC1/2/3	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.07	Зарезервировано													
6.08	Вертикальные посадки	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.09	Посадки на палубу корабля	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
6.10	Посадки на платформу буровой установки	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
6.11	Посадка на площадку с уклоном	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	R	N
6.12	Посадки в особых условиях (снег/песок/пыль)	S	S	R	S	S	R	S	R	R	N	R	R	N
6.13	Посадки с пробегом ("по-самолетному")	S	S	S	S	S	R	S	R	R1	N	G	G	N
6.14	Посадка на площадку ограниченных размеров/вертолетную площадку с превышением	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	S	R	N
6.15	Уход на второй круг при выполнении посадки на платформу буровой установки/палубу корабля	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	R	R	N
6.16	Проверки после посадки	S	S	G	S	S	G	N	N	N	N	N	N	G

11. НЕИСПРАВНОСТИ. ДАННЫЕ БАЗОВОЙ МАТРИЦЫ

11.1 Неисправности. Данные базовой матрицы – подготовка (Т). Определение конкретных учебных задач

НЕИСПРАВНОСТИ (Т)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
7.01	Неисправность системы улучшения устойчивости в полете	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.02	Неисправность автопилота в полете	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.03	Возгорание двигателя на земле или в режиме висения	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
7.04	Возгорание двигателя в прямолинейном горизонтальном полете	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.05	Неисправности двигателя	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.06	Пожар в фюзеляже или задымление на земле или в режиме висения	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.07	Пожар в фюзеляже или задымление во время прямолинейного горизонтального полета	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.08	Отказ двигателя до точки принятия решения/прерванный взлет	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.09	Отказ двигателя после точки принятия решения (для много-двигательных вертолетов)	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.10	Заход на посадку по приборам и уход на второй круг с одним неработающим двигателем	R	R	N	R	R	N	N	N	N	S	G	G	N
7.11	Заход на посадку по приборам и посадка с одним нерабо-тающим двигателем	R	R	R	R	R	N	R	N	N	S	G	G	N
7.12	Посадка на режиме авторотации с выключенным двигателем	S	S	S	S	S	G	R	R	R1	N	G	G	N
7.13	Зарождающееся вихревое кольцо на несущем винте (НВ) на высоте	R	R	N	R	R	R	R	R	N	N	G	N	N
7.14	Зарождающееся вихревое кольцо на несущем винте (НВ) при заходе на посадку	R	R	N	R	R	R	R	R	N	N	G	G	N
7.15	Выход из сложного простран-ственного положения	G	G	N	G	G	N	N	G	N	N	G	N	N
7.16	Стружка в масле в главном редукторе, промежуточном редукторе, редукторе рулевого винта в режиме висения	R	R	N	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N

НЕИСПРАВНОСТИ (Т)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
7.17	Стружка в масле в главном редукторе, промежуточном редукторе, редукторе хвостового винта в прямолинейном горизонтальном полете	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.18	Отказ гидросистемы в режиме висения	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
7.19	Отказ гидросистемы в прямолинейном горизонтальном полете	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.20	"Закусывание" сервопривода (эффект "сервопрозрачности")	R	R	N	R	R	N	G	N	N	N	G	N	N
7.21	Отказ приборного оборудования (системы индикации) в полете по ПВП	R	R	N	R	R	N	G	N	N	N	G	N	N
7.22	Отказ приборного оборудования (системы индикации) в полете по ППП	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	G	N
7.23	Отказ системы постоянного тока	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.24	Отказ системы переменного тока	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.25	Отказ аккумулятора	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.26	Полный отказ системы электроснабжения	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.27	Отказ системы перекачки топлива	S	S	N	S	G	N	N	N	N	N	G	N	N
7.28	Неисправность системы подачи топлива	S	S	N	S	G	G	N	N	N	N	G	N	N
7.29	Неисправность шасси	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	N	N
7.30	Потеря эффективности рулевого винта	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
7.31	Отказ привода рулевого винта в режиме висения	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.32	Отказ привода рулевого винта в прямолинейном горизонтальном полете	R	R	R	R	R	G	R	N	R1	N	G	G	N
7.33	Отказ управления рулевым винтом на режиме висения	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.34	Отказ управления рулевым винтом в прямолинейном горизонтальном полете	R	R	R	R	R	G	R	N	R1	N	G	G	N
7.35	Неисправность в системе сдвоенного управления	S	S	S	S	S	N	R	N	N	N	G	G	N
7.36	Неисправность в системе раздельного управления	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.37	Динамическое опрокидывание	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.38	Сильная вибрация	R	R	N	R	R	R	N	G	N	N	G	N	N
7.39	Земной резонанс	R	R	R	R	R	N	R	G	R1	N	G	G	N
7.40	Срыв потока с отступающей лопасти	R	R	N	R	R	R	N	G	R1	N	G	N	N
7.41	Обледенение винта и планера	R	R	N	R	R	R	N	G	R1	N	G	N	N
7.42	Обледенение двигателя	R	R	N	R	R	G	N	G	N	N	G	N	N

НЕИСПРАВНОСТИ (Т)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
7.43	Неисправности противообле-денительной системы	R	R	N	R	R	N	N	N	N	N	G	N	N
7.44	Вынужденная посадка на воду	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	R	N
7.45	Отказы автономной цифровой системы управления двигателем (FADEC)	R	R	N	R	R	N	N	N	R1	N	G	N	N

11.2 Неисправности. Данные базовой матрицы – профессиональная подготовка (ТР)

НЕИСПРАВНОСТИ (ТР)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
7.01	Неисправность системы улучшения устойчивости в полете	S	S	N	S	S	N	N	N	R	N	G	N	N
7.02	Неисправность автопилота в полете	S	S	N	S	S	N	N	N	R	N	G	N	N
7.03	Возгорание двигателя на земле или в режиме висения	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.04	Возгорание двигателя в прямолинейном горизонтальном полете	S	S	N	S	S	N	N	N	R1	N	G	N	G
7.05	Неисправности двигателя	S	S	N	S	S	N	N	N	R	N	G	N	G
7.06	Пожар в фюзеляже или задымление на земле или в режиме висения	S	S	S	S	S	R	S	N	R	N	G	G	G
7.07	Пожар в фюзеляже или задымление во время прямолинейного горизонтального полета	S	S	N	S	S	N	N	N	R1	N	G	N	G
7.08	Отказ двигателя до точки принятия решения/прерванный взлет	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.09	Отказ двигателя после точки принятия решения (для много-двигательных вертолетов)	S	S	N	S	S	R	S	R	R1	N	G	G	G

НЕИСПРАВНОСТИ (ТР)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
7.10	Заход на посадку по приборам и уход на второй круг с одним неработающим двигателем	S	S	N	S	S	R	N	R	R1	S	G	G	G
7.11	Заход на посадку по приборам и посадка с одним неработающим двигателем	S	S	S	S	S	R	S	R	R1	S	G	G	G
7.12	Посадка на режиме авторотации с выключенным двигателем	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.13	Зарождающееся вихревое кольцо на несущем винте (НВ) на высоте	R	R	N	R	R	R	R	R	R	N	G	N	N
7.14	Зарождающееся вихревое кольцо на несущем винте (НВ) при заходе на посадку	R	R	N	R	R	R	R	R	R	N	G	G	N
7.15	Выход из сложного пространственного положения	R	R	N	R	R	R	N	S	R	N	G	N	N
7.16	Стружка в масле в главном редукторе, промежуточном редукторе, редукторе рулевого винта в режиме висения	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.17	Стружка в масле в главном редукторе, промежуточном редукторе, редукторе хвостового винта в прямолинейном горизонтальном полете	S	S	N	S	S	R	N	R	R1	N	G	N	G
7.18	Отказ гидросистемы в режиме висения	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.19	Отказ гидросистемы в прямолинейном горизонтальном полете	S	S	N	S	S	R	N	R	R1	N	G	N	G
7.20	"Закусывание" сервопривода (эффект "сервопрозрачности")	S	S	N	S	S	R	R	R	R	N	G	N	N
7.21	Отказ приборного оборудования (системы индикации) в полете по ПВП	S	S	N	S	S	N	R	N	N	N	G	N	N
7.22	Отказ приборного оборудования (системы индикации) в полете по ППП	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	G	N
7.23	Отказ системы постоянного тока	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.24	Отказ системы переменного тока	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.25	Отказ аккумулятора	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.26	Полный отказ системы электроснабжения	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.27	Отказ системы перекачки топлива	S	S	N	S	G	N	N	N	N	N	G	N	N
7.28	Неисправность системы подачи топлива	S	S	N	S	G	G	N	N	N	N	G	N	N
7.29	Неисправность шасси	S	S	S	S	S	R	R	R	R	N	G	N	G

НЕИСПРАВНОСТИ (TP)														
Номер учебной задачи	Квалификационный элемент или учебная задача	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (ATA)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
7.30	Потеря эффективности рулевого винта	S	S	N	S	S	R	S	R	R	N	G	G	N
7.31	Отказ привода рулевого винта в режиме висения	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	N
7.32	Отказ привода рулевого винта в прямолинейном горизонтальном полете	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.33	Отказ управления рулевым винтом на режиме висения	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	N
7.34	Отказ управления рулевым винтом в прямолинейном горизонтальном полете	S	S	S	S	S	R	S	R	R	N	G	G	G
7.35	Неисправность в системе сдвоенного управления	S	S	S	S	S	N	S	R	R	N	G	G	N
7.36	Неисправность в системе раздельного управления	S	S	N	S	S	N	N	R	R	N	G	N	N
7.37	Динамическое опрокидывание	S	S	S	S	S	N	S	R	R	N	G	G	N
7.38	Сильная вибрация	S	S	N	S	S	R	N	R	N	N	G	N	N
7.39	Земной резонанс	S	S	S	S	S	N	S	R	R	N	G	G	N
7.40	Срыв потока с отступающей лопасти	S	S	N	S	S	R	N	R	R	N	G	N	N
7.41	Обледенение винта и планера	S	S	N	S	S	R	N	R	R	N	G	N	N
7.42	Обледенение двигателя	S	S	N	S	S	R	N	R	N	N	G	N	N
7.43	Неисправности противообледенительной системы	S	S	N	S	S	N	N	N	N	N	G	N	N
7.44	Вынужденная посадка на воду	S	S	R	S	S	N	S	R	R	N	G	R	N
7.45	Отказы автономной цифровой системы управления двигателем (FADEC)	S	S	N	S	S	N	N	N	R	N	G	N	N

Дополнение А

НЕИСПРАВНОСТИ И ПОЛЕТЫ В НЕШТАТНОМ РЕЖИМЕ

1.1 Овладение умением квалифицированно действовать в случае возникновения неисправностей или отказов часто требуется для успешного завершения подготовки. Однако конкретные неисправности и отказы редко связаны с отдельными типами свидетельств или видами подготовки; и поэтому они приведены как отдельная категория в п. 11 данных базовой матрицы в добавлении С к части I. В электронной таблице базовой матрицы (см. п. 1.2 добавления С) данные о неисправностях и отказах приведены в таблице *7 "Неисправности "*

1.2 Вследствие специфичного характера многих неисправностей и отказов отработка действий по большей части учебных задач "подготовки (обучения)" (Т) и "профессиональной подготовки" (ТР) должна проводиться на FSTD вертолета конкретного типа. Была подготовлена подборка общих видов неисправностей и отказов, многие из которых относятся как к однодвигательным, так и многодвигательным вертолетам. Цель этой работы заключалась не в составлении исчерпывающего перечня неисправностей и отказов, а предоставление учебным организациям примеров учебных задач по отработке действий в случае возникновения неисправностей и отказов в рамках подготовки (обучения) (Т) или профессиональной подготовки (ТР), которые могут быть выполнены на конкретном FSTD. При разработке конкретной программы подготовки неисправности и отказы могут вводиться или удаляться по мере необходимости.

1.3 Для отработки порядка действий в ряде ситуаций, общих для большинства вертолетов (например, вихревое кольцо), может не требоваться использование FSTD вертолета конкретного типа. Такой порядок действий можно эффективно отработать и на FSTD с уровнем адекватности имитации характеристик "типовой", так как требуемые действия аналогичны.

1.4 В то время, как имитация большинства неисправностей и отказов осуществляется на основе утвержденных данных, для некоторых неисправностей или нештатных ситуаций данные летных испытаний могут отсутствовать (например, отказ привода рулевого винта, срыв потока с отступающей лопасти несущего винта, обледенение лопасти несущего винта и т. д.), причем даже в случае наличия некоторых данных реакция вертолета может быть непредсказуемой. Хотя невозможно точно имитировать состояние вертолета на FSTD, адекватный уровень подготовки тем не менее может быть достигнут. Цель такой подготовки заключается в том, чтобы обучить слушателя умению распознавать ситуацию, делать правильные выводы, и затем предпринять соответствующие корректирующие действия. Нормативные органы, эксплуатанты, инструкторы и пилоты, проходящие подготовку (обучение), должны понимать, что вследствие подобной потенциальной непредсказуемости реакции вертолета невозможно проверить адекватность имитации характеристик.

Дополнение B

ТРЕБОВАНИЯ К ОБУЧЕНИЮ ПИЛОТОВ МНОГОЧЛЕННОГО ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА НАВЫКАМ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ

1 ВВЕДЕНИЕ

1.1 В этом дополнении приведены рекомендации на тот случай, когда заявитель должен пройти курс обучения пилотов многочленного летного экипажа навыкам взаимодействия (MCC), прежде чем будет выдана первая квалификационная отметка типа пилота многочленного экипажа, например, в соответствии с основными требованиями к выдаче летных свидетельств пилотам, содержащимися в дополнении 1 к JAR-FCL 2.261(d) или эквивалентными требованиями EASA.

1.2 Практические упражнения летной подготовки могут проводиться на любом FSTD, прошедшем квалификационную оценку для этой цели.

2 ТЕХНИЧЕСКИЕ СТАНДАРТЫ

Чтобы NAA могла утвердить пригодность FSTD для проведения обучения MCC, FSTD, как правило, должно быть оборудовано комплексом перечисленных ниже систем:

a) многодвигательный вертолет и вертолет с многочленным экипажем;;

b) резервы летно-технических характеристик на случай отказа двигателя(ей) должны соответствовать критериям категории A летно-технических характеристик;

c) убирающееся шасси;

d) противообледенительные системы постоянного или переменного действия;

e) система обнаружения пожара и пожаротушения;

f) спаренное управление;

g) автопилот с наличием режимов работы, расширяющих возможность базовых функций (см. соответствующее определение в главе 1 части II);

h) два ОВЧ- приемопередатчика;

i) два ОВЧ-навигационных приемника (VOR, ILS, DME);

j) один приемник автоматического радиопеленгатора (ADF);

k) один маркерный приемник;

l) приемоответчик;

m) глобальная спутниковая навигационная система (GPS);

n) метеорологический радиолокатор.

2.2 Кроме того, NAA может потребовать, чтобы на приборных досках обоих пилотов были одинаково расположены индикаторы следующих систем:

a) индикатор воздушной скорости;

b) индикатор положения в полете;

c) высотомер;

d) радиовысотомер (если применимо);

e) плановый навигационный прибор (HSI);

f) индикатор вертикальной скорости;

g) приемник автоматического радиопеленгатора (радиомаяка) (ADF) (если применимо));

h) приемники всенаправленного ОВЧ-радиомаяка (VOR), системы посадки по приборам (ILS), дальномерного оборудования (DME);

i) маркерный приемник (если применимо);

j) секундомер (если применимо).

2.3 Инструктор должен иметь возможность контролировать экипаж, действия экипажа и показания приборов. Если инструктор находится на борту, то должен обеспечиваться адекватный передний обзор из окна кабины (OTW) в направлении вперед. Если инструктор не находится на борту, ему должно быть обеспечено приемлемое отображение обзора внекабинной обстановки, соответствующее тому, которое видят члены экипажа из кабины экипажа.

РУКОВОДСТВО ПО КРИТЕРИЯМ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ ТРЕНАЖЕРНЫХ УСТРОЙСТВ ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

Том II
Вертолеты

Часть II
Критерии тренажерных устройств имитации полета

Глава 1

ГЛОССАРИЙ ТЕРМИНОВ, СОКРАЩЕНИЯ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЙ

1.1 ГЛОССАРИЙ ТЕРМИНОВ

Используемые в этой части руководства термины имеют следующие значения:

Абсолютная высота. Барометрическая высота в футах (фут), если не указано иное.

Автоматическое испытание. Испытание FSTD, в котором все сигналы входного воздействия формируются под управлением компьютера.

Автопилот с наличием режимов работы, увеличивающих возможности базовых функций. Система автопилота, которая, помимо основных режимов повышения устойчивости и стабилизации углового положения, способна обеспечить режим отслеживания курса с помощью автопилота и/или пилотажного командного прибора.

Активная обратная связь по усилию. В контексте системы управления полетом активная обратная связь по усилию обозначает, что динамическая система, которая воспроизводит усилия на рычагах управления FSTD, точно отражает усилия на реальном вертолете на любом этапе полета в нормальных, нештатных и аварийных условиях эксплуатации.

Альтернативные двигатели/комплект бортового радиоэлектронного оборудования. FSTD, на котором обеспечивается имитация сменного двигателя или комплекта бортового радиоэлектронного оборудования.

Аэропорт. Определенный участок земной или водной поверхности (включая любые здания, сооружения и оборудование), предназначенный полностью или частично для прибытия, вылета и движения воздушных судов, который также может включать зону на земле, или на воде, или на здании, или другой конструкции, или где-либо еще, предназначенную для взлета и посадки воздушного судна, способного вертикально снижаться или набирать высоту.

Примечание. В ИКАО, как правило, используется термин "аэродром", но в данной части руководства используется термин "аэропорт".

Базовый (G). Самый низкий уровень требуемой адекватности конкретной характеристики FSTD.

Примечание. Развернутое определение см. в таблице 7.1 главы 7 части I.

Безопасная скорость взлета. (Vtoss). Минимальная скорость, при которой обеспечивается выполнение набора высоты с неработающим критическим двигателем и остальными двигателями, функционирующими в установленных эксплуатационных ограничениях.

Близкая к максимальной общая масса. Масса вертолета, выбранная заказчиком или поставщиком данных, и составляющая не меньше 90 % от максимальной сертифицированной массы моделируемого вертолета.

Блок системы управления двигателем. В рамках данного документа этот термин является общим для системы управления двигателем, который включает в себя механические и моделирующие устройства, электронную систему управления двигателем и полностью автономную цифровую (электронную) систему управления двигателем (FADEC).

Валидационное испытание. Испытание, с помощью которого параметры FSTD можно сравнить с соответствующими валидационными данными.

Валидационные данные испытаний с применением инженерного тренажера. Валидационные данные, полученные путем инженерного моделирования или с помощью инженерного тренажера, приемлемые для NAA.

Валидационные данные. Данные, используемые для доказательства соответствия технических характеристик FSTD аналогичным характеристикам вертолета.

Валидационные данные летных испытаний. Летно-технические характеристики, характеристики устойчивости и управляемости и другие необходимые параметры, зарегистрированные на вертолете с помощью электрических или электронных средств с использованием протарированной системы накопления данных, имеющей достаточную разрешающую способность и экспериментально доказанную точность, что позволяет сформировать набор соответствующих параметров, с которыми можно сравнить аналогичные параметры FSTD.

Вертодром. Аэропорт или определенная площадка на земле, воде или сооружении, предназначенные полностью или частично для прибытия, вылета и движения вертолетов по поверхности.

Вертолет с компьютерным управлением (CCH). Вертолет, на котором входные управляющие воздействия пилота передаются и усиливаются компьютерами.

Вибрация. Колебания, возникающие в результате взаимодействия конструкции с несущим винтом, двигателем, трансмиссией и т. д.

Видимый участок земли. Видимое расстояние на земле между нижним срезом остекления кабины экипажа вертолета или самой нижней точкой дисплея системы визуализации и самой дальней видимой точкой, ограниченное преобладающей дальностью видимости.

Влияние близости земли. Изменение аэродинамических характеристик, вызванное изменениями струи от несущего винта и воздушного потока, обтекающего вертолет, обусловленными близостью поверхности земли.

Воздействие в результате контакта с землей. Силы, действующие на вертолет вследствие контакта с землей. Эти силы должны включать в себя эффекты, определяемые типом шасси (например, лыжное), обжатием стойки амортизатора шасси, трением лыж или пневматиков о поверхность ВПП, воздействием боковых сил, типом поверхности (например, покрытие твердое, мягкое) и силы, воздействующие на конструкцию/несущий винт вследствие контакта с землей, и другие соответствующие воздействия. Эти силы должны изменяться в результате изменения, например, веса и скорости.

Воздушная скорость. Приборная воздушная скорость в узлах, если не указано иное.

Воспроизведение требуемого воздействия. Метод испытаний, при котором сигналы входного воздействия или переменные вводятся или сохраняются с помощью автоматизированных средств, и обычно это входные сигналы компьютера.

Время запаздывания. Время вносимого FSTD дополнительного запаздывания, которое складывается со временем основной воспринимаемой реакции вертолета.

Высокий (S). Самый высокий уровень требуемой адекватности имитации конкретной характеристики FSTD.

Примечание. Развернутое определение см. в таблице 7.1 главы 7 части I.

Группа вертолетов. В рамках только данного руководства термин "группа вертолетов" подразумевает вертолеты с определенными общими характеристиками. Под этим имеется в виду аналогичные вес, летно-технические характеристики и характеристики управления; системы управления полетом и конфигурацию, включая тип и количество двигателей, направление вращения и число несущих винтов, компоновку приборной панели (стандартная панель или с электронными приборами).

Примечание. Допускается моделирование или воспроизведение одного конкретного типа вертолета из группы вертолетов.

Данные FSTD. Различные виды данных, использованные изготовителем FSTD или заявителем для проектирования, изготовления и испытаний FSTD.

Данные летных испытаний. Данные о реальном вертолете, полученные изготовителем вертолета (или другим утвержденным поставщиком данных) в ходе осуществления программы летных испытаний вертолета.

Демпфирование:

a) *Критическое демпфирование*. Минимальное демпфирование, при котором система второго порядка после отклонения от состояния равновесия и последующего освобождения приходит в состояние равновесия без перерегулирования. Такое демпфирование соответствует коэффициенту относительного демпфирования, равному 1,0.

b) *Избыточное демпфирование*. Демпфирование системы второго порядка, степень которого превышает критическую, описанную выше. Такое демпфирование соответствует коэффициенту относительного демпфирования, превышающему 1,0.

c) *Недостаточное демпфирование*. Демпфирование, при котором система второго порядка после отклонения от состояния равновесия и последующего освобождения приходит в состояние равновесия после одного или нескольких перерегулирований или колебаний. Такое демпфирование соответствует коэффициенту относительного демпфирования менее 1,0.

"Дорожная карта" валидационных данных (VDR). Документ поставщика валидационных данных вертолета, в котором должны четко указываться (в формате матрицы) наилучшие возможные источники данных для проведения всех требуемых квалификационных испытаний согласно QTG. В него также должно быть включено подтверждение достоверности данных, касающихся типа двигателя и режимов его работы, статуса изменений всех видов бортового радиоэлектронного оборудования, влияющих на пилотажные качества вертолета и его летно-технические характеристики.

Примечание. См. дополнение D к данной части руководства (Doc 9625).

Замороженное состояние. Условия испытаний, при которых какая-либо переменная сохраняет постоянное значение в течение определенного периода времени.

Заявление о соответствии (ЗОС). Документ, удостоверяющий соответствие конкретным требованиям.

Зона нечувствительности. Величина изменения воздействия на входе в систему, при которой не наблюдается изменения ее выходной переменной или состояния

Изменение во времени. Представление изменения переменной во времени.

Импульсное входное воздействие. Ступенчатое воздействие на рычаг управления, после чего следует немедленное его возвращение в исходное положение.

Испытание в замкнутом контуре. Метод испытания, при котором сигналы управления полетом формируются с помощью рычагов управления с целью обеспечить следование FSTD определенной целевой реакции.

Испытание в ручном режиме. Испытание FSTD, проводимое пилотом без использования формируемых компьютерами сигналов входных воздействий, за исключением сигналов начальной настройки. Все модули имитации должны быть задействованы.

Испытание на "эталон". Испытания одного FSTD, которые проводятся, и результаты которых регистрируются при проведении первоначальной оценки FSTD для использования в будущем в качестве стандартных исходных данных при проведении периодических квалификационных оценок.

Исходная (основная) эксплуатационная масса (ВОМ). Масса пустого вертолета плюс масса следующего: нормального количества масла, требуемого количества членов экипажа и их багажа, стандартного оборудования и, если применимо, жидкости для обслуживания туалетов и питьевой воды.

Категория А. В отношении вертолетов означает многодвигательные вертолеты, спроектированные с характеристиками изоляции двигателя и систем, указанными в части IVB Приложения 8, и способные выполнять полеты при использовании данных для посадки и взлета, спрогнозированных на основе концепции отказа критического двигателя, которые обеспечивают достаточную обозначенную площадь поверхности и достаточные характеристики для продолжения безопасного полета или безопасного прерванного взлета.

Категория В. В отношении вертолетов означает однодвигательные или многодвигательные вертолеты, которые не отвечают стандартам категории А. Вертолеты категории В не имеют гарантированной способности безопасно продолжать полет в случае отказе двигателя, и в этом случае предполагается необходимость совершить вынужденную посадку.

Комплексное испытание. Испытание FSTD, при котором работают и вносят свой соответствующий вклад в общий результат модели всех бортовых систем вертолета.

Примечание 1. Ни одну из моделей бортовых систем вертолета нельзя заменять моделями или другими алгоритмами, предназначенными только для испытаний.

Примечание 2. Такие испытания следует проводить, используя в качестве входного сигнала перемещение задатчика входных воздействий. Такие задатчики должны воспроизводить перемещения рычагов управления пилота и должны быть протарированы.

Конвертируемое (реконфигурируемое) FSTD. FSTD, основное аппаратное и программное обеспечение которого, или комбинацию которых можно изменять таким образом, чтобы можно было воспроизводить различные модели, или модификации, как правило, одного вертолета, но в некоторых случаях и другого типа вертолета. Поэтому для нескольких вариантов моделирования можно использовать одну и ту же платформу, системы подвижности и визуализации, компьютеры и необходимую периферийную аппаратуру FSTD.

Примечание. В зависимости от значительности различий характеристик национальная авиационная администрация (NAA) решает, есть ли необходимость в составлении полностью отдельного QTG (для каждого варианта FSTD). В некоторых случаях, возможно, достаточно будет добавить дополнительный раздел в первоначальное QTG.

Крен. Крен/угол крена (в градусах).

Критический параметр двигателя. Параметр двигателя, являющийся наиболее подходящей мерой силы тяги этого двигателя.

Легкая общая масса. Масса вертолета, выбранная заказчиком FSTD или поставщиком данных, которая составляет не более чем 120 % исходной эксплуатационной массы (ВОМ) имитируемого вертолета или ограниченная минимальной практической эксплуатационной массой испытываемого вертолета.

Примечание. Для некоторых легких вертолетов это сделать невозможно и может потребоваться заблаговременное согласование с национальной авиационной администрацией.

Летно-технические данные вертолета. Данные, используемые для сертификации летно-технических характеристик вертолета. Эти данные обычно относятся к нормализованной выборке вертолетного парка с пределом, обеспечивающим то, что эти величины представляют минимальные летно-технические данные.

Примечание. Примером могут служить данные, используемые при получении значений для летного руководства винтокрылых летательных аппаратов (РЛВ).

Максимальная яркость. Максимальная индицируемая яркость.

Маневр с освобожденным управлением. Испытательный маневр, выполненный или завершенный без входных управляющих воздействий пилота.

Мгновенный кадр состояния. Представление значений одной или нескольких переменных в данный момент времени.

Модернизация. Усовершенствование или расширение технических возможностей FSTD с целью повышения его квалификационного уровня.

Необратимая система управления. Система управления, в которой перемещения элементов несущего или хвостового винта не передаются обратно на рычаги управления пилота, расположенные в кабине летного экипажа.

Непрерывное поле обзора. Воспроизводимое на экране изображение без разрывов по горизонтали или вертикали, за исключением того, которое обусловлено конструкцией кабины.

Нетипичная реакция рычагов управления полетом. Динамическая реакция рычагов управления полетом считается нетипичной, если при этом не демонстрируются классические характеристики системы второго порядка.

Нештатный режим управления. Состояние, при котором не в полной мере выполняется одна или несколько из предусмотренных функций, связанных с управлением, улучшением пилотажных характеристик и защитой от выхода на недопустимые режимы полета. Используется применительно к вертолетам с компьютерным управлением.

Примечание. Применительно к вертолетам с компьютерным управлением, для обозначения фактического уровня ухудшения характеристик, связанных с управлением, могут использоваться

такие специальные термины для обозначения соответствующих режимов управления, как альтернативный, непосредственный, дополнительный или резервный.

Номинальный режим. Нормальная эксплуатационная масса, конфигурация, скорость и т. д., для конкретного участка полета.

Нормальный (штатный) режим управления. Состояние, при котором в полной мере выполняются все предусмотренные функции, связанные с управлением, улучшением пилотажных характеристик и защитой от выхода на недопустимые режимы полета. Термин используется применительно к вертолетам с компьютерным управлением.

Обновление. Усовершенствование или расширение технических возможностей FSTD с сохранением существующего квалификационного уровня.

Обратимая система управления. Система управления, в которой аэродинамические нагрузки на несущий или хвостовой винт передаются на рычаги управления пилота, расположенные в кабине экипажа.

Объективное испытание. Количественная оценка, проводимая в форме сравнения с данными.

Ограниченная площадка. Естественная или искусственная посадочная площадка для вертолетов ограниченных размеров, с ограниченным доступом, замкнутая или закрытая таким образом, что это влияет на посадку или взлет.

Основное руководство по квалификационным испытаниям (MQTG). Утвержденное NAA заключение по итогам испытаний, содержащее результаты испытаний, засвидетельствованные как приемлемые представителями полномочного ведомства при первоначальной квалификационной оценке. MQTG, с внесенными в него изменениями, служит справочным документом при проведении последующих оценок. Возможно, его потребуется исправлять, если в тренажерное устройство вносятся какие-либо утвержденные изменения, но оно должно по-прежнему соответствовать утвержденным данным.

Основные рычаги управления полетом. Основные рычаги управления включают в себя рычаги управления циклическим шагом, общим шагом несущего винта и педали.

Относительная высота. Высота над уровнем земли – AGL (в м или фут).

Оценка (FSTD). Тщательная оценка FSTD, проводимая национальной авиационной администрацией (NAA) для выяснения соответствует оно или нет критериям, установленным для конкретного квалификационного уровня.

Пассивная обратная связь по усилию. В контексте системы органов управления полетом, пассивная обратная связь по усилию означает пассивную систему, которая может обеспечиваться пружиной или пружиной с демпфером, и создающую усилия по управлению FSTD, которые могут воспроизводить или не воспроизводить силы по управлению вертолетом на любом этапе полета в штатных и, в особенности, нештатных и аварийных условиях эксплуатации.

Подготовка (Тренировка) (Т). Выполнение конкретной учебной задачи. Пройденная подготовка может засчитываться при выдаче свидетельства, квалификационной отметки или присвоении квалификации, но такая подготовка не завершается присвоением профессиональной квалификации. Уровень адекватности одной или нескольких имитируемых характеристик может не обеспечивать профессиональной подготовки.

Примечание. В контексте этого определения слово "подготовка (тренировка)" может быть заменено словом "обучение".

Полеты, выполняемые вертолетами с летно-техническими характеристиками класса 1 (PC1). Полеты вертолетов, летно-технические характеристики которых при отказе критического двигателя позволяют вертолету безопасно продолжать полет до подходящей посадочной площадки, за исключением случаев, когда отказ происходит до достижения точки принятия решения при взлете (TDP) или после точки принятия решения о посадке (LDP), когда вертолет должен быть способен приземлиться в зоне повторного взлета или посадки.

Полеты, выполняемые вертолетами с летно-техническими характеристиками класса 2 (PC2). Полеты вертолетов, летно-технические характеристики которых при отказе критического двигателя позволяют вертолету безопасно продолжать полет до подходящей посадочной площадки, за исключением случаев, если отказ происходит на самом начальном этапе взлетного маневра или в конце посадочного маневра, когда может потребоваться вынужденная посадка.

Полеты, выполняемые вертолетами с летно-техническими характеристиками класса 3 (PC3). Полеты вертолетов, летно-технические характеристики которых при отказе двигателя на любом этапе полета требуют выполнения вынужденной посадки.

Полное воздействие. См. определение "управляющее воздействие".

Пользователь FSTD. Лицо, организация или предприятие, обращающиеся с просьбой разрешить при выдаче свидетельств засчитывать проведенные с использованием FSTD подготовку, проверки или тестирование персонала.

Потребная взлетная дистанция (TODRH). Применительно только к вертолетам с летно-техническими характеристиками класса 1. Горизонтальное расстояние, требующееся от начала выполнения взлета до точки, в которой достигнуты V_{TOSS}, заданная высота и положительный градиент набора высоты, после того, как в точке принятия решения на этапе взлета обнаружен отказ критического двигателя при функционировании оставшегося двигателя(ей) в установленных эксплуатационных пределах.

Примечание. Выбранная относительная высота, о которой идет речь выше, должна определяться на основе данных из Руководства по летной эксплуатации вертолета и должна составлять как минимум 10,7 м (35 фут) выше относительно:

i) поверхности, с которой выполняется взлет; или

ii) как альтернатива, уровня, определяемого самым высоким препятствием в зоне потребной взлетной дистанции.

Правильное направление и величина. (ПНВ). Допуск, обозначающий надлежащее общее направление движения вертолета или его части с соответствующим масштабом усилий, скоростей, ускорений и т. д.

Предполагаемое использование. Проведение подготовки, тестирования и проверок таким образом, как предписано в части I настоящего документа.

Проверенное инженерное моделирование. Принадлежащий изготовителю вертолета инженерный тренажер или выполненное им инженерное моделирование, которые прошли проверку соответствующей NAA, в результате чего был сделан вывод, что они являются приемлемым источником дополнительных инженерных валидационных данных.

Проверка (профессиональной подготовки пилота). Сравнение знания задач, умений и способности пилота выполнять задачу с установленными критериями с целью определить, что знания, умения и способности, которые продемонстрировал пилот, отвечают этим критериям, превышают их или же не отвечают им.

Примечание. NAA может по своему усмотрению выбирать, какие термины использовать, а именно: "тестирование" или "проверка", так как они очень похожи по смыслу и их использование может зависеть от того, с какой целью они проводятся, например, для выдачи свидетельств или для периодической оценки квалификации.

Профессиональная подготовка (TP). Начало выполнения, продолжение или завершение выполнения конкретной учебной задачи. Пройденная подготовка может засчитываться в качестве профессиональной подготовки при выдаче свидетельства, присвоении квалификационной отметки или квалификации и она завершается присвоением профессиональной квалификации. Уровень адекватности всех имитируемых характеристик обеспечивает профессиональную подготовку.

Примечание. В контексте этого определения слова "профессиональная подготовка" можно заменить словами "обучение профессиональным умениям и навыкам".

Руководство по квалификационным испытаниям (QTG). Основной документ, который используется для квалификационной оценки FSTD. В нем содержатся результаты испытаний, заявления о соответствии и другая предписанная информация, позволяющая лицу, проводящему оценку, определить, отвечает ли FSTD критериям испытаний, описание которых приведено в данном томе документа Doc 9625.

Свободная реакция. Реакция вертолета с освобожденным управлением после прекращения управляющего или возмущающего воздействия.

Сектор с ограниченной высотой препятствий. Сектор, ограниченный углом 150°, в пределах которого допускается наличие препятствий при условии, что их высота ограничена.

Сектор, свободный от препятствий. Сектор, ограниченный углом 210°, простирающийся на расстояние, позволяющее вертолету, для которого предназначена вертолетная площадка, выдержать необходимую траекторию начального этапа набора высоты без препятствий, в пределах которого не допускается наличие препятствий над уровнем посадочной площадки. Для вертолетов 1-й или 2-й категории ЛТХ протяженность горизонтального участка этого расстояния будет соответствовать дистанции, которая необходима для вертолета используемого типа с одним неработающим двигателем.

Скольжение. Угол скольжения (в градусах).

Средняя общая масса. Масса вертолета, выбранная эксплуатантом FSTD или поставщиком данных, которая составляет приблизительно ±10 % от среднего числового значения исходной эксплуатационной массы (ВОМ) и максимальной сертифицированной массы.

Стандартные исходные данные. Данные, основанные на утвержденных данных, в случае их наличия, и, по мере необходимости, дополненные субъективной разработкой, включая результаты испытаний на эталон. Допуски, установленные для результатов периодических оценок, следует сравнивать со стандартными исходными данными. Относится только к базовому уровню (G) адекватности имитации характеристик.

Ступенчатое входное воздействие. Резко приложенное входное воздействие постоянной величины.

Субъективное испытание. Качественная оценка на основе установленных стандартных требований, выполняемая лицом, имеющим надлежащую квалификацию.

Тестирование (профессиональной подготовки пилота). Сравнение знания задач, умений и способности пилота выполнять профессиональные обязанности на основе принятых критериев с целью определить, что знания, умения и способности, которыми владеет пилот, отвечают этим критериям, превышают их или же не отвечают им.

Примечание. NAA может по своему усмотрению выбирать, какие слова использовать, а именно: "тестирование" или "проверка", так как они очень похожи по смыслу и их использование может зависеть от того, с какой целью они проводятся, например, для выдачи свидетельства или для периодической оценки квалификации.

Типовой (R). Промежуточный уровень требуемой адекватности имитации конкретной характеристики FSTD.

Примечание. Развернутое определение см. в таблице 7.1 главы 7 части I.

Типы FSTD. Пять типов FSTD базового уровня, описание которых приведено в добавлении B к части I тома II настоящего руководства.

Точка принятия решения на этапе взлета (TDP). Точка, используемая при определении летно-технических характеристик на взлете, после которой, в случае распознавания отказа двигателя, необходимо принять решение либо о прерывании взлета, либо об его безопасном продолжении.

Транспортная задержка. Интервал времени, необходимый для обработки сигналов в системе FSTD с момента поступления входного воздействия от основных рычагов управления пилота и до момента начала реакции системы подвижности, системы визуализации или приборов. Таким образом, это время прохождения входного сигнала от рычага управления полетом через интерфейс "оборудование/программное обеспечение", через каждый из модулей основного компьютера и обратно через интерфейс "программное обеспечение/оборудование" к системе подвижности, пилотажным приборам и к системе визуализации. Ни один из этих трех интервалов времени обработки сигналов не включает в себя динамическую реакцию вертолета и каждый из них представляет собой транспортную задержку для конкретной системы. Эта общая задержка по времени от входного воздействия и до реакции системы, которая не зависит от задержки, характерной для моделируемого вертолета.

Тренажерное устройство имитации полета (FSTD). Комплексное тренажное устройство, отвечающее минимальным требованиям квалификационной оценки FSTD, описание которых приведено в этом томе руководства (Doc 9625).

Тряска. Аэродинамическое возбуждение колебаний конструкции вертолета под воздействием срыва воздушных потоков.

Угол установки рычага управления двигателем (PLA). Угол установки основного(ых) рычага(ов) или поворотной ручки управления двигателем в кабине летного экипажа, который может также называться углом установки рычага привода дроссельной заслонки (*TLA)*.

Угол установки рычага привода дроссельной заслонки (TLA). Угол установки основного(ых) рычага(ов) или поворотной ручки управления двигателем в кабине летного экипажа, который может также называться углом установки рычага управления двигателем (*PLA*).

Управляемый маневр. Испытательный маневр, выполненный или завершенный с помощью необходимых входных управляющих воздействий пилота.

Управляющее воздействие. Перемещение пилотом соответствующего контроллера/рычага управления из нейтрального положения в одном направлении (вперед, назад, вправо или влево, вверх или вниз) до упора, непрерывное перемещение в обратном направлении через нейтральное положение до противоположного упора и затем возвращение его в первоначальное положение.

Уровень адекватности. Уровень реалистичности, установленный для каждой из определенных характеристик FSTD.

Уровень адекватности – G. В случае уровня адекватности – G первоначальную валидационную оценку следует проводить на основе субъективной оценки в форме сравнения с утвержденными данными, если они имеются, и, по мере необходимости, дополнительно к этому проводить утвержденную субъективную разработку для определения стандартных исходных данных. Периодические валидационные оценки должны проводиться объективно в форме сравнения со стандартными исходными данными.

Уровень адекватности – N. В случае уровня адекватности – N характеристики FSTD не требуется.

Уровень адекватности – R. В случае уровня адекватности – R первоначальную валидационную оценку следует проводить на основе объективной оценки в форме сравнения с утвержденными данными, и, по мере необходимости, дополнительно к этому проводить утвержденную субъективную разработку для определения стандартных исходных данных. Периодические валидационные оценки должны проводиться объективно в форме сравнения со стандартными исходными данными.

Уровень адекватности – S. В случае уровня адекватности – S первоначальные и периодические валидационные оценки следует проводить на основе объективной оценки в форме сравнения с утвержденными данными.

Примечание. Приведенные выше определения могут незначительно различаться в зависимости от категории характеристики (имитация вертолета, эффектов или окружающей обстановки). Дополнительную информацию см. в главе 7 части 1 тома II.

Усилие страгивания. Усилие, которое необходимо приложить пилоту к основным рычагам управления для того, чтобы началось перемещение соответствующего рычага

Устройство, квалифицируемое только как "T". Подготовка на таком типе FSTD может засчитываться при выдаче соответствующего свидетельства, квалификационной отметки или присвоении соответствующей квалификации.

Устройство, квалифицируемое как "TP". Подготовка на таком типе FSTD может засчитываться при выдаче соответствующего свидетельства, квалификационной отметки или присвоении соответствующей квалификации и должна включать выполнение всех учебных задач, отвечающих уровню требуемой профессиональной подготовки. Тестирование и проверки могут проводиться дополнительно при условии, что профессиональная подготовка проводилась на тренажерном устройстве, прошедшем квалификационную оценку на том же уровне.

Утверждение FSTD. Заявление о том, в каком объеме FSTD конкретного квалификационного уровня может использоваться эксплуатантом или учебной организацией по согласованию с национальной авиационной администрацией (NAA). При этом принимаются во внимание различия между вертолетами и тренажерными устройствами имитации полета (FSTD), а также эксплуатационные и учебные возможности соответствующей организации.

Утвержденная субъективная разработка. Применение приемлемого для NAA документированного процесса для решения вопросов, касающихся утвержденных данных, путем использования конкретных измерений, проведенных на вертолете, и/или документации по эксплуатации вертолета и/или заключений квалифицированных специалистов

Утвержденные данные. Данные о летно-технических характеристиках вертолета, собранные путем применения надлежащей инженерной практики и принятые NAA для использования. Предпочтительными источниками таких данных являются изготовители вертолета и/или изготовители комплектного оборудования; однако могут также рассматриваться данные, предоставленные другими компетентными источниками.

Примечание. С дополнительными рекомендациями по этому вопросу можно ознакомиться в инструктивном материале, который приводится в дополнениях к части II этого тома (Doc 9625) и соответствующих материалах для чтения, указанных в главе 9 части I тома II настоящего руководства.

Участок разгона. Часть профиля взлета между первым и вторым участками с ускорением в горизонтальном полете от V_{TOSS} до V_y.

Функции защиты. Функции систем, предназначенные для защиты вертолета от выхода за пределы летных и маневренных ограничений.

Функциональная характеристика. Какой-либо вид функционирования или характеристика, которые можно проверить на соответствие требованиям с помощью объективных данных или других подходящих справочных материалов, не обязательно являющихся данными летных испытаний.

Функциональное испытание. Количественная и/или качественная оценка характеристик и функционирования FSTD специалистом, имеющим надлежащую квалификацию. Такой вид испытаний должен включать проверку правильности функционирования рычагов управления, приборов и систем моделируемого вертолета в штатных и нештатных условиях

Характеристики FSTD. Описание характеристик FSTD каждой из 14 категорий, которые используются в добавлении А к части II настоящего руководства для определения общих и технических требований к FSTD.

Примечание. Только 13 из 14 категорий можно найти в базовой матрице. Последняя категория "Прочие" предназначена для характеристик, перечисленных в п. 6.1.14 главы 6 части I настоящего тома и они включают "рабочее место инструктора" (РМИ). Это не показано в базовой матрице, но включено в добавление А к частям II и III.

Хорошо понятный эффект. Поэтапное изменение конфигурации или системы, которое можно точно смоделировать при использовании проверенных прогностических методов на основе известных характеристик изменения.

Эксплуатант FSTD. Лицо, организация или предприятие, несущие перед NAA прямую ответственность за подачу заявки на квалификационную оценку конкретного FSTD и поддержание его в состоянии, соответствующем полученному квалификационному уровню.

Эксплуатант. Лицо, организация или предприятие, занимающееся получением квалификационного уровня FSTD и поддержанием его в состоянии, соответствующем этому уровню, или предлагающее выполнение таких услуг.

1.2 СОКРАЩЕНИЯ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Сокращения и единицы измерений, используемые в этом томе данного руководства (Doc 9625), имеют следующие значения:

°	градус
%	процент
АСУП	Автоматическая система управления полетом
ВМУ	Визуальные метеорологические условия
ВС	Воздушное судно
ВСУ	Вспомогательная силовая установка
Вт/(см^2 ср)	Ватт на стерадиан–квадратный сантиметр
Гц	Единица измерения частоты (1 Гц = одно колебание в секунду)
даН	деканьютон
дБ	децибел
дБSPL	Уровень звукового давления в децибелах
дюйм	дюйм(ы) (1 дюйм = 0,0254 м)
ЕАБП	Европейское агентство по безопасности полетов
ЗОС	Заявление о соответствии
ИАТА	Международная ассоциация воздушного транспорта
ИК	Инфракрасный
ИКАО	Международная организация гражданской авиации
кд/м^2	кандела/м^2 (3,4263 канделы/м^2 = 1 фут-ламберт)
кг	килограмм(ы) (1 кг = 2,205 фунт)
км	километр(ы) (1 км = 0,62137 статутной мили)
кПа	килопаскаль (килоньютон/м^2) (1 фунт/дюйм^2 = 6,89476 кПа)
ЛРВ	Летное руководство вертолета
м	Метр(ы) (1 м = 3,28084 фут)
м. миля	Морская миля (1 м. миля = 1852 м = 6076 фут)
мин	минута(ы)
МПа	Мегапаскаль (1 фунт/дюйм^2 = 6894,76 паскаля)
мс	миллисекунда(ы)
нм	нанометр (10^{-9} м)
ОАА	Объединенные авиационные администрации Европы
ОВЧ	Очень высокая частота
ОСШ	Основная стойка шасси
Па	Паскаль(ей)
ПВП	Правила визуального полета
ПЗС	Прибор с зарядовой связью

ПНВ (CT&M)	Правильные направление и величина
ПМУ	Приборные метеорологические условия
ППП	Правила полетов по приборам
рад	Радиан
РМИ	Рабочее место инструктора
с	секунда(ы)
см	Сантиметр(ы)
СПМ	Спектральная плотность мощности
Статутная миля	Статутная(ые) миля(и) (1 статутная миля = 1609 м = 5280 фут)
УВД	Управление воздушным движением
уз	Скорость в узлах, если не оговорено иное (1 узел = 0,5144 м/с или 1,688 фут/с)
ФАУ	Федеральное авиационное управление (Соединенные Штаты Америки)
фунт	Фунт(ы) (1 фунт = 0,45359 кг) Pound(s) (1 lb = 0.453 59 kg)
фунт/дюйм^2	Фунтов на кв. дюйм (1 фунт/дюйм^2 = 6,89476 кПа)
Фунт-сила	фунт-сила (lbf) (1 lbf = 4,4482 ньютона)
Фут	Фут (1 фут = 0.304 801 м)
Фут-ламберт	Фут-ламберт (1 фут-ламберт = 3,4263 канделы/м^2)
фут/мин	Фут в минуту (1фут/мин = 0,005 08 м/сек)
A_d	Полное начальное перемещение пилотом контроллера/рычага управления (из начального положения в положение, соответствующее установившемуся выходному сигналу)
A_n	Величина очередного перерегулирования после начального пересечения оси X (например, A_1 – первое перерегулирование)
AC	Переменный ток
AGL	Относительная высота – высота над уровнем земли (в м или фут)
AHRS	Система отсчета пространственного положения и направления полета (курсовертикаль)
ANSI	Американский национальный институт стандартов
AOA	Угол атаки (в градусах)
AP	Автопилот
APV	Схема захода на посадку с вертикальным наведением
ARA	Система захода на посадку с помощью бортовой РЛС
ASE	Оборудование автоматической стабилизации
ASOS	Автоматическая система приземных наблюдений
ASR	**Обзорная РЛС аэропорта**
ATA	Ассоциация воздушного транспорта
ATIS	Служба автоматической передачи информации в районе аэродрома
ATPL	Свидетельство линейного пилота авиакомпании (сертификат или квалификационная отметка)
AVAD	Автоматическое устройство речевой сигнализации
AWOS	Автоматизированная система метеонаблюдений
BC	Обратный курс курсового радиомаяка системы посадки по приборам (ILS)
BITE	Встроенное контрольно-испытательное оборудование
BOM	Исходная (основная) эксплуатационная масса
CAP	Издание в области гражданской авиации
CAT I/II/III	Категории точного захода на посадку I/II/III
CAT A	Категория A
CAT B	Категория B

CCH	Вертолет с компьютерным управлением
CDP	Критическая точка принятия решения
CFIT	Столкновение исправного воздушного судна с землей
CG	Центр тяжести
CPL	Свидетельство пилота коммерческой авиации
ctd	Продолжение
DC	Постоянный ток
DGPS	Дифференциальная глобальная система определения местоположения
DH	Высота принятия решения
DME	Дальномерное оборудование
DOF	Степени свободы
DPATO	Характерная точка после взлета
DPBL	Характерная точка до посадки
ECU	Блок управления двигателем
EEC	Электронный регулятор режимов работы двигателя
EFIS	Электронная система пилотажного оборудования вертолета
EFVS	Бортовая система технического зрения с расширенными возможностями визуализации
EGPWS	Усовершенствованная система предупреждения о близости земли
EGT	Температура выхлопных газов
Elec	Электрическая (система)
eQTG	Руководство по квалификационным испытаниям в электронном виде
ETL	Эффективная подъемная сила при переходе от режима висения к режиму полета с поступательной скоростью
FADEC	Автономная цифровая система управления двигателем
FATO	Зона конечного этапа захода на посадку и взлета
FCL	Выдача свидетельств членам летного экипажа
FCOM	Руководство летного экипажа по эксплуатации вертолета (или руководство по эксплуатации)
FD	Командный пилотажный прибор
Flt	Полет
FMS	Система управления полетом
FOV	Поле (зона) обзора
FPTD	Процедурное тренажерное устройство
FSTD	Тренажерное устройство имитации полета
G	Базовый (относится к уровню адекватности характеристики)
g	Ускорение свободного падения (м/с^2 или фут/с^2; 1 g = 9,81 м/с^2 или 32,2 фут/с^2)
GBAS	Наземная система функционального дополнения
GLS	Система посадки с использованием GBAS
GNSS	Глобальная навигационная спутниковая система
GPS	Глобальная система определения местоположения
GPWS	Система предупреждения об опасном сближении с землей
G/S	Наклон глиссады
HAA	Участок разгона вертолета
HAPI	Указатель траектории захода на посадку вертолета
HGS	Система визуальной индикации параметров захода на посадку на лобовом стекле
HMD	Нашлемный индикатор
HSI	Плановый навигационный прибор (индикатор горизонтального положения)
HTAWS	Система раннего предупреждения приближения вертолета к земле
HUD	Индикатор на лобовом стекле (коллиматорный индикатор)

Hyd	Гидравлический
IAS	Приборная воздушная скорость
IEC	Международная электротехническая комиссия
IG	Генератор изображений
IGB	Промежуточный редуктор
IGE	В зоне влияния земли
ILS	Система посадки по приборам
IPOM	Комплексное доказательство соответствия
IR(I)	Квалификационная отметка о праве на полеты по приборам (первоначальная)
IR(R)	Квалификационная отметка о праве на полеты по приборам (продленная)
IRS	Опорная инерциальная система отсчета
LDAH	Располагаемая посадочная дистанция (вертолет)
LDP	Точка принятия решения о посадке
LDRH	Потребная посадочная дистанция (вертолет)
LOC-BC	Курс по обратному лучу курсового радиомаяка
LOC/LLZ	Курсовой радиомаяк системы посадки по приборам
LOFT	Летная подготовка в условиях, приближенных к реальным
LOS	Сектор ограничения препятствий или имитация условий, приближенных к реальным (в зависимости от контекста)
MAPt	Точка начала ухода на второй круг
MCC	Взаимодействие в составе многочленного экипажа
MCP	Номинальная мощность двигателя
MCQFSTD	Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета
MCS	Система воспроизведения акселерационных воздействий
MCTM	Максимальная сертифицированная взлетная масса (кг/фунт)
MDA	Алгоритм управления подвижной платформой тренажера (системой воспроизведения акселерационных воздействий)
MDA/H	Минимальная высота снижения (относительная высота)
MFD	Многофункциональный индикатор
MGB	Главный редуктор, редуктор несущего винта
MLS	Микроволновая система посадки
MQTG	Основное руководство по квалификационным испытаниям
N	Не требуется (относится к уровню адекватности характеристики) или это означает нормальный режим управления на вертолетах с компьютерным управлением (в зависимости от контекста)
n	Последовательный период полного цикла колебаний
N/A	Неприменимо
N_1 или N_g	Частота вращения двигателя или ротора турбокомпрессора (ротора газогенератора), обороты в минуту, обычно выражается в процентах от максимального значения
N_f	Частота вращения свободной турбины (обороты в минуту), обычно выражается в процентах от максимального значения)
N_p	Частота вращения силовой турбины (обороты в минуту), выражается в процентах от максимального значения
N_R	Частота вращения несущего винта (обороты в минуту), выражается в процентах от максимального или фактического значения
NAA	Национальная авиационная администрация
NAV	Навигация
NDB	Всенаправленный радиомаяк
NN	Нештатный режим управления вертолетом с помощью бортовых компьютеров

NOTAR	Система NOTAR (вертолет без хвостового винта)
NVG	Очки ночного видения
NVIS	Система ночного видения
NWA	Угол поворота носового колеса (градусы)
OAT	Температура наружного воздуха
OEI	С одним неработающим двигателем
OEM	Изготовитель комплектного оборудования
OFS	Сектор, свободный от препятствий
OGE	Вне зоны влияния земли
OMCT	Объективные испытания системы воспроизведения акселерационных воздействий
OS	Определяемые эксплуатантом специфические виды подготовки и проверки
OTD	Другие учебно-тренировочные устройства
OTW	Обзор внекабинной обстановки
P_0	Интервал времени с момента начала 90-процентного перемещения органа управления до момента первоначального пересечения оси X (положение оси X определяется установившейся величиной параметра)
P_1	Первый полный цикл колебаний после первоначального пересечения оси X
P_2	Второй полный цикл колебаний после первоначального пересечения оси X
P_f	Скоростной напор или усилие в системе автоматической загрузки
P_n	Последовательный период колебаний
PANS	Правила аэронавигационного обслуживания
PAPI	Указатель траектории точного захода на посадку
PAR	Радиолокатор точного захода на посадку
PC1	1-я категория летно-технических характеристик
PC2	2-я категория летно-технических характеристик
PC3	3-я категория летно-технических характеристик
PFD	Основной индикатор полетных данных
PINS	Точка в пространстве
PLA	Угол установки рычага управления двигателем
PLF	Балансировочная тяга в горизонтальном полете
POM	Доказательство соответствия
PPL	Свидетельство пилота-любителя
PRM	Система контроля за выполнением точных заходов на посадку на ВПП
QFE	Установка высотомера по атмосферному давлению на уровне превышения конкретной точки (например, аэропорта)
QNH	Установка высотомера по атмосферному давлению, приведенному к уровню моря
QRH	Краткий справочник
QTG	Руководство по квалификационным испытаниям
R	Типовой (относится к уровню адекватности характеристики)
RAeS	Королевское общество аэронавтики Великобритании
R/C	Скорость набора высоты (м/с или фут/мин) (1 фут/мин = 0,00508 м/с)
R/D	Скорость снижения (м/с или фут/мин)
Re	Восстановление навыков пилотирования (взлет и посадка)
REIL	Опознавательные огни торца ВПП
RGB	Красный, зеленый и синий
RL	Переподготовка и проверки с получением свидетельства
RMS	Среднеквадратичное значение
RNAV	Зональная навигация

RNP	Требуемые навигационные характеристики
RNP AR APCH	Заход на посадку, для которого требуется разрешение для подтверждения требуемых навигационных характеристик
RPM	Обороты в минуту
RTO	Прерванный взлет
RTODAH	Располагаемая дистанция прерванного взлета (вертолет)
RTODRH	Потребная дистанция прерванного взлета (вертолет)
RVR	Дальность видимости на ВПП (м или фут)
S	Высокий (относится к уровню адекватности характеристики)
SAAAR	Требуется разрешение на использование специального ВС и летного экипажа
SAS	Система улучшения устойчивости
SBAS	Спутниковая система функционального дополнения
SDF	Упрощенный курсовой маяк
SID	Стандартная схема вылета по приборам
SMGCS	Система управления наземным движением и контроля за ним
STAR	Стандартная схема прибытия по приборам (известная как стандартный маршрут прибытия на аэродром)
SUPPS	Дополнительные региональные правила
T	Подготовка (обучение)
T(A)	Допуск на амплитуду
$T(A_d)$	Допуск на остаточную амплитуду
TACAN	Система ближней аэронавигации
TAS	Истинная воздушная скорость
TCAS	Система выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений
TDP	Точка принятия решения о взлете
TGL	Временный инструктивный бюллетень
TI	Формирование ИК изображений
TLA	Угол установки рычага управления двигателем (РУД)
TLOF	Зона приземления и отрыва
TP	Профессиональная подготовка
T(P)	Допуск на период (для конкретного контекста)
TR	Подготовка и проверки при получении квалификационной отметки о типе или хвостовой винт (в зависимости от контекста)
TRG	Подготовка персонала
TRGB	Редуктор хвостового винта
V_H	Максимальная скорость горизонтального полета при номинальном режиме
V_{ne}	Максимально допустимая скорость
V_{TOSS}	Безопасная скорость взлета
V_x	Приборная скорость полета при оптимальном угле набора высоты
V_y	Оптимальная вертикальная скорость набора высоты
VASIS	Система визуальной индикации глиссады
VDR	"Дорожная карта" валидационных данных
VGS	Видимый участок земли
VOR	Всенаправленный ОВЧ-радиомаяк
vs	По сравнению

Глава 2

ВВЕДЕНИЕ

2.1 НАЗНАЧЕНИЕ

2.1.1 В настоящем томе руководства установлены требования к характеристикам и документации для проведения национальными авиационными администрациями (NAA) квалификационной оценки FSTD вертолетов, используемых для подготовки, тестирования и проверки членов летных экипажей. Эти требования и методы определения соответствия им разработаны на основе большого опыта, накопленного полномочными органами и авиационной отраслью.

2.1.2 Цель руководства заключается в том, чтобы предоставить в распоряжение NAA средства проведения квалификационной оценки FSTD после получения соответствующего запроса заявителя путем проведения первоначального и периодических испытаний FSTD. Кроме этого, руководство предназначено и для того, чтобы предоставить полномочным органам других государств средства, позволяющие признать квалификационный уровень, присвоенный государством, проводившим первоначальные и периодические оценки FSTD, без проведения повторных проверок при выдаче разрешения заявителям из этих государств на использование таких FSTD.

2.2 ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

2.2.1 Появление новых технологий позволило более широко использовать FSTD для подготовки, тестирования и проверки членов летных экипажей. Сложность, стоимость и условия эксплуатации современных вертолетов также послужили причинами более широкого внедрения прогрессивных методов моделирования. FSTD способны обеспечивать более глубокую подготовку персонала по сравнению с подготовкой, проводимой на вертолетах, и, к тому же, в более безопасных и подходящих для обучения условиях. Уровень адекватности имитации характеристик современных FSTD часто позволяет оценить способности пилота и гарантировать, что демонстрируемые им умения и навыки будут перенесены и на реальный вертолет. Кроме того, важными дополнительными факторами в пользу применения FSTD являются экономия топлива и снижение неблагоприятного воздействия авиации на окружающую среду.

2.2.2 Содержащиеся в данной главе требования к FSTD были определены исходя из требований к подготовке персонала, которые были разработаны в результате анализа учебных задач, подробные сведения о которых приведены в части I данного тома II. Обобщенная информация о FSTD в поддержку требований к подготовке персонала приведена в сводной матрице FSTD (таблица 2-1).

2.2.3 В сводной матрице определяются типы FSTD базового уровня на основе сопоставления видов подготовки с уровнями адекватности имитации ключевых характеристик. Каждый из типов FSTD базового уровня предназначен для использования при подготовке пилотов и, если это применимо, для тестирования и проверок пилотов в процессе выдачи соответствующих свидетельств или квалификационных отметок. Терминология, используемая ниже в таблице для определения видов подготовки, характеристик тренажерного устройства и уровней адекватности имитации его характеристик, означает следующее:

2.2.3.1 Виды подготовки:

PPL – Свидетельство пилота-любителя
CPL – Свидетельство пилота коммерческой авиации
IR(I) – Квалификационная отметка о праве на полеты по приборам (первоначальная);
IR(R) – Квалификационная отметка о праве на полеты по приборам (продленная);
ATPL – Свидетельство или сертификат линейного пилота авиакомпании
TR(I) – Подготовка и проверки для получения квалификационной отметки о типе (первоначальная);
RL – Переподготовка и проверки с получением свидетельства
Re – Восстановление навыков пилотирования (взлет и посадка)
OS – Определяемые эксплуатантом специфические виды подготовки и проверки;
Mals – Неисправности.

2.2.3.2 Характеристики FSTD:

компоновка и конструкция кабины летного экипажа
модель полета (аэродинамика и двигатель)
управление вертолетом при движении на земле
системы вертолета (ATA)
рычаги управления полетом и усилия на них

звуковые эффекты (воздействия)
визуальные эффекты (воздействия)
акселерационные эффекты (воздействия)
вибрационные эффекты (воздействия)

окружающая обстановка (УВД)
окружающая обстановка (навигация)
окружающая обстановка (метеоусловия)
окружающая обстановка (вертодромы/аэропорты, обозначенные посадочные площадки и прилегающая местность)

прочие – (рабочее место инструктора и т. д.)

2.2.3.3 Уровни адекватности имитации характеристик тренажерного устройства:

S (высокий)	—	самый высокий уровень адекватности
R (типовой)	—	промежуточный уровень адекватности
G (базовый)	—	самый низкий уровень адекватности
N (не требуется)	—	характеристики не требуется

Примечание. Более детально с определениями "S", "R", "G" и "N" можно ознакомиться в глоссарии терминов в разделе 1.1 главы 1 части II тома II настоящего руководства.

2.2.4 Коды подготовки:

2.2.4.1 Тренажерное устройство, квалифицированное на уровне "T". Выполнение конкретной учебной задачи. Подготовка может засчитываться при выдаче свидетельства, квалификационной отметки или присвоении квалификации, но она не завершается профессиональной подготовкой. Уровень адекватности одной или нескольких имитируемых характеристик не позволяет проводить профессиональную подготовку персонала.

2.2.4.2 Тренажерное устройство, квалифицированное на уровне "TP". Выполнение, продолжение или завершение выполнения конкретной учебной задачи. Такая подготовка может засчитываться как

профессиональная подготовка и/или при выдаче свидетельства, квалификационной отметки или присвоении квалификации и обычно такая подготовка завершается получением определенного профессионального уровня. Уровни адекватности всех имитируемых характеристик должны обеспечивать профессиональную подготовку персонала.

Таблица 2-1. Сводная матрица FSTD

Тип устройства	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
Тип V	S	S	S	S	S	R	S	S	R	S	S	S	G
Тип IV	S	S	S	S	S	R	S	S	R1	S	S	S	G
Тип III	S	S	S	S	S	R	S	R	N	S	S	S	G
Тип II (ПВП)	R	R	G	R	R	G	S	G	N	S	R	R	G
Тип I (IR)	R	R	G	R	R	G	G	G	N	S	G	G	G

2.2.5 Примечания по особым случаям приведены в таблице.

2.2.5.1 Категория *"Прочие"* не включена в эту таблицу.

2.2.5.2 Тип IV – акселерационные эффекты – R1. Пилот получает эффективные и характерные акселерационные воздействия и задающие сигналы, которые обеспечивают соответствующие ощущения ускорения по 6 степеням свободы вертолета. Акселерационные воздействия должны всегда обеспечивать правильное ощущение, чтобы поддерживать обеспечение целевого использования. Ощущение движения может быть меньше, чем на уровне адекватности воспроизведения R, так как величина проявления воздействий уменьшена.

2.2.6 В добавлении А к данной части определены общие и технические требования к FSTD, которые разбиты на группы, исходя из их характеристик. В добавлениях В и С к данной части руководства приведена информация о валидационных, функциональных и субъективных испытаниях FSTD, и они разбиты на группы по типу тренажерного устройства.

2.2.7 В таблице 2-1 определены пять типов тренажерных устройств базового уровня. Тем не менее, эксплуатант имеет право использовать отличающееся от этих типов тренажерное устройство для выполнения каких-либо конкретных учебных задач. Процесс, описание которого приведено в частях I и III данного тома, аналогичен тому, который использовался для определения пяти типов тренажерных устройства базового уровня. Проще говоря, сначала определяются учебные задачи, затем выбираются характеристики FSTD и уровни адекватности их имитации для обеспечения выполнения этих задач и делается это таким образом, как указано в

главе 3 части I данного тома. Соответствующие требования к проведению квалификационных и валидационных испытаний для этих уровней адекватности имитации характеристик приведены в части III данного тома. При принятии решения об использовании этого процесса, следует на очень раннем этапе провести консультации с соответствующей NAA.

2.3 СООТВЕТСТВУЮЩИЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ЧТЕНИЯ

См. главу 9 части I тома II данного руководства.

2.4 КВАЛИФИКАЦИОННАЯ ОЦЕНКА ТРЕНАЖЕРНЫХ УСТРОЙСТВ ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

2.4.1 При рассмотрении вопросов, связанных с FSTD, национальные авиационные администрации (NAA) проводят различие между техническими критериями FSTD и их использованием для подготовки, тестирования и проверок персонала. Квалификационная оценка проводится путем сравнения характеристик FSTD с критериями, указанными в руководстве по квалификационным испытаниям (QTG) в отношении запрашиваемого типа квалификации.

2.4.2 Проводимые согласно требованиям QTG валидационные, функциональные и субъективные испытания позволяют NAA "выборочно проверять" технические характеристики FSTD. Без проведения такой "выборочной проверки" с использованием QTG невозможно проверить характеристики FSTD в период времени, который обычно выделяется полномочным органам на проведение оценки. Следует понимать, что QTG не обеспечивает проведение строгой проверки качества моделирования во всем диапазоне режимов полета и работы систем. Полномасштабные испытания FSTD должны проводиться изготовителем FSTD и его эксплуатантом перед представлением FSTD национальной авиационной администрации (NAA) для оценки и прежде, чем их результаты будут предложены для включения в QTG. Такие испытания являются основной частью всего цикла испытаний и, как правило, проводятся согласно содержащимся в соответствующих документах правилам приемки и проведения испытаний, в которых также указываются средства регистрации результатов испытаний. Эти документы служат руководством для проведения испытаний функциональности и характеристик во многих областях моделирования, которые не указаны в QTG, а также испытаний таких компонентов, как рабочее место инструктора и т. д.

2.4.3 После проведения квалификационной оценки FSTD полномочный орган, ответственный за надзор за деятельностью пользователя FSTD, может принять решение, какие учебные задачи можно выполнять на данном тренажерном устройстве. Такое заключение должно основываться на результатах квалификационной оценки FSTD, наличии соответствующего FSTD, опыте пользователя FSTD и программе подготовки персонала, в рамках которой планируется использовать FSTD, а также на опыте и квалификации пилотов, которых планируется обучать. В результате этого процесса выдается разрешение на использование FSTD в рамках утвержденной программы подготовки персонала.

2.5 ИСПЫТАНИЯ ДЛЯ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ ТРЕНАЖЕРНОГО УСТРОЙСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

2.5.1 Следует проводить оценку тех характеристик FSTD, которые имеют важное значение для подготовки, тестирования и проверки членов летных экипажей. Они включают реакцию FSTD в продольном и боковом направлениях движения; летно-технические характеристики при выполнении взлета, в режимах висения и руления по воздуху и на этапах набора высоты, крейсерского полета, снижения, захода на посадку и посадки и в режиме авторотации; при выполнении всепогодных полетов, а также проверки систем управления; и,

если применимо, проверки функций, выполняемых на рабочих местах пилотов и инструктора. Для гарантии правильности функционирования оценивается также работа систем имитации акселерационных, вибрационных, визуальных и звуковых воздействий.

2.5.2 Цель перечисленных проверок состоит в том, чтобы как можно более объективно провести оценку FSTD. Важно также определять приемлемость FSTD для пилотов. Поэтому FSTD должно подвергаться приемочным испытаниям, перечисленным в добавлении B к настоящей части, а также функциональным и субъективным испытаниям, описание которых приведено в добавлении C. Валидационные испытания проводятся для объективного сравнения данных FSTD и вертолета, чтобы гарантировать их соответствие в пределах установленных допусков. Функциональные испытания являются объективными испытаниями систем, проводимыми на основе вертолетной документации. Субъективные испытания служат основой для оценки возможности использовать FSTD в рамках типовой программы подготовки членов летных экипажей и для проверки правильности работы и характеристик управления FSTD.

2.5.3 Допуски по параметрам, указанные в добавлении B, являются максимально допустимыми для квалификационной оценки FSTD, и их не следует путать с допусками, используемыми при проектировании FSTD.

2.5.4 Валидационные испытания для первоначальных и периодических оценок, указанные в добавлении B, следует проводить в соответствии с типом FSTD и их результаты сравниваются с утвержденными данными. В дополнении H к настоящей части приводится описание факультативного процесса проведения периодической оценки с использованием результатов MQTG в качестве эталонных данных.

2.5.4.1 В случае уровня адекватности "S" первоначальные и периодические оценки проводятся на основе объективных испытаний и их результаты сравниваются с утвержденными данными. Для оценки FSTD, который представляет конкретный тип вертолета, предпочтительнее использовать валидационные данные летных испытаний изготовителя вертолета. Могут быть использованы данные из других источников при условии, что этот вопрос рассмотрен и получено согласие NAA, несущей ответственность за квалификационную оценку. Перечисленные в добавлении B допуски применимы в отношении первоначальной оценки. В качестве альтернативы периодическая оценка может проводиться на основе объективной оценке в сопоставлении с результатами MQTG, как это описано в дополнении H.

2.5.4.2 В случае уровня адекватности "R" первоначальные и периодические оценки проводятся на основе объективных испытаний и их результаты сравниваются с утвержденными данными для группы вертолетов за исключением FSTD конкретного типа вертолета (тип V – звуковые и акселерационные воздействия, тип IV – акселерационные воздействия, тип III – вибрационные воздействия), когда результаты таких испытаний сравниваются с данными конкретного типа вертолета. Для первоначальной оценки FSTD, представляющего группу вертолетов, предпочтительно использовать валидационные данные летных испытаний изготовителя вертолета. Могут использоваться данные из других источников, при условии рассмотрения этого вопроса и получения согласия NAA, несущей ответственность за квалификационную оценку.

2.5.4.2.1 Для воспроизведения акселерационных, вибрационных и звуковых воздействий в тех случаях, когда при первоначальной оценке представляется утвержденная субъективная разработка, в QTG должно включаться следующее:

a) результаты первоначальных объективных испытаний, демонстрирующие соответствие валидационным данным летных испытаний;

b) "уточненные" результаты, полученные на основе утвержденной субъективной разработки в сравнении с валидационными данными летных испытаний. Если используется утвержденная субъективная разработка, то результаты MQTG в таких особых случаях становятся эталонными справочными данными. Результаты, полученные при периодических проверках, должны сравниваться с такими эталонными справочными данными.

2.5.4.2.2 Допуски, указанные в добавлении B, применимы как при проведении первоначальных, так и периодических оценок, за исключением случаев, когда для воспроизведения акселерационных, вибрационных и звуковых воздействий используется утвержденная субъективная разработка.

2.5.4.2.3 В качестве альтернативы периодическая оценка может проводиться на основе объективной оценки в сравнении с результатами MQTG, как это описано в дополнении H к данной части.

2.5.4.3 В случае уровня адекватности имитации характеристик "G" первоначальная валидационная оценка проводится на основе сравнения с утвержденными данными, если таковые имеются, и, по мере необходимости, дополняется утвержденной субъективной разработкой для определения стандартных справочных данных. Допуски на правильное направление и величину (ПНВ) могут использоваться только для первоначальной оценки. Результаты периодических валидационных оценок должны объективно измеряться в сравнении со стандартными справочными данными. Указанные в добавлении B допуски применимы при проведении периодических оценок и их результаты следует использовать для доказательства того, что устройство продолжает соответствовать уровню стандарта первоначальной квалификации.

2.5.5 Ниже приведены определения общих или типовых данных FSTD.

2.5.5.1 Общие или типовые данные могут быть получены на основе данных конкретного вертолета или группы вертолетов, которые представляет FSTD. С согласия NAA такие данные могут быть представлены в форме ранее утвержденного изготовителем набора валидационных данных для соответствующего FSTD. После того, как набор данных для конкретного FSTD принят и утвержден NAA, они становятся валидационными данными, которые могут использоваться в качестве справочных данных для проведения в дальнейшем периодических квалификационных оценок с применением установленных допусков.

2.5.5.2 Обоснование подборки данных, используемых для получения валидационных данных, должно представляться в форме технического отчета "Справочные данные", в котором должно указываться, что предлагаемые валидационные данные являются типовыми для моделируемого вертолета или группы вертолетов. В такой отчет могут входить данные летных испытаний, расчетные данные изготовителя, а также информация из летного руководства вертолета (ЛРВ) и руководства по техническому обслуживанию и ремонту вертолета, результаты утвержденных или общепринятых моделей или прогностических моделей, признанные теоретические результаты, информация из открытых источников и других источников, использовать которые, по мнению изготовителя FSTD, необходимо для обоснования предлагаемой модели.

2.5.6 В рамках программ подготовки экипажей новых вертолетов для предварительной квалификационной оценки FSTD могут использоваться данные изготовителя вертолета, частично подтвержденные данными летных испытаний. Однако сразу после появления данных изготовителя, основанных на результатах сертификации типа вертолета, должна проводиться повторная квалификационная оценка FSTD. График проведения повторной квалификационной оценки должны согласовать между собой NAA, эксплуатант FSTD, изготовитель FSTD и изготовитель вертолета. Дополнительная информация по этому вопросу приведена в дополнении A к данной части.

2.5.7 Эксплуатантам FSTD, желающим провести первоначальную оценку или оценку после модернизации FSTD, следует иметь в виду, что использование данных о летно-технических характеристиках и управляемости более старых вертолетов, может качественно не соответствовать некоторым из стандартов, содержащихся в данном томе руководства (Doc 9625). В таком случае эксплуатанту FSTD возможно потребуется получить дополнительные данные летных испытаний.

2.5.8 Если в процессе оценки FSTD возникают трудности, связанные с каким-либо конкретным валидационным испытанием, то его можно повторить для того, чтобы выяснить, является ли причиной трудностей с проведением испытания, оборудование или ошибка персонала. Если после этого проблема с

испытанием не решена, то эксплуатанту FSTD следует быть готовым предложить результаты альтернативного испытания связанные с проблемным испытанием.

2.5.9 Если результаты валидационных испытаний не соответствуют критериям испытаний, то необходимо провести исправления или предоставить рациональное техническое обоснование причин рассогласования.

2.6 РУКОВОДСТВО ПО КВАЛИФИКАЦИОННЫМ ИСПЫТАНИЯМ (QTG)

2.6.1 Руководство по квалификационным испытаниям (QTG) является основным справочным документом, используемым для проведения оценки FSTD. В нем содержатся результаты испытаний FSTD, заявления о соответствии и другая информация, позволяющие лицу, проводящему оценку, определить, соответствует ли FSTD критериям испытаний, описание которых приведено в данном томе руководства (Doc 9625).

2.6.2 Заявитель должен представить QTG, включающее:

a) титульный лист, содержащий (как минимум):

1) название эксплуатанта FSTD;

2) модель и серию или группу моделируемых вертолетов в зависимости от требований;

3) квалификационный тип FSTD;

4) идентификационный номер FSTD, присвоенный NAA;

5) местонахождение FSTD;

6) присвоенный изготовителем FSTD индивидуальный идентификационный или серийный номер;

7) блоки формы для подписей с датами:

i) один для эксплуатанта, чтобы он мог удостоверить, что FSTD прошел испытания, в ходе которых применялись документально оформленные процедуры приемочных испытаний тренажерного устройства, включая компоновку кабины экипажа, все моделируемые системы вертолета и рабочее место инструктора, а также инженерно-технические средства, системы подвижности, визуализации и другие системы, в зависимости от действующих требований;

ii) один для эксплуатанта, удостоверяющий, что все валидационные испытания в ручном режиме были проведены удовлетворительным образом с использованием только тех процедур, которые указаны в QTG для проведения испытаний в ручном режиме;

iii) один для эксплуатанта, удостоверяющий, что все функциональные и субъективные тесты были проведены удовлетворительным образом в соответствии с положениями добавления C; а также

iv) один для эксплуатанта и NAA для подтверждения общей приемки QTG;

b) информационную страницу об FSTD, в которой указывается (как минимум) следующее:

1) применимые нормативные стандарты квалификационной оценки;

2) модель и серия или группа моделируемых вертолетов в зависимости от требований;

3) версия аэродинамических данных;

4) модель(и) двигателя и версия его(их) данных;

5) версия данных о рычагах управления полетом;

6) маркировка систем бортового радиоэлектронного оборудования и версия их модификации, если версия оказывает влияние на возможности использования FSTD для подготовки, тестирования и проверок членов летных экипажей;

7) изготовитель FSTD;

8) дата изготовления FSTD;

9) идентификационные данные компьютера FSTD;

10) тип системы визуализации и ее изготовитель;

11) тип системы подвижности и ее изготовитель;

12) тип вибрационной платформы и ее изготовитель;

13) предназначенные для выполнения квалификационной оценки изображения визуальной обстановки в зависимости от требований;

14) любая дополнительная информация для некоторых других областей моделирования, которые не настолько важны для NAA, чтобы требовать для них отдельного QTG;

c) оглавление, включающее перечень всех испытаний QTG, а также все частные случаи испытаний, если они не оговорены в других частях QTG;

d) журнал регистрации изменений и/или перечень действующих страниц;

e) перечень всех справочных и исходных данных по конструкции и испытаниям тренажера;

f) глоссарий используемых терминов и условных обозначений;

g) заявление о соответствии (ЗОС) определенным требованиям. В ЗОС должны указываться соответствующие источники информации и приводиться обоснования соответствий, сопровождаемые объяснениями, как использовался справочный материал, а также какие применялись математические уравнения, величины параметров и какие были сделаны выводы. Требования к ЗОС приведены в колонках "примечания" в добавлениях A и B соответственно к части II или III;

h) методы регистрации результатов и перечень оборудования, которое необходимо для проведения валидационных испытаний;

i) перечисленные ниже сведения для каждого валидационного испытания, указанного в добавлении B соответственно к части II или III:

1) *Номер испытания*. Это номер испытания, присвоенный согласно системе нумерации, приведенной в добавлении B.

2) *Наименование испытания.* Оно должно быть коротким и определенным и взято из перечня наименований испытаний в добавлении B.

3) *Цель испытания*. Цель должна быть сформулирована в форме краткого перечисления того, что в данном испытании должно быть продемонстрировано.

4) *Процедура демонстрации.* Краткое описание того, каким образом предполагается достигнуть поставленной цели. Должно приводиться четкое и ясное описание, как устанавливается и эксплуатируется FSTD при проведении каждого испытания, т. е. когда пилот выполняет полет на нем в ручном режиме или, если необходимо, испытание проводится в автоматическом режиме.

5) *Справочные материалы.* Указываются документы, являющиеся источниками данных о вертолете, в том числе номер документа, номера соответствующих страниц и режимов, а также, если необходимо, данные о запросах справочных материалов.

6) *Начальные условия.* Требуется полный и исчерпывающий перечень начальных условий FSTD.

7) *Параметры испытаний*. Приводится перечень всех параметров, задаваемых или ограничиваемых во время испытаний, проводимых в автоматическом режиме.

8) *Процедуры испытаний в ручном режиме.* Процедуры должны быть в достаточной мере полными и не требовать каких-либо дополнений, чтобы квалифицированный пилот мог выполнить испытательный полет, пользуясь приборами в кабине летного экипажа. При проведении сложных испытаний предлагается, если применимо, использовать справочные данные или результаты проведенных испытаний. Необходимо обеспечивать возможность проведения испытаний в ручном режиме с места каждого пилота, хотя положения рычагов управления и усилия на них в кабине экипажа не обязательно могут быть реализованы с места каждого пилота.

9) *Процедуры автоматических испытаний*. Каждому автоматическому тесту должен присваиваться идентификационный номер.

10) *Критерии оценки.* Указываются основные параметры, анализируемые во время испытаний.

11) *Ожидаемый(ые) результат(ы).* Результат(ы), полученный(ые) на вертолете, с указанием допустимых отклонений и, в случае необходимости, с более точным указанием момента, когда была получена информация из соответствующего источника данных.

12) *Результаты испытаний*. Результаты валидационных испытаний FSTD, полученные эксплуатантом FSTD. Не допускается проведение испытаний с помощью компьютера, не связанного с FSTD. Результаты должны:

i) быть получены с помощью компьютера;

ii) быть записаны на соответствующем носителе, приемлемом для NAA;

iii) представлять собой графики изменения параметров во времени, если не указывается иное, и:

a) включать подготовленный для каждого испытания перечень рекомендуемых параметров (в дальнейшем следует подготовить "Справочник по оценке тренажерных устройств имитации полета вертолетов"; см. п. 9.3 главы 9 части I);

b) быть четко обозначены соответствующими метками начала отсчета времени для обеспечения точного сравнения FSTD с вертолетом;

c) результаты FSTD с наложенными валидационными данными должны быть четко обозначены;

d) в тех случаях, когда разрешается использовать результаты испытаний "кадров мгновенного состояния" вместо результатов изменения параметров во времени, эксплуатант FSTD должен гарантировать, что в момент, зафиксированный в "кадре мгновенного состояния" имело место стационарное состояние (установившийся режим);

iv) быть четко маркированы в качестве результатов, полученных на тренажерном устройстве, испытания которого проводятся;

v) на каждой странице должны быть указаны дата и время завершения испытания;

vi) на каждой странице должны быть указаны номер страницы испытания и общее количество страниц испытания;

vii) включать параметры с указанием конкретных допустимых отклонений, критериев допусков и использованных единиц измерений. Рекомендуется автоматическая маркировка ситуаций "выхода за пределы установленных допусков"; а также

viii) иметь возможность увеличения масштабов графического представления данных с разрешающей способностью, необходимой для оценки допустимых отклонений параметров, перечисленных в добавлении B соответственно к части II или III.

13) *Валидационные данные:*

i) предоставляются отображенные на компьютерном дисплее данные летных испытаний с наложенными на них данными FSTD. Чтобы гарантировать подлинность валидационных данных, должна также предоставляться копия первоначальных валидационных данных с четким указанием, как отмечается выше в п. 1), названия документа и номера страницы, а также названия выдавшей его организации, номера испытания и наименования испытания;

ii) документы с данными о вертолете, включенные в QTG, могут быть уменьшены фотографическим способом, но только если это не создает искажений или трудностей с пониманием масштаба или с разрешающей способностью;

iii) переменные валидационные данные должны определяться в номенклатурном перечне вместе с правилом знаков. Этот перечень должен быть включен в QTG в подходящем для этого месте.

14) *Сравнение результатов.* Наложение является приемлемым методом сравнения результатов испытаний FSTD с валидационными данными:

j) копию применимых нормативных стандартов квалификационной оценки или соответствующие разделы в зависимости от требований, которые применялись при первоначальной оценке;

k) копию VDR, чтобы четко обозначить (только в табличной форме) источники данных для всех требуемых испытаний, включая документы с данными системы имитации звуков и данными, относящимися к вибрациям.

l) копию технического отчета, в котором описано, каким образом были получены валидационные данные для тренажерного устройства (см. дополнительную информацию в дополнении I к части II тома II). Это применимо только к не относящимся к конкретному типу тренажерным устройствам.

2.6.3 Результаты испытаний FSTD должны маркироваться с использованием такой же терминологии, что и для параметров вертолета в отличие от идентификаторов программного обеспечения компьютера. В QTG должны быть включены документально оформленные доказательства соответствия требованиям к валидационным испытаниям FSTD, которые приведены в добавлении B. Для испытаний, предусматривающих изменение параметров во времени, наложение данных FSTD на данные вертолета играет важную роль для проверки технических характеристик FSTD в ходе каждого испытания. Оценка проводится в целях валидационной проверки результатов испытаний FSTD, приведенных в QTG.

2.7 ОСНОВНОЕ РУКОВОДСТВО ПО КВАЛИФИКАЦИОННЫМ ИСПЫТАНИЯМ (MQTG)

2.7.1 MQTG составляется во время первоначальной оценки FSTD. Оно является основным документом, в который поправки вносятся по согласованию с NAA, и с которым сравниваются результаты испытаний, проводимых при периодической оценке FSTD.

2.7.2 Затем MQTG используется как документ для проведения периодических или специальных оценок, а также как документ, который NAA использует для доказательства результатов оценки и действующего квалификационного уровня FSTD в тех случаях, когда поступает запрос о подтверждении использования конкретного FSTD для выполнения соответствующих учебных задач.

2.8 ЭЛЕКТРОННОЕ РУКОВОДСТВО ПО КВАЛИФИКАЦИОННЫМ ИСПЫТАНИЯМ (eQTG)

Использование eQTG позволяет сократить расходы, сэкономить время и улучшить своевременную связь, и постепенно это становится общей практикой. В "*ARINC Report 436*" есть определение стандартного eQTG.

2.9 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ И УПРАВЛЕНИЕ КОНФИГУРАЦИЕЙ

2.9.1 Эксплуатант должен создать приемлемую для NAA систему управления качеством и поддерживать ее на уровне требований, чтобы обеспечить правильное техническое обслуживание и эффективную работу FSTD. Система управления качеством может быть создана на основе установленных действующих отраслевых стандартов, таких как *"ARINC Report 433"* (15 мая 2001 года или с внесенными поправками) под названием *"Standard Measurements for Flight Simulator Quality"*.

2.9.2 Следует создать и поддерживать на уровне требований систему управления конфигурацией таким образом, чтобы гарантировать постоянную целостность аппаратного и программного обеспечения FSTD на уровне стандартов первоначальной квалификационной оценки или с изменениями или модификациями, внесенными в рамках этой же системы.

2.10 ВИДЫ ОЦЕНОК

2.10.1 Первоначальная оценка FSTD – это оценка FSTD, проводимая первый раз с целью проверки его пригодности для использования. Она включает проведение технического анализа QTG и последующую валидационную оценку FSTD на месте его установки, чтобы убедиться, что оно отвечает всем требованиям данного тома руководства (Doc 9625).

2.10.2 Периодические оценки FSTD – это периодически проводимые оценки с целью удостовериться, что FSTD по-прежнему отвечает требованиям к его квалификационному типу.

2.10.3 Специальные оценки FSTD проводятся в любых из следующих обстоятельств:

a) существенные изменения аппаратного и/или программного обеспечения, которые могут повлиять на качество управляемости FSTD и воспроизводимые на нем летно-технические характеристики или системы;

b) получение заявки о модернизации FSTD для получения более высокого квалификационного типа;

c) выявление ситуации, свидетельствующей о том, что работа FSTD не отвечает стандартным требованиям, предъявлявшимся к нему при проведении первоначальной квалификационной оценки.

Примечание. Некоторые из указанных выше обстоятельств могут потребовать проведения новых испытаний, в результате которых в MQTG вносятся необходимые изменения.

2.11 ПРОВЕДЕНИЕ ОЦЕНОК

2.11.1 Первоначальные оценки FSTD

2.11.1.1 Эксплуатант FSTD, желающий провести квалификационную оценку FSTD, должен направить соответствующий запрос в NAA государства, в котором планируется разместить FSTD.

2.11.1.2 Просьба о проведении оценки должна содержать QTG, а также включать заявление о том, что FSTD прошло всесторонние испытания с применением процедуры документированного принятия результатов испытаний, включая испытания компоновки кабины, всех моделируемых систем вертолета и рабочего места инструктора, а также, в соответствии с действующими требованиями, инженерно-технических средств, систем подвижности и визуализации и других систем. Кроме этого, должно представляться заявление о том, что FSTD отвечает критериям, описание которых приведено в данном томе руководства (Doc 9625). Заявитель также должен подтвердить, что все испытания QTG для запрашиваемого квалификационного типа были успешно проведены. NAA может запросить эти заявления в форме заявления о соответствии, включая фамилии и информацию о квалификации лица (лиц), проводящего (проводящих) испытания, указанные в этом пункте.

2.11.1.3 К запросу следует прилагать копию QTG FSTD с аннотированными результатами испытаний. Любые недостатки в QTG, определенные NAA, должны быть устранены до начала проведения оценки.

2.11.2 Модификация FSTD

2.11.2.1 **Обновление** является результатом изменения имеющегося тренажерного устройства с сохранением присвоенного ему типа квалификации. Изменение может быть утверждено путем проведения периодической оценки или специальной оценки, если NAA считает это необходимым, в соответствии с применимыми правилами, которые действовали во время первоначальной оценки.

2.11.2.2 Если предполагается, что в результате такого изменения, технические характеристики тренажерного устройства уже больше не будут отвечать требованиям, действовавшим во время первоначальной квалификационной оценки, но если, по мнению NAA, совершенно ясно, что в результате изменения тренажерного устройства улучшатся в целом, как его технические характеристики, так и качество обучения на нем, то NAA может согласиться с предлагаемым изменением и, считая это обновлением, разрешить сохранить первоначально присвоенный этому тренажерному устройству квалификационный тип.

2.11.2.3 **Модернизация** определяется, как повышение квалификационного типа тренажерного устройства, что можно подтвердить только путем проведения первоначальной квалификационной оценки в соответствии с самыми последними применимыми правилами.

2.11.2.4 В заключение, если квалификационный тип тренажерного устройства не меняется, то все изменения тренажерного устройства следует считать обновлением, зависящим от утверждения NAA. Модернизация и последующая первоначальная квалификационная оценка, проводимая в соответствии с самыми последними правилами, применяются, только если эксплуатант запрашивает более высокий тип квалификации для своего FSTD.

2.11.3 Временная приостановка эксплуатации прошедшего квалификационную оценку FSTD

2.11.3.1 Если планируется приостановить эксплуатацию FSTD на длительный период, то об этом следует уведомить соответствующую NAA и организовать надлежащий контроль за FSTD в течение всего периода, когда оно не будет использоваться. Если FSTD не использовалось в течение длительного периода времени, заранее определенного NAA, то может потребоваться проведение первоначальной оценки на предмет установления соответствия действующим стандартам.

2.11.3.2 С национальной авиационной администрацией (NAA) должна быть достигнута договоренность, гарантирующая возобновление в любое время активной эксплуатации FSTD с сохранением первоначально присвоенного квалификационного типа.

2.11.4 Перемещение FSTD на новое постоянное место

2.11.4.1 В тех случаях, когда необходимо переместить FSTD на новое место, то о планируемой в связи с этим деятельности следует уведомить соответствующую NAA и направить ей график проведения связанных с этим работ.

2.11.4.2 Перед тем, как ввести FSTD в эксплуатацию на новом месте, его эксплуатант должен согласовать с соответствующей NAA какие валидационные и функциональные испытания из числа указанных в QTG должны быть проведены, с тем чтобы гарантировать соответствие характеристик FSTD стандартным требованиям, предъявлявшимся при его первоначальной квалификационной оценке. Копию документа о проведенных испытаниях и данными FSTD следует сохранять для представления соответствующей NAA на рассмотрение.

2.11.5 Мобильные FSTD

2.11.5.1 В случаях, если FSTD разработано с учетом возможных перемещений в различные места, где проводится подготовка персонала, то соответствующую NAA следует проинформировать об этом в первоначальной заявке на проведение начальной оценки. Дополнительные инструктивные указания по этому вопросу приведены в. дополнении Q к тому II части II данного руководства.

2.11.5.2 Первоначальная оценка должна выполняться, когда FSTD находится в состоянии "готовности для проведения на нем обучения". Как часть этого процесса NAA проводит еще одну оценку после того как тренажерное устройство перемещено в новое местоположение, чтобы определить способность тренажерного устройства выдержать связанные с таким перемещением воздействия и сохранить свое соответствие тем же стандартным характеристикам, которое было продемонстрировано во время проведения первоначальной оценки. Перемещение должно быть типовым и соответствовать ожидаемым в процессе эксплуатации перемещениям (то есть способ перемещения и подготовка к перемещению с использованием запланированных транспортных средств на соответствующее расстояние и в обычно ожидаемых условиях).

2.11.5.3 При последующем перемещении NAA совместно с эксплуатантом принимает решение относительно проведения проверки после перемещения либо в качестве альтернативы решение о том, какие валидационные и функциональные испытания из QTG должны быть проведены, чтобы гарантировать, что рабочие характеристики FSTD соответствуют исходному квалификационному стандарту. NAA также принимает решение, потребует ли она проведения оценки после перемещения. После того, как появится уверенность, что целостность FSTD не нарушается во время перемещений, NAA может разрешить перемещения FSTD без каких-либо ограничений, но установив для эксплуатанта порядок проведения проверки рабочих характеристик FSTD перед сдачей его в эксплуатацию на новом месте. Копия отчета о перемещении, включающего результаты испытаний в ходе выполнения процедуры проверки после перемещения, а также другая соответствующая документация должны храниться вместе с другими учетными документами FSTD для возможного рассмотрения их соответствующей NAA.

2.11.6 Состав группы специалистов по проведению оценки

2.11.6.1 Как правило, квалификационную оценку FSTD проводит группа специалистов, возглавляемая пилотом-инспектором NAA, в состав которой также входят инженеры и пилот, имеющий свидетельство о праве на выполнение полетов на вертолетах данного типа.

2.11.6.2 Заявитель должен оказывать техническую помощь в обеспечении работы FSTD и необходимого испытательного оборудования. Заявитель также должен предоставить достаточно квалифицированного специалиста для оказания группе по проведению оценки всей необходимой помощи.

2.11.6.3 При проведении первоначальной оценки изготовитель FSTD и/или изготовитель вертолета должны, по мере необходимости, предоставлять свой технический персонал, например, экспертов в данной области или летчиков-испытателей для оказания требуемой помощи.

2.11.7 Организационная основа квалификационной оценки FSTD

2.11.7.1 После успешного завершения первоначальной оценки и квалификационных испытаний следует организовать систему периодических проверок, гарантирующую поддержание технических, функциональных и других характеристик FSTD на уровне, официально присвоенном ему в результате первоначальной квалификационной оценки.

2.11.7.2 NAA, в чью компетенцию входит надзор за FSTD, устанавливает интервал времени между периодическими оценками.

2.12 ПРИНЯТИЕ ТОМА II РУКОВОДСТВА (DOC 9625) В РАМКАХ НОРМАТИВНО-ПРАВОВОЙ ОСНОВЫ

За применение тома II данного руководства (Doc 9625) и поправок к нему в рамках нормативно-правовой основы несут ответственность различные национальные авиационные администрации (NAA), которые действуют в рамках своих нормативно-правовых документов, таких, например, как 14 CFR Part 60, JAR-FSTD H или другого эквивалентного документа (см. главу 9 части I тома II).

2.13 ОБНОВЛЕНИЕ ДАННОГО РУКОВОДСТВА В БУДУЩЕМ

В добавлении D к настоящей части приведено описание процесса, который должен применяться в будущем при внесении изменений в этот документ.

2.14 СПРАВОЧНИКИ ПО ПРОВЕДЕНИЮ ОЦЕНКИ

Во время подготовки данного тома еще не существует справочника по оценке устройств имитации полетов вертолетов. Однако Королевское общество аэронавтики (RAeS) планирует разработать и опубликовать такой документ. Он будет служить полезным руководством для проведения испытаний, необходимых для проверки того, что проверяемый FSTD соответствует критериям, изложенным в данном томе.

Добавление А

ТРЕБОВАНИЯ К FSTD

ВВЕДЕНИЕ

В настоящем добавлении приводится описание минимальных требований к тренажерным устройствам имитации полета (FSTD), предъявляемых при проведении квалификационной оценки таких устройств на соответствие с согласованными международными типами, которые определены в таблице 2-1 данной части руководства. Кроме того, при определении требований к квалификационной оценке следует ознакомиться с валидационными испытаниями, а также с функциональными и субъективными испытаниями, описание которых приведено в добавлениях В и С к данной части руководства. Некоторые требования, включенные в настоящее добавление, следует подтверждать заявлением о соответствии (ЗОС), а в некоторых особых случаях результатами объективного испытания. В ЗОС должно приводиться описание, как было выполнено требование. В приведенной ниже таблице с перечислением критериев FSTD требования к ЗОС приведены в колонке "Примечания".

Некоторые уровни адекватности воспроизведения характеристик в настоящее время не используются в стандартных типах базового уровня; однако они могут быть связаны с некоторыми учебными задачами в рамках определенного эксплуатантом FSTD согласно части III, и поэтому их определение осталось в настоящем добавлении.

1. ТРЕБОВАНИЕ. КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА

1.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.S	Закрытая полномасштабная копия кабины летного экипажа вертолета с полностью функционирующими рычагами управления полетом, приборами, и переключателями для обеспечения предполагаемого использования Нет необходимости в функционировании элементов, доступа к которым членам летного экипажа не требуется в любом режиме эксплуатации. Степень "закрытости" кабины летного экипажа должна моделироваться с учетом предполагаемого применения			✓	✓	✓	Остекление FSTD должно соответствовать остеклению реального вертолета, чтобы исключить возможность отвлечения внимания экипажа и обеспечить восприятие закрытой кабины. Должны воспроизводиться окна в нижней носовой части фюзеляжа, если они имеются на вертолете. Для устройства, утвержденного для тренировки с очками ночного видения (NVG), требуется остекление кабины экипажа, которое обеспечивает реалистичное отражение внутреннего освещения
1.R	Закрытая или воспринимаемая как закрытая кабина летного экипажа, исключающая возможность отвлечения внимания, которая является типовой для группы моделируемых вертолетов, в целях обеспечения предполагаемого применения.	✓	✓				Устройство, утвержденное для тренировки с очками ночного видения (NVG), должно иметь остекление кабины экипажа (отражение), если у вертолета имеется такая характеристика
1.G	Открытая, закрытая или воспринимаемая как закрытая кабина летного экипажа, исключающая возможность отвлечения внимания, которая является типовой для группы моделируемых вертолетов для обеспечения предполагаемого применения						

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.1	КОНСТРУКЦИЯ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА						
1.1.1.S	Кабина летного экипажа (имитируемая часть): Закрытая полномасштабная точная копия кабины летного экипажа имитируемого вертолета, включая конструктивные элементы, перегородки и панели управления; основные и вспомогательные рычаги управления полетом; рычаги управления двигателем и несущим винтом, автоматы защиты сети, пилотажные приборы; навигационное, связное и другое аналогичное оборудование; системы сигнализации и оповещения; аварийное оборудование и все другое оборудование и системы с соответствующими органами управления и видимыми индикаторами в кабине летного экипажа. Дополнительные требуемые рабочие места членов летного экипажа и необходимые перегородки позади кресел пилотов вместе с расположенными на них переключателями, автоматами защиты сети и дополнительными радиопанелями, доступ к которым может потребоваться членам летного экипажа в каких-либо случаях после завершения предполетной подготовки в кабине летного экипажа, также считаются частью кабины летного экипажа и должны точно воспроизводить реальный вертолет.			✓	✓	✓	Кабина летного экипажа (имитируемая часть): *Примечание. При моделировании условий полета в кабине летного экипажа должно имитироваться все пространство перед поперечным сечением фюзеляжа при самом заднем расположении кресел членов летного экипажа, либо, если применимо, перед поперечным сечением, расположенным непосредственно за креслами дополнительных членов летного экипажа и/или необходимыми перегородками.* Системы или функции, которые не требуются для программы подготовки пилотов, не должны обязательно обеспечиваться программным обеспечением имитации, но любое видимое оборудование и соответствующие рычаги управления и переключатели должны быть установлены. В тех случаях, когда установленные системы задействуются при выполнении штатных, нештатных или аварийных процедур в кабине летного экипажа, их функционирование должно воспроизводиться в объеме, необходимом для точного воспроизведения поведения вертолета при выполнении таких процедур. Такие системы или функции, не поддерживаемые программным обеспечением имитации, должны указываться в информационном листе FSTD QTG.
	Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа: Перечисленные выше системы должны быть правильно расположены, функционально точными и имитировать тактильные ощущения, прилагаемые усилия, ход и направление перемещения рычагов управления в правильном диапазоне перемещения и должны точно воспроизводить реальный вертолет			✓	✓	✓	На FSTD могут не устанавливаться перегородки, в которых есть только отсеки для хранения чек (штырей) шасси, или на которых размещаются только пожарные топоры или огнетушители, запасные лампы, сумки с документацией и т. д. В наличии должны быть все элементы и предметы, которые необходимы для проведения программы подготовки, или их приемлемые копии, но они могут быть перенесены в место, максимально близкое к их реальному положению; в противном случае их можно не устанавливать. Пожарные топоры и другое аналогичное оборудование могут быть представлены только изображением контуров, фотографиями или аналогичным методом.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	<u>Имитация окон</u>: Должны воспроизводиться окна, в том числе в нижней носовой части фюзеляжа, если они есть на вертолете. Остекление должно передавать отражения, характерные для имитируемого вертолета, например, отражения приборов во время ночного полета, зеркальные отображения и т. д. В соответствующих случаях должно устанавливаться оборудование для управления окнами кабины летного экипажа, но реальные окна не обязательно должны быть функционирующими. Должны воспроизводиться окна в нижней носовой части фюзеляжа, если они имеются на вертолете. Должны воспроизводиться любые вспомогательные детали оконного оборудования и другие, попадающие в поле обзора части вертолета, например, стеклоочистители, устройство обогрева для предотвращения запотевания, приемники полного давления, рукоятки, ножи для проводов. Допускается воспроизведение их нефункционирующих копий, а в некоторых случаях изображений их силуэтов <u>Закрытая кабина летного экипажа</u>: Кабина летного экипажа, включая любое оборудованное рабочее место инструктора или место наблюдателя, должна быть полностью закрытой			✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	<u>Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа</u>: Допускается использование воспроизводимых на электронных дисплеях изображений с наложением физических накладок или масок приборов и/или приборных досок FSTD при условии, что: – все компоновки приборов и приборных досок по размерам являются точными копиями компоновок на реальном вертолете, а различия, если они есть, неразличимы для пилота; – приборы, а также их функции в полном объеме, как и встроенные логические схемы, должны быть точными копиями приборов вертолета; – воспроизводимые на дисплеях показания приборов характеризуются непрерывностью (отсутствие прерывистости); – характеристики отображений приборов точно воспроизводят характеристики имитируемых приборов вертолета, включая разрешающую способность, цвета, подсветку, яркость, шрифты, шаблоны заливок, типы линий и символы. Яркость должна соответствовать необходимым настройкам уровня освещённости. Максимальная яркость должна настраиваться под имитируемые условия освещенности; – накладки или маски, включая, если применимо, посадочные места приборов и подвижные указатели, являются точной копией приборных панелей вертолета; – ручки управления приборами и переключатели являются точными копиями вертолетных и функционируют точно так же, с приложением таких же усилий, ходом и направлениями, как и на вертолете; – подсветка приборов точно такая же, как на вертолете и регулируется с помощью таких же ручек управления подсветкой, как и на вертолете (например, освещенная панель). Логика функционирования должна повторять ту, что применяется на вертолете, например, когда тип освещения изменяется одной кнопкой;

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ

							– если применимо, приборы имеют лицевые панели, которые точно воспроизводят те, которые есть на вертолете;
							
							– изображение на экране дисплея любого трехмерного прибора, например, электромеханического прибора:
							
							  – должны восприниматься как имеющие ту же трехмерную глубину, что и у моделируемого прибора. Внешний вид моделируемого прибора под любым углом должен быть точной копией вертолетного прибора. Любая неточность в показаниях прибора, обусловленная углом зрения и параллаксом, имеющимся в реальном вертолетном приборе, должна точно воспроизводиться в изображении на экране дисплея моделируемого прибора;
							
							  – должны воспроизводиться типичные вибрации приборов вертолета, эффект вибрации можно передать с помощью анимации изображения отображаемых приборов, поскольку воспринимаемое отличие от имитируемого вертолета отсутствует.
							
							<u>Автоматы защиты сети (АЗС)</u>:
							
							Все автоматы защиты сети в кабине летного экипажа должны быть точными копиями АЗС вертолета и быть расположены точно так же как в вертолете.
							
							АЗС, которые влияют на процедуры и/или отображаются на наблюдаемых показаниях приборов в кабине летного экипажа, должны имитироваться функционально точно.
							
							Тактильные ощущения, приемы, прилагаемые усилия и направление, необходимые для управления АЗС, должны точно воспроизводить те, которые есть на вертолете.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.1.1.R	<u>Кабина летного экипажа (имитируемая часть):</u>						<u>Кабина летного экипажа (имитируемая часть)</u>:
	Закрытая или воспринимаемая как закрытая, типовая в пространственном отношении кабина моделируемого вертолета или группы вертолетов и ее конфигурация, включая компоновку приборной доски и такие типовые элементы как: конструктивные перегородки и панели; основные и вспомогательные рычаги управления полетом и управления двигателем и несущим винтом; автоматы защиты сети; пилотажные приборы; навигационное, связное и другое аналогичное оборудование; системы предупреждения и оповещения; все другое оборудование и системы с соответствующими органами управления и видимыми индикаторами в кабине летного экипажа, достаточными для выполнения учебных тренировок.	✓	✓				При моделировании условий полета в кабине летного экипажа должно имитироваться все пространство перед поперечным сечением фюзеляжа при самом заднем расположении кресел членов летного экипажа, либо, если применимо, перед поперечным сечением, расположенным непосредственно за креслами дополнительных членов летного экипажа и/или необходимыми перегородками. Если FSTD используется для подготовки к полетам по правилам визуальных полетов (ПВП), оно должно быть типовым для группы вертолетов, и имитировать конфигурацию (включая компоновку приборной панели и антибликового козырька), сравнимую с реальным вертолетом, используемым для летной подготовки.
	<u>Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа</u>:						<u>Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа</u>:
	Перечисленные выше элементы должны быть правильно расположены, быть функционально точными; усилия и направление усилий, необходимые для управления ими в правильном диапазоне перемещений, должны быть типовыми для группы вертолетов.	✓	✓				Допускается воспроизведение на FSTD приборов и/или приборных досок в форме электронных изображений на экране дисплеев с наложением физических накладок или масок, при условии применения функционирующих рычагов управления, являющихся типовыми для моделируемого вертолета. Воспроизводимые на дисплеях показания приборов характеризуются непрерывностью (отсутствие прерывистости).
	<u>Имитация окон</u>:						<u>Автоматы защиты сети (АЗС)</u>:
	Должны воспроизводиться окна, в том числе окна в нижней носовой части фюзеляжа, если они имеются на вертолете. Вспомогательные детали оконного оборудования могут не воспроизводиться	✓	✓				Должны воспроизводиться типовые панели АЗС (допускаются фотографические изображения) и их типовое расположение в пространстве. Необходимо функционально точно имитировать только те АЗС, которые используются при выполнении штатных, нештатных и аварийных процедур, и они моделируются в типовой форме для группы вертолетов.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	Закрытая кабина летного экипажа: Закрытая кабина летного экипажа должна быть типовой только для моделируемой группы вертолетов. Закрытая часть должна простираться до задней стенки кабины летного экипажа и не должна включать рабочее место инструктора						Закрытая кабина летного экипажа: Учитывая требование о наличии типовой только в пространственном отношении кабины летного экипажа, физические размеры закрытой части кабины могут быть такими, чтобы позволять моделировать более чем одну группу вертолетов на реконфигурируемом FSTD. Каждая конфигурация FSTD должна быть типовой для моделируемой группы вертолетов, что может потребовать замены некоторых рычагов управления, приборов, панелей, масок и т. д. при изменении конфигурации
1.1.1.G	Кабина летного экипажа (имитируемая часть): Открытая, закрытая или воспринимаемая как закрытая зона кабины летного экипажа с похожими на вертолетные основными и вспомогательными рычагами управления полетом, рычагами управления двигателем и воздушным винтом, оборудованием, системами, приборами, панелями управления и соответствующими рычагами управления полетом, достаточными для выполнения учебных задач, и смонтированными в пространственной конфигурации, аналогичной группе моделируемых вертолетов. Размещение панелей пилотажных приборов и кресел членов экипажа должно обеспечивать членам экипажа типовые положения тела относительно органов управления и типовое расчетное положение их глаз. Закрытая кабина летного экипажа: Открытая, закрытая или воспринимаемая как закрытая зона кабины летного экипажа должна быть похожа на кабину вертолета, типового для группы имитируемых вертолетов, и исключать возможность отвлечения внимания. В случае применения закрытой кабины нет необходимости включать в нее место инструктора						Кабина летного экипажа (имитируемая часть): Если FSTD используется для подготовки к полетам по правилам визуальных полетов, необходима имитация антибликового козырька, который обеспечивает типовое расчетное положение глаз пилота, сопоставимое с их положением в реальном вертолете, используемом для подготовки. Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа: Смонтированные компоненты должны быть совместимыми и функционировать согласованно. Допускается использование электронных отображений с наложением или без наложения физических накладок или масок. Если во время тренировок от пилота требуются входные воздействия, должны воспроизводиться функционирующие рычаги управления. Воспроизводимые на дисплеях показания приборов характеризуются непрерывностью (отсутствие прерывистости). "Похожие на вертолетные" рычаги управления, приборы и оборудование означает, что они аналогичны используемым на вертолетах, представляющих соответствующую группу моделируемых вертолетов. Если FSTD является реконфигурируемым, некоторые органы управления, приборы или оборудование могут меняться для некоторых конфигураций

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
							<u>Сенсорные экранные панели</u>: При подготовке по программе оптимизации работы экипажа в кабине (CRM) сенсорные экранные панели, которые используют оба члена экипажа, должны обеспечивать распознавание нескольких контактов (мультисенсорная панель), что позволяет членам экипажа работать одновременно, например, на консоли, расположенной между креслами членов экипажа или над головой пилотов <u>Автоматы защиты сети (АЗС)</u>: Должны воспроизводиться только те АЗС, которые используются при выполнении штатных, нештатных или аварийных процедур. При этом они должны быть смоделированы в аналогичной имитируемой вертолету форме и быть функционально точными
1.2	РАСПОЛОЖЕНИЕ КРЕСЕЛ						
1.2.1	Расположение кресел членов летного экипажа						
1.2.1.S	Кресла членов летного экипажа должны быть точными копиями кресел моделируемого вертолета.			✓	✓	✓	Кресла наблюдателей не считаются дополнительными местами кабины летного экипажа вертолета и их можно не устанавливать
1.2.1.R	Все кресла членов летного экипажа должны воспроизводить кресла экипажа моделируемого вертолета. Кресла членов летного экипажа должны обеспечивать членам летного экипажа типовое расчетное положение глаз, установленное для группы моделируемых вертолетов.	✓	✓				Кресла наблюдателей не считаются дополнительными местами кабины летного экипажа вертолета и их можно не устанавливать
1.2.1.G	Кресла членов летного экипажа должны обеспечивать членам летного экипажа типовое расчетное положение их глаз и допускать его корректировку в требуемых пределах, чтобы сидящий в кресле член экипажа мог занять правильное положение относительно рычагов управления, характерное для группы моделируемых вертолетов.						Кресла наблюдателей не считаются дополнительными местами кабины летного экипажа вертолета и их можно не устанавливать

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.2.2	Кресла инструкторов и наблюдателей						
1.2.2.S	Кроме кресел членов летного экипажа должны быть одно рабочее место инструктора и два подходящих кресла для наблюдателя и инспектора полномочного органа, расположенных либо в самом FSTD, либо вне его. В случае размещения их на борту FSTD, расположение рабочего места инструктора и хотя бы одного из кресел наблюдателей должно обеспечивать достаточный обзор приборных панелей и лобовых стекол. В случае расположения их вне FSTD у инструктора должна быть возможность наблюдать за экипажем, действиями экипажа и показаниями приборов, и кроме того он должен иметь приемлемое отображение обзора из лобовых стекол, которое соответствует тому, что видит пилот. В случае расположения их вне FSTD, оба места наблюдателей должны оборудоваться соответствующими средствами для ведения визуального и аудио мониторинга тренировочного процесса (экипаж и инструктор), и у них должна быть возможность вести записи. По крайней мере, на одном из этих мест должно обеспечиваться приемлемое отображение обзора из лобовых стекол, которое соответствует тому, что видит пилот			✓	✓	✓	Кресла инструктора и наблюдателей не обязательно должны быть такими же, как кресла на реальном вертолете. Все три кресла должны быть достаточно удобными, чтобы в них можно было сидеть в течение двухчасовой тренировки Для FSTD, оснащенного системой подвижности, все расположенные на борту кресла инструктора и наблюдателей должны быть надлежащим образом закреплены и оборудованы соответствующими ограничительными устройствами, удерживающими сидящих в креслах при любых известных или прогнозируемых перемещениях системы подвижности. Оба кресла наблюдателей должны иметь достаточное хорошее освещение, позволяющее делать записи, и быть оборудованы системой, обеспечивающей ведение выборочного контроля всех переговоров между членами экипажа и инструктором. "Приемлемое отображение обзора из лобовых стекол в соответствии с тем, что видит пилот", для наблюдателя может быть таким же, что и для инструктора при условии, что у наблюдателя есть достаточный обзор, и при этом он не мешает инструктору и не отвлекает его. Уполномоченный орган может рассматривать варианты этого требования, исходя из особенностей конфигурации кабины летного экипажа или в зависимости от требований к подготовке
1.2.2.R	Кроме кресел членов летного экипажа должны быть одно рабочее место инструктора и два подходящих кресла для наблюдателя и инспектора полномочного органа	✓	✓				Эти кресла не обязательно должны быть копиями вертолетных кресел и могут быть обычными офисными креслами, установленными в надлежащем месте
1.2.2.G	Кроме кресел членов летного экипажа должно быть предусмотрено одно рабочее место инструктора и два соответствующих кресла для наблюдателя и инспектора полномочного органа						Эти кресла не обязательно должны быть копиями вертолетных кресел и могут быть обычными офисными креслами, установленными в надлежащем месте

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.3	ОСВЕЩЕНИЕ						
1.3.1	ОСВЕЩЕНИЕ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА						
1.3.1.S	Освещение кабины летного экипажа FSTD должно быть точной копией освещения кабины вертолета			✓	✓	✓	Требуется проведение субъективного испытания
1.3.1.R	Условия освещения панелей и приборов должны быть достаточными для предполагаемого использования	✓	✓				Могут быть установлены подсвеченные панели и приборы, но это не является обязательным
1.3.1.G	Условия освещения панелей и приборов должны быть достаточными для предполагаемого использования						Могут быть установлены подсвеченные панели и приборы, но это не является обязательным
1.3.2	ОБЩЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ						
1.3.2.S	Общее освещение кабины должно динамически согласовываться с системой визуализации и быть достаточным для предполагаемого использования			✓	✓	✓	Общее освещение должно обеспечивать одинаковый уровень освещенности, который не отвлекает пилота(ов). Требуется проведение субъективного испытания
1.3.2.R	Общее освещение должно обеспечивать одинаковый уровень освещенности, который не отвлекает пилота(ов)	✓	✓				Требуется проведение субъективного испытания
1.3.2.G	Никаких особых требований к общему освещению не предъявляется, но во всех случаях во время тренировок должна обеспечиваться разборчивость показаний приборов						Требуется проведение субъективного испытания

2. ТРЕБОВАНИЕ. МОДЕЛЬ ПОЛЕТА

2.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ МОДЕЛИ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.S	Моделирование аэродинамических характеристик и параметров двигателя имитируемого вертолета при висении в зоне и вне зоны влияния земли, включая изменения пространственного положения вертолета, бокового скольжения, высоты, температуры, общей массы, положения центра тяжести и конфигурации в рамках предполагаемого использования			✓	✓	✓	Влияние изменений аэродинамических характеристик при различных сочетаниях воздушной скорости и мощности двигателей, имеющих место в полете, в том числе влияние изменения пространственного положения вертолета, аэродинамических и движущих сил и моментов, относительного ветра, температуры, массы, положения центра тяжести и конфигурации. Моделирование аэродинамических характеристик с учетом влияния земли, обледенения корпуса и винта (если применимо), эффектов аэродинамической интерференции между потоком от несущего винта и фюзеляжем, влияния несущего винта на системы управления и стабилизации, нелинейности за счет бокового скольжения, режима вихревого кольца и срыва потока на отступающей лопасти
2.R	Моделирование аэродинамических характеристик и характеристик двигателя должно быть типовым для соответствующей группы моделируемых вертолетов и в соответствии с расчетными характеристиками, влияющими на аэродинамическую модель	✓	✓				Включает конструкцию и конфигурацию несущего винта (втулка с качающимися лопастями, жестко закрепленными лопастями, шарнирно закрепленными лопастями, с правильно выбранным направлением вращения несущего винта), положение центра тяжести, массу, высоту и температуру, включая режим вихревого кольца и срыв потока на отступающей лопасти
2.G	Базовая модель динамики полета/двигателя группы моделируемых вертолетов в рамках предполагаемого использования. В ней должно учитываться изменение общей массы и положения центра тяжести						Включает влияние земли, набор высоты при наличии поступательной скорости, различие между газотурбинными и поршневыми двигателями

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.1	МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА						
2.1.S	Модель динамики полета, включая моделирование аэродинамических характеристик и двигателя(ей), в которой учтены различные сочетания воздушной скорости и мощности двигателей, обычно встречающиеся в полете, включая влияние изменения пространственного положения вертолета, аэродинамических сил, а также сил и моментов, обусловленных несущим винтом, высоты, температуры, полетной массы, положения центра тяжести и конфигурации			✓	✓	✓	
2.1.R	Модель динамики полета, включая моделирование аэродинамических характеристик и двигателя(ей), в которой учтены различные сочетания воздушной скорости и мощности двигателей, обычно встречающиеся в полете, включая влияние изменения пространственного положения вертолета, высоты, температуры, полетной массы, положения центра тяжести и конфигурации	✓	✓				
2.1.G	Модель динамики полета по аналогии с реальным вертолетом (может быть базовой), включая моделирование аэродинамических характеристик и двигателя(ей), в которой учтены различные сочетания воздушной скорости и мощности двигателей, обычно встречающиеся в полете, включая влияние изменения пространственного положения вертолета, высоты, температуры, полетной массы, положения центра тяжести и конфигурации						
2.2	МОДЕЛЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК						Информацию о противообледенительной системе см. также в п. 4.4 данного добавления
2.2.S.a	Моделирование аэродинамических характеристик с учетом эффекта влияния земли осуществляется на основе данных летных испытаний вертолета конкретного типа. Применимые области данных включают выравнивание и посадку с пробегом, а также режим висения в зоне влияния земли. Приемлемое моделирование эффекта влияния земли включает моделирование КПД несущего винта, аэродинамического сопротивления фюзеляжа, момента тангажа, балансировок, мощности двигателей в зоне влияния земли, и в переходных режимах при выходе из зоны влияния земли и входе в нее.			✓	✓	✓	В качестве основы для летно-технических характеристик требуются валидационные данные летных испытаний.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.2.S.b	Моделирование аэродинамических характеристик, включая, если это применимо, с учетом влияния обледенения на фюзеляж, на аэродинамические характеристики несущего винта и на двигатель. Модели обледенения, помимо общего увеличения лобового сопротивления или полетной массы вертолета, что приводит к изменению потребной мощности, должны имитировать эффекты ухудшения аэродинамических характеристик при нарастании льда на несущих поверхностях винта, включая потерю КПД, влияние на величину тяги, изменение моментов тангажа и крена, ухудшение эффективности управления и изменение усилий на рычагах управления.			✓	✓	✓	
2.2.S.c	Моделирование аэродинамических характеристик с учетом интерференции между потоком от несущего винта и фюзеляжем, влияния несущего винта на системы управления и стабилизации и воспроизведение нелинейных эффектов, обусловленных боковым скольжением, режимом вихревого кольца и срывом потока на отступающей лопасти.			✓	✓	✓	
2.2.R	Аналогичная реальному вертолету аэродинамическая модель вертолета, созданная на основе данных соответствующей группы вертолетов в рамках предполагаемого использования и включающая эффекты влияния земли, обледенения фюзеляжа и несущего винта, (если применимо), аэродинамической интерференции между потоком от несущего винта и фюзеляжем, влияния несущего винта на системы управления и стабилизации, а также воспроизводящая нелинейные эффекты, обусловленные боковым скольжением, режимом вихревого кольца и срывом потока на отступающей лопасти	✓	✓				Основой для летно-технических характеристик должны служить валидационные данные летных испытаний, адаптированных с учетом типовой группы вертолетов
2.2.G	Аналогичная реальному вертолету аэродинамическая модель вертолета в рамках предполагаемого использования, которая может включать эффекты влияния земли, аэродинамической интерференции между потоком от несущего винта и фюзеляжем, влияния несущего винта на системы управления и стабилизации, а также воспроизводящая нелинейные эффекты, обусловленные скольжением.						Аэродинамические данные необязательно должны основываться на данных летных испытаний

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.3	МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ						
2.3.S	В рамках предполагаемого использования должна применяться аналогичная реальному вертолету конкретного типа модель массовых характеристик вертолета, включая полетную массу, положение центра тяжести и моменты инерции в зависимости от полезной нагрузки и заправки топливом			✓	✓	✓	
2.3.R	В рамках предполагаемого использования должна применяться аналогичная реальному вертолету типичная модель массовых характеристик вертолета, включая полетную массу, положение центра тяжести и моменты инерции в зависимости от полезной нагрузки и заправки топливом	✓	✓				
2.3.G	В рамках предполагаемого использования должна применяться аналогичная реальному вертолету базовая модель массовых характеристик вертолета, включая полетную массу, положение центра тяжести и моменты инерции в зависимости от полезной нагрузки и заправки топливом						

3. ТРЕБОВАНИЕ. ЭФФЕКТЫ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ НА ЗЕМЛЕ

3.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ЭФФЕКТОВ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ НА ЗЕМЛЕ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
3.S	Характеристики управляемости на земле включают: • Влияние земли. Реакция вертолета при контакте с поверхностью земли при посадке, включая обжатие стоек шасси, трение пневматиков или лыжных шасси, боковые силы и другие соответствующие параметры, такие как вес и скорость, необходимые для определения режима полета и конфигурации; • Характеристики при рулении по земле. Управляющие воздействия, включая торможение, радиус разворота при торможении и влияние бокового ветра.			✓	✓	✓	Динамика при отказе тормозной системы и повреждениях пневматиков, а также снижение эффективности тормозной системы должны соответствовать моделируемому вертолету. Усилия на рычаги управления при торможении и управлении по курсу должны соответствовать всем внешним условиям. Модель должна включать обжатие стоек шасси, трение пневматиков/лыжных шасси, боковые силы, эффекты окружающей обстановки и другие необходимые параметры. Она также должна воспроизводить усилия на рычаги управления при торможении и управлении по курсу при выполнении вертолетом посадки с пробегом для различных состояний посадочной поверхности на основании данных реального вертолета. Имитируются влажные, сухие, мягкие, твердые и покрытые льдом поверхности для нормальной посадки, посадки на наклонную поверхность и на воду
3.R	Типовые для группы вертолетов эффекты влияния земли.						Приемы рулевого управления/торможения, типовые для группы вертолетов. Не обязательно должны точно соответствовать типу вертолета
3.G	Базовая модель управляемости на земле. Аналогичные реальному вертолету характеристики, не связанные с конкретной моделью, типом или вариантом вертолета	✓	✓				Должно проводиться различие между колесным и лыжным (полозковым) шасси

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ЭФФЕКТОВ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
3.1	ЭФФЕКТЫ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ						
3.1.S	Моделирование характеристик управляемости на земле, включая следующие: **Влияние земли**. Реакция вертолета при контакте с поверхностью земли во время посадки, включая обжатие стоек шасси, трение пневматиков или лыжных шасси, боковые силы и другие соответствующие параметры, такие, как вес и скорость, необходимые для определения режима полета и конфигурации, но не ограничиваясь этим **Характеристики управляемости при рулении по земле**. Управляющие воздействия, включая торможение, снижение скорости, радиус разворота и влияние бокового ветра			✓	✓	✓	Требуется ЗОС. Требуется проведение испытаний
3.1.R	Моделирование характеристик управляемости на земле, типовое для вертолета или группы вертолетов, например, среднего двухдвигательного вертолета, которое не должно соответствовать конкретному типу вертолета, включая следующие характеристики: **Влияние земли**. Реакция вертолета при контакте с поверхностью земли во время посадки, включая обжатие стоек шасси, трение пневматиков или лыжных шасси, боковые силы и другие соответствующие параметры, такие, как вес и скорость, необходимые для определения режима полета и конфигурации, но, не ограничиваясь этим; **Характеристики управляемости при рулении по земле**. Управляющие воздействия, включая торможение, снижение скорости, радиус разворота и влияние бокового ветра						Требуется ЗОС. Требуется проведение испытаний
3.1.G	Базовая модель влияния земли и характеристики управляемости на земле, аналогичные реальному вертолету, но не связанные с конкретной моделью, типом или вариантом вертолета	✓	✓				

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ЭФФЕКТОВ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
3.2	СОСТОЯНИЕ ПОСАДОЧНОЙ ПОВЕРХНОСТИ						
3.2.S	Усилия на рычагах управления, связанные с торможением и путевым управлением для перечисленных ниже, по меньшей мере, состояний посадочной поверхности при выполнении вертолетом взлета и посадки с пробегом, определенные на основе данных вертолета, и при условии, что они соответствуют области применения вертолета и его конфигурации: 1) сухая; 2) влажная (мягкая и твердая поверхность); 3) покрытая льдом; 4) частично влажная; 5) частично покрытая льдом; 6) наклонная ВПП.			✓	✓	✓	Требуется ЗОС. Требуется проведение субъективных испытаний
3.2.R	Усилия на рычагах управления, связанные с торможением и путевым управлением должны быть типовыми, по меньшей мере, для перечисленных ниже состояний ВПП, и определяться на основе данных вертолета при выполнении посадки с пробегом: 1) сухая; 2) влажная.						
3.2.G	Усилия на рычагах управления, связанные с торможением и путевым управлением на сухой посадочной поверхности	✓	✓				
3.3	ОТКАЗ ТОРМОЗОВ И РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКОВ						
3.3.S	Динамические характеристики при отказах тормозов и разрушении пневматиков и снижение эффективности тормозов вследствие нагрева тормозных колодок, если это применимо			✓	✓	✓	Требуется ЗОС
3.3.R	Неприменимо						
3.3.G	Неприменимо						

4. ТРЕБОВАНИЕ. СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЕТА (ATA)

4.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАК-ТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4.S	Системы вертолета должны моделироваться для конкретного типа вертолета и с уровнем функциональности, позволяющей летному экипажу выполнять действия в штатных условиях, и в соответствующих случаях, аварийных и нештатных условиях, связанных с выполнением учебной задачи.			✓	✓	✓	Связное, навигационное оборудование, а также системы предупреждения и аварийной сигнализации (в том числе звуковая аварийная сигнализация и другие звуковые сигналы, передающиеся в наушники) должны соответствовать реальному вертолету. Должны функционировать все АЗС, необходимые для выполнения полетов. Должны присутствовать также система технического зрения с расширенными возможностями визуали-зации (EVS) и очки ночного видения, если они необходимы для предполагаемого использования. На тренажерном устройстве должны быть все органы управления, с помощью которых инструктор/аттестующий может управлять всеми необходимыми переменными в системах, а также создавать все особые или аварийные условия в имитируемых системах вертолета, как это определено в утвержденной учебной программе или в соответствующем летном руководстве
4.R	Системы должны быть типовыми для группы моделируемых вертолетов и воспроизводиться с уровнем функциональности, достаточным для обеспечения действий летного экипажа в рамках предполагаемого использования	✓	✓				Связное, навигационное оборудование, а также системы предупреждения и аварийной сигнализации (в том числе звуковая аварийная сигнализация и другие звуковые сигналы, передающиеся в наушники). Функционирование систем должно обеспечивать выполнение в достаточной мере процедур в нормальных и, если применимо, аварийных и нештатных условиях. На тренажерном устройстве должны быть все органы управления, с помощью которых инструктор/аттестующий может управлять всеми необходимыми переменными в системах, а также создавать все особые или аварийные условия в имитируемых системах вертолета, как это определено в утвержденной учебной программе или в соответствующем летном руководстве

4.	**ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАК-ТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА**	**Тип I**	**Тип II**	**Тип III**	**Тип IV**	**Тип V**	**ПРИМЕЧАНИЯ**
4.G	**Системы вертолета должны быть аналогичными вертолетным, но не относиться к конкретной модели, типу или варианту вертолета, и воспроизводиться с уровнем функциональности, достаточным для обеспечения действий летного экипажа в рамках предполагаемого использования**						**Связное оборудование, а также звуковые сигналы, передающиеся в наушники, в рамках предполагаемого использования.** **Функционирование систем должно обеспечить выполнение всех базовых эксплуатационных процедур, а также имитацию отказов, включая отказы приборов**

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4.1	ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СИСТЕМ В ШТАТНЫХ, НЕШТАТНЫХ И АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ						
4.1.S	Все системы вертолета, воспроизводимые на FSTD, должны имитировать работу систем вертолета конкретного типа, включая взаимодействие систем, как на земле, так и в полете. Системы должны функционировать в объеме, достаточном для выполнения действий в нормальных, нештатных и аварийных ситуациях. Очки ночного видения и система технического зрения с расширенными возможностями визуализации должны имитироваться в тех случаях, когда они есть на вертолете или когда являются частью планируемой учебной программы			✓	✓	✓	Работа систем вертолета должна определяться и прослеживаться на основе данных, предоставляемых изготовителем вертолета, изготовителем комплектного оборудования, либо на основе альтернативных утвержденных данных для систем вертолета или их компонентов, например, руководств по эксплуатации систем. После включения систем их надлежащее функционирование должно регулироваться членом экипажа и не требовать дополнительных команд с рабочего места инструктора
4.1.R	Системы вертолета, воспроизводимые на FSTD, должны точно имитировать работу систем реального вертолета конкретного типа или группы вертолетов, включая взаимодействие систем, как на земле, так и в полете. Системы должны функционировать в объеме, достаточном для выполнения действий в нормальных, нештатных и аварийных ситуациях, предусмотренных в учебных программах эксплуатанта	✓	✓				Работа систем вертолета должна определяться и прослеживаться на основе данных, предоставляемых изготовителем вертолета, изготовителем комплектного оборудования, либо на основе альтернативных утвержденных данных для систем вертолета или их компонентов, например, для средних вертолетов с двумя двигателями; они не должны быть связаны с конкретным типом вертолета. После включения систем их надлежащее функционирование должно регулироваться членом экипажа и не требовать дополнительных команд с рабочего места инструктора

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4.1.G	Системы должны функционировать в объеме, достаточном для выполнения действий в нормальных, нештатных и аварийных ситуациях в соответствии с требованиями утвержденной учебной программы						После включения систем их надлежащее функционирование должно регулироваться членом экипажа и не требовать дополнительных команд с рабочего места инструктора
4.2	ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ						
4.2.S	Все соответствующие показания приборов, включенные в моделирование вертолета, должны автоматически реагировать на изменения пространственного положения вертолета, входные воздействия пилота или изменения в состоянии систем, а также на любые внешние воздействия, связанные с имитируемыми приборами или показаниями. Они включают, но не только, атмосферные возмущения; эффекты, возникающие в результате обледенения; радиосигналы (радионавигация или GPS) или любые другие источники.			✓	✓	✓	Численные значения должны быть представлены в соответствующих единицах
4.2.R	Все соответствующие показания приборов, связанные с моделируемым вертолетом или группой моделируемых вертолетов должны автоматически реагировать на изменения пространственного положения вертолета, входные воздействия пилота или изменения состояния системы, а также на атмосферные возмущения и эффекты, возникающие в результате обледенения	✓	✓				Численные значения должны быть представлены в соответствующих единицах
4.2.G	Все соответствующие показания приборов, включенные в моделируемый вертолет или группу моделируемых вертолетов, должны автоматически реагировать на изменения пространственного положения вертолета, входные воздействия пилота или изменения состояния системы						
4.3	СИСТЕМЫ СВЯЗИ, НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ, СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДАЮЩЕЙ И АВАРИЙНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ						
4.3.S	Оборудование связи, навигационное оборудование, а также системы предупреждающей и аварийной сигнализации, включая аудио предупреждения и другие звуковые сигналы, передающиеся в наушники, соответствующие оборудованию, установленному на вертолете конкретного типа, должны функционировать в пределах допусков и эксплуатационных			✓	✓	✓	Рабочие характеристики включают любые конкретные характеристики имитируемого оборудования тренажера, например, зависимости между двумя или более имитируемыми системами в случае неисправностей или специальные эксплуатационные ограничения оборудования общего назначения в результате интеграции в имитируемый тип вертолета

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	характеристик, установленных для применяемого бортового оборудования						
4.3.R	Системы связи, навигационное оборудование, а также системы предупреждающей и аварийной сигнализации, включая звуковые предупреждения и другие звуковые сигналы, передающиеся в наушники, соответствующие системам, обычно устанавливаемым на типовом имитируемом вертолете, должны функционировать в пределах допусков, установленных для применяемого бортового оборудования.	✓	✓				
4.3.G	Связное оборудование и звуковые сигналы, передающиеся в наушники, в рамках предполагаемого использования						
4.4	ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ						Информация, касающаяся моделей эффектов обледенения, приведена в п. 2.2 данного добавления
4.4.S	Противообледенительные системы, соответствующие системам, установленным на вертолете конкретного типа, должны функционировать, создавая соответствующие эффекты, формирующиеся в результате обледенения фюзеляжа, двигателей и датчиков приборов			✓	✓	✓	
4.4.R	Противообледенительные системы, соответствующие обычно устанавливаемым системам на вертолете или группе вертолетов, должны функционировать	✓	✓				Необходимо использовать упрощенные модели обледенения с соответствующим изменением летных характеристик в результате обледенения фюзеляжа, двигателя, воздухозаборника и системы приемников воздушного давления. Должны воспроизводиться эффекты в результате включения противообледенительных систем постоянного/переменного действия
4.4.G	Неприменимо						

5. ТРЕБОВАНИЕ. РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЯ НА НИХ

5.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЙ НА НИХ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.S	Усилия на рычаги управления и перемещения рычагов управления должны точно соответствовать аналогичным усилиям и перемещениям на моделируемом вертолете. Реакция рычагов управления должна быть такой же, как на реальном вертолете в тех же условиях полета. При перемещениях рычагов управления должны воспроизводиться те же эффекты, что и на реальном вертолете в тех же условиях полета. Динамические характеристики системы загрузки на рычагах управления должны точно соответствовать моделируемому вертолету			✓	✓	✓	
5.R	Характеристики рычагов управления должны быть типовыми для группы моделируемых вертолетов (например, зависимость направления рулевого винта от положения педали), но не должны относиться к вертолету конкретного типа	✓	✓				Активная обратная связь по усилию требуется в соответствующих случаях, (например, не требуется, если она не присутствует на вертолете, например, при наличии электродистанционной системы управления рулями)
5.G	По аналогии с характеристиками вертолета, но не относящиеся к определенной модели, типу или варианту (например, не требуется пропорциональная обратная связь по усилию)						Активная обратная связь по усилию не является необходимой

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЙ НА НИХ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.1	УСИЛИЯ НА РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И ПЕРЕМЕЩЕНИЕ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ						Испытание положений рычага управления в зависимости от усилий не проводится, если усилия в FSTD воспроизводятся исключительно с помощью вертолетного оборудования
5.1.S	Усилия на рычаги управления и их перемещения должны соответствовать моделируемому вертолету конкретного типа. Реагирование на управляющие усилия и перемещения рычагов управления должно быть точно таким, как и на моделируемом вертолете, и при этом должны возникать те же эффекты, что и на реальном вертолете при тех же условиях полета и состоянии систем			✓	✓	✓	Активная обратная связь по усилию требуется, если она предусмотрена в системе вертолета
5.1.R	Усилия на рычаги управления и их перемещения должны соответствовать группе моделируемых вертолетов. Реагирование на управляющие усилия и перемещения рычагов управления должно соответствовать моделируемому вертолету и группе вертолетов и при этом должны возникать те же эффекты, что и на группе вертолетов при тех же условиях полета и состоянии систем	✓	✓				Активная обратная связь по усилию требуется, если она предусмотрена в системе вертолета
5.1.G	Усилия на рычаги управления, их перемещения и реагирование на управляющие усилия должны соответствовать в общем группе моделируемых вертолетов						Активная обратная связь по усилию не требуется. Усилия на рычаги управления, производимые при их пассивном положении, являются приемлемыми.
5.2	ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОСПРИЯТИЯ УСИЛИЙ НА РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ						
5.2.S	Динамические характеристики восприятия усилий на рычаги управления должны быть точно такими же, как и на моделируемом вертолете			✓	✓	✓	Описание приемлемых методов валидационной оценки динамических характеристик управления приведено в. п. 3.2 добавления B к части II. Информация о требуемых испытаниях приведена в разделе испытание 2.a.5 в добавлении B к части II (динамические характеристики управления)
5.2.R	Неприменимо						
5.2.G	Неприменимо						

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЙ НА НИХ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.3	РАБОТА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ						
5.3.S	Системы управления должны точно имитировать работу систем вертолета в нормальном режиме и во всех нештатных режимах, включая резервные системы, а также воспроизводить отказы соответствующих систем. Должны воспроизводиться соответствующие показания приборов и сообщения в кабине летного экипажа			✓	✓	✓	Применимые испытания см. в добавлении C к части II
5.3.R	Системы управления должны точно имитировать работу систем группы вертолетов в нормальном режиме и во всех нештатных режимах, включая резервные системы, а также воспроизводить отказы соответствующих систем. Должны воспроизводиться соответствующие показания приборов и сообщения в кабине летного экипажа	✓	✓				Применимые испытания см. в добавлении C к части II
5.3.G	Системы управления должны обеспечивать базовую эксплуатацию вертолета с соответст-вующей индикацией в кабине летного экипажа						Применимые испытания см. в добавлении C к части II

6. ТРЕБОВАНИЕ. ЗВУКОВЫЕ ЭФФЕКТЫ

6.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОВЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
6.S	Неприменимо						
6.R	Должны реалистично имитироваться звуки, характерные для конкретного вертолета. Характерные звуки, которые слышат члены летного экипажа при выполнении полетов в рамках предполагаемого использования			✓	✓	✓	Переменная N_R (превышение скорости/пониженная скорость), шум двигателя (срыв потока на лопатках компрессора, помпаж), "хлопки" лопастей, характерных для конкретной системы винтов. Регулятор громкости должен иметь индикацию устанавливаемых уровней громкости звука. Должно обеспечиваться взаимодействие между моделированием вертолетных систем и подвижной /вибрационной платформой (если она установлена)
6.G	Имитация звуков, похожих на создаваемые вертолетом звуки, но не связанных с конкретным типом, моделью или вариантом вертолета	✓	✓				Переменная N_R, шум двигателя, "хлопки" лопастей. Регулятор громкости должен иметь индикацию устанавливаемых уровней громкости звука. См. конкретные аудиосигналы, связанные с системами АТА вертолетов, которые рассматриваются отдельно в п. 4 данного добавления

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОВЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
6.1	СИСТЕМА ИМИТАЦИИ ЗВУКОВ						
6.1.R	Характерные звуки в кабине летного экипажа при выполнении полетов в нормальном режиме и во всех нештатных режимах, соответствующие звукам вертолета, включая звуки двигателя, трансмиссии, несущего винта, систем вертолета, а также возникающие в результате действий пилота или инструктора			✓	✓	✓	Звуки в зависимости от условий полета: переменная N_R, шум двигателя, "хлопки" лопастей и т. д. Системы вертолета относятся к компонентам, генерирующим звуки, воспринимаемые летным экипажем, например, насосы, моторы, вентиляторы, воздушные потоки системы вентиляции и стеклоочистители. Требуется заявление о соответствии (ЗОС). Требуется проведение испытаний. См. добавление B к части II
6.1.G	Должны воспроизводиться звуки двигателя(ей), трансмиссии и винта(ов), похожие на звуки вертолета, но не связанные с определенной моделью, типом или вариантом вертолета	✓	✓				Звуки в зависимости от условий полета: переменная N_R, шум двигателя, "хлопки" лопастей. Должны различаться типы двигателя (поршневой или газотурбинный). Требуется ЗОС
6.2	ШУМЫ И ЗВУКИ В РЕЗУЛЬТАТЕ УДАРА ПРИ АВАРИИ ИЛИ КАТАСТРОФЕ						
6.2.R	Звуки разрушения в случае превышения ограничений моделируемым вертолетом			✓	✓	✓	
6.2.G	Звуки разрушения в случае превышения ограничений моделируемым вертолетом	✓	✓				
6.3	ШУМЫ И ЗВУКИ ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ						
6.3.R	Характерные звуки и шумы окружающей обстановки должны соответствовать моделируемым метеоусловиям			✓	✓	✓	
6.3.G	Имитации звуков и шумов окружающей обстановки не требуется. Однако в случае наличия звуков и шумов, они должны соответствовать моделируемым метеоусловиям	✓	✓				

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОВЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
6.4	УРОВНИ ГРОМКОСТИ ЗВУКОВ И ШУМОВ						
6.4.R	Регулятор громкости должен иметь индикацию уровня устанавливаемых уровней громкости звука, соответствующую всем квалификационным требованиям. Полная громкость должна соответствовать фактическим уровням громкости, указанным в утвержденной группе данных. Если полная громкость не установлена, инструктору должна предоставляться индикация о нештатной установке			✓	✓	✓	Индикация о нештатной установке должна обеспечивать выдачу оповещения на основной странице рабочего места инструктора, которая всегда видна инструктору
6.4.G	Регулятор громкости должен иметь индикацию уровня устанавливаемых уровней громкости звука, соответствующую всем квалификационным требованиям. Полная громкость должна соответствовать фактическому уровню громкости, согласованному при первоначальной квалификационной оценке. Если полная громкость не установлена, инструктору должна предоставляться индикация о нештатной установке	✓	✓				
6.5	НАПРАВЛЕННОСТЬ ЗВУКА						
6.5.R	Направленность звука должна быть типовой			✓	✓	✓	Хотя большинство стационарных звуков исходят сверху и сзади, некоторые характерные звуки (например, вследствие удара шасси при несимметричном касании, или работы стеклоочистителей лобового стекла) должны четко различаться по своей направленности. Требуется ЗОС
6.5.G	Не требуется, чтобы звук был направленным	✓	✓				

7. ТРЕБОВАНИЕ. ВИЗУАЛЬНЫЕ ЭФФЕКТЫ

7.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
7.S	В рамках предполагаемого использования тренажерного устройства конкретного вертолета для каждого из пилотов имитируется непрерывная зона обзора, с эффектом бесконечной перспективы для точки положения глаз пилота, управляющего полетом, с детальным отображением ближней перспективы и текстурированным воспроизведением всех условий окружающей среды. Должны моделироваться визуальные ориентиры, позволяющие оценить скорость изменения высоты, высоту над уровнем земли, поступательные перемещения и скорости при выполнении взлета, маневрировании на малой высоте/ с низкой скоростью, в режиме висения и при выполнении посадки. Минимальная зона обзора: 210° по горизонтали и 60° по вертикали. Вертикальное исходное положение глаз пилотов корректируется таким образом, чтобы соотношение верхней и нижней частей зоны обзора составляло, соответственно 1/3 и 2/3. Точность воспроизведения визуальной обстановки: на визуальном отображении различим горизонт в дневное и вечернее время при выполнении полетов по ПВП, что позволяет определить пространственное положение вертолета по осям тангажа, крена и рыскания. Возможности системы должны обеспечивать отображение рельефа местности с разрешающей способностью, определяемой окружающей обстановкой. Место посадки должно быть видно с расстояния, достаточного для того, чтобы пилот мог установить режим снижения, стабилизировать вертолет и выдерживать угол захода на посадку до 45° с высоты от 300 м (1000 фут) над уровнем земли до ее поверхности, если видимость не ограничивается конструкцией кабины вертолета.		✓	✓	✓	✓	Зона обзора в тренажерном устройстве должна быть точной копией зоны обзора вертолета без ограничений. В некоторых случаях, когда это необходимо для выполнения учебных задач, обеспечивается расширенная зона обзора, включая обзор из окон передней носовой части кабины. Эти задачи могут включать выполнение взлетов, вылетов, заходов на посадку и посадок на площадки ограниченных размеров, наклонные площадки, на площадки, покрытые снегом/песком и т. д.; на буровую платформу или палубу корабля и т. д.

7.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	Должна обеспечиваться высокая четкость и разборчивость при обзоре поверхности земли и наземных объектов						
7.R	Должны присутствовать визуальные эффекты, позволяющие оценить скорость изменения высоты, поступательные перемещения и скорость при выполнении взлета и посадки. Минимальная зона обзора: 180° по горизонтали и 45° по вертикали. Вертикальное исходное положение глаз пилотов корректируется таким образом, чтобы соотношение нижней и верхней зоны обзора составляло, соответственно 1/3 и 2/3. Точность воспроизведения визуальной обстановки: на визуальном отображении должен быть различим горизонт в дневное и вечернее время в условиях выполнения полетов по ПВП, что позволяет определить пространственное положение вертолета по осям тангажа, крена и рыскания. Посадочная площадка должна быть видна с расстояния, достаточного для того, чтобы позволить пилоту установить режим снижения, стабилизировать вертолет и выдерживать угол захода на посадку до 20° с высоты от 300 м (1000 фут) над уровнем земли до ее поверхности, если зона обзора не ограничивается конструкцией кабины вертолета. Должна обеспечиваться высокая четкость и разборчивость при обзоре поверхности земли и наземных объектов						
7.G	Минимальная зона обзора: 45° по горизонтали и 30º по вертикали. Отображение визуальной обстановки в дневное время, в сумерках или на рассвете должно отвечать требованиям к проведению подготовки к полетам по приборам, а это предполагает наличие возможности достаточно подробно воспроизвести элементы обстановки, что обеспечивает распознавание базовых аэродромов, вертолетных площадок, местности и наземных ориентиров в	✓					

7.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	зоне конечного этапа захода на посадку и взлета (FATO), а также возможность успешного выполнения маневров с низкой воздушной скоростью и на малой высоте, включая отрыв от земли, висение, поступательные перемещения, выполнение посадки и касание. Точность воспроизведения визуальной обстановки: на визуальном отображении должен быть различим горизонт в дневное и вечернее время в условиях выполнения полетов по ПВП, что позволяет определить пространственное положение вертолета по осям тангажа и крена. При наличии посадочной площадки, она должна быть видна с расстояния, достаточного для того, чтобы позволить пилоту установить режим снижения, стабилизировать вертолет и выдерживать малый угол захода на посадку (менее 5°) с высоты от 300 м (1000 фут) над уровнем земли до ее поверхности, если зона обзора не ограничивается конструкцией кабины вертолета						

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
7.1	ДИСПЛЕЙ						При выборе системы отображения данных и требований к зоне обзора следует в полной мере учитывать предполагаемое использование FSTD. Обеспечение баланса между обучением и тестированием/проверкой может повлиять на выбор и геометрию системы отображения данных. Кроме того, необходимо учитывать разнообразные эксплуатационные требования. Справочное руководство по типам дисплеев приведено в дополнении R к данной части.
7.1.S	Для каждого пилота одновременно должна обеспечиваться непрерывная зона обзора, как минимум, 210° по горизонтали и 60°по вертикали. Отображение должно быть выровнено относительно пилота, выполняющего полет. Смещение отображения, наблюдаемого вторым пилотом, не должно превышать 20°. Вертикальная зона обзора должна распределяться таким образом, чтобы обзор выше линии горизонта составлял 20°и ниже линии горизонта 40°. Если траектория движения законцовок лопастей винта видна из вертолета из исходного положения глаз пилота, то это должно соответствующим образом отображаться. Система визуализации не должна иметь оптических разрывов и дефектов отображения, создающих нереалистичные эффекты		✓	✓	✓	✓	Распределение горизонтальной и вертикальной зон обзора может быть скорректировано с учетом конфигурации конкретного вертолета. Требуется ЗОС, объясняющее геометрические параметры установки. См. добавление B к части II (испытание 4.a.1, поле обзора). На поверхности дисплея допускаются стыки, если это необходимо для обеспечения транспортировки тренажера, однако они должны быть минимизированы. Ограничение зоны обзора в 20° может быть увеличено до 24° в тех случаях, когда это обосновано практическими соображениями, например, размер купола на больших вертолетах со сдвоенной кабиной летного экипажа делает такое увеличение необходимым, но при условии, что эксплуатант FSTD способен доказать полномочному органу, проводящему квалификационную оценку, что это не скажется на качестве подготовки
7.1.R	Для каждого пилота одновременно должна обеспечиваться непрерывная зона обзора, как минимум, 180° по горизонтали и 45 по вертикали. Отображение должно быть выровнено относительно пилота, выполняющего полет. Смещение отображения, наблюдаемого вторым пилотом, не должно превышать 20°. Вертикальное поле обзора должно распределяться таким образом, чтобы обзор выше линии горизонта составлял 15°и ниже линии горизонта 30°.						Распределение горизонтальной и вертикальной зон обзора может быть скорректировано с учетом конфигурации конкретного вертолета. Требуется ЗОС, объясняющее геометрические параметры установки. См. добавление B к части II (испытание 4.a.1, поле обзора). На поверхности экрана допускаются стыки, если это необходимо для обеспечения транспортировки тренажера, однако они должны быть минимизированы.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	Если траектория движения законцовок лопастей винта видна в пределах указанной зоны обзора, то это должно соответствующим образом отображаться. Система визуализации не должна иметь оптических разрывов и дефектов изображения, создающих нереалистичные эффекты						Ограничение зоны обзора в 20° может быть увеличено до 24° в тех случаях, когда это обосновано практичес-кими соображениями, например, размер купола на больших вертолетах со сдвоенной кабиной летного экипажа делает такое увеличение необходимым, но при условии, что эксплуатант FSTD способен доказать полномочному органу, проводящему квалификационную оценку, что это не скажется на качестве подготовки
7.1.G	Для каждого пилота одновременно должно обеспечиваться непрерывная зона обзора, как минимум, 45° по горизонтали и 30 по вертикали. Отображение должно быть выровнено относительно пилота, выполняющего полет. Смещение отображения, наблюдаемого вторым пилотом, не должно превышать 20°. Если траектория движения законцовок лопастей винта видна в пределах указанной зоны обзора, то это должно соответствующим образом отображаться. Минимальное расстояние от положения глаз пилота до поверхности дисплея прямого наблюдения не может быть меньше, чем расстояние до любого прибора, расположенного на передней панели	✓					Горизонтальное и вертикальное поля обзора могут быть скорректированы в соответствии с конфигурацией конкретного вертолета. См. добавление B к части II (испытание 4.a.1, поле обзора). Ограничение поля обзора в 20° может быть увеличено до 24° в тех случаях, когда это обосновано практическими соображениями, например, размер купола на больших вертолетах со сдвоенной кабиной летного экипажа делает такое увеличение необходимым, но при условии, что эксплуатант FSTD способен доказать полномочному органу, проводящему квалификационную оценку, что это не скажется на качестве подготовки
7.2	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ ДИСПЛЕЯ						
7.2.S	Разрешающая способность демонстрируется с помощью тестового шаблона, состоящего из объектов, видимые угловые размеры которых, отсчитываемые от точки положения глаз пилота, не превышают 2 угловых минут на визуальном изображении на дисплее		✓	✓	✓	✓	Требуется ЗОС с расчетами, подтверждающими разрешающую способность. См. добавление B к части II, (испытание 4.a.3, разрешающая способность)
7.2.R	Разрешающая способность демонстрируется с помощью тестового шаблона, состоящего из объектов, видимые угловые размеры которых, отсчитываемые от точки положения глаз пилота, не превышают 3 угловых минут на визуальном изображении на дисплее						Требуется ЗОС с расчетами, подтверждающими разрешающую способность. См. добавление B к части II, (испытание 4.a.3, разрешающая способность)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
7.2.G	Разрешающая способность демонстрируется с помощью тестового шаблона, состоящего из объектов, видимые угловые размеры которых, отсчитываемые от точки положения глаз пилота, не превышают 4 угловых минут на визуальном изображении на дисплее	✓					Требуется ЗОС с расчетами, подтверждающими разрешающую способность. См. добавление B к части II, (испытание 4.a.3, разрешающая способность)
7.3	РАЗМЕР ТОЧЕЧНОГО ИСТОЧНИКА СВЕТА						
7.3.S	Размер точечного источника света – не более 5 угловых минут		✓	✓	✓	✓	Требуется ЗОС, подтверждающее, что в тестовом шаблоне представлены огни, используемые для освещения аэродрома. См. добавление B к части II (испытание 4.a.4, размер точечного источника света)
7.3.R	Размер точечного источника света – не более 8 угловых минут						Требуется ЗОС, подтверждающее, что в тестовом шаблоне представлены огни, используемые для освещения аэродрома. См. добавление B к части II (испытание 4.a.4, размер точечного источника света)
7.3.G	Размер точечного источника света – не более 8 угловых минут	✓					Требуется ЗОС, подтверждающее, что в тестовом шаблоне представлены огни, используемые для освещения аэродрома. См. добавление B к части II (испытание 4.a.4, размер точечного источника света)
7.4	КОЭФФИЦИЕНТ КОНТРАСТНОСТИ ПОВЕРХНОСТИ						
7.4.S	Коэффициент контрастности поверхности, позволяющий четко распознавать элементы изображения, не менее 8:1		✓	✓	✓	✓	См. добавление B к части II (испытание 4.a.5, коэффициент контрастности поверхности)
7.4.R	Коэффициент контрастности поверхности, позволяющий распознавать элементы изображения, не менее 5:1						См. добавление B к части II (испытание 4.a.5, коэффициент контрастности поверхности)
7.4.G	Коэффициент контрастности поверхности, достаточный для предполагаемого использования, не менее 4:1	✓					См. добавление B к части II (испытание 4.a.5, коэффициент контрастности поверхности)
7.5	КОЭФФИЦИЕНТ КОНТРАСТНОСТИ ТОЧЕЧНОГО ИСТОЧНИКА СВЕТА						
7.5.S	Коэффициент контрастности точечного источника света, достаточный для четкого распознавания источников освещения и света, не менее 25:1		✓	✓	✓	✓	См. добавление B к части II (испытание 4.a.6, коэффициент контрастности точечного источника света)
7.5.R	Коэффициент контрастности точечного источника света, достаточный для распознавания света, не менее 10:1						См. добавление B к части II (испытание 4.a.6, коэффициент контрастности точечного источника света)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
7.5.G	Коэффициент контрастности точечного источника света, достаточный для распознавания огней, не менее 8:1	✓					См. добавление B к части II (испытание 4.a.6, коэффициент контрастности точечного источника света)
7.6	ЯРКОСТЬ СИСТЕМЫ						
7.6.S	Яркость системы должна демонстрироваться с использованием тестового растрового шаблона, растянутого по экрану, достаточным для отображения обычной дневной обстановки, а также отвечать требованиям к коэффициенту контрастности. Яркость поверхности должна быть не менее 20 кд/м² (5,8 фут-ламберт)		✓	✓	✓	✓	См. добавление B к части II (испытание 4.a.8, яркость поверхности)
7.6.R	Яркость системы должна демонстрироваться с использованием тестового растрового шаблона, растянутого по экрану, достаточным для отображения обычной дневной обстановки, а также отвечать требованиям к коэффициенту контрастности. Яркость поверхности должна быть не менее 14 кд/м² (4,1 фут-ламберт)						См. добавление B к части II (испытание 4.a.8, яркость поверхности).
7.6.G	Достаточная яркость для обеспечения предполагаемого использования	✓					
7.7	УРОВЕНЬ ЧЕРНОГО И ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНАЯ КОНТРАСТНОСТЬ						Должно представляться объяснение в тех случаях, если испытание не считается относящимся к типу дисплея
7.7.S	Уровень черного и последовательная контрастность должны измеряться с целью определения того, что они достаточны для проведения обучения в любое время суток		✓	✓	✓	✓	См. добавление B к части II (испытание 4.a.9, уровень черного и последовательная контрастность)
7.7.R	Уровень черного и последовательная контрастность должны измеряться с целью определения того, что они достаточны для проведения обучения в любое время суток						
7.7.G	Достаточные для обеспечения предполагаемого использования	✓					
7.8	РАЗМЫТОСТЬ ИЗОБРАЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ						Должно представляться объяснение в тех случаях, если испытание не считается относящимся к типу дисплея
7.8.S	Необходимо проводить испытания для определения степени размытости изображения движущихся объектов, характерного для некоторых типов дисплейной аппаратуры. Должно проводиться		✓	✓	✓	✓	См. добавление B к части II (испытание 4.a.10, степень размытости изображения движущихся объектов).

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	испытание, демонстрирующее степень размытости изображения движущихся объектов при заданной скорости движения изображения						
7.8.R	Подходящая для обеспечения предполагаемого использования						
7.8.G	Подходящая для обеспечения предполагаемого использования	✓					
7.9	СПЕКЛ – ТЕСТ						Должно представляться объяснение в тех случаях, если испытание не считается относящимся к типу дисплея. Это испытание относится только к проекторам, в которых используются источники света с некоторой степенью когерентности
7.9.S	Необходимо провести испытание для определения, что уровень спекла, типичный для лазерных дисплеев, ниже отвлекающего уровня		✓	✓	✓	✓	См. добавление B к части II (испытание 4.a.11, спекл тест)
7.9.R	Подходящий уровень спекла для обеспечения предполагаемого использования						
7.9.G	Подходящий уровень спекла для обеспечения предполагаемого использования	✓					
7.10	ИНДИКАЦИЯ НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ (если имеется)						Включает устройство, укрепляемое на голове или другое устройство, отображающее данные поверх изображения обстановки, видимой из окна кабины пилотов
7.10.S	Система индикации на лобовом стекле должна быть аналогичной установленной в кабине пилотов реального вертолета. Активный дисплей (дублирующий индикатор) для отображения всех параметров в кабине пилотов, должен размещаться на рабочем месте инструктора (РМИ) или в другом месте, утвержденном NAA. Формат параметров, представляемых на дублирующем индикаторе, должен соответствовать формату отображения параметров на индикаторе пилота		✓	✓	✓	✓	Требуется ЗОС. В случае использования неколлимированных систем, пилот, выполняющий полет, может использовать только одно изображение, которое выровнено с отображениями внекабинной обстановки. См. добавление B к части II (испытание 4.b, индикация на лобовом стекле) и дополнение K
7.10.R	Система индикации на лобовом стекле должна быть аналогичной установленной в кабине реального вертолета, или данные могут представляться на дисплее отображения внекабинной обстановки.						Требуется ЗОС. При использовании неколлиматорных систем, пилот, выполняющий полет, может использовать только одно изображение, которое выровнено с отображениями внекабинной обстановки.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	Активный дисплей (дублирующий индикатор) для отображения всех параметров в кабине пилота, должен размещаться на рабочем месте инструктора (РМИ) или в другом месте, утвержденном NAA. Формат параметров, представляемых на дублирующем индикаторе, должен соответствовать формату отображения параметров на индикаторе пилота.						Если отображаются данные об обстановке за окном кабины пилотов, например такие, которые накладываются на визуальную картину, изображение данных должно регулироваться пилотом, поскольку таким образом это происходит на вертолете и это применимо только для полетов, выполняемых одним пилотом. См. добавление B к части II (испытание 4.b, индикация на лобовом стекле) и дополнение K
7.10.G	Неприменимо						
7.11	БОРТОВАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ С РАСШИРЕННЫМИ ВОЗМОЖНОСТЯМИ ВИЗУАЛИЗАЦИИ (EFVS) (если установлена), включая NVG						
7.11.S	Аппаратное и программное обеспечение имитации EFVS, включая соответствующие индикаторы и систему сигнализации в кабине пилотов, должны функционировать аналогично системе EFVS, установленной в реальном вертолете, или эквивалентно ей. Для функционирования EFVS должен моделироваться как минимум один аэропорт. Модель аэропорта должна включать систему посадки по приборам (ILS) и выполнение неточного захода на посадку (с использованием системы вертикальной аэронавигации (VNAV), если она необходима для вертолета данного типа). Если используется отображение системы индикации на лобовом стекле (HUD) (отображение и символика), оно должно соответствовать требованиям п. 7.10.S данного добавления. Для настройки минимумов EFVS должна обеспечиваться возможность предварительной настройки метеоусловий с РМИ		✓	✓	✓	✓	При использовании неколлиматорных систем пилот, выполняющий полет, может использовать только одну EFVS вследствие проблем с выравниванием изображения. См. добавление B к части II (испытание 4. c, бортовая система технического зрения с расширенными возможностями визуализации) и дополнение L
7.11.R	Аппаратное и программное обеспечение имитации EFVS, включая соответствующие индикаторы и систему сигнализации в кабине пилотов, должны функционировать аналогично системе EFVS, установленной в реальном вертолете, или эквивалентно ей.						Пилот, выполняющий полет, может использовать только один HUD/EFVS вследствие проблем с выравниванием изображения. В качестве альтернативы EFVS может быть представлена как часть отображения визуальной картины, представляющей типичную зону обзора с использованием HUD.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	Для функционирования EFVS должен моделироваться как минимум один аэропорт. Модель аэропорта должна включать систему посадки по приборам (ILS) и выполнение неточного захода на посадку (с использованием системы вертикальной аэронавигации (VNAV), если она необходима для вертолета данного типа)						См. добавление B к части II (испытание 4.c, бортовая система технического зрения с расширенными возможностями визуализации) и дополнение L
7.11.G	Неприменимо						
7.12	ВИДИМЫЙ УЧАСТОК ЗЕМЛИ						
7.12.S	Необходимо провести испытание, чтобы продемонстрировать правильность восприятия видимого участка земли на конечном этапе захода на посадку в условиях категории II и правильность положения вертолета относительно ВПП		✓	✓	✓	✓	См. добавление B к части II (испытание 4.d, видимый участок земли)
7.12.R	Необходимо провести испытание, чтобы продемонстрировать правильность восприятия видимого участка земли на конечном этапе захода на посадку в условиях категории II и правильность положения вертолета относительно ВПП						См. добавление B к части II (испытание 4.d, видимый участок земли)
7.12.G	Необходимо продемонстрировать соответствующую видимость	✓					
7.13	ЭФФЕКТЫ, ОБУСЛОВЛЕННЫЕ НИСХОДЯЩИМ ПОТОКОМ ОТ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА						
7.13.S	Система должна обеспечивать возможность отображения эффектов циркулирующей пыли, водяного пара или снега, развивающиеся вследствие нисходящего потока от несущего винта. Этот эффект должен соответствовать типу поверхности, находящейся под вертолетом		✓	✓	✓	✓	
7.13.R	Неприменимо						
7.13.G	Неприменимо						

8. ТРЕБОВАНИЕ. ВИБРАЦИОННЫЕ ЭФФЕКТЫ

8.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
8.S	Характерные вибрации/тряска, соответствующие типу вертолета, которые могут возникать в процессе его эксплуатации и ощущаться в кабине пилотов				✓	✓	Адекватность воспроизведения эффектов должна включать все эффекты уровня R согласно п.8.R, но для конкретного типа вертолета, а также такие дополнительные эффекты, связанные с состоянием шасси, нагружением в результате крутящего момента несущего и хвостового винтов и эффекты конкретных неисправностей (в том числе связанные с демпфером несущего винта, системой подавления колебаний и устройствами компенсации крутящего момента подшипников/муфт/редукторов/ведущего вала несущего винта)
8.R	Пилот воспринимает ощутимые и типовые вибрационные эффекты			✓			Адекватность воспроизведения эффектов должна включать все эффекты уровня G согласно п. 8.G и дополнительные вибрационные эффекты основной системы уравновешивания реактивного момента несущего винта (например, хвостовой винт, фенестрон, система NOTAR), а также эффекты, вызванные балансировкой и установкой соосности системы противовращения и несущего винта, отказами гидросистемы и обледенением, попаданием в режим вихревого кольца [стабилизация тягой], авторотацией и основные эффекты отказов системы уравновешивания реактивного момента несущего винта. Должны также воспроизводиться эффекты, вызванные эксплуатацией в условиях низкой относительной скорости (например, относительные потоки воздуха со всех направлений) и в условиях высокой относительной скорости (например, срыв потока с отступающей лопасти несущего винта). Все эффекты должны соответствовать группе вертолетов
8.G	Пилот воспринимает аналогичные реальному вертолету вибрационные эффекты	✓	✓				Основные типы вибраций, имеющие место на вертолете, в том числе вследствие скорости вращения несущего винта, нагрузки на диск, набора высоты при переходе от висения к поступательному полету, изменения скорости (ускорение и торможение), а также общие вибрационные эффекты в нештатном режиме

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
8.1	ОБЩИЕ ВИБРАЦИОННЫЕ ЭФФЕКТЫ						См. дополнение P к данной части относительно информации по вибрационным системам
8.1.S	Должны воспроизводиться характерные эффекты тряски/вибрации, возникающие в результате эксплуатации вертолета, поскольку тряска/вибрация являются признаком действия или состояния вертолета, которые могут ощущаться в кабине летного экипажа. На FSTD должны быть запрограммированы следующие эффекты вибрации и тряски: 1) основные вибрационные эффекты от скорости несущего винта и нагрузки на диск; 2) тряска при переходе к поступательному полету и вследствие изменений скорости; 3) тряска при движении по ВПП, от обжатия стоек шасси, вследствие скорости движения по земле и неровностей ВПП; 4) тряска, вызванная влиянием поперечных потоков; 5) тряска при выпуске и уборке шасси (если применимо); 6) тряска при срыве потока с отступающей лопасти; 7) тряска, вызванная вихревым кольцом (стабилизация тягой); 8) типовые эффекты при касании с землей; 9) вибрации вследствие высокой скорости несущего винта; 10) тряска вследствие динамики разрыва пневматика; 11) тряска вследствие неисправностей и повреждения двигателя; 12) тряска вследствие контакта корпуса вертолета с землей;				✓	✓	Требуется ЗОС. Требуется проведение испытаний вибраций при движении и регистрация их результатов для сравнения относительных амплитуд в зависимости от частоты. Имитатор должен быть запрограммирован и оборудован приборами таким образом, чтобы можно было измерить характерные режимы тряски и сравнить их с данными, полученными при испытаниях вертолета (см. испытание 3bis (вибрации) в добавлении B к данной части). Для случаев турбулентности приемлемы универсальные модели возмущений, если при их использовании они позволяют получить результаты, сопоставимые с доказательными данными летных испытаний.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	13) вибрация вследствие атмосферных возмущений; 14) вибрация вследствие обледенения. А также любые эффекты вибрации и тряски, характерные для несущего винта и системы трансмиссии моделируемого типа вертолета						
8.1.R	На FSTD должны быть запрограммированы следующие эффекты вибрации и тряски: 1) основные вибрационные эффекты от скорости несущего винта и нагрузки на диск; 2) тряска при переходе к поступательному полету и вследствие изменений скорости; 3) тряска, вызванная влиянием поперечных потоков; 4) тряска при срыве потока с отступающей лопасти; 5) тряска, вызванная вихревым кольцом (стабилизация тягой); 6) вибрации вследствие высокой скорости несущего винта; 7) тряска вследствие неисправностей и повреждения двигателя; 8) тряска вследствие контакта корпуса вертолета с землей; 9) вибрация вследствие атмосферных возмущений; 10) вибрация вследствие обледенения.			✓			Требуется проведение испытаний вибраций при движении и регистрация их результатов для сравнения относительных амплитуд в зависимости от частоты. Имитатор должен быть запрограммирован и оборудован приборами таким образом, чтобы можно было измерить характерные режимы тряски и сравнить их с данными вертолета, полученными при испытаниях (см. испытание 3bis (вибрации) в добавлении B к части II).

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
8.1.G	FSTD должно, как минимум, быть оборудовано системой воспроизведения характерных для вертолета вибраций, ощущаемых на рабочих местах пилотов, и должны быть запрограммированы следующие эффекты вибрации и тряски: 1) основные вибрационные эффекты от скорости несущего винта и нагрузки на диск; 2) тряска при переходе к поступательному полету и вследствие изменений скорости; 3) тряска вследствие нештатного состояния систем.	✓	✓				

9. ТРЕБОВАНИЕ. АКСЕЛЕРАЦИОННЫЕ ЭФФЕКТЫ

9.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Type II	Type III	Type IV	Type V	ПРИМЕЧАНИЯ
9.S	Неприменимо						
9.R	Пилот воспринимает ощутимые и характерные акселерационные эффекты и воздействия, которые обеспечивают соответствующее восприятие ускорений на вертолете по 6 степеням свободы (DOF). Для обеспечения предполагаемого использования акселерационные эффекты во всех случаях должны создавать правильные ощущения.					✓	
9.R1	Пилот воспринимает ощутимые и характерные акселерационные эффекты и воздействия, которые обеспечивают соответствующее восприятие ускорений на вертолете по 6 степеням свободы (DOF). Для обеспечения предполагаемого использования акселерационные эффекты во всех случаях должны создавать правильные ощущения. Ощущение движений могут быть менее отчетливыми, чем указанные в п. 9.R, сила воздействия движений может быть ниже				✓		
9.G	Неприменимо						

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
9.1	ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТАХ						Когда системы подвижности устанавливаются эксплуатантом FSTD, даже если они не требуются для данного типа тренажерного устройства, но нужны для дополнительного вида подготовки, они должны проходить соответствующую оценку с целью гарантировать, что это отрицательно не повлияет на квалификационный уровень FSTD
9.1.R	Воспринимаемые пилотом акселерационные эффекты (силовые воздействия) по 6 степеням свободы, должны быть типовыми для моделируемого вертолета движениями в полете и на земле					✓	Требуется ЗОС. Для оценки разницы в определениях R и R1 для данного требования (см. добавления B и C к части II).
9.1.R1	Воспринимаемые пилотом акселерационные эффекты (силовые воздействия) по 6 степеням свободы, должны быть типовыми для моделируемого вертолета движениями в полете и на земле				✓		Требуется ЗОС. Для оценки разницы в определениях R и R1 для данного требования (см. добавления B и C к части II).
9.2	СИЛОВЫЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ ДВИЖЕНИИ						
9.2.R	Система подвижности (силовые воздействия) должна воспроизводить эффекты (воздействия), воспринимаемые пилотом в исходном положении по 6 степеням свободы (т. е. по тангажу, крену, рысканию, перемещениям по вертикальной, поперечной и продольной осям)					✓	Требуется ЗОС
9.2.R1	Система подвижности (силовые воздействия) должна воспроизводить эффекты (воздействия), воспринимаемые пилотом в исходном положении по 6 степеням свободы (т. е. по тангажу, крену, рысканию, перемещениям по вертикальной, поперечной и продольной осям). Сила воспроизводимых эффектов может быть частично уменьшена и восприятие движения может быть снижено				✓		Требуется ЗОС
9.3	ЭФФЕКТЫ ДВИЖЕНИЯ						
9.3.R	Эффекты движения должны включать характерные виды тряски и толчки, возникающие в процессе эксплуатации вертолета, поскольку они отражают перемещения или состояние вертолета, которые могут ощущаться в кабине пилотов					✓	См. таблицу функциональных и субъективных испытаний в добавлении C к части II (испытания 13, эффекты движения и вибрационные эффекты)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
9.3.R	1) Эффекты касания основным или носовым шасси или лыжными шасси в зависимости от их геометрии					✓	Толчки при касании должны отражать эффекты поперечного и продольного движения в процессе посадки с боковым отклонением или при боковом ветре, а также влияние вертикальной скорости снижения. Необходимо выполнить несколько заходов на посадку по обычной схеме с различными вертикальными скоростями снижения. Следует удостовериться, что эффекты толчков при касании для каждого значения вертикальной скорости снижения являются типовыми для реального вертолета
9.3.R	2) Динамические характеристики разрыва пневматика. Моделирование разрыва одного пневматика и нескольких пневматиков					✓	Пилот может заметить рыскание при моделировании разрыва нескольких пневматиков с одной стороны. В связи с этим ему потребуется работать педалью, чтобы сохранить управление вертолетом. В зависимости от типа вертолета, разрыв одного пневматика может остаться незамеченным пилотом и не вызвать каких-либо особых эффектов движения. Звуки или вибрация могут быть связаны с падением давления в реальном пневматике
9.3.R	3) Удар корпуса вертолета о землю (например, удары хвостовой частью и гондолой). Удары хвостовой частью можно проверить путем большого увеличения угла тангажа при быстрой остановке или посадке на авторотации на землю					✓	Эффект движения должен ощущаться как заметный момент на пикирование
9.3.R1	Эффекты движения должны включать характерные виды тряски и толчки, возникающие в процессе эксплуатации вертолета, поскольку они отражают перемещения или состояние вертолета, которые могут ощущаться в кабине пилотов				✓		См. таблицу функциональных и субъективных испытаний в добавлении C к части II (испытания 13, эффекты движения и вибрационные эффекты)
9.3.R1	1) Эффекты касания основными или носовым шасси или лыжными шасси в зависимости от их геометрии				✓		Толчки при касании должны отражать влияние поперечного и путевого движения в результате посадки с боковым отклонением или при боковом ветре, а также влияние вертикальной скорости снижения. Необходимо выполнить несколько заходов на посадку по обычной схеме при различных вертикальных скоростях снижения. Следует удостовериться, что эффекты толчков при касании для каждого значения вертикальной скорости снижения являются типовыми для реального вертолета

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
9.3.R1	2) Динамические характеристики разрыва пневматика. Моделирование разрыва одного пневматика и нескольких пневматиков				✓		Пилот может заметить рыскание при моделировании разрыва нескольких пневматиков с одной стороны. В связи с этим ему потребуется работать педалью, чтобы сохранить управление вертолетом. В зависимости от типа вертолета, разрыв одного пневматика может остаться незамеченным пилотом и не вызвать каких-то особых эффектов движения. Звук или вибрация могут быть связаны с падением давления в реальном пневматике
9.3.R1	3) Удар корпуса вертолета о землю (например, удары хвостовой частью и гондолой). Удары хвостовой частью можно проверить путем большого увеличения угла тангажа при быстрой остановке или посадке на авторотации на землю				✓		Эффект движения должен ощущаться как заметный момент на пикирование

10. ТРЕБОВАНИЕ. ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – НАВИГАЦИЯ

10	**ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – НАВИГАЦИЯ**	**Тип I**	**Тип II**	**Тип III**	**Тип IV**	**Тип V**	**ПРИМЕЧАНИЯ**
10.S	**Для обеспечения предполагаемого использования необходимы навигационные данные наряду с соответствующим оборудованием для захода на посадку, например, GPS, VOR, DME, ILS, NDB и т. д.**	✓	✓	✓	✓	✓	**Навигационные средства должны соответствовать реальным и использоваться без ограничений в пределах дальности действия, кроме тех случаев, когда их действие намеренно ограничено по причине препятствий на земле или каких-либо других помех**
10.R	**Неприменимо**						
10.G	**Неприменимо**						

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ХАРАКТЕРИСТИКАМ ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – НАВИГАЦИЯ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
10.1	БАЗА НАВИГАЦИОННЫХ ДАННЫХ						
10.1.S	База навигационных данных, достаточная для обеспечения работы систем моделируемого вертолета в реальных условиях эксплуатации	✓	✓	✓	✓	✓	
10.1.R	Неприменимо						
10.1.G	Неприменимо						
10.2	МИНИМАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К АЭРОПОРТУ/ВЕРТОДРОМУ						
10.2.S	Полная база навигационных данных, как минимум, одного аэропорта и/или вертолетной площадки, включая регулярные обновления	✓	✓	✓	✓	✓	Регулярные обновления проводятся в установленные NAA сроки обновления базы навигационных данных В тех случаях, когда в аэропортах или на вертолетных площадках могут выполняться заходы на посадку с использованием системы GPS (глобальная система определения местоположения), это должно обеспечиваться, если вертолет оборудован соответствующим образом
10.2.R	Неприменимо						
10.2.G	Неприменимо						

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ХАРАКТЕ-РИСТИКАМ ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – НАВИГАЦИЯ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
10.3	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА РАБОЧЕМ МЕСТЕ ИНСТРУКТОРА						
10.3.S	Инструктор управляет внутренними и внешними навигационными средствами	✓	✓	✓	✓	✓	Например, отказ глиссадного приемника системы посадки по приборам (ILS), либо отказ наземного глиссадного маяка
10.3.R	Неприменимо						
10.3.G	Неприменимо						
10.4	ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИЛЕТА/ВЫЛЕТА						
10.4.S	Навигационные данные со всеми соответствующими стандартными процедурами прилета и вылета	✓	✓	✓	✓	✓	
10.4.R	Неприменимо						
10.4.G	Неприменимо						
10.5	ДАЛЬНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ НАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ						
10.5.S	Навигационные данные со всеми соответствующими стандартами процедур прибытия и вылета	✓	✓	✓	✓	✓	Навигационные средства должны соответствовать реальным и использоваться без ограничений в пределах дальности действия, кроме тех случаев, когда их действие намеренно ограничено по причине препятствий на земле или каких-либо других помех
10.5.R	Неприменимо						
10.5.G	Неприменимо						

11. ТРЕБОВАНИЕ. ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ

11	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
11.S	В соответствии с учебной задачей			✓	✓	✓	Другие эффекты атмосферных явлений могут включать, но не только, следующие: 1) арктический туман; 2) нисходящие воздушные потоки; 3) эффект влияния гор (завихрения, демаркационные линии и т. д.); 4) турбулентность в результате выбрасываемых буровой установкой газов; 5) маскировка ветра за счет зданий, деревьев и т. д.; 6) эффекты турбулентности и ветра, вызванные профилем местности и строениями; 7) вихревой спутный след и скос потоков от других воздушных судов; 8) сдвиг ветра
11.R	В целях предполагаемого использования необходимо обеспечивать полностью интегрированное динамическое моделирование окружающей обстановки, включая типовые атмосферные и погодные явления. Моделирование окружающей обстановки должно включать грозы, турбулентность, микропорывы, а также соответствующие типы осадков		✓				Включая характеристики поверхности (движение травы, поверхность моря)
11.G	Для обеспечения предполагаемого использования, необходима базовая модель атмосферы, давление, температура, видимость, нижняя кромка облачности и ветер. Окружающая обстановка должна быть синхронизирована с соответствующими характеристиками вертолета и моделируемыми характеристиками в целях обеспечения целостности	✓					

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
11.1	СТАНДАРТНАЯ ФТМОСФЕРА					
11.1.S	Моделирование стандартной атмосферы, включая управление инструктором основными параметрами. Для обеспечения предполагаемого использования должны моделироваться и другие атмосферные явления, например, арктический туман, нисходящие воздушные потоки и т. д.			✓	✓	✓	
11.1. R, G	Моделирование стандартной типовой атмосферы, включая управление инструктором основными параметрами.	✓	✓				
11.2	СДВИГ ВЕТРА						
11.2.S	В FSTD должны использоваться модели сдвига ветра, обеспечивающие обучение пилотов умению распознавать сдвиг ветра					✓	Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 11.b.7, сдвиг ветра/микропорывы) в добавлении C к части II
11.2.R	Неприменимо						
11.2.G	Неприменимо						
11.3	МЕТЕОЭФФЕКТЫ						
11.3.S	Должен обеспечиваться плавный переход между метеоэффектами. Должны моделироваться следующие метеоэффекты, наблюдаемые в системе визуализации, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) многочисленные слои облачности с регулируемыми высотами нижней и верхней кромок, метеозоны наблюдения неба и рваные облака;			✓	✓	✓	Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 12.g, эффекты окружающей обстановки) в добавлении C. Целью данной функции является демонстрация перехода от визуальных метеорологических условий к приборным метеорологическим условиям.
	2) включение и/или выключение грозовых фронтов;			✓	✓	✓	
	3) видимость и дальность видимости на ВПП, включая эффекты однородного и неоднородного тумана;			✓	✓	✓	Требуется проведение объективного испытания. См. добавление B к части II (испытание 4.d, видимый участок земли)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	4) эффект воздействия на вертолет его собственного внешнего освещения;			✓	✓	✓	
	5) эффекты освещения аэропорта или вертолетной площадки (включая изменение интенсивности освещения и эффект тумана);			✓	✓	✓	
	6) загрязнение поверхности (включая эффекты порывов ветра и потоков воздуха от несущего винта/рециркуляции);			✓	✓	✓	
	7) влияние переменных осадков (дождь, град, снег);			✓	✓	✓	
	8) эффект восприятия воздушной скорости внутри облака;			✓	✓	✓	
	9) постепенное изменение видимости при входе в облако и выходе из него			✓	✓	✓	
11.3.R	Должен обеспечиваться плавный переход между метеоэффектами. Должны моделироваться следующие метеоэффекты, наблюдаемые в системе визуализации, а также обеспечиваться управление ими инструктором:						Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 12.g, эффекты окружающей обстановки) в добавлении C к части II. Целью данной функции является демонстрация перехода от визуальных метеорологических условий к приборным метеорологическим условиям
	1) многочисленные слои облачности с регулируемыми высотами нижней и верхней кромок, метеозоны наблюдения неба и рваные облака;		✓				
	2) включение и/или выключение грозовых фронтов;		✓				
	3) видимость и дальность видимости на ВПП, включая эффекты тумана;		✓				Требуется проведение объективного испытания. См. добавление B к части II (испытание 4.d, видимый участок земли)
	4) эффект воздействия на вертолет его собственного внешнего освещения;		✓				
	5) загрязнение поверхности и эффекты порывов ветра и потоков воздуха от вертолета/рециркуляции;		✓				
	6) влияние осадков (дождь, град, снег);		✓				

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	7) постепенное изменение видимости при входе в облако и выходе из него		✓			
11.3 G	Должен обеспечиваться плавный переход между метеоэффектами. Должны моделироваться следующие метеоэффекты, наблюдаемые в системе визуализации, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) слои облачности с регулируемыми высотами нижней и верхней кромок облачности; 2) видимость и дальность видимости на ВПП	✓ ✓					Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 12.g, эффекты окружающей обстановки) в добавлении C к части II. Целью данной функции является демонстрация перехода от визуальных метеорологических условий к приборным метеорологическим условиям
11.4	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА РАБОЧЕМ МЕСТЕ ИНСТРУКТОРА						
11.4.S	Должны моделироваться следующие характеристики, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) приземный ветер, включая его скорость и направление, а также порывы ветра; 2) ветер на средней и большой высоте, включая его скорость и направление; 3) грозы и микропорывы;			✓ ✓ ✓	✓ ✓ ✓	✓ ✓ ✓	Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 17, рабочее место инструктора) в добавлении C к части II В тех случаях, когда это требуется для выполнения специальных учебных задач, следует также включать следующие эффекты: – нисходящие воздушные потоки; – эффект влияния гор (завихрения, демаркационные линии и т. д.) В тех случаях, когда это требуется для выполнения специальных учебных задач, следует также включать следующие эффекты: – вихревой спутный след и потоки воздуха от другого воздушного судна.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	4) турбулентность;			✓	✓	✓	В тех случаях, когда это требуется для выполнения специальных учебных задач, следует также включать следующие эффекты: – турбулентность в результате выбрасываемых буровой установкой газов; – маскирование ветра за счет зданий, деревьев и т. д.; – эффекты турбулентности и ветра, вызванные профилем местности и строениями.
	5) сдвиг ветра			✓	✓	✓	В тех случаях, когда это требуется для выполнения специальных учебных задач
11.4.R	Должны моделироваться следующие характеристики, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) приземный ветер, включая его скорость и направление, а также порывы ветра; 2) ветер на средней и большой высоте, включая его скорость и направление; 3) грозы и микропорывы; 4) турбулентность		✓ ✓ ✓ ✓				Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 17, рабочее место инструктора) в добавлении C к части II
11.4.G	Должны моделироваться следующие характеристики, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) ветер, включая его скорость и направление; 2) турбулентность	✓ ✓					Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 17, рабочее место инструктора) в добавлении C к части II

12. ТРЕБОВАНИЕ. ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ

12.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
12.S	Вертолетная площадка, вертодром/или аэропорт: точное моделирование местности, направления ВПП, маркировки, освещения, размеров и рулежных дорожек. Прилегающая местность: визуальное текстурирование местности должно обеспечивать воспроизведение достаточных эффектов, позволяющих пилотам определять скорость, высоту и получать информацию о положении, что необходимо для выполнения учебной задачи. База данных о местности и база данных усовершенствованной системы предупреждения о близости земли должны быть согласованы			✓	✓	✓	Содержание отображений местности Отображения обстановки в дневное время должны включать соответствующим образом окрашенные и текстурированные небо и ландшафт местности, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета. Отображения обстановки в ночное время должны включать звезды, наземные огни и соответствующую текстуру, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета и различие между небом и поверхностью земли. Цвета и текстуры должны воспроизводить условия конкретной географической местности в соответствии с учебной задачей, например, нормальная растительность, пустыня, условия севера или джунгли. Наземные объекты должны воспроизводиться в достаточном количестве для обеспечения ориентации и выравнивания при маневрировании по наземным ориентирам (т. е. по схемам движения или высотной/маловысотной разведке). Все наземные объекты должны воспроизводиться в соответствующем им размере и в перспективе, чтобы не отвлекать внимания пилота Воспроизведение горизонта в дневное или ночное время может быть затенено множеством разорванных облаков или плотным слоем облачности, нижнюю или верхнюю кромки которой можно регулировать в зависимости от высоты полета вертолета. Визуальное отображение должно позволять корректировать ухудшение видимости (дымка или туман), а также воспроизводить эффект выпадения осадков (дождя и снега). Может моделироваться воздушное и наземное движение.

12.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
							Прочее Должны моделироваться эффекты, создаваемые струей несущего винта, соответствующие окружающей обстановке; трехмерная модель состояния (волнения) моря, соответствующая требованиям к обучению; движения деревьев в районе площадок ограниченных размеров; очень подробные представленные крупным планом эффекты при посадке и наклонные площадки
12.R	Вертолетная площадка, вертодром/или аэропорт: базовые требования, как в пункте 12.G, плюс, по крайней мере, одна полностью адаптированная к требованиям заказчика трехмерная модель (3-D) аэропорта/вертодрома. Прилегающая местность: должна включаться информация о топографических особенностях, таких как здания, деревья, препятствия (а также о других элементах, например, о неподготовленных посадочные площадках и площадках ограниченных размеров, о кораблях и буровых установках, если требуется), что позволяет проводить обучение навигации по правилам визуальных полетов (ПВП). В модель должны включаться трехмерные изображения состояния моря, если это требуется для подготовки. Для проведения подготовки к выполнению маршрутных полетов по ПВП: возможность точно воспроизводить наземные визуальные ориентиры и топографические особенности, достаточные для осуществления навигации по ПВП согласно соответствующим картам (как правило, масштаб карт 1:500000, 1:250000, 1:100000)		✓				Должны воспроизводиться типовое летное поле или типовая посадочная площадка, включая их поверхности (трава, бетонированные площадки) и характеристики (мягкая, твердая, скользкая), однако не требуется, чтобы они соответствовали реальным. В тех случаях, когда тренажерное устройство требуется для имитации выполнения полетов в условиях ограниченной видимости, в его базе данных должна присутствовать, по крайней мере, одна модель аэропорта, функциональные возможности которой позволяют обеспечивать требуемый уровень выполнения, например, руления в условиях ограниченной видимости с указательными щитами, с огнями линии стоп и ограждениями ВПП, а также с требуемыми огнями приближения, освещения ВПП и рулежной дорожки. Это должно включать моделирование частичной потери видимости вследствие поднятой потоками воздуха пыли, снега, а также явлений на поверхности земли (потоки воздуха от несущего винта, движение травы и поверхности моря). **Содержание отображений** Отображения обстановки в дневное время должны включать в себя соответствующим образом окрашенные и текстурированные небо и ландшафт, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета.

12.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
							Отображения обстановки в ночное время должны включать звезды, наземные огни, и соответствующую текстуру, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета и различие между небом и поверхностью земли. Цвета и текстуры должны воспроизводить условия конкретной географической местности, в соответствии с учебной задачей, например, нормальная растительность, пустыня, условия севера или джунгли. Наземные объекты должны воспроизводиться в достаточном количестве для обеспечения ориентации и выравнивания при маневрировании по наземным ориентирам (т. е. по схемам движения или высотной/маловысотной разведке). Все наземные объекты должны воспроизводиться в соответствующих им размерах и в перспективе, чтобы не отвлекать внимания пилота. Воспроизведение горизонта в дневное или ночное время может быть затенено множеством разорванных облаков или плотным слоем облачности, нижнюю или верхнюю кромки которой можно регулировать в зависимости от высоты полета вертолета. Визуальное отображение должно позволять корректировать ухудшение видимости (дымка или туман), а также воспроизводить эффект выпадения осадков (дождя и снега). Может моделироваться воздушное и наземное движение

12.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
12.G	Базовая модель (модели) аэропорта/вертодрома и топографические особенности местности должны обеспечивать предполагаемое использование. Должен присутствовать видимый горизонт. Должны моделироваться визуальные отображения в дневное, ночное время и сумерки, содержание которых позволяет распознать базовые аэродромы, вертодромы, местность и наземные ориентиры в зоне конечного этапа захода на посадку и взлета (FATO), а также выполнять маневры с низкой воздушной скоростью или на малой высоте, в том числе отрыв от земли, висение, переход от висения к горизонтальному полету и обратно, посадку и касание, что необходимо для подготовки к полетам по приборам	✓					Это должно включать маркировку и освещение ВПП и рулежных дорожек. Приемлемо использование плоского отображения ограниченного пространства. Должна отображаться траектория движения законцовки лопасти несущего винта. Отображения обстановки в дневное время должны включать в себя соответствующим образом окрашенные небо и местность, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета. Отображения обстановки в ночное время должны включать звезды, наземные огни, и соответствующую текстуру, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета и проводить различие между небом и поверхностью земли. Воспроизведение горизонта в дневное или ночное время может быть затенено плотным слоем облачности, нижнюю и верхнюю кромки которой можно регулировать в зависимости от высоты полета вертолета. Визуальное отображение должно позволять корректировать ухудшение видимости (дымка или туман). Не требуется, чтобы в модели местности воспроизводилось конкретное место

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
12.1	ВИЗУАЛЬНОЕ ОТОБРАЖЕНИЕ АЭРОПОРТОВ/ ПОСАДОЧНЫХ ПЛОЩАДОК						
12.1.S	Ниже приведены минимальные требования к содержанию моделей аэропортов/посадочных площадок, выполнение которых необходимо для проведения испытаний возможностей системы визуализации и обеспечения соответствующих визуальных эффектов для проведения всех функциональных и субъективных испытаний, описание которых приведено в добавлении C к данной части. Должны быть представлены как минимум следующие аэропорты/вертолетные посадочные площадки: – минимум один (1) конкретный реальный аэропорт или вертодром; – минимум три (3) посадочные площадки, не связанные с аэропортом, включая: • минимум одну (1) вертолетную посадочную площадку, расположенную на поверхности, существенно возвышающейся относительно окружающих строений или местности (например, крыша здания или морская нефтяная платформа); • минимум одну (1) вертолетную посадочную площадку, удовлетворяющую определению "посадочная площадка ограниченных размеров"; • по крайней мере, одну (1) вертолетную посадочную площадку, расположенную на наклонной поверхности, с углом наклона, как минимум, 2,5°			✓	✓	✓	Назначенный реальный аэропорт или вертодром должны быть частью утвержденной программы подготовки. Выбор отображений аэропорта или вертодрома следует согласовывать с NAA. *Примечание. Для более полного понимания представляемых деталей необходимо анализировать эти требования вместе с таблицей функциональных и субъективных испытаний (испытание 12, система визуализации), содержащейся в добавлении C к части II.*

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
12.1.R	Должны быть представлены, как минимум, модель одного (1) аэропорта или вертодрома и модель одной (1) вертолетной посадочной площадки. Аэропорт или вертодром и вертолетная посадочная площадка могут включаться в одну модель. При выборе этого варианта траектория захода на посадку к ВПП аэродрома и траектория захода на посадку к вертолетной посадочной площадке должны быть различными.		✓				Точность воспроизведения визуального отображения должна быть достаточной для того, чтобы экипаж, по мере необходимости, мог визуально распознать аэропорт или вертолетную посадочную площадку, определить положение моделируемого вертолета по отношению к визуальному отображению, успешно выполнять взлеты, заходы на посадку, посадки, маневрирование в аэропорту по земле, или руление по воздуху, в случае необходимости. Аэропорт, вертодром или вертолетная посадочная площадка могут быть как реально существующими, так и вымышленными. *Примечание. Для более полного понимания представляемых деталей необходимо анализировать эти требования вместе с таблицей функциональных и субъективных испытаний (испытание 12, система визуализации), содержащейся в добавлении С к части II.*
12.1.G	Система должна включать модель базового аэропорта с имеющейся вертолетной посадочной площадкой	✓					*Примечание. Для более полного понимания представляемых деталей необходимо анализировать эти требования вместе с таблицей функциональных и субъективных испытаний (испытание 12, система визуализации), содержащейся в добавлении С к части II.*
12.2	АКТУАЛЬНОСТЬ БАЗЫ ДАННЫХ АЭРОПОРТА ИЛИ ВЕРТОДРОМА						
12.2.S	Моделируемый в системе конкретный аэродром или вертодром должен поддерживаться на уровне требований, чтобы соответствовать состоянию реального аэродрома или вертодрома, определенному в схемах реального аэропорта или вертодрома			✓	✓	✓	Выбор отображений аэропорта или вертодрома должен согласовываться с NAA. В случае изменений в соответствующем реальном аэропорту или вертодроме, они должны быть внесены в базу данных тренажера в течение шести (6) месяцев. Обновления требуется производить в случаях, когда, например, в реальном аэропорту введены в эксплуатацию дополнительные ВПП или рулежные дорожки; когда существующая ВПП удлинена либо постоянно закрыта; когда изменены магнитные курсы в направлении ВПП или от нее; когда произведены значительные и заметные изменения терминала, других зданий, окружающей местности и т. д., но нет необходимости отражать

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
							изменения второстепенных зданий или других несущественных элементов, не представленных на картах аэропорта или вертодрома
12.2.R	Неприменимо						
12.2.G	Неприменимо						
12.3	ДЕТАЛИЗАЦИЯ ВИЗУАЛЬНОЙ ОБСТАНОВКИ						
12.3.S	Должны воспроизводиться визуальные эффекты, обеспечивающие оценку вертикальной скорости снижения и восприятие глубины во время взлета и посадки. Должно обеспечиваться высокодетализированное и точное отображение поверхности земли в зоне, достаточной для выполнения маршрутных полетов по ПВП			✓	✓	✓	Ориентиры на поверхность земли и топографические особенности должны быть достаточными для выполнения полетов по соответствующим навигационным картам (обычно масштаба 1:500000, 1:250000, 1:100000)
12.3.R	Должны воспроизводиться визуальные эффекты, обеспечивающие оценку вертикальной скорости снижения и восприятие глубины во время взлета и посадки. Должно обеспечиваться высокодетализированное и точное отображение поверхности земли в пределах зоны приблизительно 400 м до и 400 м после начала ВПП общей шириной 400 м, включая ширину ВПП		✓				
12.3.G	Должны воспроизводиться текстурированные поверхности, обеспечивающие оценку вертикальной скорости снижения и восприятие глубины во время взлета и посадки	✓					
12.4	СОДЕРЖАНИЕ ВИЗУАЛЬНЫХ ОТОБРАЖЕНИЙ						
12.4.S	Система визуализации должна обеспечивать создание отображений, содержание которых сопоставимо по детализации с состоящими, как минимум, из 10000 многоугольников и 5000 видимых точечных источников света отображениями обстановки в дневное время, ночное время и сумерки для всей системы визуализации			✓	✓	✓	

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
12.4.R	Система визуализации должна обеспечивать создание отображений, содержание которых сопоставимо по детализации с состоящими, как минимум, из 6000 многоугольников и 5000 видимых точечных источников света отображениями обстановки в дневное время, ночное время и сумерки для всей системы визуализации		✓				
12.4.G	Система визуализации должна обеспечивать создание отображений, содержание которых сопоставимо по детализации с состоящими, как минимум, из 6000 многоугольников и 1000 видимых точечных источников света отображениями обстановки в дневное время, ночное время и сумерки для всей системы визуализации	✓					
12.5	СПЕЦИАЛЬНЫЕ ЭФФЕКТЫ						
12.5.S	Должна обеспечиваться возможность воспроизведения следующих эффектов: 1) эффектов, создаваемых потоком воздуха от несущего винта, включая частичную потерю видимости в результате поднятой пыли, снега и т. д.; 2) состояние моря, включая соответствующее движение корабля, используемого для посадки на палубу; 3) эффект воздействия ветра на водную поверхность; 4) движение деревьев и травы в районе посадочных площадок ограниченных размеров; 5) неподвижные и движущиеся транспортные средства на земле и в воздухе, с которыми может столкнуться моделируемый вертолет.			✓	✓	✓	Перемещение корабля должно как минимум соответствовать состоянию моря, по крайней мере, по крену, дифференту и вертикальным перемещениям

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
12.5.R	Должна обеспечиваться возможность воспроизведения следующих эффектов: 1) эффектов, создаваемых потоком воздуха от несущего винта, включая частичную потерю видимости в результате поднятой пыли, снега и т. д.; 2) состояние моря, включая соответствующее движение корабля, используемого для посадки на палубу; 3) эффект воздействия ветра на водную поверхность; 4) неподвижные и движущиеся транспортные средства на земле и в воздухе, с которыми может столкнуться моделируемый вертолет.		✓				
12.5.G	Неприменимо						

13. ТРЕБОВАНИЕ. ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – УВД

13.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
13.S	Для обеспечения предполагаемого использования должна автоматически моделироваться динамически изменяющаяся окружающая обстановка в зоне аэродрома, включая ответы службы УВД на речевые запросы с вертолета и соответствующие сообщения, инициированные службой УВД. Содержание и интенсивность сообщений, посылаемых пилотами вертолета и другими ВС, определяются условиями конкретного аэропорта или вертодрома и используемой частотой, и обмен ведется на английском языке (в соответствии с документом Doc 4444, *Правила аэронавигационного обслуживания "Организация воздушного движения"* (PANS-ATM)). Отдельные сообщения, направляемые пилотам вертолета и других ВС, являются специфическими для аэропорта или вертодрома. Сообщения должны коррелироваться с видимым движением на земле, совершающими посадку и вылетающими ВС, включая моделирование зон аэропортов или вертодромов в соответствии с программой подготовки						Исходя из того, что внедрение системы динамически изменяющейся окружающей обстановки – УВД еще не прошло оценку и проверку в процессе подготовки пилотов, предполагается, что прогресс в этом направлении будет достигнут через какой-то период время. Следовательно, перечисленные в данном разделе требования в отношении окружающей обстановки – УВД служат целями, которые должны быть достигнуты в течение нескольких следующих лет, и не считаются обязательными в настоящее время
13.R	Для обеспечения предполагаемого использования должны воспроизводиться сообщения служб УВД, соответствующие этапам полета и содержанию в зоне аэродрома, включая соответствующие ответы на речевые запросы пилотов вертолета. Сообщения пилотов вертолета и других ВС соответствующего содержания и интенсивности передаются на английском языке (в соответствии с документом Doc 4444, *Правила аэронавигационного обслуживания "Организация воздушного движения"* (PANS-ATM)). Отдельные сообщения, направляемые пилотам вертолета и других ВС, а также фоновые сообщения, должны быть типичными для служб УВД						

13.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
13.G	Для обеспечения предполагаемого использования должны воспроизводиться сообщения служб УВД, соответствующие этапам полета и содержанию, включая ответы на речевые запросы пилотов в ходе выполнения соответствующих этапов полета. Сообщения с борта вертолета соответствующего содержания передаются на английском языке (в соответствии с документом Doc 4444, *Правила аэронавигационного обслуживания "Организация воздушного движения" (*PANS-ATM)). Передаваемые пилотам вертолета сообщения должны быть типичными для служб УВД. Это может делать инструктор, который имитирует работу служб УВД	✓	✓	✓	✓	✓	

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
13.1	АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ МЕТЕОСВОДКИ						Автоматизированные метеосводки обеспечивают пилотов важной информацией о метеоусловиях и оперативной информацией УВД. Сообщения автоматической системы передачи информации в районе аэродрома (ATIS) и другая автоматизированная информация о метеоусловиях также могут передаваться в кабину пилотов по линии передачи данных. Хотя ATIS является наиболее распространенной автоматизированной системой передачи информации о метеоусловиях, в некоторых случаях в зависимости от условий эксплуатации необходимо учитывать передаваемые другими автоматизированными системами метеосводки (например, автоматической системой приземных наблюдений/автоматизированной системой наблюдения за погодой (ASOS/AWOS)), которые используются в аэропортах или на вертодромах, и которые функционируют только частично или не имеют своего АДП
13.1 S	Автоматизированные метеосводки с нескольких станций						Система должна обеспечивать воспроизведение различных автоматизированных сводок с сообщениями о метеоусловиях, а также о различных других предварительно заданных условиях во всех аэропортах или на вертодромах, в пределах дальности, позволяющей членам летного экипажа одновременно прослушивать автоматические метеосводки, одновременно поступающие из различных аэропортов или вертодромов. У инструктора должна быть возможность отменять со своего рабочего места любой отдельный параметр, а также любое предварительно заданное сообщение.
13.1 R	Автоматизированные метеосводки с одной станции						Для всех аэропортов или вертодромов в пределах дальности полета требуется, как минимум, одна автоматизированная метеосводка. Сообщение(я) должно(ы) включать сведения о фактических погодных условиях, заданных для FSTD, указание соответствующего аэропорта/вертодрома, ВПП, температуры, ветра, давления, приведенного к уровню моря, облачности, видимости, состояния ВПП, а также других заранее определенных условий (эшелон перехода и т. д.), которые невозможно считывать с модели.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
							У инструктора должна быть возможность изменять условия погоды и другие заранее определенные условия с целью формирования автоматизированной метеосводки с рабочего места инструктора. Эти входные сигналы от инструктора не должны влиять на фактические погодные условия, воспроизводимые моделью
13.1 G	Автоматизированные метеосводки с одной станции	✓	✓	✓	✓	✓	Для всех аэропортов или вертодромов в пределах дальности полета требуется, как минимум, одна автоматизированная метеосводка. Сообщение(я) должно(ы) включать сведения о фактических погодных условиях, заданных для FSTD, указание соответствующего аэропорта/вертодрома, ВПП, температуры, ветра, давления, приведенного к уровню моря, облачности, видимости, состояния ВПП, а также других заранее определенных условий (эшелон перехода и т. д.), которые невозможно считывать с модели
13.2	ФОНОВЫЕ ПЕРЕГОВОРЫ						
13.2.1 S, R, G	Фоновые переговоры (по линии связи коллективного пользования). Как правило, все фоновые переговоры должны отвечать следующим критериям 1. Сообщения должны быть понятны в контексте моделируемой окружающей обстановки и не должны содержать явно ошибочную информацию; 2. На соответствующей частоте должны быть слышны только те сообщения, которые обычно передаются на данной частоте; 3. Моделируемые сообщения на заданной частоте не должны накладываться друг на друга или на переговоры летного экипажа тренажера 4. Между сообщениями должны быть достаточные перерывы, позволяющие экипажу тренажера при необходимости получить доступ к заданной частоте	✓	✓	✓	✓	✓	Переговоры по линии связи коллективного пользования имитируют фоновые переговоры, которые слышны в кабине, например, переговоры между двумя ВС, между ВС и замлей, переговоры земли с землей, за исключением переговоров с самим ВС

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
13.2.2 S	Переговоры определяются обстановкой. Содержание сообщений определяется конкретным местоположением и обстановкой, причем сообщения должны полностью коррелироваться с визуально моделируемым воздушным движением						Фоновые переговоры определяются обстановкой. Моделирование фоновых переговоров должно обеспечивать воспроизведение переговоров по линии связи коллективного пользования, причем сообщения должны быть увязаны с моделируемой обстановкой как по форме, так и по содержанию. Должны точно воспроизводиться процедуры и обозначения для конкретного местоположения. Все переговоры должны полностью коррелироваться с визуально моделируемым воздушным движением. Количество голосов должно быть достаточным для того, чтобы можно было различать разные службы УВД и пилотов. Система должна включать модели, как минимум, трех конкретных зон аэропортов. Эти три конкретные зоны аэропортов должны быть частью утвержденной программы подготовки
13.2.2 R	Переговоры определяются обстановкой. Базовые сообщения, общие для всех аэродромов/вертодромов, должны полностью коррелироваться с визуально моделируемым воздушным движением						Фоновые переговоры определяются обстановкой. Моделирование фоновых переговоров должно обеспечивать воспроизведение определяемых конкретной обстановкой сообщений, передаваемых в базовом типовом формате, общем для всех местоположений. Фоновые переговоры должны коррелироваться со сценарием воздушного движения и не должны противоречить положению и движениям вертолета. Сообщения также должны коррелироваться с визуальным воспроизведением воздушного движения Количество голосов должно быть достаточным для того, чтобы можно было различать разные службы УВД и пилотов. Система должна включать в себя модели, как минимум, трех конкретных зон аэропортов. Эти три конкретные зоны аэропортов должны быть частью утвержденной программы подготовки

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
13.2.2 G	Базовые сообщения в зависимости от конкретной обстановки. Базовые сообщения без корреляции	✓	✓	✓	✓	✓	Для моделирования фоновых переговоров могут использоваться только базовые сообщения. Эти сообщения должны определяться таким образом, чтобы для их адаптации с моделируемой обстановкой требовалась лишь незначительная дополнительная информация или вообще не требовалась. Голоса должны быть различимы лишь в той степени, чтобы не путать пилотов и службы УВД
13.3	МОДЕЛИРОВАНИЕ УВД – ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ С ТРЕНАЖЕРОМ						Получаемые сообщения о положении вертолета, оперативной обстановке и условиям окружающей среды, должны соответствовать визуальным сценам и сценарию работы системы TCAS (система предотвращения столкновения в воздухе и приближения к земле) (если применимо).
13.3 S, R	<u>Моделируемые параметры</u> Система моделирования связи со службами УВД совместно с имитацией бортовых систем вертолета и соответствующей окружающей обстановки должны обеспечивать моделирование следующих параметров: 1) направление, скорость и порывы ветра; 2) атмосферное давление, приведенное к уровню моря и атмосферное давление на уровне аэродрома (установка высотомера); 3) температура: температура наружного воздуха; 4) точка росы; 5) облачность: высота и тип; 6) видимость; 7) дальность видимости на ВПП (туман, стелющийся туман, туман местами);						Система должна моделировать, как минимум, три конкретных зоны аэродрома. Эти три конкретных зоны аэродрома должны быть частью утвержденной программы подготовки. Включая визуализацию, если применимо

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	8) сложные метеоусловия: дождь, снег (с порывами ветра), турбулентность, обледенение, ожидаемый сдвиг ветра, микропорывы, грозовые облака и грозовой фронт (приближенное положение); 9) действующие ВПП; 10) состояние ВПП: загрязнение и глубина загрязнения; 11) торможение; 12) Всемирное скоординированное время (UTC); 13) положение, маршрут, курс, относительная высота вертолета; 14) позывной вертолета						
13.4	МОДЕЛИРОВАНИЕ УВД – ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ С ИНСТРУКТОРОМ						
13.4 S, R	Инструктор должен иметь возможность взаимодействовать со сценарием, вводя соответствующие сообщения для вертолета. По мере необходимости эти сообщения должны группироваться следующим образом по этапам полета или категориям: 1) процедура вылета: a) диспетчерское обслуживание; b) техническое обслуживание; c) вылет (система ATIS); d) разрешение на полет по маршруту; e) буксировка хвостом вперед; f) другие обычные переговоры со службой УВД/ авиакомпанией; 2) противообледенительная обработка;						Независимо от способа моделирования УВД, необходимо учитывать рабочую нагрузку на инструктора при выполнении им функций управления имитатором УВД, с тем чтобы убедиться, что она не отвлекает его существенным образом от наблюдения за действиями экипажа в процессе обучения, тестирования или проверки.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	3) руление; 4) предварительный старт; 5) взлет; 6) действия после взлета; 7) набор высоты; 8) полет по маршруту; 9) снижение; 10) прибытие (система ATIS); 11) полет в зоне ожидания; 12) заход на посадку; 13) посадка; 14) аварийная ситуация; 15) другие сообщения; 16) кабинный экипаж						
13.5	ИНИЦИИРОВАНИЕ СООБЩЕНИЙ УВД						Инструктор должен иметь возможность инициировать сообщения в ручном режиме или автоматически
13.5.1 S, R	Ручной режим (основной)						Сообщение инициируется по запросу инструктора самим инструктором с его рабочего места
13.5.2 S, R	Автоматический режим (расширенный)						Сообщение инициируется автоматически, когда удовлетворены все критерии, связанные с содержанием сообщения (наземное или воздушное движение, этап полета, метеоусловия и т. д.).

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
							В том случае, если вертолет не выполняет указания службы УВД или не следует протоколам обратного считывания, система должна предоставлять корректирующие сообщения (например, вертолет, находясь в воздухе, не соблюдает заданные скорость полета, курс, высоту; остановился в ожидании у предписанной ВПП или рулежной дорожки или пересекает рулежные дорожки)
13.5.3 S, R	Система моделирования связи со службами УВД должна обеспечивать инструктору возможность делать паузы при ведении радиообмена и (или) отключать систему и возвращаться к классическому моделированию без УВД						
13.6	ФРАЗЕОЛОГИЯ						
13.6.1 S, R, G	Фразеология и речевые характеристики	✓	✓	✓	✓	✓	Для повышения эффективности подготовки чрезвычайно важно, чтобы в моделируемом радиообмене со службами УВД использовалась правильная фразеология. Во время тренировок все внимание должно быть сосредоточено на достижении 100% реализма, чтобы слушатели были надлежащим образом осведомлены об окружающей обстановке
13.7	РАСПОЗНАВАНИЕ ЧАСТОТЫ СЛУЖБЫ УВД, СООТВЕТСТВУЩЕЙ КОНКРЕТНОМУ ЭТАПУ ПОЛЕТА						
13.7.1 S, R, G	Связь должна вестись на радиочастотах, установленных в кабине пилотов: 1) одночастотная связь; 2) многочастотная связь	✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	✓ ✓	Распознавание частоты службы УВД, соответствующей конкретному этапу полета, является требованием для всех уровней моделирования УВД, а это означает, что все сообщения, которые получает пилот, должны передаваться на радиочастотах, установленных в кабине пилотов. Пример: первый пилот прослушивает сообщение системы ATIS о метеорологической и аэронавигационной обстановке в районе аэродрома на канале ОВЧ 1, а второй пилот ждет разрешения на вылет на канале ОВЧ 2

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
13.7.2 S, R, G	Моделируемая окружающая обстановка должна обновляться в сочетании с обновлениями других систем в зависимости от изменений радиочастот компании или службы УВД.	✓	✓	✓	✓	✓	Должно быть устройство для использования радиочастот компании, но оно не обязательно должно быть связано с "реальным миром" радиочастот, используемых компанией, но при условии что это не вызывает проблем с существующими частотами УВД
13.8	УПРАВЛЕНИЕ ИНСТРУКТОРОМ СО СВОЕГО РАБОЧЕГО МЕСТА ДВИЖЕНИЕМ ДРУГИХ ВС						
13.8.1 S, R, G	Управление инструктором со своего рабочего места движением других ВС. У инструктора должна быть возможность управлять движением других ВС.	✓	✓	✓	✓	✓	Примеры управления инструктором со своего рабочего места движением других ВС: 1) приоритет для собственного вертолета при взлете, посадке, наземных маневрах, висении, маневрировании на малой высоте и в полете по отношению к другим ВС; 2) по сценарию другое ВС попадает в аварийную ситуацию, либо создает помеху собственному вертолету; 3) уровни активности движения ВС по сценарию; 4) ограничения по скорости для заходящего на посадку ВС
13.8.2 S, R	Корреляция. Радиообмен должен быть согласован с воспроизведением другого моделируемого наземного и воздушного движения и систем вертолета (система выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)).						Радиообмен со службами УВД должен соответствовать передвижениям других видов наземного и воздушного транспорта, учитывая и те, которые связаны с опасными ситуациями, а также вопросы приоритета ВС. Информация о движении, которая отображается как визуальными, так и бортовыми системами, должна быть согласована с системой выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)
13.8.3 S, R	Поток движения. В моделируемом аэропорту/на вертодроме должна быть типовая для данного времени суток плотность потока движения, если инструктор не выбрал иное. Следует соблюдать типовое время разделения потоков движения						Примеры соответствующих плотностей потока движения для крупного аэропорта/вертодрома: <u>Низкая</u>: от 1 до 15 взлетов или посадок в час, либо в целом менее 20 передвижений ВС в аэропорту в час. <u>Средняя</u>: от 16 до 50 взлетов или посадок в час, либо в целом 70 передвижений ВС в аэропорту в час. <u>Высокая</u>: 51 или более взлетов или посадок в час, либо в целом более 100 передвижений ВС в аэропорту в час

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
13.9	СИСТЕМА СВЯЗИ ПО ЛИНИИ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ						
13.9.1 S	Бортовая система связи для адресации и передачи данных (ACARS)/Сеть авиационной электросвязи (ATN)						Если установлены
13.9.2 S	Будущие аэронавигационные системы (FANS)						Если установлены
13.9.3 S	ПРОЧИЕ						Если установлены

14. ТРЕБОВАНИЕ. ПРОЧИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

14	**ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК**	**Тип I**	**Тип II**	**Тип III**	**Тип IV**	**Тип V**	**ПРИМЕЧАНИЯ**
14.S	**Неприменимо**						**Определение характеристик категории "прочие" приведено в п. 6.1.14 части I. Они напрямую не связаны с обучением и поэтому не включены в сводную матрицу FSTD в главе 2 части II. Соответственно, "Неприменимо" указывается для всех трех уровней адекватности. Однако в отношении соответствующих элементов этих характеристик проводятся тесты, описание которых приведено ниже в этом разделе**
14.R	**Неприменимо**						
14.G	**Неприменимо**						

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
14.1	РАБОЧЕЕ МЕСТО ИНСТРУКТОРА						
14.1 S	С рабочего места инструктора должен обеспечиваться адекватный обзор приборных панелей пилота и вид через лобовые стекла			✓	✓	✓	В FSTD, оборудованном системой подвижности, любое место инструктора, расположенное в кабине, должно быть надежно закреплено и оборудовано достаточно целостными удерживающими устройствами, чтобы сидящий в кресле был надежно зафиксирован во время всех известных или предполагаемых движений платформы FSTD. Если на тренажерном устройстве установлена система технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS), то на рабочем месте инструктора должен быть монитор EFVS, дублирующий имитируемую систему EFVS, которая отображается пилоту в виде индикации на лобовом стекле (HUD). Это включает любые отображаемые данные и символы. Формат монитора (соотношение сторон) должен точно соответствовать формату монитора пилота
14.1 R	С рабочего места инструктора должен обеспечиваться адекватный обзор приборных панелей пилота и вид через лобовые стекла	✓	✓				
14.1 G	Неприменимо						

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
14.2	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА РАБОЧЕМ МЕСТЕ ИНСТРУКТОРА						
14.2 S, R, G	Рабочее место инструктора должно быть оборудовано органами управления, которые обеспечивают управление инструктором всеми переменными параметрами системы и ввод особых и аварийных ситуаций в моделируемые системы вертолета. Рабочее место инструктора должно быть оборудовано органами управления, позволяющими контролировать все эффекты окружающей обстановки, моделирование которых должно обеспечиваться на рабочем месте инструктора (например, облачность, видимость, обледенение, осадки, температура, грозовые очаги, а также скорость и направление ветра). С рабочего места инструктора должна обеспечиваться возможность имитации наземных и воздушных опасных ситуаций. Оно должно предоставлять инструктору возможность моделировать эффекты циркуляции пыли, водяных паров или снежной пелены, которые возникают в результате скоса потока воздуха от несущего винта.	✓	✓	✓	✓	✓	
14.3	ИСПЫТАНИЕ В ФОРМЕ САМОДИАГНОСТИКИ						
14.3 S	Для определения целостности функционирования аппаратного и программного обеспечения и проведения быстрого и эффективного ежедневного испытания FSTD должна быть предусмотрена система самодиагностики FSTD			✓	✓	✓	Требуется ЗОС
14.3 R, G	Неприменимо						
14.4	ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ КОМПЬЮТЕРА						
14.4 S, R, G	Производительность компьютера, точность, разрешение и динамические характеристики должны быть достаточными и в полной мере обеспечивать общую адекватность воспроизведения для FSTD, необходимую для соответствия искомому уровню квалификации	✓	✓	✓	✓	✓	Требуется ЗОС

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
14.5	СРЕДСТВА АВТОМАТИЧЕСКОГО ИСПЫТАНИЯ						
14.5 S	Автоматическое испытание в соответствии с требованиями Руководства по квалификационным испытаниям (QTG)/валидационных испытаний аппаратного и программного обеспечения FSTD необходимо проводить для определения соответствия валидационным требованиям			✓	✓	✓	Заключение об испытании должно включать идентификацию испытания, номер FSTD, дату, время, условия, допуски и соответствующие зависимые переменные, отображенные в сравнении со стандартными данными для вертолета
14.5 R, G	Должно обеспечиваться проведение валидационного испытания аппаратного и программного обеспечения FSTD в целях периодической проверки	✓	✓				Заключение об испытании должно включать идентификацию испытания, номер FSTD, дату, время, условия, допуски и соответствующие зависимые переменные, отображенные в сравнении со стандартом испытаний согласно основному QTG. Рекомендуется проведение автоматической валидации и испытания согласно QTG
14.6	ОБНОВЛЕНИЯ АППАРАТНОГО И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ FSTD						
14.6 S, R	Своевременное постоянное обновление аппаратного и программного обеспечения FSTD должно проводиться после модификации вертолета, если она влияет на подготовку, соответствующую искомому квалификационному уровню	✓	✓	✓	✓	✓	
14.6 G	Своевременное постоянное обновление аппаратного и программного обеспечения FSTD в соответствии с рекомендациями изготовителя FSTD в тех случаях, когда это влияет на подготовку и/или безопасность						
14.7	ЕЖЕДНЕВНАЯ ПРЕДПОЛЕТНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ						
14.7 S, R, G	Требуется ежедневная предполетная документация, которая хранится либо в бортовом журнале, либо в таком месте, где ее можно легко найти и просмотреть	✓	✓	✓	✓	✓	

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
14.8	ИНТЕГРАЦИЯ СИСТЕМ						
14.8	Интеграция систем Относительная реакция системы визуализации, приборов в кабине летного экипажа и начальные воздействия системы подвижности должны быть тесно увязаны, чтобы обеспечить целостность воспринимаемых сигналов. Изменения визуальной картины в результате стационарных возмущений (т. е. с момента начала сканирования первой видео зоны, содержащей различную информацию) должны происходить в пределах динамической реакции системы от 85 до120 миллисекунд (мс) в зависимости от типа FSTD. Начало движения также должно происходить в пределах динамической реакции системы от 85 мс до 120 мс в зависимости от типа FSTD. При этом начало движения должно происходить перед началом сканирования первой видео зоны, содержащей различную информацию, и должно закончиться до завершения сканирования той же самой видео зоны. Испытание для определения соответствия этим требованиям должно включать одновременную регистрацию следующих выходных параметров: – выходных сигналов с рычагов управления пилота по тангажу, крену и рысканию; – выходного сигнала акселерометра, присоединенного к платформе системы подвижности и установленного в приемлемом месте рядом с креслами пилотов; – выходного сигнала для дисплея системы визуализации (включая аналоговые задержки системы визуализации); – выходного сигнала для индикатора пространственного положения вертолета, или эквивалентные испытания, которые утверждены NAA						Требуется проведение испытания. См. испытание 6.а (транспортная задержка) в добавлении B к части II. Вместо испытания по оценке транспортной задержки можно использовать испытание по оценке времени запаздывания. В дополнении G приведены инструкции по методам проведения испытаний по оценке транспортной задержки и времени запаздывания

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
14.8.S	Транспортная задержка: Испытание по оценке транспортной задержки должно использоваться для демонстрации того, что ответное реагирование системы FSTD не превышает 85 мс. Если установлены бортовые системы технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS), то они должны реагировать в пределах + или – 30 мс относительно системы визуализации, но не раньше реагирования системы подвижности			✓	✓	✓	Результаты необходимы для приборов и для систем подвижности и визуализации. Дополнительные результаты испытаний по оценке транспортной задержки необходимы, если установлены системы индикации на лобовом стекле (HUD), которые моделируются, но не являются реальными системами вертолета. Если режим работы системы визуализации (дневной свет, сумерки и ночь) может повлиять на рабочие характеристики, необходимо провести дополнительные испытания. Требуется ЗОС, если режим функционирования системы визуализации не влияет на рабочие характеристики, что исключает необходимость проведения дополнительных испытаний
14.8. R, G	Транспортная задержка: Испытание по оценке транспортной задержки должно использоваться для демонстрации того, что ответное реагирование системы FSTD не превышает 120 мс	✓	✓				Результаты необходимы только для соответствующих систем
14.9	РЕГИСТРАЦИЯ, ЗАМОРАЖИВАНИЕ И ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕ						
14.9 S, R, G	Возможности регистрации, замораживания и воспроизведения	✓	✓	✓	✓	✓	
14.10	ИНСТРУКТАЖ И РАЗБОР ПОЛЕТОВ						
14.10 S, R, G	Возможность проведения инструктажа и разбора полетов	✓	✓	✓	✓	✓	

Добавление B

ВАЛИДАЦИОННЫЕ ИСПЫТАНИЯ FSTD

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Характеристики и работа систем FSTD должны пройти объективную оценку путем сравнения результатов испытаний FSTD с валидационными данными, если конкретно не оговорено иное. Результаты валидационных, функциональных и субъективных испытаний, требующиеся для составления Руководства по квалификационным испытаниям (QTG), позволяют эксперту по оценке проводить "выборочную проверку" характеристик FSTD с целью подтверждения того, что оно воспроизводит вертолет и может успешно использоваться для проведения важных видов подготовки, тестирования и проверок пилотов. Без такой "выборочной проверки" с использованием QTG невозможно проверить характеристики FSTD в сроки, установленные для его нормативной оценки. Следует ясно понимать, что QTG не обеспечивает тщательной проверки качества имитации во всех областях полета и работы систем. Предполагается, что полный цикл испытаний проводится изготовителем FSTD и персоналом эксплуатанта перед представлением тренажерного устройства для нормативной оценки и до момента включения результатов испытаний в QTG. Такое "углубленное" тестирование является важнейшей частью полного цикла испытаний и, как правило, оно осуществляется с использованием документируемых приемочных процедур, в которых регистрируются результаты испытаний. Такие процедуры позволяют проверить функциональные возможности и эффективность имитации многих характеристик, которые не рассматриваются в QTG, а также таких компонентов, как например, рабочее место инструктора и т. д. В целях облегчения проверки FSTD с использованием QTG для записи результатов каждого валидационного испытания должно использоваться соответствующее регистрирующее устройство, приемлемое для полномочного органа. Сделанные записи следует сравнить с валидационными данными. Валидационные испытания должны оформляться в QTG, с учетом следующего:

a) В QTG должно быть четкое и ясное описание того, как устанавливается, настраивается и функционирует FSTD при проведении каждого испытания. В QTG также настоятельно рекомендуется использовать, когда это целесообразно, управляющую программу для автоматического проведения испытаний FSTD. Не предполагается и не допускается проведение испытаний каждой подсистемы FSTD в отдельности. Чтобы гарантировать соответствие полной системы FSTD предписанным стандартам, должны проводиться комплексные испытания FSTD при наличии входных сигналов на рычагах управления пилота;

b) Для обеспечения соответствия этому требованию в QTG должен содержаться пояснительный материал, в котором четко указывается, как проводится каждое испытание (или группа испытаний), например, какие параметры задействованы/не задействованы/имеют ограничения, используется ли замкнутый или незамкнутый контур управления;

c) Должна обеспечиваться возможность проведения в ручном режиме всех валидационных испытаний QTG, основанных на данных летных испытаний, чтобы можно было проверить результаты автоматического тестирования. Непродолжительные по времени испытания с входными сигналами простой формы должны легко проводиться в ручном режиме. Гораздо труднее повторять длительные по времени испытания с входными сигналами сложной формы.

1.2 Некоторые испытания системы визуализации и системы подвижности, приведенные в настоящем добавлении, не обязательно основаны на валидационных данных с установленными допусками. Тем не менее, эти испытания включены здесь для полноты картины, а вместо проверки соответствия установленным допускам должны удовлетворяться необходимые критерии.

1.3 Для каждого испытания должна быть представлена методика его проведения в ручном режиме с точным и подробным описанием всех этапов. Испытания в ручном режиме нужны для подтверждения того, что результаты проведенных автоматизированных испытаний идентичны тем, которые испытывал бы пилот в аналогичном летном испытании, при таких же управляющих входных сигналах, которые применялись пилотом вертолета, валидационные данные летных испытаний которого были зарегистрированы. Результаты проводимых в ручном режиме испытаний должны быть получены с теми же допусками, которые использовались для испытаний в автоматическом режиме. Результаты испытаний в ручном режиме могут не соответствовать допускам, в этом случае инспектор NAA должен убедиться, что соответствие может быть достигнуто, если будут приложены достаточные усилия для точного воспроизведения управляющих воздействий пилота.

1.4 Представление на утверждение данных, отличающихся от данных летных испытаний, должно включать доказательство их валидности относительно имеющихся данных летных испытаний. Испытания и допуски, указанные в настоящем добавлении, должны включаться в QTG FSTD. С руководством по квалификационным испытаниям (QTG) должна представляться "дорожная карта" валидационных данных (VDR), описание которой приведено в дополнении D к настоящей части. Приветствуется представление поставщиками данных VDR для типа вертолетов, сертифицированных до 1 января 2012 года.

1.5 В таблице валидационных испытаний FSTD, содержащейся в настоящем добавлении, указаны требуемые испытания. Если не оговорено иное, при испытаниях FSTD должны воспроизводиться летно-технические характеристики и характеристики управляемости вертолета при эксплуатационных значениях массы и положении центра тяжести (CG), типичных для нормального выполнения полетов. Если в испытании используются данные вертолета при одном предельном значении массы или положения центра тяжести, то следует провести еще одно испытание с использованием данных вертолета при средних значениях массы и центра тяжести или по возможности максимально близких к другому предельному значению. Определенные испытания, которые релевантны только при одном предельном значении массы или положении центра тяжести, не требуется повторять с другим предельным значением. Испытания по оценке характеристик управляемости должны включать проверку устройств улучшения устойчивости.

1.6 При проведении испытаний FSTD вертолета с компьютерным управлением (CCH) требуются данные летных испытаний для штатного (N) и нештатного (NN) режимов управления, на что указывается в требованиях к валидационным испытаниям, перечисленных в настоящем добавлении. Испытания для нештатного режима управления всегда должны включать испытание в режиме с минимальным усилением управляемости. Может потребоваться проведение испытаний и при других "ухудшенных" состояниях системы обеспечения управляемости, выделенных NAA при определении комплекса специальных испытаний вертолета с целью получения данных для FSTD. При проведении летных испытаний, где это применимо, должны регистрироваться осуществляемые пилотом отклонения рычагов управления или входные сигналы, генерируемые электронным способом, включая место источника входного сигнала.

1.7 Указанные в п. 1.6 требования к регистрации параметров применяются в отношении как штатных, так и нештатных режимов. При проведении всех испытаний, указанных в таблице валидационных испытаний FSTD, требуется получить результаты при нормальном состоянии управляемости, если только в разделе "Примечания" после обозначения "вертолет с компьютерным управлением (CCH)" специально не оговорено иное. Однако если результаты испытаний не зависят от состояния управляемости, то данные для нештатного режима управления могут быть заменены.

1.8 В тех случаях, когда требуется проведение испытаний для нештатных (NN) режимов систем управления, необходимо представить данные для одного или более особых состояний системы управления, включая режим с минимальным усилением управляемости.

1.9 При соответствующем обосновании, предоставленном изготовителем вертолета в "дорожной карте" валидационных данных (VDR), в QTG необходимо указывать испытания, зависящие от влияния штатных и

нештатных состояний или "ухудшенных" состояний системы обеспечения управляемости, провести которые невозможно в ожидаемых условиях эксплуатации моделируемого вертолета и результаты которых не могут быть представлены.

2. ТРЕБОВАНИЯ К ИСПЫТАНИЯМ

2.1 В таблице валидационных испытаний FSTD перечислены наземные и летные испытания, которые необходимо проводить для квалификационной оценки FSTD. По каждому испытанию FSTD следует представлять сгенерированные компьютером результаты проверок. Эти результаты должны воспроизводиться на соответствующем регистрирующем устройстве, которое приемлемо для NAA. Регистрируемые параметры требуется представлять в форме графика изменения по времени, если иное не оговорено в таблице валидационных испытаний FSTD.

2.2 В случаях, когда результаты объективных испытаний вместо графика изменения по времени разрешено представлять в виде "кадра" моментального состояния или серии "кадров" моментального состояния, поставщик данных должен обеспечивать установившийся режим в тот момент времени, когда делается "кадр" моментального состояния. Выполнение этого требования проверяется демонстрацией наличия установившегося режима в течение определенного периода времени до начала "кадра" моментального состояния, и затем некоторого периода после его окончания. Чаще всего этот период времени составляет 5 с до "кадра" моментального состояния и дополнительно 2 с после непосредственно зафиксированного момента "кадра" моментального состояния. Поскольку данные, полученные на вертолете, часто колеблются относительно балансировочных значений, альтернативным методом определения целевых параметров "кадра" моментального состояния является выбор временного окна длительностью приблизительно 5 с, в течение которого в качестве целевого балансировочного значения выбирается среднее по времени значение соответствующих зарегистрированных параметров в указанный период времени. Это предписание в основном касается валидационных данных и метода, с помощью которого поставщик данных гарантирует, что установившийся режим характерен для этого "кадра" моментального состояния. Приведенное в глоссарии определение кадра моментального состояния в некоторый момент времени по-прежнему относится к результатам, полученным при испытаниях FSTD.

2.3 Данные летных испытаний, которые отражают быстрые изменения измеряемых параметров, могут потребовать инженерной оценки при определении пригодности FSTD. Такая оценка не должна ограничиваться одним параметром. Для полной оценки должны представляться все соответствующие параметры, связанные с конкретным маневром или режимом полета. В тех случаях, когда по графикам изменения параметров во времени трудно или невозможно сравнить данные FSTD с данными вертолета, различия должны обосновываться посредством сравнения других переменных параметров оцениваемого режима.

2.4 *Параметры, допуски и режимы полета*. В таблице валидационных испытаний FSTD указаны параметры, допуски и режимы полета для оценки пригодности FSTD. В тех случаях, когда для параметра приводятся два значения допуска, может использоваться менее жесткое, если не оговорено иное. Независимо от этого, испытание должно продемонстрировать правильные тенденции. Результаты испытаний FSTD должны быть оформлены с использованием указанных допусков и единиц измерения с учетом следующего:

a) допуски для некоторых объективных испытаний сведены к "правильным направлениям и величине" (ПНВ). Использование ПНВ не следует воспринимать как указание на то, что некоторые характеристики могут не моделироваться. При проведении таких испытаний функциональные характеристики тренажерного устройства должны быть соответствующими и типовыми для моделируемого вертолета, и ни при каких обстоятельствах не приводить к негативным результатам обучения;

b) допуски, обозначенные в таблице испытаний как ПНВ, применяются для периодической оценки FSTD с целью гарантировать, что тренажерное устройство сохраняет первоначально присвоенный квалификационный уровень. Во избежание возможных расхождений субъективных мнений в ходе проведения периодических испытаний с установленным допуском ПНВ, для "фиксирования" базовых результатов необходимо применять автоматическую систему регистрации;

c) для параметров, обычно измеряемых в процентах (например, крутящий момент, частота вращения двигателя (N_g) или силовой турбины (N_p)) или для допуска, установленного только в процентах, допуск должен применяться как абсолютный допуск для обычного эксплуатационного диапазона параметра, измеренного от его нулевого значения (т. е. для наблюдаемых 50 % крутящего момента и допуска 3 % приемлемый диапазон составит от 47 % до 53 %). Допуск, выраженный в процентных величинах, в таблице валидационных испытаний применяется к следующим параметрам, если не указано иное:

1) *частота вращения несущего винта:* абсолютная величина в процентах при индикации на шкале диапазоном 100 %, или величина номинальной частоты оборотов в минуту (RPM), если этот показатель на индикаторе в кабине летного экипажа не выражен в процентах;

2) *частота вращения силовой турбины*: абсолютная величина в процентах при индикации на шкале диапазоном 100 %, или величина номинальной частоты оборотов в минуту (RPM), если этот показатель на индикаторе в кабине экипажа не выражен в процентах

3) *частота вращения ротора турбокомпрессора:* абсолютная величина в процентах при индикации на шкале диапазоном 100 %, или величина номинальной частоты вращения ротора турбокомпрессора на максимально продолжительном режиме одного двигателя, если этот показатель на индикаторе в кабине летного экипажа не выражен в процентах;

4) *крутящий момент:* абсолютная величина в процентах при индикации на шкале диапазоном 100 %, или величина крутящего момент на максимально продолжительном режиме одного двигателя, если этот показатель на индикаторе в кабине летного экипажа не выражен в процентах;

5) *положение рычага продольного управления:* абсолютная величина, выраженная в процентах от полного хода;

6) *положение рычага поперечного управления:* абсолютная величина, выраженная в процентах от полного хода;

7) *положение рычага управления общим шагом:* абсолютная величина, выраженная в процентах от полного хода;

8) *положение органов управления по направлению*: абсолютная величина, выраженная в процентах от полного хода.

d) для параметров, не выражаемых в процентах и не указанных выше в п. 2.4 c) выше, допуск, выраженный только в процентах, во время испытаний будет истолковываться как процентная часть установленной исходной величины этого параметра, за исключением параметров, имеющих близкое к нулевому значение, в отношении которых минимальное абсолютное значение должно согласовываться с NAA.

e) в тех случаях, когда допуск указан и как процентная величина и как абсолютная величина, допуск в процентах истолковывается как процентная величина мгновенной исходной величины

этого параметра. Может использоваться наименее жесткий из допусков. Это относится ко всем параметрам, не перечисленным выше в п. 2.4 c);

f) для режимов, при которых конструкция системы органов управления полетом не подразумевает никаких различий в положениях шага лопасти воздушного винта для включенной и выключенной системы повышения устойчивости и управляемости, валидационные данные для случая, когда такая система выключена, не требуются. Должно представляться обоснование того, какие испытания не проведены.

2.5 *Проверка режима полета.* Для сравнения перечисленных параметров с соответствующими параметрами вертолета должно предоставляться достаточное количество данных для проверки правильности режима полета. Например, для демонстрации того, что при испытаниях на статическую устойчивость усилия на рычаги управления находятся в пределах ±0,222 даН (0,5 фунт-сила), следует представить также данные о действительных значениях воздушной скорости, мощности, тяги или крутящего момента и данные о конфигурации вертолета, высоте и других соответствующих параметрах. При сравнении характеристик реагирования за короткий период для установления их соответствия характеристикам вертолета может быть использован такой параметр, как нормальная перегрузка, и, кроме того, необходимо также представлять данные о воздушной скорости, высоте, усилиях на рычагах управления, конфигурации вертолета и т. д. Все значения воздушной скорости должны четко обозначаться как приборная воздушная скорость, индикаторная скорость и т. д., и для сравнения используются одинаковые единицы измерения.

2.6 *Определения режимов полета.* Режимы полета, указанные в таблице валидационных испытаний FSTD, испытание 1 (летно-технические характеристики) и испытание 2 (характеристики устойчивости и управляемости), (в некоторых других испытаниях), определяются следующим образом:

a) наземный – на земле;

b) отрыв – шасси выпущено, переход от режима на земле к режиму висения;

c) взлет – шасси выпущено, если применимо;

d) висение в зоне влияния земли (IGE) – шасси выпущено, если применимо;

e) висение вне зоны влияния земли (OGE) – шасси выпущено, если применимо;

f) висение – шасси убрано или выпущено, если применимо;

g) набор высоты/снижение – шасси убрано, если применимо, с нормальной скоростью набора высоты/снижения;

h) режим авторотации – шасси убрано или выпущено, если применимо, на скорости авторотации;

i) конфигурация с убранной механизацией – шасси убрано, если применимо;

j) крейсерский режим – конфигурация с убранной механизацией на высоте и воздушной скорости крейсерского полета;

k) заход на посадку – шасси убрано или выпущено, если применимо, на нормальной скорости захода на посадку;

l) посадка – шасси выпущено, если применимо, до режима висения в зоне влиянии земли;

m) касание – шасси выпущено (если применимо) из режима висения до контакта с землей.

2.7 *Относительный ветер (во время испытаний на земле, при взлете, посадке и в режиме висения).* Если относительный ветер присутствует в объективных данных (сила и направление), то должно быть четко указано, что это является частью представляемых в обычной терминологии данных, связанных с ВПП, используемой для испытания.

3. ИНФОРМАЦИЯ ДЛЯ ВАЛИДАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ

3.1 Зарезервировано

3.2 Динамические характеристики управления

3.2.1 *Общая информация.* Основное влияние на устойчивость и управляемость вертолета оказывают характеристики системы управления полетом. Важным фактором при оценке пилотом годности вертолета является ощущение усилий на рычагах управления. Значительные усилия затрачиваются на создание такой системы загрузки рычагов управления, которая позволяет пилотам комфортно управлять вертолетом и вызывает у них желание пилотировать такой вертолет. FSTD должно имитировать пилоту соответствующие ощущения по управлению в моделируемом полете, идентичные возникающим ощущениям на реальном вертолете. Для проверки соответствия этому требованию необходимо сравнить данные регистрации динамических характеристик ощущений на рычагах управления в FSTD с фактическими измерениями этих параметров на реальном вертолете во взлетной, крейсерской и посадочной конфигурациях.

3.2.1.1 Для оценки динамических характеристик электромеханических систем традиционно используется измерение и регистрация свободных ответных колебаний на импульсную или ступенчатую функцию. В любом случае, динамические характеристики можно только оценить, поскольку истинные входные сигналы и ответные колебания тоже только оцениваются. В связи с этим, крайне важно собрать максимально достоверные данные по загрузке рычагов управления на вертолете для обеспечения близкого соответствия имитируемой загрузке рычагов управления на FSTD. Требуемые испытания динамических характеристик системы управления указаны в п. 2.a. 5) таблицы валидационных испытаний FSTD.

3.2.1.2 Испытания по оценке динамических характеристик системы управления обычно проводятся путем подачи ступенчатого или импульсного входного сигнала для активизации системы и последующего измерения свободных ответных колебаний на рычагах управления. Процедуру следует выполнять во взлетной, крейсерской и посадочной конфигурациях и этих режимах полета.

3.2.1.3 Для вертолетов с необратимыми системами управления, такие измерения могут производиться на земле, если обеспечиваются соответствующие сигналы от приемников полного и статического давления для воспроизведения значений воздушных скоростей, характерных для реального полета. Аналогичным образом может быть продемонстрировано, что для некоторых вертолетов взлетная, крейсерская и посадочная конфигурации имеют одинаковое влияние на динамические характеристики системы управления. Следовательно, результатов испытаний в одной конфигурации может быть достаточно. Если используется один из этих двух подходов или оба сразу, то должна представляться инженерная оценка или заключение производителя вертолета в качестве обоснования для проведения наземных испытаний или для исключения конфигурации. FSTD, для которых необходимо проведение испытаний статических и динамических характеристик на рычагах управления, при первоначальной оценке и оценке после модернизации не потребуется использование специальных испытательных стендов, если в QTG будут приведены результаты проведенных на стенде испытаний и результаты применения альтернативного подхода, например,

компьютерные графики результатов испытаний, которые генерировались одновременно и демонстрируют достаточную согласованность. В этом случае, для удовлетворения требований этого испытания будет достаточно еще раз применить альтернативный метод во время первоначальной оценки.

3.2.2 *Оценка динамических характеристик управления.* Динамические характеристики систем управления часто определяются в виде частоты, коэффициента демпфирования и ряда других общепринятых измерений, которые можно найти в различных документах по системам управления. Для определения согласованных средств подтверждения результатов испытания устройств системы загрузки рычагов управления FSTD необходимы критерии, четко определяющие толкование измерений и применяемых допусков. Критерии требуются для систем с недостаточным демпфированием, критическим демпфированием и систем с избыточным демпфированием. Для систем с недостаточным демпфированием, классифицируемым как слабое демпфирование, характеристики системы могут быть выражены в количественных значениях частоты и демпфирования. В системах с критическим или избыточным демпфированием трудно измерить частоту и демпфирование на основе графика реакции по времени. Поэтому необходимо использовать измерения других параметров.

3.2.2.1 Испытания FSTD, выполняемые для подтверждения соответствия динамических характеристик системы загрузки рычагов управления вертолетным данным, должны показать, что циклы динамического демпфирования (свободные ответные колебания рычагов управления) согласуются с аналогичными на вертолете в пределах установленных допусков. Метод оценки реакции и применяемого допуска описан для случаев недостаточного и критического демпфирования:

a) *Характеристики системы с недостаточным демпфированием:* Требуется выполнить два измерения для периода, определяемого временем до первого пересечения нулевого уровня (при наличии ограничения по угловой скорости) и последующей частотой колебаний. В случае присутствия в реакции неравномерных периодов необходимо измерять период каждого колебания. При этом каждый период отдельно сравнивается с соответствующим периодом в системе управления вертолета, с применением соответствующего полного допуска для этого периода.

   Допуск на демпфирование должен применяться к перерегулированиям на индивидуальной основе. При малых значениях перерегулирования допуск следует применять осторожно, поскольку значимость таких перерегулирований становится сомнительной. Следует рассматривать только такие амплитуды, которые превышают более чем на 5 % общее начальное отклонение. Допуск на установившееся значение амплитуды колебаний, обозначенный на рис. B-1 $T(A_d)$, составляет ±5 % от амплитуды первоначального смещения A_d или ±0,5 % полного хода рычага управления (от упора до упора). Значимыми считаются только колебания за пределами допуска. Сравнение данных FSTD с данными вертолета следует начинать с наложения или совмещения значений перемещения FSTD и вертолета, а затем сравнить амплитуды максимальных значений колебаний, время до первого пересечения нулевого уровня и отдельные периоды колебаний. Число значимых перерегулирований, полученных на FSTD и вертолете, должно совпадать с точностью до одного. Методика проведения оценки реакции показана на рис. B-1.

b) *Характеристики системы с критическим и избыточным демпфированием.* В связи с особенностями реакции с критическим и избыточным демпфированием (без перерегулирования) значение интервала времени от 90% первоначального смещения до 10 % установившегося состояния (нейтрального положения) должно соответствовать такому же значению для вертолета в пределах ±10 % или ±0,05 с. Методика проведения оценки реакции показана на рис. B-2.

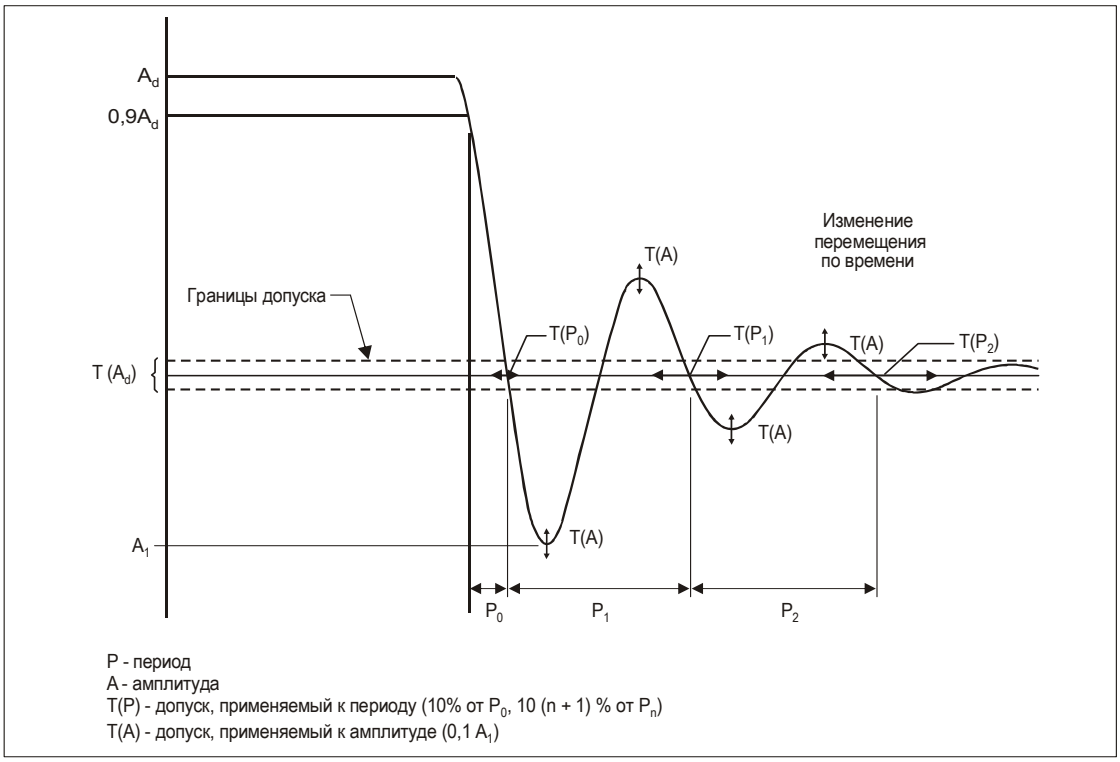


Рис. B-1. Характеристика переходного процесса с недостаточным демпфированием

c) *Особенности*. Системы управления, характеристики которых отличаются от традиционных систем реакции при избыточном или недостаточном демпфировании, должны соответствовать установленным допускам. Кроме того, особое внимание следует уделять сохранению важных тенденций.

3.2.2.2 *Допуски*. В приведенной ниже таблице указаны допуски (T) для систем с недостаточным демпфированием. На рис. B-1 показаны исходные измерения.

$T(P_0)$ ±10 % от P_0 или ±0,05 с
$T(P_1)$ ±20 % от P_1 или ±0,05 с
$T(P_2)$ ±30 % от P_2 или ±0,05 с
$T(P_n)$ ±10*(n+1) % от P_n или ±0,05 с
$T(A_n)$ ±10 % от A_{max}, где A_{max} – самая большая амплитуда или ±0,5 % от полного хода рычага управления (от упора до упора).
$T(A_d)$ ±5 % от A_d – остаточная полоса или ±0,5 % от максимального хода рычага управления – остаточная полоса
±1 значительных выходов за допуск (минимум 1 значительный выход)
Установившееся состояние в пределах остаточной полосы.

Примечание 1. Допуски на период или амплитуду не применяются после последнего значимого перерегулирования.

Примечание 2. Колебания в пределах допуска не считаются значимыми и допуски к ним не применяются.

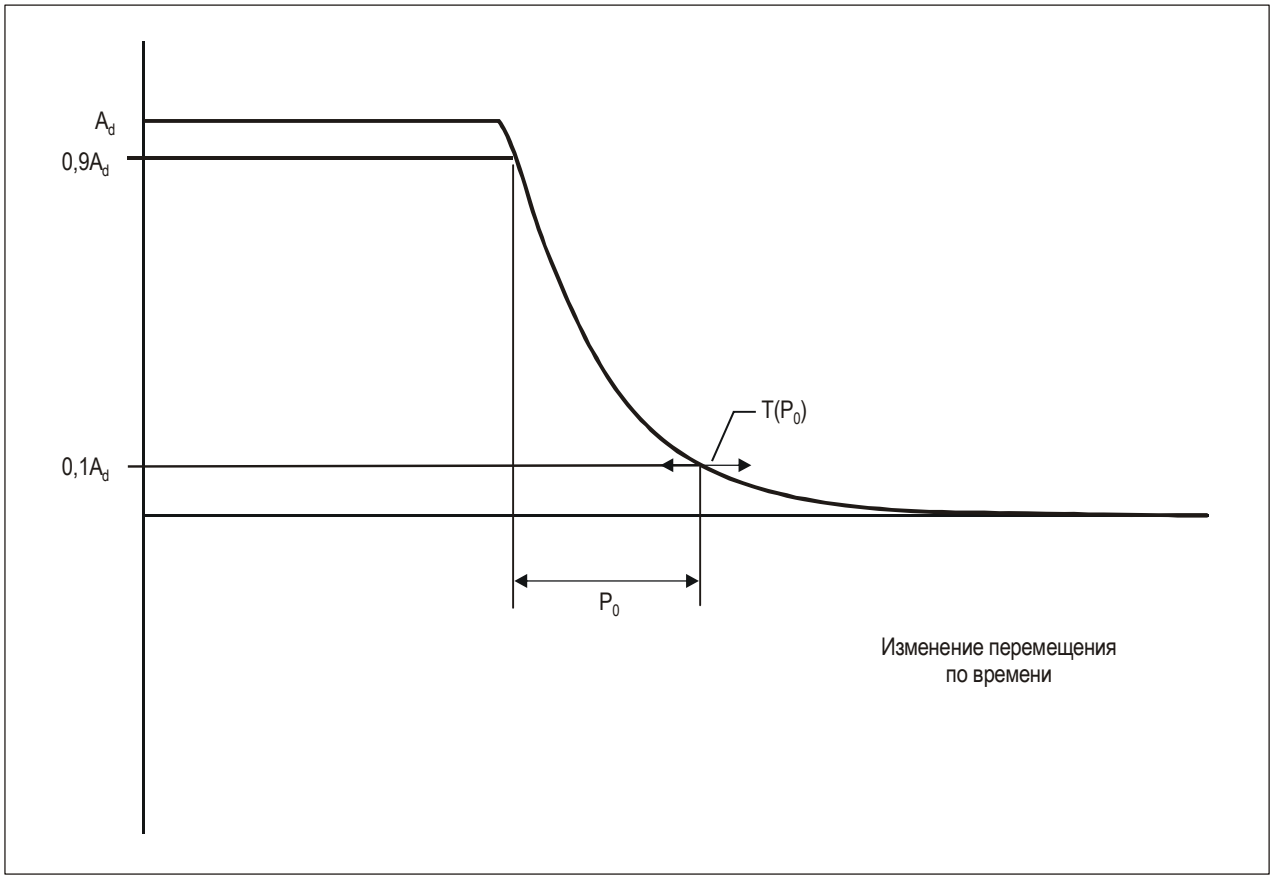


Рис. B-2. Характеристика переходного процесса с критическим демпфированием

Следующий допуск применяется только к системам с избыточным и критическим демпфированием. На рис. B-2 показаны исходные измерения.

$T(P_0)$ ±10 % от P_0 или ±0,05 с.

3.2.3 *Альтернативный метод оценки динамических характеристик необратимых систем управления*. Один из производителей вертолетов предложил (и его предложение было принято NAA) альтернативный метод решения вопросов, связанных с динамическими характеристиками систем управления. Этот метод применяется для вертолетов с гидравлической системой органов управления полетом и системами искусственной загрузки рычагов управления. Метод оценки системы основан на измерении усилий на рычагах управления и скорости их перемещения, а не на измерении свободных ответных колебаний.

3.2.3.1 Эти испытания должны выполняться для типовых режимов, а именно руление, взлет, крейсерский полет и посадка. Относительно каждой оси (по тангажу, крену и рысканию) к рычагу управления прикладывается усилие для его перемещения в максимальные крайние положения при соблюдении следующих обязательных условий:

a) *Статическое испытание*. Медленно перемещать рычаг управления до полного отклонения таким образом, чтобы это выполнялось приблизительно за 100 с. Полное отклонение определяется как перемещение рычага управления из нейтрального положения до упора,

обычно до заднего или правого упора, затем до противоположного упора, после чего рычаг возвращается в нейтральное положение;

b) *Медленное динамическое испытание*. Полное отклонение выполняется приблизительно за 10 с;

c) *Быстрое динамическое испытание*. Полное отклонение выполняется приблизительно за 4 с.

Примечание. Динамические перемещения могут быть ограничены усилиями, не превышающими 44,5 даН (100 фунт-сила) или когда они ограничены системой управления вертолетом.

3.2.3.2 *Допуски*:

a) Статистическое испытание. См. пп. 2.a.1, 2.a.2 и 2.a.3 в таблице валидационных испытаний FSTD.

b) Динамическое испытание. Допуск составляет ±0,9 даН (2 фунт-сила) или ±10 % от динамического приращения, превышающего величину статического испытания.

3.2.3.3 Полномочные органы обычно не возражают против применения таких альтернативных методов, как метод, описанный в п. 3.2.3. Однако применение альтернативных методов должно обосновываться. Например, описанный здесь метод испытаний может быть применен не ко всем разработанным системам загрузки и, конечно, не к вертолетам с обратимыми системами управления. Следовательно, каждый конкретный случай должен рассматриваться индивидуально. Если NAA определила, что альтернативные методы не приведут к удовлетворительным результатам, то должны использоваться общепринятые методы испытаний.

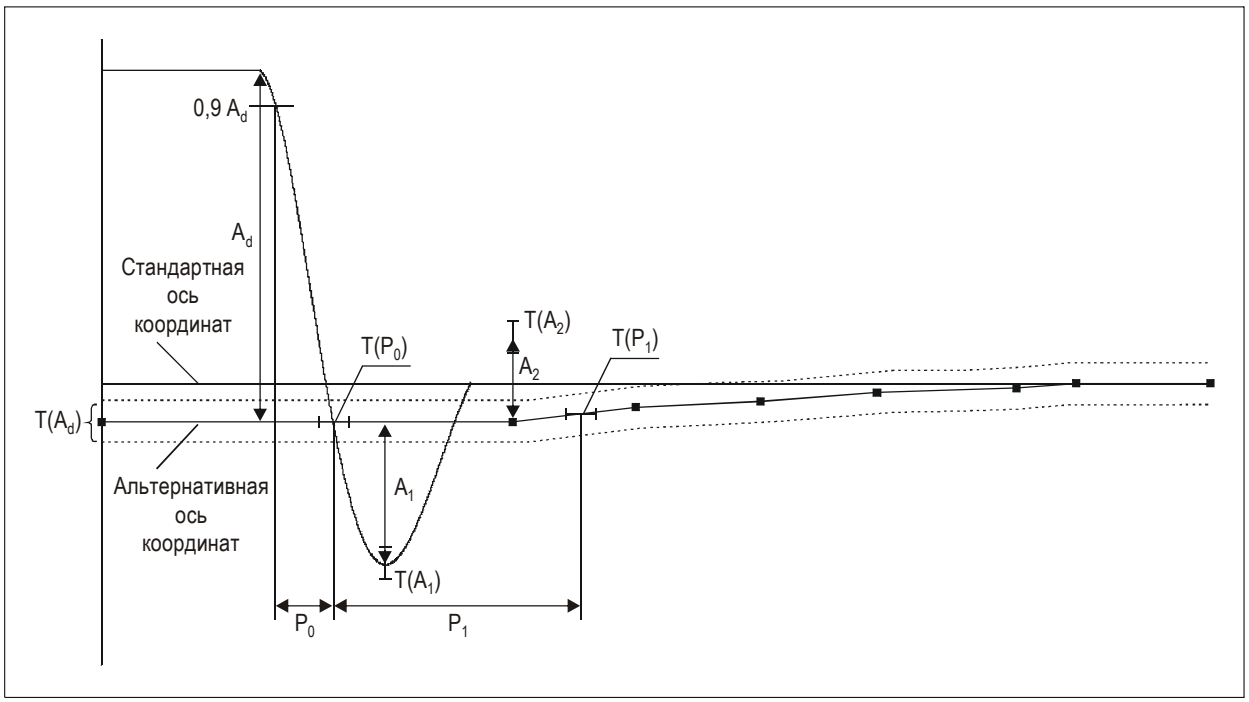


Рис. B-3. Допуски, применяемые с использованием альтернативной линии отсчета

3.2.4 *Альтернативный метод оценки динамических характеристик рычагов управления с нетипичной реакцией*. Динамические реакции нетипичного характера, часто наблюдаемые в обратимых системах управления, можно оценивать с использованием более подходящей в таких случаях альтернативной линии отсчета. Альтернативная линия отсчета основывается на самой динамической реакции и характеризуется стремлением к более точному приближению к истинному исходному положению рычага управления на протяжении всего процесса ступенчатой реакции. Подробное пояснение по вычислению альтернативной линии отсчета приведено в дополнении N к настоящей части. Окончательный результат, а также методика применения допусков с использованием новой базы отсчета показаны на рис. B-3.

3.2.5 Динамическая реакция на отклонение рычагов управления считается нетипичной, если не проявляются свойства классической системы второго порядка. Для систем с недостаточным демпфированием характерные признаки этого следующие: постоянный период, убывающее перерегулирование (каждое последующее перерегулирование всегда меньше, чем предыдущее) и фиксированное установившееся состояние. В системах с избыточным демпфированием на рычагах управления демонстрируется постепенное экспоненциальное затухание от первоначального смещения в направлении фиксированного установившегося состояния.

3.3 Влияние земли

FSTD, используемое для отрыва и касания, должно точно воспроизводить изменения аэродинамических характеристик, происходящие в условиях влияния земли. Для оценки эффекта влияния земли не проводиться специальных испытаний, поскольку считается, что его можно в полной мере оценить при проведении испытаний руления по воздуху, если применимо, и более конкретно при испытаниях перехода от отрыва к висению, характеристик висения и характеристик управляемости при низкой скорости. Параметры, выбранные для валидации FSTD, должны быть характерными для таких изменений. Основные параметры валидационных испытаний характеристик в условиях влияния земли включают следующее:

a) положения рычагов продольного, поперечного управления, органов путевого управления и рычага общего шага;

b) крутящий момент, требующийся для поддержания высоты;

c) относительную высоту;

d) воздушную скорость;

e) положение по тангажу;

f) положение по крену.

3.4 Валидационные данные инженерного моделирования

3.4.1 Если модель имитации полета, полностью прошедшая валидационные летные испытания, модифицируется вследствие изменений, внесенных в конфигурацию имитируемого вертолета, то сертифицированный изготовитель вертолетов по предварительному согласованию с NAA должен:

a) представить валидационные данные, полученные с помощью проверенного инженерного тренажера/модели, для выборочного дополнения данных летных испытаний. Эта процедура касается изменений, которые по своему характеру являются поэтапными, и при этом легко понятными и точно определенными;

b) подготовить новый пакет данных используя валидационные данные инженерного тренажера и соблюдая только самые последние требования к проведению испытаний.

После согласования с NAA соответствующих валидационных данных, полученных от утвержденного поставщика данных, эксплуатант может утвердить использование испытаний и соответствующих допусков, описанных в действующих квалификационных стандартах, для продления квалификационного уровня FSTD, ранее прошедшего квалификационную оценку. Результаты и допуски таких новых испытаний должны стать постоянной частью MQTG.

3.4.2 Изготовители вертолетов или другие утвержденные поставщики данных, желающие получить право на предоставление валидационных данных инженерных тренажеров, должны:

a) предоставить подтвержденные сведения об успешной разработке пакетов таких данных;

b) продемонстрировать высококачественные методы прогнозирования путем сравнения прогнозируемых данных с данными, подтвержденными в ходе летных испытаний;

c) иметь инженерный тренажер, в котором:

1) обеспечивается комплексное использование имитаторов;

2) применяются те же модели, что и в организациях, занимающихся обучением (используются также для выпуска документов независимого подтверждения соответствия и контрольной проверки); и

3) который используется для обеспечения разработки и сертификации вертолетов;

d) обеспечивать использование инженерного моделирования для создания типового набора интегрированных доказательств соответствия;

e) иметь приемлемую систему контроля конфигурации инженерного тренажера и всех других соответствующих средств инженерного моделирования.

3.4.3 Изготовители вертолетов, желающие воспользоваться этой дополнительной возможностью, должны в кратчайший срок обратиться в соответствующую NAA.

3.4.4 При первом обращении с такой просьбой каждый заявитель должен, согласно рекомендациям, перечисленным в настоящем добавлении и дополнении B к данной части руководства, продемонстрировать свое соответствие требованиям NAA.

3.5 Система подвижности

3.5.1 *Общие положения*

3.5.1.1 Для регулирования состояния вертолета пилоты непрерывно используют информационные сигналы. С учетом приборной и внешней визуальной информацией определяющее значение для управления пилотом динамикой вертолета, особенно при наличии внешних возмущений, имеет общая ответная реакция в виде движения всего планера вертолета. Следовательно, система подвижности тренажера должна соответствовать объективным критериям летно-технических характеристик, а также должна обеспечиваться возможность ее настройки на воспроизведение акселерационной информации в месте расположения кресла пилота, чтобы воспроизводились линейные и угловые ускорения вертолета, субъективно ощущаемые пилотом

при выполнении предписанного минимального набора маневров и внешних условий. Кроме того, реакция системы воспроизведения акселерационных воздействий должна быть повторяемой.

3.5.1.2 Объективные валидационные испытания, описание которых приведено в настоящем добавлении, предназначены для квалификационной оценки системы подвижности FSTD как с точки зрения технических характеристик, так и в плане точности воспроизведения ощущений движения.

3.5.2 *Испытания системы подвижности*. Целью испытаний, перечисленных в таблице валидационных испытаний FSTD, а именно: 3.a – частотные характеристики и 3.b – проверки обратного движения системы подвижности, является демонстрация функционирования аппаратного оборудования системы подвижности и проверка целостности настройки в отношении калибровки и износа. Данные испытаний не зависят от программного обеспечения системы подвижности и должны рассматриваться как робототехнические испытания.

3.5.3 *Частотные характеристики.* Испытание должно продемонстрировать частотные характеристики системы подвижности.

3.5.4 *Проверка обратного движения системы подвижности.* Испытание должно продемонстрировать плавное обратное движение (изменение направления движения на противоположное) системы подвижности, как указано заявителем на проведение квалификационной оценки FSTD.

3.5.5 *Стабильность системы подвижности*. Это испытание проводится с целью подтвердить, что с течением времени качество программного и аппаратного обеспечения системы подвижности не изменилось и не ухудшилось. Испытание позволяет более точно определить те изменения, которые отрицательно повлияли на уровень важного для тренировок пилотов воспроизведения акселерационных воздействий, который был сертифицирован во время первоначальной квалификационной оценки. Ниже приведено описание методики, которая должна применяться для проведения этого испытания:

a) Условия испытаний:

   1) одно испытание на земле – определяет эксплуатант;

   2) одно испытание в полете – определяет эксплуатант.

b) Входной сигнал. Для обеспечения адекватного анализа выходных сигналов входные сигналы ускорения вращения/угловой скорости и линейного ускорения должны вводиться с минимальной амплитудой 5°/с^2, 10°/с и 0,3g, соответственно, до пересчета их значений от центра тяжести вертолета к точке расположения пилота.

c) Рекомендуемый выходной сигнал:

   1) фактические линейные ускорения платформы; выходной сигнал должен включать ускорения, возникающие за счет ускорения линейного движения и вращения;

   2) положение приводов системы подвижности.

При обеспечении одинакового входного сигнала результаты испытаний должны быть стабильны в пределах ±0,05g реального линейного ускорения платформы по каждой оси.

3.5.6 *Испытания по оценке адекватности воспроизведения акселерационных эффектов*

3.5.6.1 Объективное испытание акселерационных воздействий по частоте

3.5.6.1.1 Исходная информация. В дополнении F к данной части приведено полное описание объективного испытания акселерационных воздействий по частоте. В данном испытании определяются количественные характеристики реакции системы воспроизведения акселерационных воздействий от выходного сигнала имитатора динамики полета до реакции подвижной платформы. Другие испытания системы подвижности, такие как определение реакции системы подвижности в зависимости от частоты входного сигнала, сосредоточены только на механических характеристиках аппаратного оборудования системы подвижности. Цель этого испытания состоит в том, чтобы подготовить записи о количественных характеристиках реакции всей системы подвижности в зависимости от частоты входного сигнала в виде передаточных соотношений для характерных степеней свободы в определенном диапазоне частот. Диапазон должен быть характерным для диапазона режимов ручного управления для конкретного типа вертолета и FSTD, который определен на время квалификационных испытаний. Измерения в данных испытаниях должны включать комбинированное влияние алгоритма акселерационных воздействий, динамические характеристики платформы системы подвижности и транспортную задержку, связанные с воспроизведением акселерационных воздействий и системы управления. В перечень измерений следует включать характерные частотные характеристики, определяющие способность FSTD воспроизводить поступательное и вращательное движение вертолета, а также перекрестные зависимости. При моделировании продольного ускорения FSTD также мгновенно ускоряется вперед в продольном направлении, воспроизводя начальное воздействие. Это является прямой передаточной зависимостью. Одновременно с этим носовая часть тренажера поднимается вверх вследствие использования низкочастотного фильтра для создания устойчивой характерной силы. Наклон, создаваемый устойчивой характерной нагрузкой, и угловые скорости и ускорения, появляющиеся с ее возникновением, являются взаимосвязанными. Характерная сила необходима для восприятия устойчивой характерной перегрузки на вертолете, в то время как угловые скорости и ускорения не возникают на вертолете и должны быть минимизированы.

3.5.6.1.2 Перечень испытаний. При проведении таких испытаний требуется измерять частотные характеристики системы воспроизведения акселерационных воздействий. Перед вычислением акселерационных воздействий вводятся задающие синусоидальные сигналы, соответствующие местоположению пилота в кабине. Регистрируются реакция платформы системы подвижности по соответствующей степени свободы (прямые передаточные зависимости), а также движения, возникающие в результате перекрестных взаимосвязей. Они представлены в таблице B-1. Эти испытания являются важными для проверки ощущений движения пилотом и являются общими испытаниями, проводимыми для всех типов вертолетов. Эти испытания могут проводиться в любое время, которое сочтет приемлемым NAA, до и/или во время квалификационной оценки.

Таблица B-1. Матрица проведения испытаний передаточных зависимостей в системе подвижности

	Ответная реакция FSTD					
Входной сигнал ВС	Тангаж	Крен	Рыскание	Продольное движение	Поперечное движение	Движение по вертикали
Тангаж	1			2		
Крен		3			4	
Рыскание			5			
Продольное движение	7			6		
Поперечное движение		9			8	
Движение по вертикали						10

Ниже поясняются зависимости для каждого отдельного испытания, указанного в таблице B-1:

1) Реакция FSTD по тангажу на входной сигнал тангажа вертолета;

2) Реакция FSTD по горизонтальному перемещению в продольном направлении на входной сигнал тангажа вертолета;

3) Реакция FSTD по крену на входной сигнал крена вертолета;

4) Реакция FSTD по горизонтальному перемещению в поперечном направлении на входной сигнал крена вертолета;

5) Реакция FSTD по рысканию на сигнал рыскания вертолета;

6) Реакция FSTD в продольном поступательном движении на входной сигнал продольного перемещения вертолета;

7) Реакция FSTD по угловой скорости и угловому ускорению тангажа на входной сигнал продольного поступательного перемещения вертолета;

8) Реакция FSTD в поперечном поступательном движении на входной сигнал поперечного поступательного перемещения вертолета;

9) Реакция FSTD по скорости крена и угловому ускорению тангажа на входной сигнал поперечного поступательного перемещения вертолета;

10) Реакция FSTD в вертикальном направлении на входной сигнал вертикального перемещения вертолета.

Испытания 1, 3, 5, 6, 8 и 10 демонстрируют прямые передаточные зависимости, а испытания 2, 4, 7 и 9 – перекрестные зависимости.

3.5.6.1.3 Частоты. Испытания должны проводиться путем подачи в точке выходного сигнала имитатора динамики полета синусоидальных входных сигналов с дискретными частотами, преобразованных с учетом местоположения пилота, непосредственно перед расчетами формирования акселерационных воздействий и измерения реакции платформы FSTD. Значения частот для этих испытаний приведены в таблице B-2. Взаимосвязь между частотой и соответствующим модулем и фазой определяет передаточную функцию системы. Во время испытания должны проводиться измерения для каждой степени свободы на 12 указанных частотах.

Таблица B-2. Рекомендуемые частоты входных сигналов испытания и необходимые измерения выходных сигналов (модуль и фаза) для каждого испытания, указанного в таблице B-1.

Номер частотного сигнала	*Частота [рад/с]*	*Частота [Гц]*	*Модуль [безразмерный]*	*Фаза [°]*
1	0,100	0,0159		
2	0,158	0,0251		
3	0,251	0,0399		
4	0,398	0,0633		

Номер частотного сигнала	*Частота [рад/с]*	*Частота [Гц]*	*Модуль [безразмерный]*	*Фаза [°]*
5	0,631	0,1004		
6	1,000	0,1591		
7	1,585	0,251		
8	2,512	0,399		
9	3,981	0,633		
10	6,310	1,004		
11	10,000	1,591		
12	15,849	2,515		

3.5.6.1.4 Амплитуды входных сигналов. Испытания, проводимые в данном случае в отношении системы формирования акселерационных воздействий, предназначены для квалификационной оценки ее реакции на обычные входные сигналы управления при маневрировании (т. е. при отсутствии резких или чрезмерно сильных входных сигналов управления). Необходимо приводить систему в действие таким образом, чтобы ответная реакция измерялась с высоким отношением сигнала к помехам, и чтобы чрезмерно не задействовались возможные нелинейные элементы в системе формирования акселерационных воздействий. Амплитуды синусоидальных входных сигналов определены в таблицах В-3 и В-4.

3.5.6.1.5 Регистрация данных. Измеряемые параметры каждого из испытаний, определенных в таблице В-1, должны включать модуль и фазу, указанные в таблице В-2. Модуль обозначает абсолютное значение коэффициента амплитуды, равного отношению выходного сигнала к входному сигналу, выраженному в безразмерных величинах. Фаза характеризует запаздывание по частоте между выходным и входным сигналами и выражается в градусах.

Таблица В-3. Амплитуда линейных ускорений входного сигнала

Номер частотного сигнала	*Частота [рад/с]*	*Частота [Гц]*	*Амплитуда ускорения [м/с^2]*
1	0,100	0,0159	1,00
2	0,158	0,0251	1,00
3	0,251	0,0399	1,00
4	0,398	0,0633	1,00
5	0,631	0,1004	1,00
6	1,000	0,1591	1,00
7	1,585	0,251	1,00
8	2,512	0,399	1,00
9	3,981	0,633	1,00
10	6,310	1,004	1,00

Номер частотного сигнала	*Частота [рад/с]*	*Частота [Гц]*	*Амплитуда ускорения [м/с^2]*
11	10,000	1,591	1,00
12	15,849	2,515	1,00

Таблица B-4. Амплитуды входных сигналов вращения, ограниченные угловым положением, угловой скоростью или угловым ускорением

Номер частотного сигнала	*Частота [рад/с]*	*Частота [Гц]*	*Амплитуда углового положения [°]*	*Амплитуда угловой скорости [°/с]*	*Амплитуда углового ускорения [°/с^2]*
1	0,100	0,0159	6,000	0,600	0,060
2	0,158	0,0251	6,000	0,948	0,150
3	0,251	0,0399	3,984	1,000	0,251
4	0,398	0,0633	2,513	1,000	0,398
5	0,631	0,1004	1,585	1,000	0,631
6	1,000	0,1591	1,000	1,000	1,000
7	1,585	0,251	0,631	1,000	1,585
8	2,512	0,399	0,398	1,000	2,512
9	3,981	0,633	0,251	1,000	3,981
10	6,310	1,004	0,158	1,000	6,310
11	10,000	1,591	0,100	1,000	10,000
12	15,849	2,515	0,040	0,631	10,000

3.5.6.1.6 Система координат. Измерения реакции FSTD должны преобразовываться в расчетные измерения в системе координат пилота. Она определяется как виртуально прикрепляемая к FSTD в плоскости симметрии кабины точка на высоте приблизительно 35 см ниже уровня глаз пилота. Ось X направлена вперед, а ось Z – вниз.

3.5.6.1.7 Характеристики вертолета. Испытания должны проводиться в конфигурации FSTD, представляющей алгоритм управления перемещениями платформы во время выполнения полета в определенном режиме. Если параметры алгоритма управления перемещениями платформы отличаются в наземном режиме (например, при рулении или разбеге при взлете), испытания необходимо повторить для этой конфигурации.

3.5.6.1.8 Представление результатов. Измеренные модуль и фаза должны указываться для приведенных в таблице B-2 частот, а также для каждой из передаточных зависимостей, приведенных в таблице B-1. Результаты для каждого компонента также должны указываться в матрице проведения испытаний в таблице B-1, для модуля в диапазоне от 0,0 до 1,0 по горизонтальной оси, а для абсолютной величины фазы – от 0 до 180 по вертикальной оси.

3.5.6.1.9 Допуски. Допуски, связанные с этим испытанием, будут введены в действие с помощью механизма Международного комитета по сертификации FSTD (ICFQ) (см. добавление D к настоящей части руководства).

3.5.6.2 Критерий временной области.

3.5.6.2.1 Исходная информация. *Подлежит определению.*

3.5.6.2.2 Перечень испытаний. *Подлежит определению.*

3.5.6.2.3 Приоритетность. *Подлежит определению.*

3.5.6.2.4 Регистрация данных. *Подлежит определению.*

3.5.7 *Вибрации*

3.5.7.1 Представление результатов. Характерные вибрации при движении являются средством проверки того, что FSTD может воспроизводить частотные характеристики вертолета при выполнении полета в определенных условиях. Результаты испытаний должны представляться в виде графика *спектральной плотности мощности (СПМ),* где частоты показаны на горизонтальной оси, а амплитуда – на вертикальной. Данные вертолета и FSTD должны представляться в одном формате и масштабе для диапазона частот, как правило, от 3 Гц до 50 Гц. Алгоритмы, используемые для генерирования данных FSTD, должны быть такими же, как и для данных вертолета. Если они не одинаковые, то алгоритмы, используемые для данных FSTD, следует проверять на достаточное соответствие. Как минимум, должны представляться данные о результатах уровней вибрации по основным осям вертолета и обоснование, почему не представляются данные по другим осям.

3.5.7.2 Объяснение результатов. В ходе внимательного рассмотрения преобладающих частот необходимо проанализировать общую тенденцию графика СПМ. Следует меньше уделять внимания различиям между частями графика с высокой частотой и низкой амплитудой. При анализе следует учитывать, что в некоторых структурных компонентах FSTD используются резонансные частоты, которые фильтруются и по этой причине могут отсутствовать на графике СПМ. Если такая фильтрация необходима, то полоса пропускания фильтра должна ограничиваться 1 Гц, чтобы исключить ее отрицательное влияние на ощущение тряски. Кроме этого, следует представлять доказательства того, что фильтрация не оказывает отрицательного влияния на характерную вибрацию. Амплитуда должна соответствовать данным вертолета согласно представленному описанию. Однако если по каким-либо субъективным причинам график СПМ был изменен, то должно предоставляться обоснование внесенных изменений. Если график представлен в логарифмической шкале, то могут возникнуть трудности при объяснении амплитуды вибрации с точки зрения ускорения. 1×10^{-3} $(g_{скв})^2$/Гц будет характеризовать сильную тряску. С другой стороны бафтинг $1 \times 10^{-6}(g_{скв})^2$/Гц практически не воспринимается, но может характеризовать тряску закрылков на малой скорости. Два приведенных примера отличаются по величине на 1000. На графике СПМ это представляет три разряда (один разряд – изменение порядка величины 10; два разряда – изменение порядка величины 100 и т. д.).

3.6 Системы визуализации

3.6.1 *Общие положения*. Испытания систем визуализации должны проводиться в соответствии с п. 4 таблицы валидационных испытаний FSTD. Испытания проводятся из точки, соответствующей положению глаз пилота(ов), управляющего(их) вертолетом.

3.6.2 *Видимый участок земли.* См. испытание 4.d.

a) Для оценки выбираются относительная высота и дальность видимости на ВПП (RVR) для создания визуальной картины, позволяющей без затруднений оценить точность воспроизведения воздействий (калибровка RVR), и по которой можно легко определить точность пространственного положения моделируемого вертолета (осевую линию и наклон глиссады), используя огни подхода/огни ВПП и приборное оборудование кабины пилотов.

b) В QTG должен указываться источник данных, т. е. опубликованная высота принятия решения, используемые аэропорт и ВПП, расположение глиссадной антенны системы посадки по приборам (ILS) (в аэропорту и на вертолете), исходная точка положения глаз пилота, угол отсечки кабины экипажа и т. д., которые используются для точных расчетов содержания картины видимого участка земли (VGS) (см. рис. B-4).

c) Рекомендуется автоматический вывод моделируемого вертолета в заданную точку согласно схеме посадки по приборам. После выполнения такого вывода следует проявлять особую тщательность, чтобы пространственное положение и угол тангажа вертолета были правильными. Выполнение захода на посадку в ручном режиме или на автопилоте также должно давать приемлемые результаты.

3.6.3 *Геометрические параметры изображений*

Геометрические параметры окончательного изображения, представляемого каждому пилоту, должны отвечать установленным критериям. Это предполагает, что отдельные оптические компоненты прошли проверку и продемонстрировали достаточно адекватные характеристики, чтобы обеспечить требуемый конечный результат.

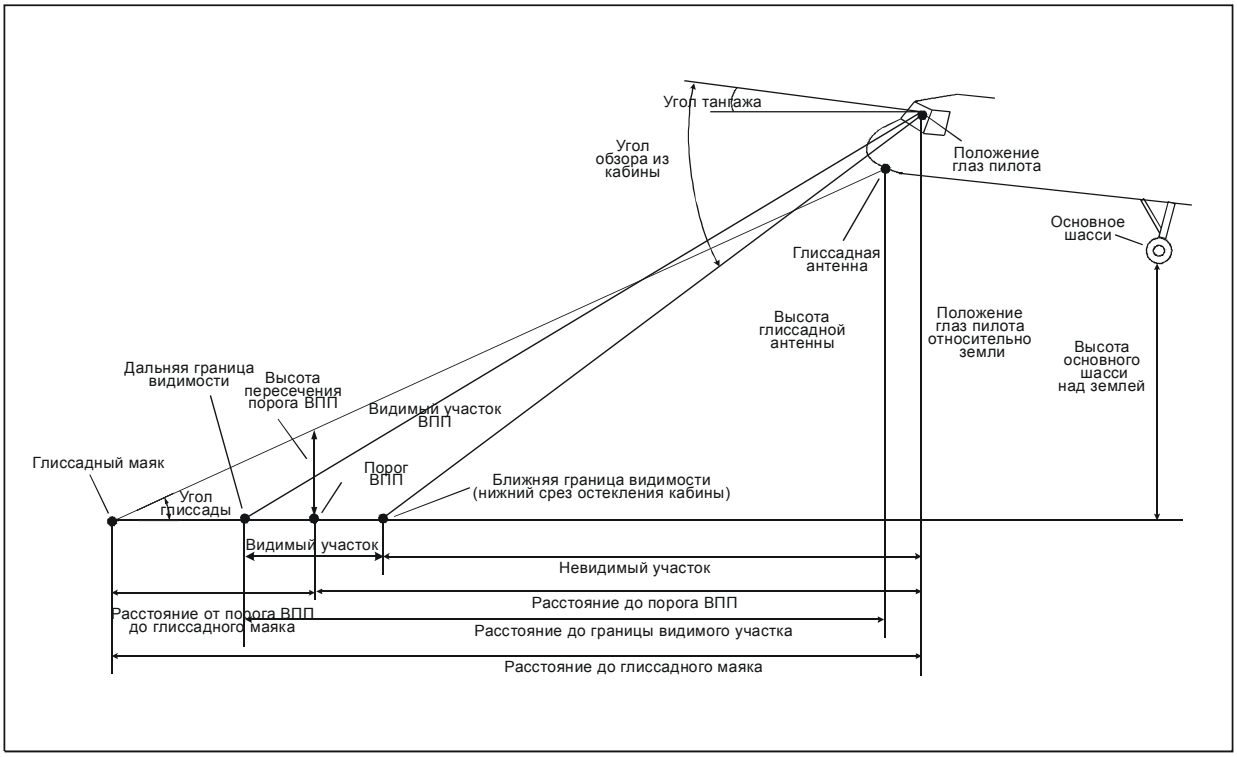


Рис. B-4. Расчеты содержания видимого участка земли

3.6.3.1 Положение изображения. См. испытание 4.a.2.a.1.

При проведении измерений из точки положения глаз первого и второго пилотов, центр изображения должен располагаться между 0° и 2° по горизонтали и в пределах ±0,25° по вертикали для коллимированного дисплея и 0° и 10° по горизонтали и в пределах ±0,25° по вертикали для дисплея прямой проекции относительно осевой линии вертолета с учетом расчетного вертикального смещения.

Разница измерений из положения между точками расположения глаз по горизонту не должна превышать 1°.

Примечание. Допуски основываются на расстоянии между глазами первого и второго пилотов до ±63,5 см (±25 дюймов). В случае превышения указанного расстояния должно предоставляться объяснение о необходимости дополнительного допуска. В случае использования для этих проверок неколлимированных систем изображение размещается на осевой линии вертолета.

3.6.3.2 Абсолютные геометрические параметры изображения. См. испытание 4.a.2.a.2.

Абсолютные геометрические параметры любой точки изображения не должны отличаться более чем на 3° от теоретического положения, когда оно выровнено с точкой положения глаз пилота, испытания которого проводятся. Этот допуск относится к центральному участку с углами обзора 180° на 60°. Для углов обзора большего размера за пределами этой зоны не должно быть отвлекающих разрывов в изображении.

3.6.3.3 Относительные геометрические параметры изображения. См. испытание 4.a.2.a.3.

Проверка относительных геометрических параметров проводится с целью продемонстрировать отсутствие значительных изменений размера в представляемом изображении на малых углах обзора. При высокой степени детализации изображения системы визуализации человеческий глаз очень восприимчив к изменениям геометрических размеров. При значительном увеличении изображения на небольшой площади картины может возникнуть эффект "скольжения" изображения при его передвижении по дисплею.

В случае использования коллимированных систем, типичная система зеркал на основе конфигурации Майлара обычно создает форму "ванны", которая может вызывать увеличения или эффекты "наплыва" в нижней и верхней части изображения. Эти эффекты могут особенно отвлекать внимание в нижней половине изображения при воспроизведении визуальной обстановки на заключительном этапе захода на посадку и этапа висения и поэтому должны быть минимизированы. Существующие технологии еще не позволяют изготовлять зеркала идеальной сферической формы, и поэтому применяемые допуски предназначены для ограничения действия этих эффектов до приемлемого уровня.

Поле обзора (FOV) разделено на 3 зоны для установления допусков при испытании относительных геометрических параметров изображения, что показано на рис. B-5.

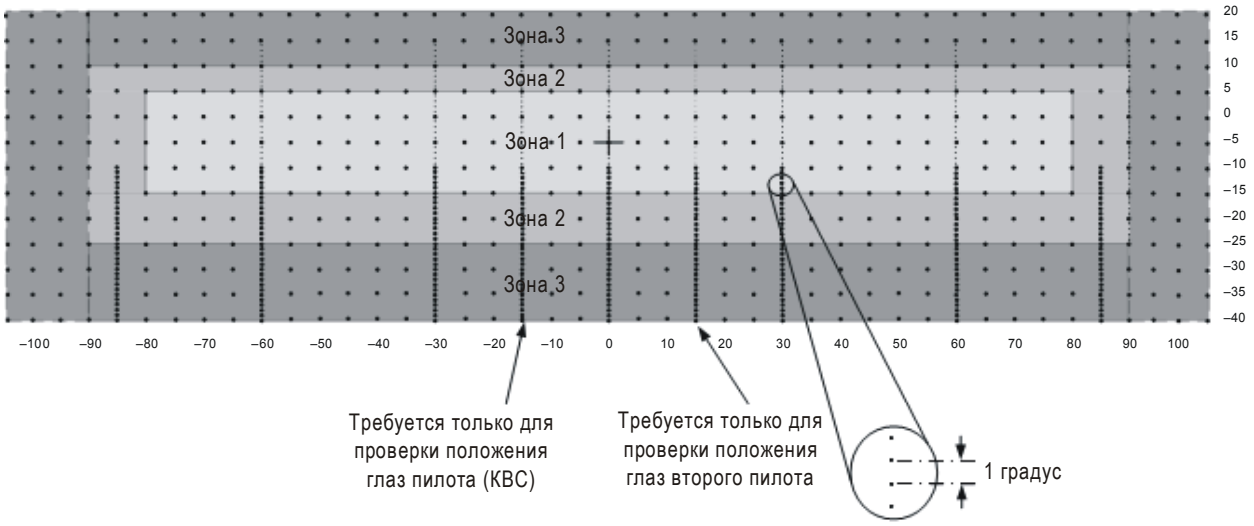


Рис. B-5. Схема испытаний относительных геометрических параметров с указанием зон

Три зоны на рис. B-5 определены следующим образом:

a) зона 1 охватывает участок от +5° до -15° по вертикали и ±80° по горизонтали;

b) зона 2 охватывает участок от +10° до -25° по вертикали и ±90° по горизонтали, исключая площадь, охватываемую зоной 1;

c) зона 3 охватывает участок от +20° до -40° по вертикали и ±105° по горизонтали, исключая площадь, охватываемую зонами 1 и 2.

Испытание относительных геометрических параметров должно проводиться следующим образом:

a) Из точки положения глаз пилота измерить расположение каждой из видимых точек, размещенных с шагом 5° на вертикальных и горизонтальных линиях. На азимутах -15°, 0°, +30°, +60° и +85° следует измерить через 1° положение всех видимых точек, начиная с -10° до самой низкой видимой точки;

b) Из точки положения глаз второго пилота измерить расположение каждой из видимых точек, размещенных с шагом 5° на вертикальных и горизонтальных линиях. На азимутах -85°, -60°, -30°, 0° и +15° следует измерить через 1° положение всех видимых точек, начиная с -10° и до самой низкой видимой точки;

c) Относительное расстояние между точками не должно превышать следующих допусков при сравнении интервалов между двумя соседними парами точек:

   Зона 1 < 0,075 град/град;
   Зона 2 < 0,15 град/град;
   Зона 3 < 0,2 град/град.

d) При измерениях с интервалами в 5° допуски следует умножать на 5, например, один интервал 5° не должен превышать (5*0,075) = 0,375° больше или меньше чем соседний интервал в зоне 1;

e) Для полей обзора большего размера за пределами зоны, представленной на рис. B-5, не должно быть отвлекающих внимание разрывов в изображении.

При проведении периодических испытаний рекомендуется использовать оптическое устройство контроля. Это устройство обычно представляет собой портативный тестер с предельным калибром для проверки сохранения относительного расположения изображения.

3.6.4 *Степень контрастности спекл-структуры*

Как правило, спекл связан с проекторами, в которых используются источник света с определенным уровнем когерентности, например, лазеры, и измеряется в тех случаях, когда эффекты могут быть отвлекающими в окончательном изображении. В процессе описываемого в приведенных ниже пунктах объективного измерения степени контрастности спекл-структуры анализируется зернистая структура спекла, и при этом особое внимание уделяется изменению яркости, вносимой самим спеклом. Контрастность спекл-структуры довольно часто измеряется во многих применениях. Следует отметить, что в контрастности спекл-структуры не учитывается размер зерен, т. е. пространственная длина волны спекл-структуры.

3.6.4.1 *Определение степени контрастности спекл-структуры*

Вследствие своеобразного характера спекла, адекватной мерой его количественного измерения служит среднеквадратичное (RMS) отклонение, взятое из теории статистики. При случайном распределении среднеквадратичное отклонение количественно выражает величину отклонения от среднего значения.

Применительно к профилю интенсивности освещенной поверхности, контрастность спекла C является среднеквадратичным отклонением, нормализованным до среднего значения.

При профиле интенсивности I (x, y) в рассматриваемом поле обзора контрастность спекла C можно определить как:

$$C = \frac{\sqrt{\langle I^2 \rangle - \langle I \rangle^2}}{\langle I \rangle},$$

где средний оператор <*I*>, действующий на профиле I (x, y), определяется как:

$$\langle I \rangle = \frac{1}{A} \cdot \int_{FOV} I(x,y)dA$$

Следовательно:

$$C = \frac{\sqrt{A \cdot \int_{FOV} \left(I(x,y)\right)^2 dA - \left(\int_{FOV} I(x,y)dA\right)^2}}{\int_{FOV} I(x,y)dA}$$

3.6.4.2 Измерение спекла

Профиль интенсивности I(x, y) можно измерить с помощью ПЗС-камеры. Настройка измерения (выбор объективов и матрицы ПЗС) гарантирует, что проблема гранулярности спекла может быть легко решена; следовательно, гранулярность чипа ПЗС должна быть больше размера пикселя.

При дискретном характере чипа ПЗС, I(x, y) переходит в матрицу $I_{m,n}$, а $\frac{1}{A} \cdot \int_{FOV} I(x,y)dA$

переходит в $\frac{1}{m \cdot n} \cdot \sum_{FOV} I_{m,n}$

Следовательно,

$$C = \frac{\sqrt{m \cdot n \cdot \sum_{FOV} I_{m,n}^2 - \left(\sum_{FOV} I_{m,n}\right)^2}}{\sum_{FOV} I_{m,n}}$$

Где:

Символ или обозначение	*Наименование*	*Единицы*
Σ	Оператор сложения	Неприменимо
A	Площадь	Произвольные единицы
C	Контрастность спекла	Проценты (%)
FOV	Зона обзора	Градусы
I	Интенсивность	Произвольные единицы
m	Количество рядов пикселей в границах зоны обзора (FOV)	Неприменимо
n	Количество столбцов пикселей в границах зоны обзора (FOV)	Неприменимо

Поскольку определение *C* также зависит от низкочастотных изменений профиля зоны обзора (FOV), то либо освещенность и отражательная способность экрана должны быть однородными, либо измеряемый профиль распределения интенсивности должен корректироваться с учетом этих изменений. Это можно осуществить, используя подходящий ВЧ-фильтр, например, проводя оценку на достаточно малых FOV, в которых низкочастотные изменения незначительны.

С целью учесть субъективный характер спекла, следует использовать f-число (или f#, которое иногда называют фокусным соотношением, выражающим диаметр D входного зрачка, деленный на фокусную длину f, то есть D/f) объектива как можно ближе к человеческому глазу. Рекомендуется f# – 1/16.

3.6.4.3 Допуски для спекла. См. испытание 4.a.11

Если контрастность спекла превышает 10 %, то начинается нарушение изображения. Отвлекающая модуляция в виде наложения изображения снижает воспринимаемость проецируемого изображения и затем ухудшает воспринимаемое разрешение. При контрастности спекла ниже 10 % разрешение и фокус остаются без изменений.

3.7 Система имитации звуков

3.7.1 *Общие положения.* Звуковая среда вертолета в целом очень сложная и изменяется в зависимости от атмосферных условий, конфигурации вертолета, воздушной скорости, высоты, режимов работы двигателей и т. д. Поэтому, звуки в кабине пилотов представляют собой важный компонент функциональной среды кабины пилотов и обеспечивают получение экипажем важной информации. Звуковые воздействия в полете могут либо помогать экипажу, например, как предупреждение о возникновении нештатной ситуации, либо затруднять работу экипажа, отвлекая или раздражая его. Для обеспечения эффективной подготовки пилотов FSTD должно

воспроизводить звуки в кабине пилотов, соответствующие звукам воспринимаемым пилотом в кабине реального вертолета в штатной, особой и аварийной ситуации. Поэтому эксплуатант FSTD должен тщательно анализировать фоновые шумы в рассматриваемом местоположении. Для демонстрации соответствия требованиям к воспроизведению звуков были выбраны приведенные в настоящем добавлении объективные или валидационные испытания, позволяющие создать звуковую обстановку, характерную для нормальных статических условий и типичную для восприятия пилотом. Вследствие особенностей звуков, объективные критерии в ходе предыдущих оценок, возможно, часто игнорировались. Важным компонентом воспроизведения полного спектра звуков является соблюдение объективных критериев.

3.7.2 *Альтернативная двигательная установка.* Для FSTD с несколькими конфигурациями двигателей, любой режим, указанный в испытании 5 (система имитации звуков) таблицы валидационных испытаний FSTD в добавлении B и определенный изготовителем вертолета как значительно отличающийся вследствие изменения модели двигательной установки должен представляться для оценки как часть QTG.

3.7.3 *Данные и система сбора данных*

3.7.3.1 Информация, представляемая изготовителю FSTD, должна соответствовать документу RAeS *"Требования к данным для проектирования и оценке характеристик комплексных тренажерных устройств винтокрылых ВС"*, первое издание, апрель 2004, с дополнениями. Эта информация должна включать данные о калибровке и частотных характеристиках.

3.7.3.2 Система, используемая для проведения испытаний, перечисленных в разделе испытание 5 добавления B (система имитации звуков) таблицы валидационных испытаний FSTD, должна соответствовать следующим стандартам или превышать их:

a) ANSI S1.11-2004 с поправками. Спецификация для наборов октавных, полуоктавных и третьоктавных полосовых фильтров;

b) IEC 1094-4-1995 с поправками. Измерительные микрофоны. Частотные характеристики микрофона, используемого для записи звуков FSTD, должны быть, по крайней мере, такими же, как и у микрофона, используемого для записи звуков утвержденного набора данных.

3.7.4 *Гарнитура.* Если при выполнении обычных полетов вертолета используется гарнитура, она должна использоваться и при оценке FSTD.

3.7.5 *Воспроизводящее оборудование*. Для первоначальной оценки рекомендуется иметь в наличии такое воспроизводящее оборудование, как ноутбук, наушники, а также записи утвержденного набора данных, чтобы можно было провести субъективное сравнение результатов, полученных на FSTD, с утвержденными данными.

3.7.6 *Уровень громкости*. Квалификационная оценка FSTD проводиться при максимальном уровне громкости, соответствующем фактическому уровню громкости утвержденного набора данных. Если максимальный уровень громкости не выбран, то инструктору должна предоставляться индикация о нештатной установке, чтобы предотвратить незапланированную работу при таком уровне громкости.

3.7.7 *Фоновый шум*

3.7.7.1 Фоновый шум включает шум в FSTD, создаваемый гидравлической системой и системой охлаждения FSTD, которые не связаны с вертолетными шумами, а также посторонними шумами из других помещений здания. Фоновый шум может оказывать серьезное воздействие на правильное моделирование звуков вертолета, поэтому необходимо обеспечивать, чтобы уровень фонового шума был ниже звуков, создаваемых вертолетом. В некоторых случаях для компенсации фонового шума можно увеличивать уровень

громкости имитируемых звуков. Однако применение такого подхода ограничивается установленными допусками и субъективным мнением пилота, проводящего оценку тренажерного устройства.

3.7.7.2 Приемлемость уровней фонового шума зависит от нормальных уровней звуков в воспроизводимом вертолете. Уровни фонового шума меньше, чем указаны ниже, могут считаться приемлемыми (см. рис. B-6):

a) 70 дБ @ 50 Гц;
b) 55 дБ @ 1000 Гц;
c) 30 дБ @ 16 кГц.

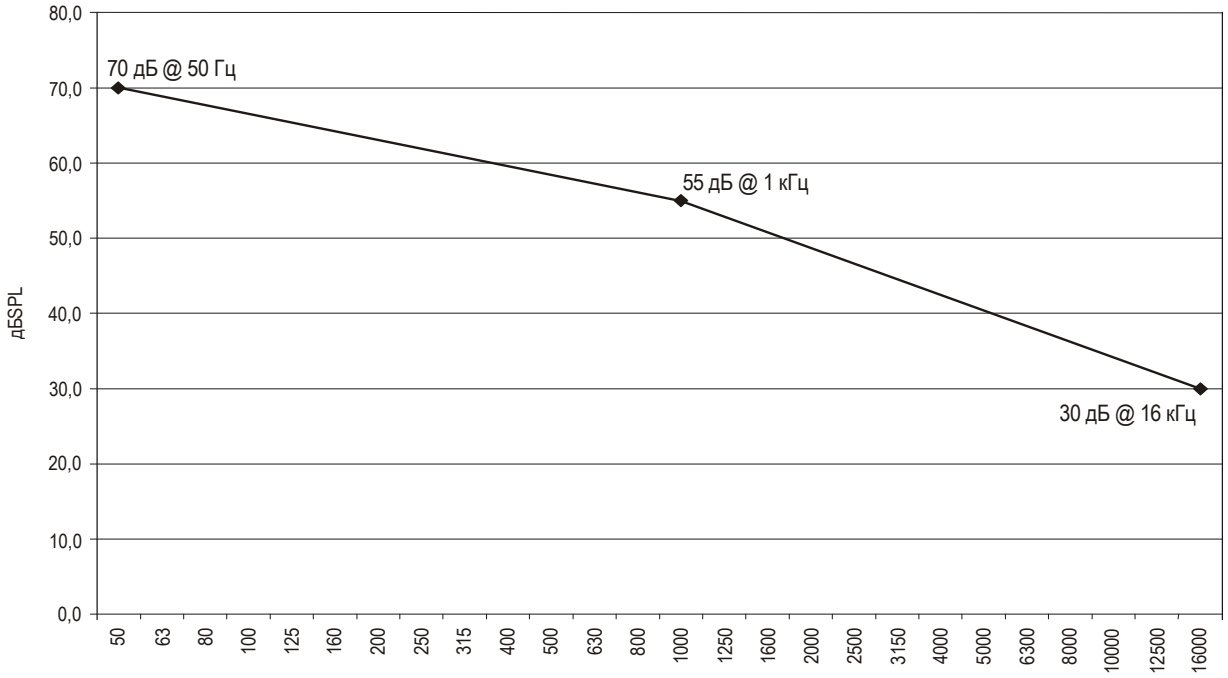


Рис. B-6. Частота полосы в 1/3 октавы (Гц)

Эти ограничения действуют для уровней шума ненормированного диапазона полосы частот 1/3 октавы. Соответствие фонового шума этим ограничениям не обеспечивает приемлемый уровень шума FSTD. Звуки вертолета ниже этих ограничений требуют тщательного рассмотрения и могут потребовать установления более низких ограничений на фоновый шум.

3.7.7.3 В соответствии с п. 3.7.9 измерение фонового шума может вновь проводиться при периодической оценке. Применяются следующие допуски: амплитуды полосы 1/3 октавы при периодической оценке не могут отличаться от первоначальных результатов более чем на ±3 дБ.

3.7.8 *Частотные характеристики*. При первоначальной оценке должны быть представлены графики частотных характеристик для каждого канала. В соответствии с п. 3.7.9 эти графики могут использоваться и при периодической оценке. Применяются следующие допуски:

a) амплитуды для полосы частот 1/3 октавы при периодической оценке не должны отличаться более чем на ±5 дБ для трех последовательных полос по сравнению с первоначальными результатами;

b) средняя величина суммы абсолютных разностей между результатами первоначальной и периодической оценки не может превышать 2 дБ (см. таблицу B-5).

Таблица B-5. Пример допусков при периодических испытаниях частотных характеристик

Средняя частота полосы	*Результаты первоначальной оценки (дБSPL)*	*Результаты периодической оценки (дБSPL)*	*Абсолютная разность*
50	75,0	73,8	1,2
63	75,9	75,6	0,3
80	77,1	76,5	0,6
100	78,0	78,3	0,3
125	81,9	81,3	0,6
160	79,8	80,1	0,3
200	83,1	84,9	1,8
250	78,6	78,9	0,3
315	79,5	78,3	1,2
400	80,1	79,5	0,6
500	80,7	79,8	0,9
630	81,9	80,4	1,5
800	73,2	74,1	0,9
1000	79,2	80,1	0,9
1250	80,7	82,8	2,1
1600	81,6	78,6	3,0
2000	76,2	74,4	1,8
2500	79,5	80,7	1,2
3150	80,1	77,1	3,0
4000	78,9	78,6	0,3
5000	80,1	77,1	3,0
6300	80,7	80,4	0,3
8000	84,3	85,5	1,2
10000	81,3	79,8	1,5
12500	80,7	80,1	0,6
16000	71,1	71,1	0,0
		Среднее число	1,1

3.7.9 *Первоначальная и периодические оценки.* Если результаты периодической оценки частотных характеристик и фонового шума FSTD не выходят за пределы допуска относительно результатов первоначальной оценки, и оператор может подтвердить, что не произошло изменений аппаратного и программного обеспечения, которые могли бы повлиять на результаты испытаний, то проводить повторные проверки во время периодических оценок не требуется. Если во время периодических оценок испытания проводятся повторно, то результаты можно сравнивать с результатами первоначальной оценки, а не с основными данными вертолета.

3.7.10 *Валидационные испытания*. При использовании установленных допусков необходимо учитывать дефекты записей с вертолета, чтобы обеспечить характерную для вертолета имитацию. Примеры типичных дефектов:

a) различия данных регистрационных номеров;

b) частотная характеристика микрофонов;

c) повторяемость измерений;

d) посторонние звуки во время записи.

Примечание. Различия в атмосферном давлении между условиями сбора данных и их воспроизведения могут влиять на субъективное восприятие.

4. ТАБЛИЦА ВАЛИДАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ FSTD

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.	**ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**								Все испытания с одним неработающим двигателем, представленные в данном разделе, применимы только к многодвигательным вертолетам
1.a	**Оценка работы двигателя**								
1.a	1) Действия по запуску/запуск: i) Запуск и разгон двигателя(ей) (неустановившийся режим)	Время от нажатия кнопки запуска до начала раскрутки ротора двигателя ±10 % или ±1 с крутящий момент ±5 % частота вращения НВ ±3 % число оборотов турбокомпрессора ±5 % частота вращения силовой турбины ±5 % температура газов в турбине ±30°C	На земле. Тормоз НВ выкл. или вкл. (если применимо)			✓	✓	✓	Изменения параметров по времени для каждого двигателя с момента запуска до выхода на установившийся режим малого газа и с выхода с установившегося режима малого газа до режима с номинальной частотой вращения НВ. Для многодвигательного вертолета испытание должно представлять собой запуск двух двигателей последовательно. Приведенные значения допусков должны применяться только в пределах рабочих диапазонов датчиков измерения параметров двигателя
	ii) Установившийся режим малого газа и режим с номинальной частотой вращения в RPM	<u>Для уровня адекватности S:</u> крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % частота вращения турбокомпрессора ±2 % частота вращения силовой турбины ±2 % температура газа в турбине ±20°C	На земле			✓	✓	✓	Данные должны быть представлены как для установившегося режима малого газа, так и для режима с номинальной частотой вращения НВ. Это может быть мгновенный вектор состояния

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		Для уровней адекватности G и R: крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 %		✓	✓				
1.a	2) Балансировка частоты вращения силовой турбины	±10 % от полного изменения частоты вращения силовой турбины или ±1,5 % от частоты вращения НВ	На земле			✓	✓	✓	Изменения по времени характеристик двигателя как реакция на включение системы балансировки (в обоих направлениях)
1.a	3) Регулирование частоты вращения двигателя и НВ	Крутящий момент ±5 % частота вращения НВ ±1,5 %	Набор высоты и снижение			✓	✓	✓	Входные воздействия на общий шаг. Испытания таких воздействий могут проводиться на режимах набора высоты и снижения. Требуется проведение двух испытаний: – одно испытание, демонстрирующее увеличение общего шага; – одно испытание, демонстрирующее уменьшение общего шага
1.b	**Движение по земле**								
1.b	1) Зарезервировано								
1.b	2) Изменение угловой скорости разворота в зависимости от перемещения педалей или угла поворота носового колеса	Угловая скорость разворота ±10 % или ±2°/с	На земле			✓	✓	✓	Без использования колесного тормоза. Испытание для демонстрации реакции вертолета на управляющие воздействия в обоих направлениях
1.b	3) Руление	Крутящий момент ±3 % продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 %	На земле			✓	✓	✓	Положения рычагов управления во время руления по земле для характерных значений путевой скорости, барометрической высоты и в соответствии с направлением движения

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %							
1.b	4) Зарезервировано								
1.c	**Взлет**								Если диапазон скоростей в перечисленных ниже испытаниях менее 40 уз, соответствующий допуск по воздушной скорости может применяться как к воздушной скорости, так и к путевой скорости в зависимости от обстоятельств. Если относительная высота отсутствует, то может использоваться абсолютная высота.
1.c	1) Со всеми работающими двигателями	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Висение			✓	✓	✓	Изменения параметров по времени траектории набора высоты после взлета для соответствующего моделируемого вертолета и типа FSTD. Взлет из режима висения в зоне влияния земли. Данные регистрируются до достижения высоты как минимум 61 м (200 фут) или AGL/V_y.(в зависимости, что достигнуто позже).
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут)		✓	✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1.5 % угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°							
1.c	2) Продолженный взлет при отказе одного двигателя	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Висение			✓	✓	✓	Изменения параметров по времени траектории набора высоты после взлёта для соответствующего моделируемого вертолета Данные регистрируются до достижения высоты как минимум 61 м (200 фут) или AGL/V_y.(в зависимости, что достигнуто позже. Данное испытание соответствует открытой зоне категории CAT A: выполнение взлета при отказе одного двигателя после точки принятия решения о взлете (TDP). *Примечание. См. п. 1.7 в дополнении J к данной части, что позволит ознакомиться со справочными материалами о действиях при отказе одного двигателя для вертолета, в отношении которого предусматривается режим обучения действиям при отказе одного двигателя*
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 %		✓	✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°							
1.c	3) Прерванный взлет при отказе одного двигателя	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 % взлетная дистанция: ±7,5 % или ±30 м (100 фут)	Висение			✓	✓	✓	Изменения параметров по времени от точки отрыва до касания земли. Условия испытания при предельных значениях летно-технических характеристик. Данное испытание соответствует открытой зоне категории CAT A: выполнение взлета при отказе одного двигателя до достижения TDP. *Примечание. См. п. 1.7 в дополнении J к данной части, что позволит ознакомиться со справочными материалами о действиях при отказе одного двигателя для вертолета, в отношении которого предусматривается режим обучения действиям при отказе одного двигателя*
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±2,5°		✓	✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		угол крена ±1,5° курс ±2° взлетная дистанция: ±7,5 % или ±30 м (100 фут)							
1.c	4) Отрыв от земли и переход в режим висения	Крутящий момент ±5 % угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±3° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	На земле С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	✓	Регистрация маневра, начиная с работы на земле с рычагом управления общим шагом на нижнем упоре до установившегося висения в зоне влияния земли
1.d	**Режим висения**	<u>Для уровней адекватности S и R</u>: крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±1,5° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %	В зоне влияния земли (IGE) Вне зоны влияния земли (OGE) С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	С облегченной и максимальной общей взлетной массой. Необходимо проведение испытаний на 4 режимах: • 10 %, 30 % и 70 % высоты от диаметра НВ в зоне влияния земли; • более 150% высоты от диаметра ротора НВ вне зоны влияния земли. Это могут быть испытания мгновенного состояния

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		Для уровня адекватности G: крутящий момент ±3 % общий шаг НВ ±5 %							Необходимо проведение испытаний на 2 режимах: • в зоне влияния земли; • вне зоны влияния земли Это могут быть испытания мгновенного состояния
1.e	**Вертикальный набор высоты**	Вертикальная скорость ±0,50 м/с (100 фут/мин) или ±10 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %	Вне зоны влияния земли. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	С облегченной и максимальной взлетной массой. Это могут быть испытания мгновенного состояния
1.f	**Горизонтальный полет. Летно-технические характеристики и балансировочные положения рычагов управления полетом**	Крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол скольжения ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %	Крейсерский режим полета. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости						Это могут быть испытания мгновенного состояния. Результаты испытаний должны представляться в виде графика зависимости от скорости
		Для уровня адекватности S: допуски см. выше				✓	✓	✓	Две комбинации общей взлетной массы/центровки (CG) и для каждой комбинации необходимо несколько значений скоростей от V_y, до V_H в диапазоне режимов полета

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		Для уровня адекватности R: допуски см. выше		✓	✓				Две комбинации общей взлетной массы/ центровки и для каждой комбинации необходимо несколько значений скоростей от V_y, до V_H в диапазоне режимов полета Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и только при постоянных периодических оценках
		Для уровня адекватности G: допуски см. выше							Неприменимо для типов I-V. (только для сведения). Две комбинации общей взлетной массы/ центровки и для каждой комбинации необходимо по 2 значения скорости. Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и только при постоянных периодических оценках
1.g	**Набор высоты. Летно-технические характеристики и балансировочные положения рычагов управления полетом**	Вертикальная скорость ±0,5 м/с (100 фут/мин) или ±10 % угол тангажа ±1,5° угол бокового скольжения ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 % воздушная скорость ±3 уз	Все двигатели работают. Один неработающий двигатель. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Для двух комбинаций полетной массы/ центровки. Данные представляются для соответствующих условий мощности набора высоты. Могут проводиться испытания мгновенного состояния. Допуски для скорости необходимы только при изменении параметров по времени Для уровней адекватности R и S (типы I–V): Полученные значения вертикальной скорости FSTD не могут быть меньше соответствующих значений, указанных в ЛРВ. Для уровня адекватности R (типы I и II): Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и только при постоянных периодических оценках

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.h	**Снижение**								
1.h	1) Снижение. Летно-технические характеристики и балансировочные положения рычагов управления полетом	Крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол бокового скольжения ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 % воздушная скорость ±3 уз	Снижение с работающим двигателем. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Для двух комбинаций полетной массы/ центровки. Это могут быть испытания мгновенного состояния. Цель испытания: продемонстрировать значительную скорость снижения при нормальной скорости захода на посадку Допуски для скорости необходимы только при изменении параметров по времени <u>Для уровня адекватности R (типы I и II)</u>: Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и только при постоянных периодических оценках
1.h	2) Летно-технические характеристики авторотации и балансировочные положения рычагов управления полетом	Вертикальная скорость ±0,50 м/с (100 фут/мин) или ±10 % частота вращения НВ ±1,5% угол тангажа ±1,5° угол скольжения ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %	Установившееся снижение. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Для двух комбинаций полетной массы/ центровки. Допуск на частоту вращения НВ используется только в том случае, если ручка общего шага полностью выпущена (находится на нижнем упоре). Скорость варьируется от минимального значения вертикальной скорости снижения до, как минимум, скорости максимальной дальности планирования или до максимально разрешенной скорости полета с неработающим двигателем (которое из значений меньше). Это могут быть испытания мгновенного состояния. <u>Для уровня адекватности R (типы I и II)</u>: Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и только при постоянных периодических оценках

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.i	**Вход в режим авторотации**	<u>Для уровня адекватности S</u>: крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±3 % угол тангажа ±2° угол крена ±3° курс ±5° воздушная скорость ±5 уз высота ±6,1 м (20 фут) продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Крейсерский режим полета и набор высоты			✓	✓	✓	Изменения параметров по времени от момента резкого уменьшения мощности двигателей до малого газа и вплоть до достижения установившегося значения скорости снижения N_R. Для крейсерского режима полета должны представляться данные для режима больших скоростей полета. Для режима набора высоты должны представляться данные о максимальной воздушной скорости набора высоты с мощностью двигателей на максимальном продолжительном режиме или близком к нему значении.
		<u>Для уровня адекватности R</u>: крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±3 % угол тангажа ±2° угол крена ±3° курс ±5° воздушная скорость ±5 уз высота ±6,1 м (20 фут)	Крейсерский режим полета и набор высоты	✓	✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.j	**Посадка**								В случае, когда диапазон скоростей в перечисленных ниже испытаниях менее 40 уз, соответствующие допуски по воздушной скорости могут применяться соответственно как к воздушной скорости, так и к путевой скорости. Вместо относительной высоты может быть использована абсолютная высота
1.j	1) Со всеми работающими двигателями	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Заход на посадку до режима висения			✓	✓	✓	Изменения параметров по времени захода и выполнения посадки с режима висения в зоне влияния близости земли для соответствующего моделируемого вертолета
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°		✓	✓				Изменения параметров по времени при выполнении схемы захода на посадку и посадки до режима висения в зоне влияния земли для соответствующей группы моделируемых вертолетов

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.j	2) С одним неработающим двигателем	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Заход на посадку и посадка			✓	✓	✓	Включая данные для выполнения захода на посадку и посадки как для категории CAT A, так и для категории и CAT B для соответствующего моделируемого вертолета. Испытание заканчивается, когда все опоры шасси находятся на земле. *Примечание. См. п. 1.7 дополнения J к данной части с целью ознакомления с возможностью получения справочных данных для условий с одним неработающим двигателем (OEI) в отношении вертолета, имеющего тренировочный режим с одним неработающим двигателем (OEI)*
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°		✓	✓				Включая данные для выполнения захода на посадку и посадки как для категории CAT A, так и для категории и CAT B для соответствующей группы моделируемых вертолетов. Испытание заканчивается, когда первая опора шасси касается земли

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.j	3) Прерванная посадка/ уход на второй круг	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Заход на посадку с одним неработающим двигателем			✓	✓	✓	Испытание проводится для демонстрации выполнения маневра ухода на второй круг, который выполняется при стабилизированном заходе на посадку в случае отказа одного двигателя или при появлении динамических неисправностей двигателя во время захода на посадку. *Примечание. См. п. 1.7 дополнения J к данной части с целью ознакомления с возможностью получения справочных данных для условий с одним неработающим двигателем (OEI) в отношении вертолета, имеющего тренировочный режим с одним неработающим двигателем (OEI)*
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°		✓	✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
1.j	4) Посадка на режиме авторотации (РСНВ)	Воздушная скорость ±3 уз крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±3 % высота ±6,1 м (20 фут) угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±5° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Заход на посадку и касание			✓	✓	✓	Уменьшение скорости по времени в режиме авторотации и касание после стабилизированного снижения в режиме авторотации Если изготовитель вертолета не предоставил для проведения этого испытания данные летных испытаний, содержащие все необходимые параметры выполнения посадки с неработающим двигателем, а квалифицированный летно-испытательный персонал для получения таких данных отсутствует, то эксплуатант может согласовать с NAA решение о возможности применения альтернативных средств испытаний. Применение альтернативных методик для получения таких данных зависит от вертолета, а также от персонала и используемого оборудования для регистрации данных, их обработки и расшифровки. К таким альтернативным методикам относятся следующие: 1) моделирование выравнивания на РСНВ и уменьшения скорости снижения по высоте; или 2) отключение двигателя с последующим заходом на посадку на РСНВ и выравниванием
1.j	5) Переход от режима висения к снижению до точки приземления	Крутящий момент ±5 % угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±5° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 %	Висение в зоне влияния земли С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	✓	Регистрация маневра от висения в зоне влияния земли до касания, завершающегося полностью выпущенным положением ручки управления общего шага

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %							
1.k	**Ускорение в режиме горизонтального полета**	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз Продольные и боковые отклонения ручек управления, отклонение педалей путевого управления и ручки управ-ления общим шагом ±10 % крутящий момент ±3 % угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±2°	Крейсер-ский режим полета С вкл. и выкл. сис-темой повыше-ния устой-чивости			✓	✓	✓	Регистрация скоординированного ускорения в режиме горизонтального полета, вызванного однократным увеличением мощности в начале выполнения маневра (не непрерывное увеличение), в минимальном диапазоне скоростей с возрастанием скорости от V_y до максимальной воздушной скорости в заданном диапазоне
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз крутящий момент ±3 % угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±2°		✓	✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2	**ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ**								
2.a	**Механические характеристики системы управления**								
	Примечание 1. Следует измерять зависимости положений рычагов управления угловым положением вертолета (углами тангажа, крена, рыскания) и рычага управления общим шагом НВ от усилий или времени. Альтернативный метод заключается в проведении регистрации и измерений аппаратурой, встроенной в FSTD, вместо испытаний рычагов управления на дополнительных стендах. Данные по усилиям и положению, полученные в результате такой регистрации, могут непосредственно фиксироваться и сопоставляться с соответствующими данными вертолета. При условии, что такая измерительная аппаратура прошла проверку с использованием внешнего измерительного оборудования во время проверок статического управления, либо с помощью других эквивалентных средств, и доказательства удовлетворительного соответствия внесены в MQTG, она может использоваться как для первоначальных, так и для периодических оценок измерений всех необходимых контрольных проверок. Такое стационарное оборудование может использоваться без потери времени на установку внешних устройств. *Проверку измерительной аппаратуры с использованием внешнего измерительного оборудования следует проводить повторно после проведения значительных модификаций и/или ремонтных работ в системе загрузки управления.* *Примечание 2. Испытания статических режимов (испытания 2.a.1 и 2.a.2) с использованием комплекта рычагов управления для второго пилота на FSTD необходимо проводить только в том случае, если в FSTD рычаги управления первого и второго пилотов не соединены между собой механически. Необходимо обоснование поставщика данных, если для обоих мест используется один набор данных. Если рычаги управления на FSTD соединены между собой механически, достаточно провести испытание только для одного рабочего места. Проводить динамические испытания на каждом месте пилота не требуется.* *Примечание 3. Для испытаний перемещений рычагов управления (испытания 2.a.1, 2.a.2 и 2.a.3) следует применять дополнительный допуск ±1,5 % в отношении общего перемещения по соответствующей оси для оценки резких градиентов усилий у крайних положений (упоров) рычагов управления.* Для уточнения любых вопросов, касающихся вертолетов с обратимыми рычагами управления, а также в тех случаях, когда отсутствуют требуемые валидационные данные, следует обращаться к NAA.								

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.a	1) Управление циклическим шагом	Усилие страгивания ±0,111 даН (0,25 фунт-силы) или ±25 % Усилие перемещения ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) или ±10 %	На земле Статические режимы с включенной гидравлической системой под давлением (если применимо). Может использоваться дополнительная гидравлическая система высокого давления. Триммер вкл. и выкл. Без влияния трения. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости (если применимо)	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрация непрерываемых перемещений рычагов управления до их крайних положений (такое испытание не требуется, если используются аппаратные модульные контроллеры ВС). Для получения данных летных испытаний для этого испытания не требуется включения сцепления/вращения НВ. Слова "если применимо" в отношении системы повышения устойчивости означают следующее: при наличии такой системы и ее работоспособности на земле в статическом режиме, описанном в данном разделе.

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.a	2) Общий шаг/ педали путевого управления	Усилие страгивания ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) или ±25 % Усилие перемещения ±0,445 даН (1,0 фунт-силы) или ±10%	На земле Статические режимы с включенной гидравлической системой под давлением (если применимо). Может использоваться дополнительная гидравлическая система высокого давления. Триммер вкл. и выкл. Без влияния трения. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости (если применимо)	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрация непрерываемых перемещений рычагов управления до их крайних положений. Для получения данных летных испытаний для этого испытания не требуется включения сцепления/вращения НВ. Слова "если применимо" в отношении системы повышения устойчивости означают следующее: при наличии такой системы и ее работоспособности на земле в статическом режиме, описанном в данном разделе.
2.a	3) Зависимость усилия от положения педали тормоза	Усилие ±2,224 даН (5 фунт-силы) или ±10 %	На земле Статические режимы	✓	✓	✓	✓	✓	Для подтверждения соответствия могут использоваться результаты моделирования, полученные на компьютере FSTD. Если тормозная система вертолета является независимой, то допуски следует применять только при страгивании и максимальном перемещении педали
2.a	4) Скорость триммирования (все соответствующие системы)	Скорость триммирования ±10 %	На земле Статические режимы Триммер вкл. Без влияния трения	✓	✓	✓	✓	✓	Допуск применяется к зарегистрированной скорости триммирования

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.a	5) Динамические характеристики системы управления (по всем осям)	**Для систем с недостаточным демпфированием** (см. рис. B-1 в этом добавлении): $T(P_0)$ ±10 % от P_0 или ±0,05 с $T(P_1)$ ±20 % от P_1 или ±0,05 с $T(P_2)$ ±30 % от P_2 или ±0,05 с $T(P_n)$ ±10*(n+1) % от P_n или ±0,05 с $T(A_n)$ ±10 % от A_{max}, где A_{max} – максимальная амплитуда первого заброса (выхода за пределы значений) или ±0,5 % от полного отклонения рычага управления (крайние положения) $T(A_d)$ ±5 % от A_d = граница допуска или ±0,5 % от полного отклонения рычага управления = граница допуска Колебания в пределах границы допуска не рассматриваются и к ним не применяются допуски ±1 значительный заброс (как минимум 1 значительный выброс)	На земле Статические режимы для необратимых систем управления полетом Триммер вкл. Без влияния трения			✓	✓	✓	Результаты должны регистрироваться для нормального перемещения рычага управления в обоих направлениях по каждой оси. Как правило, для правильного возбуждения необходимо отклонить рычаг управления на величину 10 % – 20 % от полного хода. Динамические характеристики обратимых систем управления должны оцениваться в полете, с учетом правил техники безопасности или с использованием иных методов, предлагаемых NAA и которые согласовываются в каждом конкретном случае. Дополнительная информация о динамических характеристиках системы управления приведена в пп. 3.2.2–3.2.5 данного добавления. "n" – последовательный период полного цикла колебаний. Для любых органов управления (педали, рычага управление общим шагом), у которых нет пружинных характеристик, должны использоваться альтернативные методы демонстрации соответствия, например, непрерывное движение рычага управления от упора до упора с высокой скоростью. См. п. 3.2.3 данного добавления

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		Установившийся режим должен быть в пределах границы допуска **Следующий допуск применяется только к системам с избыточным и критическим демпфированием**: $T(P_0)$ ±10 % от P_0 или ±0,05 с							
2.b	**Характеристики управляемости при малых скоростях полета**								
2.b	1) Балансировочные положения рычагов управления	Крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 %. поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 %. положение педалей путевого управления ±5 % положение рычага управления общим шагом ±5 %	Поступательный полет Полет в зоне влияния земли Перемещения вбок, назад и прямолинейный горизонтальный полет С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты для несколько приращений скорости полета до предельных значений воздушной скорости при поступательном полете вперед до скорости 45 уз (как минимум 4 значения для горизонтального полета). Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния. Рекомендуется представлять результаты испытаний в виде графика зависимостей параметров от скорости

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.b	2) Критический азимут (или азимут, соответствующий минимальному запасу управления)	Крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ± 5 % положение рычага управления общим шагом ±5 %	Режим неподвижного висения С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты для трех относительных направлений ветра (в том числе и наиболее критический случай) в критическом квадранте. Требуется ЗОС, чтобы на основе конструкции вертолета и данных ЛРВ или данных летных испытаний определить, как следует представлять результаты испытаний, демонстрирующие минимальный запас управления. Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния. Провести точные измерения ветра очень трудно, поэтому для точного управления условиями полета с помощью измерения путевой скорости (как правило, с помощью GPS) предпочтительно использовать модель ветра, полученную в горизонтальном полете при спокойной погоде (при отсутствии ветра). В таких условиях целесообразно согласовать валидационные данные такого испытания с данными испытаний 2.b 1), чтобы обеспечить соответствие между критическим азимутом и другими направлениями (встречный, боковой и попутный)
2.b	3) Реакция на управляющее воздействие								Регистрируются данные ступенчатых управляющих воздействий по осям испытания. Реакция вертолета по другим осям должна демонстрировать правильное направление. Данное кратковременное испытание может проводиться в зоне влияния земли для лучшего визуального представления. Испытания реакции рычагов управления включают в себя четыре испытания, указанные ниже в пп. 3a) – 3d)

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.b	3a) Продольное	Угловая скорость тангажа ±10 % или ±2°/с изменение угла тангажа ±10 % или ±1,5°	Висение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	✓	Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия
2.b	3b) Поперечное	Угловая скорость крена ±10 % или ±3°/с изменение угла крена ±10 % или ±3°	Висение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	✓	Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия
2.b	3c) Путевое	Угловая скорость рысканья ±10% или ±2°/с изменение курсового угла ±10 % или ±2°	Висение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости. В обоих направлениях			✓	✓	✓	Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия
2.b	3d) Вертикальное	Нормальное ускорение ±0,1 g. вертикальная скорость ±10 % или ±0,50 м/с (100 фут/мин)	Висение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	✓	
2.c	**Характеристики продольной управляемости**								
2.c	1) Реакция на управляющее воздействие	Угловая скорость тангажа ±10 % или ±2°/с изменение угла тангажа ±10 % или ±1.5°	Крейсерский режим полета. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты для двух скоростей крейсерского полета, одна из которых соответствует минимальной потребной мощности. Регистрируются результаты ступенчатого управляющего воздействия по испытываемой оси. Реакция по другим осям должна демонстрировать правильное направление. Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия.

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.c	2) Статическая устойчивость	Продольное отклонение ручки управления циклическим шагом от балансировочного положения: ±10 % или ±6.3 мм (0,25 дюйма); или изменение продольного усилия на ручке управления циклическим шагом от балансировочного положения: ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) или ±10 %	Крейсерский режим полета или набор высоты Режим авторотации С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости. Условия с вкл. **и** выкл. системой повышения устойчивости необходимы, если система функционального дополнения включает регулирование воздушной скорости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты, как минимум, для двух скоростей, относительно каждой стороны балансировочной скорости, взятой в качестве точки отсчета. Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния.
2.c	3) Динамическая устойчивость								Испытания характеристик динамической устойчивости включают два вида испытаний, описание которых приведено ниже в пп. 3 a) и 3 b)
2.c	3a) Длиннопериодическая реакция	±10 % расчетного периода ±10 % расчетного времени уменьшения вдвое или удвоения амплитуды колебаний, или ±0,02 коэффициента демпфирования для непериодических колебаний динамика изменения по времени должна совпадать в течение периода 20 с, за которым следует период освобождения	Крейсерский режим полета С выключенной системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Для периодических реакций регистрируются результаты трех полных циклов колебаний (6 забросов после завершения управляющего воздействия) или в течение времени, достаточного для оценки времени уменьшения амплитуды колебаний вдвое или ее удвоения, в зависимости от того, какое значение из двух меньше. Испытание может быть прервано раньше, чем через 20 с, если пилот, проводящий испытание, считает, что результаты начинают расходиться, причем этот процесс не поддается контролю. Ответная реакция может не повторяться в течение установленного времени для конкретных вертолетов. В этих случаях необходимо

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		рычагов управления в пределах изменения угла тангажа ±20 % или ±3°и ±5 уз воздушной скорости							показать, что расхождение в результатах, по крайней мере, имеет объяснение. Например: отклонение рычага управления циклическим шагом в течение заданного промежутка времени или до момента достижения заданного положения по тангажу обычно используется для возбуждения требуемого движения, затем значение циклического шага возвращается к исходному. Для непериодических реакций результаты должны иметь одинаковый характер схождения или расхождения, как и в данных летных испытаний
2.c	3b) Коротко-периодическая реакция	Угол тангажа ±1,5° или угловая скорость тангажа ±2°/с нормальное ускорение ±0,1 g	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повы-шения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух воздушных скоростей. Обычно это испытание проводится при введении двойного управляющего импульса с частотой, характерной для данного вертолета. Однако, хотя для испытаний с выключенной системой повышения устойчивости предпочтительно использование двойных импульсов, а не единичных, когда короткопериодическая реакция определяется характеристиками первого порядка или апериодическими характеристиками, тем не менее, использо-вание импульсных воздействий продольного движения может обеспечить более согласованную реакцию. *Примечание 1. Двойной (продольный) управляющий импульс может быть создан путем резкого перемещения ручки управле-ния тангажом вначале на себя и, удержав входное воздействие в течение 5 с, затем резко переместив ручку управления от себя и удержав входное воздействие в течение 5 с и после этого отпустить ручку управления до занятия ею нейтрального положения. Входные воздействия должны быть достаточно большими, чтобы обеспечить коэффициент перегрузки ±0,2g и/или изменение положения по тангажу от ±5°до ±15°.*

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
									Примечание 2. Апериодическую реакцию на ступенчатые команды демонстрирует система, которая быстро достигает состояния устойчивости и удерживает это состояние с минимальными забросами.
2.c	4) Устойчивость при выполнении маневра	Продольное отклонение ручки управления от балансировочного положения: ±10 % или ±6.3 мм (0,25 дюйма) или изменение продольного усилия на ручке управления от балансировочного положения: ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) или ±10 %	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости Левые и правые развороты	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты для двух воздушных скоростей, в том числе для скорости, соответствующей минимальной потребной мощности. Для каждого значения скорости должны представляться результаты выполнения разворотов с углами крена примерно 30° и 45°. Для необратимых систем усилия могут указываться в виде графика зависимости. Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния
2.d	**Характеристики поперечной и путевой управляемости**								
2.d	1) Реакция на управляющее воздействие								Испытания реакции на управляющее воздействие включают два испытания, описание которых приведено ниже в пп. 1a) и 1 b)
2.d	1a) Поперечное	Угловая скорость крена ±10 % или ±3°/с изменение угла крена ±10 % или ±3°	Крейсерский режим полета С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух воздушных скоростей, одна из которых соответствует или близка к значению воздушной скорости при минимальной потребной мощности. Регистрируются результаты ступенчатого управляющего воздействия по испытуемой оси. Реакция по другим осям должна демонстрировать правильное направление. Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.d	1b) Путевое	Угловая скорость рыскания ±10 % или ±2°/с изменение курсового угла ±10 % или ±2°	Крейсерский режим полета С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух воздушных скоростей, одна из которых соответствует или близка к значению воздушной скорости при минимальной потребной мощности. Регистрируются результаты ступенчатого управляющего воздействия по испытуемой оси. Реакция по другим осям должна демонстрировать правильное направление. Изменение курса определяется как изменение по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия.
2.d	2) Путевая статическая устойчивость	Положение по крену ±1,5° вертикальная скорость ±10 % или ±0,50 м/с (100 фут/мин) Изменение положения ручки управления циклическим шагом в поперечном направлении относительно балансировочного положения: ±10 % или ±6,3 мм (0,25 дюйма) или изменение усилия на ручке управления циклическим шагом в поперечном направлении относительно балансировочного положения: ±10 % или ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) Изменение положения педалей путевого управления относительно	Набор высоты или снижение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух значений углов скольжения влево и вправо от балансировочного положения. Силы могут быть приведены как зависимости для необратимых систем. Может быть проведена серия испытаний мгновенного состояния. Это испытание проводится как проверка влияния скольжения при фиксированном курсовом угле и при фиксированном положении рычага управления общим шагом

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		балансировочного положения: ±10 % или ±6,3 мм (0,25 дюйма) или изменение усилия на педалях относительно балансировочного положения: ±10 % или ±0,444 даН (1фунт-силы) Изменение положения ручки управления в продольном направлении циклическим шагом от балансировочного положения: ±10 % или ±6,3 мм (0,25 дюйма) или изменение усилия на ручке управления циклическим шагом относительно балансировочного положения: ±10 % или ±0,222 даН (0,5 фунт-силы)							
2.d	3) Динамические характеристики поперечной и путевой устойчивости								Испытания динамических характеристик поперечной и путевой устойчивости включают в себя три испытания, описание которых приведено ниже в пп. 3a) – 3c)
2.d	3a) Колебания в поперечной плоскости и по курсу	±0,5 с или ±10 % от периода колебаний ±10 % времени уменьшения вдвое или удвоения амплитуды колебаний, или ±0,02 коэффициента демпфирования ±20 % или ±1 с от разницы времени достижения максимальных значений углов крена и скольжения.	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух значений воздушной скорости. Испытание инициируется с помощью двойного входного воздействия на ручку циклического шага в поперечном направлении или на педали путевого управления. Регистрируются результаты 6-и полных циклов колебаний (12 забросов после завершения управляющего воздействия) или количества циклов, достаточного для оценки времени уменьшения вдвое или удвоения амплитуды колебаний, в зависимости от того, какая из величин меньше.

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
		Для непериодических реакций динамика изменения параметров по времени должна быть наложена в течение периода 20 с после освобождения рычагов управления в диапазоне: ±5°/с по угловой скорости крена или ±5° по изменению положения по крену; и ±4°/с по угловой скорости рыскания или ±4° по курсу							Испытание может быть прекращено до истечения 20 с, если пилот, проводящий испытание, считает, что результаты начинают расходиться, причем этот процесс носит неконтролируемый характер
2.d	3b) Спиральная устойчивость	Правильное направление и изменение угла крена ±2° или ±10 % в течение 20 с <u>При использовании альтернативного метода испытаний</u>: Изменение положения ручки управления циклическим шагом в поперечном направлении относительно балансировочного положения: ±20 % или ±12,7 мм (0,5 дюйма)	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты разворотов в течение 20 с после освобождения от управляющих воздействий только педалей или только рычага управления циклическим шагом. Регистрируются результаты разворотов в обоих направлениях. Испытание завершается при нулевом угле крена, либо если пилот-испытатель считает, что угловое положение становится неконтролируемым. Могут использоваться осредненные летные данные, полученные в результате нескольких испытаний. Испытание проводится в обоих направлениях. <u>Альтернативное испытание:</u> регистрируются результаты только входных воздействий циклического поперечного управления (без входных воздействий педалей), необходимых для поддержания угла крена приблизительно в 30° от балансировочного значения в установившемся полете. Может быть использована серия тестов мгновенного состояния

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
2.d	3c) Внутреннее/ внешнее скольжение	Правильное направление Неустановившийся угол скольжения ±2°	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой улуч-шения устойчивости При использо-вании системы улучшения устойчивости должно преду-сматриваться применение системы коорди-нации разворота	✓	✓	✓	✓	✓	Регистрируется изменение по времени параметров входа в разворот с использованием только умеренной скорости воздействия на управление циклическим шагом. Результаты регистрируются для разворотов в обоих направлениях

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
3	**СИСТЕМА ПОДВИЖНОСТИ**								
3.a	**Частотная характеристика**	Как определено заявителем на квалификации FSTD	Неприменимо				✓	✓	Требуется проведение соответствующего испытания для демонстрации частотной характеристики. См. также пп. 3.5.2 и 3.5.3 данного добавления
3.b	**Проверка обратного движения системы подвижности**	Как определено заявителем на квалификацию FSTD	Неприменимо				✓	✓	Требуется проведение соответствующего испытания для демонстрации частотной характеристики. См. также пп. 3.5.2 и 3.5.4 данного добавления
3.c	**Акселерационные эффекты**								См. добавление C к данной части в отношении субъективных испытаний
3.d	**Стабильность системы подвижности**	±0,05 g от фактических линейных ускорений платформы	Отсутствуют				✓	✓	Данное испытание проводиться для подтверждения того, что аппаратное и программное обеспечение системы подвижности (в штатном режиме эксплуатации FSTD) работает в соответствии с уровнем, присвоенным при первоначальных

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
									квалификационных испытаниях. На основе полученной информации несложно определить изменения характеристик по сравнению с первоначальными характеристиками. См. п. 3.5.5 данного добавления
3.e	**Адекватность воспроизведения акселерационных воздействий**								Проверка и оценка соответствующих критериев испытаний и допусков проводятся с помощью механизма Международного комитета по квалификации FSTD (см. добавление D к данной части)
3.e	1) Адекватность воспроизведения акселерационных воздействий. Частотный критерий	Подлежит определению	На земле и в полете				✓	✓	Для системы подвижности, применяемой при обучении, должны регистрироваться в сочетании модули и фазы алгоритма воспроизведения акселерационных воздействий и движения платформы в диапазоне частот, соответствующем характеристикам моделируемого вертолета. Это испытание требуется проводить только при первоначальной квалификационной оценке FSTD. См. п. 3.5.6.1 данного добавления
3.e	2) Адекватность воспроизведения акселерационных воздействий. Критерий времени	Подлежит определению	На земле и в полете				✓	✓	См. п. 3.5.6.2 данного добавления

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
3bis.	**ВИБРАЦИИ**								
3bis.a	**Характерные вибрации при движении**	Отсутствует	На земле и в полете						Для проверки характерных вибраций при движении, которые ощущаются в кабине экипажа, применительно к типу вертолета, требуется проведение следующих испытаний с регистрацией результатов и составление ЗОС. Результаты испытаний на вибрацию должны включать вибрации с частотой первой винтовой гармоники – 1/Rev и первой лопастной гармоники – n/Rev, где n – число лопастей НВ. *Примечание. "n/Rev НВ" означает вибрационное испытание для частоты, равной "n раз" оборотов НВ в минуту.* Зарегистрированные результаты испытаний характерной тряски должны позволять проводить сравнение относительной амплитуды в зависимости от частоты. Требуется проводить соответствующие испытания с регистрацией их результатов, чтобы можно было провести сравнение относительных амплитуд в зависимости от частоты в продольном, поперечном и вертикальном направлениях и затем сопоставить результаты с данными вертолета Допустимо проведение испытаний в установившихся режимах. Для устройств типа III требуются только результаты эталонных испытаний. В тех случаях, когда при первоначальной оценке используется утвержденная субъективная настройка для формирования утвержденного справочного (исходного) стандарта, во время

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
									периодических оценок необходимо применять соответствующие допуски
3bis.a	1) На земле	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	На земле			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации находящегося на земле вертолета, все двигатели работают на режиме малого газа и полетных режимах мощности. Необходимы испытания в двух режимах: 1) РУД в положении "малый газ" и соответствуют режиму N_R; 2) РУД в положении одного из режимов "полета" и соответствуют режиму N_R.
3bis.a	2) Висение (в зоне влияния земли)	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Висение			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет находится в режиме висения в зоне влияния земли
	3) Висение (вне зоны влияния земли)	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Висение			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет находится в режиме висения вне зоны влияния земли
3bis.a	4) Штатный набор высоты	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Набор высоты			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет набирает высоту в штатном режиме при штатной скорости набора высоты со всеми работающими двигателями
3bis.a	5) Вертикальный набор высоты	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Набор высоты			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при переходе вертолета к вертикальному набору высоту из режима висения

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
3bis.a	6) Горизонтальный полет на малой скорости	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Крейсерский режим полета			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет выполняет горизонтальный полет со скоростью, близкой V_y
3bis.a	7) Горизонтальный полет на крейсер-ской скорости.	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Крейсерский режим полета			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при выполнении вертолетом полета со штатной крейсерской скоростью
3bis.a	8) Горизонтальный полет на высокой скорости	+3 Дб /-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Крейсерский режим полета			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при выполнении вертолетом полета с высокой скоростью (близкой к скорости V_{ne} или на этой скорости)
3bis.a	9) Снижение	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Снижение			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при снижении вертолета с нормальной тягой и штатной скоростью и со всеми работающими двигателями
3bis.a	10) Авторотация	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Режим авторотации			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонст-рации нормального уровня вибрации при снижении вертолета в режиме авторотации со всеми неработающими двигателями (или, по крайней мере, на режиме малого газа), с номинальной частотой вращения НВ и рекомендованной скоростью авторотации
3bis.a	11) Установившиеся развороты	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Крейсерский режим полета			✓	✓	✓	Испытание предназначено для демонст-рации нормального уровня вибрации, когда вертолет выполняет устойчивые развороты с различными углами крена. Необходимо продемонстрировать, по крайней мере, два режима (например, для нормальной скорости разворота и с более высоким значением угла крена близким 45°, чтобы продемонстрировать влияние нагрузки

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
									диска НВ на уровень вибрации, если он присутствует)
3bis.b	**Особые условия**	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление	На земле и в полете				✓	✓	Применимо к особым случаям устойчивого состояния, определяемым как имеющие особую важность для пилота или важность при обучении, или присущими конкретному типу или модели вертолета. К таким случаям относятся эффекты, связанные с опорами шасси, эффект обледенения, режим вихревого кольца, атмосферные возмущения, а также все вибрации в связи со штатным и нештатным функционированием системы несущего винта и трансмиссии. Зарегистрированные результаты испытаний характерной тряски должны обеспечивать возможность сравнения относительной амплитуды в зависимости от частоты. Требуется ЗОС. Требуется проводить соответствующие испытания с регистрацией их результатов, чтобы можно было провести сравнение относительных амплитуд в зависимости от частоты в продольном, поперечном и вертикальном направлениях и затем сопоставить результаты с данными вертолета Допустимо проведение испытаний в установившихся режимах. В тех случаях, когда при первоначальной оценке используется утвержденная субъективная настройка для формирования утвержденного справочного стандарта, во время периодических оценок необходимо применять допуски. Для атмосферных возмущений допускается применение универсальных моделей, которые аппроксимируют доказуемые данные летных испытаний

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4	**СИСТЕМА ВИЗУАЛИЗАЦИИ**								
4.a	**Качество визуальной картины**								
4.a.1	Непрерывная зона обзора	Система визуализации, обеспечивающая одновременно каждому пилоту непрерывную зону обзора с углом минимум 210° по горизонтали и минимум 60°по вертикали Учитывая центровку изображения относительно осевой линии вертолета, смещение от точки положения глаз каждого пилота не должно превышать 10°	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Зона обзора должна измеряться с использованием визуального тестового шаблона, заполняющего всю визуальную картину (все каналы), представляющую собой матрицу из 5° квадратов. Установленная настройка должна подтверждаться в ЗОС (как правило, результатами приемочных испытаний). Ограничение в 10° может быть увеличено до 12° по практическим соображениям, например, по причине размера купола кабины экипажа с двойным управлением. Эксплуатант FSTD должен доказать квалифицирующему органу, что такое изменение не повлияет на качество обучения
	Непрерывная зона обзора, но в соответствии с целевым назначением устройства возможно использование уменьшенной зоны обзора	Система визуализации, обеспечивающая одновременно каждому пилоту непрерывную зону обзора с углом минимум 180° по горизонтали и минимум 45°по вертикали или уменьшенную зону обзора, согласованную для устройства Учитывая центровку изображения относительно осевой линии вертолета, смещение от точки положения глаз каждого пилота не должно превышать 10°	Неприменимо						Зона обзора должна измеряться с использованием визуального тестового шаблона, заполняющего всю визуальную картину (все каналы), представляющую собой матрицу из 5° квадратов. Установленная настройка должна подтверждаться в ЗОС (как правило, результатами приемочных испытаний). Ограничение в 10° может быть увеличено до 12° по практическим соображениям, например, по причине размера купола кабины экипажа с двойным управлением. Эксплуатант FSTD должен доказать квалифицирующему органу, что такое изменение не повлияет на качество обучения

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a.1	Зона обзора изображения	Система визуализации, обеспечивающая одновре-менно каждому пилоту непрерывную зону обзора с углом минимум 45° по горизонтали и минимум 30°по вертикали, если эти параметры не ограничены типом вертолета. Принимая во внимание центровку изображения относительно осевой линии вертолета, смещение от точки положения глаз каждого пилота не должно превышать 10°	Неприменимо	✓					Минимальное расстояние от точки положения глаз пилота до поверхности дисплея прямого обзора не должно быть меньше расстояния до любого прибора на передней приборной панели. Зоны обзора в 30° по вертикали может быть недостаточно для обеспечения соответствия требованиям в отношении видимого участка земли (если требуется). Это должно учитываться при расчете зоны обзора (FOV). Ограничение в 10° может быть увеличено до 12° по практическим соображениям, например, по причине размера купола кабины экипажа с двойным управлением. Эксплуатант FSTD должен доказать квалифицирующему органу, что такое изменение не повлияет на качество обучения
4.a.2.a.1	Геометрия системы визуализации. Положение изображения	Для каждого положения глаз пилотов центр изображения должен находиться между 0° и 2° в горизонтальной плоскости с центровкой изображения относительно осевой линии вертолета и в пределах ±0,25° по верти-кали <u>для коллимированных дисплеев</u>. <u>Для дисплеев реальной обстановки</u>: Для каждого положения глаз пилотов центр изображения должен находиться между 0° и 10° в горизонтальной плоскости с центровкой изображения относительно осевой линии вертолета и в пределах ±0,25° по вертикали и ±0,5° по горизонтали	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Положение изображения следует проверять относительно осевой линии FSTD. Если в центр изображения по вертикали внесена расчетная поправка, это должно указываться

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a.2.a.2	Геометрия системы визуализации. Абсолютная геометрия	В указанной минимальной зоне обзора (FOV) все точки на сетке с шагом 5° должны находиться в пределах 3° расчетного положения, измеренного из точки положения глаз каждого пилота, когда изображение выровнено относительно точки положения глаз пилота	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	В системах визуализации с зоной обзора (FOV), превышающей минимальное значение, геометрия за пределами центральной зоны не должна иметь никаких отвлекающих внимание неоднородностей
4.a.2.a.3	Геометрия системы визуализации. Относительная геометрия	Измерения относительных положений точек следует проводить через каждые 5° В зоне от -10° до самой нижней видимой точки, для каждого пилота при азимуте 15° в сторону плоскости симметрии вертолета и 0°, 30°, 60° и 85°в противоположную сторону следует проводить вертикальные измерения каждые 1° до края видимого изображения Относительное положение от одной точки до другой не должно превышать: Зона 1: 0,075°/градус; Зона 2: 0,15°/градус; Зона 3: 0,2°/градус	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Для диаграммы, представляющей зоны 1, 2 и 3, и дальнейшего рассмотрения этого испытания см. п. 3.6.3.3 в этом добавлении. *Примечание. При проведении периодического испытания в ходе проверок рекомендуется использовать простой предельный калибр*
4.a.2.b		Геометрия изображения не должна иметь отвлекающих внимания неоднородностей		✓					

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4.а.3	Разрешающая способность (детектирование объектов)	Не более 2 угловых минут	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Разрешающая способность демонстрируется испытанием объектов, которые занимают требуемый визуальный угол в каждом визуальном канале, используемом в картине, из точки положения глаз пилота. Объект, противолежащий глазу пилота, должен соответствовать 2 угловым минутам. Для испытания в горизонтальной плоскости это можно продемонстрировать с использованием разметки входной кромки ВПП. Следует также продемонстрировать такое соответствие и для испытания в вертикальной плоскости. В ЗОС противолежащие углы должны подтверждаться расчетами
	Разрешающая способность (детектирование объектов)	Не более 3 угловых минут	Неприменимо						Разрешающая способность демонстрируется испытанием объектов, которые занимают требуемый визуальный угол в каждом визуальном канале, используемом в картине, из точки положения глаз пилота. Объект, противолежащий глазу пилота, должен соответствовать 3 угловым минутам. Для испытания в горизонтальной плоскости это можно продемонстрировать с использованием разметки входной кромки ВПП. Следует также продемонстрировать такое соответствие и для испытания в вертикальной плоскости. В ЗОС противолежащие углы должны подтверждаться расчетами
	Разрешающая способность (детектирование объектов)	Не более 4 угловых минут	Неприменимо	✓					Разрешающая способность демонстрируется испытанием объектов, которые занимают требуемый визуальный угол в каждом визуальном канале, используемом в картине, из точки положения глаз пилота. Объект, противолежащий глазу пилота, должен соответствовать 4 угловым минутам. Для испытания в горизонтальной плоскости это можно продемонстрировать с использованием разметки входной кромки ВПП. Следует также продемонстрировать такое соответствие и для испытания в вертикальной плоскости. В ЗОС противолежащие углы должны подтверждаться расчетами

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a.4	Размер точечного источника света	Не более 5 угловых минут	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Размер точечного источника света должен измеряться с помощью тестового шаблона, состоящего из одного ряда световых точек белого цвета, отображаемого горизонтальной и вертикальной строками. Должна предусматриваться возможность перемещения световых точек относительно точки положения глаз пилота по всем осям. В точке, в которой модуляция света в каждом визуальном канале становится заметной, следует произвести расчет для определения интервалов между световыми точками. Требуется ЗОС для указания метода испытаний и расчета
	Размер точечного источника света	Не более 8 угловых минут	Неприменимо	✓					
4.a.5	Коэффициент контрастности растрового изображения поверхности	Не менее чем 8:1	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Коэффициент контрастности поверхности следует измерять с помощью растрового тестового шаблона, заполняющего все визуальное изображение (все каналы). Тестовый шаблон должен состоять из квадратов черного и белого цвета размерами не более 10° с белым квадратом в центре каждого канала. Следует проводить измерения ярких квадратов, используя апертурный фотометр с шагом 1° и вычислять среднее значение. Величина минимальной яркости должна составлять 7 кд/м^2 (2 фут-ламберт). Измеряются темные квадраты. Коэффициент контрастности составляет среднюю величину яркости белого квадрата, деленную на среднюю величину яркости черного квадрата. *Примечание 1. При тестировании коэффициента контрастности уровни общего освещения задней части кабины и кабины экипажа FSTD должны быть настолько низкими, насколько это практически возможно.* *Примечание 2. Измерения следует проводить в центре квадратов, чтобы не допустить проникновения света в измерительный прибор*

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	Коэффициент контрастности растрового изображения поверхности	Не менее чем 5:1	Неприменимо						Коэффициент контрастности поверхности следует измерять с помощью растрового тестового шаблона, заполняющего все визуальное изображение (все каналы). Тестовый шаблон должен состоять из квадратов черного и белого цвета размерами 5° с белым квадратом в центре каждого канала. Измерение следует проводить на центральном белом квадрате каждого канала, используя апертурный фотометр с шагом 1°. Величина минимальной яркости должна составлять 7 кд/м^2 (2 фут-ламберт). Измеряются темные квадраты. Коэффициент контрастности – величина яркости белого квадрата, деленная на величину черного квадрата. *Примечание 1. При тестировании коэффициента контрастности уровни общего освещения задней части кабины и кабины экипажа FSTD должны быть настолько низкими, насколько это практически возможно.* *Примечание 2. Измерения следует проводить в центре квадратов, чтобы не допустить проникновения света в измерительный прибор*
	Коэффициент контрастности растрового изображения поверхности	Не менее чем 4:1	Неприменимо	✓					
4.a.6	Коэффициент контрастности точечного источника света	Не менее чем 25:1	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Коэффициент контрастности точечного источника света следует измерять с помощью тестового шаблона, показывающего область более 1° площади, заполненной белыми точечными источниками света, и сравнивать с соседним фоном. *Примечание. Модуляция точечных источников света должна быть чуть заметной на каллиграфических системах и не заметной на растровых системах.* При измерении яркости фона яркий квадрат должен находиться вне зоны обзора фотометра (FOV). *Примечание. При тестировании коэффициента контрастности уровни общего*
	Коэффициент контрастности точечного источника света	Не менее чем 10:1	Неприменимо						
	Коэффициент контрастности точечного источника света	Не менее чем 8:1	Неприменимо	✓					

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
									освещения задней части кабины и кабины экипажа FSTD должны быть настолько низкими, насколько это практически возможно
4.a.7	Яркость точечного источника света	Не менее чем 30 кд/м^2 (8,8 фут-ламберт)	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Точечные источники света должны воспроизводиться в виде матрицы, образующей квадрат. В каллиграфических системах точечные источники света должны слегка сливаться. На растровых системах точечные источники света должны перекрываться таким образом, чтобы квадрат был сплошным (отдельные точечные источники света не видны)
	Яркость точечного источника света	Не менее чем 20 кд/м^2 (5,8 фут-ламберт)	Неприменимо						
4.a.8	Яркость поверхности	Не менее чем 20 кд/м^2 (5,8 фут-ламберт) на изображении	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Яркость поверхности следует измерять на белом растре, используя апертурный фотометр с полем зрения 1°. Точечные источники света неприемлемы. Допускается использование каллиграфических возможностей для усиления яркости растрового изображения
	Яркость поверхности	Не менее чем 14 кд/м^2 (4,1 фут-ламберт) на изображении	Неприменимо						
4.a.9	Уровень черного и последовательная контрастность	Интенсивность черного: яркость черного многоугольника – яркость фона < 0,015 кд/м^2 (0,004 фут-ламберт). Последовательная контрастность: яркость белого многоугольника / (яркость черного многоугольника – яркость фона) > 2000:1	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Фотометр должен устанавливаться неподвижно с обзором передней центральной части каждого дисплея. Все проекторы должны быть выключены и в кабине создана максимально возможная темнота. Следует снять основные показания оставшегося окружающего освещения экрана. После этого следует включить проекторы, чтобы отобразился черный многоугольник, а затем вторично снять показания и зафиксировать различия между этими показаниями и данными об уровне окружающего освещения. После этого следует измерить полную яркость белого многоугольника для тестирования последовательной контрастности

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
									Это испытание обычно требуется проводить только для **светоклапанных проекторов**. Если это испытание не проводится, то следует представлять ЗОС с указанием причин
4.a. 10	Размытость движения	Модуляция между белыми квадратами должна быть видимой с зазорами, составляющими 3 угловые минуты или меньше, при вращении шаблона со скоростью 10°/с	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Тестовый шаблон представляет собой решетку, состоящую из пяти квадратов самого яркого белого цвета и уменьшающихся по ширине черных зазоров между ними. Диапазон ширины черных зазоров должен выходить за пределы требуемого различимого зазора выше и ниже с шагом в 1 угловую минуту. Ширина самых ярких белых квадратов должна быть в 4 раза больше ширины черных зазоров, чтобы избежать временных искажений. Шаблон вращается с требуемой скоростью. Для проведения испытания по двум осям следует использовать два набора квадратов, один вращающийся по курсу, а второй по тангажу. Ряд стационарных чисел определяет размер зазоров. *Примечание. Это испытание может быть ограничено техническими возможностями визуализации. В отношении таких ограничений необходимо консультироваться с NAA.* Это испытание обычно требуется проводить только для **светоклапанных проекторов**. Если испытание не проводится, следует представлять ЗОС с указанием причин.
4.a. 11	Текстура/ пятнистость (спекл-тест)	Контрастность текстуры должна быть <10 %	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Требуется ЗОС с описанием метода испытаний. Обычно это испытание требуется проводить только для **лазерных проекторов**. Если испытание не проводится, следует представлять ЗОС с указанием причин

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a. 12	Уровень черного при использовании для подготовки моделируемых очков ночного видения (NVG) (только для устройства EFVS типа 3 (см. дополнение L к данной части))	Яркость черного многоугольника < = 0,001 кд/м² (0,0003 фут-ламберт)	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Данное испытание следует проводить с нормально работающими проекторами обзора внекабинной обстановки (OTW). При проведении этого испытания инфракрасные проекторы должны быть выключены Если для моделирования OTW и NVG используется только один проектор, испытание должно проводиться именно с таким проектором, работающим в режиме NVG, т.е. с использованием соответствующих фильтров Фотометр должен быть установлен неподвижно и обеспечивать обзор передней центральной части каждого дисплея Все проекторы должны быть выключены и в кабине создана максимально возможная темнота. Следует снять основные показания оставшегося окружающего освещения экрана. После этого следует включить проекторы OTW, чтобы отобразился черный многоугольник, а затем вторично снять показания и зафиксировать различия между этими показаниями и данными об уровне окружающего освещения.
4.a. 13	Яркость точечного источника при использовании для подготовки моделируемых очков ночного видения (NVG) (только для устройства EFVS типа 3 (см. дополнение L к данной части))	Не менее чем 10 кд/м^2 (2,9 фут-ламберт)	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Данное испытание следует проводить с нормально работающими ИК проекторами. При проведении этого испытания проекторы обзора внекабинной обстановки (OTW) должны быть выключены. Если для воспроизведения обзора внекабинной обстанови (OTW) и работы с очками ночного видения (NVG) используется только один проектор, испытание должно проводиться именно с этим проектором, работающим в режиме NVG, т.е. с использованием соответствующих фильтров. Точечные источники света должны быть представлены в виде матрицы, образующей квадрат.

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
									Для каллиграфических систем точечные источники должны слегка сливаться. Для растровых систем точечные источники должны перекрываться таким образом, чтобы образованный квадрат был сплошным (не должно быть видно отдельных источников света).
4.b	**Индикация на лобовом стекле (HUD)**								
4.b.1	Статическое выравнивание	Статическое выравнивание с представленным изображением. Оптическая ось HUD должна выравниваться относительно центра сферического шаблона представленного изображения. Допуск ± 6 угловых минут			✓	✓	✓	✓	Требование по выравниванию относится только к пилоту, выполняющему полет
4.b.2	Индикация параметров систем вертолета	Должно демонстрироваться функционирование в полном объеме на всех режимах полета			✓	✓	✓	✓	Следует представить заявление о возможностях системы и продемонстрировать эти возможности
4.b.3	Пространственное положение вертолета согласно HUD по сравнению с индикатором положения FSTD (тангаж и крен по горизонту)	Тангаж и крен согласовываются с показаниями приборов вертолета и отображением обзора внекабинной обстановки (OTW) Допуск ±1°	В полете		✓	✓	✓	✓	Требование к выравниванию относится только к пилоту, выполняющему полет
4.c	**Бортовая система технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS)**								
4.c.1	Регистрационное испытание	Выравнивание изображения системы EFVS и OTW должно воспроизводить выравнивание, типичное для вертолета и типа системы	Точка взлета и захода на посадку на высоте 61 м (200 фут) AGL		✓	✓	✓	✓	*Примечание. Следует учитывать эффекты допусков на выравнивание, указанные в испытании 4.b.1*

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
	Регистрационное испытание	Выравнивание изображения системы EFVS и обзора внекабинной обстановки (OTW) должно воспроизводить выравнивание, типичное для вертолета и типа системы	Точка взлета и захода на посадку на высоте 61 м (200 фут) AGL						Требование к выравниванию относится только к пилоту, выполняющему полет. *Примечание. Следует учитывать эффекты допусков на выравнивание, указанные в испытании 4.b.1*
4.c.2	Дальность видимости на ВПП и калибровка видимости при использовании системы EFVS	Изображение системы EFVS представляет вид с высоты 350 м (1200 фут) и дальность видимости на ВПП (RVR) 1600 м (1 статутная миля), включая правильную интенсивность света	В полете		✓	✓	✓	✓	Визуальная картина в инфракрасном диапазоне, характерная для высоты 350 м (1200 фут) и дальности видимости на ВПП (RVR) 1600 м (1 статутная миля). Визуальная картина может быть убрана
4.c.3	Тепловой переход	Демонстрируются эффекты теплового изменения во время перехода от дня к ночи	День и ночь		✓	✓	✓	✓	Визуальная картина должна правильно отображать характеристики теплового изменения в период перехода от дня к ночи
4.d	**Видимый участок земли**								
4.d.1	Видимый участок земли. Это испытание проводится только для вертолетов, оборудованных системой посадки по приборам (ILS). В тех случаях, когда угол обзора прямо по курсу вниз из кабины пилотов превышает отображаемую зону обзора (FOV) (нижнюю его часть), то при испытании должен использоваться угол обзора отображения вниз	Ближний конец: должно быть видно правильное количество огней приближения в расчетном видимом участке земли (VGS). Дальний конец: ±20 % от расчетного видимого участка земли (VGS). В FSTD должны быть видны те входные огни ВПП, которые должны быть видны согласно расчетам	Балансировка в посадочной конфигурации на высоте колес/полозкового шасси 30 м (100 фут) над зоной приземления ВПП на глиссаде при установке RVR 300 м (1000 фут) или 350 м (1200 фут)		✓	✓	✓	✓	Это испытание предназначено для оценки факторов, влияющих на точность визуальной картины, воспроизводимой для пилота на высоте принятия решения (DH) при заходе на посадку по ILS. Эти факторы включают: 1) дальность видимости на ВПП (RVR)/видимость; 2) точность моделирования наклона глиссады (G/S) и курсового посадочного маяка (положение и наклон) при выполнении посадки по ILS; 3) определенные массы, конфигурации и скорости, характерные для точки в пределах области эксплуатационных режимов вертолета для нормального захода на посадку и посадки; 4) радиовысотомер. Для неспецифических по типу устройств следует использовать угол наклона траектории, характерный для данной группы вертолетов.

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
									Примечание. Если используется неоднородный туман, то в расчет видимости наклонной дальности, используемой для вычисления параметров видимого участка земли (VGS), должно быть включено вертикальное изменение горизонтальной видимости и его описание.
4.e	**Производительность системы визуализации**								
4.e.1	Производительность системы: день, сумерки, ночь	Не менее 10000 видимых текстурированных поверхностей, 5000 точечных источников света, 16 движущихся объектов	Неприменимо		✓	✓	✓	✓	Демонстрируется путем использования визуальной картины, передаваемой теми же режимами формирования изображений, которые используются для создания визуальных картин при обучении пилотов. Необходимые поверхности, точечные источники света и движущиеся объекты должны воспроизводиться одновременно. Указанная производительность должна обеспечивать воспроизведение условий в любое время дня
4.e.2	Производительность системы: день, сумерки, ночь	Не менее 6000 видимых текстурированных поверхностей, 5000 точечных источников света, 16 движущихся объектов	Неприменимо						
4.e.3	Производительность системы: день, сумерки, ночь	Не менее 6000 видимых текстурированных поверхностей, 1000 точечных источников света	Неприменимо	✓					

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5	**СИСТЕМА ИМИТАЦИИ ЗВУКОВ**								
5.a	**Основные требования**								Все испытания для типов IV и V в данном разделе должны проводиться с использо-ванием невзвешенного формата 1/3 октавной полосы от полосы минимум 17 до 42 (50 Гц – 16 кГц). Следует проводить измерение в течение минимум 20 с, в месте, соответствующем утвержденному набору данных. Утвержденный набор данных и результаты FSTD должны готовиться с использованием методов анализа сопоставимых данных. См. п. 3.7 в данном добавлении. Испытания для типа III в данном разделе могут представляться как единый общий уровень звукового давления (SPL)

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	1) Готовность к запуску двигателя	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	На земле					✓	Нормальный режим перед запуском двигателей. По мере необходимости должна быть запущена ВСУ. <u>Для типа V</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	2) Работа всех двигателей на нормальном режиме малого газа a) НВ не вращается (если применимо); b) НВ вращается	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.	На земле					✓	<u>Для типа V</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой.				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	3) Нормальный режим работы всех двигателей в полете	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.	На земле					✓	Нормальный режим перед отрывом от земли. <u>Для типа V</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	4) В режиме висения; a) В зоне влияния земли b) Вне зоны влияния земли	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.	Висение					✓	<u>Для типа V</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>: Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	5) При наборе высоты	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	Набор высоты при выполнении полета по маршруту					✓	Средняя высота полета. <u>Для типа V</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	6) В полете на крейсерском режиме	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	Полет в крейсерском режиме					✓	Нормальная конфигурация крейсерского полета. <u>Для типа V</u>: Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>: Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	7) Установившийся разворот	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	Полет в крейсерском режиме					✓	Углы крена от 30° до 45°. <u>Для типа V</u>: Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>: Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	8) В режиме РСНВ (авторотация)	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	РСНВ в стабильном режиме снижении					✓	Номинальная частота вращения НВ. <u>Для типа V</u>: Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>: Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a	9) На конечном этапе захода на посадку	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	Посадка					✓	Постоянная воздушная скорость. <u>Для типа V</u>: Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для типа V</u>: Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ					✓		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.b	**Особые случаи**	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ						✓	Это особые случаи устойчивого состояния, имеющие особое значение для пилота, которые важно учитывать при его обучении, или характерные для конкретного типа или модели вертолета. <u>Для типа V</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления.
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ					✓		<u>Для типа V</u>: Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок Все испытания для типов IV и V в данном разделе должны проводиться с использованием невзвешенного формата 1/3 октавной полосы от полосы минимум 17 до 42 (50 Гц – 16 кГц). Следует проводить измерение, минимум 20 с, если возможно, в месте, соответствующем утвержденному набору данных. Утвержденный набор данных и результаты FSTD должны готовиться с использованием методов анализа сопоставимых данных. См. п. 3.7 данного добавления. Для типа III испытания данного раздела могут представляться как единый общий уровень звукового давления (SPL)
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
5.c	**Фоновый шум FSTD**	Первоначальная оценка: уровни фонового шума должны быть значительно ниже уровней, представленных на рис. B-6 данного добавления. Периодическая оценка: ±3 дБ на 1/3 октавной полосы по сравнению с первоначальной оценкой					✓	✓	Результаты измерения фонового шума при первоначальной квалификационной оценке должны включаться в QTG и утверждаться NAA, проводившей квалификационную оценку. Проводится оценка имитируемых звуков с целью убедиться, что фоновый шум не мешает обучению. См.п. 3.7.7 данного добавления.
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓			Измерения должны проводиться во время имитации полета в звуконепроницаемой кабине с заглушенными звуками. Все испытания для типов IV и V в данном разделе должны проводиться с использованием невзвешенного формата 1/3 октавной полосы от полосы минимум 17 до 42 (50 Гц – 16 кГц). Для типа III испытания данного раздела могут представляться как единый общий уровень звукового давления (SPL)
5.d	**Частотная характеристика**	Первоначальная оценка не проводится. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ					✓	✓	Требуется только в случае необходимости использования результатов во время периодических оценок согласно п. 3.7.8 данного добавления. Результаты должны быть признаны NAA при первоначальной квалификационной оценке. Все испытания для типов IV и V в данном разделе должны проводиться с использованием невзвешенного формата 1/3 октавной полосы от полосы минимум 17 до 42 (50 Гц – 16 кГц).
		Первоначальная оценка не проводится. Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой.				✓			Для Типа III это испытание должно проводиться в трех диапазонах частот (высокий, средний и низкий диапазоны)

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	Тип I	Тип II	Тип III	Тип IV	Тип V	ПРИМЕЧАНИЯ
6	**СИСТЕМНАЯ ИНТЕГРАЦИЯ**								
6.a	**Время реакции систем**								
6.a	1) Транспортная задержка	85 мс или менее после завершения перемещения рычага управления	Тангаж, крен и рыскание			✓	✓	✓	Для каждой оси необходимо проводить одно отдельное испытание. Если установлена система EFVS, то система EFVS должна реагировать в диапазоне ±30 мс от времени реакции системы визуализации, но не ранее реагирования системы подвижности. *Примечание. Время запаздывания, вносимое электронными элементами системы EFVS вертолета, следует прибавлять к 30 мс допуска перед сравнением с точкой отсчёта для системы визуализации, как это указано в дополнении G к данной части руководства*
		120 мс или менее после завершения перемещения рычага управления		✓	✓				

Добавление С

ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ И СУБЪЕКТИВНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Точность воспроизведения функций систем вертолета должна проверяться с рабочих мест каждого члена экипажа. Это включает порядок действий с использованием Летного руководства вертолета (ЛРВ) и контрольных перечней. Проводится субъективная оценка характеристик управляемости и летно-технических характеристик работы систем FSTD, характерных для реального вертолета, а так же систем воспроизведения воздействий на пилота в FSTD (например, визуальных, звуковых, акселерационных) и вспомогательных систем (например, РМИ). Необходимо предварительно согласовать все вопросы с NAA, несущей ответственность за оценку, чтобы гарантировать эффективное и своевременное проведение функциональных испытаний и чтобы члены группы, проводящей оценку, обладали требуемыми навыками, опытом и специальными знаниями.

1.2 Потребность в проведении функциональных и субъективных испытаний определяется необходимостью подтвердить, что в результате моделирования создана полностью интегрированная и приемлемая копия вертолета. В отличие от объективных испытаний, перечисленных в добавлении В к данной части руководства, субъективное испытание должно охватывать те области режимов полета, которые могут быть в достаточной мере усвоены обучаемым пилотом. Как и валидационные испытания, функциональные и субъективные испытания, проводимые во время первоначальной оценки, являются лишь "выборочной проверкой", а не строгой экспертизой качества моделирования во всех областях режимов полета и функционирования систем вертолета. Эксплуатант должен провести приемо-сдаточные испытания FSTD с помощью изготовителя FSTD еще до того, как тренажерное устройство будет представлено экспертам NAA для проведения первоначальной оценки.

1.3 По просьбе эксплуатанта, в ходе функциональных и субъективных испытаний во время общей оценки FSTD могут быть проведены оценки по специальным аспектам соответствующей программы подготовки пилотов. Такая оценка может включать в себя часть программы LOFT (летная подготовка в условиях, максимально приближенных к реальным), специальные сценарии, характерные для выполнения определенной тактической задачи или сформированные эксплуатантом, или особо важные задачи программы подготовки пилотов. Результаты такой оценки не влияют на действующий статус FSTD, если они непосредственно не связаны с требованиями, определяющими его действующий квалификационный уровень.

1.4 Функциональные испытания должны проводиться согласно логической последовательности операций в полете одновременно с оценкой летно-технических характеристик и характеристик управляемости. Это также позволяет FSTD функционировать в течение двух-трех часов в режиме реального времени, без перестановки этапов полета или "замораживания", предоставляя тем самым доказательство надежности.

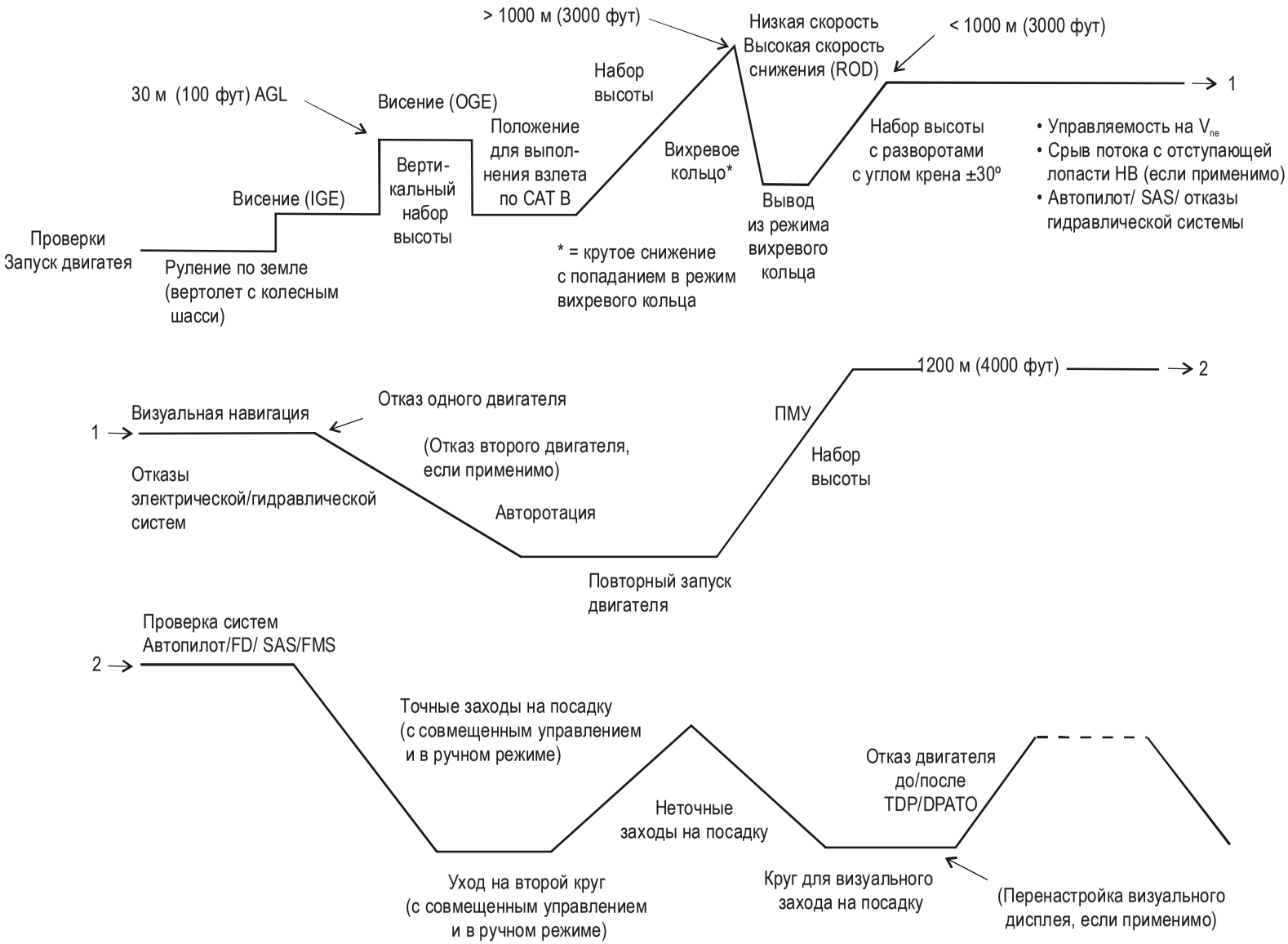
1.5 FSTD должно пройти оценку, которая гарантирует, что выбор и перестановка этапов полета, возврат параметров полета в начальные условия и "замораживание" обеспечивают эффективное и результативное обучение пилотов.

2. ТРЕБОВАНИЯ К ИСПЫТАНИЯМ

2.1 Наземные и летные испытания, а также другие проверки, требуемые для квалификационной оценки, перечислены ниже в таблице функциональных и субъективных испытаний. В эту таблицу включены те маневры и процедуры, которые гарантируют, что функции и характеристики FSTD соответствуют его использованию при подготовке, тестировании и проверке умений пилотов выполнять маневры и процедуры, обычно включаемые в утвержденную программу подготовки пилотов. Вполне понятно, что если какие-то определенные наземные или летные испытания, а также другие необходимые проверки неприменимы для моделируемого вертолета, или они не характерны для области применения вертолета эксплуатантом, то нет необходимости проводить такие испытания или проверки. Не должно быть каких-либо негативных последствий для подготовки, которые связаны с выполнением маневров и процедур, определенных для какого-либо типа FSTD, адекватность воспроизведения нескольких характеристик которого находится на уровне "R" или "G".

2.2 Для штатных и, в соответствующих случаях, альтернативных ситуаций должна проводиться оценка типовой выборки функций систем. Проверки порядка действий в штатных, нештатных и аварийных ситуациях, связанных с этапом полета, следует проводить при оценке маневров или событий в рамках этого этапа полета. Влияние отобранных неисправностей на характеристики должно быть достаточным для правильного выполнения соответствующих процедур и проверок. В отдельном списке под заголовком "любой этап полета" перечислены системы, проверкам которых при проведении испытаний должно уделяться особое внимание.

2.3 Ниже приведен типовой профиль "полета" при проведении субъективных и функциональных испытаний:


> 1000 м (3000 фут)
Низкая скорость
Высокая скорость
снижения (ROD)
< 1000 м (3000 фут)
1
30 м (100 фут) AGL
Висение (OGE)
Набор
высоты
Положение
для выпол-
нения взлета
по CAT B
Вихревое
кольцо*
Набор высоты
с разворотами
с углом крена ±30°
• Управляемость на V_{ne}
• Срыв потока с отступающей
лопасти НВ (если применимо)
• Автопилот/ SAS/ отказы
гидравлической системы
Висение (IGE)
Верти-
кальный
набор
высоты
Вывод
из режима
вихревого
кольца
Проверки
Запуск двигатея
Руление по земле
(вертолет с колесным
шасси)
* = крутое снижение
с попаданием в режим
вихревого кольца
1200 м (4000 фут)
2
Визуальная навигация
Отказ одного двигателя
1
ПМУ
(Отказ второго двигателя,
если применимо)
Набор
высоты
Отказы
электрической/гидравлической
систем
Авторотация
Повторный запуск
двигателя
Проверка систем
Автопилот/FD/ SAS/FMS
2
Точные заходы на посадку
(с совмещенным управлением
и в ручном режиме)
Неточные
заходы на посадку
Отказ двигателя
до/после
TDP/DPATO
Уход на второй круг
(с совмещенным управлением
и в ручном режиме)
Круг для визуального
захода на посадку
(Перенастройка визуального
дисплея, если применимо)

3. ТАБЛИЦА ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ И СУБЪЕКТИВНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Примечание. "Прочие" означает любое другое испытание, если это применимо к моделируемому вертолету и если это применимо для типа FSTD.

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
1	**Подготовка к полету**					
1.a	Функциональная проверка. Выполнить проверку функционирования всех переключателей, индикаторов, систем и оборудования на рабочих местах всех членов летного экипажа и инструкторов и определить, что:					
1.a.1	Конструкция и функционирование оборудования кабины экипажа соответствуют имитируемому вертолету			✓	✓	✓
1.a.2	Конструкция и функционирование оборудования являются типовыми для класса вертолетов	✓	✓			
1.a.3	Общее освещение обеспечивает ровный уровень освещенности и не мешает экипажу ВС	✓	✓	✓	✓	✓
2	**Операции на земле (предполетные)**					
2.a	Запуск ВСУ/двигателя, раскрутка двигателя					
2.a.1	Штатный запуск	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.2	Альтернативные процедуры запуска	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.3	Особые случаи запуска и останова двигателя (заброс температуры газов, зависание оборотов, пожар и т. д.)	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.4	Запуск несущего винта/срабатывание муфты сцепления и раскрутка, отключение муфты сцепления и замедление НВ					
2.a.4.a	Запуск несущего винта/срабатывание муфты сцепления и раскрутка	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.4.b	Отключение муфты сцепления и замедление несущего винта (расхождение стрелок)	✓	✓	✓	✓	✓
2.a.4.c	Земной резонанс (если он присущ имитируемому типу вертолета)			✓	✓	✓
2.a.4.d	Обледеневшая/скользкая поверхность			✓	✓	✓
2.a.5	Проверки систем после запуска (например, электрической, гидравлической, управления полетом, автопилота, радиосистем и систем освещения)	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
2.b	**Руление: на земле**					
2.b.1	Заданнные значения силы трения в рычагах управления общим/циклическим шагом НВ	✓	✓	✓	✓	✓
2.b.2	Усилие, которое требуется для создания входного воздействия при рулении или управлении циклическим шагом			✓	✓	✓
2.b.3	Работа тормозов (эффективность/отказы)		✓	✓	✓	✓
2.b.4	Управляемость при движении по земле		✓	✓	✓	✓
2.b.5	Руление по воде/управляемость/ поплавки			✓	✓	✓
2.b.6	Фиксирование носового/хвостового колеса	✓	✓	✓	✓	✓
2.b.7	Минимальный радиус разворота			✓	✓	✓
2.b.8	Вспомогательные средства руления (например, движущаяся карта)			✓	✓	✓
2.b.9	Загрязненность поверхности (вода, снег, лед, песок и т. д.)		✓	✓	✓	✓
2.b.10	Неровность поверхности				✓	✓
2.b.11	Тип поверхности (твердая, мягкая и т. д.)			✓	✓	✓
2.b.12	Прочие					
2.c	Руление: висение/по воздуху/перемещение/горизонтальный полет					
2.c.1	Характеристики отрыва при наличии и отсутствии ветра		✓	✓	✓	✓
2.c.2	Характеристики висения, работа двигателей и показания приборов *Примечание. Режимы висения должны выполняться с включенной и выключенной системой повышения устойчивости (SAS), с включенной и выключенной системой стабилизации относительной высоты, с включенным и выключенным триммером ручки управления циклическим шагом*					
2.c.2.a	В зоне влияния земли (IGE)		✓	✓	✓	✓
2.c.2.b	Вне зоны влияния земли (OGE)		✓	✓	✓	✓
2.c.2.c	При наличии и отсутствии ветра					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
2.c.3	Проверка мощности при висении					
2.c.3.a	В зоне влияния земли (IGE)		✓	✓	✓	✓
2.c.3.b	Вне зоны влияния земли (OGE)		✓	✓	✓	✓
2.c.4	Развороты в режиме висения (вокруг точки, круг кабиной вперед, круг хвостом вперед)		✓	✓	✓	✓
2.c.5	Эффект парирования крутящего момента/путевого управления		✓	✓	✓	✓
2.c.6	Тенденция к горизонтальному перемещению		✓	✓	✓	✓
2.c.7	Висение при боковом, попутном, встречном ветре или при отсутствии ветра		✓	✓	✓	✓
2.c.8	Критический азимут			✓	✓	✓
2.c.9	Руление по воздуху/перемещение/горизонтальный полет (вперед, вбок, назад)		✓	✓	✓	✓
3	**Взлет и вылет**					
3.a	В штатных условиях					
3.a.1	С земли		✓	✓	✓	✓
3.a.2	Из режима висения					
3.a.2.a	CAT A и/или PC1/PC2 для всех утвержденных профилей			✓	✓	✓
3.a.2.b	CAT B или PC3		✓	✓	✓	✓
3.b	С разбегом (взлет "по-самолетному")			✓	✓	✓
3.c	При боковом/попутном ветре		✓	✓	✓	✓
3.d	С максимальной мощностью		✓	✓	✓	✓
3.e	С максимальной сертифицированной взлетной массой		✓	✓	✓	✓
3.f	По приборам	✓	✓	✓	✓	✓
3.g	С площадки ограниченных размеров		✓	✓	✓	✓
3.h	С площадки с уклоном			✓	✓	✓
3.i	С учетом запаса высоты пролета над препятствиями		✓	✓	✓	✓
3.j	С высокорасположенных вертодромов/площадок/палубы/платформы		✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
3.k	Вертикальный		✓	✓	✓	✓
3.l	С большой высоты		✓	✓	✓	✓
3.m	Взлет в особых условиях: снег, песок, пыль		✓	✓	✓	✓
3.n	Переход в прямолинейный горизонтальный полет		✓	✓	✓	✓
3.o	Особые/аварийные ситуации при выполнении взлета и вылета					
3.o.1	Отказ двигателя			✓	✓	✓
3.o.2	Прерванный взлет/вынужденная посадка					
3.o.2.a	Над землей		✓	✓	✓	✓
3.o.2.b	Над водой		✓	✓	✓	✓
3.o.3	CAT A и/или PC1/PC2					
3.o.3.a	Отказ двигателя до точки принятия решения при взлете (TDP)			✓	✓	✓
3.o.3.b	Отказ двигателя в точке принятия решения при взлете (TDP) или после ее прохождения		✓	✓	✓	✓
3.p	Вылет по приборам	✓	✓	✓	✓	✓
3.q	Прочие					
4	**Набор высоты**					
4.a	В штатных условиях	✓	✓	✓	✓	✓
4.b	Высота над препятствием		✓	✓	✓	✓
4.c	Наилучшая скороподъемность	✓	✓	✓	✓	✓
4.d	Наилучший угол набора высоты	✓	✓	✓	✓	✓
4.e	Вертикальный набор высоты		✓	✓	✓	✓
4.f	С одним или несколькими неработающими двигателями		✓	✓	✓	✓
4.g	Выравнивание	✓	✓	✓	✓	✓
4.h	Полеты по CAT A и/или PC1/PC2 для всех утвержденных профилей при отказе двигателя вплоть до высоты 300 м (1000 фут) над превышением вертодрома		✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
4.i	Прочие					
5	**Крейсерский полет**					
5.a	Летно-технические характеристики и летные качества					
5.a.1	Прямолинейный и горизонтальный полет	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.2	Полет на малой скорости (не ниже скорости ETL)	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.3	Разгоны и торможения	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.4	Вибрации на больших скоростях			✓	✓	✓
5.a.5	Предупреждение о превышении допустимой скорости			✓	✓	✓
5.a.6	Развороты					
5.a.6.a	В штатных условиях	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.6.b	Стандартные значения скоростей (значения ½, 1 и 2)	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.6.c	Глубокие виражи/развороты (угол крена 30° и 45°)	✓	✓	✓	✓	✓
5.a.6.d	Эффект обратимости сервоприводов органов управления полетом			✓	✓	✓
5.b	Маршрутная навигация					
5.b.1	Точность карты местности для выбора места вынужденной посадки		✓	✓	✓	✓
5.b.2	Точность карты местности для визуальной навигации		✓	✓	✓	✓
5.b.3	Радионавигация	✓	✓	✓	✓	✓
6	**Снижение и прибытие**					
6.a	Штатное снижение	✓	✓	✓	✓	✓
6.b	Снижение с максимальной вертикальной скоростью/ неаварийный режим самовращения НВ (ПВП и ППП)	✓	✓	✓	✓	✓
6.c	Снижение на режиме самовращения НВ					
6.c.1	Прямолинейное			✓	✓	✓
6.c.2	С разворотом			✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
6.c.3	Приборные метеорологические условия (ПМУ)			✓	✓	✓
6.c.4	До посадки					✓
6.c.5	Восстановление мощности			✓	✓	✓
6.d	Прибытие по приборам	✓	✓	✓	✓	✓
7	**Заход на посадку и посадка по приборам** Из приведенного списка должны быть выбраны только те испытания захода на посадку и посадки по приборам, которые относятся к моделируемому типу вертолета или его системам, причем испытания должны выполняться с ограничениями по скорости ветра и при соответствующих отказах системы					
7.a	Точный заход на посадку до относительной/абсолютной высоты принятия решения					
7.a.1	Со всеми работающими двигателями	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.2	С одним неработающим (или несколькими неработающими) двигателем(ями)	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.3	Заход на посадку при совмещенном управлении с автопилотом (3, 4 оси)	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.4	Заход в ручном режиме по указаниям командного пилотажно-навигационного прибора	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.5	Заход в ручном режиме без указаний командного пилотажно-навигационного прибора (необработанные данные)	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.6	С системами HUD/EFVS		✓	✓	✓	✓
7.a.7	Процедуры захода на посадку					
7.a.7.a	Система посадки по приборам (ILS)					
7.a.7.a.1	Опубликованные заходы на посадку по CAT I	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.7.a.2	Опубликованные заходы на посадку по CAT II			✓	✓	✓
7.a.7.b	С системами DGPS/GLS	✓	✓	✓	✓	✓
7.a.7.c	Прочие					
7.b	Неточный заход на посадку до высоты принятия решения					
7.b.1	Со всеми работающими двигателями	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.2	С одним неработающим (или с несколькими неработающими) двигателем(ями)	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
7.b.3	Заход на посадку при совмещенном управлении с автопилотом (3, 4 оси)	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.4	Заход в ручном режиме по указаниям командного пилотажно-навигационного прибора (FD)	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.5	Заход в ручном режиме без указаний командного пилотажно-навигационного прибора (FD) (необработанные данные)	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.6	С системами HUD/EFVS		✓	✓	✓	✓
7.b.7	Процедуры захода на посадку					
7.b.7.a	ARA		✓	✓	✓	✓
7.b.7.b	NDB	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.c	VOR, VOR/DME, TACAN	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.d	RNAV/RNP/GNSS/RNP APCH, RNP AR APCH, PINS	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.e	ILS LLZ (LOC), LLZ с обратным курсом (или LOC-BC).	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.f	Смещенный курсовой радиомаяк системы ILS/SDF (упрощенный курсовой маяк)	✓	✓	✓	✓	✓
7.b.7.g	Полет по кругу (заход до маневра визуального полета по кругу)	✓	✓	✓	✓	✓
7.c	Уход на второй круг (включая точку ухода на второй круг)					
7.c.1	Со всеми работающими двигателями, вручную и при совмещенном управлении с автопилотом	✓	✓	✓	✓	✓
7.c.2	С одним неработающим (или с несколькими неработающими) двигателем(ями), вручную и при совмещенном управлении с автопилотом	✓	✓	✓	✓	✓
7.c.3	При отказе автопилота/системы повышения устойчивости в полете			✓	✓	✓
8	**Визуальный заход на посадку**					
8.a	В штатных условиях		✓	✓	✓	✓
8.b	Крутой		✓	✓	✓	✓
8.c	Пологий		✓	✓	✓	✓
8.d	Вертикальный		✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
8.e	На посадочные площадки с возвышением/высокорасположенные площадки/ площадки в горной местности/площадки с уклоном		✓	✓	✓	✓
8.f	На палубу (корабля)/платформу буровой установки		✓	✓	✓	✓
8.g	На площадку ограниченных размеров		✓	✓	✓	✓
8.h	При боковом/попутном ветре		✓	✓	✓	✓
8.i	По визуальной схеме движения		✓	✓	✓	✓
8.j	Визуальный полет по кругу для выполнения посадки после захода на посадку по приборам		✓	✓	✓	✓
8.k	Быстрое торможение		✓	✓	✓	✓
8.l	Заход на вынужденную посадку		✓	✓	✓	✓
8.m	Зависание (переход на режим висения)		✓	✓	✓	✓
8.n	С системами HUD/EFVS		✓	✓	✓	✓
8.o	Прочие					
8.p	Уход на второй круг					
8.p.1	Со всеми работающими двигателями		✓	✓	✓	✓
8.p.2	С одним неработающим двигателем		✓	✓	✓	✓
8.p.3	Прерванная посадка на платформу буровой установки/палубу корабля		✓	✓	✓	✓
8.q	Полеты по CAT A или PC1/PC2 для всех утвержденных профилей от 300 м (1000 футов) над превышением вертодрома до или после точки принятия решения при посадке (LDP)		✓	✓	✓	✓
9	**Переход к этапу посадки/приземление**					
9.a	Из режима висения		✓	✓	✓	✓
9.b	С пробегом ("по-самолетному")			✓	✓	✓
9.c	На площадку с уклоном			✓	✓	✓
9.d	Тип поверхности (твердая, мягкая, вода)			✓	✓	✓
9.e	С боковым/попутным ветром		✓	✓	✓	✓
9.f	С большой высоты		✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
9.g	В особых условиях (снег, песок, пыль, водяные брызги)			✓	✓	✓
9.h	На посадочные площадки с возвышением/высокорасположенные площадки/площадки в горной местности		✓	✓	✓	✓
9.i	На палубу корабля/платформу буровой установки			✓	✓	✓
9.j	Из режима визуального захода на посадку		✓	✓	✓	✓
9.k	Из режима захода на посадку по приборам до допустимой минимальной высоты, затем выполнение посадки по правилам визуального захода на посадку	✓	✓	✓	✓	✓
9.l	На режиме самовращения НВ (авторотации)			✓	✓	✓
9.m	При отказе систем контроля противовращения/путевой управляемости			✓	✓	✓
9.n	Прочие					
9.o	Полеты по CAT A для всех утвержденных профилей (PC1/PC2)					
9.o.1	Посадка при отказе двигателя до точки принятия решения о посадке (LDP)		✓	✓	✓	✓
9.o.2	Посадка при отказе двигателя в или после точки принятия решения о посадке (LDP)		✓	✓	✓	✓
10	**Останов двигателя и размещение на стоянке**					
10.a	Работа двигателя и систем	✓	✓	✓	✓	✓
10.b	Работа стояночного тормоза	✓	✓	✓	✓	✓
10.c	Отключение и замедление НВ	✓	✓	✓	✓	✓
10.d	Работа тормоза НВ	✓	✓	✓	✓	✓
10.e	Аварийная эвакуация	✓	✓	✓	✓	✓
10.f	Прочие					
11	**Любой этап полета**					
11.a	Работа систем вертолета и силовой установки (при наличии таковых), включая нештатные и аварийные процедуры					
11.a.1	Система наддува и кондиционирования воздуха			✓	✓	✓
11.a.2	Автопилот и командно-пилотажный прибор	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
11.a.3	Система повышения устойчивости и управляемости	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.4	Система связи	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.5	Система электроснабжения	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.6	Система обнаружения дыма и сигнализации пожара и система пожаротушения	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.7	Рычаги управления полетом	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.8	Компьютеры системы управления полетом	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.9	Система стабилизации/стабилизатор	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.10	Топливная и масляная системы	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.11	Гидравлическая система	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.12	Противообледенительная система/система удаления льда	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.13	Шасси, включая время их выпуска, и задействование поплавков	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.14	Освещение (наружное и внутреннее)	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.15	Кислородная система			✓	✓	✓
11.a.16	Пневматическая система	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.17	Вспомогательный двигатель/вспомогательная силовая установка (ВСУ)	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.18	Двигатель	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.19	Трансмиссия	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.20	Системы винтов	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.21	Бортовая РЛС, используемая для предупреждения о неблагопрятных метеоусловиях, для преставления рекомендаций по предотвращению угрозы столкновения, а также при выполнении полетов и заходов на посадку в прибрежных районах			✓	✓	✓
11.a.22	Системы предупреждения об опасности сближения с землей и системы предупреждения столкновений (например, HTAWS, EGPWS, GPWS, TCAS)			✓	✓	✓
11.a.23	Системы индикации полетной информации	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.24	Системы пилотажных приборов	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
11.a.25	Системы управления полетом	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.26	Индикаторы на лобовом стекле (включая EFVS, если она используется)		✓	✓	✓	✓
11.a.27	Навигационные системы	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.28	Оборудование предупреждения о сдвиге ветра			✓	✓	✓
11.a.29	Электронный полетный планшет		✓	✓	✓	✓
11.a.30	Автоматические карты контрольных проверок (порядок действий в штатных, нештатных и аварийных ситуациях)	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.31	Системы с речевым управлением	✓	✓	✓	✓	✓
11.a.32	Прочие					
11.b	Порядок действий в воздухе и другие процедуры					
11.b.1	Полет в зоне ожидания	✓	✓	✓	✓	✓
11.b.2	Предотвращение опасных столкновений в воздухе (воздушное движение, метеоусловия, включая визуальную корреляцию)			✓	✓	✓
11.b.3	Удары винта по упорам на валу		✓	✓	✓	✓
11.b.4	Неумышленный вход в зону ПМУ		✓	✓	✓	✓
11.b.5	Восстановление после попадания в необычное пространственное положение	✓	✓	✓	✓	✓
11.b.6	Попадание в сдвиг ветра или грозовой микропорыв					✓
11.b.7	Бортовой метеорологический радиолокатор			✓	✓	✓
11.b.8	Отказ двигателя – повторный запуск			✓	✓	✓
11.b.9	Полеты на большой высоте			✓	✓	✓
11.b.10	Отказы тормозов и пневматиков			✓	✓	✓
11.b.11	Прочие					
11.c	Базовая матрица. Неисправности (см. п. 1.1 добавления C к части I)					
11.c.1	Неисправность системы повышения устойчивости в полете	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.2	Неисправность автопилота в полете	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
11.c.3	Пожар в двигателе на земле или на режиме висения			✓	✓	✓
11.c.4	Пожар в двигателе во время прямолинейного горизонтального полета	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.5	Неисправности двигателя	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.6	Пожар и задымление на земле или на режиме висения			✓	✓	✓
11.c.7	Пожар и задымление во время прямолинейного горизонтального полета	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.8	Отказ двигателя до критической точки принятия решения (CDP)/прерванный взлет		✓	✓	✓	✓
11.c.9	Отказ двигателя после критической точки принятия решения (CDP) (для многодвигательных вертолетов)		✓	✓	✓	✓
11.c.10	Заход на посадку по приборам и уход на второй круг с одним неработающим двигателем	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.11	Заход на посадку по приборам и посадка с одним неработающим двигателем			✓	✓	✓
11.c.12	Посадка на режиме авторотации с неработающим двигателем				✓	✓
11.c.13	Зарождающееся вихревое кольцо/попадание в вихревое кольцо на высоте			✓	✓	✓
11.c.14	Зарождающееся вихревое кольцо/попадание в вихревое кольцо при заходе на посадку			✓	✓	✓
11.c.15	Восстановление из необычного пространственного положения	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.16	Сигнализация о стружке в масле в главном редукторе, промежуточном редукторе, редукторе хвостового винта/ предупреждение о низком давлении масла на режиме висения		✓	✓	✓	✓
11.c.17	Сигнализация о стружке в масле в главном редукторе, промежуточном редукторе, редукторе хвостового винта/предупреждение о низком давлении масла во время прямолинейного горизонтального полета	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.18	Отказ гидросистемы на режиме висения			✓	✓	✓
11.c.19	Отказ гидросистемы во время прямолинейного горизонтального полета	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.20	"Закусывание" сервопривода	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.21	Отказ приборного оборудования/системы индикации в полете по ПВП	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.22	Отказ приборного оборудования/системы индикации в полете по ППП	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.23	Отказ системы постоянного тока	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
11.c.24	Отказ системы переменного тока	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.25	Отказ аккумулятора	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.26	Полный отказ системы электроснабжения	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.27	Отказ системы перекачки топлива			✓	✓	✓
11.c.28	Отказ системы подачи топлива			✓	✓	✓
11.c.29	Неисправность шасси			✓	✓	✓
11.c.30	Потеря эффективности рулевого винта			✓	✓	✓
11.c.31	Отказ привода рулевого винта на режиме висения			✓	✓	✓
11.c.32	Отказ привода рулевого винта во время прямолинейного горизонтального полета				✓	✓
11.c.33	Отказ управления рулевым винтом на режиме висения			✓	✓	✓
11.c.34	Отказ управления рулевым винтом во время прямолинейного горизонтального полета				✓	✓
11.c.35	Неисправность в системе двойного управления			✓	✓	✓
11.c.36	Неисправность в системе раздельного управления			✓	✓	✓
11.c.37	Динамическое опрокидывание			✓	✓	✓
11.c.38	Сильная вибрация			✓	✓	✓
11.c.39	Земной резонанс				✓	✓
11.c.40	Срыв потока с отступающей лопасти НВ				✓	✓
11.c.41	Обледенение винта и планера				✓	✓
11.c.42	Обледенение двигателя	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.43	Неисправности противообледенительной системы	✓	✓	✓	✓	✓
11.c.44	Вынужденная посадка на воду			✓	✓	✓
11.c.45	Отказы автономной цифровой системы управления двигателем (FADEC)				✓	✓
11.c.46	Прочие					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12	**Система визуализации** Материалы этого раздела подготовлены с учетом воспроизводимых эксплуатантом моделей реально существующих или вымышленных аэропортов и других посадочных площадок, обслуживающих моделируемый тип вертолета, и предназначены для использования при проведении функциональных и субъективных испытаний, описание которых приведено в настоящем добавлении. Реальными моделями служат также те аэропорты и посадочные площадки, которые регулярно используются в программе(ах) обучения. В отдельных случаях, если позволяют требования к типу FSTD, для первоначальной квалификационной оценки устройств эксплуатант может использовать демонстрационные модели, которые не обязательно точно или полностью воспроизводят какой-то конкретный аэропорт (вымышленный аэропорт). Необязательно, чтобы все описанные в данном разделе элементы присутствовали в какой-то одной модели аэропорта/посадочной площадки. Однако все описанные в данном разделе элементы должны присутствовать в тех моделях аэропортов/ посадочных площадок, которые рассматриваются ниже. При проведении периодических оценок для выполнения функциональных и субъективных испытаний национальная авиационная администрация (NAA) может выбирать любые визуальные картины, используемые в учебной(ых) программе(ах) эксплуатанта, но при условии, чтобы такие визуальные картины моделировались с учетом требуемых характеристик					
12.a	**Требования к содержанию функциональных испытаний** Ниже приведены минимальные требования к содержанию модели аэропорта/ посадочной площадки, которые обеспечивают тестирование возможностей системы визуализации и воспроизведение визуальных эффектов, позволяющих провести все функциональные и субъективные испытания, описание которых приведено в настоящем добавлении. Для проведения функциональных и субъективных испытаний эксплуатантам FSTD рекомендуется использовать приведенное ниже описание содержания моделей. *Примечание. Термин "посадочная площадка для вертолетов", используемый в данном документе, включает в себя подготовленные (например, площадки для взлета и посадки вертолета в аэропорту, на платформах буровых установок, в больницах и т. д.) и неподготовленные (например, площадки ограниченных размеров, на возвышенностях, с уклоном и т. д.) площадки для посадки вертолетов*					
12.a.1	Картины аэропортов/посадочных площадок для вертолетов					
12.a.1.a	Минимум четыре (4) модели реальных аэропортов или посадочных площадок для вертолетов. Модели реальных аэропортов должны соответствовать опубликованным данным, которые используются для обеспечения полетов вертолетов, и демонстрировать все возможности систем визуализации, указанные ниже. Каждая модель должна быть приемлемой для NAA эксплуатанта и должна обеспечиваться возможность ее выбора с рабочего места инструктора (РМИ)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.a.1.a.1	Как минимум одна (1) модель конкретного аэропорта			✓	✓	✓
12.a.1.a.2	Как минимум одна (1) модель посадочной площадки для вертолетов, которая расположена на поверхности, значительно превышающей окружающие строения или ландшафт местности (например, крыша здания, платформа морской буровой установки и т. д.)			✓	✓	✓
12.a.1.a.3	Как минимум одна (1) модель посадочной площадки для вертолета, отвечающей определению "посадочной площадки ограниченных размеров"			✓	✓	✓
12.a.1.a.4	Как минимум одна (1) модель посадочной площадки для вертолетов, расположенной на поверхности с уклоном, угол которого составляет, по крайней мере, 2,5°			✓	✓	✓
12.a.1.b	Минимум одна (1) модель типового аэропорта и одна (1) модель типовой посадочной площадки для вертолетов. Эти модели должны быть приемлемыми для NAA эксплуатанта и должна обеспечиваться возможность их выбора с рабочего места инструктора (РМИ). *Примечание. Модели реальных аэропортов/ посадочных площадок для вертолетов должны соответствовать опубликованным данным,* которые используются *для обеспечения полетов вертолетов*		✓			
12.a.1.c	Минимум одна (1) модель базового аэропорта/вертодрома. Эта модель должна быть приемлемой для NAA эксплуатанта и должна обеспечиваться возможность ее выбора с рабочего места инструктора (РМИ). *Примечание. Модели реальных аэропортов/ посадочных площадок для вертолетов должны соответствовать опубликованным данным,* которые используются *для обеспечения полетов вертолетов*	✓				
12.a.2	Адекватность воспроизведения визуальной картины					
12.a.2.a	На визуальной картине должны точно воспроизводиться те части аэропорта и прилегающей к нему местности, которые используются в учебной программе. Точность отображения визуальных ориентиров должна позволять оценить скорость изменения высоты, высоту над уровнем земли, поступательные перемещения и их скорости во время взлета, при выполнении захода на посадку, при маневрировании на малой высоте или с низкой воздушной скоростью, а также при выполнении захода на посадку, в режиме висения и при посадке			✓	✓	✓
12.a.2.b	Адекватность воспроизведения визуальной картины и визуальных ориентиров должна быть достаточной для того, чтобы экипаж мог: • визуально распознать аэропорт/посадочную площадку для вертолетов; • определить положение моделируемого вертолета;		✓			

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
	• успешно выполнять взлеты, заходы на посадку и посадки; • по мере необходимости, выполнять маневры в районе аэропорта/посадочной площадки для вертолетов в режиме висения или во время руления по воздуху. Кроме того, точность визуальных ориентиров должна позволять оценить скорость изменения высоты, поступательные перемещения и их величины во время взлета и посадки					
12.a.2.c	Визуальные картины с достаточным содержанием должны обеспечивать летному экипажу возможность успешно выполнять взлеты, заходы на посадку и посадки	✓				
12.a.2.d	Для выполнения маршрутных полетов, на картине должен присутствовать в достаточной мере детализованный профиль местности, обеспечивающий возможность визуальной навигации с использованием карты соответствующего масштаба, как это требуется согласно учебной программе, и на типичных высотах в радиусе 30 минут полета со средней крейсерской скоростью		✓	✓	✓	✓
12.a.3	Посадочные площадки для вертолетов, ВПП и рулежные дорожки					
12.a.3.a	Посадочные площадки для вертолетов, ВПП и рулежные дорожки аэропорта			✓	✓	✓
12.a.3.b	Типовые посадочные площадки для вертолетов, ВПП и рулежные дорожки		✓			
12.a.3.c	Базовые посадочные площадки для вертолетов, ВПП и рулежные дорожки	✓				
12.a.4	Если в картине аэропорта одновременно воспроизводятся две параллельные ВПП и одна пересекающаяся, то должно обеспечиваться одновременное освещение минимум двух ВПП			✓	✓	✓
12.a.5	Превышения и положения порогов ВПП и посадочных площадок для вертолетов должны моделироваться таким образом, чтобы обеспечить корреляцию с системами моделируемого вертолета (например, HUD, GPS, компас, высотомер)	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.6	Воспроизведение уклонов посадочных площадок для вертолетов, ВПП, рулежных дорожек и перронов не должно создавать отвлекающие или нереалистичные эффекты, включая изменение высоты расположения точки глаз пилота		✓	✓	✓	✓
12.a.7	Покрытие, разметка и освещение посадочных площадок для вертолетов					
12.a.7.a	Покрытие и маркировка каждой посадочной площадки для вертолетов включают, по мере необходимости, следующее:					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.a.7.a.1	Стандартную идентификационную маркировку вертодрома (символ "H" и обозначение местоположения), другие специфические виды маркировки, такие как обозначения вертолетной площадки больницы, прицельной точки посадки, прицельного круга посадки, соответствующего размера окраски и ориентации		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.2	Маркировку зоны приземления и отрыва (TLOF)		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.3	По мере необходимости, соответствующую разметку FATO (включая, по мере необходимости, расчетные габариты вертолета, размер опасной зоны, ограничения по весу и т. д.)		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.4	По мере необходимости, маркировку зоны безопасности, OFS и LOS		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.5	Знаки, соответствующие используемой модели		✓	✓	✓	✓
12.a.7.a.6	Ветровой конус, позволяющий определить соответствующие силу и направление ветра	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.b	Освещение соответствующих цветов посадочной площадки вертолетов включает следующее:					
12.a.7.b.1	Указатель направления посадки	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.b.2	Возвышающиеся и утопленные огни по периметру FATO, TLOF и прожекторное освещение		✓	✓	✓	✓
12.a.7.b.3	Освещение ветрового конуса	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.b.4	Вспомогательные средства визуального захода на посадку	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.b.5	Огни захода на посадку соответствующего цвета	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.c	Рулежные дорожки, зона движения и маркировка, характерная для посадочных площадок для вертолетов, включая:					
12.a.7.c.1	Рулежные дорожки/маршруты руления	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.7.c.2	Перроны		✓	✓	✓	✓
12.a.7.d	Освещение рулежных дорожек соответствующего цвета, направленность, характеристики и расположение светосигнального оборудования рулежных дорожек, связанных с каждой посадочной площадкой, включая:					
12.a.7.d.1	Рулежные дорожки/маршруты руления	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.a.7.d.2	Перроны		✓	✓	✓	✓
12.a.8	Покрытие, маркировка и освещение аэропорта:					
12.a.8.a	Покрытие и маркировка ВПП, характерные для каждой используемой ВПП, включая, по мере необходимости, следующее:					
12.a.8.a.1	Маркировку порога ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.2	Номера ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.3	Маркировку зоны приземления на ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.4	Маркировку фиксированного расстояния на ВПП		✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.5	Маркировку границ ВПП		✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.6	Маркировку осевой линии ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.7	Знаки оставшейся дистанции			✓	✓	✓
12.a.8.a.8	Знаки на пересечении ВПП и рулежных дорожек		✓	✓	✓	✓
12.a.8.a.9	Ветровой конус, позволяющий определить соответствующую силу и направление ветра	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b	Огни соответствующих цветов, характерные для используемой ВПП, включая:					
12.a.8.b.1	Огни порога ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.2	Посадочные огни ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.3	Концевые огни ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.4	Огни осевой линии ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.5	Огни зоны приземления	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.6	Огни выводных рулежных дорожек (огни выруливания)		✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.7	Соответствующие средства визуальной посадки на этой ВПП		✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.8	Соответствующую систему огней подхода к этой ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.b.9	Освещение ветрового конуса	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.c	Покрытие и маркировка рулежных дорожек, связанных с каждой конкретной используемой ВПП, включая:					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.a.8.c.1	Маркировку границ ВПП		✓	✓	✓	✓
12.a.8.c.2	Маркировку осевой линии ВПП		✓	✓	✓	✓
12.a.8.c.3	Маркировку предварительного старта на ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.c.4	Маркировку критической зоны приземления по приборам		✓	✓	✓	✓
12.a.8.c.5	Для разрешенных полетов в условиях ограниченной видимости должно демонстрироваться следующее: все маркировки рулежных дорожек, освещение и указатели руления как минимум от места назначенной стоянки до назначенной ВПП и обратно после посадки на назначенную ВПП до назначенного места стоянки; а также маршрут руления в условиях ограниченной видимости (например, система управления наземным движением и контроля за ним; автомобиль сопровождения, дневные рулежные огни). Назначенная ВПП и маршрут руления должны соответствовать аэропорту, в котором разрешены полеты в условиях ограниченной видимости		✓	✓	✓	✓
12.a.8.d	Освещение рулежных дорожек соответствующих цветов, направленность, характеристики и расположение светосигнального оборудования рулежных дорожек, связанных с каждой конкретной используемой ВПП, включая:					
12.a.8.d.1	Посадочные огни ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.d.2	Огни осевой линии ВПП	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.8.d.3	Огни места предварительного старта на ВПП и критической зоны приземления по приборам	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.9	Необходимая корреляция визуальной модели с другими имитируемыми компонентами окружающей обстановки аэропорта и посадочной площадки					
12.a.9.a	Модели аэропорта или посадочной площадки для вертолетов следует должным образом согласовывать с соответствующими навигационными средствами, обеспечивающими движение вертолетов на используемой ВПП или посадочной площадке для вертолетов	✓	✓	✓	✓	✓
12.a.9.b	Моделирование загрязнения ВПП или посадочной площадки для вертолетов должно коррелироваться с воспроизводимой поверхностью и освещением ВПП		✓	✓	✓	✓
12.a.10	Здания, сооружения и светосигнальное оборудование аэропорта и посадочной площадки для вертолетов					
12.a.10.a	Здания, сооружения и освещение:					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.a.10.a.1	Здания, сооружения, объекты и светосигнальное оборудование аэропорта или посадочной площадки для вертолетов			✓	✓	✓
12.a.10.a.2	Здания, сооружения, объекты и светосигнальное оборудование типового аэропорта или посадочной площадки для вертолетов		✓			
12.a.10.a.3	Здания, сооружения, объекты и светосигнальное оборудование базового аэропорта или базовой посадочной площадки для вертолетов	✓				
12.a.10.b	Типовые движущиеся и неподвижные препятствия (например, другие вертолеты или самолеты, тележки с установками электрического питания, буксировщики, топливозаправщики)		✓	✓	✓	✓
12.a.10.c	Маркировка перрона (например, маркировка опасных мест, линий заруливания на стоянки), освещение и аэродромный сигнальщик			✓	✓	✓
12.a.11	Местность и препятствия					
12.a.11.a	Местность и препятствия в радиусе 46 км (25 м. миль) от исходного аэропорта или вертолетной посадочной площадки с соответствующей цветовой маркировкой и текстурой моделируемого района. Это включает достаточное количество наземных объектов соответствующего размера и в соответствующей перспективе			✓	✓	✓
12.a.11.b	Типовое отображение местности и препятствий в радиусе 18,5 км (10 м. миль) от исходного аэропорта или вертолетной посадочной площадки с соответствующей цветовой маркировкой и текстурой		✓			
12.a.11.c	Отображение топографических особенностей местности в радиусе 9,25 км (5 м. миль) от исходного аэропорта или посадочной площадки для вертолетов. Ограниченная плоская местность считается приемлемой	✓				
12.a.11.d	Моделирование основных особенностей рельефа местности: ниже 1500 м (5000 фут) визуальной картины с соответствующими особенностями рельефа местности, позволяющей осуществлять навигацию, полагаясь только на визуальные наземные ориентиры, для чего используются соответствующие карты (обычно в масштабе 1:500000, 1:250000, 1:100000). Контуры ландшафта должны соответствовать действительности			✓	✓	✓
12.a.11.e	Моделирование зданий, деревьев и других вертикальных преград, расположенных в непосредственной близости от посадочной площадки		✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.a.11.f	Моделирование проводов линий электропередач, расположенных в непосредственной близости от посадочной площадки		✓	✓	✓	✓
12.a.12	Заметные и узнаваемые естественные и искусственные объекты и движущиеся воздушные суда					
12.a.12.a	Заметные и узнаваемые естественные и искусственные объекты в радиусе 46 км (25 м. миль) от исходного аэропорта или посадочной площадки для вертолетов *Примечание. Это требование относится к естественным и искусственным объектам, обычно используемыми пилотами для ориентации в полете. В отношении удаленных аэропортов, не предназначенных для посадки, должно предоставляться только достаточно понятное отображение направлений ВПП*			✓	✓	✓
12.a.12.b	Типовое отображение заметных и узнаваемых естественных и искусственных объектов в радиусе 18,5 км (10 м. миль) от исходного аэропорта или посадочной площадки вертолетов *Примечание. Это требование относится к естественным и искусственным объектам, обычно используемыми пилотами для ориентации в полете. В отношении удаленных аэропортов, не предназначенных для посадки, должно предоставляться только достаточно понятное отображение направлений ВПП*		✓			
12.a.12.c	Типовое движение воздушных судов (включая возможность воспроизведения опасных ситуаций в полете – например, появление другого воздушного судна на курсе возможного столкновения)		✓	✓	✓	✓
12.b	Управление визуальной картиной					
12.b.1	Должна обеспечиваться регулировка интенсивности освещения в соответствии с шестью (6) уровнями: (от 0 до 5) всех посадочных площадок и ВПП аэродрома, огней подхода и рулежных дорожек аэропорта и искусственных сооружений для любого вида захода на посадку; все точечные источники света визуальной картины должны соответствующим образом постепенно угасать в зависимости от условий окружающей обстановки, установленной в данный момент времени на FSTD		✓	✓	✓	✓
12.b.2	Интенсивность освещения всех ВПП, огней подхода и рулежных дорожек аэропорта, огней подхода посадочных площадок для вертолетов и искусственных сооружений для любого вида захода на посадку должна соответствовать типовой интенсивности, используемой при тренировках пилотов для заданного уровня видимости; все точечные источники света визуальной картины должны соответствующим образом постепенно угасать	✓				

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.b.3	Должна реалистично воспроизводиться направленность проблесковых огней, огней подхода, посадочных огней ВПП, а также средств визуальной посадки и огней осевой линии ВПП, огней порога ВПП, огней зоны приземления на ВПП предполагаемой посадки, а также огней TLOF или FATO	✓	✓	✓	✓	✓
12.c	Опознавание визуальных объектов *Примечание. Ниже приведены минимальные расстояния, на которых должны быть распознаваемы визуальные объекты посадочных площадок и ВПП. Расстояние измеряются от порога ВПП или посадочной площадки до вертолета, находящегося в створе ВПП или посадочной площадки на продленной линии глиссады с наклоном 3° в соответствующих моделируемых метеоусловиях. В отношении заходов на посадку по кругу все перечисленные ниже испытания относятся к ВПП, используемой для начального этапа захода на посадку, и ВПП предполагаемой посадки*					
12.c.1	Посадочные площадки для вертолетов:					
12.c.1.a	Идентификация вертодрома, видимость проблесковых огней, огней захода на посадку на расстоянии 4,8 км (3 статутные мили)	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.b	Огни средств визуального захода на посадку (например, HAPI) с углом наклона траектории при заходе на посадку до 12°	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.c	Идентификация рулежной дорожки с расстояния 3,2 км (2 статутные мили)	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.d	Маркировка в пределах диапазона освещения посадочных огней в ночное время, в условиях сумерек и на рассвете	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.e	Маркировка в соответствии с требованиями испытания разрешающей способности для картин в дневное время		✓	✓	✓	✓
12.c.1.f	Огни направления захода на посадку и возвышающиеся огни FATO на расстоянии 1,6 км (1 статутная миля)		✓	✓	✓	✓
12.c.1.g	Утопленные огни FATO, огни TLOF, а также огни освещения ветрового конуса на расстоянии 800 м (0,5 статутной мили)	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.1.h	Видимость огней рулежной дорожки в зоне висения (желтые/синие/желтые цилиндры) из TLOF	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2	ВПП:					
12.c.2.a	Идентификация ВПП, видимость проблесковых огней, огней подхода и белых посадочных огней ВПП на расстоянии 8 км (5 статутных миль) от порога ВПП	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.c.2.b	Огни средств визуального захода на посадку (например, VASIS, PAPI и т. д.) на расстоянии 8 км (5 статутных миль) от порога ВПП			✓	✓	✓
12.c.2.c	Огни средств визуального захода на посадку (например, VASIS, PAPI и т. д.) на расстоянии 4,8 км (3 статутные мили) от порога ВПП	✓	✓			
12.c.2.d	Огни осевой линии ВПП и определение рулежной полосы на расстоянии 4,8 км (3 статутные мили)	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2.e	Огни порога ВПП и огни зоны приземления на расстоянии 3,2 км (2 статутные мили)	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2.f	Маркировка ВПП в пределах диапазона освещения посадочных огней в ночное время, в условиях сумерек и на рассвете	✓	✓	✓	✓	✓
12.c.2.g	Маркировка в соответствии с требованиями испытания разрешающей способности для картин в дневное время		✓	✓	✓	✓
12.c.2.h	При выполнении заходов на посадку по кругу освещение ВПП предполагаемой посадки и соответствующее освещение должно постепенно угасать, не отвлекая пилота		✓	✓	✓	✓
12.d	Возможности воспроизведения выбранной визуальной картины аэропорта в:					
12.d.1	Ночное время	✓	✓	✓	✓	✓
12.d.2	Сумерки или рассвет	✓	✓	✓	✓	✓
12.d.3	Дневное время	✓	✓	✓	✓	✓
12.d.4	Динамические эффекты – возможность воспроизведения многочисленных опасностей на земле и в воздухе, например, самолет или другой вертолет, пересекающий действующую ВПП или сходящиеся маршруты движения в воздухе; судно снабжения, движущееся вблизи нефтяной платформы во время выполнения вертолетом конечного этапа захода на посадку и т. д. Опасности должны выбираться с помощью органов управления на рабочем месте инструктора		✓	✓	✓	✓
12.d.5	Ложные восприятия (иллюзии) – визуальные картины, отражающие характерные физические отношения, вызывающие иллюзии при посадке, например, короткие ВПП, заходы на посадку над водной поверхностью, ВПП с уклоном или подъемом, возвышение ландшафта в районе траектории захода на посадку и другие особые топографические особенности. *Примечание. Ложные восприятия могут демонстрироваться в условиях, как базового аэропорта, так и конкретного реального аэропорта*			✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.e	Корреляция с вертолетом и соответствующим оборудованием					
12.e.1	Сочетаемость изображения системы визуализации с аэродинамической моделью	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.2	Визуальные эффекты в соотнесении с реакциями реального вертолета	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.3	Визуальные эффекты для оценки вертикальной скорости снижения и восприятия глубины пространства при выполнении посадок		✓	✓	✓	✓
12.e.4	Точное изображение окружающей обстановки в зависимости от пространственного положения вертолета	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.5	Визуальная картина должна коррелироваться с комплексными системами вертолета, если они установлены (например, с системами предупреждения о близости земли и предотвращения столкновений, а также с системами предупреждения о неблагоприятных метеоусловиях и системами HUD/EFVS)					
12.e.5.a	Показания метеолокатора должны коррелироваться с визуальной картиной	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.5.b	Радиолокационное оборудование, которое используется для обеспечения полетов в прибрежных районах (ARA), должно обеспечивать соответствующее моделирование, скоррелированное с визуальной картиной		✓	✓	✓	✓
12.e.5.c	Сигналы систем предупреждения об опасности сближения с землей (HTAWS, EGPWS, GPWS) должны коррелироваться с визуальной картиной		✓	✓	✓	✓
12.e.5.d	Сигналы систем предупреждения столкновений (например, TCAS) должны коррелироваться с визуальной картиной		✓	✓	✓	✓
12.e.6	Должно обеспечиться воспроизведение эффектов работы стеклоочистителей (удаление дождевых капель после включения)		✓	✓	✓	✓
12.e.7	Должны имитироваться визуальные эффекты для каждого видимого собственного внешнего вертолетного светосигнального и осветительного оборудования, такого как рулежное, посадочное и поисковое выступающее осветительное оборудование, в том числе независимого функционирования	✓	✓	✓	✓	✓
12.e.8	Динамическое визуальное изображение лопастей несущего винта и траектории движения их законцовок, включая моделирование начала движения и остановки, а также правильной ориентации диска несущего винта, при подаче пилотом управляющего сигнала		✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.e.9	Визуальное изображение плоскости траектории законцовки лопасти и ее ориентации при подаче пилотом управляющего сигнала	✓				
12.e.10	Для обеспечения обучения система визуализации должна правильно представлять высоту и реакции от столкновения с трехмерными объектами в соответствии с геометрией вертолета	✓	✓	✓	✓	✓
12.f	Качество картины					
12.f.1	Квантование					
12.f.1.a	Отображаемые поверхности и их текстура не должны иметь видимой дискретности (ступенчатости)			✓	✓	✓
12.f.1.b	Отображаемые поверхности и их текстура не должны создавать отвлекающей внимание дискретности (ступенчатости)	✓	✓			
12.f.2	Система должна воспроизводить полноцветные реалистичные текстурные эффекты		✓	✓	✓	✓
12.f.3	Точечные источники света системы не должны иметь отвлекающие внимание дрожания, смазанности или полосы	✓	✓	✓	✓	✓
12.f.4	Система должна обеспечивать фокусный эффект для моделирования дождя		✓	✓	✓	✓
12.f.5	Система должна обеспечивать перспективное увеличение точечных источников света		✓	✓	✓	✓
12.f.6	Отображение эффекта заслонения частей одних объектов визуальной картины другими в каждом канале системы на тестовой визуальной картине	✓	✓	✓	✓	✓
12.g	Эффекты внешней обстановки					
12.g.1	Воспроизводимая картина должна соответствовать видам загрязнения поверхности ВПП и включать в себя соответствующее отражение освещения ВПП с учетом эффектов влажности, частично затемненных из-за снега огней или других соответствующих эффектов		✓	✓	✓	✓
12.g.2	Воспроизведение особых метеоусловий, включая акустические, акселерационные и визуальные эффекты незначительных, средних и интенсивных осадков и приближения грозы при выполнении взлета, при заходе на посадку и посадке, на высоте 600 м (2000 фут) и ниже над уровнем аэродрома и в радиусе 16 км (10 статутных миль) от аэропорта		✓	✓	✓	✓
12.g.3	Визуальная картина одного заснеженного аэропорта или посадочной площадки, если это соответствует условиям зоны полетов эксплуатанта, включая покрытые снегом поверхности и местность		✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.g.4	Должны воспроизводиться эффекты, возникающие при выполнении полетов в облаках, а именно: переменная плотность облаков, эффекты скорости и изменения окружающей обстановки		✓	✓	✓	✓
12.g.5	Эффект многослойной облачности, включая отдельные, рассеянные и разорванные облака, а также сплошную облачность, которая частично или полностью препятствует обзору поверхности земли		✓	✓	✓	✓
12.g.6	Эффект слоя облачности с настраиваемыми верхней и нижней кромками, позволяющий воспроизводить полное блокирование обзора поверхности земли	✓				
12.g.7	Постепенный выход из облаков и переход к видимости окружающей обстановки/дальности видимости на ВПП, определяемой как до 10 % от соответствующей нижней или верхней границы облаков, 6,1 м (20 фут) ≤ переходной слой ≤ 61 м (200 фут); эффекты облачности следует проверять на высоте 600 м (2000 фут) и ниже над уровнем аэродрома или посадочной площадки для вертолетов, и в радиусе 16 км (10 статутных миль) от аэропорта или посадочной площадки для вертолетов. Эффекты перехода должны быть полными при входе в облака и выходе из облаков при достижении нижней или верхней кромки облачности, которые вводятся с рабочего места инструктора, т. е. эффекты перехода должны происходить в пределах слоя облачности, задаваемого с рабочего места инструктора (РМИ)		✓	✓	✓	✓
12.g.8	Видимость и дальность видимости на ВПП (RVR) измеряются в единицах расстояния. Видимость и RVR следует проверять на высоте 600 м (2000 фут) и ниже относительно уровня аэродрома или посадочной площадки для вертолетов и в радиусе 16 км (10 статутных миль) от аэродрома или посадочной площадки для вертолетов	✓	✓	✓	✓	✓
12.g.9	Местами туман (иногда называется неоднородной RVR) создает эффект изменяющейся дальности видимости на ВПП. Самая низкая RVR должна соответствовать значению, заданному с РМИ, т. е. изменение может быть только > RVR РМИ			✓	✓	✓
12.g.10	Влияние тумана на освещение аэропорта или посадочной площадки для вертолетов, например, ореолы и размытость изображения		✓	✓	✓	✓
12.g.11	Влияние собственных огней вертолета в условиях ограниченной видимости, например отражение бликов, включая посадочные огни, прожекторы, проблесковые огни и маяки		✓	✓	✓	✓
12.g.12	Признаки ветра для создания эффекта метели или песчаной бури на поверхности сухой ВПП, рулежной дорожки или посадочной площадки должны вводиться с рабочего места инструктора			✓	✓	✓
12.g.13	Эффекты частичной потери видимости по причине воздействия потоков воздуха от НВ (например, вызываемые присутствующими в них частицами травы, грязи, воды)		✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
12.g.14	Эффекты "белой пелены" или "частичного затемнения", вызываемые рециркуляцией скоса потока НВ на различные поверхности (снег, песок, грязь, вода, трава), включая эффекты снижения видимости на высоте относительно земли, равной примерно половине диаметра НВ		✓	✓	✓	✓
12.g.15	Эффекты воздействия ветра и волнения на трехмерной модели моря/океана моделируются комплексно, что должно включать потоки ветра; волнение моря/океана в диапазоне от нуля (0) до шести (6) баллов. Состояние кораблей или других движущихся судов должно соответствовать волнению моря		✓	✓	✓	✓
12.g.16	Эффект качающихся деревьев на площадках ограниченных размеров			✓	✓	✓
12.g.17	Эффекты выпадения осадков (дождь, град, снег)		✓	✓	✓	✓
13	**Акселерационные и вибрационные эффекты** Для обозначения порога чувствительности, когда член экипажа должен распознавать событие или ситуацию требуются следующие конкретные акселерационные и вибрационные эффекты. Там, где это применимо, характеристики тангажа, боковой перегрузки и путевого управления, создаваемые FSTD, а также характеристики вибраций, должны быть типовыми для вертолета					
13.a	Эффекты руления, например, воздействия поперечного и путевого движения, возникающие в результате входных сигналов управления и торможения				✓	✓
13.b	Эффекты тряски при движении по ВПП, отклонения амортизаторов, путевой скорости, неровностей ВПП, огней осевой линии ВПП, загрязнения ВПП, а также в зависимости от характерных особенностей рулежной дорожки Процедура: после того, как вертолет был подготовлен к взлету и начал движение, руление на различных скоростях по гладкой ВПП и регистрация общих характерных особенностей моделируемых эффектов тряски при движении по ВПП. Повторить маневр с неровностями ВПП, составляющими 50 % от максимально возможного значения, а затем с максимальной неровностью. Зарегистрировать соответствующие вибрации, связанные с неровностью ВПП и различной скоростью движения по ней. Аналогичные испытания проводятся на рулежных дорожках с различными скоростями руления по ним Соответствующие акселерационные эффекты для вышеупомянутых испытаний должны также включать оценку эффектов проезда огней осевой линии ВПП, неоднородностей поверхности неровных ВПП и различных характерных особенностей рулежных дорожек По мере возможности вышеуказанные проверки проводятся с разной взлетной массой, так как это также может влиять на соответствующие вибрации в зависимости от типа вертолета				✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
13.c	Сопротивление трения при полозковом шасси вертолета Процедура: выполнить взлет или посадку "по-самолетному" и зарегистрировать изменение (увеличение или уменьшение) вибраций фюзеляжа (в отличие от вибраций НВ) из-за сопротивления трения при перемещении полозкового шасси по поверхности. Данная вибрация снижается по мере уменьшения скорости движения по земле	✓	✓	✓	✓	✓
13.d	Набор высоты с поступательной скоростью (включая эффект поперечного потока) Процедура: из режима устойчивого висения в зоне влияния земли начать ускорение вперед. При прохождении через диапазон эффективной подъемной силы от поступательного движения указанный эффект на некоторых вертолетах может проявляться в увеличении угла тангажа, вертикальной скорости набора высоты и временного возрастания уровня вибрации (в некоторых случаях эта вибрация может быть заметно выражена). Этот эффект повторится при замедлении в соответствующем диапазоне скоростей. Угол тангажа и вертикальная скорость будут в этом случае уменьшаться, но произойдет похожее временное возрастание уровня вибрации	✓	✓	✓	✓	✓
13.e	Удары или тряска, связанные с шасси Процедура: выполнить штатный взлет, обращая особое внимание на удары, которые могли быть заметны из-за максимального разжатия амортизаторов после взлета. При выпуске или уборке шасси удары в системе подвижности можно почувствовать, когда шасси фиксируется в конечном положении. Задействовать шасси. Проверить, что акселерационные эффекты от тряски соответствуют тряске на реальном вертолете				✓	✓
13.f	Нарушение соконусности лопастей НВ и/или они разбалансированы, включая условия обледенения. Процедура: ввести неисправность или состояние с РМИ. Произвести штатный запуск двигателя(ей) и проверить наличие повышенной вибрации для условий несоконусности лопастей НВ; проверить наличие повышенной вибрации для условия разбалансировки. Для проведения этого испытания не требуется находиться в полете. Повышенная вибрация для условия несоконусности лопастей и для условия разбалансировки должна распознаваться по частоте, обратной периоду P вращения НВ для каждого случая, то есть частота 1/P для вертикальной вибрации, вызванной условием несоконусности лопастей, и 1/P для боковой вибрации, вызванной условием разбалансировки	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
13.g	Отказ динамического гасителя вибрации или подобной системы в соответствии с вертолетом (например, ограничитель свеса или статическая остановка). Процедура: испытание может быть проведено в любое время при вращающемся НВ. Ввести соответствующий отказ с РМИ, зарегистрировать соответствующее увеличение вибрации и проверить, что увеличение интенсивности вибрации и частоты в связи с увеличением числа оборотов НВ и интенсивности вибраций происходит по мере увеличения общего шага			✓	✓	✓
13.h	Неисправность привода хвостового винта/вибрации Процедура: при работающем двигателе(ях) и вращающемся НВ ввести отказ и зарегистрировать немедленное увеличение среднечастотных вибраций Хвостовой винт работает в среднечастотном диапазоне, который обычно оценивается умножением передаточного отношения коробки передач хвостового винта на число оборотов в минуту (RPM) НВ. Отказ можно определить по увеличению вибрации в этом частотном диапазоне. Вибрация также может передаваться через педали	✓	✓	✓	✓	✓
13.i	Типовые эффекты после приземления Процедура: выполнить несколько приземлений с различными скоростями снижения, с режима висения и с послепосадочным пробегом. Проверить, что акселерационные эффекты от ударов при приземлении для каждой скорости снижения соответствуют реальному вертолету				✓	✓
13.j	Разрушение пневматиков Процедура: смоделировать разрушение пневматиков и зарегистрировать эффекты рыскания и движения, а также вибрационные и звуковые эффекты. Пилот может заметить некоторое движение рыскания в связи с разрушением нескольких пневматиков с одной стороны. В этом случае ему потребуется использовать педали для поддержания управления вертолетом. В зависимости от типа вертолета разрушение одного пневматика пилот может не заметить и возможно это не вызовет особого акселерационного эффекта. Звук или вибрация могут соответствовать потере давления в реальном пневматике				✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
13.k	Эффекты неисправности и повреждения двигателя Процедура: особенности неисправности двигателя, как это описано в документе определения неисправностей для конкретного FSTD, должны характеризоваться специальными акселерационными эффектами, которые ощущает пилот. Необходимо зарегистрировать изменение показаний соответствующих приборов двигателя в соответствии с причиной неисправности, а также воспроизведение эффектов вибрации планера. *Примечание. Акселерационные эффекты относятся к тренажерным устройствам типа IV и V.*	✓	✓	✓	✓	✓
13.l	Удар хвостовой частью. Процедура: эффект удара хвостовой частью можно проверить при чрезмерном увеличении угла тангажа во время энергичного гашения скорости или при посадке на режиме авторотации. Также это можно проверить в режиме висения путем резкого перемещения рычага управления циклическим шагом "на себя". Акселерационный эффект должен, в первую очередь, ощущаться по удару в процессе движения, когда хвостовая часть ударяется о поверхность. После удара может быть заметен момент тангажа на пикирование				✓	✓
13.m	Попадание в вихревое кольцо (режим вихревого кольца). Процедура: конкретные процедуры в этом режиме могут быть разными в зависимости от вертолета и могут устанавливаться изготовителем вертолета или другим компетентным органом. Примером может служить следующая процедура. Для выполнения маневра необходимо при вертикальном или почти вертикальном снижении уменьшить мощность ниже значения, которое необходимо для режима висения, что увеличит вертикальную скорость снижения до 1,5 м/с (300 фут/мин) или более (фактические значения вертикальной скорости снижения зависят от моделируемого типа вертолета). Путем коррекции пространственного положения вертолета установить воздушную скорость менее 10 уз. При попадании в вихревое кольцо вертолет начнет вибрировать. На начальной стадии (при большом запасе мощности) резкое изменение общего шага НВ может приостановить быстрое снижение. Если это сделано небрежно или слишком поздно, то увеличение общего шага НВ может ухудшить ситуацию, а именно: возникнет большая турбулентность, увеличится скорость снижения, повысится уровень вибрации.			✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
	На одновинтовых вертолетах вывод из вихревого кольца можно осуществить путем изменения циклического шага, чтобы увеличить воздушную скорость и затормозить восходящий индуктивный поток воздуха, и/или путем уменьшения общего шага НВ (зависит от занимаемой высоты). Обычно увеличение воздушной скорости – более предпочтительный метод, так как в этом случае происходит меньшая потеря высоты. На вертолетах продольной схемы отклонение рычага управления циклическим шагом "на себя" и "от себя" ухудшает ситуацию. Вывод из вихревого кольца пилот может осуществить путем уменьшения тяги (зависит от занимаемой высоты) и поперечным отклонением рычага управления циклическим шагом или отклонением педалей с целью затормозить восходящий индуктивный поток воздуха					
13.n	Срыв потока на отступающей лопасти. Процедура: конкретные процедуры действий в таких случаях могут отличаться, что зависит от типа вертолета, и, кроме того, они могут устанавливаться изготовителем вертолета или другим компетентным органом. В качестве примера представляется следующая процедура: для выполнения маневра необходимо увеличить поступательную воздушную скорость; эффект будет заметен по развитию низкочастотной вибрации, увеличению угла тангажа и крену в направлении отступающей лопасти. Большой вес, низкое число оборотов НВ, высота полета в атмосфере высокой плотности, турбулентность или крутые и резкие развороты – все это способствует срыву потока на отступающей лопасти при высоких поступательных воздушных скоростях. Для правильного вывода из сваливания в результате срыва потока на отступающей лопасти требуется, в первую очередь, уменьшить общий шаг, что уменьшит нагрузку на диск НВ. Затем для снижения скорости вертолета следует взять рычаг управления циклическим шагом "на себя"				✓	✓
13.o	Вибрации при больших скоростях			✓	✓	✓
13.p	Тряска в результате атмосферных возмущений				✓	✓
13.q	Прочие					
14	**Звуковая система** *Примечание. Проверки должны выполняться при включенных системах подвижности и вибрации*					
14.a	Имитация звуков осадков			✓	✓	✓
14.b	Оборудование для удаления дождевых капель (например, стеклоочистители)			✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
14.c	Существенные шумы, создаваемые вертолетом и воспринимаемые пилотом во время выполнения обычных полетов, например, шумы двигателя, трансмиссии, винтов и др., которые сопоставимы с уровнем шума, ощущаемым в вертолете. Характерная направленность звука			✓	✓	✓
14.d	Существенные шумы в кабине экипажа вертолета и шумы в результате действий пилота	✓	✓	✓	✓	✓
14.e	Нештатные режимы выполнения полета, для которых имеются соответствующие данные по акустическим шумам при неисправностях двигателя, винтов, трансмиссии, шасси, повреждении пневматиков и при ударе защитой РВ/"костылем"/хвостовой опорой	✓	✓	✓	✓	✓
14.f	Звук удара при приземлении вертолета в необычном положении или в условиях превышения ограничений	✓	✓	✓	✓	✓
15	**Специальные эффекты**					
15.a	Эффекты обледенения планера, двигателя и винтов Процедура: при моделировании полета на FSTD в исходной конфигурации на номинальной высоте и скорости крейсерского полета с включенным автопилотом и выключенной антиобледенительной системой двигателей и лопастей НВ необходимо активировать возможность образования обледенения с соответствующей скоростью, позволяющей осуществлять мониторинг за реакцией систем и FSTD. Признаками обледенения являются следущие: увеличение веса, увеличение мощности для подержания горизонтального полета, снижение скорости, изменения угла тангажа FSTD, изменения в показаниях приборов, контролирущих работу двигателей (кроме различий, которые вызваны изменением скорости), и изменения показаний приемника воздушного давления или признаки разбалансировки и несоконусности НВ. Следует независимо активировать систему обогрева, противообледенительную систему и систему удаления льда. Должны быть заметны правильные эффекты действия этих систем и постепенное возвращение имитируемого вертолета к выполнению нормального полета				✓	✓
15.b	Спектр воздушных потоков и соответствующие эффекты, связанные с крупными сооружениями, например, зданиями, нефтяными вышками, а также с ограниченными пространствами, горными вершинами, включая демаркационные линии, и т. д.			✓	✓	✓
15.c	Специальные атмосферные эффекты, которые могут потребоваться для специальных программ подготовки: арктический туман над полыньей, нисходящие воздушные потоки, влияние гор (завихрения, демаркационные линии и т. д.), турбулентность вблизи газоотводных труб на нефтяных вышках, вихревые следы и эффекты скоса потока от других ВС и т. д.			✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
16	**Система управления воздушным движением (УВД)** *Примечание. Все перечисленные ниже функции могут выполняться непосредственно инструктором или программироваться с РМИ с использованием возможностей системы моделирования окружающей обстановки УВД*					
16.a	Автоматическая передача метеосводок	✓	✓	✓	✓	✓
16.b	Линия связи коллективного пользования (фоновые переговоры)					✓
16.c	Фразеология					✓
16.d	Определение частот УВД, соответствующих конкретному этапу полета					✓
16.e	Переход инструктора на ручное управление системой УВД	✓	✓	✓	✓	✓
16.f	Прочие					
17	**Рабочее место инструктора (РМИ)**					
17.a	Изменение положений *Примечание. Изменение положений должно заканчиваться на режиме балансировки при соответствующей скорости и конфигурации для данной точки*					
17.a.1	Место стоянки	✓	✓	✓	✓	✓
17.a.2	Положение для взлета	✓	✓	✓	✓	✓
17.a.3	Положение для захода на посадку (как минимум, 3 расстояния, а именно 1,8, 5,5 и 9 км (1, 3, и 5 м. миль) от порога ВПП или посадочной площадки для вертолетов)	✓	✓	✓	✓	✓
17.a.4	Находящаяся на возвышении поверхность (крыша здания, морская нефтяная платформа и т. д.)			✓	✓	✓
17.a.5	Посадочная площадка ограниченных размеров			✓	✓	✓
17.a.6	С уклоном			✓	✓	✓
17.a.7	Прочие					
17.b	Перенастройка					
17.b.1	Система	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
17.b.2	Температура	✓	✓	✓	✓	✓
17.b.3	Жидкость и компоненты	✓	✓	✓	✓	✓
17.c	Окружающая обстановка					
17.c.1	Установка метеоусловий					
17.c.1.a	Облачность и видимость неограниченны (CAVU)	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.b	Облачность и видимость в норме (CAVOK)	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.c	Правила визуального полета (ПВП)	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.d	Минимумы неточного захода на посадку	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.1.e	Минимумы точного захода на посадку (CAT I и CAT II, минимумы EFVS, по мере необходимости)	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2	Визуальные эффекты					
17.c.2.a	Время суток (день, сумерки или рассвет, ночь)	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2.b	Облачность (нижняя кромка, верхняя граница, слои, виды, плотность)	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2.c	Видимость в км/статутных милях	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2.d	RVR в метрах/футах	✓	✓	✓	✓	✓
17.c.2.e	Специальные эффекты (осадки, грозы, метель, песчаная буря и т. д.)		✓	✓	✓	✓
17.c.2.f	Песок/пыль/снег/скос потока воды/эффект рециркуляции (вкл./выкл.)		✓	✓	✓	✓
17.c.2.g	Волнение моря (0-6)		✓	✓	✓	✓
17.d	Скорость и направление ветра					
17.d.1	Приземный	✓	✓	✓	✓	✓
17.d.2	Промежуточные уровни		✓	✓	✓	✓
17.d.3	Типичный градиент			✓	✓	✓
17.d.4	Порывы с соответствующими изменениями курса и скорости	✓	✓	✓	✓	✓
17.d.5	Турбулентность	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
17.e	Температура – приземная.	✓	✓	✓	✓	✓
17.f	Атмосферное давление (QNH, QFE)	✓	✓	✓	✓	✓
17.g	Аэропорт/вертодром					
17.g.1	Включает выбор действующей ВПП или посадочной площадки	✓	✓	✓	✓	✓
17.g.2	Управление освещением аэропорта/вертодрома	✓	✓	✓	✓	✓
17.g.3	Заданное положение аэропорта/вертодрома (взлет, заход на посадку, нефтяная платформа и т. д.)	✓	✓	✓	✓	✓
17.g.4	Состояние посадочной поверхности (неровная, гладкая, покрытая льдом, влажная и т. д.)		✓	✓	✓	✓
17.g.5	Динамические эффекты, включая движение на земле и в воздухе		✓	✓	✓	✓
17.h	Конфигурация вертолета (топливо, вес, центр тяжести и т. д. (в британской и метрической системе мер и весов))					
17.h.1	Взлетная масса	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.2	Заправка топлива	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.3	Полезная нагрузка	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.4	Центр тяжести (в единицах, которые соответствуют типу вертолета, например, дюймы, мм)	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.5	Состояние систем вертолета и управление ими (например, быстрая настройка системы навигации (NAV), систем IRS, GPS, AHRS и других)	✓	✓	✓	✓	✓
17.h.6	Функции наземного обслуживающего персонала (например, аэродромное питание и т. д.)	✓	✓	✓	✓	✓
17.i	FMS – перезагрузка запрограммированных данных, если этому не препятствует установленное оборудование			✓	✓	✓
17.j	Регистрация и построение графиков (взлет и заход на посадку)	✓	✓	✓	✓	✓
17.k	Неисправности вертолета (ввод и удаление)	✓	✓	✓	✓	✓
17.l	Управление звуками (включение, выключение, регулировка; индикация при установке уровня звука, который отличается от утвержденного)	✓	✓	✓	✓	✓
17.m	Система подвижности (включение, выключение, аварийное отключение)				✓	✓
17.n	Система управления нагрузкой (включение, выключение, аварийное отключение)	✓	✓	✓	✓	✓

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Тип				
		I	II	III	IV	V
17.o	Система вибрации (включение, выключение, аварийное отключение)	✓	✓	✓	✓	✓
17.p	Главный или аварийный выключатель питания тренажера	✓	✓	✓	✓	✓
17.q	Положение кресел наблюдателя/регулировка/система принудительного ограничения движения (для FSTD с системой подвижности)				✓	✓
17.r	Связь инструктора или наблюдателя(ей) с экипажем	✓	✓	✓	✓	✓
17.s	"Замораживание"/перенастройка					
17.s.1	Полное "Замораживание" моделирования	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.2	"Замораживание" полета или задачи	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.3	"Замораживание" положения	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.4	"Замораживание" топлива	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.5	Управление путевой скоростью	✓	✓	✓	✓	✓
17.s.6	Перенастройка стандартной атмосферы	✓	✓	✓	✓	✓

Добавление D

Внесение в будущем изменений в Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета (Doc 9625)

1. ВВЕДЕНИЕ

Развитие технологий моделирования и дальнейшие исследования в области обучения будут продолжаться. Вполне вероятно, что на каком-то этапе, до публикации последующих изданий этого документа, могут быть предложены новые технические решения или стандарты, которые должны отвечать принятым критериям. В настоящем добавлении приведено детальное описание порядка действий, которые необходимо выполнить прежде, чем рассматривать вопрос о внесении изменений в документ *Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета* (MCQFSTD).

2. ПРОЦЕСС

2.1 Прежде чем рассматривать вопрос о включении в документ новых альтернативных стандартов или решений, следует убедиться, что в представленном предложении как минимум содержится все указанное ниже в пп. 2.2–2.6, что отвечает требованиям соответствующего NAA.

2.2 Подробное описание технического предложения, включая отличия и преимущества по сравнению с существующими средствами соблюдения установленных критериев и требований.

2.3 В целях выполнения требований NAA заявитель должен продемонстрировать, что альтернативный стандарт или решение обеспечивают обучение, по крайней мере, на уровне, который эквивалентен тому, который обеспечивается с помощью существующих методик. Кроме того, должны представляться доказательства того, что были достигнуты требуемые результаты тренировки и профессиональной подготовки пилотов.

2.4 Должны представляться пересмотренные или дополнительные критерии проведения валидационных испытаний, которые предлагается использовать при оценке и квалификационных испытаниях FSTD.

2.5 Должны представляться пересмотренные или дополнительные критерии проведения функциональных и субъективных испытаний, которые предлагается использовать при оценке и квалификационных испытаниях FSTD.

2.6 Издается вспомогательная нормативно-методическая документация, основанная на техническом предложении, результатах проведенных заявителем демонстраций и пересмотренных или дополнительных критериев, описание которых приведено выше.

2.7 После того, как указанные в пп. 2.2–2.6 материалы переданы в Международный комитет по квалификационной оценке FSTD (ICFQ) и установлен тот факт, что международное сообщество организаций по подготовке пилотов поддерживает предлагаемые дополнительные требования или решения, ICFQ готовит обновленное издание Doc 9625.

3. БЛОК–СХЕМА ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ ДЕЙСТВИЙ

На рис. D-1 показан порядок действий при внесении изменений в Doc 9625 (MCQFSTD).

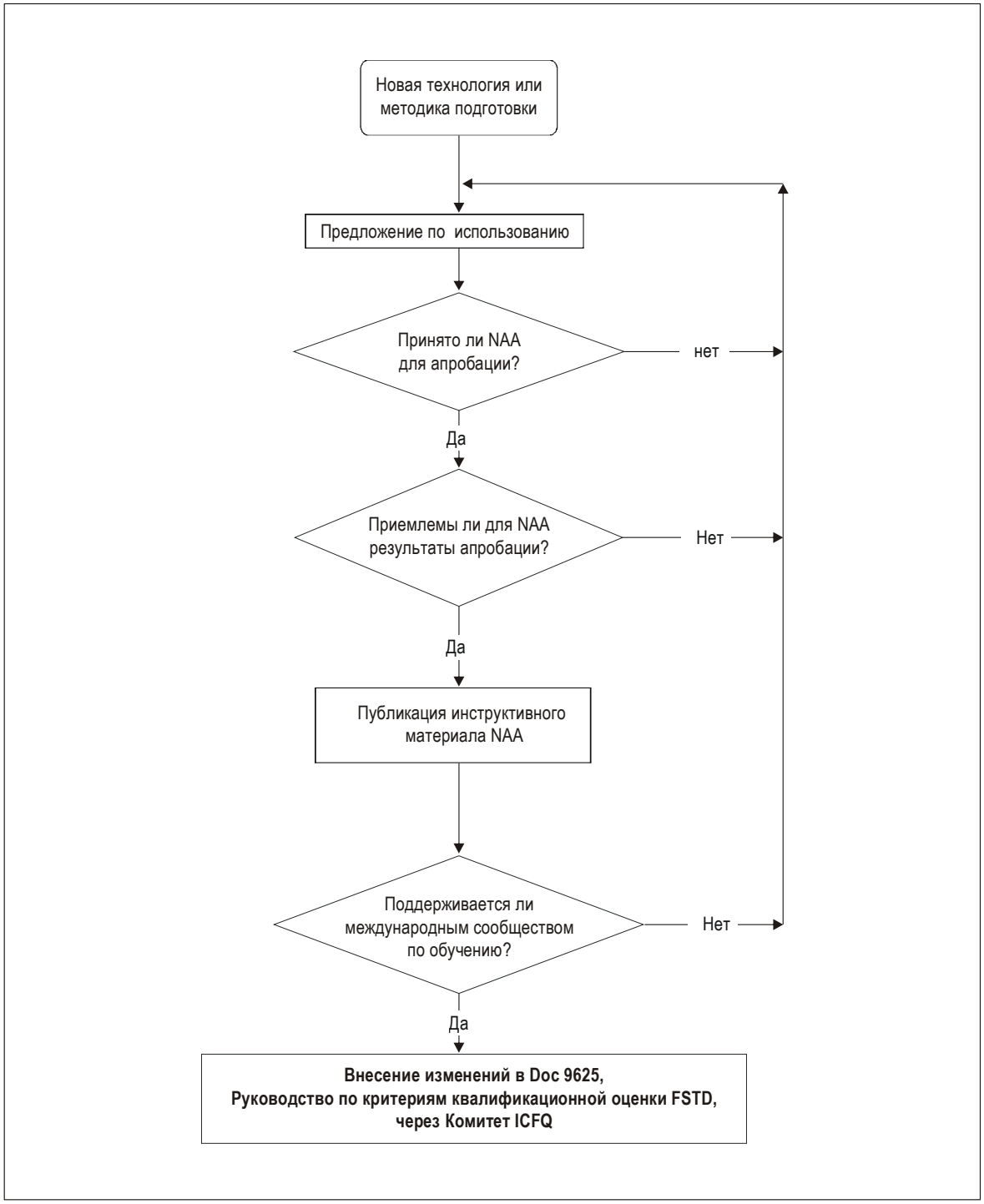


Рис. D-1. Порядок внесения изменений в Doc 9625 (MCQFSTD)

_____

Дополнение А

КВАЛИФИКАЦИОННАЯ ОЦЕНКА FSTD ДЛЯ НОВЫХ ТИПОВ ВЕРТОЛЕТОВ

1.1 До ввода в эксплуатацию нового вертолета или его модификации обычно невозможно получить от изготовителя окончательно утвержденные данные о его летно-технических характеристиках, пилотажных характеристиках, системах или БРЭО. Необходимо прилагать все усилия для скорейшего предоставления окончательных данных, чтобы минимизировать соответствующий риск. Тем не менее, в целях организации подготовки летных экипажей до ввода первого вертолета в эксплуатацию, для проведения промежуточной квалификационной оценки FSTD может потребоваться использовать представляемые изготовителем вертолета предварительные данные. Объем засчитываемого обучения летных экипажей должен определяться NAA, которая может установить предельный срок или другие ограничения до тех пор, пока FSTD не будет присвоен окончательный квалификационный уровень.

1.2 Учитывая последовательность событий и время, которое требуется для получения окончательных данных, NAA может согласиться с просьбой об использовании некоторых частично подтвержденных предварительных данных о вертолете и его системах, а также первоначальных данных о БРЭО (помеченные "красной меткой") для составления необходимого графика программы подготовки, сертификации и ввода в строй пилотов.

1.3 Квалификационная оценка FSTD должна проводиться на основе утвержденных данных. Если эксплуатанты хотят пройти квалификационную оценку на основе предварительных данных, то им следует обратиться в NAA сразу же, как станет ясно, что для квалификационной оценки FSTD потребуется проведение особых мероприятий или же станет понятно, что для этого потребуется использовать предварительные данные. Изготовителям вертолета и FSTD также должна быть направлена информация о такой необходимости, и с ними следует согласовать план представления данных и план проведения квалификационной оценки FSTD. В планах должно предусматриваться проведение периодических встреч заинтересованных сторон для обеспечения регулярного обмена информацией о положении дел с реализацией проекта.

1.4 Точная процедура получения от NAA согласия на использование предварительных данных зависит от каждого конкретного случая и конкретного изготовителя вертолета. Программа разработки и испытаний каждого нового вертолета, составленная изготовителем, предназначена для решения задач конкретного проекта и в ней могут отсутствовать какие-то мероприятия или их последовательность, которые есть в программе другого изготовителя или того же изготовителя, но составленной для другого вертолета. По этой причине невозможно установить предписанный безвариантный порядок получения согласия на использование предварительных данных. Вместо этого эксплуатант FSTD, изготовитель вертолета и изготовитель FSTD должны обосновать эту необходимость и согласовать с NAA окончательную последовательность выполняемых мероприятий, источники данных и процедуры валидации.

Примечание. Описание необходимых для моделирования и валидации FSTD данных, которые представляются изготовителем вертолета, приведено в документе RAeS "Data Package Requirements for Design and Performance Evaluation of Rotary Wing Synthetic Training Devices" *(издание первое, апрель 2004 или в новой редакции).*

1.5 Должна быть обеспечена гарантия, что предварительные данные – это наилучшие данные, представленные изготовителем для текущего состояния вертолета (прототип или предсерийный (опытный) вертолет). Конфигурация текущего состояния должна быть достаточно совершенна, чтобы обоснованно представлять будущий серийный вертолет и тем самым быть приемлемой для тренировки пилотов. Если сертификация базовой конфигурации вертолета планируется достаточно задолго до окончательной

сертификации, эту конфигурацию следует использовать, как эталонную для промежуточной квалификационной оценки. Данные, полученные с использованием этих прогностических или предварительных методов, должны быть подтверждены с помощью доступных источников, включая, как минимум, следующие:

a) Технический отчет изготовителя. В отчете должен поясняться использованный прогностический метод и иллюстрироваться положительные результаты применения этого метода в предыдущих аналогичных проектах. Например, изготовитель может продемонстрировать использование метода для более ранней модели вертолета или представить сравнительные данные прогнозируемых характеристик предыдущей модели с окончательными данными этой модели вертолета. Сравнение должно проводиться с ближайшим по типу вертолетом (например, из той же группы или аналогичных размеров и конструкции НВ).

b) Результаты первых летных испытаний. Такие данные обычно получают на этапе проведения сертификационных испытаний вертолета, и их следует в максимальной степени использовать на ранних этапах проведения квалификационной оценки FSTD. Испытания основных критических режимов, которые обычно проводятся в начале программы сертификации вертолета, должны использоваться для подтверждения того, что модель(и) имитации вертолета обеспечит(ат) необходимую подготовку пилотов. При этом в их число должны включаться ситуации, связанные с отказами двигателя и трансмиссии, и снижение на режиме самовращения НВ до момента касания, в которых должен умело действовать пилот. Данные, получаемые на ранних этапах, зависят от подготовленной изготовителем вертолета программы летных испытаний, поэтому для каждой ситуации они могут отличаться. Тем не менее, предполагается, что программа летных испытаний изготовителя вертолета включает возможность подготовки данных для квалификационной оценки FSTD на основе результатов ранних этапов испытаний.

1.6 Время использования предварительных данных для временной квалификационной оценки ограничено. Необходимо получить окончательные данные от изготовителя вертолета в максимально короткий срок (обычно в течение шести месяцев) после первого "ввода в эксплуатацию" вертолета или по согласованию с NAA, изготовителем вертолета и эксплуатантом FSTD. При подаче заявки на временную квалификационную оценку с использованием предварительных данных эксплуатант FSTD и NAA должны согласовать программу обновления FSTD. В программе, как правило, указывается, что не позднее, чем через шесть месяцев будут проведены обновления характеристик FSTD на основе поступивших окончательных данных.

1.7 Обновление конфигурации аппаратных средств и программного обеспечения FSTD должно проводиться, по возможности, одновременно с обновлением конфигурации вертолета. Допустимый промежуток времени между обновлением на вертолете и проведением обновления на FSTD должен быть минимальным. Время внесения обновлений в FSTD зависит от объема обновлений, а также от того, оказывают ли они влияние на QTG, а также на обучение и проверки пилотов. Допустимые различия между конфигурациями вертолета и FSTD и их влияние на квалификационный уровень FSTD должны согласовываться эксплуатантом с NAA. В процессе согласования программы квалификационных испытаний желательно проводить консультации с изготовителем FSTD.

1.8 Ниже приведен пример (конструктивных) расчетных данных и других источников данных, которые могут быть использованы при подготовке плана проведения предварительной квалификационной оценки.

1.8.1 План должен включать разработку QTG на основе объединения данных летных испытаний и инженерного моделирования. Что касается данных, полученных в результате проведения летных испытаний конкретного вертолета или выполнения других полетов, то необходимые изменения расчетной модели или данных, требующиеся для обоснования приемлемого доказательства соответствия (POM), должны быть представлены изготовителем вертолета.

1.8.2 С целью убедиться, что два набора данных надлежащим образом подтверждены, изготовитель вертолета должен сравнить характеристики реакции модели с данными летных испытаний. Моделирование должно подтверждаться комплексно и быть согласованным с расчетными данными, предоставленными изготовителю FSTD, и должно включать, по крайней мере, моделирование следующих компонентов:

a) состояние двигателя;

b) аэродинамические характеристики;

c) массовые характеристики;

d) рычаги управления полетом;

e) система повышения устойчивости и управляемости;

f) тормозная система/шасси.

Примечание. Доказательство соответствия (POM) должно отвечать требуемым допускам.

1.9 Для оценки пилотажных качеств и летно-технических характеристик при квалификационных испытаниях FSTD новых типов вертолетов целесообразно привлекать квалифицированных пилотов NAA или пилотов-испытателей изготовителя вертолета.

_____

Дополнение B

ВАЛИДАЦИОННЫЕ ДАННЫЕ ИНЖЕНЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 Вполне вероятно, что имитационные модели нового или существенно модифицированного вертолета, в полном объеме проверенные в ходе летных испытаний, с течением времени по мере изменения конфигурации вертолета будут становиться менее репрезентативными.

1.2 Традиционно имитационные модели пересматриваются с целью внесения изменений, которые отражают изменения конфигурации вертолета. Для моделей аэродинамических характеристик, характеристик двигателей, системы управления полетом и характеристик управляемости на земле, процесс внесения изменений требует получения дополнительных данных летных испытаний и последующего выпуска усовершенствованных моделей, а также обновленного пакета валидационных данных.

1.3 Качество прогнозирования имитационных моделей может достичь такого уровня, при котором различия между прогнозируемой моделью и моделью, подтвержденной на основании данных летных испытаний, окажутся несущественными.

1.4 Изготовители вертолетов могут использовать для инженерного моделирования такие же имитационные модели, которые используются теми организациями, которые занимаются подготовкой пилотов. Эти имитационные модели могут быть созданы на основе различных физических инженерных имитаторов в диапазоне от реальной аппаратуры вертолета до моделирования в нереальном времени на базе рабочих мест.

2. ПРИНЦИПЫ УТВЕРЖДЕНИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВАЛИДАЦИОННЫХ ДАННЫХ ИНЖЕНЕРНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

2.1 Сложившаяся в настоящее время практика, требующая использовать данные, полученные в летных испытаниях, как исходные для валидационной оценки учебных тренажеров, является предпочтительным подходом и рекомендуется для использования в дальнейшем.

2.2 Если такие данные отсутствуют или непригодны для использования, или имитация, ранее прошедшая процедуру подтверждения на основании результатов летных испытаний, изменена в результате изменений конфигурации имитируемого вертолета, изготовитель вертолета или другой утвержденный поставщик данных, по предварительному согласованию с NAA, может представить валидационные данные инженерного моделирования для выборочного дополнения данных летных испытаний.

2.3 В случае если используются данные инженерного моделирования, процесс инженерного моделирования должен пройти проверку соответствующей NAA.

2.4 Во всех случаях, касающихся нового типа вертолета, должен быть разработан пакет данных для конфигурации "вводимой в эксплуатацию" базовой модели вертолета, проверенной в летных испытаниях на соответствие действующим стандартам.

2.5 В том случае, когда данные инженерного моделирования используются как часть QTG, предполагается значительное совпадение данных, как указано в дополнении C к данной части.

2.6 В тех случаях, когда предусматривается использование данных инженерного моделирования, соответствующей NAA должно представляться полное обоснование этого. Оно должно включать подтверждение успешного опыта поставщика данных инженерного моделирования в области высокоточного моделирования. NAA должна провести технический анализ предложенного плана и ожидаемых валидационных данных, чтобы определить приемлемость предложения.

2.7 Подтвержденные в полете валидационные данные могут быть однократно модифицированы для получения производных данных, однако полученные производные данные не могут подвергаться дальнейшей обработке. В случае если необходимы дальнейшие изменения, то для подготовки нового набора производных данных должны использоваться подтвержденные результатами летных испытаний исходные валидационные данные.

2.8 Следует поддерживать процесс управления конфигурацией, включая ведение журнала контроля, в котором подробно регистрируются изменения имитируемой модели, что позволяет, по мере необходимости, вернуться к базовой (проверенной в полете) версии.

2.9 Процедура считается выполненной, если выдано подтверждающее заключение. В этом заключении указываются приемлемые источники валидационных данных.

2.10 Чтобы быть принятым в качестве альтернативного источника утвержденных данных для использования в учебном тренажере, инженерный тренажер должен:

a) существовать как физический объект с кабиной экипажа, рычагами управления, необходимыми для выполнения полета в режиме ручного управления;

b) быть оборудован системой визуализации и, желательно, системой подвижности;

c) если это применимо, иметь реальные блоки БРЭО, с возможностью их эквивалентной замены имитатором с целью проверки программного обеспечения;

d) иметь строгую систему контроля конфигурации, охватывающую аппаратные средства и программное обеспечение;

e) быть признанным устройством высокоточной имитации вертолета согласно мнению пилотов-испытателей изготовителя вертолета, эксплуатантов и NAA.

2.11 Инженерные тренажеры, используемые для получения данных о системах вертолета, могут не иметь перечисленных выше характерных особенностей.

2.12 Точная процедура утверждения данных инженерного тренажера будет отличаться для разных изготовителей вертолета или утвержденных поставщиков данных и это также зависит от типа изменений. Независимо от предлагаемого решения инженерное моделирование/инженерные тренажеры должны соответствовать следующим критериям:

a) первоначальные (базовые) имитационные модели должны проверяться в ходе летных испытаний;

b) модели, создаваемые изготовителем вертолета для использования в FSTD, должны быть в основном идентичны тем, которые он применяет при инженерном моделировании/в инженерных тренажерах;

c) инженерное моделирование/инженерные тренажеры должны использоваться в процессе проектирования, разработки и модификации вертолета.

2.13 FSTD, используемые для подготовки пилотов, и в которых применяются имитационные модели базового уровня, должны проходить квалификационные испытания на соответствие, как минимум, признанным международным стандартам, аналогичным приведенным в данном руководстве.

2.14 Типы модификации, предусмотренные альтернативной процедурой, ограничиваются "хорошо понятными эффектами", такими как:

a) программное обеспечение (например, компьютер системы управления полетом, автопилот);

b) изменения с прогнозируемым аэродинамическим воздействием;

c) двигатели;

d) ограничения системы управления тормозами, пневматиками и носовым колесом.

2.15 Эксплуатант FSTD, желающий использовать эту альтернативную процедуру, должен продемонстрировать веское техническое обоснование для своего предлагаемого подхода. Анализ должен показать, что прогнозируемые эффекты изменения(й) по сути являются поэтапными, и для каждого этапа легко понятны и четко определены, подтверждая тем самым, что получение дополнительных данных летных испытаний не требуется. Если прогнозируемые результаты будут сочтены недостаточно точными, возможно потребуется собрать ограниченное количество данных летных испытаний в целях подтверждения прогнозируемых изменений.

2.16 NAA должна рассматривать все заявки на использование этой процедуры и отвечать на них.

Дополнение C

ДОПУСКИ ВАЛИДАЦИОНЫХ ИСПЫТАНИЙ

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 Допуски, перечисленные в добавлении B к данной части руководства, предназначены для оценки степени соответствия летным данным, используемым в качестве эталона.

1.2 Однако существует ряд причин, по которым результаты отдельных испытаний могут не в полной мере соответствовать установленным допускам. Например:

a) в данные летных испытаний возможные ошибки могут вносить многие источники, например, погрешности приборно-измерительного оборудования и атмосферные возмущения во время сбора данных;

b) трудно сравнить данные, свидетельствующие о быстром изменении уровня шума;

c) в данных инженерного тренажера и других расчетных данных могут быть ошибки вследствие множества возможных различий, перечисленных в п. 1.5 данного дополнения.

1.3 При использовании допусков в любом испытании необходимо применять обоснованную инженерную оценку согласно п. 1.5 данного дополнения. Испытание следует считать провалившимся, если полученные результаты однозначно выходят за пределы установленных допусков.

1.4 В прошлом использование инженерных валидационных данных в качестве эталонных данных для контрольной оценки FSTD вертолета было незначительным. Использование этого типа данных как источника валидационной оценки становится более значительным, в частности, по причине введения большего объема инженерного моделирования в процесс проектирования современных вертолетов и потребности в альтернативных данных для разработки и валидационной оценки FSTD, которые воспроизводят старые типы вертолетов, для которых отсутствуют данные летных испытаний. При использовании инженерных валидационных данных подразумевается, что допуски, основанные на данных летных испытаний, должны быть уменьшены, поскольку применяемые допуски не должны включать погрешности измерений, присущие данным летных испытаний.

1.5 Существует ряд причин, по которым результаты испытаний FSTD могут отличаться от валидационных данных инженерных испытаний. Среди этих причин (но не только) следующие:

a) аппаратное обеспечение (БРЭО и рычаги управления);

b) имитационные модели, используемые в FSTD, отличаются от тех, которые используются изготовителями бортового оборудования вертолета (модели управления при рулении, модели торможения, модели двигателей и т. д.);

c) эффекты ступенчатости модели:

1) скорость итерационных вычислений;

2) порядок выполнения;

3) методы интегрирования;

4) архитектура процессора;

d) дискретность:

1) методы интерполяции;

2) отличия в обработке данных;

3) настройка допусков при автоматическом тестировании и т. д.;

e) реакции разомкнутого контура по сравнению с замкнутым и продолжительность испытания;

f) степень зависимости от взаимовлияния систем вертолета, усложняющая испытание;

g) точность согласования начальных условий.

1.6 Любые различия между результатами, полученными на FSTD, и инженерными валидационными данными должны быть незначительны, а причины любых отличий, не указанных в п. 1.5 данного дополнения, должны быть четко объяснены.

1.7 Исторически сложилось так, что инженерные валидационные данные использовались только для демонстрации соответствия определенным дополнительным характеристикам моделирования по той причине, что:

a) данные летных испытаний по объективным причинам не могли быть представлены;

b) данные инженерного моделирования составляли лишь небольшую часть общего пакета валидационных данных;

c) ключевые области были проверены на соответствие данным летных испытаний.

1.8 Расширяющееся использование в настоящее время и в перспективе данных инженерного моделирования представляется актуальным, поскольку:

a) данные летных испытаний зачастую недоступны по объективным техническим причинам;

b) существенно продвинулась разработка альтернативных технических решений;

1.9 В связи с этим, необходимо определить принципы применения допусков к валидационным данным, получаемым при инженерном моделировании.

2. ДОПУСКИ ИСПЫТАНИЙ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ К ИНЖЕНЕРНЫМ ВАЛИДАЦИОННЫМ ДАННЫМ

2.1 Если инженерные валидационные данные используются как допустимая форма эталонных валидационных данных для объективных испытаний, указанных в добавлении B, то должно обеспечиваться очень близкое соответствие эталонных данных и результатов, полученных на FSTD. Определить точный набор допусков не представляется возможным, поскольку причины неточности соответствия зависят от ряда факторов, рассматриваемых в разделе 1.

2.2 Если инженерные валидационные данные используются в качестве эталонных данных, необходимо руководствоваться принципом, что применяемый допуск должен составлять 40 % от соответствующих допусков "летных испытаний" и случаи превышения допуска должны быть обозначены согласно требованиям настоящего руководства. Для случаев применения этого 40 % допуска, поставщик данных должен представлять в полной мере документально подтвержденные математическую модель и методику проведения испытаний, которые позволяют точно воспроизвести результаты инженерного моделирования.

2.3 Если различия между эталонными данными и данными испытаний FSTD превышают 40 % допуска "летных испытаний", то изготовитель FSTD должен представлять четкое обоснование для каждого рассматриваемого в QTG испытания.

2.4 Поставщики валидационных данных (например, изготовители вертолетов) могут определять случаи, когда невозможно применять предлагаемый 40 % допуск. В этих случаях поставщики данных должны включать в "дорожную карту" валидационных данных обоснование этого.

2.5 В тех случаях, когда для формирования эталонных данных используется инженерное моделирование, включающее аппаратное обеспечение вертолета, применяемые допуски могут быть выше, чем предлагаемый уровень 40 %. Требуется представлять соответствующее обоснование.

2.6 Результаты испытаний FSTD должны быть получены без изменения имитационных моделей в целях обеспечения соответствия критериям, связанным с точным воспроизведением результатов инженерного моделирования.

Дополнение D

"ДОРОЖНАЯ КАРТА" ВАЛИДАЦИОННЫХ ДАННЫХ

1.1 Изготовители вертолетов или другие поставщики данных в пакете данных должны представлять "дорожную карту" валидационных данных (VDR). В VDR включается инструктивный материал поставщика валидационных данных вертолета с рекомендациями о наиболее достоверных источниках данных для использования в качестве валидационных данных в QTG. "Дорожная карта" валидационных данных (VDR) должна представляться NAA как можно раньше на этапах планирования проведения квалификационной оценки тренажерного устройства имитации полета в соответствии с приведенными в настоящем документе стандартами. Конечной инстанцией, утверждающей представленные данные, которые будут использованы в качестве валидационных материалов для QTG, является соответствующая NAA.

1.2 В VDR (в форме матрицы) должны четко указываться источники данных для всех требуемых испытаний. Кроме того, в ней должны содержаться сведения о достоверности этих данных для конкретной конфигурации, используемой при квалификационной оценке FSTD. Эта эталонная конфигурация должна быть достаточно подробно описана с указанием всех элементов, оказывающих влияние на летно-технические характеристики и пилотажные качества. Эта эталонная конфигурация должна описывать, как минимум: внешнюю аэродинамическую конфигурацию вертолета, включая несущие винты, тип двигателя(ей), версию системы управления двигателем и версию автоматической системы управления полетом (АСУП). Для каждого из перечисленных случаев должно проводиться сравнение между конфигурацией, использованной для получения валидационных данных, и эталонной конфигурацией с подтверждением, что неэталонные конфигурации являются приемлемыми, поскольку они не оказывают существенного влияния на летно-технические характеристики и пилотажные качества. В документе должны быть обоснования или объяснения в следующих случаях:

– полностью или частично отсутствуют данные или параметры;

– необходимо использовать данные инженерного моделирования;

– методика летных испытаний или методы измерений требуют объяснения;

– любое отклонение от требований к данным, с кратким описанием объективных причинно-следственных зависимостей.

1.3 Дорожная карта валидационных данных (VDR) или другие документы, аналогичные VDR, должны содержать одинаковую информацию по другим типам валидационных данных, необходимых для квалификационной оценки, таким, как усилия на рычагах управления, звук или вибрации. Рекомендуется разделять VDR на три части:

– часть 1, содержащая таблицу (см. п. 1.4), которая позволяет четко определить полный перечень испытаний, планируемых для проведения квалификационной оценки, а также источники валидационных данных для каждого испытания;

– часть 2, содержащая обоснование приемлемости валидационных данных в соответствии с эталонной конфигурацией;

– часть 3, содержащая объяснение причин и следствий отклонений от требований к данным для того, чтобы обосновать приемлемость эталонных данных для проведения квалификационной оценки.

1.4 В таблице D-1 представлен пример заполнения матрицы типовой "дорожной карты" с указанием источников валидационных данных. Приведена только выборка всей матрицы, т. е. для краткости некоторые условия испытаний удалены. В представляемом подлинном документе "дорожной карты" валидационных данных (VDR) необходимо использовать соответствующие нормативные материалы и должны указываться все применимые испытания. Указанные в матрице валидационные источники, документы с валидационными данными и приведенные в ней комментарии служат только для справочных целей. Фактические источники данных и документы зависят от рассматриваемой конкретной комбинации планера/двигателя. При составлении конкретной VDR с учетом приведенного примера следует придерживаться приведенных ниже рекомендаций.

.

1.4.1 Включить колонку "ссылочный номер испытания" чтобы обеспечить идентификацию ссылки на любое испытание, необходимое для квалификационной оценки.

1.4.2 Включить колонки "описание испытания", "условия", "вес" и "режим управления полетом" (настоящие названия колонок могут быть адаптированы для конкретного случая) для описания условий испытания, включающих, как минимум: название испытания (как определено в данном документе), краткое описание всех условий испытания (позволяющие определить условия каждого испытания, необходимого с точки зрения критериев квалификационной оценки), а также условия по весу (малый, большой, неопределенный) и режима АСУП (т. е. нормальный или ухудшенный).

1.4.3 Включить колонку "источник валидационных данных", чтобы указать источник валидационных данных: коды (подробно описанные в VDR), которые используются для идентификации типа данных (летные испытания, расчетные данные и т. д.) и используемой платформы (ссылка на вертолет, и т. д.).

1.4.4 Включить колонку "контрольный документ" для связи со ссылками, используемыми в POM (подтверждение соответствия) и QTG.

1.4.5 Включить колонку "примечания" для дополнительных разъяснений, связанных или не связанных с обоснованиями, содержащимися в VDR.

1.5 Таблица D-1 служит только примером, а для NAA могут быть приемлемы и другие форматы.

1.6 Дополнительно в таблицах D-2 и D-3 представлены два примера страниц "обоснования". На них приведена информация о типе вертолета и конфигурации БРЭО и примеры технического обоснования, используемого для описания аномальных значений данных; представления альтернативных данных или представления NAA приемлемых объяснений отклонений от валидационных требований QTG.

Таблица D-1. " Дорожная карта" валидационных данных (образец матрицы с определением источников валидационных данных)

Ссылочный номер испытания	Описание испытания	Условия	Вес	Режим управления полетом	Источник валидацион-ных данных	Контрольный документ ссылки РОМ	Примечания
1.a.(1).(i)	ЗАПУСК И РАЗГОН ДВИГАТЕЛЯ	На земле, тормоз несу-щего винта не задейст-вован, двигатель 1	U	ATT	FT 1	1a11.1n1a	См. VDR, обоснование 003 в отношении валидности параметров двигателя
1.a.(1).(i)	ЗАПУСК И РАЗГОН ДВИГАТЕЛЯ	На земле, тормоз несу-щего винта не задейст-вован, двигатель 2	U	ATT	FT 1	1a11.1n1b	
1.a.(1).(i)	ЗАПУСК И РАЗГОН ДВИГАТЕЛЯ	На земле, тормоз несущего винта задействован	U	ATT	FT 1	1a11.1n2	
1.a.(1).(ii)	УСТОЙЧИВЫЙ РЕЖИМ "МАЛЫЙ ГАЗ"	На земле, оба двигателя на режиме "малый газ"	U	ATT	FT 2	1a12.1n1_t	Испытание на фиксирование мгновенного состояния
1.a.(1).(ii)	РАБОЧАЯ ЧАСТОТА ВРАЩЕНИЯ (RPM)	На земле, оба двигателя В полете	U	ATT	FT 2	1a12.1n2_t	
1.a.(2)	БАЛАНСИРОВКА СКОРОСТИ СИЛОВОЙ ТУРБИНЫ	На земле, оба двигателя В полете Реакция двигателя на первую балансировку					Не применяется для данного типа вертолета См. VDR, обоснование 004
1.c.(2)	ВЗЛЕТ	Продолжение взлета с одним неработающим двигателем	U	ATT	FT 2	1c2.1n	Применение учебного режима при одном неработающем двигателе в целях безопасности
1.c.(3)	ВЗЛЕТ	Прекращение взлета с одним неработающим двигателем	U	ATT	FT 2	1c3.1n	
1.f	ВЫПОЛНЕНИЕ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ПОЛЕТА	V_y	L	SAS	FT 2	1f.5d1_t1	Испытание на фиксирование мгновенного состояния
1.g	ВЫПОЛНЕНИЕ НАБОРА ВЫСОТЫ	V_y, все двигатели работают	L	SAS	FT 2	1g.4d1_1	
1.h.(1)	ВЫПОЛНЕНИЕ СНИЖЕНИЯ	V_y	L	SAS	FT 2	1h1.6d1	
1.h.(2)	АВТОРОТАЦИЯ	~ 50 уз	L	SAS	FT 2	1h2.8d1_t1	Испытание на фиксирование мгновенного состояния

Ссылочный номер испытания	Описание испытания	Условия	Вес	Режим управления полетом	Источник валидацион-ных данных	Контрольный документ ссылки РОМ	Примечания
2.b.(1)	ПОЛОЖЕНИЯ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ ПРИ БАЛАНСИРОВКЕ НА МАЛЫХ ВОЗДУШНЫХ СКОРОСТЯХ	Промежуточная воздуш-ная скорость при боко-вом движении влево	U	ATT	FT 2	2b1.2nl_t1	Испытание на фиксирование мгновенного состояния. См. VDR, обоснование 007 в отношении ограничений поступательной воздушной скорости при полете назад и вбок
2.b.(2)	КРИТИЧЕСКИЙ АЗИМУТ	Задний правый проме-жуточный азимут Наиболее критический случай	U	SAS	FT 2	2b2.2d_t1	Испытание на фиксирование мгновенного состояния
2.b.(3a)	РЕАКЦИЯ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ В ПРОДОЛЬНОМ НАПРАВЛЕНИИ ПРИ МАЛЫХ ВОЗДУШНЫХ СКОРОСТЯХ	Висение	U	ATT	FT 2	2b31.3n	
2.c.(1)	РЕАКЦИЯ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ В ПРОДОЛЬНОМ НАПРАВЛЕНИИ	Крейсерская скорость V_y	U	SAS	FT 2	2c1.5d1	
2.c.(2)	ПРОДОЛЬНАЯ СТАТИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ	Расчетная крейсерская скорость - ~ 20 уз	U	SAS	FT 2	2c2.5d_t1	Испытание на фиксирование мгновенного состояния
2.c.(3a)	ДЛИННОПЕРИОДИЧЕСКАЯ РЕАКЦИЯ В ПРОДОЛЬНОМ НАПРАВЛЕНИИ	Крейсерский режим	U	SAS	FT 2	2c31.5d	Апериодическая реакция. См. VDR, обоснование 006
2.c.(3a)	ДЛИННОПЕРИОДИЧЕСКАЯ РЕАКЦИЯ В ПРОДОЛЬНОМ НАПРАВЛЕНИИ	Крейсерский режим	U	ATT	FT 2	2c31.5n	
2.d.(3b)	СПИРАЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ	На крейсерском режиме в левом направлении	U	SAS			Невозможность продемонстрировать спиральную устойчивость. См. VDR, обоснование 008
2.d.(3b)	СПИРАЛЬНАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ	На крейсерском режиме в правом направлении	U	SAS			

– Вес: U: неопределенный; L: малый; H: большой.
– Режим управления полетом: ATT для испытаний в режиме повышения устойчивости "ВКЛ"; SAS (учебный) для испытаний в режиме повышения устойчивости "ВЫКЛ".
– Источник валидационных данных: FT 1: испытание выполнено, источником информации были летные испытания прототипа вертолета;
FT 2: испытание выполнено, источником информации были летные испытания серийного вертолета; Пропуск: испытание не было выполнено: объяснения приводятся в колонке "примечания"; ED: инженерные данные.
– Контрольный документ: ссылка, используемая для идентификации испытаний в документе РОМ.
– Примечания: дополнительные объяснения, которые могут быть связаны с обоснованиями, содержащимися в VDR.

Таблица D-2. Пример обоснования – 1

	ОБОСНОВАНИЕ VDR	**Ссылка:** **Обоснование VDR – 003** **Издание:** **A**

Вопрос: Подтверждение параметров двигателя во время испытаний на запуск двигателя

Требования	Название
1.a.(1).(i)	Запуск и разгон двигателя

Ссылки:

Соответствующие обоснования:

Подробная информация:

Во время испытаний на запуск двигателя измеряются различные характерные параметры двигателя.

Каждый датчик, используемый для измерения каждого параметра двигателя, имеет свою область валидации. Например, измерение частоты оборотов вращения (N_R, N_f) выполняется с помощью зубчатого колеса (шестеренки) и электромагнитного счетчика, работающего в четко определенном диапазоне частот (считающего количество зубцов за единицу времени), при этом измерения становятся недостоверными, когда скорость вращения становится меньше определенного значения.

В следующей сводной таблице приведены начальные значения областей достоверности измерений для датчиков основных параметров двигателя:

Параметр	Начало области достоверных показаний
Крутящий момент	N_f = 40 %
Расход топлива	45 л/час
N_g	4 %
N_f	5 об/мин (RPM)
N_R	25 об/мин (RPM)

Что касается указанных выше параметров, все значения, измеренные во время испытаний на запуск двигателя, не должны приниматься во внимание, если они меньше начальных значений областей достоверности, указанных выше, и поэтому должны быть приравнены к нулю в документах по летным испытаниям в случае не соответствующего норме значения.

Таблица D-3. Пример обоснования – 2

	ОБОСНОВАНИЕ VDR	**Ссылка:** **Обоснование VDR – 008** **Издание:** **A**
Вопрос:	**Невозможность демонстрации явной спиральной устойчивости в режиме SAS в правильном направлении**	
Требования ОАА	Название	
2.d.(3).(ii)	Спиральная устойчивость	
Ссылки:		
Соответствующие обоснования:		
Подробная информация: Несмотря на несколько повторений требуемого испытания на разных воздушных скоростях и с различными амплитудами воздействий, невозможно было продемонстрировать явную спиральную устойчивость на данном типе вертолетов. В данной конфигурации, движение типа "голландский шаг" всегда скрывало искомое явление. Движение типа "голландский шаг" по крену - это режим собственных колебаний вертолета с довольно высокой частотой в диапазоне [0,2 Гц, 0,3 Гц]. Если вертолет выполняет полет с включенной системой повышения устойчивости (SAS), инициирования маневра (только отпустить педаль или переместить ручку управления циклическим шагом) может быть достаточно, чтобы вызвать колебания по крену и рысканию. Даже если движение типа "голландский шаг" устойчиво, слабое демпфирование означает, что требуется продолжительное время, чтобы исчезли короткопериодические колебания, и чтобы можно было продемонстрировать длительное изменение положения по крену. Если вертолет находится в режиме ATT, полет быстро стабилизируется без значительных изменений параметров полета. Следовательно, спиральная устойчивость не может быть показана в POM.		

Дополнение E

РЕКОМЕНДАЦИИ В ОТНОШЕНИИ ВАЛИДАЦИОННЫХ ДАННЫХ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ИЛИ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЛИ КОМПЛЕКТОВ БРЭО

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 Для нового типа вертолета валидационные данные большей частью собираются во время летных испытаний первой конфигурации вертолета с базовым вариантом двигателя и комплектом бортового радиоэлектронного оборудования. В дальнейшем такой пакет данных используется для проверки на соответствие требованиям всех FSTD, представляющих этот тип вертолета.

1.2 В том случае, если FSTD воспроизводит вертолет с двигателем, отличным от базового, или измененной или с более чем одной конфигурацией комплекта БРЭО, может потребоваться проведение дополнительных испытаний для уточнения валидационных данных.

1.3 При проведении квалификационной оценки FSTD с несколькими двигателями, если предполагается, что есть существенные отличия в характеристиках двигателей, в соответствующее QTG должны быть включены валидационные данные для испытаний отдельных вариантов.

1.4 Оценка FSTD с основным вариантом двигателей должна проводиться с учетом всех положений QTG для конкретного комплекта двигателей. При оценке FSTD с дополнительными вариантами двигателей требуется выполнение только отдельных подразделов QTG, как указано в разделе 2 данного дополнения.

1.5 Для квалификационной оценки FSTD с альтернативной конфигурацией комплекта БРЭО, если предполагается, что есть существенные отличия в конфигурации комплекта БРЭО, в QTG должны включаться валидационные данные для испытаний выбранных вариантов, как указано в разделе 3 данного дополнения.

1.6 Характер требуемых дополнительных валидационных данных (например, данных летных испытаний, данных инженерного моделирования и т. д.) должен соответствовать рекомендациям, приведенным в разделе 4 данного дополнения, за исключением отдельных случаев, когда разрешается применение других данных (см. дополнение B к данной части руководства *"Валидационные данные инженерного моделирования"*).

2. РЕКОМЕНДАЦИИ QTG В ОТНОШЕНИИ ПРОВЕДЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

2.1 Ниже приведены рекомендации, касающиеся FSTD, которые оснащены двигателями нескольких типов или разной мощности. Проверка FSTD с базовым вариантом комплекта двигателей должна проводиться с соблюдением всех положений QTG для такого комплекта. Для проверки использования на этом FSTD двигателей других типов или другой мощности или имеющих другие предельные характеристики требуется выполнение только определенной подборки положений QTG с кратким описанием изменений и последствий. В эту подборку должны, как минимум, быть включены условия испытаний, указанные в таблице E-1 (по одному на каждый номер испытаний).

Таблица Е-1. Минимальный рекомендуемый перечень испытаний в QTG для дополнительного двигателя

НОМЕР ИСПЫТАНИЯ	ОПИСАНИЕ ИСПЫТАНИЯ	ПРОСТОЙ ВАРИАНТ	ОБЫЧНЫЙ ВАРИАНТ	АЛЬТЕРНАТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ
1.a.1.i	Запуск и раскрутка двигателя(ей) (неустановив-шийся режим)		X[1]	X
1.a.1.ii	Установившийся режим малого газа и номинальной частоты вращения НВ (RPM)		X[1]	X
1.a.2	Балансировка частоты вращения силовой турбины		X[1]	X
1.a.3	Регулировка частоты вращения двигателя и НВ		X[1]	X
1.c.1	Выполнение взлета со всеми работающими двигателями	X[2]	X	X
1.c.2	Продолженный взлет с одним неработающим двигателем	X[2]	X[3]	X[3]
1.c.3	Прерванный взлет с одним неработающим двигателем	X[2]	X[3]	X[3]
1.f	Характеристики режима горизонтального полета			
1.g	Набор высоты с одним неработающим двигателем	X[2]	X	X
1.i	Переход на режим авторотации		X	X
1.j.1	Посадка со всеми работающими двигателями			X
1.j.2	Посадка с одним неработающим двигателем (CAT A и CAT B)	X[2]	X[3]	X[3]
1.j.3	Прерванная посадка	X[2]	X[3]	X[3]

2.2 Как правило, подтверждение соответствия конфигураций FSTD с различными системами НВ (вес и конструкция лопастей; площадь, ометаемая НВ; номинальная частота вращения НВ и т. д.) требует более тщательного подтверждения аэродинамических характеристик вертолета и поэтому не считаются вариантом с альтернативными двигателями в соответствии с данным разделом. В таком случае эксплуатант FSTD должен заранее согласовывать требования к данным для FSTD с NAA.

2.3 Различия в характеристиках альтернативных двигателей могут, если не вдаваться в детали, быть объединены в три категории:

1. Проводить испытания требуется только в том случае, если имеются существенные различия в представляемом варианте двигателя.
2. Результатов испытаний базового FSTD, подтвержденных на основе представленных изготовителем (вертолета или двигателя) данных о его летно-технических характеристиках, достаточно для демонстрации ограничений взлетно-посадочных характеристик.
3. Подтверждение в летных испытаниях требуется, если для сертификации вертолета необходимо проводить такие испытания. В других случаях, результатов испытаний базового FSTD, подтвержденных на основе представленных изготовителем (вертолета или двигателя) данных о его летно-технических характеристиках, достаточно для демонстрации ограничений взлетно-посадочных характеристик.

2.3.1 **Простой вариант**. Тип и модель двигателя, характеристики системы несущего винта (частота вращения НВ, вес НВ, ометаемая площадь НВ и т. д.) и трансмиссии такие же, как и утвержденной базовой конфигурации двигателей. Ограничения по взлетным характеристикам или характеристикам с одним неработающим двигателем (крутящий момент, температура и номинальная частота вращения турбокомпрессора N1) находятся в пределах ±5 % от характеристик базового утвержденного двигателя. Отличия обычно ограничены характеристиками FADEC (крутящий момент, температура и т. д.) и/или ограничениями с одним неработающим двигателем. Валидационные испытания требуется проводить только для демонстрации правильного учета отличий ограничений в характеристиках автономной цифровой системы управления двигателем(ями).

2.3.2 **Обычный вариант**. Тип и модель двигателя, характеристики системы несущего винта (частота вращения НВ, вес НВ, ометаемая площадь НВ и т. д.) и трансмиссии такие же, как и утвержденной базовой конфигурации двигателей. Ограничения по взлетным характеристикам или характеристикам с одним неработающим двигателем (крутящий момент, температура и номинальная частота вращения турбокомпрессора N_1) отличаются более чем на ±5 % от характеристик базового утвержденного двигателя. Эталонное значение крутящего момента может отличаться от характерного для утвержденной базовой конфигурации двигателя.

2.3.3 **Альтернативный двигатель**. Другой тип и модель двигателя. Характеристики системы несущего винта (частота вращения НВ, вес НВ, ометаемая площадь НВ и т. д.) и трансмиссии такие же, как и утвержденной базовой конфигурации двигателей.

3. РЕКОМЕНДАЦИИ QTG В ОТНОШЕНИИ ПРОВЕДЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ АЛЬТЕРНАТИВНОГО БОРТОВОГО РАДИОЭЛЕКТРОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ (БРЭО)

3.1 Приведенные ниже рекомендации касаются FSTD, воспроизводящего вертолет с измененной или имеющего более чем одну конфигурацию БРЭО.

3.2 БРЭО вертолета можно разделить на системы или компоненты, которые согласно QTG существенно влияют на результаты квалификационных испытаний и те, которые не влияют на них. В качестве примера можно привести следующие системы или компоненты БРЭО, которые при изменении аппаратного или обновлении программного обеспечения могут оказывать существенное влияние на результаты испытаний по сравнению с базовой конфигурацией БРЭО. К ним можно отнести компьютерные системы управления полетом, рычаги управления двигателями и автопилот. Кроме того, следует рассматривать другие системы, связанные с БРЭО, например, системы повышения устойчивости и управляемости. В QTG должны быть определены и обоснованы те испытания, на которые оказывает влияние каждое из изменений системы БРЭО.

3.3 Если изменения системы или компонента БРЭО могут влиять на валидационное испытание QTG, но какое-то конкретное изменение не имеет таких последствий (например, изменение БРЭО представляет собой модификацию системы встроенного контроля (BITE) или изменение влияет на другой этап полета), то испытание в QTG может быть основано на валидационных данных ранее проведенной проверки конфигурации БРЭО. Эксплуатант FSTD должен четко указать, что это изменение БРЭО не влияет на результаты испытания.

3.4 В тех случаях, если изменения БРЭО влияют на результаты некоторых испытаний, указанных в QTG, но при этом не вводятся новые функциональные параметры БРЭО и эти изменения приводят только к незначительным и хорошо понятным изменениям характеристик реакции вертолета, то QTG может быть основано на валидационных данных ранее подтвержденной конфигурации БРЭО. Эти данные должны дополняться специальными валидационными данными по БРЭО, представленными поставщиком исходных данных для измененной конфигурации БРЭО. Однако дополнительные валидационные данные летных испытаний могут не потребоваться, если изменения БРЭО были сертифицированы без необходимости

проведения испытаний с полным комплектом приборно-измерительного оборудования. Эксплуатант FSTD должен представить обоснование с объяснением сущности изменения и его влияния на реакцию вертолета.

3.5 В тех случаях, если изменения БРЭО оказывают существенное влияние на результаты некоторых испытаний, указанных в QTG, особенно, в случае введения новых функциональных параметров, то QTG должно основываться на валидационных данных ранее проверенной конфигурации БРЭО и дополнительных данных специальных испытаний БРЭО, проведенных для оценки изменений альтернативной версии БРЭО, информация о которых представлена поставщиком данных. Дополнительные валидационные данные летных испытаний могут не потребоваться, если сертификационные испытания измененного БРЭО были проведены без использования полного комплекта приборно-измерительного оборудования. В этом случае эксплуатант FSTD должен заранее согласовывать с NAA требования к данным FSTD.

3.6 В тех случаях, если изменения систем или компонентов БРЭО не оказывают влияния на QTG, испытания могут проводиться на основе валидационных данных ранее проверенной конфигурации БРЭО. Для таких изменений обоснование не требуется.

4. РЕКОМЕНДАЦИИ В ОТНОШЕНИИ ТРЕБОВАНИЙ К ВАЛИДАЦИОННЫМ ДАННЫМ ДЛЯ АЛЬТЕРНАТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И АЛЬТЕРНАТИВНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ БРЭО

4.1 При проведении испытаний, на которые оказывают влияние различия в типе двигателя, как указано в пп. 2.1, 2.2 и 2.3, для подтверждения соответствия конкретной конфигурации вертолет – двигатель предпочтительно использовать данные летных испытаний этого вертолета.

4.2 Если для сертификации летно-технических характеристик вертолета с новым типом двигателя (независимо от процентной величины изменения мощности на взлетном режиме) требуются данные сертификационных летных испытаний с полным комплектом систем обеспечения устойчивости и управляемости, то необходимо получить результаты в ходе, как минимум, летных испытаний, указанных в таблице E-1, и включить их в QTG. Данные летных испытаний не требуются, если новая альтернативная конфигурация двигателя сертифицирована на вертолете без использования полного комплекта приборно-измерительного оборудования систем обеспечения устойчивости и управляемости. В этом случае для валидационной оценки требуемых испытаний QTG могут быть использованы данные альтернативных источников, например, данные инженерного моделирования и/или летно-технические характеристики от изготовителя двигателя.

4.3 Результаты испытаний, на которые существенно влияют изменения конфигурации БРЭО и описание которых приведено в пункте 3.5, должны подтверждаться данными летных испытаний.

4.4 Для каждого испытания (см. дополнение D к данной части) вместе с QTG должна представляться таблица или "дорожная карта" валидационных данных с указанием соответствующих источников валидационных данных. Эксплуатант FSTD должен заранее согласовать с NAA требования к данным FSTD, связанные с альтернативными конфигурациями двигателей или БРЭО.

Дополнение F

ИСПЫТАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ ПОДВИЖНОСТИ В ЧАСТОТНОЙ ОБЛАСТИ

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 Цель этого дополнения заключается в том, чтобы предоставить рекомендации по проведению нового объективного испытания, которое призвано обеспечить согласованное воспроизведение акселерационных воздействий на FSTD приемлемым способом. Данные рекомендации должны помочь инженерам, занимающимся подготовкой испытания, а также инспекторам NAA, использующим это испытание для оценки FSTD.

1.2 Такое испытание проводится с целью объективного измерения частотной характеристики всей системы воспроизведения акселерационных воздействий с учетом перекрестного влияния заданных степеней свободы системы подвижности. Другие испытания, например, частотных характеристик системы подвижности, сосредоточены только на механических характеристиках ее аппаратного оборудования. Ощущаемые пилотом движения в значительной степени зависят от алгоритма воспроизведения акселерационных воздействий и его реализации на FSTD. В ходе этого испытания количественно определяется реакция системы воспроизведения акселерационных воздействий от выходного сигнала имитатора динамики полета до реакции платформы подвижности.

1.3 Характеристики системы воспроизведения акселерационных воздействий оказывают прямое влияние на восприятие и управляющие воздействия пилота в FSTD, особенно в ручном режиме пилотирования. Оценка пилотом адекватности воспроизведения движения FSTD в значительной мере зависит от воспринимаемых "ощущений" моделируемого вертолета, и, кроме того, на эти ощущения оказывает влияние сама система воспроизведения акселерационных воздействий. Основным элементом в системе имитации акселерационных воздействий является алгоритм управления перемещением подвижной платформы (MDA), представляющий собой набор блоков управления, преобразующих выходные сигналы с имитатора динамики полета в команды на перемещение платформы системы подвижности. Блок-схема алгоритма управления механизмом подвижности приведена на рис. F-1.

1.4 На рис. F-1 ВЧ–фильтр и НЧ–фильтр обозначают соответственно фильтр верхних частот и фильтр нижних частот. Масштабные коэффициенты f и ω выбираются таким образом, чтобы:

- реализовать для пилота акселерационные эффекты с целью обеспечения его восприятий и поведения при управлении максимально приближенными к реальному полету;
- удерживать перемещения тренажерного устройства в пределах диапазона перемещений системы подвижности.

1.5 Чтобы тренажер воспроизводил ощущения, характерные для воспринимаемых в вертолете, параметры алгоритма управления перемещением подвижной платформы обычно настраивает проводящий квалификационную оценку пилот во время приемочных испытаний при различных моделируемых режимах полета. Как правило, для настройки системы воспроизведения акселерационных воздействий используются субъективные ощущения пилота. Однако в результате изменчивых предпочтений среди пилотов, а также изменчивости ощущений одного и того же пилота в разные дни это не обеспечивает последовательно достоверную и воспроизводимую настройку системы воспроизведения акселерационных воздействий.

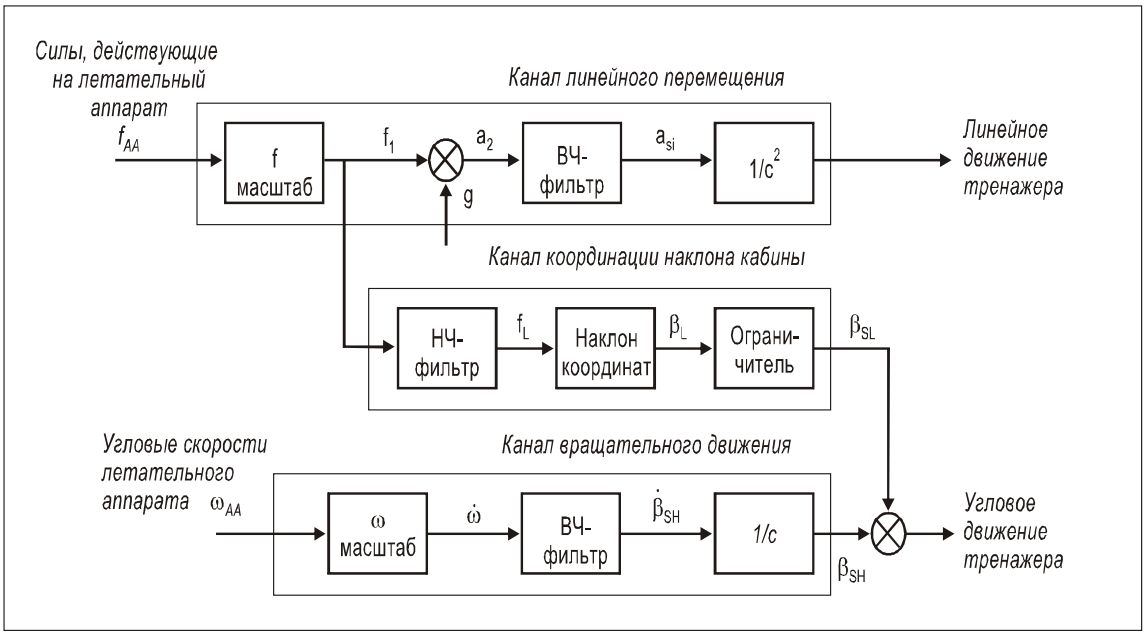


Рис. F-1. Базовая схема алгоритма воспроизведения акселерационных воздействий (см. Reid-Nahon)[1]

1.6 Поэтому без вариантов необходимо идти на компромиссы, чтобы добиться соответствующего восприятия акселерационных воздействий, обеспечивая при этом перемещение платформы системы подвижности в установленных границах. Соответственно, коэффициенты усиления во всем диапазоне частот ослабляются. На практике система воспроизведения акселерационных воздействий (MCS) включает следующие компоненты:

1) алгоритм воспроизведения акселерационных воздействий;

2) законы управления и преобразования перемещения привода платформы системы подвижности;

3) аппаратное оборудование подвижной платформы системы подвижности, реагирующее на преобразованные команды движения вертолета;

4) цифровая задержка по времени, характерная для этих процессов.

1.7 Аналоговые процессы имеют модуль и фазу, включающие аналоговые задержки. При цифровом моделировании аналоговых процессов вводится дополнительная цифровая задержка по времени.

1.8 Все перечисленные выше факторы влияют на восприятие пилотом имитируемого движения. Для более тщательного сравнения и оценки систем подвижности ниже приводится описание объективного испытания воспроизведения акселерационных воздействий (OMCT).

1.9 При проведении данного испытания важно определять "эталонные" сигналы в местоположении пилота F_{PA} в вертолете, а не в центре тяжести вертолета. Это важно, поскольку именно их ощущает пилот на

1. Reid L.D. and Nahon M.A. (1986) Flight Simulation Motion-Base Drive Algorithms: Part II – Selecting the System Parameters. UTIAS Report No. 307, University of Toronto.

своем рабочем месте. Ответная реакция тренажера измеряется в местоположении пилота F_{PS} в тренажере. Ответная реакция в F_{PS} сравнивается с сигналом в F_{PA}. Это дает информацию о преобразовании движений вертолета в воспринимаемые пилотом движения тренажера, что показано на схеме сигналов на рис. F-2. Измеренная частотная характеристика системы воспроизведения акселерационных воздействий характеризует взаимозависимость между реакциями платформы подвижности, измеренными в точке ❶ по сравнению с входным сигналом в точке ❷, "переключатель" на рис. F-2 находится в нижнем положении. Описание сигналов, создаваемых генератором сигналов ОМСТ, приведено ниже.

Примечание. Описание соответствующих систем координат, таких как F_{PA} и F_{PS}, приведено в п. 7.4.

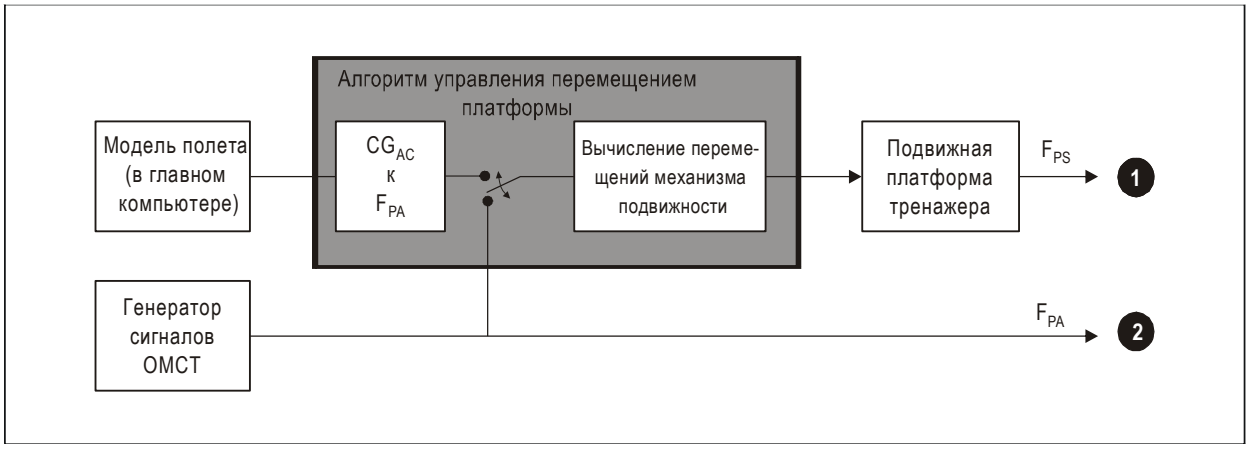


Рис. F-2. Схема преобразования выходного сигнала модели динамики полета вертолета в ответную реакцию подвижной платформы

1.10 В этом случае MDA определяется как совокупность процессов, необходимых для преобразования движений в точке F_{PA} в ответную реакцию платформы системы подвижности тренажера в точке F_{PS}. Применительно к эксплуатации тренажерного устройства, он включает в себя алгоритм воспроизведения акселерационных воздействий, в том числе расчет всех специальных эффектов и бафтинга, обратные преобразования привода и законы управления, необходимые для обеспечения управления движениями платформы в замкнутом контуре. В ОМСТ все эти аспекты учитываются в целом также для того, чтобы зафиксировать транспортные задержки, вносимые этими процессами, а также задержки в соответствующем компьютерном оборудовании, используемом в системе подвижности. В отдельных случаях MDA может быть интегрирован в главный компьютер, а в других случаях он может быть частью компьютера системы управления движением платформы.

1.11 Подвижная платформа тренажера представляет собой механическое оборудование, используемое для воспроизведения движений.

1.12 Согласно критерию, лежащему в основе этого испытания, для максимально реалистичной имитации движения вертолета необходимо, чтобы в ограниченном диапазоне частот, важном для ручного управления, при прямом преобразовании и для отдельных перекрестных связей модуль всей системы был высоким (близким к 1), а фаза должна быть небольшой (близкой к 0). Таким образом, испытание проводится для оценки модуля и фазы тренажера в определенном частотном диапазоне относительно этого критерия.

1.13 В идеальном случае тренажер должен воспроизводить вращательное и поступательное движение так, как это происходит на вертолете. Однако, это физически невозможно в связи с ограничениями подвижной

платформы. В результате, для создания эффекта поступательного и вращательного движения вертолета поступательные и вращательные движения тренажера воспроизводятся в сочетании. Наиболее важными для ОМСТ с точки зрения моделирования движения и восприятия пилота были определены следующие частотные характеристики:

1) Вращательная ответная реакция тренажера, вызванная чисто вращательным движением вертолета;

2) Ответная реакция тренажера по перегрузке, вызванной чисто поступательным движением вертолета;

3) Угловые ускорения тренажера, вызванные чисто поступательным движением вертолета;

4) Поступательная ответная реакция тренажера на чисто вращательное движение вертолета.

1.14 Первые две зависимости имеют большое значение для точности моделирования движений. В частотном диапазоне, важном для ручного пилотирования, они требуют высокой точности в отношении движений вертолета и незначительного искажения фазы. Две другие характеристики (3 и 4) обеспечивают получение информации о перекрестном влиянии ответной акселерационной реакции тренажера и могут использоваться для создания иллюзии окружающей вертолет обстановки.

2. МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ОБЪЕКТИВНОГО ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ

2.1 Это испытание должно проводиться по отдельности в одной или двух конфигурациях с реализацией настройки алгоритма воспроизведения акселерационных воздействий в режиме висения, а затем в режиме прямолинейного горизонтального полета. Если на конкретном тренажере эти настройки не меняются для режима висения и режима прямолинейного горизонтального полета, то допускается проведение одной группы испытаний.

2.2 *Измерение частот*. Целью проведения этих испытаний является определение частотных характеристик всей системы воспроизведения акселерационных воздействий для указанных выше четырех характеристик. Частоты входных сигналов для этих измерений приведены в таблице F-1.

Примечание. В таблице F-1 частоты, указанные в Гц, соответствуют частотам, указанным в рад/с, и приведены только для справки.

2.2.1 Взаимосвязь между частотой и соответствующим модулем "M" и соответствующей фазой "ϕ" определяет частотную реакцию системы. В этом испытании необходимо проводить измерение на 12 дискретных частотах для каждой степени свободы.

2.2.2 Во время проведения ОМСТ для необходимых измерений инициируются степени свободы отдельно для тангажа, крена и рыскания и вводятся модифицированные входные сигналы для продольного, поперечного и вертикального движения (указано ниже). Для каждой дискретной частоты входного сигнала, определенной в таблице F-1, должно указываться измеренное соотношение модуля и фазы. Это может быть сделано вручную (измеряя амплитуду и фазу на результирующих графиках как на рис. F-3) или с использованием соответствующих цифровых методов.

2.2.3 Модуль M и фаза ϕ определяются следующим образом:

M (ω) = амплитуда выходного сигнала u (ω)/амплитуда входного сигнала i (ω)

$$\phi(\omega) = \Delta t\ \omega\ 360 / 2\pi \quad [°] \qquad [1]$$

Примечание. Описание обозначений и систем координат приведено на рис. F-3 и в разделе 7.

Таблица F-1. Частоты входных сигналов испытания и необходимые измерения модуля и фазы

Номер входного сигнала	*Частота [рад/с]*	*Частота [Гц]*	*Модуль M [размерность – см. таблицу F-5]*	*Фаза ϕ [°]*
1	0,1	0,0159		
2	0,158	0,0251		
3	0,251	0,0399		
4	0,398	0,0633		
5	0,631	0,1004		
6	1	0,1591		
7	1,58	0,251		
8	2,51	0,399		
9	3,98	0,633		
10	6,31	1,004		
11	10	1,591		
12	15,8	2,515		

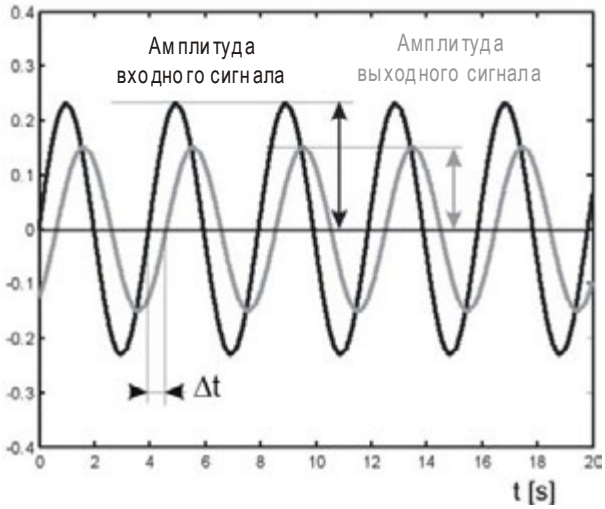


Рис. F-3. Общее определение амплитуд выходного сигнала "*u*" и входного сигнала "*i*" и сдвига фазы во времени Δt между "*u*" и "*i*"

3. АМПЛИТУДЫ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ

3.1 Ключевой целью MDA является ответная реакция системы воспроизведения акселерационных воздействий в пределах механических ограничений по перемещению платформы. Для проведения испытаний системы воспроизведения акселерационных воздействий в диапазоне, важном для ручного пилотирования, определены амплитуды входных сигналов.

3.2 Испытания системы воспроизведения акселерационных воздействий предназначены для того, чтобы количественно определить ее ответную реакцию на нормальные управляющие входные сигналы при выполнении маневров (т. е. не резкие или чрезмерно сильные управляющие воздействия) с линейной реакцией для сохранения согласованности. Однако приводить систему в действие необходимо таким образом, чтобы ответная реакция измерялась с высоким соотношением сигнала к шуму и без чрезмерного возбуждения возможных нелинейных элементов в системе воспроизведения акселерационных воздействий.

3.3 Для проведения этих испытаний с генератора сигналов OMCT в систему воспроизведения акселерационных воздействий вводится конкретный тест-сигнал, как показано на рис. F-2 в точке ❷. Во время этих испытаний система воспроизведения акселерационных воздействий стимулируется сигналом, аналогичным выходному сигналу с имитатора динамики полета в FSTD. Тестовый сигнал представляет переменные состояния вертолета ($\varphi_{a/c}$, $\theta_{a/c}$, $\psi_{a/c}$, $f^{x}_{a/c}$, $f^{y}_{a/c}$ и $f^{z}_{a/c}$). Указанные переменные должны соответствовать обычно используемым в конкретной системе воспроизведениям акселерационных воздействий. Другими словами, если изготовитель FSTD использует угловую скорость вместо углового положения, необходимо генерировать соответствующие входные сигналы.

3.3.1 А*мплитуды входных сигналов по перегрузке.* В каналах перегрузки входной сигнал определяется следующим уравнением 2 с использованием амплитуд A, приведенных в таблице F-2.

$$f^{x,y,z}_{a/c}(t) = A \sin(\omega t) \qquad [2]$$

Таблица F-2. Амплитуды входных сигналов по перегрузке

Номер входного сигнала	*Частота [рад/с]*	*Частота [Гц]*	*Амплитуда A [м/с^2]*
1	0,100	0,0159	1,00
2	0,158	0,0251	1,00
3	0,251	0,0399	1,00
4	0,398	0,0633	1,00
5	0,631	0,1004	1,00
6	1,000	0,1591	1,00
7	1,585	0,251	1,00
8	2,512	0,399	1,00
9	3,981	0,633	1,00
10	6,310	1,004	1,00
11	10,000	1,591	1,00
12	15,849	2,515	1,00

3.3.2 *Амплитуды входных сигналов по вращательным степеням свободы*. Для входных сигналов вращения соотношения между угловым положением, угловой скоростью и угловым ускорением приведены в таблице F-3, а соответствующие амплитуды в таблице F-4. Эти уравнения действительны только для частоты "*ω*" в рад/с. Эти испытания могут проводиться с входными сигналами углового положения, угловой скорости или углового ускорения, если входные сигналы согласованы с алгоритмом управления перемещениями кабины (MDA), реализованным в тренажере.

Таблица F-3. Амплитуды входных сигналов вращения

	Тангаж	*Крен*	*Рыскание*
Угловое положение	$\theta_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$	$\varphi_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$	$\psi_{a/c}(t) = A \sin(\omega t)$
Угловая скорость	$q_{a/c}(t) = A\,\omega \cos(\omega t)$	$p_{a/c}(t) = A\,\omega \cos(\omega t)$	$r_{a/c}(t) = A\,\omega \cos(\omega t)$
Угловое ускорение	$\dot{q}_{a/c}(t) = -A\,\omega^2 \sin(\omega t)$	$\dot{p}_{a/c}(t) = -A\,\omega^2 \sin(\omega t)$	$\dot{r}_{a/c}(t) = -A\,\omega^2 \sin(\omega t)$

Таблица F-4. Амплитуды входных сигналов вращения, определяемые угловым положением, угловой скоростью и угловым ускорением

Номер частотного сигнала	*Частота [рад/с]*	*Частота [Гц]*	*Амплитуда углового положения A [°]*	*Амплитуда угловой скорости A ω [°/с]*	*Амплитуда углового ускорения A ω^2 [°/с^2]*
1	0,100	0,0159	6,000	0,600	0,060
2	0,158	0,0251	6,000	0,948	0,150
3	0,251	0,0399	3,984	1,000	0,251
4	0,398	0,0633	2,513	1,000	0,398
5	0,631	0,1004	1,585	1,000	0,631
6	1,000	0,1591	1,000	1,000	1,000
7	1,585	0,251	0,631	1,000	1,585
8	2,512	0,399	0,398	1,000	2,512
9	3,981	0,633	0,251	1,000	3,981
10	6,310	1,004	0,158	1,000	6,310
11	10,000	1,591	0,100	1,000	10,000
12	15,849	2,515	0,040	0,631	10,000

4. МАТРИЦА ОБЪЕКТИВНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ (ОМСТ)

Во время ОМСТ требуется проводить измерение частотной характеристики реакции системы воспроизведения акселерационных воздействий с учетом различия исходного местоположения пилота в вертолете F_{PA} и исходного местоположения пилота в тренажере F_{PS} для преобразований, определенных в

таблице F-5. Необходимо провести шесть отдельных испытаний (по одному для каждого входного сигнала вертолета). Испытания 1 и 2, испытания 3 и 4, испытания 6 и 7 и испытания 8 и 9 должны проводиться с одним входным сигналом при одновременном измерении двух выходных реакций. Причиной является измерение в ходе одного испытания прямых ответных и перекрестных реакций.

Таблица F-5. Матрица испытаний с номерами испытаний

(модуль частотной характеристики недиагональных элементов [в заштрихованных ячейках] имеет размерность; модуль диагональных элементов является безразмерным)

	Ответная реакция тренажера					
Входной сигнал вертолета	**Тангаж**	**Крен**	**Рыскание**	**Продольное движение**	**Поперечное движение**	**Движение по вертикали**
Тангаж	**1**			**2**		
Крен		**3**			**4**	
Рыскание			**5**			
Продольное движение	**7**			**6**		
Поперечное движение		**9**			**8**	
Движение по вертикали						**10**

5. ОПИСАНИЕ ОБЪЕКТИВНЫХ ИСПЫТАНИЙ СИСТЕМЫ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ВОЗДЕЙСТВИЙ (ОМСТ)

5.1 Частотные характеристики описывают зависимости между движениями вертолета и движениями тренажера, как указано в таблице F-5. Зависимости для каждого испытания приведены ниже:

1) Реакция FSTD по тангажу на входной сигнал тангажа вертолета.

2) Реакция FSTD в продольном движении на входной сигнал тангажа вертолета.

3) Реакция FSTD по крену на входной сигнал крена вертолета.

4) Реакция FSTD в поперечном движении на входной сигнал крена вертолета.

5) Реакция FSTD по рысканию на входной сигнал рыскания вертолета.

6) Реакция FSTD в продольном движении на входной сигнал продольного перемещения вертолета;

7) Реакция FSTD по угловой скорости тангажа и угловому ускорению тангажа на входной сигнал продольного перемещения вертолета.

8) Реакция FSTD в поперечном движении на входной сигнал поперечного перемещения вертолета.

9) Реакция FSTD по скорости крена и угловому ускорению тангажа на входной сигнал поперечного перемещения вертолета.

10) Реакция FSTD в вертикальном движении на входной сигнал вертикального перемещения вертолета.

5.2 Испытания 1, 3, 5, 6, 8 и 10 представляют прямые передаточные зависимости, а испытания 2, 4, 7 и 9 представляют перекрестные зависимости.

6. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

6.1 Необходимо представлять результаты в отношении модуля и фазы каждого из испытаний ОМСТ, определенных в таблице F-5, и по каждой частоте, указанной в таблице F-1. Следовательно, для каждого из десяти испытаний, описанных выше, должна быть представлена таблица с двенадцатью строками (по одному для каждой частоты). Следует нанести на график результаты каждого компонента матрицы таблицы F-5, испытания от 0,0 до 1,0 для модуля по горизонтальной оси и от 0 до 180 градусов для абсолютной величины фазы по вертикальной оси. Пример графика ответной реакции приведен на рис. F-4. Такой график представляется для каждого испытания, указанного в п. 5.1. На рис. F-4 также представлены ответные реакции двух систем подвижности, показывающие как можно различать их относительную способность воспроизводить движения вертолета.

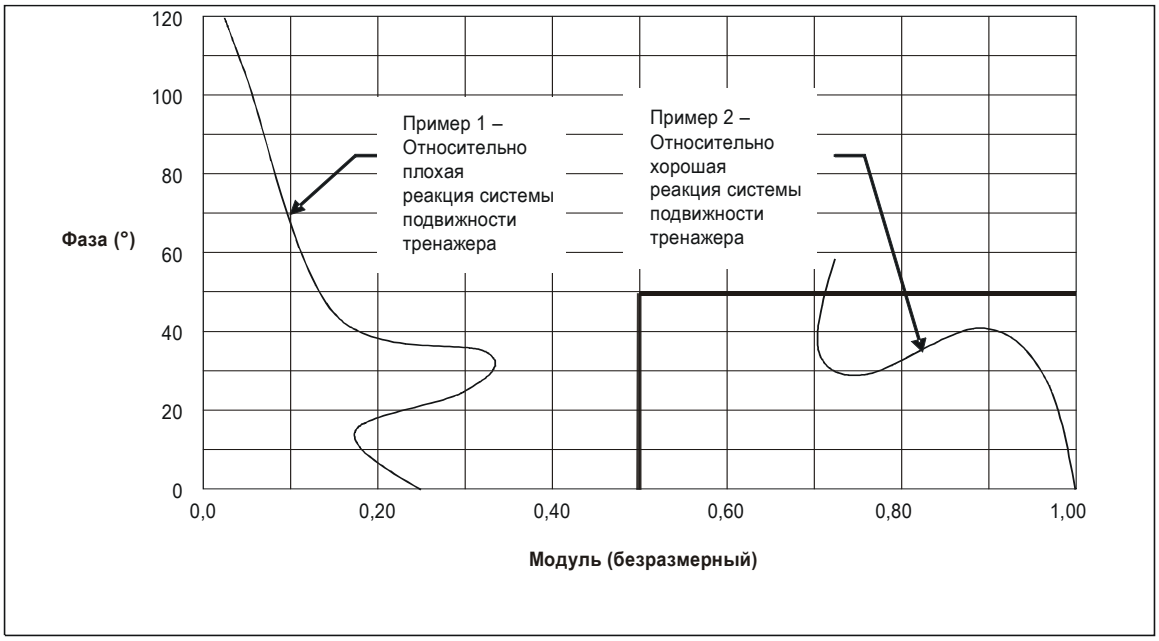


Рис. F-4. Пример графика ОМСТ, представляющего относительные различия ответной реакции систем воспроизведения акселерационных воздействий с неудовлетворительными и приемлемыми характеристиками

6.2 Поскольку эти испытания демонстрируют модуль и фазу, вводимые системой воспроизведения акселерационных воздействий тренажера, критерий, на котором основано ОМСТ, подразумевает, что важно

обеспечивать достаточно высокое значение модуля и сравнительно низкое значение по фазе. Можно сразу же использовать метод сравнения характеристик воспроизведения акселерационных воздействий на тренажерах. Предполагается, что будут определены минимальная граница модуля и максимальная граница фазы, в рамках которых будут проходить квалификационную оценку системы воспроизведения акселерационных воздействий, а системы, выходящие за их пределы, могут потребовать модификации изготовителем или эксплуатантом FSTD. Эти границы показаны на рис. F-4 (модуль от 0,5 до 1,0 и фазы от 0° до 50°). Работа по определению границ приемлемости проводится постоянно, и ее результаты рассматриваются Международным комитетом по сертификации FSTD (ICFQ).

6.3 Примеры, приведенные на рис. F-4, не показывают реальные измерения, а только демонстрируют преимущества результатов испытаний. В примере 1 линия, демонстрирующая комбинированную ответную реакцию воспроизведения акселерационных воздействий и транспортную задержку системы воспроизведения акселерационных воздействий, имеет сравнительно малое усиление и большой диапазон фазы. Обратное справедливо для линии примера 2. Паразитные движения (испытания 2, 4, 7 и 9 из таблицы F-5) должны иметь достаточно небольшое усиление. В указанном диапазоне частот правильные прямолинейные движения (испытания 1, 3, 5, 6, 8 и 10 из таблицы F-5) должны иметь сравнительно высокое усиление и малую фазу.

7. ОБОЗНАЧЕНИЯ И СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

7.1 Обозначения

θ	угол тангажа	[°]
φ	угол крена	[°]
ψ	угол рыскания	[°]
ω	частота	[рад/с]
ϕ	угол фазы	[°]
A	амплитуда	
M	модуль	
a	линейное ускорение	[м/с^2]
f	ускорение под действием всех сил	[м/с^2]
g	ускорение под действием силы тяжести	[м/с^2]
i	входной сигнал	
p	угловая скорость крена	[°/с]
q	угловая скорость тангажа	[°/с]
r	угловая скорость рыскания	[°/с]
u	выходной сигнал (или ответная реакция)	
t	время	[с]
Δt	измеренный сдвиг фазы	[с]

7.2 Подстрочные индексы

A	воздушное судно (вертолет)
AC	воздушное судно (вертолет)
a/c	воздушное судно (вертолет)
PA	пилот воздушного судна (вертолета)
PS	пилот тренажера
S	тренажер

7.3 Надстрочные индексы

x, y, z вдоль осей X, Y и Z, соответственно.

7.4 Системы координат

С целью обеспечения согласованности результатов, полученных на тренажерах, определены следующие системы координат.

Система координат F_D

Начало системы координат F_D расположено в центре системы измерения движения, которая может использоваться в этих испытаниях. Ось X направлена вперед, а ось Z – вниз. Плоскость X-Y параллельна верхней платформе тренажера, которая считается параллельной полу кабины тренажера. Обратить внимание, что система координат F_D не показана явно на рис. F-5.

Система координат F_I

Инерциальная система координат F_I связана с землей, причем направление z совпадает с вектором центра тяжести "*g*". Эта система часто используется в MDA.

Система координат F_S

Начало системы координат F_S тренажера расположено в точке координат, выбранной в соответствии с алгоритмом управления перемещением платформы, представленном изготовителем. Она связана с кабиной тренажера и параллельна системе координат F_D. Ее начало может совпадать с F_D.

Система координат F_A

Начало системы координат F_A вертолета расположено в центре тяжести вертолета. Система координат F_A параллельна системе координат F_D. Система координат F_A ориентирована относительно кабины так же, как и система координат тренажера F_S.

Система координат F_{PS}

Эта система координат связана с тренажером в плоскости симметрии кабины, на высоте приблизительно 35 см ниже уровня глаз. Ось X направлена вперед, а ось Z направлена вниз. Система координат F_{PS} параллельна системе координат F_D.

Система координат F_{PA}

Эта система координат такая же, как и F_{PS}, но для пилотов вертолета.

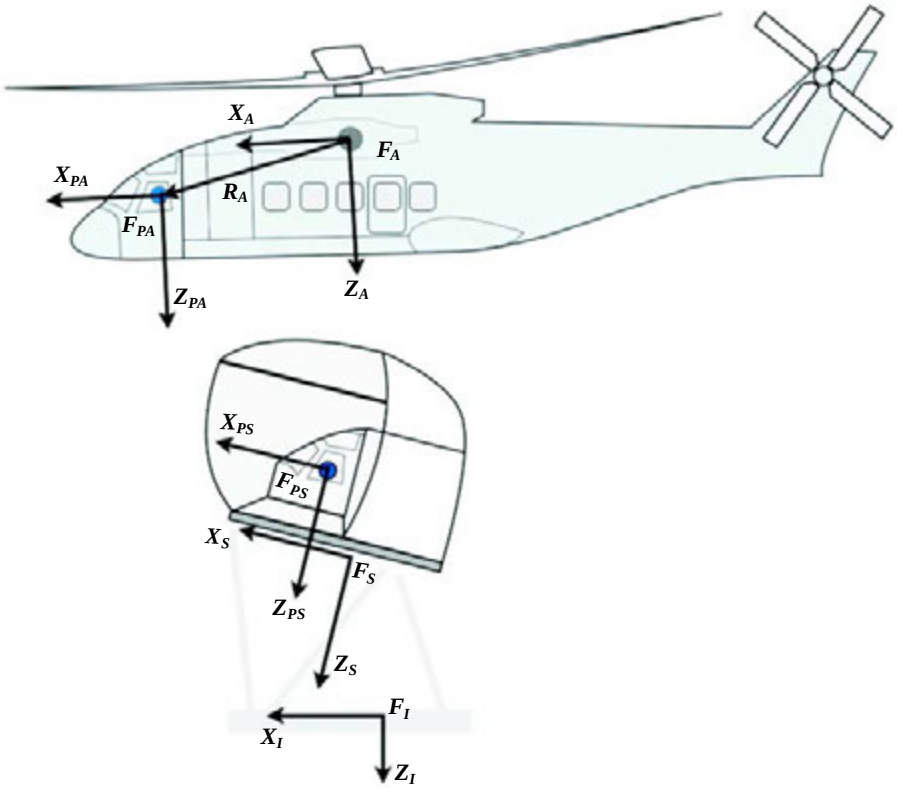


Рис. F-5. Системы координат вертолета и тренажера, соответствующие MDA

Дополнение G

ИСПЫТАНИЯ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТРАНСПОРТНОЙ ЗАДЕРЖКИ И ВРЕМЕНИ ЗАПАЗДЫВАНИЯ

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 Цель данного дополнения заключается в описании методов проведения испытаний по определению транспортной задержки и времени запаздывания.

1.2 Испытание транспортной задержки стало основным методом определения задержки, вносимой в FSTD вследствие выполнения вычислений в системе управления FSTD, главном компьютере, модулях систем подвижности и визуализации. Испытание по определению транспортной задержки не зависит от данных летных испытаний, однако, в некоторых описанных ниже случаях, от поставщика данных могут потребоваться данные о компьютере БРЭО и приборном оборудовании.

1.3 Испытание по определению времени запаздывания является вторым приемлемым методом, используемым в качестве альтернативного метода оценки соответствия. На рис. G-1 показаны главные компоненты испытания по определению транспортной задержки и времени запаздывания.

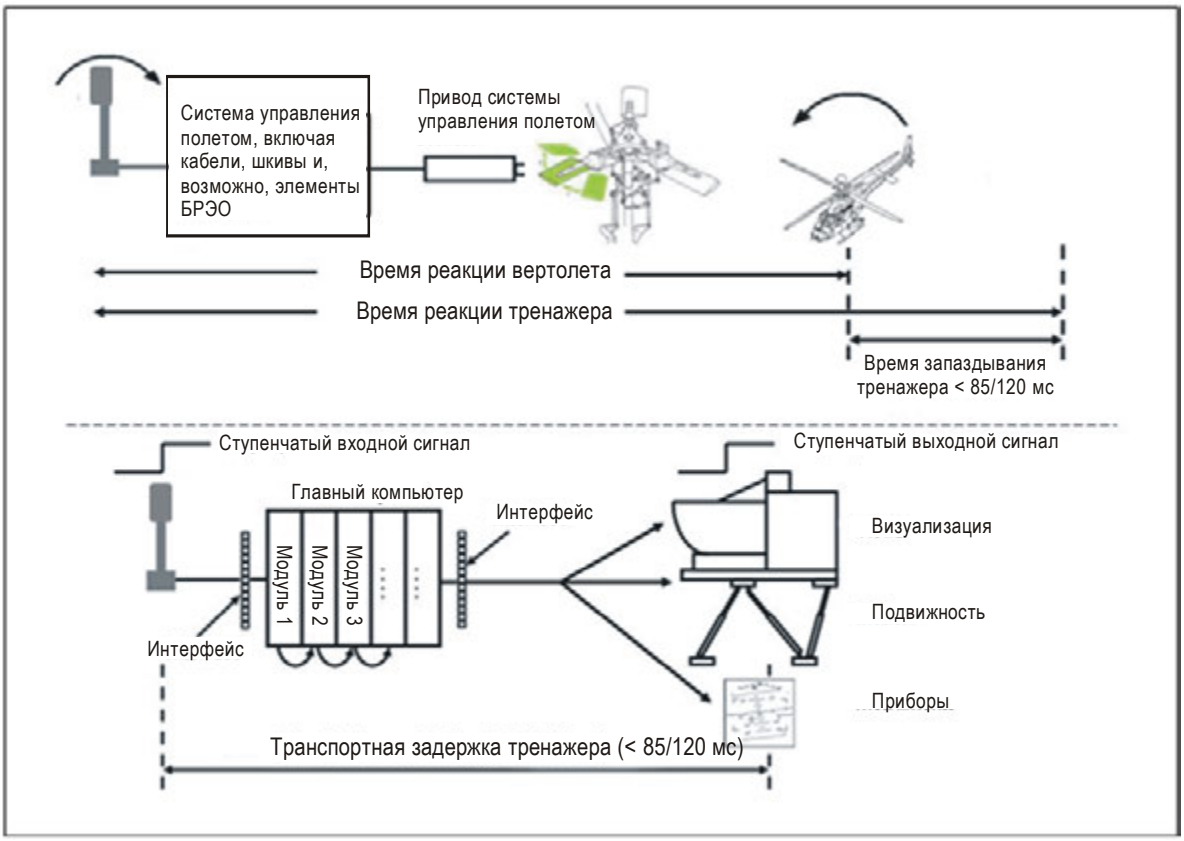


Рис. G-1. Испытание по определению транспортной задержки и времени запаздывания

2. ТРАНСПОРТНАЯ ЗАДЕРЖКА

2.1 *Цель*. В настоящем дополнении приводится описание методики измерений транспортной задержки в системе FSTD и демонстрации того, что она не превышает установленный период времени. Испытания по определению транспортной задержки предназначены не для сравнения ее с задержками на вертолете, а для демонстрации приемлемости моделируемых характеристик при первоначальной квалификационной оценке, а затем используются для без регрессионного тестирования при каждой периодической оценке для подтверждения того, что архитектура программного обеспечения FSTD не ухудшилась. Транспортную задержку необходимо измерять от входа управляющего сигнала через интерфейс, через каждый модуль главного компьютера FSTD и обратно через интерфейс на системы подвижности, приборного оборудования, и визуализации. Измеренная транспортная задержка не должна превышать допуски, указанные в таблице валидационных испытаний.

Во всех случаях в результате многих указанных в QTG испытаний динамических характеристик, а также субъективных испытаний управления в краткосрочном и долгосрочном периодах должно быть доказано, что имитация по своим ответным реакциям динамически эквивалентна вертолету. Поэтому необходимо измерять только максимальное увеличение времени, добавленное различными интерфейсами и вычислительными элементами тренажера, которые отсутствуют на вертолете. Для этого сигнал обрабатывается при прохождении по всей системе – от входного сигнала на первый интерфейс от колонки или ручки управления, через каждый последующий вычислительный элемент или интерфейс и назад до физического обратного воздействия на пилота через системы подвижности, визуализации или отображения приборной информации в кабине пилота. Для более эффективного отслеживания сигнала можно использовать метод квитирования от элемента до элемента, позволяющий увидеть передний фронт сигнала в любой точке системы. При этом необходимо, чтобы сигнал проходил через каждый элемент архитектуры аппаратного и программного обеспечения, а моделирование проводилось в нормальном режиме со всеми задействованными элементами программного обеспечения. Это позволяет обеспечить возможность повторить испытание при последующих квалификационных проверках для подтверждения того, что обновление программного обеспечения не повлияло на "общую длину пути" прохождения сигнала. Необходимо представлять полное и подробное описание выбранного метода и "пути" сигнала, а также входного сигнала и точек регистрации.

Анализ результатов испытаний требует, чтобы интервал между измеряемыми входным и выходным сигналами составлял не более 85/120 мс в зависимости от уровня FSTD. Точка отсчета определяется очень просто, поскольку входной и выходной сигнал имеют четко установленный передний фронт.

2.2 *Вертолеты, не имеющие компьютера в системе управления*. Для вертолетов с классической схемой управления без использования компьютера дальнейший анализ не требуется.

2.3 *Вертолеты с компьютерным управлением.* В FSTD, имитирующих вертолеты с электронными элементами, измеренная транспортная задержка на пути между управляющим входным сигналом пилота и результирующим выходом, по всей очевидности будет включать элементы задержки самого вертолета. Это могут быть задержки, создаваемые БРЭО систем управления полетом или системами индикации. Поскольку целью метода оценки транспортной задержки является измерение только времени, характерного для FSTD, а не вертолета, из времени задержки, измеренного в результате испытания, следует вычесть время пропускной способности этих элементов БРЭО вертолета. Время пропускной способности должно основываться на данных, предоставленных изготовителем вертолета или БРЭО. При альтернативном методе вертолетное оборудование можно не учитывать, если путь прохождения сигнала определяется интерфейсами FSTD. Должна представляться принципиальная схема, показывающая, что часть оборудования вертолета рассматривалось именно таким образом, и способ обработки пути прохождения сигнала характерен для всех элементов моделирования.

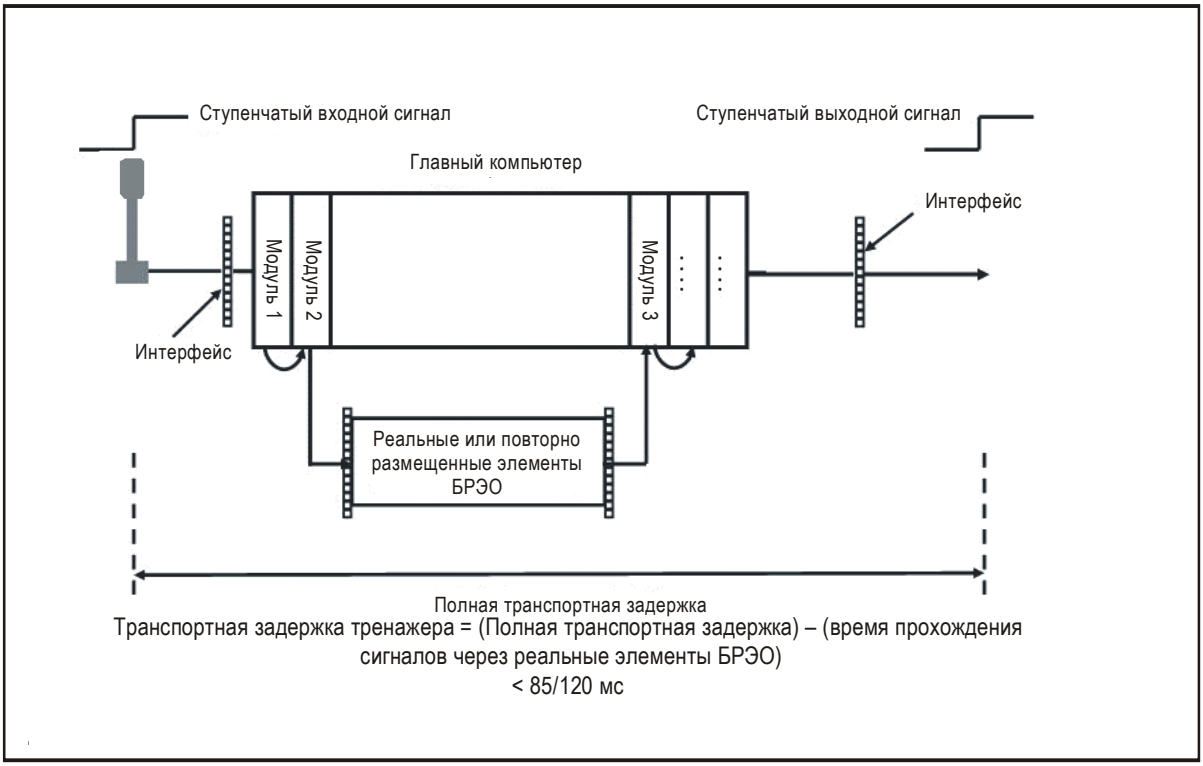


Рис. G-2. Транспортная задержка тренажера с элементами БРЭО

В том случае, если на FSTD некоторые элементы в системе БРЭО заменены на другие, перепрограммированы или предложены другие аналогичные решения, то необходимо скорректировать результаты испытаний с учетом времени, эквивалентного времени прохождения сигнала через реальные элементы вертолета. В таком случае на принципиальной схеме должна быть продемонстрирована эквивалентность моделируемого БРЭО реальному оборудованию с точки зрения архитектуры, а если это невозможно (например, при моделировании БРЭО методом реверсивной технологии), то сигнал управления должен быть пропущен, как указано выше, через различные модули моделируемого БРЭО, используя метод квитирования, если требуется обеспечить считываемость сигнала.

2.4 *Интерпретация результатов.* Вполне нормально, что со временем результаты испытаний FSTD изменяются. Это можно легко объяснить с помощью простого фактора, который называется "неопределенность выборки". FSTD могут работать со всеми модулями с конкретной скоростью вычислений, последовательно выполняемых на одном или нескольких главных процессорах. Входной сигнал на органы управления может поступить в любое время итерационных вычислений, но эти данные не будут обрабатываться до начала нового итерационного цикла. Для FSTD, работающих с частотой 60 Гц, можно ожидать, что разница, в худшем случае, будет равна 16,67 мс. Однако если используются несколько параллельных процессоров или системы вычислений, основанные на выборе приоритета, разброс может быть больше. Кроме того, в некоторых случаях скорость итерационных вычислений, производимых в главном компьютере FSTD и системе визуализации, не одинаковая и, следовательно, не всегда выходной сигнал главного компьютере будет синхронизирован с системой визуализации.

При корректировке полученных результатов с учетом времени прохождения сигнала через элементы БРЭО необходимо понимать, что цифровое оборудование, как правило, вносит дополнительную задержку в диапазоне периодов времени ответной реакции в зависимости от

синхронизации входного сигнала управления с длительностью цикла обработки встроенным оборудованием. Изготовитель вертолета или БРЭО должен представлять ожидаемые результаты в количественной форме, в том числе минимальное и максимальное время ответной реакции с указанием статистического разброса этого диапазона. При этом для демонстрации правильности моделирования БРЭО в этих условиях, возможно, потребуется провести его испытания на FSTD несколько раз.

2.5 *Регистрация сигналов*. Сигналы, регистрируемые для проведения расчетов транспортной задержки, должны быть объяснены в принципиальной блок-схеме. Также должно объясняться, почему выбран каждый сигнал и как он соотносится с приведенными выше описаниями.

2.6 *Режимы системы визуализации.* Испытание по определению транспортной задержки системы визуализации должно включать режимы ее работы в ночное и дневное время. В обоих случаях допуск должен соответствовать допуску, приведенному в таблицах валидационных испытаний, и при этом требуется, чтобы ответная реакция системы подвижности происходила до окончания просмотра первого видеоизображения, содержащего новую информацию. В тех случаях, когда можно продемонстрировать, что система визуализации работает с одной и той же скоростью вычислений для дневного и ночного режима, достаточно проведения одного испытания по каждой оси. Испытания должны сопровождаться подтверждающим отчетом.

3. ВРЕМЯ ЗАПАЗДЫВАНИЯ

3.1 Цель данного раздела заключается в ознакомлении с рекомендациями как следует проводить испытания по определению времени запаздывания FSTD и как производить соответствующие измерения. Ниже приведено описание испытаний вертолета с классической схемой системы управления без использования компьютера.

3.2 Требуется провести девять испытаний по определению времени запаздывания. Испытания должны проводиться по осям крена, тангажа и рыскания для конфигураций взлета, крейсерского режима полета и захода на посадку или посадки. Следует использовать те допуски, которые установлены для испытаний транспортной задержки. Для проведения этих испытаний необходимы данные летных испытаний.

3.3 Цель такого испытания заключается в сравнении зарегистрированной ответной реакции FSTD с данными реального вертолета в конфигурациях взлета, крейсерского режима полета и захода на посадку или посадки при подаче пилотом резких входных сигналов на рычаги управления по всем трем осям вращения. Делается это для того, чтобы проверить, что время ответной реакции систем FSTD по сравнению со временем ответной реакции вертолета (согласно данным, представленным изготовителем вертолета) не превышают допусков, указанных в таблицах валидационных испытаний, и, что акселерационные и визуальные воздействия соответствуют ответной реакции реального вертолета. При определении времени ответной реакции вертолета предпочтение отдается ускорению по соответствующей оси вращения.

3.4 Поскольку используемый при испытаниях допуск представляет собой малую величину времени, измеряемую в мс, для получения значимого результата испытаний важно очень точно измерять ответные реакции вертолета и FSTD.

3.5 *Время ответной реакции вертолета*

3.5.1 Это испытание представляет собой проверку синхронизации систем подвижности, визуализации и приборного оборудования кабины экипажа с целью определения величины запаздывания, вносимого компьютерной системой FSTD. Поскольку в качестве исходных данных используются данные вертолета, необходимо определять время ответной реакции вертолета для каждого испытания с тем, чтобы отделить время ответной реакции FSTD.

3.5.2 Трудно установить момент начала движения вертолета в результате отклонения пилотом рычага управления по выбранной оси, поскольку маловероятно, что входной сигнал был ступенчатым. В целях установления точной методики определения первоначального движения вертолета для проведения таких испытаний необходимо было определить первоначальное движение как точку, в которой угловое ускорение по соответствующей оси достигает 10 % от максимального углового ускорения. Интервал времени между отклонением пилотом рычага управления и моментом, когда вертолет достигнет 10 % своего максимального ускорения в миллисекундах, должен считаться временем ответной реакции вертолета.

3.6 *Время ответной реакции FSTD. Система подвижности.* Время ответной реакции системы подвижности FSTD – это измеряемое в мс время между моментом отклонения пилотом рычага управления и первым различимым движением платформы системы подвижности, зарегистрированным при помощи установленных на ней акселерометров. Время запаздывания системы подвижности – это время ответной реакции FSTD (системы подвижности) минус время ответной реакции вертолета в мс. Эта величина времени подлежит проверке на соответствие допускам.

3.7 *Время ответной реакции FSTD. Система визуализации.* Время ответной реакции системы визуализации FSTD – это измеряемое в мс время между моментом отклонения пилотом рычага управления и первым различимым визуальным изменением, измеренным как соответствующее для системы визуализации. Время запаздывания системы визуализации – это время ответной реакции FSTD (системы визуализации) минус время ответной реакции вертолета в мс. Эта величина времени подлежит проверке на соответствие допускам.

Примечание. Время ответной реакции системы визуализации измеряется до начала кадра, в котором произошли изменения.

3.8 *Время ответной реакции FSTD. Приборы в кабине пилотов.* Время ответной реакции приборов в кабине пилотов FSTD – это измеряемое в мс время между моментом отклонения пилотом рычага управления и первым различимым изменением, измеренным как соответствующее для выбранного прибора в кабине пилотов. Время запаздывания для прибора в кабине пилотов – это время ответной реакции FSTD (прибора в кабине пилотов) минус время ответной реакции вертолета в мс. Величина времени подлежит проверке на соответствие допускам.

3.9 Вертолеты с компьютерным управлением и другие особые случаи. Рекомендации, приведенные выше в отношении проведения испытаний по определению транспортной задержки для вертолетов с компьютерным управлением и в других особых случаях, можно применять и в отношении испытаний по определению времени запаздывания.

Дополнение H

ПЕРИОДИЧЕСКИЕ ОЦЕНКИ. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ ДАННЫХ ВАЛИДАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 В ходе проведения первоначальной квалификационной оценки FSTD составляется MQTG. Это основной документ, с которым, с учетом внесенных в него поправок и изменений, сравниваются результаты периодических валидационных испытаний FSTD.

1.2 В разделе 2.5 главы 2 части II данного документа приведено описание процесса анализа результатов валидационных испытаний при первоначальных и периодических оценках. Процесс зависит от уровня адекватности оцениваемой характеристики FSTD. Составление MQTG является важным шагом при подготовке к проведению последующих периодических оценок. Для уровня адекватности FSTD "S", утвержденные данные остаются эталоном при проведении периодических оценок. Для уровней адекватности FSTD "G" и "R", с возможными исключениями для системы имитации звуков и системы подвижности (см. п. 1.3.2 ниже), MQTG является зарегистрированным стандартом эталонных данных, подготовленном при первоначальной оценке, который служит основой для последующих периодических оценок.

1.3 Принятый в настоящее время метод представления данных результатов валидационных испытаний при периодической оценке предусматривает сопоставление этих данных со стандартом эталонных данных либо путем наложения графиков с этими результатами на графики с утвержденными данными. Результаты испытаний тщательно анализируются на соответствие допускам, указанным в добавлении B. Этот процесс может быть длительным, особенно в тех случаях, когда в данных прослеживаются быстрые изменения или явные отклонения, требующие инженерной оценки применения допусков. В таких ситуациях решением является сравнение полученных результатов с данными MQTG, и если отличий нет, то испытание считается принятым. Эксплуатант FSTD и NAA выявляют отличия в результатах валидационных испытаний FSTD с момента первоначальной квалификации.

1.3.1 Для уровней адекватности "R" и "S" при наличии незначительных отклонений от MQTG, результаты испытаний могут и дальше считаться приемлемыми, если при сравнении с утвержденными данными они укладываются в границы допусков, указанных в добавлении B.

1.3.2 Для уровня адекватности "R" только для типа V, "звуковые и акселерационные эффекты":

a) В тех случаях, когда утвержденная субъективная разработка не использовалась и наблюдаются незначительные отклонения от результатов MQTG, результаты испытаний могут считаться приемлемыми, если при сравнении с утвержденными данными они укладываются в пределы допусков, указанных в добавлении B;

b) В тех случаях, когда использовалась утвержденная субъективная разработка, результаты испытаний считаются приемлемыми, если при сравнении с данными MQTG или стандартом эталонных данных они укладываются в пределы допусков, указанных в добавлении B.

1.3.3 Для уровня адекватности "G" результаты испытаний считаются приемлемыми, если при сравнении с данными MQTG или стандартом эталонных данных они укладываются в пределы допусков, указанных в добавлении B.

2. ПРЕДСТАВЛЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ, ПРОВОДИМЫХ ПРИ ПЕРИОДИЧЕСКОЙ ОЦЕНКЕ

2.1 Метод представления результатов валидационных данных испытаний, проводимых при периодической оценке, описание которого приведено ниже, предлагается исключительно в целях повышения эффективности проведения эксплуатантами периодических валидационных испытаний FSTD. Повышение эффективности обеспечивается возможностью немедленно определять любые отличия между данными в MQTG и результатами испытаний, проводимых при периодической оценке, независимо от опыта лиц, которые проводят или оценивают испытание. На практике этот метод может применяться только при использовании в FSTD системы автоматического тестирования, использование которой настоятельно рекомендуется для доказательства повторяемости результатов валидационных испытаний.

2.2 Эксплуатантам FSTD рекомендуется сравнивать результаты периодических валидационных испытаний с данными MQTG. В связи с тем, что каждый результат испытаний в MQTG в принципе является "эталонным" для испытания FSTD, то любые различия в результатах валидационных испытаний будут очевидны. Появившееся в установленном FSTD отклонение может свидетельствовать об изменении характеристик. Если не производились какие-либо модификации программного обеспечения или изменения оборудования, то различие может свидетельствовать об износе оборудования или о каких-либо других тенденциях или ухудшении характеристик. Постоянно повторяющийся результат периодических валидационных испытаний, отличающийся от данных MQTG для нового FSTD, может также свидетельствовать об ошибках испытаний для MQTG и должен быть обновлен. Как правило, это должно быть сделано во время первой(ых) периодической(их) оценки(ок) FSTD.

2.3 У эксплуатанта должна быть возможность сравнивать результаты периодических испытаний с данными MQTG или утвержденными данными. Кроме того, должна обеспечиваться возможность нанесения на график результатов валидационных испытаний, полученных как в автоматическом (если используется), так и в ручном режиме испытаний.

2.4 Для всех типов FSTD любые различия между результатами испытаний при периодической оценке и результатами испытаний в MQTG являются вероятным признаком изменения характеристик тренажерного устройства. При повторной оценке должен проводиться анализ всех выявленных отличий между данными MQTG и результатами повторных испытаний FSTD, особенно если эти различия выходят за пределы допусков, упомянутых выше, и их нельзя обосновать, но решение об этом должны принимать эксплуатант FSTD и NAA.

Дополнение I

РУКОВОДСТВО ПО ПРОЕКТИРОВАНИЮ И КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКЕ FSTD, НЕ ИМИТИРУЮЩИХ КОНКРЕТНЫЙ ТИП ВЕРТОЛЕТА

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

В отличие от FSTD, имитирующих вертолет конкретного типа, FSTD, не имитирующие конкретный тип вертолета, предназначены быть типовыми для группы вертолетов. В некоторых отраслевых документах для обозначения таких тренажерных устройств обычно используется выражение "базовое тренажерное устройство". Однако чтобы исключить путаницу с уровнем адекватности характеристик "G – "базовый" в данном дополнении вместо термина "базовое тренажерное устройство" используется термин "тренажерное устройство, не имитирующее конкретный тип вертолета". Это также позволяет сделать вывод, что эти устройства не связаны исключительно с уровнем адекватности моделирования характеристик "G", так как могут включать уровни адекватности моделирования характеристик "R– типовой" и даже "S – высокий" для вертолетов других типов помимо основного, представляющего интерес для учебной программы. В настоящем дополнении приведены рекомендации, применимые главным образом в отношении базовых тренажерных устройств категории ИКАО типа I и II, как это определено в таблице 2-1 главы 2 настоящей части руководства, а также в отношении всех тренажерных устройств, не имитирующих конкретный тип вертолета, с уровнями адекватности "G – базовый" и "R – типовой" моделирования следующих связанных с вертолетом характеристик: компоновка и конструкция кабины летного экипажа, модель полета (аэродинамические характеристики и двигатель), управление вертолетом при движении на земле, системы вертолета (ATA) и рычаги управления полетом и усилия на них.

2. СТАНДАРТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

2.1 *Конфигурация имитируемого вертолета*. Выбранная конфигурация должна быть характерной для группы вертолетов, использование которых в учебной программе наиболее вероятно. На раннем этапе проектирования FSTD в интересах всех заинтересованных сторон и NAA целесообразно обсудить и согласовать приемлемую конфигурацию вертолета, которую называют *"заданная конфигурация вертолета".* В идеальном случае такое обсуждение должно проводиться так, чтобы не возникало задержек в процессе проектирования, изготовления, приемки и квалификационной оценки, что, в конечном счете, обеспечит планомерный ввод FSTD в эксплуатацию.

2.2 *Кабина летного экипажа.* Кабина летного экипажа должна воспроизводить заданную конфигурацию вертолета. Для обеспечения хороших условий тренировки пилотов кабина летного экипажа должна быть в достаточной мере закрытой с целью сведения к минимуму количество различных отвлекающих факторов. Рычаги управления, приборы и переключатели БРЭО должны быть типовыми для заданной конфигурации вертолета в том, что касается осязания, ощущений при управлении, их расположения, цвета и освещения с целью создания благоприятных условий тренировок, чтобы обеспечить эффективный переход к применению усвоенных пилотом во время обучения навыков на реальном вертолете.

2.3 *Компоненты кабины летного экипажа.* Как и на любом тренажерном устройстве, компоненты, используемые в кабине летного экипажа, не обязательно должны быть частями вертолета. Однако любые такие компоненты должны быть характерными для типичных учебных вертолетов и достаточно надежными для выполнения учебных задач. На современном уровне развития технологий воспроизведение на основе

использования плоского монитора и пультов управления с сенсорным экраном приемлемо только для имитации основных кнопочных переключателей. Для выполнения предусмотренных для этих устройств учебных задач очень важны соответствующая компоновка и воспринимаемые ощущения. Например, ручка вспомогательной шкалы высотомера должна физически находиться на высотомере. Приемлемо использование плоского монитора с физическими накладками, включающими в себя функциональные переключатели/ручки/кнопки, которые воспроизводят приборную панель вертолета.

2.4 *Пакет данных*

2.4.1 Данные для аэродинамической модели, рычагов управления полетом и двигателями должны полностью основываться на "заданной конфигурации вертолета". Неприемлем вариант и не будут обеспечены положительные результаты обучения, если модель воспроизводит лишь несколько основных конфигураций, которые определяют объем имеющихся зачетных баллов.

2.4.2 Валидационные данные могут быть получены с представляющего группу вертолетов конкретного вертолета, который FSTD должно воспроизводить, или могут быть подготовлены на основе анализа данных, полученных с нескольких вертолетов, отражающих "заданную конфигурацию вертолета". Рекомендуется до начала производственного процесса передавать NAA собранные валидационные данные вместе с инженерным отчетом для оценки и утверждения.

2.4.3 Для валидационных испытаний согласно требованиям уровня адекватности моделирования характеристик "G – базовый" в тех случаях, когда необходимыми допусками являются правильное направление и величина (ПНВ), валидационные данные не требуются. Вместо этого проводятся субъективные испытания с целью получения результатов базового ("эталонного") объективного испытания, с которыми будут сравниваться результаты испытаний, проводимых при периодической оценке. В этом случае должен представляться инженерный отчет. В этот отчет могут быть включены данные летных испытаний, расчетные данные изготовителя, информация из летного руководства и руководства по техническому обслуживанию вертолета, а также результаты утвержденных или принятых моделей или прогностических моделей, признанные теоретические результаты, информация из общедоступных источников или других источников, которые изготовитель FSTD сочтет необходимыми для обоснования предлагаемой модели.

2.4.4 *Сбор данных и разработка модели.* Главным требованием при любом моделировании является целостность математических уравнений и моделей, которые используются для воспроизведения летных качеств и летно-технических характеристик заданной конфигурации имитируемого вертолета. Эти модели должны быть постоянно действующими и демонстрировать правильное направление и величину в рамках требуемой области режимов летной подготовки. Дополнительные данные для уточнения моделей, не относящихся к конкретному типу вертолета, могут быть получены из таких различных источников, как расчетные данные вертолета, руководства по летной эксплуатации и техническому облуживанию, результаты наблюдений на земле и в воздухе и т. д. без необходимости проведения специальных летных испытаний. Полученные на земле и в полете данные можно измерять и регистрировать, используя ряд простых средств, а именно: видеокамеры, карандаш и бумагу, хронометры или новые технологии (например, GPS).

2.4.5 Любой сбор таких данных должен производиться при типовых значениях массы и расположении центра тяжести. Разработка такого пакета данных, включая подтверждение и обоснование расчетных и предполагаемых характеристик, методы измерения и регистрируемые параметры (например, масса, центр тяжести, атмосферные условия), должна тщательно документироваться и он должен представляться NAA для экспертизы как составная часть процесса квалификационной оценки.

2.5 *Рычаги управления полетом.* Для "типового (R)" уровня адекватности моделирования характеристик рычагов управления и усилий на них может потребоваться активная система загрузки, в которой усилия изменяются не только в зависимости от положения, но и от конфигурации (скорость, балансировка), если это соответствует "заданной конфигурации вертолета". Для моделирования тех же характеристик с уровнем

адекватности "базовый" (G) приемлема пассивная система загрузки с использованием пружинных механизмов. Следует помнить, что очень важно не допускать формирования негативных навыков, и что негативные характеристики недопустимы.

3. ИСПЫТАНИЯ И ОЦЕНКА

3.1 Валидационные испытания, указанные в добавлении B к настоящей части руководства, может проводить лицо, имеющее соответствующую квалификацию, а результаты испытаний регистрируются вручную. Однако рекомендуется применять автоматическую регистрацию и проведение испытаний, что позволяет повысить повторяемость полученных результатов.

3.2 Установленные допуски предназначены для того, чтобы год за годом обеспечивать соответствие тренажерного устройства первоначально заданным критериям. Поэтому очень важно тщательно отобрать эти целевые данные и согласовать значения с соответствующей NAA заранее, еще до начала официального процесса квалификационной оценки. При первоначальной квалификационной оценке крайне желательно, чтобы характеристики тренажерного устройства соответствовали расчетным критериям в пределах установленных допусков. Однако в отличие от допусков для тренажерных устройств, имитирующих конкретный тип вертолета, допуски для тренажерных устройств, не имитирующих конкретный тип вертолета, специально предназначены для использования в целях обеспечения повторяемости на протяжении всего срока эксплуатации FSTD и, в частности, при каждой периодической оценке.

3.3 Субъективные испытания, указанные в добавлении C к настоящей части руководства, должен проводить пилот, имеющий соответствующую квалификацию и опыт.

_____

Дополнение J

ПРИМЕНЕНИЕ ПОПРАВОК К ПРАВИЛАМ НАЦИОНАЛЬНОЙ АВИАЦИОННОЙ АДМИНИСТРАЦИИ (NAA) В ОТНОШЕНИИ ПАКЕТОВ ДАННЫХ FSTD СУЩЕСТВУЮЩИХ ВЕРТОЛЕТОВ

1. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ

1.1 Предполагается, что валидационные данные для объективных испытаний, предусмотренных в QTG, получают в результате летных испытаний вертолета, если в таблице валидационных испытаний FSTD в добавлении B к настоящей части руководства конкретно не указано иное (см. дополнение I *"Руководство по проектированию и квалификационной оценке FSTD, не имитирующих конкретный тип вертолета*" к настоящей части в отношении других исключений).

1.2 В идеальном случае, пакеты данных для всех новых FSTD должны соответствовать действующим стандартам квалификационной оценки FSTD.

1.3 Для типов вертолетов, впервые вводимых в эксплуатацию после публикации новой редакции правил NAA, представление приемлемых данных для обеспечения процесса квалификационной оценки FSTD зависит от планирования и согласования с регулирующим органом (см. дополнение A "*Квалификационная оценка FSTD для новых типов вертолетов"* к настоящей части руководства)

1.4 Для вертолетов, сертифицированных по типу до начала применения новых поправок к правилам NAA, не всегда имеется возможность предоставить необходимые данные для любых измененных или дополнительных объективных испытаний по сравнению с предыдущими поправками, внесенными в правила. После сертификации опытного образца вертолета, изготовители, как правило, не сохраняют такие вертолеты для летных испытаний с необходимой контрольно-измерительной аппаратурой с целью сбора дополнительных данных. Если даже данные летных испытаний собраны независимыми поставщиками данных, то крайне маловероятно, что до этого времени будет существовать оборудованный вертолет для летных испытаний.

1.5 Несмотря на вышесказанное, предпочтительным источником валидационных данных остаются летные испытания, хотя приемлемы и другие виды данных (например, см. дополнение B "*Валидационные данные инженерного моделирования"* к настоящей части руководства). Предполагается, что поставщики данных должны прилагать все возможные усилия для предоставления требуемых данных летных испытаний. Должны представляться любые имеющиеся данные летных испытаний, отвечающие требованиям (полученным во время сертификационных испытаний или другой серии летных испытаний). Если существует возможность получить такие данные в ходе новой серии летных испытаний, то это следует реализовать и включить их в пакет данных следующего выпуска. В тех случаях, когда действительно невозможно получить данные летных испытаний, допускается использование альтернативных источников данных в следующем порядке предпочтения:

a) летные испытания при других, но почти эквивалентных условиях полета/конфигурации, что подтверждается одним или несколькими обоснованиями, поясняющими выбор;

b) для некоторых многодвигательных вертолетов, имеющих ограничения по безопасности и/или повреждениям при выполнении реальных маневров с одним неработающим двигателем (OEI), данные летных испытаний, полученные во время тренировок в режиме OEI для определенных требуемых случаев испытаний ситуации OEI (см. п. 1.7 ниже);

c) данные прошедшего проверку инженерного моделирования из приемлемого источника (например, соответствующего рекомендациям, приведенным в дополнении B "*Валидационные данные инженерного моделирования"* к настоящей части руководства) или использовавшиеся при сертификации вертолета;

d) данные о летно-технических характеристиках вертолета, опубликованные изготовителем вертолета в летном руководстве вертолета и содержащиеся в руководстве по производству полетов, руководстве по летно-техническим характеристикам или имеющиеся в эквивалентных или других опубликованных утвержденных документах (например, программы заводских летных испытаний;

e) в случае отсутствия других данных могут использоваться данные из других источников (например, расчеты, модели), которые рассматриваются соответствующей NAA в индивидуальном порядке с учетом запрашиваемого квалификационного уровня FSTD;

f) только если невозможно получить данные из источников, перечисленных в подпунктах a) – e), допускается использование данных базовых и зарегистрированных как эталонных испытаний, полученных на реальном FSTD, квалификационная оценка которого проводится, и соответствие которых субъективно оценил пилот.

1.6 В некоторых случаях технически целесообразно проводить несколько испытаний для выполнения конкретного требования к объективному испытанию. Примером может служить испытание по взлету с одним неработающим двигателем (OEI), когда двигатель и профиль мощности в летном испытании не соответствуют моделируемому двигателю. Испытание по взлету с одним неработающим двигателем (OEI) можно проводить, используя в одном случае профиль мощности в качестве входного сигнала во время летного испытания, а во втором случае оценивая комплексную ответную реакцию при отсечке топлива на моделируемом двигателе.

1.7 Для современных многодвигательных вертолетов все чаще предлагаются тренировки пилотов в режиме с одним неработающим двигателем (OEI) и моделирование в полете функционирования с одним двигателем, не передающим мощность/крутящий момент в систему несущего винта. В летных руководствах вертолетов, как правило, запрещено отключение одного двигателя или даже снижение числа оборотов до режима малого газа в полете. Вследствие этого, чрезвычайно трудно получить данные, необходимые для имитации или валидации настоящего отказа двигателя, или, в сущности, они не существуют. В этом случае данные получают в ходе летных испытаний реального вертолета при использовании тренировочного режима с одним неработающим двигателем (OEI). Однако разумно предположить, что интегрированная модель, которая демонстрирует хорошее соответствие с другими результатами летных испытаний, должна прогнозировать приемлемую модель (имитацию) внезапного отказа двигателя. Для таких тренажеров необходимо провести сравнение, предпочтительно методом наложения между реакцией на переключение на тренировочный режим с одним неработающим двигателем (OEI) вертолета и реакцией тренажера на отказ двигателя, введенный с рабочего места инструктора, или на резкое снижение числа оборотов двигателя до режима малого газа. Если в результате сравнения будут выявлены значительные отличия, вызывающие сомнения в эффективности обучения действиям при одном неработающем двигателе (OEI), потребуется обоснование. Вследствие сложного характера автоматического управления двигателем в случае с одним неработающим двигателем (OEI) любое предложение подтвердить характеристики вертолета с одним неработающим двигателем (OEI) с использованием данных валидационных испытаний, полученных в тренировочном режиме с одним неработающим двигателем (OEI), потребует заблаговременного согласования с NAA задолго до проведения квалификационной оценки FSTD.

1.8 Если вертолеты были сертифицированы по типу до даты начала применения поправок к правилам NAA и эксплуатант после ряда попыток не смог получить нужные данные летных испытаний, он может указать в MQTG, какие данные летных испытаний отсутствуют или непригодны для проведения конкретного испытания. В каждом случае отсутствия предпочтительных данных необходимо представлять обоснование с указанием причин несоответствия и объяснением выбора альтернативных данных/испытаний.

1.9 Обоснования должны быть четко объяснены в "дорожной карте" валидационных данных согласно требованиям, указанным в дополнении D к настоящей части руководства.

1.10 Следует понимать, что может наступить такой момент, когда согласованных данных летных испытаний будет недостаточно, и тогда потребуется организовать сбор новых данных летных испытаний.

2. РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ ЭТАЛОННЫХ ТЕСТОВ

2.1 Только после тщательного и безрезультатного изучения всех практически осуществимых альтернативных источников данных могут стать приемлемыми эталонные испытания (исключения см. в Дополнении I *"Руководство по проектированию и квалификационной оценке FSTD, не имитирующих конкретный тип вертолета*" к настоящей части*)*, но при этом NAA рассматривает каждый случай индивидуально с учетом запрашиваемого квалификационного уровня FSTD.

2.2 Испытания для получения эталонных данных:

a) должны проводиться при начальных условиях и с настройкой тренажера в конфигурации, необходимой для получения требуемых данных (например, данных о правильном режиме мощности двигателя);

b) должны представлять маневр, характерный для моделируемого вертолета;

c) на основе маневра эталонного испытания, выполняемого в ручном режиме пилотом, имеющим соответствующую квалификационную отметку о допуске к эксплуатации данного типа вертолетов (см. примечание ниже), которая действительна и утверждена NAA;

d) должны проводиться на основе валидационных данных, полученных при выполнении маневра эталонного испытания и преобразованных для автоматических испытаний;

e) автоматическое испытание должно проводиться как комплексное испытание с входными сигналами, подаваемыми пилотом на рычаги управления;

f) должны проводиться в автоматическом режиме при проведении первоначальной и периодических квалификационных оценок;

g) по мере возможности, должны дополняться данными летных испытаний, обосновывающими предполагаемое назначение и основные аспекты представленного испытания.

Примечание. Пилот, выполняющий маневр, должен дать заключение об испытании в целом как о полностью репрезентативном испытании.

2.3 В QTG для каждого эталонного испытания должно быть четкое и ясное обоснование. Кроме того, эти обоснования должны включаться и в "дорожную карту" валидационных данных, как указано в дополнении D к настоящей части руководства.

2.4 Если NAA сочтет количество эталонных тестов чрезмерным, то квалификационный уровень FSTD может быть изменен. NAA должна рассматривать каждую область данных валидационных испытаний, в которой предполагается использовать эталонные испытания в качестве основы для получения валидационных данных. Следует учитывать, в какой мере эталонные испытания используются в той или иной области. Например, недопустимо, если предлагается провести все или бóльшую часть летных испытаний на режиме висения в виде

эталонных испытаний, представив лишь небольшое количество данных летных испытаний или вообще не представляя их. Поэтому следует понимать, что может потребоваться провести сбор новых данных летных испытаний, если использование эталонных испытаний будет чрезмерным не только в целом, но и в конкретных областях.

2.5 Предполагается, что при периодических оценках будет наблюдаться значительное совпадение результатов (см. дополнение H *"Периодические оценки. Представление данных валидационных испытаний"* к настоящей части руководства). С решением вопроса о проведении валидационных испытаний с использованием эталонных данных, не отвечающих критериям испытаний, должна согласиться NAA.

2.6 Если предполагается использовать эталонные испытания, то соответствующие консультации с NAA должны быть проведены задолго до представления QTG.

Дополнение K

РУКОВОДСТВО ПО КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКЕ FSTD С СИСТЕМОЙ ИНДИКАЦИИ НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ (HUD)

1. ПРИМЕНЕНИЕ

1.1 Этот порядок действий относится ко всем FSTD с установленной системой индикации на лобовом стекле (HUD).

1.2 В контексте данного документа HUD используется как общий термин для любой альтернативной приборной системы вертолета, представляющей пилоту информацию на комплексном индикаторе на лобовом стекле при "нормальном обзоре" из кабины пилота.

1.3 В этом дополнении приведено описание одного из методов оценки и квалификационных испытаний системы HUD FSTD. Если эксплуатант планирует использовать другой метод оценки, ему необходимо представить соответствующее предложение NAA для рассмотрения и утверждения.

1.4 Руководство по квалификационным испытаниям (QTG) для новых, обновленных или модернизированных FSTD, оборудованных HUD, должно включать заявление о соответствии (ЗОС) системы HUD. В ЗОС должен подтверждаться тот факт, что программное и аппаратное обеспечение системы HUD, включая соответствующие дисплеи, функционируют так же, как и установленные на реальном вертолете. Структурная схема с описанием движения входных и выходных сигналов и результатов их сравнения с конфигурацией, используемой в вертолете, должна служить подтверждением этого заявления

1.5 Дополнительная информация и информация общего характера содержится в дополнении L *"Руководство по квалификационной оценке FSTD с бортовой системой технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS)"* к настоящей части, в котором приведено описание общего подхода к интеграции и квалификационной оценке бортовых систем технического зрения с расширенными возможностями визуализации, включая системы HUD, характеристики которых превосходят функциональные возможности классических HUD (отображение только величин и символики).

2. СТАНДАРТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К СИСТЕМЕ HUD FSTD

2.1 Независимо от того, является ли HUD реальной системой вертолета, или моделируется с помощью программного обеспечения, должна демонстрироваться способность системы выполнять заданные функции для каждого режима и этапа полета.

2.2 Активный дисплей (повторитель) всех параметров, отображаемых на комплексном индикаторе пилота, должен размещаться на рабочем месте инструктора (РМИ) или в другом месте, утвержденном NAA. Формат дисплея повторителя должен быть копией комплексного индикатора.

3. ОБЪЕКТИВНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

3.1 В Руководство по квалификационным испытаниям (QTG) должны включаться статические калибровочные испытания по выравниванию положения HUD относительно углового положения. Эти испытания

можно совместить с аналогичными испытаниями системы визуализации FSTD. См. информацию в дополнении B к настоящей части руководства.

3.2 Для систем HUD, моделируемых с использованием программного обеспечения ("нереальная" бортовая система вертолета), должны проводиться испытания по оценке времени запаздывания/пропускной способности по всем трем осям. Ответная реакция дисплея системы HUD должна быть в пределах 100 мс от входного сигнала управления HUD.

4. СУБЪЕКТИВНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

4.1 Эксперт NAA должен провести оценку точности воспроизведения функций системы HUD.

4.2 Ниже приведен перечень наземных и летных испытаний, которые необходимо проводить для квалификационной оценки системы HUD. Эти испытания можно совмещать с субъективными испытаниями по оценке режимов полета, которые не предназначены для испытаний системы HUD. Следует проводить испытания только тех этапов полета, на которых разрешено использование конкретной системы HUD. Оценка должна проводиться в условиях светлого времени суток, сумерек и ночью.

1) Перед полетом:

   a) предполетный осмотр системы HUD.

2) Руление:

   a) управление рулением с помощью системы HUD;

   b) горизонт на комплексном индикаторе совпадает с видимым горизонтом в пределах допусков, установленных изготовителем.

3) Взлет:

   a) нормальный взлет в визуальных метеорологических условиях:

      1) наведение по осевой линии, если возможно;

   b) взлет по приборам при минимально разрешенной дальности видимости на ВПП (RVR) для конкретной системы HUD;

   c) взлет с отказавшим двигателем;

   d) взлет при максимально демонстрируемом боковом ветре;

   e) сдвиг ветра при выполнении взлета.

4) В полете:

   a) набор высоты;

   b) развороты;

   c) полет в крейсерском режиме;

   d) снижение.

5) Заход на посадку:

a) нормальный заход на посадку в визуальных метеорологических условиях;

b) с использованием системы посадки по приборам (ILS) при боковом ветре:

1) направление траектории полета должно представлять инерциальную траекторию вертолета;

2) индикация курса совпадает с линией пути;

3) комплексный индикатор HUD не должен чрезмерно ослаблять огни приближения;

c) заход на посадку и посадка с одним отказавшим двигателем;

d) неточный заход на посадку;

e) заход на посадку по кругу, если применимо;

f) уход на второй круг – нормальный и с одним отказавшим двигателем;

g) заход на посадку и посадка при максимально демонстрируемом боковом ветре;

h) сдвиг ветра при выполнении захода на посадку.

6) Неисправности:

a) неисправности, вызывающие необходимость проведения особых предполетных проверок;

b) неисправности, логически связанные с подготовкой при выполнении взлета и захода на посадку;

c) неисправности, связанные с любым утвержденным порядком действий в особых ситуациях, предусмотренным в летном руководстве, который не упомянут выше.

4.3 Некоторые системы HUD сертифицированы без аварийного резервного питания. Следовательно, они должны выключаться и эффективно перезагружаться в случае любого временного прерывания подачи электрического питания. Это должно подтверждаться путем проверки данных, представленных изготовителем.

Дополнение L

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКЕ FSTD С БОРТОВОЙ СИСТЕМОЙ ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ С РАСШИРЕННЫМИ ВОЗМОЖНОСТЯМИ ВИЗУАЛИЗАЦИИ (EFVS)

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 Все более широкое использование бортовых систем технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS) при эксплуатации вертолетов привело к необходимости проведения на FSTD соответствующего обучения пилотов умению работать с такими устройствами, в частности по той причине, что изучать эти устройства на комплексном тренажере можно абсолютно безопасно. Наличие большого количества таких систем, как РЛС, формирования ИК-изображений и очков ночного видения (NVG) с интенсификацией изображения (ориентирующие летные экипажи с помощью символьных сигналов, информации на основе лазеров, искусственных и реальных изображений) осложняет рассмотрение конкретных требований к отдельным системам. Тем не менее, ниже приводится классификация систем EFVS и рассматривается вопрос о включение ее в рассмотрение FSTD.

1.2 В данном дополнении приводится информация о руководящих принципах проектирования и интеграции систем EFVS в FSTD вертолетов и рассматриваются характеристики моделирования, на которые влияют такие системы.

1.3 Дополнительную информацию можно найти в следующих документах:

- FAA AFS-205 10-01 (*Night Vision Goggle (NVG) Evaluation for Helicopter Flight Simulation Training Devices*)
- FAA AFS-205 03-02 (*Head-Up Display (HUD) Simulator Qualification*)
- FAA AFS-205 03-03 (*Enhanced Flight Vision System (EFVS) FSTD Qualification*)
- JAA Temporary Guidance Leaflet 12 (*Guidance for Enhanced Vision System (EVS) Simulator Qualification*)
- New Zealand Civil Aviation Authority AC91-13 (*Night Vision Imaging Systems — Helicopter*).

2. КЛАССИФИКАЦИЯ ОБОРУДОВАНИЯ EFVS

2.1 *Общая информация*

Ввиду разнообразия технологий, используемых в тренажерных устройствах, целесообразно классифицировать отдельные типы таких устройств в соответствии с теми характеристиками моделирования, на которые они влияют. Можно подразделить эти устройства или системы на категории вне зависимости от использованной технологии EFVS в системе реального вертолете, а классифицировать их по способу генерации искусственных изображений. Кроме того, проводится различие между изображениями, предоставляемыми экипажу, либо с помощью устройств, на которые смотрит обучаемый (например, многофункциональный дисплей

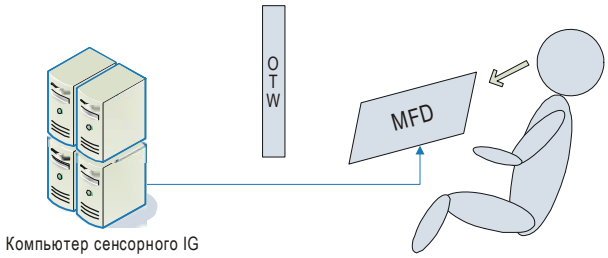
(MFD)), либо устройств, через которые обучаемый смотрит на проекции обзора внекабинной обстановки (OTW), например, коллиматорный индикатор (HUD) или нашлемный индикатор (HMD).

2.2 *Классификация*

В результате классификации определены три отдельных типа устройств, для которых могут быть сформированы специализированные требования к внедрению:

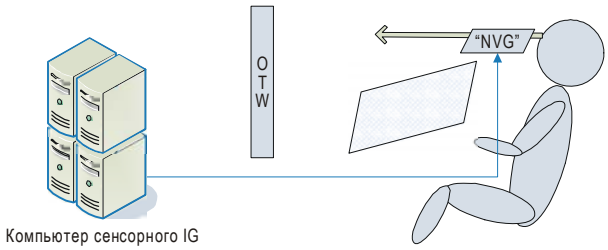
Тип 1. EFVS имитируется на индикаторах в кабине летного экипажа, на которые смотрит обучаемый, с использованием искусственно создаваемых изображений.

Пример. Формирование ИК-изображения, создаваемого сенсорным генератором изображений (IG) и отображаемого на многофункциональном дисплее (MFD).



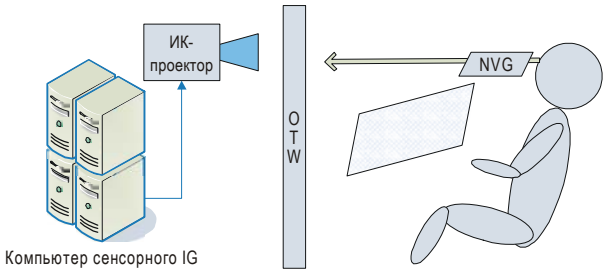
Тип 2. EFVS имитируется на "прозрачных" дисплеях, например, HMD или HUD с помощью искусственно создаваемых изображений.

Примеры. Формирование ИК-изображения, отображаемого на HMD; система посадки при частичной или нулевой видимости, обеспечивающая пилоту визуальные средства на HMD; искусственно генерируемое NVG изображение, отображаемое в имитируемых NVG.



Тип 3. Стимулируемая система EFVS с использованием реального оборудования, приводимая в действие физическими стимулирующими сигналами.

Пример. Стимулируемые NVG с использованием реального оборудования и инфракрасной проекции.



Примечание. В настоящее время только NVG классифицируются как устройства типа 3.

3. ВЛИЯНИЕ EFVS НА МОДЕЛИРУЕМЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

3.1 В зависимости от типа системы EFVS оказывают влияние на конкретные моделируемые характеристики и для обеспечения приемлемых визуальных воздействий должны отвечать определенным требованиям.

3.2 Если используется система EFVS типа 1, то она оказывает влияние на следующие моделируемые характеристики:

- *синхронизация базы данных IG/OTW системы EFVS*
  Конструкция и интеграция системы EFVS должны обеспечивать согласованность скоррелированных дисплеев с ориентацией сенсора, содержанием картины OTW и соответствующими показаниями приборного оборудования/сигналами.

3.3 Если используется система EFVS типа 2, то она оказывает влияние на следующие моделируемые характеристики:

- *Синхронизация базы данных сенсора IG/ OTW.*
  Конструкция и интеграция системы EFVS должны обеспечивать согласованность коррелированных дисплеев с ориентацией сенсора, содержанием картины OTW и соответствующими показаниями приборного оборудования/сигналов.

- *Индикаторное устройство системы EFVS*
  Оптическая юстировка, ориентация, коллимация и фокус индикаторного устройства системы EFVS должны обеспечивать согласованное содержание на индикаторе EFVS.

- *Кабина летного экипажа*
  Освещенность кабины летного экипажа должна способствовать использованию системы EFVS во время тренировок пилотов путем обеспечения соответствующих уровней освещения во всех случаях использования системы EFVS.

3.4 Если используется система EFVS типа 3, то она оказывает влияние на следующие моделируемые характеристики:

- *Синхронизация базы данных OTW*
  Конструкция и интеграция системы EFVS должны обеспечивать стимулирование системой OTW устройств и отображение визуальной картины соответствующего содержания в ночное время.

- *Индикаторное устройство системы EFVS*
  Оптическая юстировка, ориентация, коллимация и фокус индикаторного устройства системы EFVS должны обеспечивать согласованное содержание на индикаторе EFVS и символьные сигналы должны отражать согласованные показания приборов.

- *Картина OTW*
  - Для FSTD с кабиной вертолета уровня адекватности S (высокий):
    тип индикаторного устройства должен быть идентичен указанному типу в дополнительном сертификате типа (STC) для конкретного вертолета в соответствии с правилами национальной авиационной администрации (NAA).

  - Для FSTD с кабиной вертолета уровня адекватности R (типовой):
    тип индикаторного устройства должен быть типовым для типа, использующегося при выполнении учебной задачи на реальном вертолете. Это включает конфигурацию (монокулярную, бинокулярную, HUD, козырек и т. д.), а также спектральную стимуляцию и спектральную характеристику.

  - Для FSTD с кабиной вертолета уровня адекватности G (базовый):
    Допускается использование любого типа индикаторного устройства при условии, что оно обеспечивает проведение подготовки пилотов.

- *Проекционная система.*
  Проекционная система должна обеспечивать подачу правильных воздействующих сигналов на основное оборудование EFVS, включая, но, не ограничиваясь, следующее: спектральный диапазон стимуляции, интенсивность стимуляции и типичные эффекты, вызывающие необходимую реакцию при обучении (например, расплывание изображения) в стимулируемой системе EFVS. Проекционная система должна не только стимулировать EFVS, но и обеспечивать содержание картины в ночное время в видимой части спектра.

- *Кабина экипажа*
  Прозрачность остекления и освещенность кабины летного экипаж должны быть совместимы с системой EFVS.

4. ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ, ОПРЕДЕЛЯЮЩИЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ НА МОДЕЛИРУЕМЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

4.1 *Заявление о соответствии*

4.1.1 Заявление о соответствии необходимо для FSTD, в которых оборудование EFVS не установлено первоначально, а добавлено впоследствии. В заявлении должно быть указано, что имитация аппаратного/программного обеспечения дополнительно установленной системы EFVS, включая соответствующие устройства отображения и показания, воспроизводит ту систему EFVS, которая установлена на вертолете.

4.1.2 К заявлению должна прилагаться блок-схема с описанием входных и выходных сигналов и их сравнение с функциональными возможностями и конфигурацией установленной на вертолете EFVS.

4.2 *Синхронизация базы данных датчика IG/ OTW (применимо ко всем типам EFVS)*

- Видимый участок земли.
  Поскольку часто датчик расположен далеко от точки расположения глаз пилота, испытания в отношении видимого участка земли (см. п. 7.12 дополнения А к данной части) необходимо повторять для каждого воспроизводимого датчика, уделяя особое внимание фактическому положению датчика в вертолете.

- Согласованность показаний приборов в кабине экипажа – EFVS – OTW.
  Необходимо проводить субъективное испытание, обеспечивающее согласованность содержания дисплея EFVS, экрана OTW и показаний приборов. Испытание должно включать всю информацию, которая выводится на дисплей EFVS (искусственное изображение, данные и символы) и должна проверяться корреляция со всеми соответствующими показаниями приборов и приборами в кабине летного экипажа.

- Следующие примеры должны дать представление о типе проводимого испытания:
  - Для датчика изображения должна быть проверена согласованность с OTW, а также корреляция объектов, выводимых на EFVS с их отображением на других дисплеях (например, цифровая карта), если применимо.
  - Для системы EFVS, отображающей расчетные данные о пространственном положении (например, нашлемный индикатор в ситуациях ограниченной видимости), показания EFVS следует сравнивать с обычными показаниями пространственного положения вертолета (например, на пилотажном индикаторе и резервных приборах) и других сенсорных дисплеях и дисплеях OTW в данной ситуации.

4.3 *Рабочее место инструктора (РМИ) (применимо для всех типов EFVS)*

Рабочее место инструктора должно включать в себя повторитель дисплея моделируемой EFVS, видимый с помощью индикатора на лобовом стекле (HUD), нашлемного индикатора (HMD) или на дисплеях в кабине экипажа, включая любые выводимые на дисплей данные и символику. Необходимо, чтобы воспроизводился формат дисплея (соотношение ширины и высоты).

4.4 *Индикаторное устройство системы EFVS типа 2*

4.4.1 Для индикаторного устройства типа 2 должна обеспечиваться возможность его регулировки (в соответствии с параметрами реального вертолета) и настройки для подбора яркости дисплея EFVS относительно освещения кабины и яркости OTW реального вертолета.

4.4.2 Индикаторное устройство типа 2 должно быть надлежащим образом оптически юстировано и выровнено в соответствии с платформой тренажера или положением глаз пилота, соответствующим их положению в реальном вертолете. Должны надлежащим образом быть согласованы базы данных визуализации, используемые для генерации изображений OTW, и базы данных, используемые для создания сенсорных отображений.

- *Выравнивание HUD*
  Выравнивание HUD следует проводить путем статической проверки калибровки (*см. п. 1.3 документа "The FAA's Flight Standards Service, National Simulator Program AFS-205 03-02"*). В OTW и HUD необходимо спроецировать шаблон в виде точек и/или параллельных полос. Шаблон должен создаваться соответствующими генераторами изображений и охватывать, как минимум, зону обзора, обеспечиваемую HUD из точки положения глаз пилота.

В неколлимированных дисплеях должно обеспечиваться соответствие коллимационного расстояния HUD расстоянию проекционной поверхности. В коллимированных дисплеях коллимационное расстояние HUD должно соответствовать расстоянию проекции OTW с учетом расчетного положения глаз пилота.

- Выравнивание *HMD*
  Как правило, в системе, обеспечивающей HMD, для коррекции погрешностей между электронной линией визирования вертолета и визуальной линией визирования пилота необходимо отслеживать положение головы пилота и передавать команды телеметрическому датчику для ориентации. Эта методика позволяет производить вычисления сенсорного изображения и символов, если это применимо, в зависимости от линии визирования пилота и абсолютного положения его головы относительно расчетного положения точки положения его глаз. Устройство отслеживания положения головы и геометрические параметры проекционной системы вносят дополнительные угловые погрешности выравнивания между изображениями HMD и OTW. Эти погрешности не статичны, а зависят от линии визирования пилота и абсолютного положения головы пилота в зоне, в которой устройство отслеживания положения головы способно определять ее положение ("прямоугольник движения головы").

  По этим причинам и, в особенности, в том случае, если EFVS обеспечивает связанные с OTW изображения или символы, следует проводить динамические испытания HMD, проводя измерения в точке положения головы пилота в направлении вперед вдоль продольной оси вертолета, а также в максимальных угловых положениях влево/вправо и вверх/вниз (голова повернута) в центре и на границах "прямоугольника движения головы" (движение головы).

  В устройствах OTW и HMD следует проецировать шаблон, состоящий из точек или параллельных полос. Шаблон должен создаваться соответствующими генераторами изображений и охватывать как минимум зону обзора, обеспечиваемую HMD из положения глаз пилота, когда голова пилота повернута до максимального углового положения (на максимальный угол).

  В неколлимированных дисплеях должно обеспечиваться соответствие коллимационного расстояния устройства HMD расстоянию до проекционной поверхности. В коллимированных дисплеях коллимационное расстояние HMD должно соответствовать расстоянию проекции OTW с учетом расчетного положения глаз пилота.

- *Задержка*
  Задержка изображения или символов, создаваемых сенсорным генератором изображений и отображаемых на устройстве EFVS, после прохождения системы визуализации OTW, не должна превышать 30 мс (*см. п. 1.3 "Objective tests" документа AFS 205 03-03*).

4.5 *Освещение кабины летного экипажа типа 2*

4.5.1 При использовании устройства типа 2 обучаемый смотрит на два различных искусственно генерируемых отображения. Отображение OTW должно быть настроено в соответствии с требованиями, изложенными в п. 7.5 (коэффициент контрастности световой точки) и п. 7.6 (система яркости) добавления A к части II или III.

4.5.2 Должна обеспечиваться возможность менять и регулировать освещение кабины летного экипажа до такого уровня, чтобы оно не отвлекало пилотов при использовании EFVS. Это требование относится к освещению приборной доски ("моделируемое освещение"), а также к каждому виду дополнительного освещения в кабине летного экипажа FSTD, например, окружающее освещение.

4.6 *Кабина летного экипажа с системой EFVS типа 3*

4.6.1 Кабина летного экипажа с системой EFVS типа 3 должна быть совместима с NVG, поскольку в таком FSTD они являются основным оборудованием (в настоящее время устройства EFVS типа 3 ограничиваются NVG).

4.6.2 Проекция OTW для картин обстановки в светлое время суток, как правило, не воспроизводит реальные уровни естественной освещенности и отличается меньшей яркостью. Освещение кабины летного экипажа, как правило, адаптировано к имитируемому уровню освещенности и, следовательно, имеет меньшую яркость по сравнению с естественными условиями.

4.6.3 Для использования стимулируемого оборудования NVG уровни освещения в несветлое время суток должны воспроизводить естественные условия общего освещения без какой-либо адаптации к условиям имитации, поскольку реальным NVG требуется уровень стимуляции, идентичный реальному.

4.6.4 Остекление кабины летного экипажа должно обеспечивать прозрачность, максимально близкую к прозрачности остекления реальной кабины летного экипажа, включая эффекты покрытия в видимой и инфракрасной части изображения. Эффекты, имеющие место в реальном вертолете, например, отражения, возникающие в результате внутреннего освещения, должны воспроизводиться в том случае, если они оказывают влияние на процесс обучения.

4.6.5 В целом, возможно использование двух методик, подтверждающих совместимость NVG в кабине летного экипажа FSTD:

- В настоящее время существует широкий диапазон методов проведения испытаний для определения совместимости NVG кабине летного экипажа самолета/вертолета (см. документы RTCA/DO-275 – *Minimum Operational Performance Standards for Integrated Night Vision Imaging System Equipment*, 12 October 2001; ASC/ENFC 96-01 REV 1 – Interface document, *Lighting, Aircraft, Interior, Night Vision Imaging System (NVIS) Compatible*, 22 March 1996; MIL STD-3009 – *Dept of Defense, Interface Standard for Lighting, Aircraft, Night Vision Imaging System (NVIS) Compatible*, 2 February 2001). Во всех методах основным принципом является следующий: ни один источник света в адаптированной кабине летного экипажа не должен быть ярче уровня, указанного в эталонной таблице (трехполосная схема USAF 1951), а именно яркость NVIS[1] 1,7 x 10^{-10} ватт/см^2 VIS-A или 1,6 x 10^{-10} ватт/см^2- для кабины летного экипажа, совместимая с NVIS-B, которая приблизительно равна интенсивности чистого света звезды. Таблица располагается на определенном расстоянии перед кабиной летного экипажа, достаточном для различения дискретности шаблона, напечатанного на таблице. При выключении и включении освещения в кабине летного экипажа не должна ухудшаться разрешающая способность видимости объекта.

  Тот же принцип можно использовать для моделирования в FSTD окружающей обстановки. Перед кабиной летного экипажа может быть спроецирована трехполосная таблица USAF 1951 или зона сопоставимой яркости, содержащая различимый шаблон разрешения. Яркость этой зоны можно проверить с помощью стандартного оборудования для измерения яркости с той целью, чтобы подобрать интенсивность освещения, соответствующую условиям освещения чистым светом звезд. Принцип проверки совместимости может быть таким же, как и используемый на реальном вертолете.

- На основе этой методики проведения испытаний были составлены требования MIL-STD-3009 к спектру освещения приборов. Эти значения можно использовать непосредственно для проверки яркости приборной доски при измерении яркости устройств и приборов внутри моделируемой кабины. Спектральное излучение и интенсивность освещения каждого пульта управления в кабине экипажа должны отвечать требованиям, указанным в стандарте. Тем не менее, с целью обнаружения дополнительных источников света, отсутствующих в реальном вертолете (например, тестовые огни на оборудовании и компонентах тренажера) необходимо провести испытание с устройством NVG, используемым в модели.

4.7 *Внутрикабинная обстановка/обтекатель для EFVS типа 3*

Окружающая обстановка – все дополнительные огни, аварийное освещение и т. д. – не должны отвлекать от обучения с использованием NVG. Следовательно, освещение в кабине должно быть, как минимум, благоприятным для NVG с возможностью их выключения в учебных целях.

4.8 *Проекционная система типа 3*

- *Общая информация*

  Глаза обучаемого стимулируются проекцией RGB (красный, зеленый, синий) OTW, обеспечивая изображения OTW в нормальном спектральном диапазоне чувствительности человеческого глаза (от 350 до 700 нм), далее называемом визуальной или RGB частью изображения. NVG стимулируются преимущественно излучением в ближнем инфракрасном диапазоне (около 625/665 нм до 900/1100 нм в зависимости от покрытия объектива NVG и используемого устройства NVG). Обе части изображения, а именно RGB и инфракрасная, должны совпадать на экране проектора.

  Поскольку в данном разделе речь идет о RGB и инфракрасной части изображения, это не подразумевает использования двух разных проекторов или двух независимых изображений. В некоторых системах изображение RGB используется с помощью наложения инфракрасного фильтра, следовательно, используется только одно изображение. В этих системах к инфракрасному диапазону проецируемого RGB изображения применимы разделы, касающиеся ИК изображений.

  Поскольку при использовании NVG освещение в естественной обстановке обнаруживается на большом удалении, эта особенность необходима также для моделируемой окружающей обстановки. Аналогичным образом любые изображения, используемые для стимулирования NVG, также должны быть видимы невооруженным глазом в FSTD, и для воспроизведения визуальной картины в ночное время недостаточно только проекции энергии, близкой к инфракрасной.

- *Совмещение изображений*

  Этот раздел применим только в том случае, если для проекции NVG OTW используются два изображения. Вследствие требования использовать наложение изображений на проекционной поверхности, погрешность при совмещении изображений может стать ключевой точкой для правильного восприятия изображения в случае, когда изображение генерируется двумя разными проекторами. В особенности в условиях низкой освещенности, когда глаза адаптируются к темноте, от обучаемого требуется видеть оба изображения – часть изображения, которую обеспечивают NVG или ИК часть изображения NVG, и RGB часть на периферийном обзоре (или прямом обзоре, когда NVG подняты/сняты). Даже если восприятие изображения OTW, как правило, ограничено контурами, огни должны быть видны в видимом

спектре, и содержание визуальной картины должно быть лучше различимо при полетах в зонах с высоким уровнем отражаемого искусственного освещения (от уличных фонарей или городских огней) или яркого лунного света. При выполнении определенных маневров, особенно, при взлете и посадке и при полетах в ограниченных зонах, важное значение имеют совпадающие видимые и близкие к инфракрасным изображения.

- *Независимость изображений*

  Должна быть возможность независимой настройки RGB и инфракрасной частей изображения OTW для обеспечения реалистичной адаптации уровней яркости RGB OTW к уровням яркости NVG в ситуациях, когда летному экипажу видимы оба изображения (восприятие RGB OTW глазами, ИК изображение с использованием устройства NVG).

  Необходимо, чтобы видимая и инфракрасная части изображения не создавали взаимных помех или не оказывали влияния друг на друга. В особенности это касается ухудшения RGB изображения в отношении красных или красноватых цветов в условиях освещения, когда видимы обе части изображения (например, сумерки или рассвет).

- *Требования к спектру и контрастности*

  Когда имитируются реальные NVG, в FSTD должны моделироваться все характерные для них эффекты, такие как шум и ореолы. Это служит обоснованием следующих требований к контрастности и яркости.

  Настройка RGB изображения OTW должна обеспечивать правильную имитацию условий видимости в сумерках, на рассвете и ночью, а также стимуляцию типичных эффектов NVG при низкой интенсивности освещения. Общая яркость проекции должна регулироваться до уровня, который обеспечивает достаточное для выполнения поставленных учебных задач соотношение сигнала к шуму.

  В нормальных уровнях освещения контрастность RGB изображения OTW должна соответствовать требованиям, указанным в п. 7.5 (коэффициент контрастности точечного источника света) и п. 7.6 (яркость системы) добавления А к части II или III. Эти требования не должны зависеть от инфракрасной части изображения или ограничиваться ею.

  Сочетание контрастности и яркости RGB и ИК частей изображения OTW должно быть достаточным для стимулирования таких типичных для NVG эффектов, как помехи, ореолы, ослепление и блики. Эти эффекты стимулируются за счет создания нужной интенсивности в RGB и ИК частях изображения. "Шум" NVG стимулируется низкой интенсивностью освещения в чувствительном диапазоне спектра устройства NVG. Напротив, эффекты насыщения стимулируются соответствующей высокой интенсивностью проекции (освещение видимого и инфракрасного спектра вызывает расплывание изображения и даже отключение устройства NVG).

  Следовательно, инфракрасная часть изображения должна, как минимум, обеспечивать условия освещения до уровня, при котором NVG, выбранные для обучения, создают уровень шума, сопоставимый с уровнем, который создает такое устройство в реальной обстановке ночью, при ясном небе без лунного освещения (новолуние). Поскольку спектральная чувствительность NVG значительно выше в инфракрасном спектральном диапазоне, эта величина должна быть меньше в RGB части изображения.

Для стимулирования эффектов насыщения (например, ореолы) интенсивность точечных источников света должна быть достаточной для стимуляции ореолов и эффектов полной насыщенности NVG, используемых при обучении.

- *Моделируемые эффекты*

  Такие присущие NVG эффекты, как шумы, ореолы, ослепление и блики, создаются самим устройством, и их не требуется моделировать с помощью ИК генератора изображений, однако комбинированные RGB и ИК–изображения должны быть способны стимулировать эти эффекты путем проецирования правильных коэффициентов контрастности и интенсивности (см. п. 4.8 d)

Комбинированное моделирование RGB и ИК должно включать в себя эффекты, типичные для NVG, такие как:

- погодные условия: туман, аэрозоль, дождь, снег, ливень и облачность (включая эффекты прозрачности, когда NVG "видят" сквозь туман и низкую облачность);
- луна: свет, тени, интенсивность для эффектов ореола;
- искусственное освещение (светосигнальные огни на сооружениях, освещение ВПП, городские огни и т. д.);
- любой тип видимого освещения имитируемого вертолета, например, поисковые огни, ИК поисковые огни, аэронавигационные огни, проблесковые огни и т. д.);
- теплые и горячие объекты;
- растительность, яркий хлорофилл;
- выхлопная струя двигателя.

4.9 *Предлагаемая процедура приемки*

4.9.1 Ниже перечислены предлагаемые наземные и летные испытания, которые должны обеспечить надлежащее функционирование EFVS для проведения обучения и проверок пилотов, согласно утвержденной учебной программе. Квалификационная оценка должна проводиться в условиях дневного освещения, сумерек и ночи.

4.9.2 Предполетная проверка:

a) предполетный осмотр системы EFVS;

b) порядок запуска, измерение времени запуска, времени охлаждения и, если применимо, последовательность инициализации и т. д.

4.9.3 Руление:

a) оценка управления при рулении с помощью EFVS, если применимо;

b) если система EFVS обеспечивает предоставление дополнительных символов или информации, следует проверять, что согласованность символов, связанных с управлением (например,

отображаемый горизонт), с соответствующим визуальным представлением (например, видимый горизонт) находится в пределах допусков, если таковые установлены изготовителем. Следует также проверять согласованность любой другой информации, отображаемой на индикаторе EFVS, с соответствующими показаниями приборов в кабине летного экипажа.

4.9.4 Взлет:

a) нормальный взлет в визуальных метеорологических условиях (ВМУ):

для систем формирования изображений следует проверять согласованность с отображением OTW. Если система EFVS обеспечивает предоставление дополнительных символов или информации, следует проверять, что согласованность символов, связанных с управлением (например, отображаемый горизонт), с соответствующим визуальным представлением (например, видимый горизонт) находится в пределах допусков, если таковые установлены изготовителем. Следует также проверять согласованность любой другой информации, отображаемой на индикаторе EFVS, с соответствующими показаниями приборов в кабине летного экипажа.

b) взлет по приборам при минимально разрешенной видимости для конкретного EFVS, проходящего испытания. При проведении испытания должны учитываться все особые условия, для которых предназначено EFVS (например, нулевая/недостаточная видимость, тепловой переход для ИК-датчиков, полеты при нулевой видимости и т. д.);

c) сдвиг ветра при взлете;

d) взлет с неработающим двигателем.

Примечание. Некоторые системы EFVS были сертифицированы без аварийного резервного питания. Тем не менее, в случае временного отключения питания они отключаются, а затем быстро перезагружаются. Эту возможность необходимо подтверждать путем проверки данных изготовителя.

4.9.5 В полете:

a) Для систем формирования изображений должна проверяться согласованность с изображением, воспроизводимым OTW. Для этого испытания рекомендуется картина при дневном освещении и визуальных метеорологических условиях;

b) если система EFVS обеспечивает предоставление дополнительных символов или информации, следует проверять, что согласованность символов, связанных с управлением (например, отображаемый горизонт), с соответствующим визуальным представлением (например, видимый горизонт или горизонт пилотажно-командного прибора (PFD)) находится в пределах допусков, если таковые установлены изготовителем. Следует также проверять согласованность любой другой информации, отображаемой на индикаторе EFVS, с соответствующими показаниями приборов в кабине летного экипажа;

c) следует проверять все имеющиеся эксплуатационные режимы. Наблюдаемые характеристики должны быть характерны для основного оборудования;

d) выполнить развороты для проверки правильности корреляции с другими приборами в кабине летного экипажа (например, PFD);

e) выполнить процедуры набора высоты, снижения, разгона и торможения для подтверждения надлежащего отображения индикаторов тенденций и векторов ускорений, в случае их наличия;

f) проверить реакцию индикатора EFVS на управляющие воздействия и переключения на панели управления (например, вертикальная скорость, приборная скорость), если применимо;

g) определить и отследить навигационный курс, проверить, если они есть, показания навигационных приборов;

h) выполнить маневры с достаточными перемещениями по тангажу и крену для проверки изменения формата и индикаторов РЛС горизонта или "шевроны углового положения (тангажа)".

4.9.6 Заходы на посадку:

a) нормальный заход на посадку в ВМУ;

b) заход на посадку по приборам в условиях бокового ветра и при отсутствии бокового ветра (ВМУ). Проверить воспроизводят ли показания траектории полета на дисплее EFVS инерциальную траекторию вертолета, если применимо;

c) заход на посадку и посадка с неработающим двигателем;

d) заходы на посадку в особых ситуациях, для которых предназначена EFVS, например, в условиях снежного/пыльного вихря, при посадке с нулевой видимостью и для обнаружения препятствий на посадочных площадках ограниченных размеров и т. д;

e) неточный заход на посадку.

4.9.7 Неисправности:

a) неисправности, вызывающие необходимость проведения предполетных испытаний в особых условиях;

b) неисправности, логически связанные с обучением пилотов действиям при взлете и заходе на посадку;

c) неисправности, связанные с параметрами входных сигналов EFVS, например, отказ камеры, отказ датчика, неверные входные сигналы, ведущие к отклонениям в работе системы EFVS;

d) неисправности, связанные с любыми процедурами Летного руководства вертолета (ЛРВ), которые не упомянуты выше.

Дополнение M

РУКОВОДЯЩИЕ ПРИНЦИПЫ ПРОВЕДЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ ПРОЦЕДУРНЫХ ТРЕНАЖЕРНЫХ УСТРОЙСТВ (FPTD)

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 В течение многих лет в качестве неотъемлемой части учебных программ эксплуатанты использовали процедурные тренажерные устройства (FPTD) для отработки техники пилотирования, которые раньше называли тренажерами для частичной отработки учебных задач. В настоящем дополнении приводятся руководящие принципы проведения квалификационной оценки таких тренажерных устройств, которые могут быть полезными для оценки приемлемости использования этих устройств в рамках утвержденной учебной программы эксплуатанта.

1.2 Тренировки на некоторых FPTD, в отличие от других тренажерных устройств, засчитываются как налет часов. Тренажерные устройства, обеспечивающие включение времени тренировок на тренажере в налет часов пилота, должны проходить квалификационную оценку NAA. В контексте этого дополнения под засчитываемым как налет часов временем тренировок на тренажере понимается то официальное время, которое учитывается с целью сокращения времени летной подготовки на вертолете или FSTD более высокого уровня. При рассмотрении вопроса о квалификационной оценке FPTD эксплуатант должен использовать материалы, изложенные в части I и части III, и провести консультации с соответствующей NAA. В данном дополнении приведены полезные рекомендации в отношении квалификационных требований к такому тренажерному устройству.

2. ТРЕБОВАНИЯ

2.1 FPTD представляет собой тренажерное устройство конкретного типа вертолета, используемое для обучения выполнению четко определенных задач. FPTD не должно обеспечивать пилотирование или иметь рычаги управления полетом. Оно должно иметь, по крайней мере, одну моделируемую систему. Такое тренажерное устройство может быть разной степени сложности, а именно от самого простого до очень сложного моделирования, т. е. от простого блока управления и индикации системы управления полетом (FMS) до полноразмерной кабины летного экипажа, воспроизводящей все функции вертолета в режиме автоматического полета. Учебно-тренировочные устройства с использованием плоскопанельных индикаторов нашли широкое применение в организованных эксплуатантами центрах наземной подготовки пилотов и, в частности, в сочетании с некоторыми видами соответствующего аппаратного обеспечения, могут также успешно использоваться в качестве FPTD в рамках утвержденной учебной программы эксплуатанта.

2.2 В таблице M-1 приведены минимальные требования к такому тренажерному устройству. В первой колонке таблицы указан номер требования из таблицы добавления A к данной части руководства. Требования к валидационным испытаниям отсутствуют. Предполагается оценивать тренажерное устройство путем проведения применимых испытаний, перечисленных в добавлении C к части III.

2.3 В таблице M-2 приведено описание метода учета подготовки и возможных вариантов проведения проверок при использовании тренажерного устройства. Таблица носит общий характер и охватывает большинство используемых типов вертолетов и систем. Эксплуатанту предлагается вносить изменения в таблицу, исходя из своих потребностей, дополняя с этой целью соответствующие пункты и/или исключая

ненужные требования. Эксплуатанту рекомендуется использовать таблицу М-2 для регистрации в ней всех планируемых учебных задач. В процессе квалификационной оценки FPTD NAA может принять или отклонить использование FPTD для выполнения каждой из перечисленных задач. Это позволяет избежать потерь времени на определение всех учебных задач, которые можно выполнять на данном тренажерном устройстве, если эксплуатант планирует использовать это тренажерное устройство для выполнения только ограниченного перечня задач. Данный документ считается "живым" документом, что позволяет эксплуатанту обращаться к NAA с просьбами о внесении изменений в этот документ.

Таблица М-1. Требования к FPTD

Добавление А №	*ТРЕБОВАНИЕ*	*ПРИМЕЧАНИЯ*
1.1	КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	
	Открытая, закрытая или воспринимаемая как закрытая зона кабины летного экипажа с похожими на вертолетные, основными и вспомогательными рычагами управления полетом, рычагами управления двигателем и несущим винтом, оборудованием, системами, приборами, пультами и соответствующими органами управления, обеспечивающими выполнение учебных задач, которые смонтированы в пространственной конфигурации, аналогичной моделируемому вертолету	Установленные компоненты должны быть совместимыми и функционировать согласованно. Допустимо использование электронных изображений приборов FPTD и/или панелей приборов на экранах дисплеев с установкой или без установки физических накладок или масок. В случаях, когда для обучения требуются входные воздействия пилота, рычаги управления должны быть действующими. Воспроизводимые на экране дисплея приборы не должны характеризоваться наличием квантования (ступенчатости). В случае установки похожих на верто-летные рычагов управления, приборов и оборудования, это означает, что они соответствуют моделируемому вертолету. Если FPTD реконфигурируемые, то некоторые из них должны меняться в случае изменения конфигурации. АЗС, требующиеся для обучения, должны воспроизводить функции АЗС, установленные в вертолете, и эффекты должны быть точными. Размещение щитков АЗС в случае их наличия не обязательно должно быть пространственно точным. АЗС, отображаемые на плоскопанельных индикаторах, должны быть "функционально типовыми", чтобы обеспечить получение зачетных баллов при оценке знаний процедур (см. таблицу М-2 ниже)

Добавление А №	*ТРЕБОВАНИЕ*	*ПРИМЕЧАНИЯ*
1.2	РАЗМЕЩЕНИЕ КРЕСЕЛ	
	Положения кресел членов летного экипажа должны соответствовать имитируемому вертолету и обеспечивать пилотам типовое расчетное положение их глаз и положение относительно рычагов управления, если они установлены, и, если применимо, относительно оборудования и приборов Кроме кресел членов летного экипажа и рабочего места инструктора должны быть еще два удобных кресла для наблюдателя и инспектора NAA	В качестве кресел могут использоваться даже обыкновенные стулья
1.3	ОСВЕЩЕНИЕ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	
	Освещение панелей управления и приборов должно быть достаточным для выполнения учебных задач	
2.	МОДЕЛЬ ПОЛЕТА	
2.1	К устройству не предъявляется требование моделирования полетов, но, если это применимо, то моделируемые аэродинамические характеристики и двигатели должны быть в целом типовыми для имитируемого вертолета и достаточно адекватно воспроизводиться для обеспечения планируемой подготовки.	
4.0	СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЕТА (ATA)	
4.1	РАБОТА СИСТЕМ В ШТАТНЫХ, НЕШТАТНЫХ И АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ	
	Системы вертолета, воспроизводимые на FPTD, должны имитировать работу систем вертолета и их взаимодействие, как на земле, так и в полете, если это применимо. Как минимум должна воспроизводиться одна система вертолета	После включения соответствующие системы должны функционировать по командам члена летного экипажа и при этом не требуется дополнительных командных сигналов с органов управления рабочего места инструктора. Требование о работе в другом режиме, кроме штатного, не предъявляется, если только этого не требуется в соответствии с утвержденной учебной программой эксплуатанта.
4.2	ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ	
	По мере необходимости все соответствующие показания приборов, задействованные в моделировании вертолета, должны автоматически реагировать на перемещения членом летного экипажа рычагов управления или команды устройств автоматического управления полетом, включая автопилот	Не требуется, чтобы тренажерное устройство обеспечивало имитирование пилотирования
4.3	СИСТЕМЫ СВЯЗИ, НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ, СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДАЮЩЕЙ И АВАРИЙНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ	
	В случае установки на тренажерном устройстве оборудования связи, навигационного оборудования и оборудования предупредительной и аварийной сигнализации, оно должно быть таким как на вертолете и функционировать в пределах допусков, установленных для такого оборудования	В случае установки такого же, как на вертолете оборудования связи, навигационного оборудования и оборудования предупредительной и аварийной сигнализации, то, как минимум, оно должно быть таким же, как и на моделируемом вертолете. Если FPTD реконфигурируемое, то некоторые части его оборудования могут меняться в случае изменения конфигурации

Добавление А №	*ТРЕБОВАНИЕ*	*ПРИМЕЧАНИЯ*
5.	РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЯ НА НИХ	
5.3	ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ	
	В случае установки системы управления полетом она должна быть такой же, как и на вертолете и обеспечивать основное управление вертолетом с соответствующей индикацией в кабине летного экипажа. Обратной связи по усилиям на рычагах управления не требуется	В случае установки, рычаги управления полетом в соответствии с добавлением А должны моделироваться, как минимум, с уровнем адекватности "G" и в любом случае рычаги управления полетом должны быть такими же, как и на моделируемом вертолете
6.	ЗВУКОВЫЕ ЭФФЕКТЫ	
6.1	СИСТЕМА ИМИТАЦИИ ЗВУКОВ	
	В случае установки такой системы, любые значительные шумы и звуки в кабине летного экипажа, моделируемые при выполнении полетов в штатном и нештатном режимах, должны соответствовать имитируемому вертолету, и могут включать в себя звуки, создаваемые двигателем, трансмиссией, несущим винтом и планером, а также звуки, возникающие в результате действий пилота или инструктора	В случае установки такой системы, согласно добавлению А акустические шумы должны воспроизводиться, как минимум, с уровнем адекватности "G", но звуки должны быть точно такими, как на моделируемом вертолете. ЗОС не требуется
6.4	УРОВЕНЬ ГРОМКОСТИ ЗВУКОВ	
	Регулятор громкости звука должен иметь индикацию устанавливаемых уровней громкости, соответствующую всем квалификационным требованиям. Максимальный уровень громкости должен соответствовать реальному уровню громкости, согласованному при проведении первоначальной квалификационной оценки. Если максимальный уровень громкости не установлен, то инструктору должна предоставляться индикация о нештатной установке	Если система имитации звуков установлена
7.	ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	Не требуется, но если такая система установлена, то она, как минимум, должна соответствовать требованиям к воспроизведению визуальных эффектов на уровне адекватности "G", приведенным в добавлениях А, В и С
10	ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – НАВИГАЦИЯ	
	Если применимо, то должна быть установлена база навигационных данных о соответствующих средствах и процедурах вылета, полета по маршруту и захода на посадку в зоне планируемых полетов. Должно обеспечиваться использование навигационных средств в пределах или зоне прямой видимости без ограничений и в соответствии с географическим районом	Базу навигационных данных следует поддерживать в рабочем состоянии, регулярно обновляя ее в соответствии с требованиями NAA к такой системе
13.	ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – УВД (РЕЧЕВАЯ СВЯЗЬ)	Не требуется, но если такая система установлена, то она, как минимум, должна соответствовать требованиям к воспроизведению эффектов внешней обстановки – УВД на уровне адекватности "G", приведенным в добавлениях А, В и С

Добавление А №	*ТРЕБОВАНИЕ*	*ПРИМЕЧАНИЯ*
14	ПРОЧИЕ	
14.2	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА РАБОЧЕМ МЕСТЕ ИНСТРУКТОРА	
	Органы управления инструктора для ввода всех переменных параметров системы, замороженных состояний, перезагрузки данных и отказов для имитации, по мере необходимости, нештатных или аварийных ситуаций	
14.4	ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ КОМПЬЮТЕРА	
	Производительность, точность, разрешающая способность и динамические характеристики компьютера FPTD должны быть достаточными для обеспечения в полной мере адекватности воспроизведения характеристик, необходимых для выполнения планируемых учебных задач	
14.6	ОБНОВЛЕНИЕ АППАРАТНОГО И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ FPTD	
	Постоянное и своевременное обновление аппаратного и программного обеспечения FPTD по рекомендациям изготовителя FPTD в тех случаях, когда это влияет на эффективность обучения и/или безопасность	
14.7	ЕЖЕДНЕВНАЯ ПРЕДПОЛЕТНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ	
	Ведение ежедневной предполетной документации в бортовом журнале, либо в другом документе, доступном для просмотра	

Примечание. Непоследовательная нумерация в первой колонке таблицы М-1 соответствует нумерации требований, перечисленных в добавлении А.

Таблица М-2. Предлагаемый перечень учебных задач и тестирования для FPTD (Наименование компании) идентификационный номер FPTD

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ

N – устройство не пригодно или не применимо для выполнения учебной задачи
1 – пригодно для обучения знаниям процедур и алгоритмов действий
2 – пригодно для обучения навыкам в рамках учебной задачи (Т)
3 – пригодно для обучения навыкам пилотирования и их тестирования в рамках задачи по профессиональной подготовке (ТР)

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Подготовка к полету			
Функциональная проверка (предполетный осмотр)			
Предполетный осмотр кабины экипажа			
Проверки перед запуском двигателя			
Программирование системы автоматического управления вертолетом			
Настройка навигационных средств и связного оборудования			

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Действия на земле (перед взлетом)			
Запуск и опробование ВСУ/двигателя			
Штатный запуск			N
Альтернативные процедуры запуска			N
Нештатные случаи запуска и выключения			N
Запуск/включение муфты сцепления и разгон несущего винта			
Запуск/включение муфты сцепления и разгон несущего винта		N	N
Включение муфты сцепления воздушного винта		N	N
Проверка систем после запуска			N
Руление на земле			
Трение в ручке управления общим шагом /ручке управления циклическим шагом		N	N
Усилия при рулении/подаче входного воздействия на ручку управления циклическим шагом		N	N
Функционирование тормозов (в штатном, нештатном, аварийном режиме)		N	N
Управление на земле		N	N
Руление/управление на воде (если применимо)		N	N
Действия при стопорении хвостового/носового колеса			
Средства руления (например, движущаяся карта)			
Проверки перед взлетом			N
Прочие			
Руление – висение/руление по воздуху			
Характеристики на взлете		N	N
Характеристики висения, реакция двигателя и пилотажных приборов			
В зоне влияния земли (IGE)		N	N
Вне зоны влияния земли (OGE)		N	N
Проверки мощности на режиме висения			
В зоне влияния земли (IGE)		N	N
Вне зоны влияния земли (OGE)		N	N
Развороты в режиме висения			
Развороты вокруг точки		N	N
Развороты относительно носовой части		N	N
Развороты относительно хвостовой части (полет по малому кругу)		N	N
Эффект компенсации крутящего момента несущего винта/эффект путевого управления		N	N
Тенденция при горизонтальном перемещении		N	N
Висение в отсутствие ветра/при встречном/боковом/ попутном ветре		N	N

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Критический азимут		N	N
Руление по воздуху/разгон/поступательный полет			
Прямолинейный горизонтальный полет		N	N
Полет вбок		N	N
Полет хвостом вперед		N	N
Взлет и вылет			
Штатный			
С земли		N	N
Из режима висения			
CAT A и/или по профилям PC1/PC2 для всех сертифицированных профилей		N	N
CAT B или по профилю PC3		N	N
Взлет с разбегом ("по-самолетному")		N	N
При боковом/попутном ветре		N	N
С максимальными характеристиками		N	N
С максимальной сертифицированной взлетной массой		N	N
С площадки ограниченных размеров		N	N
Взлет с площадки с уклоном		N	N
Высота пролета препятствий		N	N
Взлет с вертодрома с возвышением/платформы/ вертолетной палубы/высокорасположенной платформы		N	N
Вертикальный взлет		N	N
Управление системами автоматизации			N
Переход к прямолинейному горизонтальному полету		N	N
Проверки после вылета			
Действия в нештатных/аварийных ситуациях			
Отказ двигателя		N	N
Прерванный взлет			
Над сушей		N	N
Над водой (если установлен поплавок)		N	N
CAT A и/или по профилям PC1/PC2			
Отказ двигателя до точки принятия решения о взлете (TDP)		N	N
Отказ двигателя в точке принятия решения о взлете (TDP) или после нее		N	N
Вылет по приборам			N
Прочие			
Набор высоты			
Штатный			N
Высота пролета препятствий		N	N

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Максимальная скороподъемность		N	N
Оптимальный угол набора высоты		N	N
Вертикальный набор высоты		N	N
С одним неработающим двигателем		N	N
Выравнивание			N
CAT A и/или по профилям PC1/PC2 для всех сертифицированных профилей с отказом двигателя на высоте до 300 м (1000 фут) над превышением вертодрома		N	N
Прочие			
Крейсерский полет			
Летно-технические характеристики			
Прямолинейный горизонтальный полет			N
Полет на малой скорости (не ниже ETL скорости)		N	N
Разгон и торможение			N
Предупреждение о высокой скорости			N
Развороты			
Штатные			N
Стандартные развороты (разворот на 180° за две минуты, разворот на 180° за одну минуту и разворот на 180° за полминуты)			N
Крутые развороты (с углом крена 30° и 45°)		N	N
Эффекты обратимости сервоприводов органов управления полетом		N	N
Снижение и прибытие			
Штатное снижение			N
С максимальной скоростью снижения		N	N
На авторотации			
С прямой		N	N
С разворотами		N	N
В приборных метеоусловиях (IMC)		N	N
Снижение до посадки		N	N
Восстановление тяги		N	N
Прибытие по приборам			N
Заход на посадку и посадка по приборам			
Точный заход на посадку до относительной высоты (DH)/ абсолютной высоты (DA) принятия решения (со всеми работающими двигателями)			
С использованием системы посадки по приборам (ILS)			
Категория I (CAT I) – с использованием автопилота			N
Категория I (CAT I) – в ручном режиме			N

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
С пилотажным командным прибором			N
Без пилотажного командного прибора			N
Категория II (CAT II)			
С совмещенным управлением (по 3 осям)			N
С управлением общим шагом (по 4 осям)			N
С использованием дифференциальной глобальной системы определения местоположения(DGPS)/системы посадки GLS			N
РЛС точного захода на посадку (PAR)			N
Системы HUD/EFVS			N
Прочие			
Точный заход на посадку с одним неработающим двигателем		N	N
Неточный заход на посадку до минимальной высоты принятия решения (со всеми работающими двигателями)			
С использованием автопилота			
Заход на посадку с использованием обзорной РЛС			N
Система захода на посадку с помощью бортовой РЛС			N
С помощью всенаправленного радиомаяка (NDB)			N
С помощью всенаправленного ОВЧ радиомаяка/ ОВЧ-радиомаяка и дальномерного оборудования/ системы TACAN			N
С помощью систем RNAV/RNP/GNSS/RNP APCH/ RNP APCH AR/PINS			N
С помощью курсового радиомаяка системы посадки по приборам (курсового радиомаяка), обратного курса или курсового радиомаяка			N
С помощью курсового радиомаяка смещения системы посадки по приборам/упрощенного курсового маяка			N
Заход на посадку по кругу (перед видимым участком)			N
Без использования автопилота			
С использованием пилотажного командного прибора			
Заход на посадку с помощью бортовой РЛС			N
С помощью всенаправленного радиомаяка (NDB)			N
С помощью всенаправленного ОВЧ радиомаяка/ ОВЧ-радиомаяка и дальномерного оборудования/ системы TACAN			N
С помощью систем RNAV/RNP/GNSS/RNP APCH/ RNP APCH AR/PINS			N
С помощью курсового радиомаяка системы посадки по приборам (курсового радиомаяка), обратного курса или курсового радиомаяка			N
С помощью курсового радиомаяка смещения системы посадки по приборам/упрощенного курсового маяка			N
Заход на посадку по кругу (перед видимым участком)			N

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Без использования пилотажного командного прибора			
Заход на посадку с использованием обзорного радиолокатора			N
Заход на посадку с помощью бортовой РЛС			N
С помощью всенаправленного радиомаяка (NDB)			N
С помощью всенаправленного ОВЧ радиомаяка/ ОВЧ-радиомаяка и дальномерного оборудования/ системы TACAN			N
С помощью систем RNAV/RNP/GNSS/RNP APCH/ RNP APCH AR/PINS			N
С помощью курсового радиомаяка системы посадки по приборам (курсового радиомаяка), обратного курса или курсового радиомаяка			N
С помощью курсового радиомаяка смещения системы посадки по приборам/упрощенного курсового маяка			N
Заход на посадку по кругу (перед видимым участком)			N
Системы HUD/EFVS			N
Уход на второй круг			
Со всеми работающими двигателями, с использованием совместно ручного управления и автопилота			N
С неработающим(ми) двигателем(ями), с использованием совместно ручного управления и автопилота			N
При отказе автопилота/системы повышения устойчивости			N
Неточные заходы на посадку с одним неработающим двигателем		N	N
Визуальные заходы на посадку			
Штатные			
С системой визуальной индикации глиссады (VASIS)/указателем траектории точного захода на посадку (PAPI)		N	N
Без систем VASIS/PAPI		N	N
По крутой траектории		N	N
По пологой траектории		N	N
На посадочную площадку с возвышением		N	N
На вертолетную палубу или платформу нефтяной вышки		N	N
На площадку ограниченных размеров		N	N
При боковом/попутном ветре		N	N
Визуальный полет по кругу и переход к посадочному маневру после выполнения захода на посадку по приборам		N	N
Быстрое торможение		N	N
Заход на вынужденную посадку		N	N
Переход к висению		N	N
Системы HUD/EFVS			N

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Прочие			
Прерванная посадка			
Со всеми работающими двигателями		N	N
С одним неработающим двигателем		N	N
Прерванная посадка на платформу буровой вышки или палубу корабля		N	N
По категории (CAT A) или по профилям PC1/PC2 для всех сертифицированных профилей начиная с высоты 300 м (1000 фут) над превышением вертодрома до или после точки принятия решения о посадке (LDP)		N	N
Переход к посадке/приземление			
Из режима висения		N	N
Посадка с пробегом		N	N
На площадку с уклоном		N	N
При боковом/попутном ветре		N	N
На возвышенную площадку/платформу/вертолетную палубу/высокорасположенную площадку		N	N
Из визуального захода на посадку		N	N
Из захода на посадку по приборам		N	N
Из режима авторотации		N	N
Полет по категории (CAT A) (профили PC1/PC2)			
Посадка при отказе двигателя до точки принятия решения о посадке		N	N
Посадка при отказе двигателя в точке принятия решения о посадке или после нее		N	N
Выключение двигателя и постановка на стоянку (включая соответствующие проверки)			
Функционирование двигателя и систем			
Функционирование стояночного тормоза			
Отключение несущего винта и торможение			N
Функционирование тормоза несущего винта			N
Прочие			
Любой этап полета			
Система кондиционирования и вентиляции			
Автопилот и пилотажный командный прибор			
Динамические характеристики штатного полета			N
Динамические характеристики нештатного полета		N	N
Система повышения устойчивости			
Динамические характеристики штатного полета			N
Динамические характеристики нештатного полета		N	N

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Связь			
Электрическая система			
Систем обнаружения пожара и задымления и пожаротушения			
Рычаги управления полетом			
Динамические характеристики штатного полета			N
Динамические характеристики нештатного полета		N	N
Компьютерные системы управления полетом (ССН)			
Динамические характеристики штатного полета			N
Динамические характеристики нештатного полета		N	N
Стабилизатор/цельноповоротный стабилизатор			
Динамические характеристики штатного полета			N
Динамические характеристики нештатного полета		N	N
Топливная и масляная системы			
Гидравлическая система			
Динамические характеристики штатного полета			
Динамические характеристики нештатного полета		N	N
Антиобледенительная/противообледенительная системы			
Шасси			
Штатное функционирование			
Функционирование в особом/аварийном режиме/ поплавков			N
Система освещения			
Кислородная система			
Пневматическая система			
Вспомогательная силовая установка (ВСУ)			N
Двигатель			
Динамические характеристики штатного полета			N
Динамические характеристики нештатного полета		N	N
Трансмиссии			
Динамические характеристики штатного полета			N
Динамические характеристики нештатного полета		N	N
РЛС			
Системы предотвращения столкновений/системы раннего предупреждения о близости земли (системы HTAWS, EGPWS, GPWS, TCAS)			N
Индикация полетных данных /световая сигнализация			
Системы управления полетом и наведения			
Индикатор пилотажного командного прибора/индикаторы системы			
Обычный			N

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Индикатор на лобовом стекле (HUD), (включая систему EFVS, если применимо)			N
Навигационные системы			
Обход сдвига ветра		N	N
Электронный полетный планшет (ЭПП)		N	N
Электронные контрольные перечни			
Для штатных полетов			
Для полетов в нештатных/аварийных ситуациях		N	N
Системы, активируемые голосом			
Прочие			
Порядок действий в воздухе и неисправности			
Полет в режиме ожидания			
Предотвращение опасных ситуаций в полете			N
Быстрое торможение		N	N
Удары несущего винта по упорам на валу		N	N
Потеря путевого управления		N	N
Потеря эффективности компенсирования крутящего момента несущего винта		N	N
Вихревое кольцо/крутое снижение с попаданием в режим вихревого кольца		N	N
Земной резонанс		N	N
Авторотация		N	N
Авторотация в ПМУ		N	N
Непреднамеренное попадание в ПМУ			N
Вывод из сложного пространственного положения		N	N
Частично функционирующие приборы на приборной панели			N
Обледенение несущего винта, планера и двигателя		N	N
Посадка на воду		N	N
Сдвиг ветра/микропорывы			N
Бортовая метеорологическая РЛС			N
Отказ двигателя – повторный запуск			N
Прочие			
Неисправность системы повышения устойчивости в полете		N	N
Неисправность автопилота в полете		N	N
Пожар в двигателе			
На земле			N
Пожар тормоза несущего винта			N
В режиме висения		N	N
Пожар в прямолинейном полете			N

Мероприятие	*1*	*2*	*3*
Неисправности двигателя		N	N
Пожар и задымление планера		N	N
На земле			N
В режиме висения		N	N
Пожар и задымление планера в прямолинейном горизонтальном полете			N
Отказ двигателя до критической точки принятия решения/прерванный взлет		N	N
Отказ двигателя в критической точке принятии решения/ или после нее (для многодвигательных вертолетов)		N	N
Заход на посадку и уход на второй круг по приборам с одним неработающим двигателем		N	N
Заход на посадку и посадка по приборам с одним неработающим двигателем		N	N
Авторотация до посадки с выключенным двигателем		N	N
Начальное вихревое кольцо/потеря мощности на высоте		N	N
Начальное вихревое кольцо/потеря мощности при заходе на посадку		N	N
Обнаружение стружки в основном/ промежуточном редукторе/редукторе хвостового винта/предупреждение об уровне давления масла в режиме висения			N
Обнаружение стружки в основном/ промежуточном редукторе/редукторе хвостового винта/предупреждение об уровне давления масла в прямолинейном горизонтальном полете			N
Отказ гидросистемы в режиме висения		N	N
Отказ гидросистемы в прямолинейном горизонтальном полете			N
"Закусывание" гидроусилителя (сервопрозрачность)		N	N
Отказ приборного оборудования/системы индикации в визуальных метеоусловиях			N
Отказ приборного оборудования/системы индикации в приборных метеоусловиях			N
Отказ системы постоянного тока			N
Отказ системы переменного тока			N
Отказ аккумуляторной батареи			N
Полный отказ системы электроснабжения			N
Отказ системы перекачки топлива			
Неисправность системы подачи топлива			N
Неисправность шасси			N
Неисправность в системе совмещенного управления		N	N
Неисправность в системе раздельного управления		N	N
Отказы блока управления двигателем		N	N
Прочие			

Рабочее место инструктора (РМИ)		Да	Нет
Переключатель(и) питания			
Состояния (условия, режимы) вертолета:			
Масса, положение центра тяжести, количество топлива и т. д.			
Состояние систем вертолета			
Функции наземного экипажа			
Аэродромы и посадочные площадки:			
Количество и выбор	№:		
Выбор ВПП			
Состояние поверхности ВПП (и других объектов)			
Предварительно установленные положения			
Ручки управления освещением			
Управление параметрами окружающей обстановки:			
День/ночь/сумерки или рассвет			
Облачность (нижняя и верхняя кромка)			
Видимость			
Дальность видимости на ВПП			
Температура			
Направление и скорость ветра			
Неисправности систем вертолета			
Задание/отмена			
Сброс/восстановление неисправностей			
Блокировка, замораживание, изменение положения:			
Задачи: замораживание/пуск			
Положение: замораживание/пуск			
Изменение положения			
Управление скоростью движения по земле			
Дистанционное рабочее место инструктора			
Управление акустическими эффектами			
Вкл./выкл./плавное изменение			
Места наблюдателей			

Дополнение N

МЕТОД ОЦЕНКИ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ С ПОМОЩЬЮ АЛЬТЕРНАТИВНОЙ ЛИНИИ ОТСЧЕТА

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

При оценке динамических характеристик системы управления полетом их периоды, амплитуды и допустимые отклонения определяются относительно исходной линии, представляющей собой установившееся значение положения рычага управления. Такой выбор делается, исходя из предположения, что в ходе испытания установившееся значение будет характерно для исходного положения рычага управления. Для стандартных необратимых систем управления такое предположение чаще всего оказывается верным. Однако для обратимых систем управления, к примеру, воздействие аэродинамических сил на поверхности управления влияет на исходное фактическое положение рычага управления[1]. При проведении испытания динамических характеристик исходное положение рычага управления будет меняться в зависимости от изменения условий полета. В этом случае фактическое исходное положение и установившееся значение в конце испытания не эквивалентны. При оценке могут возникнуть проблемы, если на протяжении всего процесса оценки динамических характеристик применяются допуски на основе установившегося значения, так как они могут стать неправильными.

2. АЛЬТЕРНАТИВНАЯ ЛИНИЯ ОТСЧЕТА

2.1 В подобных случаях может использоваться альтернативная линия отсчета, позволяющая лучше аппроксимировать реальное исходное положение рычага управления в переходном процессе. Эту линию отсчета определяют таким образом, как это описано ниже.

2.2 На кривой положения рычага управления определить серединные точки ("медианы"), которые определяются как точки, расположенные на равном расстоянии по высоте между двумя последовательными пиками амплитуды, измеренными вертикально (см. рис. N-1). В качестве последней точки медианы берется первая точка, где заканчивается динамический процесс реакции на управляющее воздействие, а не точка, расположенная посередине между последним пиком амплитуды и точкой окончания динамического процесса.

2.3 Соединив соседние серединные точки, получим *"линию медиан".* Для определения точек отсчета, необходимо провести вертикальную линию, проходящую через пик амплитуды до пересечения с линией медиан (см. рис. N-2).

2.4 Первой точкой отсчета считается последнее положение рычага управления перед началом воздействия. В случае отсутствия этих данных следует построить горизонтальную проекцию первой имеющейся точки отсчета на ноль времени. Последней точкой отсчета является последняя точка медианы.

---

1. Исходное положение определяется как положение, в котором лопасть без усилий со стороны пилота (освобожденная) в конце концов остановится. На ее положение могут оказывать или не оказывать влияние аэродинамические условия, конфигурация вертолета (шасси убраны или выпущены) и ускорения, воздействию которых он подвергается. Исходное положение рычага управления зависит от типа системы управления вертолетом. Как правило, такому влиянию подвержены обратимые системы управления, а необратимые – нет. Текущее исходное положение определяется как теоретическое исходное положение в конкретный момент времени и при тех же условиях в данный момент.

2.5 Для получения альтернативной линии отсчета необходимо соединить все точки отсчета и присоединить к ней последний "нединамический" отрезок (см. рис. N-2).

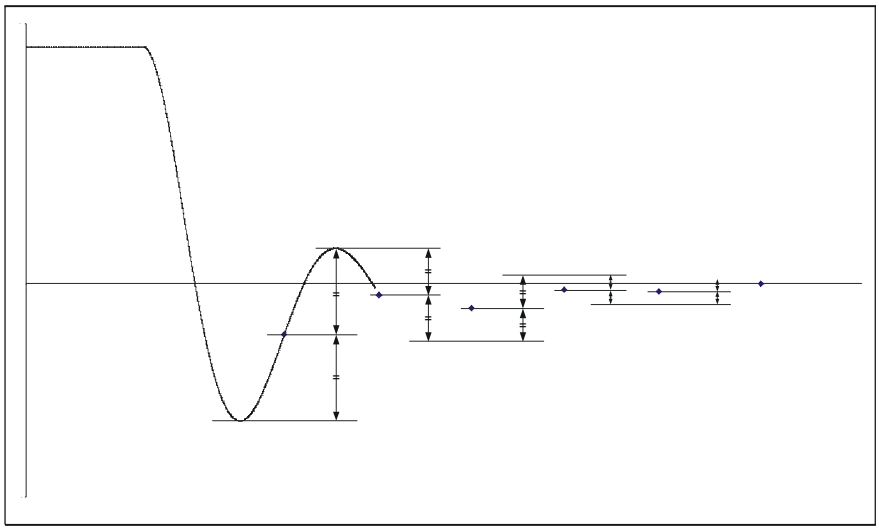


Рис. N-1. Определение серединных точек

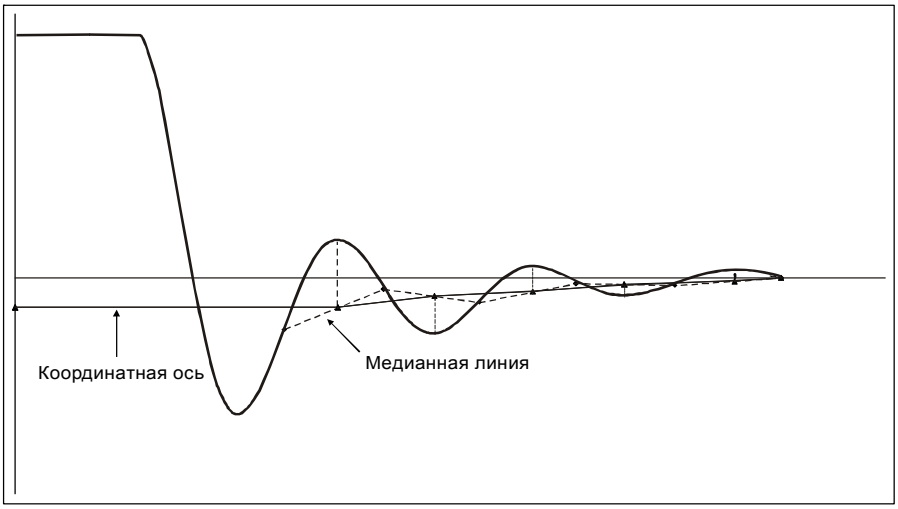


Рис. N-2. Построение окончательной альтернативной линии отсчета

3. ДОПУСКИ

Окончательную альтернативную линию отсчета (см. рис. N-3) можно использовать для расчета обычных допусков, указанных в п. 3.2.2.2 добавления B к настоящей части руководства. Не следует забывать, что зона допустимых отклонений $T(A_d)$ должна находиться от альтернативной линии отсчета на расстоянии 5 % от A_d или 0,5 % к общему ходу рычага управления (от упора до упора). Следовательно, ее форма будет повторять альтернативную линию отсчета.

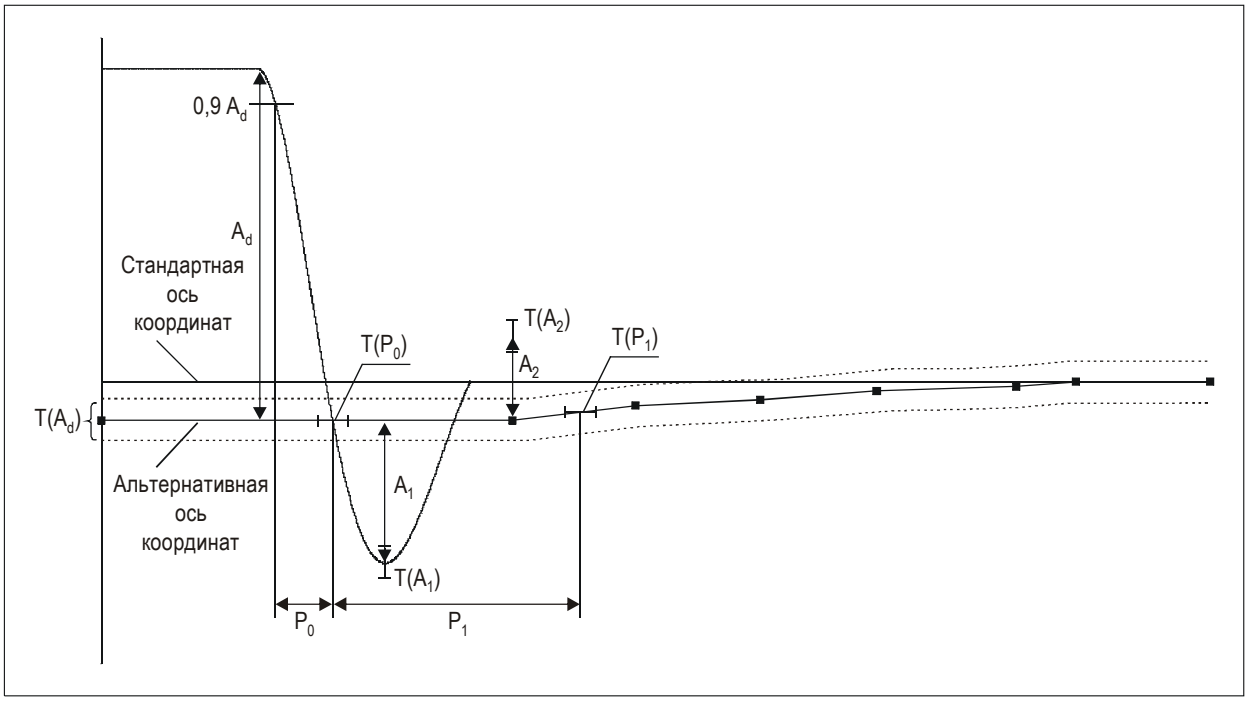


Рис. N-3. Допуски, применяемые при использовании альтернативной линии отсчета

Дополнение О

РЕКОМЕНДАЦИИ ПО ИМИТАЦИИ ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД

Как известно, для системы самого высокого уровня адекватности моделирования характеристик (уровень адекватности S – высокий), в настоящее время в организациях отрасли, занимающихся моделированием и тренажерной подготовкой, ведутся разработки новых прикладных технологий и требований к подготовке пилотов, способных обеспечить моделирование системы управления воздушным движением (УВД) на FSTD. Однако до сих пор системы моделирования УВД на самом высоком уровне для FSTD находятся на этапе разработки. Соответствующий инструктивный материал будет подготовлен и опубликован в обновленном издании данного документа после того, как будет накоплен достаточный опыт, и представители отрасли проведут экспертизу требований.

В добавлениях A, B и C к части III настоящего документа приведены предварительные материалы, касающиеся требований к имитации условий УВД и проведения соответствующих испытаний, которые в настоящее время еще не могут считаться директивными для квалификационной оценки FSTD. Материалы этих трех добавлений следует использовать в отрасли в качестве рекомендаций в отношении дальнейшей разработки моделирования системы УВД для FSTD.

Дополнение P

РУКОВОДСТВО ПО ВИБРАЦИЯМ

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

1.1 Обратная связь по движению в вертолетах имеет широкую полосу частот и амплитуд, и состоит из воспроизведения сигналов, варьирующихся в пределах от длительно действующих ускорений до высокочастотных колебаний, возбуждаемых гармониками несущего винта. Вибрации на вертолетах, кроме создания напряженной рабочей обстановки, определяют динамическую обратную связь пилотов с несущим винтом, которая является критической с точки зрения их способности управлять вертолетом. В результате штатные или нештатные условия полета ощущаются пилотами через уровни и амплитуды вибраций и являются неотъемлемой частью полета вертолета. Неисправности несущего винта или такие условия, как обледенение либо повреждения, могут быстро определяться субъективно путем ощущения пилотом увеличения уровней вибрации и изменения характеристик.

1.2 Окружающая обстановка при обучении на FSTD должна моделироваться с высоким уровнем адекватности воспроизведения характеристик и реалистичным уровнем вибраций, что повышает эффективность обучения. Вибрации, которые точно смоделированы и согласованы с визуальными и звуковыми эффектами систем вертолета, гарантируют, что пилот овладеет надлежащими навыками управления, так как он испытывает характерные рабочие нагрузки.

1.3 Признавая важность вибрационных эффектов для подготовки пилотов вертолетов, важно отметить, что подобные эффекты на FSTD могут воспроизводиться с помощью нескольких типов устройств с разной степенью сложности и различными уровнями адекватности моделирования характеристик, начиная от вибрирующего кресла с использованием механической или акустической приводной системы, и заканчивая вибрирующей платформой с тремя степенями свободы (3 DOF) в дополнение к системе подвижности кабины летного экипажа, которая может быть установлена на FSTD. Хотя в настоящем дополнении рассматриваются различные варианты интеграции вибрационной платформы с тремя степенями свободы в FSTD, оборудованном системой подвижности, необходимо иметь в виду, что даже FSTD с более низким уровнем адекватности воспроизведения характеристик может быть оборудовано довольно простой вибрационной системой, которая обеспечивает создание постоянной вибрационной обстановки и, в особенности, переходов между переменными эффектами, связанными с изменениями условий полета или нештатными ситуациями, которые важны с точки зрения распознавания и понимания обучаемым пилотом ситуаций, в которых он должен быть обучен умело действовать и адекватно реагировать.

1.4 Три характеристики вибраций должны точно воспроизводиться для создания аутентичной окружающей обстановки в процессе полета и для восприятия пилотами типичных вибраций вертолета, а именно направления, оси и уровней вибраций. Например, направление вибраций информирует пилота, что вертолет вошел в переходное состояние между висением и горизонтальным полетом на малой скорости. Колебания вертолета являются многомерными и ощущаются как происходящие по нескольким степеням свободы одновременно. Продемонстрировано, что моделирование комбинаций из вибраций по осям X, Y и Z является очень важным для подготовки пилотов. Точное воспроизведение уровней вибраций позволяет получить субъективную информацию относительно нагрузок, которые испытывает вертолет при выполнении некоторых маневров.

2. ОГРАНИЧЕНИЯ НА ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СИСТЕМЫ ПОДВИЖНОСТИ С ШЕСТЬЮ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ ДЛЯ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ ВИБРАЦИЙ

2.1 Моделирование вибрационных эффектов для вертолетов с помощью обычной системы подвижности с шестью степенями свободы имеет ограничения. Хотя большинство систем подвижности способны воспроизводить вибрации, динамический диапазон амплитуд вибраций и частот (обычно от 3 Гц до 50 Гц) вертолетов превышает ограниченные возможности полосы пропускания синергетических систем подвижности (обычно до 10 Гц по вертикальной оси и менее 10 Гц по продольной и боковой осям).

2.2 Кроме того, применение типичных вибраций ко всей конструкции FSTD может неблагоприятно влиять на срок службы некоторых компонентов FSTD, например, системы визуализации.

3. ПРЕИМУЩЕСТВА СПЕЦИАЛИЗИРОВАННОЙ ВИБРАЦИОННОЙ ПЛАТФОРМЫ С ТРЕМЯ СТЕПЕНЯМИ СВОБОДЫ

3.1 Для повышения эффективности системы подвижности с шестью степенями свободы и обеспечения точного воспроизведения вибраций при условии минимизации нагрузок на конструкцию FSTD диапазон частот системы воспроизведения подвижности можно разделить на две части. Далее должны быть подобраны специальные устройства, каждое для воспроизведения определенного частотного диапазона. Более низкий частотный диапазон используется для управления системой подвижности, а более высокий частотный диапазон, который содержит большую часть информации о вибрации, используется для управления вибрационной платформой.

3.2 Для моделирования вибраций с тремя степенями свободы могут быть использованы два варианта:

a) Вибрационная платформа, состоящая из системы с тремя степенями свободы, разработанная специально для воспроизведения колебаний и установленная под кабиной летного экипажа, как показано на рис. P-1. Эта система объединяет в себе высокочастотную полосу пропускания, независимые оси движения (чтобы избежать перекрестных связей) и высокую степень жесткости.

b) Вибрационная платформа, состоящая из системы с тремя степенями свободы, используемая для того, чтобы обеспечить независимые от вибрации кабины летного экипажа вибрации кресел, рычагов управления и главной приборной доски. Данное решение позволяет уменьшить перемещение массы относительно полезной нагрузки и, следовательно, снижает риск возникновения резонанса.

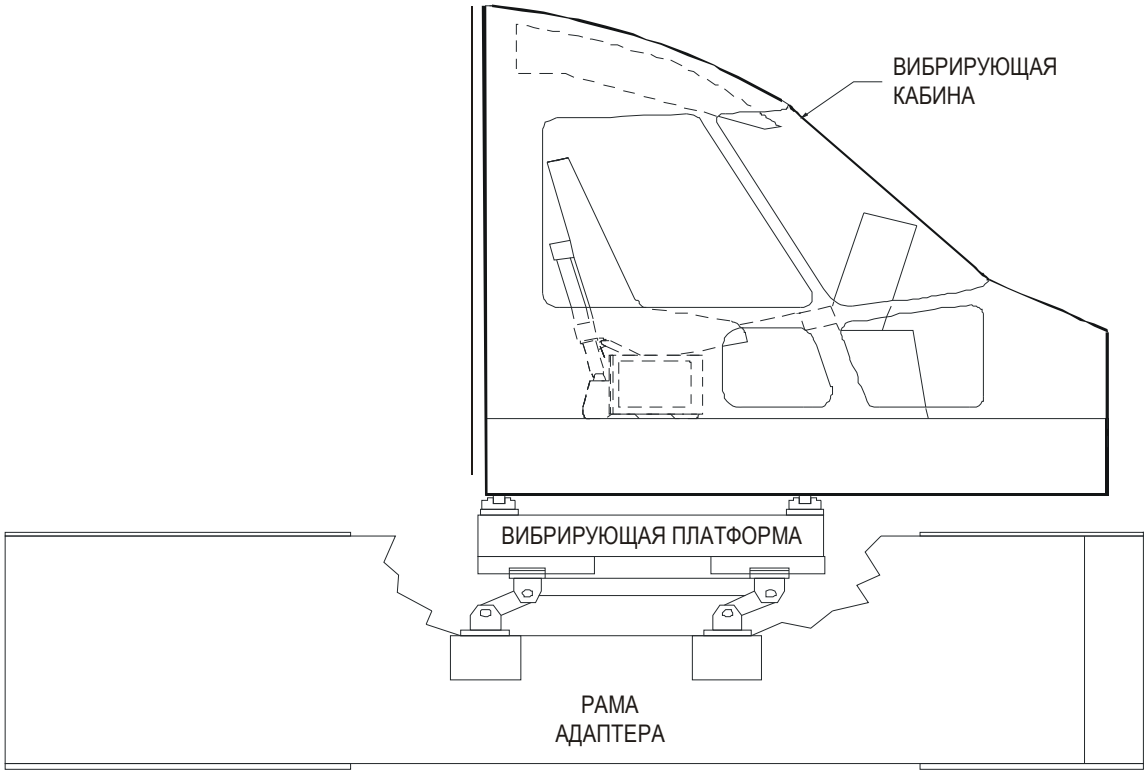


Рис. Р-1. Пример системы вибрации с тремя степенями свободы для кабины летного экипажа вертолета

Дополнение Q

МОБИЛЬНЫЕ FSTD

1. ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

Мобильный FSTD – это такой FSTD, который вместе со всем соответствующим вспомогательным оборудованием, необходимым для его автономной работы, установлен на отдельной платформе. Мобильный FSTD сконструирован таким образом, что его можно перемещать в разные места посредством выполнения ограниченной разборки или отсоединений компонентов и эксплуатировать (при условии отсутствия преднамеренного воздействия) в соответствии с его предыдущим квалификационным статусом (см. п. 2.11.5 главы 2 к части II). В зависимости от конструкции и способа транспортировки (например, по земле, по воздуху или морю) передвижение такой сложной системы может вызвать отклонение от характеристик результатов, по которым ранее была выполнена квалификационная оценка FSTD. Необходимо гарантировать, что исходные субъективные и объективные критерии останутся удовлетворительными. Вопрос о перемещении стационарных FSTD, которые в случае изменения их местоположения обычно требуют проведения новой квалификационной оценки, в данном дополнении не рассматривается.

2. ПРОТОКОЛ ПРОВЕДЕНИЯ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ МОБИЛЬНЫХ FSTD

2.1 С целью гарантировать, что базовые компоненты первоначальной оценки FSTD остаются в силе и в новом месте нахождения FSTD, NAA должна провести еще одну оценку после перемещения устройства. Если обе оценки дали положительные результаты, можно предоставить FSTD первоначальный квалификационный уровень.

2.2 Кроме того, эксплуатант FSTD должен предоставить NAA план системы управления качеством помимо плана для стандартного FSTD, который гарантирует, что учтены все аспекты мобильности. Контрольные перечни проверок, выполняемых до и после перемещения, должны быть согласованы с NAA. План системы управления качеством должен, как минимум, гарантировать следующее:

- все предписанные проверки успешно выполнены до и после каждого перемещения;
- подсистемы, которые должны отсоединяться, чтобы облегчить перемещение FSTD, осмотрены или протестированы перед началом эксплуатации устройства после каждого перемещения;
- учитываются и рассматриваются эффекты влияния внешней окружающей обстановки во время и после перемещения FSTD. Это включает эффекты, обусловленные звуками и шумами, электропитанием, заземлением, изоляцией, освещением, температурой, влажностью и т. д.;
- дополнительно учитываются действующие местные нормы и правила, касающиеся, например, пожарной сертификации, обеспечения безопасности здоровья людей и техники безопасности.

2.3 Цель NAA состоит в том, чтобы с высокой степенью уверенности обеспечить правильное функционирование FSTD после выполнения последовательных перемещений.

Дополнение R

РУКОВОДСТВО ПО ПОЛЮ ОБЗОРА СИСТЕМЫ ВИЗУАЛИЗАЦИИ И МЕТОДУ ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ

1. ПРИМЕНИМОСТЬ

1.1 Это дополнение относится ко всем FSTD, оборудованных устройством полного отображения обстановки из кабины летного экипажа, что означает, что такое изображение является видимым в форме непрерывной картины из любого места в кабине летного экипажа.

1.2 В рамках данного дополнения термин ***"коллимированное изображение"*** используется в качестве общего термина для описания системы воспроизведения, в которой созданное изображение кажется расположенным на расстоянии намного дальше от пилота, чем физические размеры системы воспроизведения. Термин "***непосредственно спроецированное изображение***" означает систему воспроизведения, которая создает изображение, действительно расположенное на экране перед пилотом.

2. ТРЕБОВАНИЯ К ПОЛЮ ОБЗОРА

2.1 Для высокого уровня адекватности ("S") воспроизведения визуальных эффектов требуется поле обзора (FOV) размером 210° по горизонтали и 60° по вертикали. Вертикальное FOV должно содержать приблизительно 1/3 изображения, расположенного выше линии горизонта, и 2/3 изображения, находящегося ниже линии горизонта, и обеспечивать наилучшее заполнение доступных областей за окнами кабины летного экипажа.

2.2 Требования к полю обзора, указанные в п. 2.1, должны охватывать большинство учебных задач. Однако в некоторых случаях требуются более широкие поля обзора для выполнения маневров, связанных с такими специфическими операциями, как воздушно-спасательные операции, медицинская эвакуация, посадка на площадку ограниченных размеров или на площадку с уклоном; взлет и посадка в особых условиях (снег, песок, пыль); взлет и набор высоты, выполняемые с платформы буровой установки или палубы корабля или заход на посадку и посадка, выполняемые на платформу буровой установки или палубу корабля.

2.3 Для типового уровня адекватности ("R") воспроизведения визуальных эффектов требуется FOV размером 180° по горизонтали и 45° по вертикали. Вертикальная зона обзора должна содержать, как правило, 1/3 изображения, расположенного выше линии горизонта, и 2/3 изображения, находящегося ниже линии горизонта.

2.4 Для базового уровня адекватности ("G") воспроизведения визуальных эффектов требуется FOV размером 45° по горизонтали и 30° по вертикали.

3. МЕТОД ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ

3.1 Предлагаются два основных типа воспроизведения.

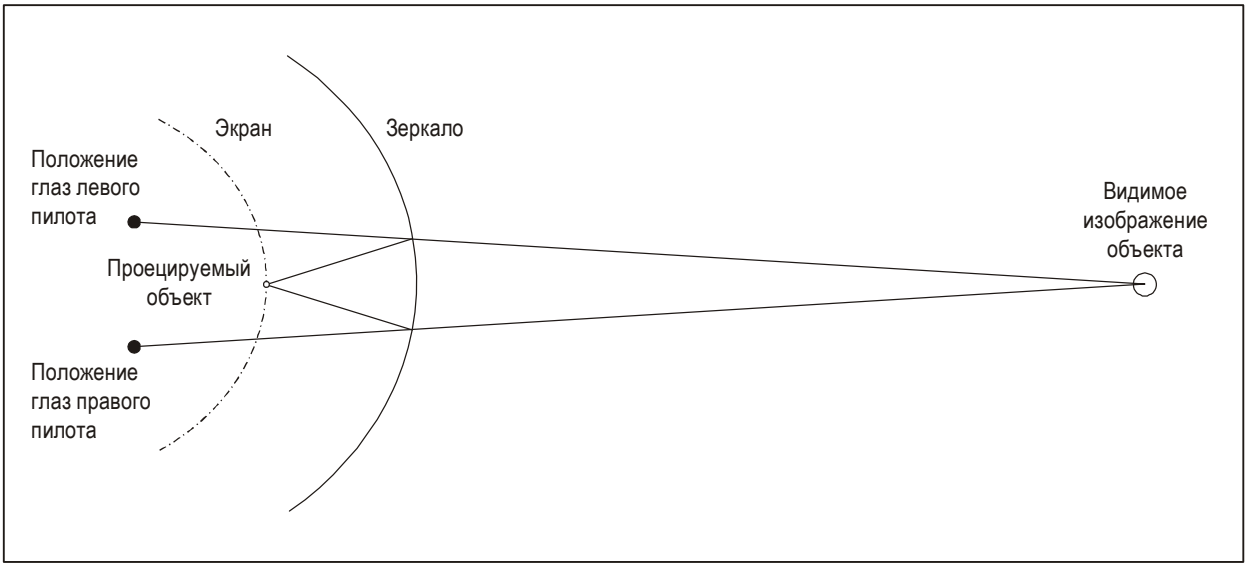


Рис. R-1 Коллимированное изображение

3.2 *Коллимированное изображение:* изображение проецируется на экран с помощью большого вогнутого зеркала, которое благодаря своему положению и кривизне помещает видимое изображение на расстоянии более 10 м (33 фут) от наблюдателя. В результате подобного воспроизведения изображение данного типа отображается на экране таким образом, как будто все объекты на визуальной картине находятся на расстоянии более 10 м (33 фут) от наблюдателя (см. рис. R-1). Поэтому, когда наблюдатель двигает головой, ему кажется, что объекты следуют за движением его головы точно так же, как и в реальном мире. Дело в том, что 10 м (33 фут) считается максимальным расстоянием, на котором возможно оценивать расстояние по бинокулярным эффектам.

3.3 *Непосредственно спроецированное изображение* проецируется прямо на экран, расположенный обычно на расстоянии 3 м от наблюдателя, и, в соответствии с требованиями к полю обзора, экран имеет цилиндрическую или сферическую форму. Изображение проецируется на экране таким образом, как будто все объекты визуальной сцены находятся на расстоянии 3 м от наблюдателя. Следует отметить, что минимальный радиус экрана и положение кабины летного экипажа относительно экрана могут определяться на основе допустимых угловых ошибок для пилота(ов). В примере на рис. R-2, если в качестве критерия выбрано смещение не более 10° для обоих пилотов одновременно, то для точки положения глаз по центру сферического экрана, когда расстояние между точками положения глаз пилотов составляет 1,168 м (46 дм), радиус экрана должен быть, как минимум, 1,168/(2*Tan10°) = 3,312 м (10,9 фут).

Примечание. В обоих случая, см. п. 3.2 и п. 3.3, перспективные соотношения между объектами в пределах изображения сохраняются правильно (хотя только для одного из пилотов в случае "непосредственно спроецированного изображения").

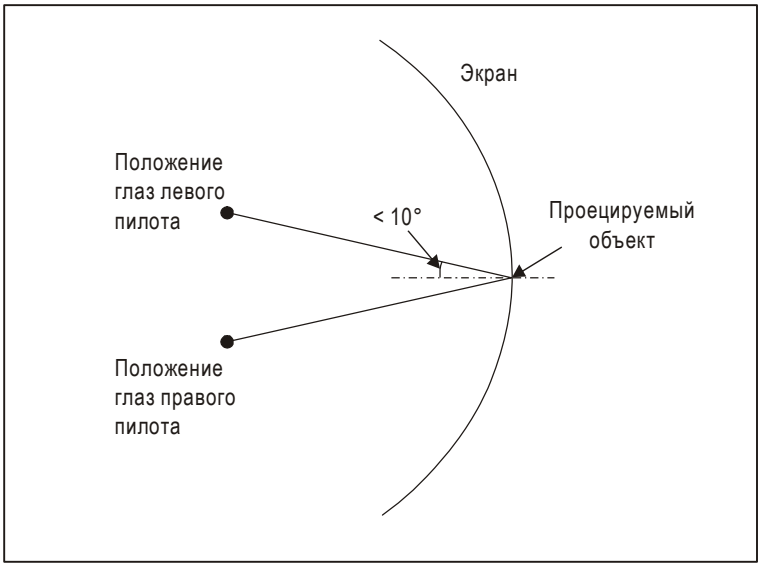


Рис. R-2. Непосредственно спроецированное изображение (выровненное по центру изображение)

4. КРИТЕРИИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕТОДА ВОСПРОИЗВЕДЕНИЯ

4.1 Каждый тип воспроизведения имеет свои особенности, причем ни один из них не может быть идеальным решением для всех учебных задач. Поэтому выбор метода воспроизведения зависит от решения, какое компромиссное решение наилучшим образом отвечает требования конкретной программы обучения.

4.2 Коллимированное изображение

4.2.1 Современные коллиматорные дисплеи имеют ограниченные поля обзора в пределах основного изображения (обычно максимум 220° x 60°). Направленная вниз зона обзора может быть увеличена для некоторых приложений благодаря использованию отдельных изображений типа "окно в передней нижней части вертолета", однако такие изображения обычно не являются идеальным решением, так как имеются разрывы между двумя зонами воспроизведения.

4.2.2 Главная особенность коллиматорного дисплея состоит в том, что оба пилота, сидящие рядом друг с другом, будут видеть объекты визуальной картины под одним и тем же углом азимута ("направление взгляда"). Это позволяет имитировать реальный мир на всех этапах полета, за исключением полета на малой скорости или при висении вблизи земли или рядом с объектом, когда периферийные визуальные эффекты начинают играть более важную роль.

4.2.3 Хотя имеются некоторые угловые ошибки, присущие оптической конструкции систем коллиматорных дисплеев, но они, как правило, находятся в пределах порядка трех градусов, поэтому этот тип воспроизведения в основном обеспечивает правильную ориентацию изображения для всех присутствующих в кабине летного экипажа лиц. Однако, по той причине, что изображение коллимируется на расстоянии более 10 м (33 фут) от наблюдателей, то когда выполняются операции вблизи земли, на некоторых частях изображения объекты, возможно, будут воспроизводиться как на расстоянии всего лишь 2,5 м (8 фут) от наблюдателя (в зависимости от размеров вертолета). В результате возникает конфликт между бинокулярными эффектами и

монокулярными статическими или подвижными визуальными эффектами. Из этих двух классов визуальных эффектов для большинства этапов полета монокулярные эффекты обычно доминируют до тех пор, пока объект распознаваем по своим размерам и форме.

4.3 Непосредственно спроецированное изображение

4.3.1 При проведении тренировок одного пилота создание непосредственно спроецированных изображений является оптимальным решением.

4.3.2 Непосредственно спроецированные изображения имеют то преимущество, что расстояние между положением глаз пилота и экраном, вероятно, будет ближе к реальности при выполнении полетов с малыми скоростями вблизи объектов или поверхности. И наоборот, если моделируемые объекты находятся на большом расстоянии, любое перемещение головы пилота приводит к тому, что удаленный объект начинает двигаться неправильно.

4.3.3 Основное ограничение непосредственно спроецированных изображений заключается в том, что они не могут быть одновременно корректными для нескольких наблюдателей. Если два пилота используют одно спроецированное изображение, которое выровнено относительно осуществляющего управление пилота (первого пилота), то у второго пилота может возникать погрешность параллакса вплоть до 20° для сферы обычного размера, как показано на рис. R-3.

4.3.4 И наконец, непосредственно спроецированные изображения позволяют обеспечивать зоны обзора больших размеров, что является рациональным решением для выполнения полетов как одним, так и двумя пилотами.

4.3.5 Приведенная на рис. R-4 блок-схема может помочь принять решение о выборе наиболее рациональной системы воспроизведения для FSTD, однако она не должна использоваться в качестве единственного способа определения наилучшего метода воспроизведения с учетом конкретных требований к обучению.

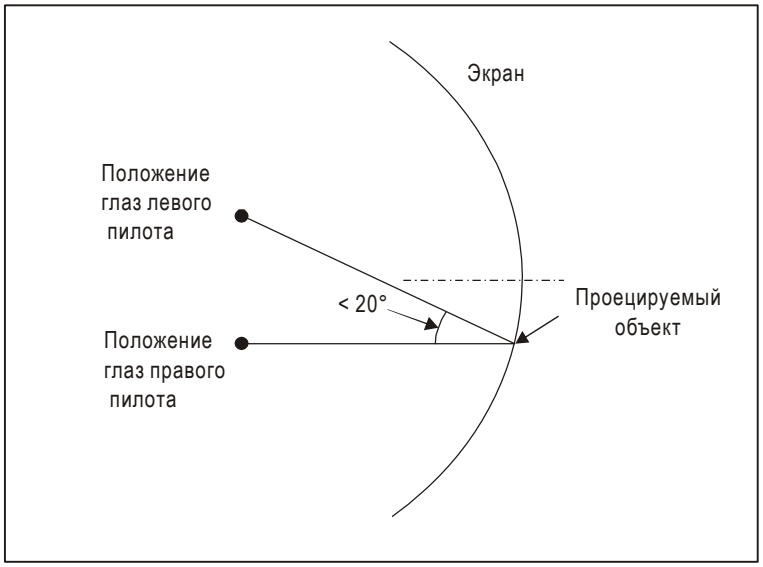


Рис. R-3. Непосредственно спроецированное изображение (изображение выровнено относительно положения глаз правого пилота)

5. РЕЗЮМЕ

5.1 Оба типа воспроизведения имеют свои преимущества, поэтому любой конкретный выбор представляет собой компромисс с целью наилучшем образом обеспечить соответствие требованиям к обучению. Возникающие проблемы могут быть в итоге сформулированы следующим образом:

- Проблемы, связанные с расстоянием до изображения, не являются единственным подлежащим рассмотрению фактором. Ни один из типов воспроизведения не является идеальным для моделирования вертолетов. Периферийные визуальные эффекты и уровень детализации визуальной сцены также играют очень важную роль. В настоящее время богатые информацией визуальные картины создаются генераторами изображений высокого качества, причем качество и степень детализации, по всей вероятности, будут улучшаться.

- Когда полеты выполняются экипажем из двух пилотов, коллимированные изображения могут быть более предпочтительным выбором, если наличие большого вертикального поля обзора не является существенным фактором.

- При выполнении полетов одним пилотом непосредственно спроецированное изображение, вероятно, будет оптимальным решением.

5.2 Если система непосредственно спроецированного изображения используется для обучения на вертолетах с двумя пилотами, то один из пилотов обозначается как "первый пилот", а другой пилот – как "второй пилот". В этом случае генератор изображений может настраиваться таким образом, чтобы гарантировать, что только “первый пилот” имеет правильный обзор (учитывая, что максимальное допустимое смещение для второго пилота составляет 20°). Если требуется переключить функцию пилотирования на второго пилота, то изображение может быть перенастроено, чтобы создать правильный обзор для этого пилота. Тренировки экипажа в составе двух пилотов с использованием системы непосредственно спроецированного изображения лучше всего проводить вообще без смещения точки положения глаз, т.е. оба пилота имеют смещение в 10°. Решение о применении выровненного по центру изображения зависит от необходимости использования пилотом, управляющим вертолетом, линейных визуальных характеристик.

6. ПРОЧИЕ ФАКТОРЫ

6.1 Вопрос, актуальный для тренажеров вертолетов, заключается в том, как обеспечить возможность наиболее эффективно перемещать FSTD в места расположения небольших эксплуатантов, для которых неоправданны затраты на установку стационарного FSTD, учитывая сравнительно небольшие размеры их вертолетного парка. Это означает, что FSTD должны быть транспортабельными или мобильными (см. дополнение Q к данной части, в котором приведены инструктивные указания, касающиеся мобильных FSTD). Главная проблема с передвижением мобильных FSTD заключается в размерах устройства визуализации, так как для получения коллимированного изображения или реального изображения с большим полем обзора и небольшой погрешностью параллакса обычно требуются зеркала или экраны диаметром более 6,1 м (20 фут).

6.2 Следует рассмотреть вопрос об обеспечении минимальных пробелов (<1/2 град.) в "непрерывном поле обзора", чтобы экраны можно было разбирать на части для транспортировки. Обычно вполне достаточно двух стыковок на систему. Это может быть применено к непосредственно спроецированному изображению или к коллимированному изображению, хотя могут возникать некоторые технические трудности с коллимированными системами.

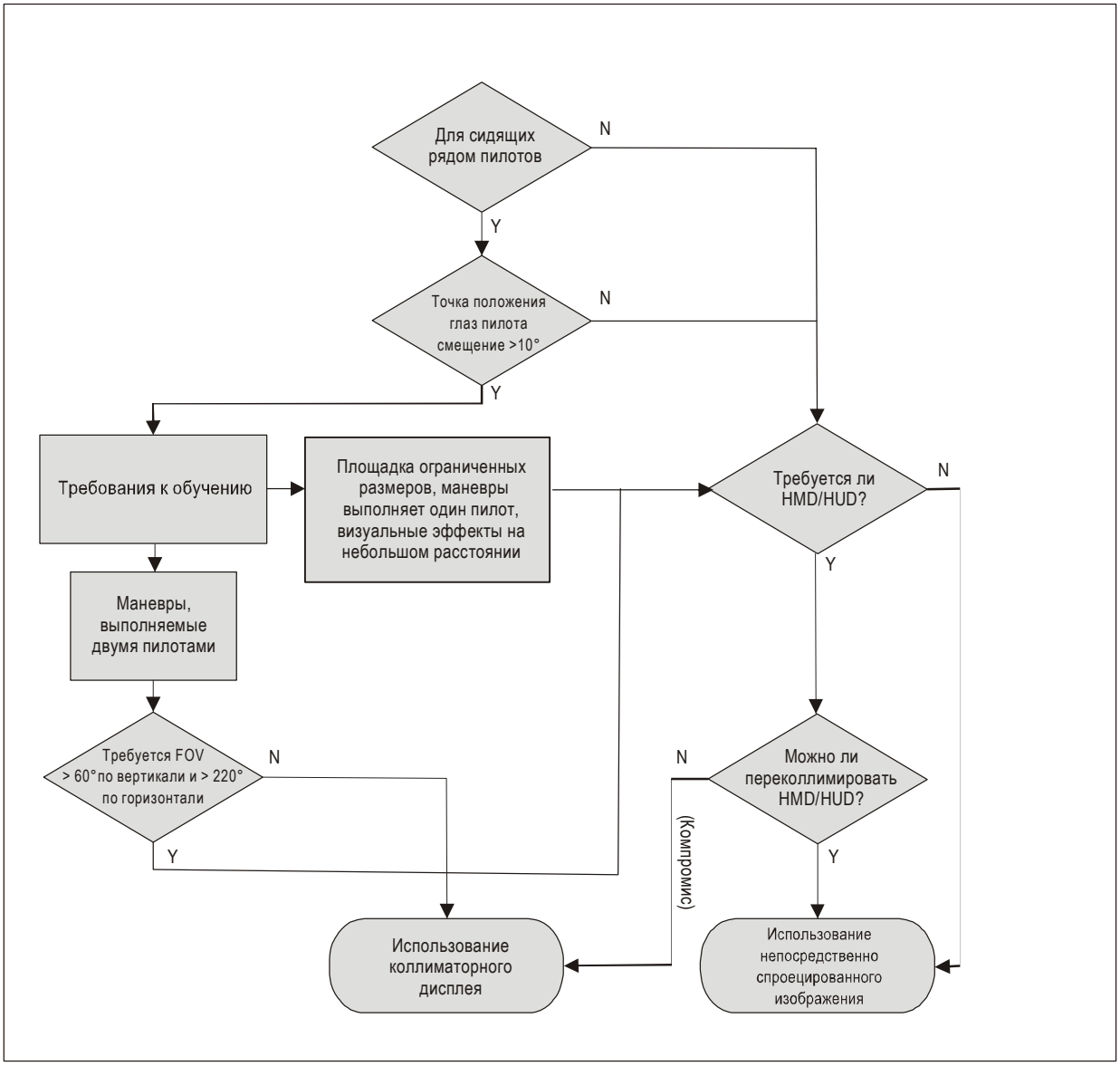


Рис. R-4. Блок-схема с рекомендациями относительно выбора наиболее подходящей системы воспроизведения

РУКОВОДСТВО ПО КРИТЕРИЯМ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ ТРЕНАЖЕРНЫХ УСТРОЙСТВ ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

Том II
Вертолеты

Часть III
Характеристики имитации полета и критерии уровня их адекватности

Глава 1

ГЛОССАРИЙ ТЕРМИНОВ, СОКРАЩЕНИЯ И ЕДИНИЦЫ ИЗМЕРЕНИЙ

См. главу 1 части II тома II.

_____

Глава 2

ВВЕДЕНИЕ

2.1 НАЗНАЧЕНИЕ

2.1.1 В части III данного тома руководства приводится информация, которая необходима при определении требований и критериев квалификационной оценки конкретных FSTD вертолетов, используя для этого процесс, описание которого приведено в главе 3 части I данного тома руководства, когда имитируемые характеристики определяются с учетом соображений, связанных с выполнением определенных учебных задач. В этой части также установлены требования к характеристикам и документации для проведения национальными авиационными администрациями (NAA) квалификационной оценки конкретных FSTD, используемых для подготовки, тестирования и проверки членов летных экипажей. Процесс, описание которого приведено в части I данного тома руководства, новый, однако требования и методы определения соответствия им разработаны на основе большого опыта, накопленного полномочными органами и авиационной отраслью.

2.1.2 Цель части III данного тома заключается в том, чтобы предоставить в распоряжение NAA средства проверки определения нового FSTD или варианта существующего типа FSTD и проведения квалификационной оценки такого FSTD после получения соответствующего запроса заявителя путем проведения первоначальной и периодических оценок FSTD. Кроме этого, это руководство предназначено и для того, чтобы предоставить полномочным органам других государств средства, позволяющие признать квалификационный уровень, присвоенный государством, проводившим первоначальные и периодические оценки FSTD, без проведения повторных проверок при выдаче разрешения заявителям из этих государств на использование таких FSTD.

2.2 ИСХОДНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

2.2.1 Появление новых технологий позволило более широко использовать FSTD для подготовки, тестирования и проверки членов летных экипажей. Сложность, стоимость и условия эксплуатации современных вертолетов также послужили причинами более широкого внедрения прогрессивных методов моделирования. FSTD способны обеспечивать более глубокую подготовку пилотов по сравнению с подготовкой, проводимой на вертолетах, и, к тому же, в более безопасных и подходящих для обучения условиях. Уровень адекватности имитации характеристик современных FSTD часто позволяет оценить способности пилота и гарантировать, что демонстрируемые им умения и навыки будут перенесены и на реальный вертолет. Кроме того, важными дополнительными факторами в пользу применения FSTD являются экономия топлива и снижение неблагоприятного воздействия авиации на окружающую среду.

2.2.2 Содержащиеся в данной главе требования к FSTD были определены исходя из требований к подготовке персонала, которые были разработаны в результате анализа учебных задач, подробные сведения о которых приведены в части I этого тома. В части I данного руководства также приводится описание процесса идентификации нового тренажерного устройства, которое может быть вариантом одного из существующих типов тренажерных устройств, определенных в части II этого тома, или может быть совершенно новым тренажерным устройством. В этой части III приводится информация, позволяющая определить требования к такому новому тренажерному устройству и к тому, как проводить его испытания.

2.2.3 Сводную матрицу (см. таблицу 2-1) следует использовать для определения новых типов тренажерных устройств путем сопоставления соответствующих учебных задач для конкретных видов подготовки с уровнями адекватности имитации ключевых характеристик. Определенные в результате этого типы FSTD должны обеспечивать возможность их эффективного использования для подготовки пилотов и, если это

применимо, для проведения соответствующего тестирования и проверок пилотов при выполнении конкретных учебных задач в связи с выдачей соответствующих свидетельств или квалификационных отметок. В главе 4 части I данного тома перечислены те виды подготовки, которые могут использоваться для этого процесса. Введение новых видов подготовки, новых задач или вариантов задач, которые не оговорены в части I, части II и части III, требует проведения соответствующего анализа учебных задач, прежде чем решить вопрос о включении их в процесс, описание которого приведено выше. Терминология, используемая ниже в таблице для определения видов подготовки, характеристик тренажерного устройства и уровней адекватности имитации его характеристик определена в п. 2.2.3 главы 2 части II этого тома.

2.2.4 Коды подготовки:

См. п. 2.2.4 главы 2 части II тома II

Таблица 2-1. Сводная матрица FSTD. Образец тренажерного устройства типа Δ (Delta)

Примечание. Рекомендации по процессу определения критериев квалификационной оценки приводятся в главе 3 части I этого тома.

Номер задачи	Тип устройства и квалификационный элемент или учебная задача для уровня Δ	Компоновка и конструкция кабины летного экипажа	Модель полета (аэродинамика и двигатель)	Управление вертолетом при движении на земле	Системы вертолета (АТА)	Рычаги управления полетом и усилия на них	Звуковые эффекты	Визуальные эффекты	Вибрационные эффекты	Акселерационные эффекты	Окружающая обстановка – навигация	Окружающая обстановка – метеоусловия	Окружающая обстановка – посадочные площадки и прилегающая местность	Окружающая обстановка – УВД (речевая связь)
	Тип V	S	S	S	S	S	R	S	S	R	S	S	S	G
	Тип IV	S	S	S	S	S	R	S	S	R1	S	S	S	G
	Тип III	S	S	S	S	S	R	S	R	N	S	S	S	G
	Тип II (ПВП)	R	R	G	R	R	G	S	G	N	S	R	R	G
	Тип I (IR)	R	R	G	R	R	G	G	G	N	S	G	G	G
7.31	Отказ привода хвостового винта при висении (Т)	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.32	Отказ привода хвостового винта в прямо-линейном горизонтальном полете (Т)	R	R	R	R	R	G	R	N	R1	N	G	G	N
7.33	Отказ управления хвостовым вином при висении (Т)	R	R	R	R	R	N	R	N	N	N	G	G	N
7.34	Отказ управления хвостовым вином в прямолинейном горизонтальном полете (Т)	R	R	R	R	R	G	R	N	R1	N	G	G	N
	Устройство типа II Δ (ПВП) "roll-up"	R	R	R	R	R	G	S	G	R1	S	R	R	G

2.2.5 Примечания по использованию таблицы 2-1 для определения желаемого тренажерного устройства типа **Δ** (delta):

2.2.5.1 Составление отдельной подборки учебных задач по добавлению C части I этого тома для желаемой программы подготовки связано с определением эталонных уровней адекватности характеристик FSTD для выполнения этих задач. В результате включения в эту таблицу уровней адекватности характеристик и использования процесса итогового резюме (выбор самого высокого уровня адекватности для каждой характеристики) определяется эталонный уровень адекватности характеристик тренажерного устройства типа Δ. На примере, приведенном в таблице 2-1, базовое устройство типа II (ПВП) дополнено с той целью, чтобы включить обучение (T) пилотов умению действовать в условиях возникновения ряда неисправностей, связанных с отказом хвостового винта, в результате чего появилось тренажерное устройство типа II Δ (ПВП), в котором по сравнению с базовым типом II (ПВП) модифицированы характеристики управления на земле и акселерационные эффекты. Другое соображение, которое учитывается при определении тренажерного устройства, заключается в том, что уровни адекватности отдельных характеристик не должны рассматриваться изолированно. Тренажерные устройства используются интегрировано и некоторые их характеристики могут зависеть от других характеристик при комплексной эксплуатации таких тренажерных устройств. В результате, возможно, потребуется менять эталонный уровень адекватности характеристик FSTD в целях обеспечения совместимости различных характеристик. Ниже в пп. 2.2.5.3 и 2.2.5.4 приводится описание того, как следует учитывать комплексные уровни адекватности характеристики при проведении валидационных испытаний, а также функциональных и субъективных испытаний.

2.2.5.2 Корреляция эталонной адекватности характеристик нового тренажерного устройства в сопоставлении с информацией, содержащейся в добавлении A к этой части руководства, позволяет определить необходимые требования к тренажерному устройству типа Δ.

2.2.5.3 Корреляция эталонной адекватности характеристик нового тренажерного устройства в сопоставлении с информацией, содержащейся в добавлении B к этой части руководства, обеспечивает проведение необходимых валидационных испытаний тренажерного устройства типа Δ. Примеры взаимозависимости характеристик, требующих одинакового уровня адекватности для проведения различных комплексных испытаний, приводятся в таблицах валидационных испытаний, содержащихся в добавлении B к данной части руководства. Что касается оценки, то адекватность подборки комплексных характеристик определяется наиболее низким уровнем адекватности отдельной характеристики в данной подборке комплексных характеристик.

2.2.5.4 Корреляция эталонной адекватности характеристик нового тренажерного устройства в сопоставлении с информацией, содержащейся в добавлении C к этой части руководства, обеспечивает проведение необходимых функциональных и субъективных испытаний тренажерного устройства типа Δ. Все функциональные и субъективные испытания проводятся в условиях, когда характеристики FSTD используются в полном объеме комплексно. Такой комплексный характер проводимых испытаний не позволяет классифицировать эти функциональные и субъективные испытания по уровню адекватности характеристик. Создание любого нового типа FSTD неизбежно связано с формированием в ходе его конструирования новой подборки различных уровней адекватности характеристик, что не позволяет классифицировать испытания таких "типов тренажерных устройств" используя категории G, R и S. Во избежание возможности появления путаницы соответствующих испытаний таких "типов тренажерных устройств" с испытаниями с уровнями адекватности G, R и S в таблице, приведенной в добавлении C к данной части руководства, уровни адекватности характеристик не указаны. Вместо этого, в полный перечень функциональных и субъективных испытаний, приведенный в добавлении C к части II данного тома руководства, включена одна незаполненная колонка под заголовком "Применение". Для любого вновь создаваемого типа тренажерного устройства перечень функциональных и субъективных испытаний должен составляться на основе этого базового перечня. Делать это следует исходя из результатов анализа соответствующих учебных задач, выполнение которых будет обеспечиваться этим тренажерным устройством, которые перечислены в части I к данному тому, проставляя с этой целью отметки "Да" или "Нет" в колонке "Применение" напротив каждого испытания, включенного в основной перечень. Этот

перечень должен согласовываться с соответствующей NAA. С примерами того, как действовать в таких случаях, можно ознакомиться в добавлении C к части II данного тома руководства, где приводится описание аналогичных процедур, которые применялись в отношении тренажерных устройств типов I–V, когда отметка галочкой означала "Да", а ее отсутствие "Нет".

2.2.5.5 Имитируемые характеристики, относящиеся к категории "прочие", не включены в таблицу, так как они не учитываются при анализе учебных задач. Следует принимать обдуманное решение о том, какие "прочие характеристики" необходимы.

2.2.6 В добавлении A к данной части определены общие и технические требования к FSTD, которые разбиты на группы, исходя из характеристик и уровня их адекватности. В добавлениях B и C к данной части руководства приведена информация о валидационных, функциональных и субъективных испытаниях FSTD, и они разбиты на группы исходя из характеристик соответствующего тренажерного устройства и уровня их адекватности.

2.2.7 При рассмотрении вопроса об использовании этого процесса следует как можно раньше провести консультации с соответствующей NAA.

2.3 СООТВЕТСТВУЮЩИЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ЧТЕНИЯ

См. главу 9 части I тома II.

2.4 КВАЛИФИКАЦИОННАЯ ОЦЕНКА ТРЕНАЖЕРНЫХ УСТРОЙСТВ ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

См. раздел 2.4 главы 2 части II тома II.

2.5 ИСПЫТАНИЯ ДЛЯ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ ОЦЕНКИ ТРЕНАЖЕРНОГО УСТРОЙСТВА ИМИТАЦИИ ПОЛЕТА

См. раздел 2.5 главы 2 части II тома II.

2.6 РУКОВОДСТВО ПО КВАЛИФИКАЦИОННЫМ ИСПЫТАНИЯМ (QTG)

См. раздел 2.6 главы 2 части II тома II.

2.7 ОСНОВНОЕ РУКОВОДСТВО ПО КВАЛИФИКАЦИОННЫМ ИСПЫТАНИЯМ (MQTG)

См. раздел 2.7 главы 2 части II тома II.

2.8 ЭЛЕКТРОННОЕ РУКОВОДСТВО ПО КВАЛИФИКАЦИОННЫМ ИСПЫТАНИЯМ (eQTG)

См. раздел 2.8 главы 2 части II тома II.

2.9 СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ КАЧЕСТВОМ И УПРАВЛЕНИЕ КОНФИГУРАЦИЕЙ

См. раздел 2.9 главы 2 части II тома II.

2.10 ВИДЫ ОЦЕНОК

См. раздел 2.10 главы 2 части II тома II.

2.11 ПРОВЕДЕНИЕ ОЦЕНОК

См. раздел 2.11 главы 2 части II тома II.

2.12 ПРИНЯТИЕ ТОМА II ДОКУМЕНТА DOC 9625 В РАМКАХ НОРМАТИВНО-ПРАВОВОЙ БАЗЫ

См. раздел 2.12 главы 2 части II тома II.

2.13 ОБНОВЛЕНИЕ ДАННОГО РУКОВОДСТВА В БУДУЩЕМ

См. раздел 2.13 главы 2 части II тома II.

2.14 СПРАВОЧНИКИ ПО ПРОВЕДЕНИЮ ОЦЕНКИ

См. раздел 2.14 главы 2 части II тома II.

_____

Добавление А

ТРЕБОВАНИЯ К FSTD

ВВЕДЕНИЕ

В настоящем добавлении приводится описание минимальных требований к FSTD, которые определяют проведение квалификационной оценки таких устройств в соответствии с установленным международным процессом. Кроме того, при определении требований к квалификационной оценке следует ознакомиться с валидационными, функциональными и субъективными испытаниями, описание которых приведено в добавлениях B и C к данной части. Некоторые требования, включенные в данное добавление, следует подтверждать заявлением о соответствии (ЗОС), а в некоторых особых случаях результатами объективного испытания. В ЗОС должно приводиться описание, как было выполнено требование. Результаты испытаний должны свидетельствовать о том, что выполнение требований было обеспечено. В приведенной ниже таблице критериев FSTD требования о ЗОС указываются в колонке примечаний.

1. ТРЕБОВАНИЕ. КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА

1.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.S	Закрытая полномасштабная копия кабины летного экипажа вертолета с полностью функционирующими рычагами управления полетом, приборами, и переключателями для обеспечения предполагаемого использования Нет необходимости в функционировании элементов, доступа к которым членам летного экипажа не требуется в любом режиме эксплуатации. Степень "закрытости" кабины летного экипажа должна моделироваться с учетом предполагаемого применения				✓	Остекление FSTD должно соответствовать остеклению реального вертолета, чтобы исключить возможность отвлечения внимания экипажа и обеспечить восприятие закрытой кабины. Должны воспроизводиться окна в нижней носовой части фюзеляжа, если они имеются на вертолете. Для устройства, утвержденного для тренировки с очками ночного видения (NVG), требуется остекление кабины экипажа, которое обеспечивает реалистичное отражение внутреннего освещения
1.R	Закрытая или воспринимаемая как закрытая кабина летного экипажа, исключающая возможность отвлечения внимания, которая является типовой для группы моделируемых вертолетов, в целях обеспечения предполагаемого применения.			✓		Устройство, утвержденное для тренировки с очками ночного видения (NVG), должно иметь остекление кабины экипажа (отражение), если у вертолета имеется такая характеристика.
1.G	Открытая, закрытая или воспринимаемая как закрытая кабина летного экипажа, исключающая возможность отвлечения внимания, которая является типовой для группы моделируемых вертолетов для обеспечения предполагаемого применения	✓				

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.1	КОНСТРУКЦИЯ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА					
1.1.1.S	<u>Кабина летного экипажа (имитируемая часть)</u>: Закрытая полномасштабная точная копия кабины летного экипажа имитируемого вертолета, включая конструктивные элементы, перегородки и панели управления; основные и вспомогательные рычаги управления полетом; рычаги управления двигателем и несущим винтом, автоматы защиты сети, пилотажные приборы; навигационное, связное и другое аналогичное оборудование; системы сигнализации и оповещения; аварийное оборудование и все другое оборудование и системы с соответствующими органами управления и видимыми индикаторами в кабине летного экипажа. Дополнительные требуемые рабочие места членов летного экипажа и необходимые перегородки позади кресел пилотов вместе с расположенными на них переключателями, автоматами защиты сети и дополнительными радиопанелями, доступ к которым может потребоваться членам летного экипажа в каких-либо случаях после завершения предполетной подготовки в кабине летного экипажа, также считаются частью кабины летного экипажа и должны точно воспроизводить реальный вертолет				✓	<u>Кабина летного экипажа (имитируемая часть)</u>: *Примечание. При моделировании условий полета в кабине летного экипажа должно имитироваться все пространство перед поперечным сечением фюзеляжа при самом заднем расположении кресел членов летного экипажа, либо, если применимо, перед поперечным сечением, расположенным непосредственно за креслами дополнительных членов летного экипажа и/или необходимыми перегородками.* Системы или функции, которые не требуются для программы подготовки пилотов, не должны обязательно обеспечиваться программным обеспечением имитации, но любое видимое оборудование и соответствующие рычаги управления и переключатели должны быть установлены. В тех случаях, когда установленные системы задействуются при выполнении штатных, нештатных или аварийных процедур в кабине летного экипажа, их функционирование должно воспроизводиться в объеме, необходимом для точного воспроизведения поведения вертолета при выполнении таких процедур. Такие системы или функции, не поддерживаемые программным обеспечением имитации, должны указываться в информационном листе FSTD QTG
	<u>Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа:</u> Перечисленные выше системы должны быть правильно расположены, функционально точными и имитировать тактильные ощущения, прилагаемые усилия, ход и направление перемещения рычагов управления в правильном диапазоне перемещения и должны точно воспроизводить реальный вертолет.				✓	На FSTD могут не устанавливаться перегородки, в которых есть только отсеки для хранения чек (штырей) шасси, или на которых размещаются только пожарные топоры или огнетушители, запасные лампы, сумки с документацией и т. д. В наличии должны быть все элементы и предметы, которые необходимы для проведения программы подготовки, или их приемлемые копии, но они могут быть перенесены в место, максимально близкое к их реальному положению; в противном случае их можно не устанавливать. Пожарные топоры и другое аналогичное оборудование могут быть представлены только изображением контуров, фотографиями или аналогичным методом.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	<u>Имитация окон</u>: Должны воспроизводиться окна, в том числе в нижней носовой части фюзеляжа, если они есть на вертолете. Остекление должно передавать отражения, характерные для имитируемого вертолета, например, отражения приборов во время ночного полета, зеркальные отображения. В соответствующих случаях должно устанавливаться оборудование для управления окнами кабины летного экипажа, но реальные окна не обязательно должны быть функционирующими. Должны воспроизводиться окна в нижней носовой части фюзеляжа, если они имеются на вертолете. Должны воспроизводиться любые вспомогательные детали оконного оборудования и другие, попадающие в поле обзора части вертолета, например, стеклоочистители, устройство обогрева для предотвращения запотевания, приемники полного давления, рукоятки, ножи для проводов. Допускается воспроизведение их нефункционирующих копий, а в некоторых случаях изображений их силуэтов <u>Закрытая кабина летного экипажа</u>: Кабина летного экипажа, включая любое оборудованное рабочее место инструктора или место наблюдателя, должна быть полностью закрытой				✓ ✓	<u>Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа</u>: Допускается использование воспроизводимых на электронных дисплеях изображений с наложением физических накладок или масок приборов и/или приборных досок FSTD при условии, что: – все компоновки приборов и приборных досок по размерам являются точными копиями компоновок на реальном вертолете, а различия, если они есть, неразличимы для пилота; – приборы, а также их функции в полном объеме, как и встроенные логические схемы, должны быть точными копиями приборов вертолета; – воспроизводимые на дисплеях показания приборов характеризуются непрерывностью (отсутствие прерывистости); – характеристики отображений приборов точно воспроизводят характеристики имитируемых приборов вертолета, включая разрешающую способность, цвета, подсветку, яркость, шрифты, шаблоны заливок, типы линий и символы. Яркость должна соответствовать необходимым настройкам уровня освещенности. Максимальная яркость должна настраиваться под имитируемые условия освещенности; – накладки или маски, включая, если применимо, посадочные места приборов и подвижные указатели, являются точной копией приборных панелей вертолета; – ручки управления приборами и переключатели являются точными копиями вертолетных и функционируют точно так же, с приложением таких же усилий, ходом и направлениями, как и на вертолете; – подсветка приборов точно такая же, как на вертолете и регулируется с помощью таких же ручек управления подсветкой, как и на вертолете (например, освещенная панель). Логика функционирования должна повторять ту, что применяется на вертолете, например, когда тип освещения изменяется одной кнопкой; – если применимо, приборы имеют лицевые панели, которые точно воспроизводят те, которые есть на вертолете; – изображения на экране дисплея любого трехмерного прибора, например, электромеханического прибора:

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
						– должны восприниматься как имеющие ту же трехмерную глубину, что и у моделируемого прибора. Внешний вид моделируемого прибора под любым углом должен быть точной копией вертолетного прибора. Любая неточность в показаниях прибора, обусловленная углом зрения и параллаксом, имеющимся в реальном вертолетном приборе, должна точно воспроизводиться в изображении на экране дисплея моделируемого прибора; – должны воспроизводиться типичные вибрации приборов вертолета, эффект вибрации можно передать с помощью анимации изображения отображаемых приборов, поскольку воспринимаемое отличие от имитируемого вертолета отсутствует <u>Автоматы защиты сети (АЗС)</u>: Все автоматы защиты сети в кабине летного экипажа должны быть точными копиями АЗС вертолета и быть расположены точно так же как в вертолете. АЗС, которые влияют на процедуры и/или отображаются на наблюдаемых показаниях приборов в кабине летного экипажа, должны имитироваться функционально точно. Тактильные ощущения, приемы, прилагаемые усилия и направление, необходимые для управления АЗС, должны точно воспроизводить те, которые есть на вертолете
1.1.1.R	<u>Кабина летного экипажа (имитируемая часть):</u> Закрытая или воспринимаемая как закрытая, типовая в пространственном отношении кабина моделируемого вертолета или группы вертолетов и ее конфигурация, включая компоновку приборной доски и такие типовые элементы как: конструктивные перегородки и панели; основные и вспомогательные рычаги управления полетом и управления двигателем и несущим винтом; автоматы защиты сети; пилотажные приборы; навигационное, связное и другое аналогичное оборудование; системы предупреждения и оповещения; все другое оборудование и системы с соответствующими органами управления и видимыми индикаторами в кабине летного экипажа, достаточными для выполнения учебных тренировок.			✓		<u>Кабина летного экипажа (имитируемая часть)</u>: При моделировании условий полета в кабине летного экипажа должно имитироваться все пространство перед поперечным сечением фюзеляжа при самом заднем расположении кресел членов летного экипажа, либо, если применимо, перед поперечным сечением, расположенным непосредственно за креслами дополнительных членов летного экипажа и/или необходимыми перегородками. Если FSTD используется для подготовки к полетам по правилам визуальных полетов (ПВП), оно должно быть типовым для группы вертолетов, и имитировать конфигурацию (включая компоновку приборной панели и антибликового козырька), сравнимую с реальным вертолетом, используемым для летной подготовки

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	<u>Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа</u>: Перечисленные выше элементы должны быть правильно расположены, быть функционально точными; усилия и направление усилий, необходимые для управления ими в правильном диапазоне перемещений, должны быть типовыми для группы вертолетов.			✓		<u>Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа</u>: Допускается воспроизведение на FSTD приборов и/или приборных досок в форме электронных изображений на экране дисплеев с наложением физических накладок или масок, при условии применения функционирующих рычагов управления, являющихся типовыми для моделируемого вертолета. Воспроизводимые на дисплеях показания приборов характеризуются непрерывностью (отсутствие прерывистости).
	<u>Имитация окон</u>: Должны воспроизводиться окна, в том числе окна в нижней носовой части фюзеляжа, если они имеются на вертолете. Вспомогательные детали оконного оборудования могут не воспроизводиться			✓		<u>Автоматы защиты сети (АЗС)</u>: Должны воспроизводиться типовые панели АЗС (допускаются фотографические изображения) и их типовое расположение в пространстве. Необходимо функционально точно имитировать только те АЗС, которые используются при выполнении штатных, нештатных и аварийных процедур, и они моделируются в типовой форме для группы вертолетов
	<u>Закрытая кабина летного экипажа</u>: Закрытая кабина летного экипажа должна быть типовой только для моделируемой группы вертолетов. Закрытая часть должна простираться до задней стенки кабины летного экипажа и не должна включать рабочее место инструктора			✓		<u>Закрытая кабина летного экипажа</u>: Учитывая требование о наличии типовой только в пространственном отношении кабины летного экипажа, физические размеры закрытой части кабины могут быть такими, чтобы позволять моделировать более чем одну группу вертолетов на реконфигурируемом FSTD. Каждая конфигурация FSTD должна быть типовой для моделируемой группы вертолетов, что может потребовать замены некоторых рычагов управления, приборов, панелей, масок и т. д. при изменении конфигурации
1.1.1.G	<u>Кабина летного экипажа (имитируемая часть):</u> Открытая, закрытая или воспринимаемая как закрытая зона кабины летного экипажа с похожими на вертолетные основными и вспомогательными рычагами управления полетом, рычагами управления двигателем и воздушным винтом, оборудованием, системами, приборами, панелями управления и соответствующими рычагами управления полетом, достаточными для выполнения учебных задач, и смонтированными в пространственной конфигурации, аналогичной группе моделируемых вертолетов. Размещение панелей пилотажных приборов и кресел членов экипажа должно обеспечивать членам экипажа типовые положения тела относительно органов управления и типовое расчетное положение их глаз	✓				<u>Кабина летного экипажа (имитируемая часть)</u>: Если FSTD используется для подготовки к полетам по правилам визуальных полетов, необходима имитация антибликового козырька, который обеспечивает типовое расчетное положение глаз пилота, сопоставимое с их положением в реальном вертолете, используемом для подготовки. <u>Приборы, панели управления и оборудование кабины летного экипажа</u>: Смонтированные компоненты должны быть совместимыми и функционировать согласованно. Допускается использование электронных отображений с наложением или без наложения физических накладок или масок. Если во время тренировок от пилота требуются входные воздействия, должны воспроизводиться функционирующие рычаги управления. Воспроизводимые на дисплеях показания приборов характеризуются непрерывностью (отсутствие прерывистости)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	Закрытая кабина летного экипажа: Открытая, закрытая или воспринимаемая как закрытая зона кабины летного экипажа должна быть похожа на кабину вертолета, типового для группы имитируемых вертолетов, и исключать возможность отвлечения внимания. В случае применения закрытой кабины нет необходимости включать в нее место инструктора	✓				"Похожие на вертолетные" рычаги управления, приборы и оборудование означает, что они аналогичны используемым на вертолетах, представляющих соответствующую группу моделируемых вертолетов. Если FSTD является реконфигурируемым, некоторые органы управления, приборы или оборудование могут меняться для некоторых конфигураций. Сенсорные экранные панели: При подготовке по программе оптимизации работы экипажа в кабине (CRM) сенсорные экранные панели, которые используют оба члена экипажа, должны обеспечивать распознавание нескольких контактов (мультисенсорная панель), что позволяет членам экипажа работать одновременно, например, на консоли, расположенной между креслами членов экипажа или над головой пилотов. Автоматы защиты сети (АЗС): Должны воспроизводиться только те АЗС, которые используются при выполнении штатных, нештатных или аварийных процедур. При этом они должны быть смоделированы в аналогичной имитируемой вертолету форме и быть функционально точными
1.2	РАСПОЛОЖЕНИЕ КРЕСЕЛ					
1.2.1	Расположение кресел членов летного экипажа					
1.2.1.S	Кресла членов летного экипажа должны быть точными копиями кресел моделируемого вертолета.				✓	Кресла наблюдателей не считаются дополнительными местами кабины летного экипажа вертолета и их можно не устанавливать
1.2.1.R	Кресла членов летного экипажа должны воспроизводить кресла экипажа моделируемого вертолета. Все кресла членов летного экипажа должны обеспечивать членам летного экипажа типовое расчетное положение глаз, установленное для группы моделируемых вертолетов.			✓		Кресла наблюдателей не считаются дополнительными местами кабины летного экипажа вертолета и их можно не устанавливать
1.2.1.G	Кресла членов летного экипажа должны обеспечивать типовое расчетное положение их глаз и допускать его корректировку в требуемых пределах, чтобы сидящий в кресле член экипажа мог занять правильное положение относительно рычагов управления, характерное для группы моделируемых вертолетов.	✓				Кресла наблюдателей не считаются дополнительными местами кабины летного экипажа вертолета и их можно не устанавливать

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.2.2	Кресла инструкторов и наблюдателей					
1.2.2.S	Кроме кресел членов летного экипажа должны быть одно рабочее место инструктора и два подходящих кресла для наблюдателя и инспектора полномочного органа, расположенных либо в самом FSTD, либо вне его. В случае размещения их на борту FSTD, расположение рабочего места инструктора и хотя бы одного из кресел наблюдателей должно обеспечивать достаточный обзор приборных панелей и лобовых стекол. В случае расположения их вне FSTD у инструктора должна быть возможность наблюдать за экипажем, действиями экипажа и показаниями приборов, и кроме того он должен иметь приемлемое отображение обзора из лобовых стекол, которое соответствует тому, что видит пилот. В случае расположения вне FSTD, оба места наблюдателей должны оборудоваться соответствующими средствами для ведения визуального и аудио мониторинга тренировочного процесса (экипаж и инструктор), и у них должна быть возможность вести записи. По крайней мере, на одном из этих мест должно обеспечиваться приемлемое отображение обзора из лобовых стекол, которое соответствует тому, что видит пилот				✓	Кресла инструктора и наблюдателей не обязательно должны быть такими же, как кресла на реальном вертолете. Все три кресла должны быть достаточно удобными, чтобы в них можно было сидеть в течение двухчасовой тренировки. Для FSTD, оснащенного системой подвижности, все расположенные на борту кресла инструктора и наблюдателей должны быть надлежащим образом закреплены и оборудованы соответствующими ограничительными устройствами, удерживающими сидящих в креслах при любых известных или прогнозируемых перемещениях системы подвижности. Оба кресла наблюдателей должны иметь достаточное хорошее освещение, позволяющее делать записи, и быть оборудованы системой, обеспечивающей ведение выборочного контроля всех переговоров между членами экипажа и инструктором. "Приемлемое отображение обзора из лобовых стекол в соответствии с тем, что видит пилот", для наблюдателя может быть таким же, что и для инструктора при условии, что у наблюдателя есть достаточный обзор, и при этом он не мешает инструктору и не отвлекает его. Уполномоченный орган может рассматривать варианты этого требования, исходя из особенностей конфигурации кабины летного экипажа или в зависимости от требований к подготовке
1.2.2.R	Кроме кресел членов летного экипажа должны быть одно рабочее место инструктора и два подходящих кресла для наблюдателя и инспектора полномочного органа			✓		Эти кресла не обязательно должны быть копиями вертолетных кресел и могут быть обычными офисными креслами, установленными в надлежащем месте
1.2.2.G	Кроме кресел членов летного экипажа должно быть предусмотрено одно рабочее место инструктора и два соответствующих кресла для наблюдателя и инспектора полномочного органа	✓				Эти кресла не обязательно должны быть копиями вертолетных кресел и могут быть обычными офисными креслами, установленными в надлежащем месте

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПОНОВКИ И КОНСТРУКЦИИ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.3	ОСВЕЩЕНИЕ					
1.3.1	ОСВЕЩЕНИЕ КАБИНЫ ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА					
1.3.1.S	Освещение кабины летного экипажа FSTD должно быть точной копией освещения кабины вертолета				✓	Требуется проведение субъективного испытания
1.3.1.R	Условия освещения панелей и приборов должны быть достаточными для предполагаемого использования			✓		Могут быть установлены подсвеченные панели и приборы, но это не является обязательным
1.3.1.G	Условия освещения панелей и приборов должны быть достаточными для предполагаемого использования	✓				Могут быть установлены подсвеченные панели и приборы, но это не является обязательным
1.3.2	ОБЩЕЕ ОСВЕЩЕНИЕ					
1.3.2.S	Общее освещение кабины должно динамически согласовываться с системой визуализации и быть достаточным для предполагаемого использования				✓	Общее освещение должно обеспечивать одинаковый уровень освещенности, который не отвлекает пилота(ов) Требуется проведение субъективного испытания
1.3.2.R	Общее освещение должно обеспечивать одинаковый уровень освещенности, который не отвлекает пилота(ов)			✓		Требуется проведение субъективного испытания
1.3.2.G	Никаких особых требований к общему освещению не предъявляется, но во всех случаях во время тренировок должна обеспечиваться разборчивость показаний приборов	✓				Требуется проведение субъективного испытания

2. ТРЕБОВАНИЕ. МОДЕЛЬ ПОЛЕТА

2.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ МОДЕЛИ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.S	Моделирование аэродинамических характеристик и параметров двигателя имитируемого вертолета при висении в зоне и вне зоны влияния земли, включая изменения пространственного положения вертолета, бокового скольжения, высоты, температуры, общей массы, положения центра тяжести и конфигурации в рамках предполагаемого использования				✓	Влияние изменений аэродинамических характеристик при различных сочетаниях воздушной скорости и мощности двигателей, имеющих место в полете, в том числе влияние изменения пространственного положения вертолета, аэродинамических и движущих сил и моментов, относительного ветра, высоты, температуры, массы, положения центра тяжести и конфигурации. Моделирование аэродинамических характеристик с учетом влияния земли, обледенения планера и винта (если применимо), эффектов аэродинамической интерференции между потоком от несущего винта и фюзеляжем, влияния несущего винта на системы управления и стабилизации, нелинейности за счет бокового скольжения, режима вихревого кольца и срыва потока на отступающей лопасти
2.R	Моделирование аэродинамических характеристик и характеристик двигателя должно быть типовым для соответствующей группы моделируемых вертолетов и в соответствии с расчетными характеристиками, влияющими на аэродинамическую модель			✓		Включает конструкцию и конфигурацию несущего винта (втулка с качающимися лопастями, жестко закрепленными лопастями, шарнирно закрепленными лопастями, с правильно выбранным направлением вращения несущего винта), положение центра тяжести, массу, высоту и температуру, включая режим вихревого кольца и срыв потока на отступающей лопасти
2.G	Базовая модель динамики полета/двигателя группы моделируемых вертолетов в рамках предполагаемого использования. В ней должно учитываться изменение общей массы и положения центра тяжести	✓				Включает влияние земли, набор высоты при наличии поступательной скорости, различие между газотурбинными и поршневыми двигателями

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.1	МОДЕЛЬ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА					
2.1.S	Модель динамики полета, включая моделирование аэродинамических характеристик и двигателя(ей), в которой учтены различные сочетания воздушной скорости и мощности двигателей, обычно встречающиеся в полете, включая влияние изменения пространственного положения вертолета, аэродинамических сил, а также сил и моментов, обусловленных несущим винтом, высоты, температуры, полетной массы, положения центра тяжести и конфигурации				✓	
2.1.R	Модель динамики полета, включая моделирование аэродинамических характеристик и двигателя(ей), в которой учтены различные сочетания воздушной скорости и мощности двигателей, обычно встречающиеся в полете, включая влияние изменения пространственного положения вертолета, высоты, температуры, полетной массы, положения центра тяжести и конфигурации			✓		
2.1.G	Модель динамики полета по аналогии с реальным вертолетом (может быть базовой), включая моделирование аэродинамических характеристик и двигателя(ей), в которой учтены различные сочетания воздушной скорости и мощности двигателей, обычно встречающиеся в полете, включая влияние изменения пространственного положения вертолета, высоты, температуры, полетной массы, положения центра тяжести и конфигурации	✓				
2.2	МОДЕЛЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК					Информацию о противообледенительной системе см. также в п. 4.4 данного добавления
2.2.S.a	Моделирование аэродинамических характеристик с учетом эффекта влияния земли осуществляется на основе данных летных испытаний вертолета конкретного типа. Применимые области данных включают выравнивание и посадку с пробегом, а также режим висения в зоне влияния земли. Приемлемое моделирование эффекта влияния земли включает моделирование КПД несущего винта, аэродинамического сопротивления фюзеляжа, момента тангажа, балансировок, мощности двигателей в зоне влияния земли, и в переходных режимах при выходе из зоны влияния земли и входе в нее.				✓	В качестве основы для летно-технических характеристик требуются валидационные данные летных испытаний

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.2.S.b	Моделирование аэродинамических характеристик, включая, если это применимо, с учетом влияния обледенения на фюзеляж, на аэродинамические характеристики несущего винта и на двигатель. Модели обледенения, помимо общего увеличения лобового сопротивления или полетной массы вертолета, что приводит к изменению потребной мощности, должны имитировать эффекты ухудшения аэродинамических характеристик при нарастании льда на несущих поверхностях винта, включая потерю КПД, влияние на величину тяги, изменение моментов тангажа и крена, ухудшение эффективности управления и изменение усилий на рычагах управления				✓	
2.2.S.c	Моделирование аэродинамических характеристик с учетом интерференции между потоком от несущего винта и фюзеляжем, влияния несущего винта на системы управления и стабилизации и воспроизведение нелинейных эффектов, обусловленных боковым скольжением, режимом вихревого кольца и срывом потока на отступающей лопасти.				✓	
2.2.R	Аналогичная реальному вертолету аэродинамическая модель вертолета, созданная на основе данных соответствующей группы вертолетов в рамках предполагаемого использования и включающая эффекты влияния земли, обледенения фюзеляжа и несущего винта, (если применимо), аэродинамической интерференции между потоком от несущего винта и фюзеляжем, влияния несущего винта на системы управления и стабилизации, а также воспроизводящая нелинейные эффекты, обусловленные боковым скольжением, режимом вихревого кольца и срывом потока на отступающей лопасти			✓		Основой для летно-технических характеристик должны служить валидационные данные летных испытаний, адаптированных с учетом типовой группы вертолетов
2.2.G	Аналогичная реальному вертолету аэродинамическая модель вертолета в рамках предполагаемого использования, которая может включать эффекты влияния земли, аэродинамической интерференции между потоком от несущего винта и фюзеляжем, влияния несущего винта на системы управления и стабилизации, а также воспроизводящая нелинейные эффекты, обусловленные скольжением.	✓				Аэродинамические данные необязательно должны основываться на данных летных испытаний

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К МОДЕЛИ ДИНАМИКИ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.3	МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ					
2.3.S	В рамках предполагаемого использования должна применяться аналогичная реальному вертолету конкретного типа модель массовых характеристик вертолета, включая полетную массу, положение центра тяжести и моменты инерции в зависимости от полезной нагрузки и заправки топливом				✓	
2.3.R	В рамках предполагаемого использования должна применяться аналогичная реальному вертолету типичная модель массовых характеристик вертолета, включая полетную массу, положение центра тяжести и моменты инерции в зависимости от полезной нагрузки и заправки топливом			✓		
2.3.G	В рамках предполагаемого использования должна применяться аналогичная реальному вертолету базовая модель массовых характеристик вертолета, включая полетную массу, положение центра тяжести и моменты инерции в зависимости от полезной нагрузки и заправки топливом	✓				

3. ТРЕБОВАНИЕ. ЭФФЕКТЫ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ НА ЗЕМЛЕ

3.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ЭФФЕКТОВ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ НА ЗЕМЛЕ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3.S	Характеристики управляемости на земле включают: • Влияние земли. Реакция вертолета при контакте с поверхностью земли при посадке, включая обжатие стоек шасси, трение пневматиков или лыжных шасси, боковые силы и другие соответствующие параметры, такие как вес и скорость, необходимые для определения режима полета и конфигурации; • Характеристики при рулении по земле. Управляющие воздействия, включая торможение, радиус разворота при торможении и влияние бокового ветра.				✓	Динамика при отказе тормозной системы и повреждениях пневматиков, а также снижение эффективности тормозной системы должны соответствовать моделируемому вертолету. Усилия на рычаги управления при торможении и управлении по курсу должны соответствовать всем внешним условиям. Модель должна включать обжатие стоек шасси, трение пневматиков/лыжных шасси, боковые силы, эффекты окружающей обстановки и другие соответствующие параметры. Она также должна воспроизводить усилия на рычаги управления при торможении и управлении по курсу при выполнении вертолетом посадки с пробегом для различных состояний посадочной поверхности на основании данных реального вертолета. Имитируются влажные, сухие, мягкие, твердые и покрытые льдом поверхности для нормальной посадки, посадки на наклонную поверхность и на воду
3.R	Типовые для группы вертолетов эффекты влияния земли.			✓		Приемы рулевого управления/торможения, типовые для группы вертолетов. Не обязательно должны точно соответствовать типу вертолета
3.G	Базовая модель управляемости на земле. Аналогичные реальному вертолету характеристики, не связанные с конкретной моделью, типом или вариантом вертолета	✓				Должно проводиться различие между колесным и лыжным (полозковым) шасси

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ЭФФЕКТОВ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3.1	ЭФФЕКТЫ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ					
3.1.S	Моделирование характеристик управляемости на земле, включая следующие: **Влияние земли**. Реакция вертолета при контакте с поверхностью земли во время посадки, включая обжатие стоек шасси, трение пневматиков или лыжных шасси, боковые силы и другие соответствующие параметры, такие, как вес и скорость, необходимые для определения режима полета и конфигурации, но не ограничиваясь этим **Характеристики управляемости при рулении по земле**. Управляющие воздействия, включая торможение, снижение скорости, радиус разворота и влияние бокового ветра				✓	Требуется ЗОС. Требуется проведение испытаний
3.1.R	Моделирование характеристик управляемости на земле, типовое для вертолета или группы вертолетов, например, среднего двухдвигательного вертолета, которое не должно соответствовать конкретному типу вертолета, включая следующие характеристики: **Влияние земли**. Реакция вертолета при контакте с поверхностью земли во время посадки, включая обжатие стоек шасси, трение пневматиков или лыжных шасси, боковые силы и другие соответствующие параметры, такие, как вес и скорость, необходимые для определения режима полета и конфигурации, но не ограничиваясь этим; **Характеристики управляемости при рулении по земле**. Управляющие воздействия, включая торможение, снижение скорости, радиус разворота и влияние бокового ветра			✓		Требуется ЗОС. Требуется проведение испытаний
3.1.G	Базовая модель влияния земли и характеристики управляемости на земле, аналогичные реальному вертолету, но не связанные с конкретной моделью, типом или вариантом вертолета	✓				

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ЭФФЕКТОВ ВЛИЯНИЯ ЗЕМЛИ И ХАРАКТЕРИСТИК УПРАВЛЯЕМОСТИ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3.2	СОСТОЯНИЕ ПОСАДОЧНОЙ ПОВЕРХНОСТИ					
3.2.S	Усилия на рычагах управления, связанные с торможением и путевым управлением для перечисленных ниже, по меньшей мере, состояний посадочной поверхности при выполнении вертолетом взлета и посадки с пробегом, определенные на основе данных вертолета, и при условии, что они соответствуют области применения вертолета и его конфигурации: 1) сухая; 2) влажная (мягкая и твердая поверхность); 3) покрытая льдом; 4) частично влажная; 5) частично покрытая льдом; 6) наклонная ВПП.				✓	Требуется ЗОС. Требуется проведение субъективных испытаний
3.2.R	Усилия на рычагах управления, связанные с торможением и путевым управлением должны быть типовыми, по меньшей мере, для перечисленных ниже состояний ВПП, и определяться на основе данных вертолета при выполнении посадки с пробегом: 1) сухая; 2) влажная.			✓		
3.2.G	Усилия на рычагах управления, связанные с торможением и путевым управлением на сухой посадочной поверхности	✓				
3.3	ОТКАЗ ТОРМОЗОВ И РАЗРУШЕНИЕ ПНЕВМАТИКОВ					
3.3.S	Динамические характеристики при отказах тормозов и разрушении пневматиков и снижение эффективности тормозов вследствие нагрева тормозных колодок, если это применимо				✓	Требуется ЗОС
3.3.R	Неприменимо					
3.3.G	Неприменимо					

4. ТРЕБОВАНИЕ. СИСТЕМЫ ВЕРТОЛЕТА (ATA)

4.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАК-ТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.S	Системы вертолета должны моделироваться для конкретного типа вертолета и с уровнем функциональности, позволяющей летному экипажу выполнять действия в штатных условиях, и в соответствующих случаях, аварийных и нештатных условиях, связанных с выполнением учебной задачи. После включения системы, ее правильное функционирование должно обеспечиваться командными сигналами члена летного экипажа и для этого не требуется управляющих воздействий с места инструктора.				✓	Связное, навигационное оборудование, а также системы предупреждения и аварийной сигнализации (в том числе звуковая аварийная сигнализация и другие звуковые сигналы, передающиеся в наушники) должны соответство-вать реальному вертолету. Должны функционировать все АЗС, необходимые для выполнения полетов. Должны присутствовать также система технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EVS) и очки ночного видения, если они необходимы для предполага-емого использования. На тренажерном устройстве должны быть все органы управления, с помощью которых инструктор/аттестующий может управлять всеми необходимыми переменными в системах, а также создавать все особые или аварийные условия в имитируемых системах вертолета, как это определено в утвержденной учебной программе или в соответствующем летном руководстве
4.R	Системы должны быть типовыми для группы моделируемых вертолетов и воспроизводиться с уровнем функциональности, достаточным для обеспечения действий летного экипажа в рамках предполагаемого использования			✓		Связное, навигационное оборудование, а также системы предупреждения и аварийной сигнализации (в том числе звуковая аварийная сигнализация и другие звуковые сигналы, передающиеся в наушники). Функционирование систем должно в достаточной мере обеспечивать выполнение процедур в нормальных и, если применимо, аварийных и нештатных условиях. На тренажерном устройстве должны быть все органы управления, с помощью которых инструктор/аттестующий может управлять всеми необходимыми переменными в системах, а также создавать все особые или аварийные условия в имитируемых системах вертолета, как это определено в утвержденной учебной программе или в соответствующем летном руководстве

4.	**ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА**	**G**	**R1**	**R**	**S**	**ПРИМЕЧАНИЯ**
4.G	**Системы вертолета должны быть аналогичными вертолетным, но не относиться к конкретной модели, типу или варианту вертолета, и воспроизводиться с уровнем функциональности, достаточным для обеспечения действий летного экипажа в рамках предполагаемого использования**	✓				**Связное оборудование, а также звуковые сигналы, передающиеся в наушники, в рамках предполагаемого использования.** **Функционирование систем должно обеспечить выполнение всех базовых эксплуатационных процедур, а также имитацию отказов, включая отказы приборов**

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.1	ФУНКЦИОНИРОВАНИЕ СИСТЕМ В ШТАТНЫХ, НЕШТАТНЫХ И АВАРИЙНЫХ СИТУАЦИЯХ					
4.1.S	Все системы вертолета, воспроизводимые на FSTD, должны имитировать работу систем вертолета конкретного типа, включая взаимодействие систем, как на земле, так и в полете. Системы должны функционировать в объеме, достаточном для выполнения действий в нормальных, нештатных и аварийных ситуациях. Очки ночного видения и система технического зрения с расширенными возможностями визуализации должны имитироваться в тех случаях, когда они есть на вертолете или когда являются частью планируемой учебной программы				✓	Работа систем вертолета должна определяться и прослеживаться на основе данных, предоставляемых изготовителем вертолета, изготовителем комплектного оборудования, либо на основе альтернативных утвержденных данных для систем вертолета или их компонентов, например, руководств по эксплуатации систем. После включения систем их надлежащее функционирование должно регулироваться членом экипажа и не требовать дополнительных команд с рабочего места инструктора
4.1.R	Системы вертолета, воспроизводимые на FSTD, должны точно имитировать работу систем реального вертолета конкретного типа или группы вертолетов, включая взаимодействие систем, как на земле, так и в полете. Системы должны функционировать в объеме, достаточном для выполнения действий в нормальных, нештатных и аварийных ситуациях, предусмотренных в учебных программах эксплуатанта			✓		Работа систем вертолета должна определяться и прослеживаться на основе данных, предоставляемых изготовителем вертолета, изготовителем комплектного оборудования, либо на основе альтернативных утвержденных данных для систем вертолета или их компонентов, например, для средних вертолетов с двумя двигателями; они не должны быть связаны с конкретным типом вертолета. После включения систем их надлежащее функционирование должно регулироваться членом экипажа и не требовать дополнительных команд с рабочего места инструктора
4.1.G	Системы должны функционировать в объеме, достаточном для выполнения действий в нормальных, нештатных и аварийных ситуациях в соответствии с требованиями утвержденной учебной программы	✓				После включения систем их надлежащее функционирование должно регулироваться членом экипажа и не требовать дополнительных команд с рабочего места инструктора

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.2	ПОКАЗАНИЯ ПРИБОРОВ					
4.2.S	Все соответствующие показания приборов, включенные в моделирование вертолета, должны автоматически реагировать на изменения пространственного положения вертолета, входные воздействия пилота или изменения в состоянии систем, а также на любые внешние воздействия, связанные с имитируемыми приборами или показаниями. Они включают, но не только, атмосферные возмущения; эффекты, возникающие в результате обледенения; радиосигналы (радионавигация или GPS) или любые другие источники.				✓	Численные значения должны быть представлены в соответствующих единицах
4.2.R	Все соответствующие показания приборов, связанные с моделируемым вертолетом или группой моделируемых вертолетов должны автоматически реагировать на изменения пространственного положения вертолета, входные воздействия пилота или изменения состояния системы, а также на атмосферные возмущения и эффекты, возникающие в результате обледенения			✓		Численные значения должны быть представлены в соответствующих единицах
4.2.G	Все соответствующие показания приборов, включенные в моделируемый вертолет или группу моделируемых вертолетов, должны автоматически реагировать на изменения пространственного положения вертолета, входные воздействия пилота или изменения состояния системы	✓				
4.3	СИСТЕМЫ СВЯЗИ, НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ, СИСТЕМЫ ПРЕДУПРЕЖДАЮЩЕЙ И АВАРИЙНОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ					
4.3.S	Оборудование связи, навигационное оборудование, а также системы предупреждающей и аварийной сигнализации, включая звуковые предупреждения и другие звуковые сигналы, передающиеся в наушники, соответствующие оборудованию, установленному на вертолете конкретного типа, должны функционировать в пределах допусков и эксплуатационных характеристик, установленных для применяемого бортового оборудования				✓	Рабочие характеристики включают любые конкретные характеристики имитируемого оборудования тренажера, например, зависимости между двумя или более имитируемыми системами в случае неисправностей или специальные эксплуатационные ограничения оборудования общего назначения в результате интеграции в имитируемый тип вертолета

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ВЕРТОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.3.R	Системы связи, навигационное оборудование, а также системы предупреждающей и аварийной сигнализации, включая звуковые предупреждения и другие звуковые сигналы, передающиеся в наушники, соответствующие системам, обычно устанавливаемым на типовом имитируемом вертолете, должны функционировать в пределах допусков, установленных для применяемого бортового оборудования.			✓		
4.3.G	Связное оборудование и звуковые сигналы, передающиеся в наушники, в рамках предполагаемого использования	✓				
4.4	ПРОТИВООБЛЕДЕНИТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ					Информация, касающаяся моделей эффектов обледенения, приведена в п. 2.2 данного добавления
4.4.S	Противообледенительные системы, соответствующие системам, установленным на вертолете конкретного типа, должны функционировать, создавая соответствующие эффекты, формирующиеся в результате обледенения фюзеляжа, двигателей и датчиков приборов				✓	
4.4.R	Противообледенительные системы, соответствующие обычно устанавливаемым на вертолете или группе вертолетов системам, должны функционировать			✓		Необходимо использовать упрощенные модели обледенения с соответствующим изменением летных характеристик в результате обледенения фюзеляжа, двигателя, воздухозаборника и системы приемников воздушного давления. Должны воспроизводиться эффекты в результате включения противообледенительных систем постоянного/переменного действия
4.4.G	Неприменимо					

5. ТРЕБОВАНИЕ. РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЯ НА НИХ

5.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЙ НА НИХ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.S	Усилия на рычаги управления и перемещения рычагов управления должны точно соответствовать аналогичным усилиям и перемещениям на моделируемом вертолете. Реакция рычагов управления должна быть такой же, как на реальном вертолете в тех же условиях полета. При перемещениях рычагов управления должны воспроизводиться те же эффекты, что и на реальном вертолете в тех же условиях полета. Динамические характеристики системы загрузки на рычагах управления должны точно соответствовать моделируемому вертолету				✓	
5.R	Характеристики рычагов управления должны быть типовыми для группы моделируемых вертолетов (например, зависимость направления рулевого винта от положения педали), но не должны относиться к вертолету конкретного типа			✓		Активная обратная связь по усилию требуется в соответствующих случаях, (например, не требуется, если она не присутствует на вертолете, например, при наличии электродистанционной системы управления рулями)
5.G	По аналогии с характеристиками вертолета, но не относящиеся к определенной модели, типу или варианту (например, не требуется пропорциональная обратная связь по усилию)	✓				Активная обратная связь по усилию не является необходимой

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЙ НА НИХ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.1	УСИЛИЯ НА РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И ПЕРЕМЕЩЕНИЕ РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ					Испытание положений рычага управления в зависимости от усилий не проводится, если усилия в FSTD воспроизводятся исключительно с помощью вертолетного оборудования
5.1.S	Усилия на рычаги управления и их перемещения должны соответствовать моделируемому вертолету конкретного типа. Реагирование на управляющие усилия и перемещения рычагов управления должно быть точно таким, как и на моделируемом вертолете, и при этом должны возникать те же эффекты, что и на реальном вертолете при тех же условиях полета и состоянии систем				✓	Активная обратная связь по усилию требуется, если она предусмотрена в системе вертолета
5.1.R	Усилия на рычаги управления и их перемещения должны соответствовать группе моделируемых вертолетов. Реагирование на управляющие усилия и перемещения рычагов управления должно соответствовать группе вертолетов и при этом должны возникать те же эффекты, что и на группе вертолетов при тех же условиях полета и состоянии систем			✓		Активная обратная связь по усилию требуется, если она предусмотрена в системе вертолета
5.1.G	Усилия на рычаги управления, их перемещение и реагирование на управляющие усилия должны соответствовать в общем группе моделируемых вертолетов	✓				Активная обратная связь по усилию не требуется. Усилия на рычаги управления, производимые при их пассивном положении, являются приемлемыми.
5.2	ДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ВОСПРИЯТИЯ УСИЛИЙ НА РЫЧАГИ УПРАВЛЕНИЯ					
5.2.S	Динамические характеристики восприятия усилий на рычаги управления должны быть точно такими же, как и на моделируемом вертолете				✓	Описание приемлемых методов валидационной оценки динамических характеристик управления приведено в. п. 3.2 добавления B к части II. Информация о требуемых испытаниях приведена в разделе испытание 2.a.5 в добавлении B к части III (динамические характеристики управления)
5.2.R	Неприменимо					
5.2.G	Неприменимо					

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК РЫЧАГОВ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ И УСИЛИЙ НА НИХ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.3	РАБОТА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ					
5.3.S	Системы управления должны точно имитировать работу систем вертолета в нормальном режиме и во всех нештатных режимах, включая резервные системы, а также воспроизводить отказы соответствующих систем. Должны воспроизводиться соответствующие показания приборов и сообщения в кабине летного экипажа				✓	Применимые испытания см. в добавлении C к части III
5.3.R	Системы управления должны точно имитировать работу систем группы вертолетов в нормальном режиме и во всех нештатных режимах, включая резервные системы, а также воспроизводить отказы соответствующих систем. Должны воспроизводиться соответствующие показания приборов и сообщения в кабине летного экипажа			✓		Применимые испытания см. в добавлении C к части III
5.3.G	Системы управления должны обеспечивать базовую эксплуатацию вертолета с соответст-вующей индикацией в кабине летного экипажа	✓				Применимые испытания см. в добавлении C к части III

6. ТРЕБОВАНИЕ. ЗВУКОВЫЕ ЭФФЕКТЫ

6.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОВЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
6.S	Неприменимо					
6.R	Должны реалистично имитироваться звуки, характерные для конкретного вертолета. Характерные звуки, которые слышат члены летного экипажа при выполнении полетов в рамках предполагаемого использования			✓		Переменная N_R (превышение скорости/пониженная скорость), шум двигателя (срыв потока на лопатках компрессора, помпаж), "хлопки" лопастей, характерных для конкретной системы винтов. Регулятор громкости должен иметь индикацию устанавливаемых уровней громкости звука. Должно обеспечиваться взаимодействие между моделированием вертолетных систем и подвижной /вибрационной платформой (если она установлена)
6.G	Имитация звуков, похожих на создаваемые вертолетом звуки, но не связанных с конкретным типом, моделью или вариантом вертолета	✓				Переменная N_R, шум двигателя, "хлопки" лопастей. Регулятор громкости должен иметь индикацию устанавливаемых уровней громкости звука. См. конкретные аудиосигналы, связанные с системами ATA вертолетов, которые рассматриваются отдельно в п. 4 данного добавления

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОВЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
6.1	СИСТЕМА ИМИТАЦИИ ЗВУКОВ					
6.1.R	Характерные звуки в кабине летного экипажа при выполнении полетов в нормальном режиме и во всех нештатных режимах, соответствующие звукам вертолета, включая звуки двигателя, трансмиссии, несущего винта, систем вертолета, а также возникающие в результате действий пилота или инструктора			✓		Звуки в зависимости от условий полета: переменная N_R, шум двигателя, "хлопки" лопастей и т. д. Системы вертолета относятся к компонентам, генерирующим звуки, воспринимаемые летным экипажем, например, насосы, моторы, вентиляторы, воздушные потоки системы вентиляции и стеклоочистители. Требуется заявление о соответствии (ЗОС). Требуется проведение испытаний. См. добавление B к части III
6.1.G	Должны воспроизводиться звуки двигателя(ей), трансмиссии и винта(ов), похожие на звуки вертолета, но не связанные с определенной моделью, типом или вариантом вертолета	✓				Звуки в зависимости от условий полета: переменная N_R, шум двигателя, "хлопки" лопастей. Должны различаться типы двигателя (поршневой или газотурбинный). Требуется ЗОС
6.2	ШУМЫ И ЗВУКИ В РЕЗУЛЬТАТЕ УДАРА ПРИ АВАРИИ ИЛИ КАТАСТРОФЕ					
6.2.R	Звуки разрушения в случае превышения ограничений моделируемым вертолетом			✓		
6.2.G	Звуки разрушения в случае превышения ограничений моделируемым вертолетом	✓				
6.3	ШУМЫ И ЗВУКИ ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ					
6.3.R	Характерные звуки и шумы окружающей обстановки должны соответствовать моделируемым метеоусловиям			✓		
6.3.G	Имитации звуков и шумов окружающей обстановки не требуется. Однако в случае наличия звуков и шумов, они должны соответствовать моделируемым метеоусловиям	✓				

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ЗВУКОВЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
6.4	УРОВНИ ГРОМКОСТИ ЗВУКОВ И ШУМОВ					
6.4.R	Регулятор громкости должен иметь индикацию уровня устанавливаемых уровней громкости звука, соответствующую всем квалификационным требованиям. Полная громкость должна соответствовать фактическим уровням громкости, указанным в утвержденной группе данных. Если полная громкость не установлена, инструктору должна предоставляться индикация о нештатной установке			✓		Индикация о нештатной установке должна обеспечивать выдачу оповещения на основной странице рабочего места инструктора, которая всегда видна инструктору
6.4.G	Регулятор громкости должен иметь индикацию уровня устанавливаемых уровней громкости звука, соответствующую всем квалификационным требованиям. Полная громкость должна соответствовать фактическому уровню громкости, согласованному при первоначальной квалификационной оценке. Если полная громкость не установлена, инструктору должна предоставляться индикация о нештатной установке	✓				
6.5	НАПРАВЛЕННОСТЬ ЗВУКА					
6.5.R	Направленность звука должна быть типовой			✓		Хотя большинство стационарных звуков исходят сверху и сзади, некоторые характерные звуки (например, вследствие удара шасси при несимметричном приземлении или работы стеклоочистителей лобового стекла) должны четко различаться по своей направленности. Требуется ЗОС
6.5.G	Не требуется, чтобы звук был направленным	✓				

7. ТРЕБОВАНИЕ. ВИЗУАЛЬНЫЕ ЭФФЕКТЫ

7.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
7.S	В рамках предполагаемого использования тренажерного устройства конкретного вертолета для каждого из пилотов имитируется непрерывная зона обзора, с эффектом бесконечной перспективы для точки положения глаз пилота, управляющего полетом, с детальным отображением ближней перспективы и текстурированным воспроизведением всех условий окружающей среды. Должны моделироваться визуальные ориентиры, позволяющие оценить скорость изменения высоты, высоту над уровнем земли, поступательные перемещения и скорости при выполнении взлета, маневрировании на малой высоте/с низкой скоростью, в режиме висения и при выполнении посадки. Минимальная зона обзора: 210° по горизонтали и 60° по вертикали. Вертикальное исходное положение глаз пилотов корректируется таким образом, чтобы соотношение верхней и нижней частей зоны обзора составляло, соответственно 1/3 и 2/3. Точность воспроизведения визуальной обстановки: на визуальном отображении различим горизонт в дневное и вечернее время при выполнении полетов по ПВП, что позволяет определить пространственное положение вертолета по осям тангажа, крена и рыскания. Возможности системы должны обеспечивать отображение рельефа местности с разрешающей способностью, определяемой окружающей обстановкой. Место посадки должно быть видно с расстояния, достаточного для того, чтобы пилот мог установить режим снижения, стабилизировать вертолет и выдерживать угол захода на посадку до 45° с высоты от 300 м (1000 фут) над уровнем земли до ее поверхности, если видимость не ограничивается конструкцией кабины вертолета.				✓	Зона обзора в тренажерном устройстве должно быть точной копией зоны обзора вертолета без ограничений. В некоторых случаях, когда это необходимо для выполнения учебных задач, обеспечивается расширенная зона обзора, включая обзор из окон передней носовой части кабины. Эти задачи могут включать выполнение взлетов, вылетов, заходов на посадку и посадок на площадки ограниченных размеров, наклонные площадки, на площадки, покрытые снегом/песком и т. д.; на буровую платформу или палубу корабля и т. д.

7.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	Должна обеспечиваться высокая четкость и разборчивость при обзоре поверхности земли и наземных объектов					
7.R	Должны присутствовать визуальные эффекты, позволяющие оценить скорость изменения высоты, поступательные перемещения и скорость при выполнении взлета и посадки. Минимальная зона обзора: 180° по горизонтали и 45° по вертикали. Вертикальное исходное положение глаз пилотов корректируется таким образом, чтобы соотношение нижней и верхней зоны обзора составляло, соответственно 1/3 и 2/3. Точность воспроизведения визуальной обстановки: на визуальном отображении должен быть различим горизонт в дневное и вечернее время в условиях выполнения полетов по ПВП, что позволяет определить пространственное положение вертолета по осям тангажа, крена и рыскания. Посадочная площадка должна быть видна с расстояния, достаточного для того, чтобы позволить пилоту установить режим снижения, стабилизировать вертолет и выдерживать угол захода на посадку до 20° с высоты от 300 м (1000 фут) над уровнем земли до ее поверхности, если зона обзора не ограничивается конструкцией кабины вертолета. Должна обеспечиваться высокая четкость и разборчивость при обзоре поверхности земли и наземных объектов			✓		
7.G	Минимальная зона обзора: 45° по горизонтали и 30° по вертикали. Отображение визуальной обстановки в дневное время, в сумерках или на рассвете должно отвечать требованиям к проведению подготовки к полетам по приборам, а это предполагает наличие возможности достаточно подробно воспроизвести элементы обстановки, что обеспечивает распознавание базовых аэродромов, вертолетных площадок, местности и наземных ориентиров в зоне конечного этапа захода на посадку и взлета	✓				

7.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	(FATO), а также возможность успешного выполнения маневров с низкой воздушной скоростью и на малой высоте, включая отрыв от земли, висение, поступательные перемещения, выполнение посадки и касание. Точность воспроизведения визуальной обстановки: на визуальном отображении должен быть различим горизонт в дневное и вечернее время в условиях выполнения полетов по ПВП, что позволяет определить пространственное положение вертолета по осям тангажа и крена. При наличии посадочной площадки, она должна быть видна с расстояния, достаточного для того, чтобы позволить пилоту установить режим снижения, стабилизировать вертолет и выдерживать малый угол захода на посадку (менее 5°) с высоты от 300 м (1000 фут) над уровнем земли до ее поверхности, если зона обзора не ограничивается конструкцией кабины вертолета					

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
7.1	ДИСПЛЕЙ					При выборе системы отображения данных и требований к зоне обзора следует в полной мере учитывать предполагаемое использование FSTD. Обеспечение баланса между обучением и тестированием/проверкой может повлиять на выбор и геометрию системы отображения данных. Кроме того, необходимо учитывать разнообразные эксплуатационные требования. Справочное руководство по типам дисплеев приведено в дополнении R к части II
7.1.S	Для каждого пилота одновременно должна обеспечиваться непрерывная зона обзора, как минимум, 210° по горизонтали и 60° по вертикали. Отображение должно быть выровнено относительно пилота, выполняющего полет. Смещение отображения, наблюдаемого вторым пилотом, не должно превышать 20°. Вертикальная зона обзора должна распределяться таким образом, чтобы обзор выше линии горизонта составлял 20° и ниже линии горизонта 40°. Если траектория движения законцовок лопастей винта видна из вертолета из исходного положения глаз пилота, то это должно соответствующим образом отображаться. В системе визуализации не должно быть оптических разрывов и дефектов отображения, создающих нереалистичные эффекты				✓	Распределение горизонтальной и вертикальной зон обзора может быть скорректировано с учетом конфигурации конкретного вертолета. Требуется ЗОС, объясняющее геометрические параметры установки. См. добавление B к части III (испытание 4.a.1, поле обзора). На поверхности дисплея допускаются стыки, если это необходимо для обеспечения транспортировки тренажера, однако они должны быть минимизированы.
7.1.R	Для каждого пилота одновременно должна обеспечиваться непрерывная зона обзора, как минимум, 180° по горизонтали и 45 по вертикали. Отображение должно быть выровнено относительно пилота, выполняющего полет. Смещение отображения, наблюдаемого вторым пилотом, не должно превышать 20°. Вертикальное поле обзора должно распределяться таким образом, чтобы обзор выше линии горизонта составлял 15°и ниже линии горизонта 30°.			✓		Распределение горизонтальной и вертикальной зон обзора может быть скорректировано с учетом конфигурации конкретного вертолета. Требуется ЗОС, объясняющее геометрические параметры установки. См. добавление B к части III (испытание 4.a.1, поле обзора). На поверхности экрана допускаются стыки, если это необходимо для обеспечения транспортировки тренажера, однако они должны быть минимизированы.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	Если траектория движения законцовок лопастей винта видна в пределах указанной зоны обзора, то это должно соответствующим образом отображаться. Система визуализации не должна иметь оптических разрывов и дефектов изображения, создающих нереалистичные эффекты					
7.1.G	Для каждого пилота одновременно должна обеспечиваться непрерывная зона обзора, как минимум, 45° по горизонтали и 30 по вертикали. Отображение должно быть выровнено относительно пилота, выполняющего полет. Смещение отображения, наблюдаемого вторым пилотом, не должно превышать 20°. Если траектория движения законцовок лопастей винта видна в пределах указанной зоны обзора, то это должно соответствующим образом отображаться. Минимальное расстояние от положения глаз пилота до поверхности дисплея прямого наблюдения не может быть меньше, чем расстояние до любого прибора, расположенного на передней панели	✓				Горизонтальное и вертикальное поля обзора могут быть скорректированы в соответствии с конфигурацией конкретного вертолета. См. добавление B к части III (испытание 4.a.1, поле обзора).
7.2	РАЗРЕШАЮЩАЯ СПОСОБНОСТЬ ДИСПЛЕЯ					
7.2.S	Разрешающая способность демонстрируется с помощью тестового шаблона, состоящего из объектов, видимые угловые размеры которых, отсчитываемые от точки положения глаз пилота, не превышают 2 угловых минут на визуальном изображении на дисплее				✓	Требуется ЗОС с расчетами, подтверждающими разрешающую способность. См. добавление B к части III (испытание 4.a.3, разрешающая способность)
7.2.R	Разрешающая способность демонстрируется с помощью тестового шаблона, состоящего из объектов, видимые угловые размеры которых, отсчитываемые от точки положения глаз пилота, не превышают 3 угловых минут на визуальном изображении на дисплее			✓		Требуется ЗОС с расчетами, подтверждающими разрешающую способность. См. добавление B к части III (испытание 4.a.3, разрешающая способность)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
7.2.G	Разрешающая способность демонстрируется с помощью тестового шаблона, состоящего из объектов, видимые угловые размеры которых, отсчитываемые от точки положения глаз пилота, не превышают 4 угловых минут на визуальном изображении на дисплее	✓				Требуется ЗОС с расчетами, подтверждающими разрешающую способность. См. добавление B к части III (испытание 4.a.3, разрешающая способность)
7.3	РАЗМЕР ТОЧЕЧНОГО ИСТОЧНИКА СВЕТА					
7.3.S	Размер точечного источника света – не более 5 угловых минут				✓	Требуется ЗОС, подтверждающее, что в тестовом шаблоне представлены огни, используемые для освещения аэродрома. См. добавление B к части III (испытание 4.a.4, размер точечного источника света)
7.3.R	Размер точечного источника света – не более 8 угловых минут			✓		Требуется ЗОС, подтверждающее, что в тестовом шаблоне представлены огни, используемые для освещения аэродрома. См. добавление B к части III (испытание 4.a.4, размер точечного источника света)
7.3.G	Размер точечного источника света – не более 8 угловых минут	✓				Требуется ЗОС, подтверждающее, что в тестовом шаблоне представлены огни, используемые для освещения аэродрома. См. добавление B к части III (испытание 4.a.4, размер точечного источника света)
7.4	КОЭФФИЦИЕНТ КОНТРАСТНОСТИ ПОВЕРХНОСТИ					
7.4.S	Коэффициент контрастности поверхности, позволяющий четко распознавать элементы изображения, не менее 8:1				✓	См. добавление B к части III (испытание 4.a.5, коэффициент контрастности поверхности)
7.4.R	Коэффициент контрастности поверхности, позволяющий распознавать элементы изображения, не менее 5:1			✓		См. добавление B к части III (испытание 4.a.5, коэффициент контрастности поверхности)
7.4.G	Коэффициент контрастности поверхности, достаточный для предполагаемого использования, не менее 4:1	✓				См. добавление B к части III (испытание 4.a.5, коэффициент контрастности поверхности)
7.5	КОЭФФИЦИЕНТ КОНТРАСТНОСТИ ТОЧЕЧНОГО ИСТОЧНИКА СВЕТА					
7.5.S	Коэффициент контрастности точечного источника света, достаточный для четкого распознавания источников освещения и света, не менее 25:1				✓	См. добавление B к части III (испытание 4.a.6, коэффициент контрастности точечного источника света)
7.5.R	Коэффициент контрастности точечного источника света, достаточный для распознавания света, не менее 10:1			✓		См. добавление B к части III (испытание 4.a.6, коэффициент контрастности точечного источника света)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
7.5.G	Коэффициент контрастности точечного источника света, достаточный для распознавания огней, не менее 8:1	✓				См. добавление B к части III (испытание 4.a.6, коэффициент контрастности точечного источника света)
7.6	ЯРКОСТЬ СИСТЕМЫ					
7.6.S	Яркость системы должна демонстрироваться с использованием тестового растрового шаблона, растянутого по экрану, достаточным для отображения обычной дневной обстановки, а также отвечать требованиям к коэффициенту контрастности. Яркость поверхности должна быть не менее 20 кд/м² (5,8 фут-ламберт)				✓	См. добавление B к части III (испытание 4.a.8, яркость поверхности)
7.6.R	Яркость системы должна демонстрироваться с использованием тестового растрового шаблона, растянутого по экрану, достаточным для отображения обычной дневной обстановки, а также отвечать требованиям к коэффициенту контрастности. Яркость поверхности должна быть не менее 14 кд/м² (4,1 фут-ламберт)			✓		См. добавление B к части III (испытание 4.a. 8, яркость поверхности).
7.6.G	Достаточная яркость для обеспечения предполагаемого использования	✓				
7.7	УРОВЕНЬ ЧЕРНОГО И ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНАЯ КОНТРАСТНОСТЬ					Должно представляться объяснение в тех случаях, если испытание не считается относящимся к типу дисплея
7.7.S	Уровень черного и последовательная контрастность должны измеряться с целью определения того, что они достаточны для проведения обучения в любое время суток				✓	См. добавление B к части III (испытание 4.a. 9, уровень черного и последовательная контрастность)
7.7.R	Уровень черного и последовательная контрастность должны измеряться с целью определения того, что они достаточны для проведения обучения в любое время суток			✓		
7.7.G	Достаточные для обеспечения предполагаемого использования	✓				
7.8	РАЗМЫТОСТЬ ИЗОБРАЖЕНИЯ ДВИЖУЩИХСЯ ОБЪЕКТОВ					Должно представляться объяснение в тех случаях, если испытание не считается относящимся к типу дисплея
7.8.S	Необходимо проводить испытания для определения степени размытости изображения движущихся объектов, характерного для некоторых типов дисплейной аппаратуры. Должно проводиться				✓	См. добавление B к части III (испытание 4.a.10, степень размытости изображения движущихся объектов).

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	испытание, демонстрирующее степень размытости изображения движущихся объектов при заданной скорости движения изображения					
7.8.R	Подходящая для обеспечения предполагаемого использования			✓		
7.8.G	Подходящая для обеспечения предполагаемого использования	✓				
7.9	СПЕКЛ – ТЕСТ					Должно представляться объяснение в тех случаях, если испытание не считается относящимся к типу дисплея. Это испытание относится только к проекторам, в которых используются источники света с некоторой степенью когерентности
7.9.S	Необходимо провести испытание для определения, что уровень спекла, типичный для лазерных дисплеев, ниже отвлекающего уровня				✓	См. добавление B к части III (испытание 4.a.11, спекл – тест)
7.9.R	Подходящий уровень спекла для обеспечения предполагаемого использования			✓		
7.9.G	Подходящий уровень спекла для обеспечения предполагаемого использования	✓				
7.10	ИНДИКАЦИЯ НА ЛОБОВОМ СТЕКЛЕ (если имеется)					Включает устройство, укрепляемое на голове или другое устройство, отображающее данные поверх изображения обстановки, видимой из окна кабины пилотов
7.10.S	Система индикации на лобовом стекле должна быть аналогичной установленной в кабине пилотов реального вертолета. Активный дисплей (дублирующий индикатор) для отображения всех параметров в кабине пилотов, должен размещаться на рабочем месте инструктора (РМИ) или в другом месте, утвержденном NAA. Формат параметров, представляемых на дублирующем индикаторе, должен соответствовать формату отображения параметров на индикаторе пилота				✓	Требуется ЗОС. В случае использования неколлиматорных систем, пилот, выполняющий полет, может использовать только одно изображение, которое выровнено с отображениями внекабинной обстановки. См. добавление B к части III (испытание 4.b, индикация на лобовом стекле) и дополнение K к части II
7.10.R	Система индикации на лобовом стекле должна быть аналогичной установленной в кабине реального вертолета, или данные могут представляться на дисплее отображения внекабинной обстановки.			✓		Требуется ЗОС. При использовании неколлиматорных систем, пилот, выполняющий полет, может использовать только одно изображение, которое выровнено с отображениями внекабинной обстановки.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	Активный дисплей (дублирующий индикатор) для отображения всех параметров в кабине пилота, должен размещаться на рабочем месте инструктора (РМИ) или в другом месте, утвержденном NAA. Формат параметров, представляемых на дублирующем индикаторе, должен соответствовать формату отображения параметров на индикаторе пилота.					Если отображаются данные об обстановке за окном кабины пилотов, например, такие, которые накладываются на визуальную картину, изображение данных должно регулироваться пилотом, поскольку таким образом это происходит на вертолете и это применимо только для полетов, выполняемых одним пилотом. См. добавление B к части III (испытание 4.b, индикация на лобовом стекле) и дополнение K к части II
7.10.G	Неприменимо					
7.11	БОРТОВАЯ СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОГО ЗРЕНИЯ С РАСШИРЕННЫМИ ВОЗМОЖНОСТЯМИ ВИЗУАЛИЗАЦИИ (EFVS) (если установлена), включая NVG					
7.11.S	Аппаратное и программное обеспечение имитации EFVS, включая соответствующие индикаторы и систему сигнализации в кабине пилотов, должны функционировать аналогично системе EFVS, установленной в реальном вертолете, или эквивалентно ей. Для функционирования EFVS должен моделироваться как минимум один аэропорт. Модель аэропорта должна включать систему посадки по приборам (ILS) и выполнение неточного захода на посадку (с использованием системы вертикальной аэронавигации (VNAV), если она необходима для вертолета данного типа). Если используется отображение системы индикации на лобовом стекле (HUD) (отображение и символика), оно должно соответствовать требованиям п. 7.10.S данного добавления. Для настройки минимумов EFVS должна обеспечиваться возможность предварительной настройки метеоусловий с РМИ				✓	При использовании неколлиматорных систем пилот, выполняющий полет, может использовать только одну EFVS вследствие проблем с выравниванием изображения. См. добавление B к части III (испытание 4. c, бортовая система технического зрения с расширенными возможностями визуализации) и дополнение L к части II
7.11.R	Аппаратное и программное обеспечение имитации EFVS, включая соответствующие индикаторы и систему сигнализации в кабине пилотов, должны функционировать аналогично системе EFVS, установленной в реальном вертолете, или эквивалентно ей.			✓		Пилот, выполняющий полет, может использовать только один HUD/EFVS вследствие проблем с выравниванием изображения. В качестве альтернативы EFVS может быть представлена как часть отображения визуальной картины, представляющей типичную зону обзора с HUD.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ВИЗУАЛЬНЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	Для функционирования EFVS должен моделироваться как минимум один аэропорт. Модель аэропорта должна включать систему посадки по приборам (ILS) и выполнение неточного захода на посадку (с использованием системы вертикальной аэронавигации (VNAV), если она необходима для вертолета данного типа)					См. добавление B к части III (испытание 4.c, бортовая система технического зрения с расширенными возможностями визуализации) и дополнение L к части II
7.11.G	Неприменимо					
7.12	ВИДИМЫЙ УЧАСТОК ЗЕМЛИ					
7.12.S	Необходимо провести испытание, чтобы продемонстрировать правильность восприятия видимого участка земли на конечном этапе захода на посадку в условиях категории II и правильность положения вертолета относительно ВПП				✓	См. добавление B к части III (испытание 4.d, видимый участок земли)
7.12.R	Необходимо провести испытание, чтобы продемонстрировать правильность восприятия видимого участка земли на конечном этапе захода на посадку в условиях категории II и правильность положения вертолета относительно ВПП			✓		См. добавление B к части III (испытание 4.d, видимый участок земли)
7.12.G	Необходимо продемонстрировать соответствующую видимость	✓				
7.13	ЭФФЕКТЫ, ОБУСЛОВЛЕННЫЕ НИСХОДЯЩИМ ПОТОКОМ ОТ ЛОПАСТЕЙ НЕСУЩЕГО ВИНТА					
7.13.S	Система должна обеспечивать возможность отображения эффектов рециркуляции пыли, водяного пара или снега, развивающиеся вследствие нисходящего потока от несущего винта. Этот эффект должен соответствовать типу поверхности, находящейся под вертолетом				✓	
7.13.R	Неприменимо					
7.13.G	Неприменимо					

8. ТРЕБОВАНИЕ. ВИБРАЦИОННЫЕ ЭФФЕКТЫ

8.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
8.S	Характерные вибрации/тряска, соответствующие типу вертолета, которые могут возникать в процессе его эксплуатации и ощущаться в кабине пилотов				✓	Адекватность воспроизведения эффектов должна включать все эффекты уровня R согласно п. 8.R, но для конкретного типа вертолета, а также такие дополнительные эффекты, связанные с состоянием шасси, нагружением в результате крутящего момента несущего и хвостового винтов и эффекты конкретных неисправностей (в том числе связанные с демпфером несущего винта, системой подавления колебаний и устройствами компенсации крутящего момента подшипников/муфт/редукторов/ведущего вала несущего винта)
8.R	Пилот воспринимает ощутимые и типовые вибрационные эффекты			✓		Адекватность воспроизведения эффектов должна включать все эффекты уровня G согласно п. 8.G и дополнительные вибрационные эффекты основной системы уравновешивания реактивного момента несущего винта (например, хвостовой винт, фенестрон, система NOTAR), а также эффекты, вызванные балансировкой и установкой соосности системы противовращения и несущего винта, отказами гидросистемы и обледенением, попаданием в режим вихревого кольца [стабилизация тягой], авторотацией и основные эффекты отказов системы уравновешивания реактивного момента несущего винта. Должны также воспроизводиться эффекты, вызванные эксплуатацией в условиях низкой относительной скорости (например, относительные потоки воздуха со всех направлений) и в условиях высокой относительной скорости (например, срыв потока с отступающей лопасти несущего винта). Все эффекты должны соответствовать группе вертолетов
8.G	Пилот воспринимает аналогичные реальному вертолету вибрационные эффекты	✓				Основные типы вибраций, имеющие место на вертолете, в том числе вследствие скорости вращения несущего винта, нагрузки на диск, набора высоты при переходе от висения к поступательному полету, изменения скорости (ускорение и торможение), а также общие вибрационные эффекты в нештатном режиме

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
8.1	ОБЩИЕ ВИБРАЦИОННЫЕ ЭФФЕКТЫ					См. дополнение P к части II относительно информации по вибрационным системам
8.1.S	Должны воспроизводиться характерные эффекты тряски/вибрации, возникающие в результате эксплуатации вертолета, поскольку тряска/вибрация являются признаком действия или состояния вертолета, которые могут ощущаться в кабине летного экипажа. На FSTD должны быть запрограммированы следующие эффекты вибрации и тряски: 1) основные вибрационные эффекты от скорости несущего винта и нагрузки на диск; 2) тряска при переходе к поступательному полету и вследствие изменений скорости; 3) тряска при движении по ВПП, от обжатия стоек шасси, вследствие скорости движения по земле и неровностей ВПП; 4) тряска, вызванная влиянием поперечных потоков; 5) тряска при выпуске и уборке шасси (если применимо); 6) тряска при срыве потока с отступающей лопасти; 7) тряска, вызванная вихревым кольцом (стабилизация тягой); 8) типовые эффекты при касании с землей; 9) вибрации вследствие высокой скорости несущего винта; 10) тряска вследствие динамики разрыва пневматика; 11) тряска вследствие неисправностей и повреждения двигателя;				✓	Требуется ЗОС. Требуется проведение испытаний вибраций при движении и регистрация их результатов для сравнения относительных амплитуд в зависимости от частоты. Имитатор должен быть запрограммирован и оборудован приборами таким образом, чтобы можно было измерить характерные режимы тряски и сравнить их с данными, полученными при испытаниях вертолета (см. испытание 3bis (вибрации) в добавлении B к данной части). Для случаев турбулентности приемлемы универсальные модели возмущений, если при их использовании они позволяют получить результаты, сопоставимые с доказательными данными летных испытаний

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	12) тряска вследствие контакта корпуса вертолета с землей; 13) вибрация вследствие атмосферных возмущений; 14) вибрация вследствие обледенения. А также любые эффекты вибрации и тряски, характерные для несущего винта и системы трансмиссии моделируемого типа вертолета					
8.1.R	На FSTD должны быть запрограммированы следующие эффекты вибрации и тряски: 1) основные вибрационные эффекты от скорости несущего винта и нагрузки на диск; 2) тряска при переходе к поступательному полету и вследствие изменений скорости; 3) тряска, вызванная влиянием поперечных потоков; 4) тряска при срыве потока с отступающей лопасти; 5) тряска, вызванная вихревым кольцом (стабилизация тягой); 6) вибрации вследствие высокой скорости несущего винта; 7) тряска вследствие неисправностей и повреждения двигателя; 8) тряска вследствие контакта корпуса вертолета с землей; 9) вибрация вследствие атмосферных возмущений; 10) вибрация вследствие обледенения.			✓		Требуется проведение испытаний вибраций при движении и регистрация их результатов для сравнения относительных амплитуд в зависимости от частоты. Имитатор должен быть запрограммирован и оборудован приборами таким образом, чтобы можно было измерить характерные режимы тряски и сравнить их с данными вертолета, полученными при испытаниях (см. испытание 3bis (вибрации) в добавлении B к части III)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ВИБРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
8.1.G	FSTD должно, как минимум, быть оборудовано системой воспроизведения характерных для вертолета вибраций, ощущаемых на рабочих местах пилотов, и должны быть запрограммированы следующие эффекты вибрации и тряски: 3) основные вибрационные эффекты от скорости несущего винта и нагрузки на диск; 4) тряска при переходе к поступательному полету и вследствие изменений скорости; 3) тряска вследствие нештатного состояния систем.	✓				

9. ТРЕБОВАНИЕ. АКСЕЛЕРАЦИОННЫЕ ЭФФЕКТЫ

9.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
9.S	Неприменимо					
9.R	Пилот воспринимает ощутимые и характерные акселерационные эффекты и воздействия, которые обеспечивают соответствующее восприятие ускорений на вертолете по 6 степеням свободы (DOF). Для обеспечения предполагаемого использования акселерационные эффекты во всех случаях должны создавать правильные ощущения.			✓		
9.R1	Пилот воспринимает ощутимые и характерные акселерационные эффекты и воздействия, которые обеспечивают соответствующее восприятие ускорений на вертолете по 6 степеням свободы (DOF). Для обеспечения предполагаемого использования акселерационные эффекты во всех случаях должны создавать правильные ощущения. Ощущение движений могут быть менее отчетливыми, чем указанные в п. 9.R, сила воздействия движений может быть ниже		✓			
9.G	Неприменимо					

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
9.1	ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ ОБ АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТАХ					Когда системы подвижности устанавливаются эксплуатантом FSTD, даже если они не требуются для данного типа тренажерного устройства, но нужны для дополнительного вида подготовки, они должны проходить соответствующую оценку с целью гарантировать, что это отрицательно не повлияет на квалификационный уровень FSTD
9.1.R	Воспринимаемые пилотом акселерационные эффекты (силовые воздействия) по 6 степеням свободы должны быть типовыми для моделируемого вертолета движениями в полете и на земле			✓		Требуется ЗОС. Для оценки разницы в определениях R и R1 для данного требования см. добавления B и C к части III
9.1.R1	Воспринимаемые пилотом акселерационные эффекты (силовые воздействия) по 6 степеням свободы должны быть типовыми для моделируемого вертолета движениями в полете и на земле		✓			Требуется ЗОС. Для оценки разницы в определениях R и R1 для данного требования см. добавления B и C к части III
9.2	СИЛОВЫЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ ПРИ ДВИЖЕНИИ					
9.2.R	Система подвижности (силовые воздействия) должна воспроизводить эффекты (воздействия), воспринимаемые пилотом в исходном положении по 6 степеням свободы (т. е. по тангажу, крену, рысканию, перемещениям по вертикальной, поперечной и продольной осям)			✓		Требуется ЗОС
9.2.R1	Система подвижности (силовые воздействия) должна воспроизводить эффекты (воздействия), воспринимаемые пилотом в исходном положении по 6 степеням свободы (т. е. по тангажу, крену, рысканию, перемещениям по вертикальной, поперечной и продольной осям). Сила воспроизводимых эффектов может быть частично уменьшена и восприятие движения может быть снижено		✓			Требуется ЗОС
9.3	ЭФФЕКТЫ ДВИЖЕНИЯ					
9.3.R	Эффекты движения должны включать характерные виды тряски и толчки, возникающие в процессе эксплуатации вертолета, поскольку они отражают перемещения или состояние вертолета, которые могут ощущаться в кабине пилотов			✓		См. таблицу функциональных и субъективных испытаний в добавлении C к части III (испытания 13, эффекты движения и вибрационные эффекты)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
9.3.R	1) Эффекты касания основным или носовым шасси или лыжными шасси в зависимости от их геометрии			✓		Толчки при касании должны отражать эффекты поперечного и продольного движения в процессе посадки с боковым отклонением или при боковом ветре, а также влияние вертикальной скорости снижения. Необходимо выполнить несколько заходов на посадку по обычной схеме с различными вертикальными скоростями снижения. Следует удостовериться, что эффекты толчков при касании для каждого значения вертикальной скорости снижения являются типовыми для реального вертолета
9.3.R	2) Динамические характеристики разрыва пневматика. Моделирование разрыва одного пневматика и нескольких пневматиков			✓		Пилот может заметить рыскание при моделировании разрыва нескольких пневматиков с одной стороны. В связи с этим ему потребуется работать педалью, чтобы сохранить управление вертолетом. В зависимости от типа вертолета, разрыв одного пневматика может остаться незамеченным пилотом и не вызвать каких-либо особых эффектов движения. Звуки или вибрация могут быть связаны с падением давления в реальном пневматике
9.3.R	3) Удар корпуса вертолета о землю (например, удары хвостовой частью и гондолой). Удары хвостовой частью можно проверить путем большого увеличения угла тангажа при быстрой остановке или посадке на авторотации на землю			✓		Эффект движения должен ощущаться как заметный момент на пикирование
9.3.R1	Эффекты движения должны включать характерные виды тряски и толчки, возникающие в процессе эксплуатации вертолета, поскольку они отражают перемещения или состояние вертолета, которые могут ощущаться в кабине пилотов		✓			См. таблицу функциональных и субъективных испытаний в добавлении C к части III (испытания 13, эффекты движения и вибрационные эффекты)
9.3.R1	1) Эффекты касания основным или носовым шасси или лыжными шасси в зависимости от их геометрии		✓			Толчки при касании должны отражать влияние поперечного и путевого движения в результате посадки с боковым отклонением или при боковом ветре, также как и влияние вертикальной скорости снижения. Необходимо выполнить несколько заходов на посадку по обычной схеме при различных вертикальных скоростях снижения. Следует удостовериться, что эффекты толчков при касании для каждого значения вертикальной скорости снижения являются типовыми для реального вертолета

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК АКСЕЛЕРАЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
9.3.R1	2) Динамические характеристики разрыва пневматика. Моделирование разрыва одного пневматика и нескольких пневматиков		✓			Пилот может заметить рыскание при моделировании разрыва нескольких пневматиков с одной стороны. В связи с этим ему потребуется работать педалью, чтобы сохранить управление вертолетом. В зависимости от типа вертолета, разрыв одного пневматика может остаться незамеченным пилотом и не вызвать каких-то особых эффектов движения. Звук или вибрация могут быть связаны с падением давления в реальном пневматике
9.3.R1	3) Удар корпуса вертолета о землю (например, удары хвостовой частью и гондолой). Удары хвостовой частью можно проверить путем большого увеличения угла тангажа при быстрой остановке или посадке на авторотации на землю		✓			Эффект движения должен ощущаться как заметный момент на пикирование

10. ТРЕБОВАНИЕ. ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – НАВИГАЦИЯ

10	**ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – НАВИГАЦИЯ**	**G**	**R1**	**R**	**S**	**ПРИМЕЧАНИЯ**
10.S	**Для обеспечения предполагаемого использования необходимы навигационные данные наряду с соответствующим оборудованием для захода на посадку, например, GPS, VOR, DME, ILS, NDB и т. д.**				✓	**Навигационные средства должны соответствовать реальным и использоваться без ограничений в пределах дальности действия, кроме тех случаев, когда их действие намеренно ограничено по причине препятствий на земле или каких-либо других помех**
10.R	**Неприменимо**					
10.G	**Неприменимо**					

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ХАРАКТЕРИСТИКАМ ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – НАВИГАЦИЯ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
10.1	БАЗА НАВИГАЦИОННЫХ ДАННЫХ					
10.1.S	База навигационных данных, достаточная для обеспечения работы систем моделируемого вертолета в реальных условиях эксплуатации				✓	
10.1.R	Неприменимо					
10.1.G	Неприменимо					
10.2	МИНИМАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К АЭРОПОРТУ/ВЕРТОДРОМУ					
10.2.S	Полная база навигационных данных, как минимум, одного аэропорта и/или вертолетной площадки, включая регулярные обновления				✓	Регулярные обновления проводятся в установленные NAA сроки обновления базы навигационных данных В тех случаях, когда в аэропортах или на вертолетных площадках могут выполняться заходы на посадку с использованием системы GPS (глобальная система определения местоположения), это должно обеспечиваться, если вертолет оборудован соответствующим образом
10.2.R	Неприменимо					
10.2.G	Неприменимо					

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ХАРАКТЕ-РИСТИКАМ ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – НАВИГАЦИЯ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
10.3	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА РАБОЧЕМ МЕСТЕ ИНСТРУКТОРА					
10.3.S	Инструктор управляет внутренними и внешними навигационными средствами				✓	Например, отказ глиссадного приемника системы посадки по приборам (ILS), либо отказ наземного глиссадного маяка
10.3.R	Неприменимо					
10.3.G	Неприменимо					
10.4	ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРИЛЕТА/ВЫЛЕТА					
10.4.S	Навигационные данные со всеми соответствующими стандартными процедурами прилета и вылета				✓	
10.4.R	Неприменимо					
10.4.G	Неприменимо					
10.5	ДАЛЬНОСТЬ ДЕЙСТВИЯ НАВИГАЦИОННЫХ СРЕДСТВ					
10.5.S	Навигационные данные вместе со всеми соответст-вующими стандартами процедур прибытия и вылета				✓	Навигационные средства должны соответствовать реальным и использоваться без ограничений в пределах дальности действия, кроме тех случаев, когда их действие намеренно ограничено по причине препятствий на земле или каких-либо других
10.5.R	Неприменимо					
10.5.G	Неприменимо					

11. ТРЕБОВАНИЕ. ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ

11	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
11.S	В соответствии с учебной задачей				✓	Другие эффекты атмосферных явлений могут включать, но не только, следующие: 1) арктический туман; 2) нисходящие воздушные потоки; 3) эффект влияния гор (завихрения, демаркационные линии и т. д.); 4) турбулентность в результате выбрасываемых буровой установкой газов; 5) маскировка ветра за счет зданий, деревьев и т. д.; 6) эффекты турбулентности и ветра, вызванные профилем местности и строениями; 7) вихревой спутный след и скос потоков от других воздушных судов; 8) сдвиг ветра
11.R	В целях предполагаемого использования необходимо обеспечивать полностью интегрированное динамическое моделирование окружающей обстановки, включая типовые атмосферные и погодные явления. Моделирование окружающей обстановки должно включать грозы, турбулентность, микропорывы, а также соответствующие типы осадков			✓		Включая характеристики поверхности (движение травы, поверхность моря)
11.G	Для обеспечения предполагаемого использования необходима базовая модель атмосферы, давление, температура, видимость, нижняя кромка облачности и ветер. Окружающая обстановка должна быть синхронизирована с соответствующими характеристиками вертолета и моделируемыми характеристиками в целях обеспечения целостности	✓				

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
11.1	СТАНДАРТНАЯ АТМОСФЕРА					
11.1.S	Моделирование стандартной атмосферы, включая управление инструктором основными параметрами. Для обеспечения предполагаемого использования должны моделироваться и другие атмосферные явления, например, арктический туман, нисходящие воздушные потоки и т. д.				✓	
11.1. R, G	Моделирование стандартной типовой атмосферы, включая управление инструктором основными параметрами	✓		✓		
11.2	СДВИГ ВЕТРА					
11.2.S	В FSTD должны использоваться модели сдвига ветра, обеспечивающие обучение пилотов умению распознавать сдвиг ветра				✓	Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 11.b.7, сдвиг ветра/микропорывы) в добавлении C к части III
11.2.R	Неприменимо					
11.2.G	Неприменимо					
11.3	МЕТЕОЭФФЕКТЫ					
11.3.S	Должен обеспечиваться плавный переход между метеоэффектами. Должны моделироваться следующие метеоэффекты, наблюдаемые в системе визуализации, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) многочисленные слои облачности с регулируемыми высотами нижней и верхней кромок, метеозоны наблюдения неба и рваные облака; 2) включение и/или выключение грозовых фронтов; 3) видимость и дальность видимости на ВПП, включая эффекты однородного и неоднородного тумана;				 ✓ ✓ ✓	Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 12.g, эффекты окружающей обстановки) в добавлении C к части III. Целью данной функции является демонстрация перехода от визуальных метеорологических условий к приборным метеорологическим условиям. Требуется проведение объективного испытания. См. добавление B к части III (испытание 4.d, видимый участок земли)

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	4) эффект воздействия на вертолет его собственного внешнего освещения;				✓	
	5) эффекты освещения аэропорта или вертолетной площадки (включая изменение интенсивности освещения и эффект тумана);				✓	
	6) загрязнение поверхности (включая эффекты порывов ветра и потоков воздуха от несущего винта/рециркуляции);				✓	
	7) влияние переменных осадков (дождь, град, снег);				✓	
	8) эффект восприятия воздушной скорости внутри облака;				✓	
	9) постепенное изменение видимости при входе в облако и выходе из него				✓	
11.3.R	Должен обеспечиваться плавный переход между метеоэффектами. Должны моделироваться следующие метеоэффекты, наблюдаемые в системе визуализации, а также обеспечиваться управление ими инструктором:					Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 12.g, эффекты окружающей обстановки) в добавлении C к части III. Целью данной функции является демонстрация перехода от визуальных метеорологических условий к приборным метеорологическим условиям
	1) многочисленные слои облачности с регулируемыми высотами нижней и верхней кромок, метеозоны наблюдения неба и рваные облака;			✓		
	2) включение и/или выключение грозовых фронтов;			✓		
	3) видимость и дальность видимости на ВПП, включая эффекты тумана;			✓		Требуется проведение объективного испытания. См. добавление B к части III (испытание 4.d, видимый участок земли)
	4) эффект воздействия на вертолет его собственного внешнего освещения;			✓		
	5) загрязнение поверхности и эффекты порывов ветра и потоков воздуха от вертолета/ рециркуляции;			✓		
	6) влияние осадков (дождь, град, снег);			✓		

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	7) постепенное изменение видимости при входе в облако и выходе из него			✓		
11.3 G	Должен обеспечиваться плавный переход между метеоэффектами. Должны моделироваться следующие метеоэффекты, наблюдаемые в системе визуализации, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) слои облачности с регулируемыми высотами нижней и верхней кромок облачности; 2) видимость и дальность видимости на ВПП	 ✓ ✓				Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 12.g, эффекты окружающей обстановки) в добавлении C к части III. Целью данной функции является демонстрация перехода от визуальных метеорологических условий к приборным метеорологическим условиям
11.4	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА РАБОЧЕМ МЕСТЕ ИНСТРУКТОРА					
11.4.S	Должны моделироваться следующие характеристики, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) приземный ветер, включая его скорость и направление, а также порывы ветра; 2) ветер на средней и большой высоте, включая его скорость и направление; 3) грозы и микропорывы;				 ✓ ✓ ✓	Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 17, рабочее место инструктора) в добавлении C к части III В тех случаях, когда это требуется для выполнения специальных учебных задач, следует также включать следующие эффекты: – нисходящие воздушные потоки; – эффект влияния гор (завихрения, демаркационные линии и т. д.) В тех случаях, когда это требуется для выполнения специальных учебных задач, следует также включать следующие эффекты: – вихревой спутный след и потоки воздуха от другого воздушного судна

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – АТМОСФЕРНЫЕ УСЛОВИЯ И МЕТЕОУСЛОВИЯ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	4) турбулентность;				✓	В тех случаях, когда это требуется для выполнения специальных учебных задач, следует также включать следующие эффекты: – турбулентность в результате выбрасываемых буровой установкой газов; – маскирование ветра за счет зданий, деревьев и т. д.; – эффекты турбулентности и ветра, вызванные профилем местности и строениями.
	5) сдвиг ветра				✓	В тех случаях, когда это требуется для выполнения специальных учебных задач
11.4.R	Должны моделироваться следующие характеристики, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) приземный ветер, включая его скорость и направление, а также порывы ветра; 2) ветер на средней и большой высоте, включая его скорость и направление; 3) грозы и микропорывы; 4) турбулентность			✓ ✓ ✓ ✓		Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 17, рабочее место инструктора) в добавлении C к части III
11.4.G	Должны моделироваться следующие характеристики, а также обеспечиваться управление ими инструктором: 1) ветер, включая его скорость и направление; 2) турбулентность	✓ ✓				Требуется проведение субъективного испытания. См. таблицу функциональных и субъективных испытаний (испытание 17, рабочее место инструктора) в добавлении C к части III

12. ТРЕБОВАНИЕ. ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ

12.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
12.S	Вертолетная площадка, вертодром/или аэропорт. Точное моделирование местности, направления ВПП, маркировки, освещения, размеров и рулежных дорожек. Прилегающая местность. Визуальное текстурирование местности должно обеспечивать воспроизведение достаточных эффектов, позволяющих пилотам определять скорость, высоту и получать информацию о положении, что необходимо для выполнения учебной задачи. База данных о местности и база данных усовершенствованной системы предупреждения о близости земли должны быть согласованы				✓	Содержание отображений местности Отображения обстановки в дневное время должны включать соответствующим образом окрашенные и текстурированные небо и ландшафт местности, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета. Отображения обстановки в ночное время должны включать звезды, наземные огни и соответствующую текстуру, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета и видеть различие между небом и поверхностью земли. Цвета и текстуры должны воспроизводить условия конкретной географической местности в соответствии с учебной задачей, например, нормальная растительность, пустыня, условия севера или джунгли. Наземные объекты должны воспроизводиться в достаточном количестве для обеспечения ориентации и выравнивания при маневрировании по наземным ориентирам (т. е. по схемам движения или высотной/маловысотной разведке). Все наземные объекты должны воспроизводиться в соответствующем им размере и в перспективе, чтобы не отвлекать внимания пилота. Воспроизведение горизонта в дневное или ночное время может быть затенено множеством разорванных облаков или плотным слоем облачности, нижнюю или верхнюю кромки которой можно регулировать в зависимости от высоты полета вертолета. Визуальное отображение должно позволять корректировать ухудшение видимости (дымка или туман), а также воспроизводить эффект выпадения осадков (дождя и снега). Может моделироваться воздушное и наземное движение

12.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
						Прочие **Должны моделироваться эффекты, создаваемые струей несущего винта, соответствующие окружающей обстановке; трехмерная модель состояния (волнения) моря, соответствующая требованиям к обучению; движения деревьев в районе площадок ограниченных размеров; очень подробные представленные крупным планом эффекты при посадке и наклонные площадки**
12.R	**Вертолетная площадка, вертодром или аэропорт. Базовые требования, как в пункте 12.G, плюс, по крайней мере, одна полностью адаптированная к требованиям заказчика трехмерная модель (3-D) аэропорта/вертодрома.** **Прилегающая местность. Должна включаться информация о топографических особенностях, таких как здания, деревья, препятствия (а также о других элементах, например, о неподготовленных посадочных площадках и площадках ограниченных размеров, о кораблях и буровых установках, если требуется), что позволяет проводить обучение навигации по правилам визуальных полетов (ПВП).** **В модель должны включаться трехмерные изображения состояния моря, если это требуется для подготовки.** **Для проведения подготовки к выполнению маршрутных полетов по ПВП. Возможность точно воспроизводить наземные визуальные ориентиры и топографические особенности, достаточные для осуществления навигации по ПВП согласно соответствующим картам (как правило, масштаб карт 1:500 000, 1:250 000, 1:100 000)**			✓		**Должно воспроизводиться типовое летное поле или типовая посадочная площадка, включая их поверхности (трава, бетонированные площадки) и характеристики (мягкая, твердая, скользкая), однако не требуется, чтобы они соответствовали реальным.** **В тех случаях, если тренажерное устройство требуется для имитации выполнения полетов в условиях ограниченной видимости, в его базе данных должна присутствовать, по крайней мере, одна модель аэропорта, функциональные возможности которой позволяют обеспечивать требуемый уровень выполнения, например, руления в условиях ограниченной видимости с указательными щитами, с огнями линии стоп и ограждения ВПП, а также с требуемыми огнями приближения, освещения ВПП и рулежной дорожки. Это должно включать моделирование частичной потери видимости вследствие поднятой потоками воздуха пыли, снега, а также явлений на поверхности земли (потоки воздуха от несущего винта, движение травы и поверхности моря).** **Содержание отображений** **Отображения обстановки в дневное время должны включать в себя соответствующим образом окрашенные и текстурированные небо и ландшафт, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета.**

12.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
						Отображения обстановки в ночное время должны включать звезды, наземные огни и соответствующую текстуру, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета и проводить различие между небом и поверхностью земли. Цвета и текстуры должны воспроизводить условия конкретной географической местности, в соответствии с учебной задачей, например, нормальная растительность, пустыня, условия севера или джунгли. Наземные объекты должны воспроизводиться в достаточном количестве для обеспечения ориентации и выравнивания при маневрировании по наземным ориентирам (т. е. по схемам движения и/или высотной/маловысотной разведке) в режиме висения или руления. Все наземные объекты должны воспроизводиться в соответствующем им размере и в перспективе, чтобы не отвлекать внимания пилота. Воспроизведение горизонта в дневное или ночное время может быть затенено множеством разорванных облаков или плотным слоем облачности, нижнюю или верхнюю кромки которой можно регулировать в зависимости от высоты полета вертолета. Визуальное отображение должно позволять корректировать ухудшение видимости (дымка или туман), а также воспроизводить эффект выпадения осадков (дождя и снега). Может моделироваться воздушное и наземное движение
12.G	Базовая модель (модели) аэропорта/вертодрома и топографические особенности местности должны обеспечивать предполагаемое использование. Должен присутствовать видимый горизонт. Должны моделироваться визуальные отображения в дневное, ночное время и сумерки, содержание которых позволяет распознать базовые аэродромы, вертодромы, местность и наземные ориентиры в зоне конечного этапа захода на	✓				Это должно включать маркировку и освещение ВПП и рулежных дорожек. Приемлемо использование плоского отображения ограниченного пространства. Должна отображаться траектория движения законцовки лопасти несущего винта. Отображения обстановки в дневное время должны включать в себя соответствующим образом окрашенные небо и местность, позволяющие четко определить

12.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕ-РИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	посадку и взлета (FATO), а также выполнять маневры с низкой воздушной скоростью или на малой высоте, в том числе отрыв от земли, висение, переход от висения к горизонтальному полету и обратно, посадку и касание, что необходимо для подготовки к полетам по приборам					пространственное положение вертолета Отображения обстановки в ночное время должны включать звезды, наземные огни и соответствующую текстуру, позволяющие четко определить пространственное положение вертолета и проводить различие между небом и поверхностью земли. Воспроизведение горизонта в дневное или ночное время может быть затенено плотным слоем облачности, нижнюю и верхнюю кромки которой можно регулировать в зависимости от высоты полета вертолета. Визуальное отображение должно позволять корректировать ухудшение видимости (дымка или туман). Не требуется, чтобы в модели местности воспроизводилось конкретное место

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
12.1	ВИЗУАЛЬНОЕ ОТОБРАЖЕНИЕ АЭРОПОРТОВ/ ПОСАДОЧНЫХ ПЛОЩАДОК					
12.1.S	Ниже приведены минимальные требования к содержанию моделей аэропортов/посадочных площадок, выполнение которых необходимо для проведения испытаний возможностей системы визуализации и обеспечения соответствующих визуальных эффектов для проведения всех функциональных и субъективных испытаний, описание которых приведено в добавлении С к данной части. Должны быть представлены как минимум следующие аэропорты/вертолетные посадочные площадки: – минимум один (1) конкретный реальный аэропорт или вертодром; – минимум три (3) посадочных площадки, не связанных с аэропортом, включая: • минимум одну (1) вертолетную посадочную площадку, расположенную на поверхности, существенно возвышающейся относительно окружающих строений или местности (например, крыша здания или морская нефтяная платформа); • минимум одну (1) вертолетную посадочную площадку, удовлетворяющую определению "посадочная площадка ограниченных размеров"; • по крайней мере, одну (1) вертолетную посадочную площадку, расположенную на наклонной поверхности, с углом наклона, как минимум, 2,5°				✓	Назначенный реальный аэропорт или вертодром должны быть частью утвержденной программы подготовки. *Примечание. Для более полного понимания представляемых деталей необходимо анализировать эти требования вместе с таблицей функциональных и субъективных испытаний (испытание 12, система визуализации), содержащейся в добавлении С к части III*

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
12.1.R	Должны быть представлены, как минимум, модель одного (1) аэропорта или вертодрома и модель одной (1) вертолетной посадочной площадки. Аэропорт или вертодром и вертолетная посадочная площадка могут включаться в одну модель. При выборе этого варианта траектория захода на посадку к ВПП аэродрома и траектория захода на посадку к вертолетной посадочной площадке должны быть различными.			✓		Точность воспроизведения визуального отображения должна быть достаточной для того, чтобы экипаж, по мере необходимости, мог визуально распознать аэропорт и/или вертолетную посадочную площадку, определить положение моделируемого вертолета по отношению к визуальному отображению, успешно выполнять взлеты, заходы на посадку, посадки, маневрирование в аэропорту, или руление по воздуху, в случае необходимости. Аэропорт, вертодром или вертолетная посадочная площадка могут быть как реально существующими, так и вымышленными. *Примечание. Для более полного понимания представляемых деталей необходимо анализировать эти требования вместе с таблицей функциональных и субъективных испытаний (испытание 12, система визуализации), содержащейся в добавлении С к части III*
12.1.G	Система должна включать модель базового аэропорта с имеющейся вертолетной посадочной площадкой	✓				*Примечание. Для более полного понимания представляемых деталей необходимо анализировать эти требования вместе с таблицей функциональных и субъективных испытаний (испытание 12, система визуализации), содержащейся в добавлении С к части III*
12.2	АКТУАЛЬНОСТЬ БАЗЫ ДАННЫХ АЭРОПОРТА ИЛИ ВЕРТОДРОМА					
12.2.S	Моделируемый в системе конкретный аэропорт или вертодром должен поддерживаться на уровне требований, чтобы соответствовать состоянию реального аэропорта или вертодрома, определенному в схемах реального аэропорта или вертодрома				✓	Выбор отображений аэропорта или вертодрома должен согласовываться с NAA. В случае изменений в соответствующем реальном аэропорту или вертодроме, они должны быть внесены в базу данных тренажера в течение шести (6) месяцев. Обновления требуется производить в случаях, когда, например, в реальном аэропорту введены в эксплуатацию дополнительные ВПП или рулежные дорожки; когда существующая ВПП удлинена либо постоянно закрыта; когда изменены магнитные курсы в направлении ВПП или от нее; когда произведены значительные и заметные изменения терминала, других зданий, окружающей местности и т. д., но нет необходимости отражать изменения второстепенных зданий или других несущественных элементов, не представленных на картах аэропорта или вертодрома
12.2.R	Неприменимо					
12.2.G	Неприменимо					

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
12.3	ДЕТАЛИЗАЦИЯ ВИЗУАЛЬНОЙ ОБСТАНОВКИ					
12.3.S	Должны воспроизводиться визуальные эффекты, обеспечивающие оценку вертикальной скорости снижения и восприятие глубины во время взлета и посадки. Должно обеспечиваться высокодетализированное и точное отображение поверхности земли в зоне, достаточной для выполнения маршрутных полетов по ПВП				✓	Ориентиры на поверхность земли и топографические особенности должны быть достаточными для выполнения полетов по соответствующим навигационным картам (обычно масштаба 1:500000, 1:250000, 1:100000)
12.3.R	Должны воспроизводиться визуальные эффекты, обеспечивающие оценку вертикальной скорости снижения и восприятие глубины во время взлета и посадки. Должно обеспечиваться высокодетализированное и точное отображение поверхности земли в пределах зоны приблизительно 400 м (1/4 см) до и 400 м (1/4 см) после начала ВПП общей шириной 400 м (1/4 см), включая ширину ВПП			✓		
12.3.G	Должны воспроизводиться текстурированные поверхности, обеспечивающие оценку вертикальной скорости снижения и восприятие глубины во время взлета и посадки	✓				
12.4	СОДЕРЖАНИЕ ВИЗУАЛЬНЫХ ОТОБРАЖЕНИЙ					
12.4.S	Система визуализации должна обеспечивать создание отображений, содержание которых сопоставимо по детализации с состоящими, как минимум, из 10000 многоугольников и 5000 видимых точечных источников света отображениями обстановки в дневное время, ночное время и сумерки для всей системы визуализации				✓	
12.4.R	Система визуализации должна обеспечивать создание отображений, содержание которых сопоставимо по детализации с состоящими, как минимум, из 6000 многоугольников и 5000 видимых точечных источников света отображениями обстановки в дневное время, ночное время и сумерки для всей системы визуализации			✓		

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
12.4.G	Система визуализации должна обеспечивать создание отображений, содержание которых сопоставимо по детализации с состоящими, как минимум, из 6000 многоугольников и 1000 видимых точечных источников света отображениями обстановки в дневное время, ночное время и сумерки для всей системы визуализации	✓				
12.5	СПЕЦИАЛЬНЫЕ ЭФФЕКТЫ					
12.5.S	Должна обеспечиваться возможность воспроизведения следующих эффектов: 1) эффектов, создаваемых потоком воздуха от несущего винта, включая частичную потерю видимости в результате поднятой пыли, снега и т. д.; 2) состояние моря, включая соответствующее движение корабля, используемого для посадки на палубу; 3) эффект воздействия ветра на водную поверхность; 4) движение деревьев и травы в районе посадочных площадок ограниченных размеров; 5) неподвижные и движущиеся транспортные средства на земле и в воздухе, с которыми может столкнуться моделируемый вертолет				✓	Перемещение корабля должно, как минимум, соответствовать состоянию моря, по крайней мере, по крену, дифференту и вертикальным перемещениям
12.5.R	Должна обеспечиваться возможность воспроизведения следующих эффектов: 1) эффектов, создаваемых потоком воздуха от несущего винта, включая частичную потерю видимости в результате поднятой пыли, снега и т. д.; 2) состояние моря, включая соответствующее движение корабля, используемого для посадки на палубу;			✓		

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – ПОСАДОЧНЫЕ ПЛОЩАДКИ И ПРИЛЕГАЮЩАЯ МЕСТНОСТЬ	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	3) эффект воздействия ветра на водную поверхность; 4) неподвижные и движущиеся транспортные средства на земле и в воздухе, с которыми может столкнуться моделируемый вертолет.					
12.5.G	Неприменимо					

13. ТРЕБОВАНИЕ. ОКРУЖАЮЩАЯ ОБСТАНОВКА – УВД

13.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
13.S	Для обеспечения предполагаемого использования должна автоматически моделироваться динамически изменяющаяся окружающая обстановка в зоне аэродрома, включая ответы службы УВД на речевые запросы с вертолета и соответствующие сообщения, инициированные службой УВД. Содержание и интенсивность сообщений, посылаемых пилотами вертолета и другими ВС, определяются условиями конкретного аэропорта или вертодрома и используемой частотой, и обмен ведется на английском языке (в соответствии с документом Doc 4444, *Правила аэронавигационного обслуживания "Организация воздушного движения"* (PANS-ATM)). Отдельные сообщения, направляемые пилотам вертолета и других ВС, являются специфическими для аэропорта или вертодрома. Сообщения должны коррелироваться с видимым движением на земле, совершающими посадку и вылетающими ВС, включая моделирование зон аэропортов или вертодромов в соответствии с программой подготовки				✓	Исходя из того, что внедрение системы динамически изменяющейся окружающей обстановки – УВД еще не прошло оценку и проверку в процессе подготовки пилотов, предполагается, что прогресс в этом направлении будет достигнут через какой-то период время. Следовательно, перечисленные в данном разделе требования в отношении окружающей обстановки – УВД служат целями, которые должны быть достигнуты в течение нескольких следующих лет, и не считаются обязательными в настоящее время
13.R	Для обеспечения предполагаемого использования должны воспроизводиться сообщения служб УВД, соответствующие этапам полета и содержанию в зоне аэродрома, включая соответствующие ответы на речевые запросы пилотов вертолета. Сообщения пилотов вертолета и других ВС соответствующего содержания и интенсивности передаются на английском языке (в соответствии с документом Doc 4444, *Правила аэронавигационного обслуживания "Организация воздушного движения"* (PANS-ATM)). Отдельные сообщения, направляемые пилотам вертолета и других ВС, а также фоновые сообщения, должны быть типичными для служб УВД			✓		

13.	ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
13.G	Для обеспечения предполагаемого использования должны воспроизводиться сообщения служб УВД, соответствующие этапам полета и содержанию, включая ответы на речевые запросы пилотов в ходе выполнения соответствующих этапов полета. Сообщения с борта вертолета соответствующего содержания передаются на английском языке (в соответствии с документом Doc 4444, *Правила аэронавигационного обслуживания "Организация воздушного движения" (*PANS-ATM)). Передаваемые пилотам вертолета сообщения должны быть типичными для служб УВД. Это может делать инструктор, который имитирует работу служб УВД	✓				

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
13.1	АВТОМАТИЗИРОВАННЫЕ МЕТЕОСВОДКИ					Автоматизированные метеосводки обеспечивают пилотов важной информацией о метеоусловиях и оперативной информацией УВД. Сообщения автоматической системы передачи информации в районе аэродрома (ATIS) и другая автоматизированная информация о метеоусловиях также могут передаваться в кабину пилотов по линии передачи данных. Хотя ATIS является наиболее распространенной автоматизированной системой передачи информации о метеоусловиях, в некоторых случаях в зависимости от условий эксплуатации необходимо учитывать передаваемые другими автоматизированными системами метеосводки (например, автоматической системой приземных наблюдений/автоматизированной системой наблюдения за погодой (ASOS/AWOS)), которые используются в аэропортах или на вертодромах, и которые функционируют только частично или не имеют своего АДП
13.1 S	Автоматизированные метеосводки с нескольких станций				✓	Система должна обеспечивать воспроизведение различных автоматизированных сводок с сообщениями о метеоусловиях, а также о различных других предварительно заданных условиях во всех аэропортах или на вертодромах, в пределах дальности, позволяющей членам летного экипажа одновременно прослушивать автоматические метеосводки, одновременно поступающие из различных аэропортов или вертодромов. У инструктора должна быть возможность отменять со своего рабочего места любой отдельный параметр, а также любое предварительно заданное сообщение.
13.1 R	Автоматизированные метеосводки с одной станции			✓		Для всех аэропортов или вертодромов в пределах дальности полета требуется, как минимум, одна автоматизированная метеосводка. Сообщение(я) должно(ы) включать сведения о фактических погодных условиях, заданных для FSTD, указание соответствующего аэропорта/вертодрома, ВПП, температуры, ветра, давления, приведенного к уровню моря, облачности, видимости, состояния ВПП, а также других заранее определенных условий (эшелон перехода и т. д.), которые невозможно считывать с модели. У инструктора должна быть возможность изменять условия погоды и другие заранее определенные условия с целью формирования автоматизированной метеосводки с рабочего места инструктора. Эти входные сигналы от инструктора не должны влиять на фактические погодные условия, воспроизводимые моделью

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
13.1 G	Автоматизированные метеосводки с одной станции	✓				Для всех аэропортов или вертодромов в пределах дальности полета требуется, как минимум, одна автоматизированная метеосводка. Сообщение(я) должно(ы) включать сведения о фактических погодных условиях, заданных для FSTD, указание соответствующего аэропорта/вертодрома, ВПП, температуры, ветра, давления, приведенного к уровню моря, облачности, видимости, состояния ВПП, а также других заранее определенных условий (эшелон перехода и т. д.), которые невозможно считывать с модели
13.2	ФОНОВЫЕ ПЕРЕГОВОРЫ					
13.2.1 S, R, G	Фоновые переговоры (по линии связи коллективного пользования). Как правило, все фоновые переговоры должны отвечать следующим критериям 1) Сообщения должны быть понятны в контексте моделируемой окружающей обстановки и не должны содержать явно ошибочную информацию; 2) На соответствующей частоте должны быть слышны только те сообщения, которые обычно передаются на данной частоте; 3) Моделируемые сообщения на заданной частоте не должны накладываться друг на друга или на переговоры летного экипажа тренажера 4) Между сообщениями должны быть достаточные перерывы, позволяющие экипажу тренажера при необходимости получить доступ к заданной частоте	✓		✓	✓	Переговоры по линии связи коллективного пользования имитируют фоновые переговоры, которые слышны в кабине, например, переговоры между двумя ВС, между ВС и замлей, переговоры земли с землей, за исключением переговоров с самим ВС
13.2.2 S	Переговоры определяются обстановкой. Содержание сообщений определяется конкретным местоположением и обстановкой, причем сообщения должны полностью коррелироваться с визуально моделируемым воздушным движением				✓	Фоновые переговоры определяются обстановкой. Моделирование фоновых переговоров должно обеспечивать воспроизведение переговоров по линии связи коллективного пользования, причем сообщения должны быть увязаны с моделируемой обстановкой как по форме, так и по содержанию. Должны точно воспроизводиться процедуры и обозначения для конкретного местоположения.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
						Все переговоры должны полностью коррелироваться с визуально моделируемым воздушным движением. Количество голосов должно быть достаточным для того, чтобы можно было различать разные службы УВД и пилотов. Система должна включать модели, как минимум, трех конкретных зон аэропортов. Эти три конкретные зоны аэропортов должны быть частью утвержденной программы подготовки
13.2.2 R	Переговоры определяются обстановкой. Базовые сообщения, общие для всех аэропортов/вертодромов, должны полностью коррелироваться с визуально моделируемым воздушным движением			✓		Фоновые переговоры определяются обстановкой. Моделирование фоновых переговоров должно обеспечивать воспроизведение определяемых конкретной обстановкой сообщений, передаваемых в базовом типовом формате, общем для всех местоположений. Фоновые переговоры должны коррелироваться со сценарием воздушного движения и не должны противоречить положению и движениям вертолета. Сообщения также должны коррелироваться с визуальным воспроизведением воздушного движения Количество голосов должно быть достаточным для того, чтобы можно было различать разные службы УВД и пилотов. Система должна включать в себя модели, как минимум, трех конкретных зон аэропортов. Эти три конкретные зоны аэропортов должны быть частью утвержденной программы подготовки
13.2.2 G	Базовые сообщения в зависимости от конкретной обстановки. Базовые сообщения без корреляции	✓				Для моделирования фоновых переговоров могут использоваться только базовые сообщения. Эти сообщения должны определяться таким образом, чтобы для их адаптации с моделируемой обстановкой требовалась лишь незначительная дополнительная информация или вообще не требовалась. Голоса должны быть различимы лишь в той степени, чтобы не путать пилотов и службы УВД

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
13.3	МОДЕЛИРОВАНИЕ УВД – ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ С ТРЕНАЖЕРОМ					Получаемые сообщения о положении вертолета, оперативной обстановке и условиям окружающей среды должны соответствовать визуальным сценам и сценарию работы системы TCAS (система предотвращения столкновения в воздухе и приближения к земле) (если применимо)
13.3 S, R	Моделируемые параметры Система моделирования связи со службами УВД совместно с имитацией бортовых систем вертолета и соответствующей окружающей обстановки должны обеспечивать моделирование следующих параметров: 1) направление, скорость и порывы ветра; 2) атмосферное давление, приведенное к уровню моря и атмосферное давление на уровне аэродрома (установка высотомера); 3) температура: температура наружного воздуха; 4) точка росы; 5) облачность: высота, тип; 6) видимость; 7) дальность видимости на ВПП (туман, стелющийся туман, туман местами); 8) сложные метеоусловия: дождь, снег (с порывами ветра), турбулентность, обледенение, ожидаемый сдвиг ветра, микропорывы, грозовые облака и грозовой фронт (приближенное положение); 9) действующие ВПП; 10) состояние ВПП: загрязнение и глубина загрязнения; 11) торможение;			✓	✓	Система должна моделировать, как минимум, три конкретных зоны аэродрома. Эти три конкретных зоны аэродрома должны быть частью утвержденной программы подготовки. Включая визуализацию, если применимо

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	12) Всемирное скоординированное время (UTC); 13) положение, маршрут, курс, относительная высота вертолета; 14) позывной вертолета					
13.4	МОДЕЛИРОВАНИЕ УВД – ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ С ИНСТРУКТОРОМ					
13.4 S, R	Инструктор должен иметь возможность взаимодействовать со сценарием, вводя соответствующие сообщения для вертолета. По мере необходимости эти сообщения должны группироваться следующим образом по этапам полета или категориям: 1) процедура вылета: a) диспетчерское обслуживание; b) техническое обслуживание; c) вылет (система ATIS); d) разрешение на полет по маршруту; e) буксировка хвостом вперед; f) другие обычные переговоры со службой УВД/ авиакомпанией; 2) противообледенительная обработка; 3) руление; 4) предварительный старт; 5) взлет; 6) действия после взлета; 7) набор высоты; 8) полет по маршруту;			✓	✓	Независимо от способа моделирования УВД, необходимо учитывать рабочую нагрузку на инструктора при выполнении им функций управления имитатором УВД, с тем чтобы убедиться, что она не отвлекает его существенным образом от наблюдения за действиями экипажа в процессе обучения, тестирования или проверки.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	9) снижение; 10) прибытие (система ATIS); 11) полет в зоне ожидания; 12) заход на посадку; 13) посадка; 14) аварийная ситуация; 15) другие сообщения; 16) кабинный экипаж					
13.5	ИНИЦИИРОВАНИЕ СООБЩЕНИЙ УВД					Инструктор должен иметь возможность инициировать сообщения в ручном режиме или автоматически
13.5.1 S, R	Ручной режим (основной)			✓	✓	Сообщение инициируется по запросу инструктора самим инструктором с его рабочего места
13.5.2 S, R	Автоматический режим (расширенный)			✓	✓	Сообщение инициируется автоматически, когда удовлетворены все критерии, связанные с содержанием сообщения (наземное или воздушное движение, этап полета, метеоусловия и т. д.). В том случае, если вертолет не выполняет указания службы УВД или не следует протоколам обратного считывания, система должна предоставлять корректирующие сообщения (например, вертолет, находясь в воздухе, не соблюдает заданные скорость полета, курс, высоту; остановился в ожидании у предписанной ВПП или рулежной дорожки или пересекает рулежные дорожки)
13.5.3 S, R	Система моделирования связи со службами УВД должна обеспечивать инструктору возможность делать паузы при ведении радиообмена и/или отключать систему и возвращаться к классическому моделированию без УВД			✓	✓	
13.6	ФРАЗЕОЛОГИЯ					
13.6.1 S, R, G	Фразеология и речевые характеристики	✓		✓	✓	Для повышения эффективности подготовки чрезвычайно важно, чтобы в моделируемом радиообмене со службами УВД использовалась правильная фразеология.

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
						Во время тренировок все внимание должно быть сосредоточено на достижении 100 % реализма, чтобы слушатели были надлежащим образом осведомлены об окружающей обстановке
13.7	РАСПОЗНАВАНИЕ ЧАСТОТЫ СЛУЖБЫ УВД, СООТВЕТСТВУЮЩЕЙ КОНКРЕТНОМУ ЭТАПУ ПОЛЕТА					
13.7.1 S, R, G	Связь должна вестись на радиочастотах, установленных в кабине пилотов: 1) одночастотная связь; 2) многочастотная связь	✓ ✓		✓ ✓	✓ ✓	Распознавание частоты службы УВД, соответствующей конкретному этапу полета, является требованием для всех уровней моделирования УВД, а это означает, что все сообщения, которые получает пилот, должны передаваться на радиочастотах, установленных в кабине пилотов. Пример: первый пилот прослушивает сообщение системы ATIS о метеорологической и аэронавигационной обстановке в районе аэродрома на канале ОВЧ 1, а второй пилот ждет разрешения на вылет на канале ОВЧ 2
13.7.2 S, R, G	Моделируемая окружающая обстановка должна обновляться в сочетании с обновлениями других систем в зависимости от изменений радиочастот компании или службы УВД.	✓		✓	✓	Должно быть устройство для использования радиочастот компании, но оно не обязательно должно быть связано с "реальным миром" радиочастот, используемых компанией, но при условии, что это не вызывает проблем с существующими частотами УВД
13.8	УПРАВЛЕНИЕ ИНСТРУКТОРОМ СО СВОЕГО РАБОЧЕГО МЕСТА ДВИЖЕНИЕМ ДРУГИХ ВС					
13.8.1 S, R, G	Управление инструктором со своего рабочего места движением других ВС. У инструктора должна быть возможность управлять движением других ВС	✓		✓	✓	Примеры управления инструктором со своего рабочего места движением других ВС. 1) приоритет для собственного вертолета при взлете, посадке, наземных маневрах, висении, маневрировании на малой высоте и в полете по отношению к другим ВС; 2) по сценарию другое ВС попадает в аварийную ситуацию, либо создает помеху собственному вертолету; 3) уровни активности движения ВС по сценарию; 4) ограничения по скорости для заходящего на посадку ВС

	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ХАРАКТЕРИСТИК ОКРУЖАЮЩЕЙ ОБСТАНОВКИ – УВД	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
13.8.2 S, R	Корреляция. Радиообмен должен быть согласован с воспроизведением другого моделируемого наземного и воздушного движения и систем вертолета (система выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)).			✓	✓	Радиообмен со службами УВД должен соответствовать передвижениям других видов наземного и воздушного транспорта, учитывая и те, которые связаны с опасными ситуациями, а также вопросы приоритета ВС. Информация о движении, которая отображается как визуальными, так и бортовыми системами, должна быть согласована с системой выдачи информации о воздушном движении и предупреждения столкновений (TCAS)
13.8.3 S, R	Поток движения В моделируемом аэропорту/на вертодроме должна быть типовая для данного времени суток плотность потока движения, если инструктор не выбрал иное. Следует соблюдать типовое время разделения потоков движения			✓	✓	Примеры соответствующих плотностей потока движения для крупного аэропорта/вертодрома: <u>Низкая</u>: от 1 до 15 взлетов или посадок в час, либо в целом менее 20 передвижений ВС в аэропорту в час. <u>Средняя</u>: от 16 до 50 взлетов или посадок в час, либо в целом 70 передвижений ВС в аэропорту в час. <u>Высокая</u>: 51 или более взлетов или посадок в час, либо в целом более 100 передвижений ВС в аэропорту в час
13.9	СИСТЕМА СВЯЗИ ПО ЛИНИИ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ					
13.9.1 S	Бортовая система связи для адресации и передачи данных (ACARS)/Сеть авиационной электросвязи (ATN)				✓	Если установлена
13.9.2 S	Будущие аэронавигационные системы (FANS)				✓	Если установлены
13.9.3 S	ПРОЧИЕ				✓	Если установлены

14. ТРЕБОВАНИЕ. ПРОЧИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

14.	**ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК**	**G**	**R1**	**R**	**S**	**ПРИМЕЧАНИЯ**
14.S	**Неприменимо**					**Определение характеристик категории "прочие" приведено в п. 6.1.14 части I. Они напрямую не связаны с обучением и поэтому не включены в сводную матрицу FSTD в главе 2 части II. Соответственно, "неприменимо" указывается для всех трех уровней адекватности. Однако в отношении соответствующих элементов этих характеристик проводятся тесты, описание которых приведено ниже в этом разделе**
14.R	**Неприменимо**					
14.G	**Неприменимо**					

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
14.1	РАБОЧЕЕ МЕСТО ИНСТРУКТОРА					
14.1 S	С рабочего места инструктора должен обеспечиваться адекватный обзор приборных панелей пилота и вид через лобовые стекла				✓	В FSTD, оборудованном системой подвижности, любое место инструктора, расположенное в кабине, должно быть надежно закреплено и оборудовано достаточно целостными удерживающими устройствами, чтобы сидящий в кресле был надежно зафиксирован во время всех известных или предполагаемых движений платформы FSTD. Если на тренажерном устройстве установлена система технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS), то на рабочем месте инструктора должен быть монитор EFVS, дублирующий имитируемую систему EFVS, которая отображается пилоту в виде индикации на лобовом стекле (HUD). Это включает любые отображаемые данные и символы. Формат монитора (соотношение сторон) должен точно соответствовать формату монитора пилота
14.1 R	С рабочего места инструктора должен обеспечиваться адекватный обзор приборных панелей пилота и вид через лобовые стекла			✓		
14.1 G	Неприменимо					

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
14.2	ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ НА РАБОЧЕМ МЕСТЕ ИНСТРУКТОРА					
14.2 S, R, G	Рабочее место инструктора должно быть оборудовано органами управления, которые обеспечивают управление инструктором всеми переменными параметрами системы и ввод особых и аварийных ситуаций в моделируемые системы вертолета. Рабочее место инструктора должно быть оборудовано органами управления, позволяющими контролировать все эффекты окружающей обстановки, моделирование которых должно обеспечиваться на рабочем месте инструктора (например, облачность, видимость, обледенение, осадки, температура, грозовые очаги, а также скорость и направление ветра). С рабочего места инструктора должна обеспечиваться возможность имитации наземных и воздушных опасных ситуаций. Оно должно предоставлять инструктору возможность моделировать эффекты циркуляции пыли, водяных паров или снежной пелены, которые возникают в результате скоса потока воздуха от несущего винта.	✓		✓	✓	
14.3	ИСПЫТАНИЕ В ФОРМЕ САМОДИАГНОСТИКИ					
14.3 S	Для определения целостности функционирования аппаратного и программного обеспечения и проведения быстрого и эффективного ежедневного испытания FSTD должна быть предусмотрена система самодиагностики FSTD				✓	Требуется ЗОС
14.3 R, G	Неприменимо					
14.4	ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТЬ КОМПЬЮТЕРА					
14.4 S, R, G	Производительность компьютера, точность, разрешение и динамические характеристики должны быть достаточными и в полной мере обеспечивать общую адекватность воспроизведения для FSTD, необходимую для соответствия искомому уровню квалификации	✓		✓	✓	Требуется ЗОС

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
14.5	СРЕДСТВА АВТОМАТИЧЕСКОГО ИСПЫТАНИЯ					
14.5 S	Автоматическое испытание в соответствии с требованиями Руководства по квалификационным испытаниям (QTG)/валидационных испытаний аппаратного и программного обеспечения FSTD необходимо проводить для определения соответствия валидационным требованиям				✓	Заключение об испытании должно включать идентификацию испытания, номер FSTD, дату, время, условия, допуски и соответствующие зависимые переменные, отображенные в сравнении со стандартными данными для вертолета
14.5 R, G	Должно обеспечиваться проведение валидацион-ного испытания аппаратного и программного обеспечения FSTD в целях периодической проверки	✓		✓		Заключение об испытании должно включать идентификацию испытания, номер FSTD, дату, время, условия, допуски и соответствующие зависимые переменные, отображенные в сравнении со стандартом испытаний согласно основному QTG. Рекомендуется проведение автоматической валидации и испытания согласно QTG
14.6	ОБНОВЛЕНИЯ АППАРАТНОГО И ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ FSTD					
14.6 S, R	Своевременное постоянное обновление аппаратного и программного обеспечения FSTD должно проводиться после модификации вертолета, если она влияет на подготовку, соответствующую искомому уровню квалификации			✓	✓	
14.6 G	Своевременное постоянное обновление аппаратного и программного обеспечения FSTD в соответствии с рекомендациями изготовителя FSTD в тех случаях, когда это влияет на подготовку и/или безопасность полетов	✓				
14.7	ЕЖЕДНЕВНАЯ ПРЕДПОЛЕТНАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ					
14.7 S, R, G	Требуется ежедневная предполетная документация, которая хранится либо в бортовом журнале, либо в таком месте, где ее можно легко найти и просмотреть	✓		✓	✓	

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
14.8	ИНТЕГРАЦИЯ СИСТЕМ					
14.8	Интеграция систем Относительная реакция системы визуализации, приборов в кабине летного экипажа и начальные воздействия системы подвижности должны быть тесно увязаны, чтобы обеспечить целостность воспринимаемых сигналов. Изменения визуальной картины в результате стационарных возмущений (т. е. с момента начала сканирования первой видео зоны, содержащей различную информацию) должны происходить в пределах динамической реакции системы от 85 до 120 миллисекунд (мс) в зависимости от типа FSTD. Начало движения также должно происходить в пределах динамической реакции системы от 85 мс до 120 мс в зависимости от типа FSTD. При этом начало движения должно происходить перед началом сканирования первой видео зоны, содержащей различную информацию, и должно закончиться до завершения сканирования той же самой видео зоны. Испытание для определения соответствия этим требованиям должно включать одновременную регистрацию следующих выходных параметров: – выходных сигналов с рычагов управления пилота по тангажу, крену и рысканию; – выходного сигнала акселерометра, присоединенного к платформе системы подвижности и установленного в приемлемом месте рядом с креслами пилотов; – выходного сигнала для дисплея системы визуализации (включая аналоговые задержки системы визуализации); – выходного сигнала для индикатора пространственного положения вертолета, или эквивалентные испытания, которые утверждены NAA					Требуется проведение испытания. См. испытание 6.а, 1 (транспортная задержка) в добавлении B к части III. Вместо испытания по оценке транспортной задержки можно использовать испытание по оценке времени запаздывания. В дополнении G к части III приведены инструкции по методам проведения испытаний по оценке транспортной задержки и времени запаздывания

14	ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ИМИТАЦИИ ПРОЧИХ ХАРАКТЕРИСТИК	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
14.8.S	Транспортная задержка: Испытание по оценке транспортной задержки должно использоваться для демонстрации того, что ответное реагирование системы FSTD не превышает 85 мс. Если установлены бортовые системы технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS), то они должны реагировать в пределах + или – 30 мс относительно системы визуализации, но не раньше реагирования системы подвижности				✓	Результаты необходимы для приборов и для систем подвижности и визуализации. Дополнительные результаты испытаний по оценке транспортной задержки необходимы, если установлены системы индикации на лобовом стекле (HUD), которые моделируются, но не являются реальными системами вертолета. Если режим работы системы визуализации (дневной свет, сумерки и ночь) может повлиять на рабочие характеристики, необходимо провести дополнительные испытания. Требуется ЗОС, если режим функционирования системы визуализации не влияет на рабочие характеристики, что исключает необходимость проведения дополнительных испытаний
14.8. R, G	Транспортная задержка: Испытание по оценке транспортной задержки должно использоваться для демонстрации того, что ответное реагирование системы FSTD не превышает 120 мс	✓		✓		Результаты необходимы только для соответствующих систем
14.9	РЕГИСТРАЦИЯ, ЗАМОРАЖИВАНИЕ И ВОСПРОИЗВЕДЕНИЕ					
14.9 S, R, G	Возможности регистрации, замораживания и воспроизведения	✓		✓	✓	
14.10	ИНСТРУКТАЖ И РАЗБОР ПОЛЕТОВ					
14.10 S, R, G	Возможность проведения инструктажа и разбора полетов	✓		✓	✓	

Добавление B

ВАЛИДАЦИОННЫЕ ИСПЫТАНИЯ FSTD

1. ВВЕДЕНИЕ

См. раздел 1 добавления B части II тома II.

2. ТРЕБОВАНИЯ К ИСПЫТАНИЯМ

См. раздел 2 добавления B части II тома II.

3. ИНФОРМАЦИЯ ДЛЯ ВАЛИДАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ

См. раздел 3 добавления B части II тома II.

4. ТАБЛИЦА ВАЛИДАЦИОННЫХ ИСПЫТАНИЙ FSTD

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.	**ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**							Все испытания с одним неработающим двигателем, представленные в данном разделе, применимы только к многодвигательным вертолетам
1.a	**Оценка работы двигателя**							
1.a	1) Действия по запуску/запуск: i) Запуск и разгон двигателя(ей) (неустановившийся режим)	Время от нажатия кнопки запуска до начала раскрутки ротора двигателя ±10 % или ±1 с крутящий момент ±5 % частота вращения НВ ±3 % число оборотов турбокомпрессора ±5 % частота вращения силовой турбины ±5 % температура газов в турбине ±30 °C	На земле. Тормоз НВ выкл. или вкл. (если приме-нимо)				✓	Изменения параметров по времени для каждого двигателя с момента запуска до выхода на установившийся режим малого газа и с выхода с установившегося режима малого газа до режима с номинальной частотой вращения НВ (RPM). Для многодвигательного вертолета испытание должно проводиться как запуск двух двигателей последовательно. Приведенные значения допусков должны применяться только в пределах рабочих диапазонов датчиков измерения параметров двигателя
	ii) Установившийся режим малого газа и режим с номиналь-ной частотой вращения в RPM	<u>Для уровня адекватности S:</u> крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % частота вращения турбокомпрессора ±2 % частота вращения силовой турбины ±2 % температура газа в турбине ±20 °C	На земле			✓	✓	Данные должны быть представлены как для установившегося режима малого газа, так и для режима с номинальной частотой вращения НВ. Это может быть мгновенный вектор состояния

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		Для уровней адекватности G и R: крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 %		ПНВ		✓		
1.a	2) Балансировка частоты вращения силовой турбины	±10 % от полного изменения частоты вращения силовой турбины или ±1,5 % от частоты вращения НВ	На земле				✓	Изменения по времени характеристик двигателя как реакция на включение системы балансировки (в обоих направлениях)
1.a	3) Регулирование частоты вращения двигателя и НВ	Крутящий момент ±5 % частота вращения НВ ±1,5 %	Набор высоты и снижение				✓	Входные воздействия на общий шаг. Испытания таких воздействий могут проводиться на режимах набора высоты и снижения. Требуется проведение двух испытаний: – одно испытание, демонстрирующее увеличение общего шага; – одно испытание, демонстрирующее уменьшение общего шага
1.b	**Движение по земле**							
1.b	1) Зарезервировано							
1.b	2) Изменение угловой скорости разворота в зависимости от перемещения педалей или угла поворота носового колеса	Угловая скорость разворота ±10 % или ±2°/с	На земле				✓	Без использования колесного тормоза. Испытание для демонстрации реакции вертолета на управляющие воздействия в обоих направлениях
1.b	3) Руление	Крутящий момент ±3 % продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ± 5 %	На земле				✓	Положения рычагов управления во время руления по земле для характерных значений путевой скорости, барометрической высоты и в соответствии с направлением движения

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %						
1.b	4) Зарезервировано							
1.c	**Взлет**							Если диапазон скоростей в перечисленных ниже испытаниях менее 40 уз, соответствующий допуск по воздушной скорости может применяться как к воздушной скорости, так и к путевой скорости, в зависимости от обстоятельств. Если относительная высота отсутствует, то может использоваться абсолютная высота.
1.c	1) Со всеми работающими двигателями	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Висение			✓		Изменения параметров по времени траектории набора высоты после взлёта для соответствующего моделируемого вертолета и типа FSTD. Взлет из режима висения в зоне влияния земли. Данные регистрируются до достижения высоты как минимум 61 м (200 фут) над уровнем земли или AGL/V_y.
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 %				✓		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		частота вращения НВ ±1.5 % угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°						
1.c	2) Продолженный взлет при отказе одного двигателя	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Висение				✓	Изменения параметров по времени траектории набора высоты после взлёта для соответствующего моделируемого вертолета Данные регистрируются до достижения высоты как минимум 61 м (200 фут) AGL/V_y. Данное испытание соответствует открытой зоне категории CAT A: выполнение взлета при отказе одного двигателя после точки принятия решения о взлете (TDP). *Примечание. См. п. 1.7 в дополнении J к части II, что позволит ознакомиться со справочными материалами о действиях при отказе одного двигателя для вертолета, в отношении которого предусматривается режим обучения действиям при отказе одного двигателя*
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±2,5°				✓		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		угол крена ±2° курс ±2°						
1.c	3) Прерванный взлет при отказе одного двигателя	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±1,5° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 % взлетная дистанция: ±7,5 % или ±30 м (100 фут)	Висение				✓	Изменения параметров по времени от точки отрыва до касания земли. Условия испытания при предельных значениях летно-технических характеристик. Данное испытание соответствует открытой зоне категории CAT A: выполнение взлета при отказе одного двигателя до достижения TDP. *Примечание. См. п. 1.7 дополнения J к части II с целью ознакомления с возможностью получения справочных данных для условий с одним неработающим двигателем (OEI) в отношении вертолета, имеющего трениро-вочный режим с одним неработающим двигателем (OEI)*
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ± 2,5° угол крена ±1,5°				✓		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		курс ±2° взлетная дистанция: ±7,5 % или ±30 м (100 фут)						
1.c	4) Отрыв от земли и переход в режим висения	Крутящий момент ±5 % угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±3° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	На земле С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости				✓	Регистрация маневра, начиная с работы на земле с рычагом общего шага на нижнем упоре до установившегося висения в зоне влияния земли
1.d	**Режим висения**	<u>Для уровней адекватности S и R</u>: крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±1,5° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %	В зоне влияния земли (IGE) Вне зоны влияния земли (OGE) С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	С облегченной и максимальной общей взлетной массой. Необходимо проведение испытаний на 4 режимах: • 10 %, 30 % и 70 % высоты от диаметра ротора НВ в зоне влияния земли; • более 150% высоты от диаметра ротора НВ вне зоны влияния земли. Это могут быть испытания мгновенного состояния

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		Для уровня адекватности G: крутящий момент ±3 % общий шаг НВ ±5 %		ПНВ				Необходимо проведение испытаний на 2 режимах: • в зоне влияния земли; • вне зоны влияния земли Это могут быть испытания мгновенного состояния
1.e	**Вертикальный набор высоты**	Вертикальная скорость ±0,5 м/с (100 фут/мин) или ±10 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %	Вне зоны влияния земли. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	С облегченной и максимальной взлетной массой. Это могут быть испытания мгновенного состояния
1.f	**Горизонтальный полет. Летно-технические характеристики и балансировочные положения рычагов управления полетом**	Крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол скольжения ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %	Крейсерский режим полета. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости					Это могут быть испытания мгновенного состояния. Результаты испытаний рекомендуется представлять в виде графика зависимости от скорости
		Для уровня адекватности S: допуски см. выше					✓	Две комбинации общей взлетной массы/ центровки (CG) и для каждой комбинации необходимо несколько значений скоростей от V_y, до V_H в диапазоне режимов полета

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		Для уровня адекватности R: допуски см. выше				✓		Две комбинации общей взлетной массы/ центровки (CG) и для каждой комбинации необходимо несколько значений скоростей от V_y, до V_H в диапазоне режимов полета Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и только при проведении дальнейших периодических оценок
		Для уровня адекватности G: допуски см. выше		ПНВ				Две комбинации общей взлетной массы/центровки и для каждой комбинации необходимо по 2 значения скорости. Совпадение значений угла бокового скольжения необходимо только для оценки повторяемости и только при проведении дальнейших периодических оценок
1.g	**Набор высоты. Летно-технические характеристики и балансировочные положения рычагов управления полетом**	Вертикальная скорость ±0,5 м/с (100 фут/мин) или ±10 % угол тангажа ±1,5° угол бокового скольжения ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 % воздушная скорость ±3 уз	Все двигатели работают. Один неработающий двигатель. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Для двух комбинаций полетной массы/центровки. Должно выдерживаться соответствие мощности двигателей рассматриваемому режиму набора высоты. Может быть представлен вектор мгновенного состояния. Допуски для скорости необходимы только при изменении параметров по времени Для уровней адекватности R и S: полученные значения вертикальной скорости FSTD не могут быть меньше соответствующих значений, указанных в Летном руководстве вертолета (ЛРВ). Для уровня адекватности R: Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и при продолжающихся периодических оценках

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.h	**Снижение**							
1.h	1) Снижение. Летно-технические характеристики и балансировочные положения рычагов управления	Крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол бокового скольжения ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 % воздушная скорость ±3 уз	Снижение с работающим двигателем. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Для двух комбинаций полетной массы/центровки. Это могут быть испытания мгновенного состояния. Испытание для демонстрации значительной скорости снижения, используя нормальную скорость захода на посадку Допуски для скорости необходимы только при изменении параметров по времени <u>Для уровня адекватности R</u>: Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и при продолжающихся периодических оценках
1.h	2) Летно-технические характеристики авторотации и балансировочные положения рычагов управления полетом	Вертикальная скорость ±0,5 м/с (100 фут/мин) или ±10 % частота вращения НВ ±1,5% угол тангажа ±1,5° угол скольжения ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ±5 % общий шаг НВ ±5 %	Установившееся снижение. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Для двух комбинаций полетной массы/центровки. Допуск на частоту вращения НВ используется только в том случае, если ручка общего шага полностью выпущена (находится на нижнем упоре). Скорость варьируется от минимального значения вертикальной скорости снижения до, как минимум, скорости максимальной дальности планирования или до максимально разрешенной скорости полета с неработающим двигателем (которое из значений меньше). Это могут быть испытания мгновенного состояния. <u>Для уровня адекватности R</u>: Совпадение значений угла скольжения необходимо только для оценки повторяемости и при продолжающихся периодических оценках

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.i	**Вход в режим авторо-тации**	<u>Для уровня адекватности S</u>: крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±3 % угол тангажа ±2° угол крена ±3° курс ±5° воздушная скорость ±5 уз высота ±6,1 м (20 фут) продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Крейсер-ский режим полета и набор высоты				✓	Изменения параметров по времени от момента резкого уменьшения мощности двигателей до малого газа и вплоть до достижения установившегося значения скорости снижения на РСНВ и N_R. Для крейсерского режима полета должны представляться данные для режима больших скоростей полета. Для режима набора высоты должны представляться данные о максимальной воздушной скорости набора высоты при максимальной мощности двигателей на максимальном продолжительном режиме или близком к нему значении.
		<u>Для уровня адекватности R</u>: крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±3 % угол тангажа ±2° угол крена ±3° курс ±5° воздушная скорость ±5 уз высота ±6,1 м (20 фут)	Крейсер-ский режим полета и набор высоты			✓		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.j	**Посадка**							В случае, когда диапазон скоростей в перечисленных ниже испытаниях менее 40 уз, соответствующие допуски по воздушной скорости могут применяться соответственно как к воздушной скорости, так и к путевой скорости. Вместо относительной высоты может быть использована абсолютная высота
1.j	1) Со всеми работающими двигателями	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Заход на посадку до режима висения				✓	Изменения параметров по времени при выполнении схемы захода на посадку и посадки до режима висения в зоне влияния земли для соответствующего моделируемого вертолета
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°				✓		Изменения параметров по времени при выполнении схемы захода на посадку и посадки до режима висения в зоне влияния земли для соответствующей группы моделируемых вертолетов

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.j	2) С одним неработающим двигателем	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Заход на посадку и посадка				✓	Включая данные для выполнения захода на посадку и посадки как для категории CAT A, так и для категории CAT B для соответствующего моделируемого вертолета. Испытание заканчивается, когда все опоры шасси находятся на земле. *Примечание. См. п. 1.7 дополнения J к части II с целью ознакомления с возможностью получения справочных данных для условий с одним неработающим двигателем (OEI) в отношении вертолета, имеющего трениро-вочный режим с одним неработающим двигателем (OEI)*
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°				✓		Включая данные для выполнения захода на посадку и посадки как для категории CAT A, так и для категории CAT B для соответствующей группы моделируемых вертолетов. Испытание заканчивается, когда первая опора шасси касается земли

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.j	3) Прерванная посадка/ уход на второй круг	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° курс ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Заход на посадку с одним неработающим двигателем				✓	Испытание проводится для демонстрации выполнения маневра ухода на второй круг, который выполняется при стабилизированном заходе на посадку в случае отказа одного двигателя или при появлении динамических неисправностей двигателя во время захода на посадку. *Примечание. См. п. 1.7 дополнения J к части II с целью ознакомления с возможностью получения справочных данных для условий с одним неработающим двигателем (OEI) в отношении вертолета, имеющего тренировочный режим с одним неработающим двигателем (OEI)*
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз высота ±6,1 м (20 фут) крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±1,5 % угол тангажа ±2,5° угол крена ±2° курс ±2°				✓		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.j	4) Посадка на режиме авторотации (РСНВ)	Воздушная скорость ±3 уз крутящий момент ±3 % частота вращения НВ ±3 % высота ±6,1 м (20 фут) угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±5° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Заход на посадку и касание				✓	Изменения параметров по времени из режима установившегося снижения на РСНВ до торможения и приземления. Если изготовитель вертолета не предоставил для проведения этого испытания данные летных испытаний, содержащие все необходимые параметры выполнения посадки с неработающим двигателем, а квалифицированный летно-испытательный персонал для получения таких данных отсутствует, то эксплуатант может согласовать с NAA решение о возможности применения альтернативных средств испытаний. Применение альтернативных методик для получения таких данных зависит от вертолета, а также от персонала и используемого оборудования для регистрации данных, их обработки и расшифровки. К таким альтернативным методикам относятся следующие: 1) моделирование выравнивания на РСНВ и уменьшения скорости снижения по высоте; или 2) отключение двигателя с последующим заходом на посадку на РСНВ и выравниванием
1.j	5) Переход от режима висения к снижению до точки приземления	Крутящий момент ±5 % угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±3° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±10 % положение педалей путевого управления ±10 % общий шаг НВ ±10 %	Висение в зоне влияния земли С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости				✓	Регистрация маневра от висения в зоне влияния земли до касания, завершающегося полностью выпущенным положением ручки управления общего шага

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
1.k	**Ускорение в режиме горизонтального полета**	<u>Для уровня адекватности S</u>: воздушная скорость ±3 уз Продольные и боковые отклонения ручек управления, отклонение педалей путевого управления и ручки управ-ления общим шагом ±10 % крутящий момент ±3 % угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±2°	Крейсер-ский режим полета С вкл. и выкл. сис-темой повыше-ния устой-чивости				✓	Регистрация скоординированного ускорения в режиме горизонтального полета, вызванного однократным увеличением мощности в начале выполнения маневра (не непрерывное увеличение), в минимальном диапазоне скоростей с возрастанием скорости от V_y до максимальной воздушной скорости в заданном диапазоне
		<u>Для уровня адекватности R</u>: воздушная скорость ±3 уз крутящий момент ±3 % угол тангажа ±2° угол крена ±2° курс ±2°		✓	✓			

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.	**ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ**							
2.a	**Механические характеристики системы управления**							

Примечание 1. Следует измерять зависимости положений рычагов управления угловым положением вертолета (углами тангажа, крена, рыскания) и рычага управления общим шагом НВ от усилий или времени. Альтернативный метод заключается в проведении регистрации и измерений аппаратурой, встроенной в FSTD, вместо испытаний рычагов управления на дополнительных стендах. Данные по усилиям и положению, полученные в результате такой регистрации, могут непосредственно фиксироваться и сопоставляться с соответствующими данными вертолета. При условии, что такая измерительная аппаратура прошла проверку с использованием внешнего измерительного оборудования во время проверок статического управления, либо с помощью других эквивалентных средств, и доказательства удовлетворительного соответствия внесены в MQTG, она может использоваться как для первоначальных, так и для периодических оценок измерений всех необходимых контрольных проверок. Такое стационарное оборудование может использоваться без потери времени на установку внешних устройств.

Проверку измерительной аппаратуры с использованием внешнего измерительного оборудования следует проводить повторно после проведения значительных модификаций или ремонтных работ в системе загрузки управления.

Примечание 2. Испытания статических режимов (испытания 2.a.1 и 2.a.2.) с рычагов управления комплекта второго пилота на FSTD необходимо проводить только в том случае, если в FSTD рычаги управления первого и второго пилотов не соединены между собой механически. Необходимо обоснование поставщика данных, если для обоих мест используется один набор данных. Если рычаги управления на FSTD соединены между собой механически, достаточно провести испытание только для одного рабочего места. Проводить динамические испытания на каждом месте пилота не требуется.

Примечание 3. Для испытаний перемещений рычагов управления (испытания 2.a.1, 2.a.2 и 2.a.3) следует применять дополнительный допуск ±1,5 % в отношении общего перемещения по соответствующей оси для оценки резких градиентов усилий у крайних положений (упоров) рычагов управления.

Для уточнения любых вопросов, касающихся вертолетов с обратимыми рычагами управления, а также в тех случаях, когда отсутствуют требуемые валидационные данные, следует обращаться к NAA.

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.a	1) Управление циклическим шагом	Усилие страгивания ±0,111 даН (0,25 фунт-силы) или ±25 % Усилие перемещения ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) или ±10 %	На земле Статические режимы с включенной гидравлической системой под давлением (если применимо). Может использоваться дополнительная гидравлическая система высокого давления. Триммер вкл. и выкл. Без влияния трения. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости (если применимо)	ПНВ		✓	✓	Регистрация непрерываемых перемещений рычагов управления до их крайних положений (такое испытание не требуется, если используются аппаратные модульные контроллеры ВС). Для получения данных летных испытаний не требуется включения сцепления/вращения НВ. Слова "если применимо" в отношении системы повышения устойчивости означают следующее: при наличии такой системы и ее работоспособности на земле в статическом режиме, описанном в данном разделе. <u>Для уровня адекватности G</u>: Усилия на рычагах управления и перемещения должны в целом соответствовать тем, которые имеются на вертолете, представляющем группу имитируемых вертолетов

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.a	2) Общий шаг/ педали путевого управления	Усилие страгивания ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) или ±25 % Усилие ±0,445 даН (1,0 фунт-силы) или ±10%	На земле Статические режимы с включенной гидравлической системой под давлением (если применимо). Может использоваться дополнительная гидравлическая система высокого давления. Триммер вкл. и выкл. Без влияния трения. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости (если применимо)	ПНВ		✓	✓	Регистрация непрерываемых перемещений рычагов управления до их крайних положений. Для получения данных летных испытаний не требуется включения сцепления/ вращения НВ. Слова "если применимо" в отношении системы повышения устойчивости означают следующее: при наличии такой системы и ее работоспособности на земле в статическом режиме, описанном в данном разделе. <u>Для уровня адекватности G</u>: Усилия на рычагах управления и перемещения должны в целом соответствовать тем, которые имеются на вертолете, представляющем группу имитируемых вертолетов
2.a	3) Зависимость усилия от положения педали тормоза	Усилие ±2,224 даН (5 фунт-силы) или ±10 %	На земле Статические режимы			✓	✓	Для подтверждения соответствия могут использоваться результаты моделирования, полученные на компьютере FSTD. Если тормозная система вертолета является независимой, то допуски следует применять только при страгивании и максимальном перемещении педали
2.a	4) Скорость триммирования (все соответствующие системы)	Скорость триммирования ±10 %	На земле Статические режимы Триммер вкл. Без влияния трения			✓	✓	Допуск применяется к зарегистрированной скорости триммирования

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.a	5) Динамические характеристики системы управления (по всем осям)	**Для систем с недостаточным демпфированием** (см. рис. B-1 добавления B к части II): $T(P_0)$ ±10 % от P_0 или ±0,05 с $T(P_1)$ ±20 % от P_1 или ±0,05 с $T(P_2)$ ±30 % от P_2 или ±0,05 с $T(P_n)$ ±10*(n+1) % от P_n или ±0,05 с $T(A_n)$ ±10 % от A_{max}, где A_{max} – максимальная амплитуда первого заброса (выхода за пределы значений) или ±0,5 % от полного отклонения рычага управления (крайние положения) $T(A_d)$ ±5 % от A_d = граница допуска или ±0,5 % от полного отклонения рычага управления = граница допуска Колебания в пределах границы допуска не рассматриваются и к ним не применяются допуски ±1 значительный заброс (как минимум 1 значительный выброс)	На земле Статические режимы для необратимых систем управления полетом Триммер вкл. Без влияния трения				✓	Результаты должны регистрироваться для нормального перемещения рычага управления в обоих направлениях по каждой оси. Как правило, для правильного возбуждения необходимо отклонить рычаг управления на величину 10 % – 20 % от полного хода. Динамические характеристики обратимых систем управления должны оцениваться в полете, с учетом правил техники безопасности или с использованием иных методов, предлагаемых NAA и которые согласовываются в каждом конкретном случае. Дополнительная информация о динамических характеристиках системы управления приведена в пп. 3.2.2–3.2.5 добавления B части II. "n" –последовательный период полного цикла колебаний. Для любых органов управления (педали, рычаг управления общим шагом), у которых нет пружинных характеристик, должны использоваться альтернативные методы демонстрации соответствия, например, непрерывное движение рычага управления от упора до упора с высокой скоростью. См. п. 3.2.3 добавления B части II

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		Установившийся режим должен быть в пределах границы допуска **Следующий допуск применяется только к системам с избыточным и критическим демпфированием**: $T(P_0)$ ±10 % от P_0 или ± 0,05 с						
2.b	**Характеристики управляемости при малых скоростях полета**							
2.b	1) Балансировочные положения рычагов управления	Крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° продольное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 %. поперечное отклонение ручки управления циклическим шагом ±5 %. положение педалей путевого управления ±5 % положение рычага управления общим шагом ±5 %	Поступательный полет Полет в зоне влияния земли Перемещения вбок, назад и прямолинейный горизонтальный полет С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	Регистрируются результаты для несколько приращений скорости полета до предельных значений воздушной скорости при поступательном полете вперед до скорости 45 уз (как минимум 4 значения для горизонтального полета). Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния. Рекомендуется представлять результаты испытаний в виде графика зависимостей параметров от скорости

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.b	2) Критический азимут (или азимут, соответст-вующий мини-мальному запасу управления)	Крутящий момент ±3 % угол тангажа ±1,5° угол крена ±2° продольное отклоне-ние ручки управления циклическим шагом ±5 % поперечное отклоне-ние ручки управления циклическим шагом ±5 % положение педалей путевого управления ± 5 % положение рычага управления общим шагом ±5 %	Режим неподвижного висения С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости				✓	Регистрируются результаты для трех относитель-ных направлений ветра (в том числе и наиболее критический случай) в критическом квадранте. Требуется ЗОС, чтобы на основе конструкции вертолета и данных ЛРВ или данных летных испытаний определить, как следует представлять результаты испытаний, демонстрирующие минимальный запас управления. Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния. Провести точные измерения ветра очень трудно, поэтому для точного управления условиями полета с помощью измерения путевой скорости (как правило, с помощью GPS) предпочтительно использовать модель ветра, полученную в горизонтальном полете при спокойной погоде (при отсутствии ветра). В таких условиях целесообразно скомплектовать валидационные данные такого испытания с данными испытаний 2b 1), чтобы обеспечить соответствие между критическим азимутом и другими направлениями (встречный, боковой и попутный)
2.b	3) Реакция на управляющее воздействие							Регистрируются данные ступенчатых управляющих воздействий по осям испытания. Реакция вертолета по другим осям должна демонстрировать правильное направление. Данное кратковременное испытание может проводиться в зоне влияния земли для лучшего визуального представления. Испытания реакции рычагов управления включают в себя четыре испытания, указанные ниже в пп. 3a) – 3d)

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.b	3a) Продольное	Угловая скорость тангажа ± 10 % или ±2°/с изменение угла тангажа ±10 % или ±1,5°	Висение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости				✓	Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия
2.b	3b) Поперечное	Угловая скорость крена ±10 % или ±3°/с изменение угла крена ±10 % или ±3°	Висение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости				✓	Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия
2.b	3c) Путевое	Угловая скорость рысканья ±10% или ±2°/с изменение курсового угла ±10 % или ±2°	Висение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости. В обоих направлениях				✓	Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия
2.b	3d) Вертикальное	Нормальное ускорение ±0,1g. вертикальная скорость ±10 % или ±0,50 м/с (100 фут/мин)	Висение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости				✓	

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.c	**Характеристики продольной управляемости**							
2.c	1) Реакция на управляющее воздействие	Угловая скорость тангажа ±10 % или ±2°/с изменение угла тангажа ±10 % или ±1.5°	Крейсерский режим полета. С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	Регистрируются результаты для двух скоростей крейсерского полета, одна из которых соответствует минимальной потребной мощности. Регистрируются результаты ступенчатого управляющего воздействия по испытываемой оси. Реакция по другим осям должна демонстрировать правильное направление. Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия.
2.c	2) Статическая устойчивость	Изменение продольного отклонения ручки управления циклическим шагом от балансировочного положения: ±10 % или ±6.3 мм (0,25 дюйма); или изменение продольного усилия на ручке управления циклическим шагом от балансировочного положения: ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) или ±10 %	Крейсерский режим полета или набор высоты Режим авторотации С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости. Условия с вкл. и выкл. системой повышения устойчивости необходимы, если система функционального дополнения включает регулирование воздушной скорости			✓	✓	Регистрируются результаты, как минимум, для двух скоростей, относительно каждой стороны балансировочной скорости, взятой в качестве точки отсчета. Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния.

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.c	3) Динамическая устойчивость							Испытания характеристик динамической устойчивости включают два вида испытаний, описание которых приведено ниже в пп. 3a) и 3b)
2.c	3a) Длиннопериодическая реакция	±10 % расчетного периода ±10 % расчетного времени уменьшения вдвое или удвоения амплитуды колебаний, или ±0,02 коэффициента демпфирования для непериодических реакций динамика изменения по времени должна совпадать в течение периода 20 с, после освобождения рычагов управления в пределах изменения угла тангажа ±20 % или ±3° и ±5 уз воздушной скорости	Крейсерский режим полета С выключенной системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Для периодических реакций регистрируются результаты трех полных циклов колебаний (6 забросов после завершения управляющего воздействия) или в течение времени, достаточного для оценки времени уменьшения амплитуды колебаний вдвое или ее удвоения, в зависимости от того, какое значение из двух меньше. Испытание может быть прервано раньше, чем через 20 с, если пилот, проводящий испытание, считает, что результаты начинают расходиться, причем этот процесс не поддается контролю. Ответная реакция может не повторяться в течение установленного времени для конкретных вертолетов. В этих случаях необходимо показать, что расхождение в результатах, по крайней мере, имеет объяснение. Например: отклонение рычага управления циклическим шагом в течение заданного промежутка времени или до момента достижения заданного положения по тангажу обычно используется для возбуждения требуемого движения, затем значение циклического шага возвращается к исходному. Для непериодических реакций результаты должны иметь одинаковый характер схождения или расхождения, как и в данных летных испытаний <u>Для уровня адекватности G</u>: Цель этого испытания заключается в проверке динамических характеристик модели
2.c	3b) Короткопериодическая реакция	Угол тангажа ±1,5° или угловая скорость тангажа ±2°/с нормальное ускорение ±0,1g	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух воздушных скоростей. Обычно это испытание проводится при введении двойного управляющего импульса с частотой, характерной для данного вертолета. Однако, хотя для испытаний с выключенной системой повышения устойчивости предпочтительно использование двойных импульсов, а не единичных, когда короткопериодическая реакция определяется характеристиками первого порядка или апериодическими характеристиками,

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
								тем не менее, использование импульсных воздействий продольного движения может обеспечить более согласованную реакцию. <u>Для уровня адекватности G</u>: Цель этого испытания заключается в проверке динамических характеристик модели *Примечание 1. Двойной (продольный) управляющий импульс может быть создан путем резкого перемещения ручки управления тангажом вначале на себя и, удержав входное воздействие в течение 5 с, затем резко переместив ручку управления от себя и удержав входное воздействие в течение 5 с и после этого отпустить ручку управления до занятия ею нейтрального положения. Входные воздействия должны быть достаточно большими, чтобы обеспечить коэффициент перегрузки ±0,2g и/или изменение положения по тангажу от ±5° до 15°.* *Примечание 2. Апериодическую реакцию на ступенчатые команды демонстрирует система, которая быстро достигает состояния устойчивости и удерживает это состояние с минимальными забросами.*
2.c	4) Устойчивость при выполнении маневра	Изменение продольного отклонения ручки управления от балансировочного положения: ±10 % или ±6.3 мм (0,25 дюйма) или изменение продольного усилия на ручке управления от балансировочного положения: ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) или ±10 %	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости Левые и правые развороты	✓	✓	✓	✓	Регистрируются результаты для двух воздушных скоростей, в том числе для скорости, соответствующей минимальной потребной мощности. Для каждого значения скорости должны представляться результаты выполнения разворотов с углами крена примерно 30° и 45°. Для необратимых систем усилия могут указываться в виде графика зависимости. Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.d	**Характеристики поперечной и путевой управляемости**							
2.d	1) Реакция на управляющее воздействие							Испытания реакции на управляющее воздействие включают два испытания, описание которых приведено ниже в пп. 1a) и 1b)
2.d	1a) Поперечное	Угловая скорость крена ±10 % или ±3°/с изменение угла крена ±10 % или ±3°	Крейсерский режим полета С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух воздушных скоростей, одна из которых соответствует или близка к значению воздушной скорости при минимальной потребной мощности. Регистрируются результаты ступенчатого управляющего воздействия по испытуемой оси. Реакция по другим осям должна демонстрировать правильное направление. Изменение углового положения определяется как изменение пространственного положения по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия. <u>Для уровня адекватности G</u>: Цель этого испытания заключается в проверке динамических характеристик модели
2.d	1b) Путевое	Угловая скорость рыскания ±10 % или ±2°/с изменение курсового угла ±10 % или ±2°	Крейсерский режим полета С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух воздушных скоростей, одна из которых соответствует или близка к значению воздушной скорости при минимальной потребной мощности. Регистрируются результаты ступенчатого управляющего воздействия по испытуемой оси. Реакция по другим осям должна демонстрировать правильное направление. Изменение курса определяется как изменение по сравнению со значением непосредственно перед ступенчатым воздействием. Допуск применяется непрерывно, начиная с момента ступенчатого воздействия. <u>Для уровня адекватности G</u>: Цель этого испытания заключается в проверке динамических характеристик модели

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
2.d	2) Путевая статическая устойчивость	Положение по крену ±1,5° вертикальная скорость ±10 % или ±0,50 м/с (100 фут/мин) Изменение положения ручки управления циклическим шагом в поперечном направлении относительно балансировочного положения: ±10 % или ±6,3 мм (0,25 дюйма) или изменение усилия на ручке управления циклическим шагом в поперечном направлении относительно балансировочного положения: ±10 % или ±0,222 даН (0,5 фунт-силы) Изменение положения педалей путевого управления относительно балансировочного положения: ±10 % или ±6,3 мм (0,25 дюйма) или изменение усилия на педалях путевого управления относительно балансировочного положения: ±10 % или ±0,444 даН (1фунт-силы) Изменение положения ручки управления циклическим шагом в продольном направлении от балансиро-	Набор высоты или снижение С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости			✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух значений углов скольжения влево и вправо от балансировочного положения. Силы могут быть приведены как зависимости для необратимых систем. Может быть использована серия испытаний мгновенного состояния. Это испытание проводится как проверка влияния скольжения при фиксированном курсовом угле и при фиксированном положении рычага управления общим шагом

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		вочного положения: ± 10 % или ±6,3 мм (0,25 дюйма) или изменение усилия на ручке управления циклическим шагом в продольном направлении относительно балансировочного положения: ±10 % или ±0,222 даН (0,5 фунт-силы)						
2.d	3) Динамические характеристики поперечной и путевой устойчивости							Испытания динамических характеристик поперечной и путевой устойчивости включают в себя три испытания, описание которых приведено ниже в пп. 3a) – 3c)
2.d	3a) Колебания в поперечной плоскости и по курсу	±0,5 с или ±10 % от периода колебаний ±10 % времени уменьшения вдвое или удвоения амплитуды колебаний или ±0,02 коэффициента демпфирования ±20 % или ±1 с от разницы времени достижения максимальных значений углов крена и скольжения Для непериодических реакций динамика изменения параметров по времени должна быть налажена в расчете на период 20 с после освобождения рычагов управления в диапазоне: ±5°/с по угловой скорости крена или ±5° по изменению положения по	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Регистрируются результаты, по крайней мере, для двух значений воздушной скорости. Испытание инициируется с помощью двойного входного воздействия на ручку циклического шага в поперечном направлении или на педаль путевого управления. Регистрируются результаты шести (6) полных циклов колебаний (12 забросов после завершения управляющего воздействия) или количества циклов, достаточного для оценки времени уменьшения вдвое или удвоения амплитуды колебаний, в зависимости от того, какая из величин меньше. Испытание может быть прекращено до истечения 20 с, если пилот, проводящий испытание, считает, что результаты начинают расходиться, причем этот процесс носит неконтролируемый характер

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
		крену; и ±4°/с по угловой скорости рыскания или ± 4° по курсу						
2.d	3b) Спиральная устойчивость	Правильное направление и изменение угла крена ±2° или ±10 % в течение 20 с <u>При использовании альтернативного метода испытаний</u>: Изменение положения ручки управления циклическим шагом в поперечном направлении относительно балансировочного положения: ±20 % или ±12,7 мм (0,5 дюйма)	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости	ПНВ		✓	✓	Регистрируются результаты разворотов в течение 20 с после освобождения от управляющих воздействий только педали или только рычага управления циклическим шагом. Регистрируются результаты разворотов в обоих направлениях. Испытание завершается при нулевом угле крена, либо если пилот-испытатель считает, что угловое положение становится неконтролируемым. Могут использоваться осредненные летные данные, полученные в результате нескольких испытаний. Испытание проводится в обоих направлениях. <u>Альтернативное испытание</u>: регистрируются результаты только входных воздействий циклического поперечного управления (без входных воздействий педали), необходимых для поддержания угла крена приблизительно в 30° от балансировочного значения в установившемся полете. Может быть использована серия тестов мгновенного состояния
2.d	3c) Внутреннее/ внешнее скольжение	Правильное направление Неустановившийся угол скольжения ±2°	Крейсерский режим полета или набор высоты С вкл. и выкл. системой повышения устойчивости При использовании системы повышения устойчивости должно предусматриваться применение системы координации разворота			✓	✓	Регистрируется изменение по времени параметров входа в разворот при управляющем воздействии ручки циклического шага, используя только умеренную скорость воздействия на управление циклическим шагом. Результаты регистрируются для разворотов в обоих направлениях

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3.	**СИСТЕМА ПОДВИЖНОСТИ**							
3.a.	**Частотная характеристика**	Как определено заявителем для квалификации FSTD	Неприменимо		✓	✓		Требуется проведение соответствующего испытания для демонстрации частотной характеристики. См. также пп. 3.5.2 и 3.5.3 добавления B к части II
3.b.	**Проверка обратного движения системы подвижности**	Как определено заявителем на квалификацию FSTD	Неприменимо		✓	✓		Требуется проведение соответствующего испытания для демонстрации частотной характеристики. См. также пп. 3.5.2 и 3.5.4 добавления B к части II
3.c.	**Акселерационные эффекты**							См. добавление C к данной части в отношении субъективных испытаний
3.d.	**Стабильность системы подвижности**	±0,05g от фактических линейных ускорений платформы	Отсутствуют		✓	✓		Данное испытание проводиться для подтверждения того, что аппаратное и программное обеспечение системы подвижности (в штатном режиме эксплуатации FSTD) работает в соответствии с уровнем, присвоенным при первоначальных квалификационных испытаниях. На основе полученной информации несложно определить изменения характеристик по сравнению с первоначальными характеристиками. См. п. 3.5.5 добавления B к части II

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3.e.	**Адекватность воспроизведения акселерационных воздействий**							Проверка и оценка соответствующих критериев испытаний и допусков проводятся с помощью механизма Международного комитета по квалификации FSTD (см. добавление D к части II)
3.e.	1) Адекватность воспроизведения акселерационных воздействий. Частотный критерий	Подлежит определению	На земле и в полете		✓	✓		Для системы подвижности, применяемой при обучении, должны регистрироваться в сочетании модули и фазы алгоритма воспроизведения акселерационных воздействий и движения платформы в диапазоне частот, соответствующем характеристикам моделируемого вертолета. Это испытание требуется проводить только при первоначальной квалификационной оценке FSTD. См. п. 3.5.6.1 добавления B к части II
3.e.	2) Адекватность воспроизведения акселерационных воздействий. Критерий времени	Подлежит определению	На земле и в полете		✓	✓		См. п. 3.5.6.2 добавления B к части II

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3bis.	**ВИБРАЦИИ**							
3bis.a.	**Характерные вибрации при движении**	Отсутствует	На земле и в полете					Для проверки характерных вибраций при движении, которые ощущаются в кабине экипажа, применительно к типу вертолета, требуется проведение следующих испытаний с регистрацией результатов и составление ЗОС. Результаты испытаний на вибрацию должны включать вибрации с частотой первой гармоники НВ – 1/Rev НВ и первой лопастной гармоники НВ – n/Rev НВ, где n – число лопастей НВ. *Примечание. "n/Rev НВ" означает вибрационное испытание для частоты, равной "n раз" оборотов НВ в минуту.* Зарегистрированные результаты испытаний характерной тряски должны позволять проводить сравнение относительной амплитуды в зависимости от частоты. Требуется проводить соответствующие испытания с регистрацией их результатов, чтобы можно было провести сравнение относительных амплитуд в зависимости от частоты в продольном, поперечном и вертикальном направлениях и затем сопоставить результаты с данными вертолета Допустимо проведение испытаний в установившихся режимах. Для уровня адекватности R требуются только результаты эталонных испытаний. В тех случаях, когда при первоначальной оценке используется утвержденная субъективная настройка для формирования утвержденного справочного (исходного) стандарта, во время периодических оценок необходимо применять соответствующие допуски

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3bis.a.	1) На земле	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	На земле			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации находящегося на земле вертолета, все двигатели работают на режиме малого газа и полетных режимах мощности. Необходимы испытания в двух режимах: 1) РУД в положении "малый газ" и соответствуют режиму N_R; 2) РУД в положении одного из режимов "полета" и соответствуют режиму N_R.
3bis.a.	2) Висение (в зоне влияния земли)	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Висение			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет находится в режиме висения в зоне влияния земли
	3) Висение (вне зоны влияния земли)	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Висение			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет находится в режиме висения вне зоны влияния земли
3bis.a.	4) Штатный набор высоты	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Набор высоты			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет набирает высоту в штатном режиме при штатной скорости набора высоты со всеми работающими двигателями
3bis.a.	5) Вертикальный набор высоты	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Набор высоты			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при переходе вертолета к вертикальному набору высоту из режима висения

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3bis.a.	6) Горизонтальный полет на малой скорости	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Крейсерский режим полета			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет выполняет горизонтальный полете со скоростью близкой V_y
3bis.a.	7) Горизонтальный полет на крейсер-ской скорости.	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Крейсерский режим полета			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при выполнении вертолетом полета со штатной крейсерской скоростью
3bis.a.	8) Горизонтальный полет на высокой скорости	+3 Дб /-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Крейсерский режим полета			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при выполнении вертолетом полета с высокой скоростью (близкой к скорости V_{ne} или на этой скорости)
3bis.a.	9) Снижение	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Снижение			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при снижении вертолета с нормальной тягой и штатной скоростью и со всеми работающими двигателями
3bis.a.	10) Авторотация	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Режим авторотации			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации при снижении вертолета в режиме авторотации со всеми неработающими двигателями (или, по крайней мере, на режиме малого газа), с номинальной частотой вращения НВ и рекомендованной скоростью авторотации
3bis.a.	11) Установившиеся развороты	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление (см. примечания по испытанию 3bis.a)	Крейсерский режим полета			✓	✓	Испытание предназначено для демонстрации нормального уровня вибрации, когда вертолет выполняет устойчивые развороты с различными углами крена. Необходимо продемонстрировать, по крайней мере, два режима (например, для нормальной скорости разворота и с более высоким значением угла крена близким 45°, чтобы продемонстрировать влияние нагрузки диска НВ на уровень вибрации, если он присутствует)

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
3bis.b.	**Особые условия**	+3 Дб/-6 Дб или ±10 % номинального уровня вибрации и правильное направление	На земле и в полете				✓	Применимо к особым случаям устойчивого состояния, определяемым как имеющие особую важность для пилота или важность при обучении, или присущими конкретному типу или модели вертолета. К таким случаям относятся эффекты, связанные с опорами шасси, эффект обледенения, режим вихревого кольца, атмосферные возмущения, а также все вибрации в связи со штатным и нештатным функционированием системы несущего винта и трансмиссии. Зарегистрированные результаты испытаний характерной тряски должны обеспечивать возможность сравнения относительной амплитуды в зависимости от частоты. Требуется ЗОС. Требуется проводить соответствующие испытания с регистрацией их результатов, чтобы можно было провести сравнение относительных амплитуд в зависимости от частоты в продольном, поперечном и вертикальном направлениях и затем сопоставить результаты с данными вертолета Допустимо проведение испытаний в установившихся режимах. В тех случаях, когда при первоначальной оценке используется утвержденная субъективная настройка для формирования утвержденного справочного стандарта, во время периодических оценок необходимо применять допуски. Для атмосферных возмущений допускается применение универсальных моделей, которые аппроксимируют доказуемые данные летных испытаний

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.	**СИСТЕМА ВИЗУАЛИЗАЦИИ**							
4.a.	**Качество визуальной картины**							
4.a.1	Непрерывная зона обзора	Система визуализации, обеспечивающая одновременно каждому пилоту непрерывную зону обзора с углом минимум 210° по горизонтали и минимум 60° по вертикали Учитывая центровку изображения относительно осевой линии вертолета, смещение от точки положения глаз каждого пилота не должно превышать 10°	Неприменимо				✓	Зона обзора должна измеряться с использованием визуального тестового шаблона, заполняющего всю визуальную картину (все каналы), представляющую собой матрицу из 5° квадратов. Установленная настройка должна подтверждаться в ЗОС (как правило, результатами приемочных испытаний). Ограничение в 10° может быть увеличено до 12° по практическим соображениям, например, по причине размера купола кабины экипажа с двойным управлением. Эксплуатант FSTD должен доказать квалифицирующему органу, что такое изменение не повлияет на качество обучения
	Непрерывная зона обзора, но в соответствии с целевым назначением устройства возможно использование уменьшенной зоны обзора	Система визуализации, обеспечивающая одновременно каждому пилоту непрерывную зону обзора с углом минимум 180° по горизонтали и минимум 45° по вертикали или уменьшенную зону обзора, согласованную для устройства Учитывая центровку изображения относительно осевой линии вертолета, смещение от точки положения глаз каждого пилота не должно превышать 10°	Неприменимо			✓		Зона обзора должна измеряться с использованием визуального тестового шаблона, заполняющего всю визуальную картину (все каналы), представляющую собой матрицу из 5° квадратов. Установленная настройка и согласованная зона обзора должны подтверждаться в ЗОС (как правило, результатами приемочных испытаний).

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a.1	Зона обзора изображения	Система визуализации, обеспечивающая одновременно каждому пилоту непрерывную зону обзора с углом минимум 45° по горизонтали и минимум 30° по вертикали, если эти параметры не ограничены типом вертолета. Принимая во внимание центровку изображения относительно осевой линии вертолета, смещение от точки положения глаз каждого пилота не должно превышать 10°	Неприменимо	✓				Минимальное расстояние от точки положения глаз пилота до поверхности дисплея прямого обзора не должно быть меньше расстояния до любого прибора на передней приборной панели. Зоны обзора в 30° по вертикали может быть недостаточно для обеспечения соответствия требованиям в отношении видимого участка земли (если требуется). Это должно учитываться при расчете зоны обзора (FOV). Ограничение в 10° может быть увеличено до 12° по практическим соображениям, например, по причине размера купола кабины экипажа с двойным управлением. Эксплуатант FSTD должен доказать квалифицирующему органу, что такое изменение не повлияет на качество обучения
4.a.2.a.1	Геометрия системы визуализации. Положение изображения	Для каждого положения глаз пилотов центр изображения должен находиться между 0° и 2° в горизонтальной плоскости с центровкой изображения относительно осевой линии вертолета и в пределах ±0,25° по вертикали <u>для коллимированных дисплеев</u>. <u>Для дисплеев реальной обстановки</u>: Для каждого положения глаз пилотов центр изображения должен находиться между 0° и 10° в горизонтальной плоскости с центровкой изображения относительно осевой линии вертолета и в пределах ±0,25° по вертикали и ±0,5° по горизонтали	Неприменимо			✓	✓	Положение изображения следует проверять относительно осевой линии FSTD. Если в центр изображения по вертикали внесена расчетная поправка, это должно указываться

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a.2.a.2	Геометрия системы визуализации. Абсолютная геометрия	В указанной минимальной зоне обзора (FOV) все точки на сетке с шагом 5° должны находиться в пределах 3° расчетного положения, измеренного из точки положения глаз каждого пилота, когда изображение выровнено относительно точки положения глаз пилота	Неприменимо			✓	✓	В системах визуализации с зоной обзора (FOV), превышающей минимальное значение, геометрия за пределами центральной зоны не должна иметь никаких отвлекающих внимание неоднородностей
4.a.2.a.3	Геометрия системы визуализации. Относительная геометрия	Измерения относительных положений точек следует проводить через каждые 5° В зоне от -10° до самой нижней видимой точки, для каждого пилота при азимуте 15° в сторону плоскости симметрии вертолета и 0°, 30°, 60° и 85° в противоположную сторону следует проводить вертикальные измерения каждые 1° до края видимого изображения Относительное положение от одной точки до другой не должно превышать: Зона 1: 0,075°/градус; Зона 2: 0,15°/градус; Зона 3: 0,2°/градус	Неприменимо			✓	✓	Для диаграммы, представляющей зоны 1, 2 и 3, и дальнейшего рассмотрения этого испытания см. п. 3.6.3.3 добавления B к части II. *Примечание. При проведении периодического испытания в ходе проверок рекомендуется использовать простой предельный калибр*
4.a.2.b		Геометрия изображения не должна иметь отвлекающих внимания неоднородностей		✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a.3	Разрешающая способность (детектирование объектов)	Не более 2 угловых минут	Неприменимо				✓	Разрешающая способность демонстрируется испытанием объектов, которые занимают требуемый визуальный угол в каждом визуальном канале, используемом в картине, из точки положения глаз пилота. Объект, противолежащий глазу пилота, должен соответствовать 2 угловым минутам. Для испытания в горизонтальной плоскости это можно продемонстрировать с использованием разметки входной кромки ВПП. Следует также продемонстрировать такое соответствие и для испытания в вертикальной плоскости. В ЗОС противолежащие углы должны подтверждаться расчетами
	Разрешающая способность (детектирование объектов)	Не более 3 угловых минут	Неприменимо			✓		Разрешающая способность демонстрируется испытанием объектов, которые занимают требуемый визуальный угол в каждом визуальном канале, используемом в картине, из точки положения глаз пилота. Объект, противолежащий глазу пилота, должен соответствовать 3 угловым минутам. Для испытания в горизонтальной плоскости это можно продемонстрировать с использованием разметки входной кромки ВПП. Следует также продемонстрировать такое соответствие и для испытания в вертикальной плоскости. В ЗОС противолежащие углы должны подтверждаться расчетами
	Разрешающая способность (детектирование объектов)	Не более 4 угловых минут	Неприменимо	✓				Разрешающая способность демонстрируется испытанием объектов, которые занимают требуемый визуальный угол в каждом визуальном канале, используемом в картине, из точки положения глаз пилота. Объект, противолежащий глазу пилота, должен соответствовать 4 угловым минутам. Для испытания в горизонтальной плоскости это можно продемонстрировать с использованием разметки входной кромки ВПП. Следует также продемонстрировать такое соответствие и для испытания в вертикальной плоскости. В ЗОС противолежащие углы должны подтверждаться расчетами

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a.4	Размер точечного источника света	Не более 5 угловых минут	Неприменимо				✓	Размер точечного источника света должен измеряться с помощью тестового шаблона, состоящего из одного ряда световых точек белого цвета, отображаемого горизонтальной и вертикальной строками. Должна предусматриваться возможность перемещения световых точек относительно точки положения глаз пилота по всем осям. В точке, в которой модуляция света в каждом визуальном канале становится заметной, следует произвести расчет для определения интервалов между световыми точками. Требуется ЗОС для указания метода испытаний и расчета
	Размер точечного источника света	Не более 8 угловых минут	Неприменимо	✓		✓		
4.a.5	Коэффициент контрастности растрового изображения поверхности	Не менее чем 8:1	Неприменимо				✓	Коэффициент контрастности поверхности следует измерять с помощью растрового тестового шаблона, заполняющего все визуальное изображение (все каналы). Тестовый шаблон должен состоять из квадратов черного и белого цвета размерами не более 10° с белым квадратом в центре каждого канала. Следует проводить измерения ярких квадратов, используя апертурный фотометр с шагом 1° и вычислять среднее значение. Величина минимальной яркости должна составлять 7 кд/м^2 (2 фут-ламберт). Измеряются темные квадраты. Коэффициент контрастности составляет среднюю величину яркости белого квадрата, деленную на среднюю величину яркости черного квадрата. *Примечание 1. При тестировании коэффициента контрастности уровни общего освещения задней части кабины и кабины экипажа FSTD должны быть настолько низкими, насколько это практически возможно.* *Примечание 2. Измерения следует проводить в центре квадратов, чтобы не допустить проникновения света в измерительный прибор*

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
	Коэффициент контрастности растрового изображения поверхности	Не менее чем 5:1	Неприменимо			✓		Коэффициент контрастности поверхности следует измерять с помощью растрового тестового шаблона, заполняющего все визуальное изображение (все каналы). Тестовый шаблон должен состоять из квадратов черного и белого цвета размерами 5 °C с белым квадратом в центре каждого канала. Измерение следует проводить на центральном белом квадрате каждого канала, используя апертурный фотометр с шагом 1°. Величина минимальной яркости должна составлять 7 кд/м^2 (2 фут-ламберт). Измеряются темные квадраты. Коэффициент контрастности – величина яркости белого квадрата, деленная на величину черного квадрата. *Примечание 1. При тестировании коэффициента контрастности уровни общего освещения задней части кабины и кабины экипажа FSTD должны быть настолько низкими, насколько это практически возможно.* *Примечание 2. Измерения следует проводить в центре квадратов, чтобы не допустить проникновения света в измерительный прибор*
	Коэффициент контрастности растрового изображения поверхности	Не менее чем 4:1	Неприменимо	✓				
4.a.6	Коэффициент контрастности точечного источника света	Не менее чем 25:1	Неприменимо				✓	Коэффициент контрастности точечного источника света следует измерять с помощью тестового шаблона, показывающего область более 1° площади, заполненной белыми точечными источниками света, и сравнивать с соседним фоном. *Примечание. Модуляция точечных источников света должна быть чуть заметной на каллиграфических системах и не быть заметной на растровых системах.* При измерении фона яркий квадрат должен находиться вне зоны обзора фотометра (FOV). *Примечание. При тестировании коэффициента контрастности уровни общего освещения задней части кабины и кабины экипажа FSTD должны быть настолько низкими, насколько это практически возможно*
	Коэффициент контрастности точечного источника света	Не менее чем 10:1	Неприменимо			✓		
	Коэффициент контрастности точечного источника света	Не менее чем 8:1	Неприменимо	✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a.7	Яркость точечного источника света	Не менее чем 30 кд/м^2 (8,8 фут-ламберт)	Неприменимо				✓	Точечные источники света должны воспроизводиться в виде матрицы, образующей квадрат. В каллиграфических системах точечные источники света должны слегка сливаться. На растровых системах точечные источники света должны перекрываться таким образом, чтобы квадрат был сплошным (отдельные точечные источники света не видны)
	Яркость точечного источника света	Не менее чем 20 кд/м^2 (5,8 фут-ламберт)	Неприменимо			✓		
4.a.8	Яркость поверхности	Не менее чем 20 кд/м^2 (5,8 фут-ламберт) на изображении	Неприменимо				✓	Яркость поверхности следует измерять на белом растре, используя апертурный фотометр с полем зрения 1°. Точечные источники света не применяются. Допускается использование каллиграфических возможностей для усиления яркости растрового изображения
	Яркость поверхности	Не менее чем 14 кд/м^2 (4,1 фут-ламберт) на изображении	Неприменимо			✓		
4.a.9	Уровень черного и последовательная контрастность	Интенсивность черного: яркость черного многоугольника – яркость фона < 0,015 кд/м^2 (0,004 фут-ламберт). Последовательная контрастность: яркость белого многоугольника / (яркость черного многоугольника – яркость фона) > 2000:1	Неприменимо			✓	✓	Фотометр должен устанавливаться неподвижно с обзором передней центральной части каждого дисплея. Все проекторы должны быть выключены и в кабине создана максимально возможная темнота. Следует снять основные показания оставшегося окружающего освещения экрана. После этого следует включить проекторы, чтобы отобразился черный многоугольник, а затем вторично снять показания и зафиксировать различия между этими показаниями и данными об уровне окружающего освещения. После этого следует измерить полную яркость белого многоугольника для тестирования последовательной контрастности. Это испытание обычно требуется проводить только для **светоклапанных проекторов**. Если это испытание не проводится, то следует представлять ЗОС с указанием причин

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a. 10	Размытость движения	Модуляция между белыми квадратами должна быть видимой с зазорами, составляющими 3 угловые минуты или меньше, при вращении шаблона со скоростью 10°/с	Неприменимо			✓	✓	Тестовый шаблон представляет собой решетку, состоящую из пяти квадратов самого яркого белого цвета и уменьшающихся по ширине черных зазоров между ними. Диапазон ширины черных зазоров должен выходить за пределы требуемого различимого зазора выше и ниже с шагом в 1 угловую минуту. Ширина самых ярких белых квадратов должна быть в 4 раза больше ширины черных зазоров, чтобы избежать временных искажений. Шаблон вращается с требуемой скоростью. Для проведения испытания по двум осям следует использовать две набора квадратов, один вращающийся по курсу, а второй по тангажу. Ряд стационарных чисел определяет размер зазоров. *Примечание. Это испытание может быть ограничено техническими возможностями визуализации. В отношении таких ограничений необходимо консультироваться с NAA.* Это испытание обычно требуется проводить только для **светоклапанных проекторов**. Если испытание не проводится, следует представлять ЗОС с указанием причин.
4.a. 11	Текстура/пятнис-тость (спекл-тест)	Контрастность текстуры должна быть < 10 %	Неприменимо				✓	Требуется ЗОС с описанием метода испытаний. Обычно это испытание требуется проводить только для **лазерных проекторов**. Если испытание не проводится, следует представлять ЗОС с указанием причин

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.a. 12	Уровень черного при использовании для подготовки моделируемых очков ночного видения (NVG) (только для устройства EFVS типа 3 (см. дополнение L к части II))	Яркость черного многоугольника <= 0.001 кд/м² (0,0003 фут-ламберт)	Неприменимо			✓	✓	Данное испытание следует проводить с нормально работающими проекторами обзора внекабинной обстановки (OTW). При проведении этого испытания инфракрасные проекторы должны быть выключены Если для моделирования OTW и NVG используется только один проектор, испытание должно проводиться именно с таким проектором, работающим в режиме NVG, т.е. с использованием соответствующих фильтров Фотометр должен быть установлен неподвижно и обеспечивать обзор передней центральной части каждого дисплея Все проекторы должны быть выключены и в кабине создана максимально возможная темнота. Следует снять основные показания оставшегося окружающего освещения экрана. После этого следует включить проекторы OTW, чтобы отобразился черный многоугольник, а затем вторично снять показания и зафиксировать различия между этими показаниями и данными об уровне окружающего освещения.
4.a. 13	Яркость точечного источника при использовании для подготовки моделируемых очков ночного видения (NVG) (только для устройства EFVS типа 3 (см. дополнение L к части II))	Не менее чем 10 кд/м^2 (2,9 фут-ламберт)	Неприменимо			✓	✓	Данное испытание следует проводить с нормально работающими ИК проекторами. При проведении этого испытания проекторы обзора внекабинной обстановки (OTW) должны быть выключены Если для создания OTW и для работы с NVG используется только один проектор, испытание должно проводиться именно с этим проектором, работающим в режиме NVG, т.е. с использованием соответствующих фильтров. Точечные источники света должны быть представлены в виде матрицы, образующей квадрат. Для каллиграфических систем точечные источники должны слегка сливаться. Для растровых систем точечные источники должны перекрываться таким образом, чтобы образованный квадрат был сплошным (не должно быть видно отдельных источников света).

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.b	**Индикация на лобовом стекле (HUD)**							
4.b.1	Статическое выравнивание	Статическое выравнивание с представленным изображением. Оптическая ось HUD должна выравниваться относительно центра сферического шаблона представленного изображения. Допуск ± 6 угловых минут				✓	✓	Требование по выравниванию относится только к пилоту, выполняющему полет
4.b.2	Индикация параметров систем вертолета	Должно демонстрироваться функционирование в полном объеме на всех режимах полета				✓	✓	Следует представить заявление о возможностях системы и продемонстрировать эти возможности
4.b.3	Пространственное положение вертолета согласно HUD по сравнению с индикатором положения FSTD (тангаж и крен по горизонту)	Тангаж и крен согласовываются с показаниями приборов вертолета и отображением OTW Допуск ±1°	В полете			✓	✓	Требование к выравниванию относится только к пилоту, выполняющему полет
4.c	**Бортовая система технического зрения с расширенными возможностями визуализации (EFVS)**							
4.c.1	Регистрационное испытание	Выравнивание изображения системы EFVS и обзора внекабинной обстановки (OTW) должно воспроизводить выравнивание, типичное для вертолета и типа системы	Точка взлета и захода на посадку на высоте 61 м (200 фут) AGL			✓	✓	*Примечание. Следует учитывать эффекты допусков на выравнивание, указанные в испытании 4.b.1*
	Регистрационное испытание	Выравнивание изображения системы EFVS и обзора внекабинной обстановки (OTW) должно воспроизводить выравнивание, типичное для вертолета и типа системы	Точка взлета и захода на посадку на высоте 61 м (200 фут) AGL			✓	✓	Требование к выравниванию относится только к пилоту, выполняющему полет. *Примечание. Следует учитывать эффекты допусков на выравнивание, указанные в испытании 4.b.1*

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.c.2	Дальность видимость на ВПП и калибровка видимости при использовании системы EFVS	Изображение системы EFVS представляет вид с высоты 350 м (1200 фут) и дальность видимости на ВПП (RVR) 1600 м (1 статутная миля), включая правильную интенсивность света	В полете		✓	✓	✓	Визуальная картина в инфракрасном диапазоне, характерная для высоты 350 м (1200 фут) и дальности видимости на ВПП (RVR) 1600 м (1 статутная миля). Визуальная картина может быть убрана
4.c.3	Тепловой переход	Демонстрируются эффекты теплового изменения во время перехода от дня к ночи	День и ночь			✓	✓	Визуальная картина должна правильно отображать характеристики теплового изменения в период перехода от дня к ночи
4.d	**Видимый участок земли**							
4.d.1	Видимый участок земли Это испытание проводится только для вертолетов, оборудованных системой посадки по приборам (ILS). В тех случаях, когда угол обзора прямо по курсу вниз из кабины пилотов превышает отображаемую зону обзора (FOV) (нижнюю его часть), то при испытании должен использоваться угол обзора отображения вниз	Ближний конец: должно быть видно правильное количество огней приближения в расчетном видимом участке земли (VGS). Дальний конец: ±20 % от расчетного видимого участка земли (VGS). В FSTD должны быть видны те входные огни ВПП, которые должны быть видны согласно расчетам	Балансировка в посадочной конфигурации на высоте колес/полозкового шасси 30 м (100 фут) над зоной приземления ВПП на глиссаде при установке RVR 300 м (1000 фут) или 350 м (1200 фут)			✓	✓	Это испытание предназначено для оценки факторов, влияющих на точность визуальной картины, воспроизводимой для пилота на высоте принятия решения (DH) при заходе на посадку по ILS. Эти факторы включают: 1) дальность видимости на ВПП (RVR)/видимость; 2) точность моделирования наклона глиссады (G/S) и курсового посадочного маяка (положение и наклон) при выполнении посадки по ILS; 3) определенные массы, конфигурации и скорости, характерные для точки в пределах области эксплуатационных режимов нормального захода на посадку и посадки; 4) радиовысотомер. Для неспецифических по типу устройств следует использовать угол наклона траектории, характерный для данной группы вертолетов. *Примечание. Если используется неоднородный туман, то в расчет видимости наклонной дальности, используемой для вычисления параметров видимого участка земли (VGS), должно быть включено вертикальное изменение горизонтальной видимости и его описание.*

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
4.e	**Производительность системы визуализации**							
4.e.1	Производитель-ность системы: день, сумерки, ночь	Не менее 10000 видимых текстурированных поверх-ностей, 5000 точечных источников света, 16 движущихся объектов	Неприменимо				✓	Демонстрируется путем использования визуальной картины, передаваемой теми же режимами формирования изображений, которые используются для создания визуальных картин при обучении пилотов. Необходимые поверхности, точечные источники света и движущиеся объекты должны воспроизводиться одновременно. Указанная производительность должна обеспечивать воспроизведение условий в любое время дня
4.e.2	Производитель-ность системы: день, сумерки, ночь	Не менее 6000 видимых текстурированных поверх-ностей, 5000 точечных источников света, 16 движущихся объектов	Неприменимо			✓		
4.e.3	Производитель-ность системы: день, сумерки, ночь	Не менее 6000 видимых текстурированных поверх-ностей, 1000 точечных источников света	Неприменимо	✓				

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.	**СИСТЕМА ИМИТАЦИИ ЗВУКОВ**							Испытания системы имитации звуков с уровнем адекватности R разбиты на три подкатегории, а именно: RA – охватывает типы подготовки: (TP): TR, RL, OS. RB – охватывает типы подготовки: (T): TR, RL, OS; и (TP): неисправности. RC – охватывает типы подготовки: (T): неисправности. Ниже в таблице для удобства приведена информация, касающаяся уровней RA, RB and RC
5.a	**Основные требования**							Все испытания для уровней RA и RB в данном разделе должны проводиться с использованием невзвешенного формата 1/3 октавной полосы от полосы минимум 17 до 42 (50 Гц – 16 кГц). Следует проводить измерение в течение минимум 20 с, в месте, соответствующем утвержденному набору данных. Утвержденный набор данных и результаты FSTD должны готовиться с использованием методов анализа сопоставимых данных. См. п. 3.7 в добавлении B к части II. Испытания для уровня RC в этом разделе могут представляться как единый общий уровень звукового давления (SPL)

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	1) Готовность к запуску двигателя	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	На земле			✓ RA		Нормальный режим перед запуском двигателей. По мере необходимости должна быть запущена ВСУ. <u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ .				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	2) Работа всех двигателей на нормальном режиме малого газа a) НВ не вращается (если применимо); b) НВ вращается	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.	На земле			✓ RA		<u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой.				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	3) Нормальный режим работы всех двигателей в полете	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.	На земле			✓ RA		Нормальный режим перед отрывом от земли. <u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	4) В режиме висения; c) В зоне влияния земли d) Вне зоны влияния земли	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.	Висение			✓ RA		<u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ.				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	5) При наборе высоты	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	Набор высоты при выполнении полета по маршруту			✓ RA		Средняя высота полета. <u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	6) В полете на крейсерском режиме	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	Полет в крейсерском режиме			✓ RA		Нормальная конфигурация крейсерского полета. <u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	7) Установившийся разворот	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	Полет в крейсерском режиме			✓ RA		Углы крена от 30° до 45°. <u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	8) В режиме РСНВ (авторотация)	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	РСНВ в стабильном режиме снижения			✓ RA		Номинальная частота вращения НВ. <u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.a.	9) На конечном этапе захода на посадку	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ	Посадка			✓ RA		Постоянная воздушная скорость. <u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.b	**Особые случаи**	Первоначальная оценка: ±5 дБ на 1/3 октавной полосы. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ				✓ RA		Это особые случаи устойчивого состояния, имеющие особое значение для пилота, которые важно учитывать при его обучении, или характерные для конкретного типа или модели вертолета. <u>Для уровня RA</u>. Допускается несколько полос 1/3 октавы, выходящих за пределы допуска ±5 дБ, но не более 2 последовательных, и в любом случае в пределах ±7 дБ от утвержденных справочных данных при условии правильного общего направления. <u>Для уровня RA</u>. Если при первоначальной оценке для формирования утвержденного справочного стандарта используется утвержденная субъективная настройка, то во время периодических проверок необходимо применять допуски, предусмотренные для периодических оценок Все испытания для уровней RA и RB в этом разделе должны проводиться с использованием невзвешенного формата 1/3 октавной полосы от полосы минимум 17 до 42 (50 Гц – 16 кГц). Следует проводить измерение, минимум 20 с, в месте, соответствующем утвержденному набору данных. Утвержденный набор данных и результаты FSTD должны готовиться с использованием методов анализа сопоставимых данных. См. п. 3.7 добавления B к части II. <u>Для уровня RC</u>. Испытания в этом разделе могут представляться как единый общий уровень звукового давления (SPL)
		Первоначальная оценка: субъективная оценка 1/3 октавных полос. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ				✓ RB		
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления (SPL). Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
5.c	**Фоновый шум FSTD**	Первоначальная оценка: уровни фонового шума должны быть значительно ниже уровней, представленных на рис. B-6 добавления B к части II. Периодическая оценка: ±3 дБ на 1/3 октавной полосы по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RA RB		Результаты измерения фонового шума при первоначальной квалификационной оценке должны включаться в QTG и утверждаться NAA, проводившей квалификационную оценку. Проводится оценка имитируемых звуков с целью убедиться, что фоновый шум не мешает обучению. См.п. 3.7.7 добавления B к части II. Измерения должны проводиться во время имитации полета в звуконепроницаемой кабине с заглушенными звуками. Все испытания для уровней RA и RB в этом разделе должны проводиться с использованием невзвешенного формата 1/3 октавной полосы от полосы минимум 17 до 42 (50 Гц – 16 кГц). Для уровня RC испытания в этом разделе могут представляться как единый общий уровень звукового давления (SPL)
		Первоначальная оценка: субъективная оценка измеренного общего уровня звукового давления. Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой				✓ RC		
5.d	**Частотная характеристика**	Первоначальная оценка не проводится. Периодическая оценка: различие не может превышать ±5 дБ по трем последовательным полосам по сравнению с первоначальной оценкой, а средняя величина абсолютных различий между результатами первоначальной и периодических оценок не может превышать 2 дБ				✓ RA RB		Требуется только в случае необходимости использования результатов во время периодических оценок согласно п. 3.7.8 добавления B к части II. Результаты должны быть признаны NAA при первоначальной квалификационной оценке. Все испытания для уровней адекватности RA и RB этом разделе должны проводиться с использованием невзвешенного формата 1/3 октавной полосы от полосы минимум 17 до 42 (50 Гц – 16 кГц). Для уровня RC это испытание должно проводиться в трех диапазонах частот (высокий, средний и низкий диапазоны)
		Первоначальная оценка не проводится. Периодическая оценка: ±3 дБ от среднеквадратичного значения уровня звукового давления (SPL RMS) по сравнению с первоначальной оценкой.				✓ RC		

	ИСПЫТАНИЕ	ДОПУСК	УСЛОВИЯ ПОЛЕТА	G	R1	R	S	ПРИМЕЧАНИЯ
6	**СИСТЕМНАЯ ИНТЕГРАЦИЯ**							
6.a	**Время реакции систем**							
6.a.	1) Транспортная задержка	85 мс или менее после завершения перемещения рычага управления	Тангаж, крен и рыскание				✓	Для каждой оси необходимо проводить одно отдельное испытание. Если установлена система EFVS, то система EFVS должна реагировать в диапазоне ±30 мс от времени реакции системы визуализации, но не ранее реагирования системы подвижности. *Примечание. Время запаздывания, вносимое электронными элементами системы EFVS вертолета, следует прибавлять к 30 мс допуска перед сравнением с точкой отсчёта для системы визуализации, как это указано в дополнении G к части II*
		120 мс или менее после завершения перемещения рычага управления		✓		✓		

Добавление С

ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ И СУБЪЕКТИВНЫЕ ИСПЫТАНИЯ

1. ВВЕДЕНИЕ

1.1 Точность воспроизведения функций систем вертолета должна проверяться с рабочих мест каждого члена экипажа. Это включает порядок действий с использованием Летного руководства вертолета (ЛРВ) и контрольных перечней. Следует проводить субъективную оценку характеристик управляемости и летно-технических характеристик работы систем FSTD, характерных для реального вертолета, а так же систем воспроизведения воздействий на пилота в FSTD (например, визуальных, звуковых, акселерационных) и вспомогательных систем (например, РМИ). Необходимо предварительно согласовать все вопросы с NAA, несущей ответственность за оценку, чтобы гарантировать эффективное и своевременное проведение функциональных испытаний и чтобы члены группы, проводящей оценку, обладали требуемыми навыками, опытом и специальными знаниями.

1.2 Потребность в проведении функциональных и субъективных испытаний определяется необходимостью подтвердить, что в результате моделирования создана полностью интегрированная и приемлемая копия вертолета. В отличие от объективных испытаний, перечисленных в добавлении В к этой части, субъективное испытание должно охватывать те области режимов полета, которые могут быть в достаточной мере усвоены обучаемым пилотом. Как и валидационные испытания, функциональные и субъективные испытания, проводимые во время первоначальной оценки, являются лишь "выборочной проверкой", а не строгой экспертизой качества моделирования во всех областях режимов полета и функционирования систем вертолета. Эксплуатант должен провести приемо-сдаточные испытания FSTD с помощью изготовителя FSTD еще до того, как тренажерное устройство будет представлено экспертам NAA для проведения первоначальной оценки.

1.3 По просьбе эксплуатанта, в ходе функциональных и субъективных испытаний во время общей оценки FSTD могут быть проведены оценки по специальным аспектам соответствующей программы подготовки пилотов. Такая оценка может включать в себя часть программы LOFT (летная подготовка в условиях, максимально приближенных к реальным), специальные сценарии, характерные для выполнения определенной тактической задачи или сформированные эксплуатантом, или особо важные задачи программы подготовки пилотов. Результаты такой оценки не влияют на статус FSTD, если они непосредственно не связаны с требованиями, определяющими его действующий квалификационный тип.

1.4 Функциональные испытания должны проводиться согласно логической последовательности операций в полете одновременно с оценкой летно-технических характеристик и характеристик управляемости. Это также позволяет FSTD функционировать в течение двух-трех часов в режиме реального времени, без перестановки этапов полета или "замораживания", предоставляя тем самым доказательство надежности.

1.5 FSTD должно пройти оценку, которая гарантирует, что выбор и перестановка этапов полета, возврат параметров полета в начальные условия и "замораживание" обеспечивают эффективное и результативное обучение персонала.

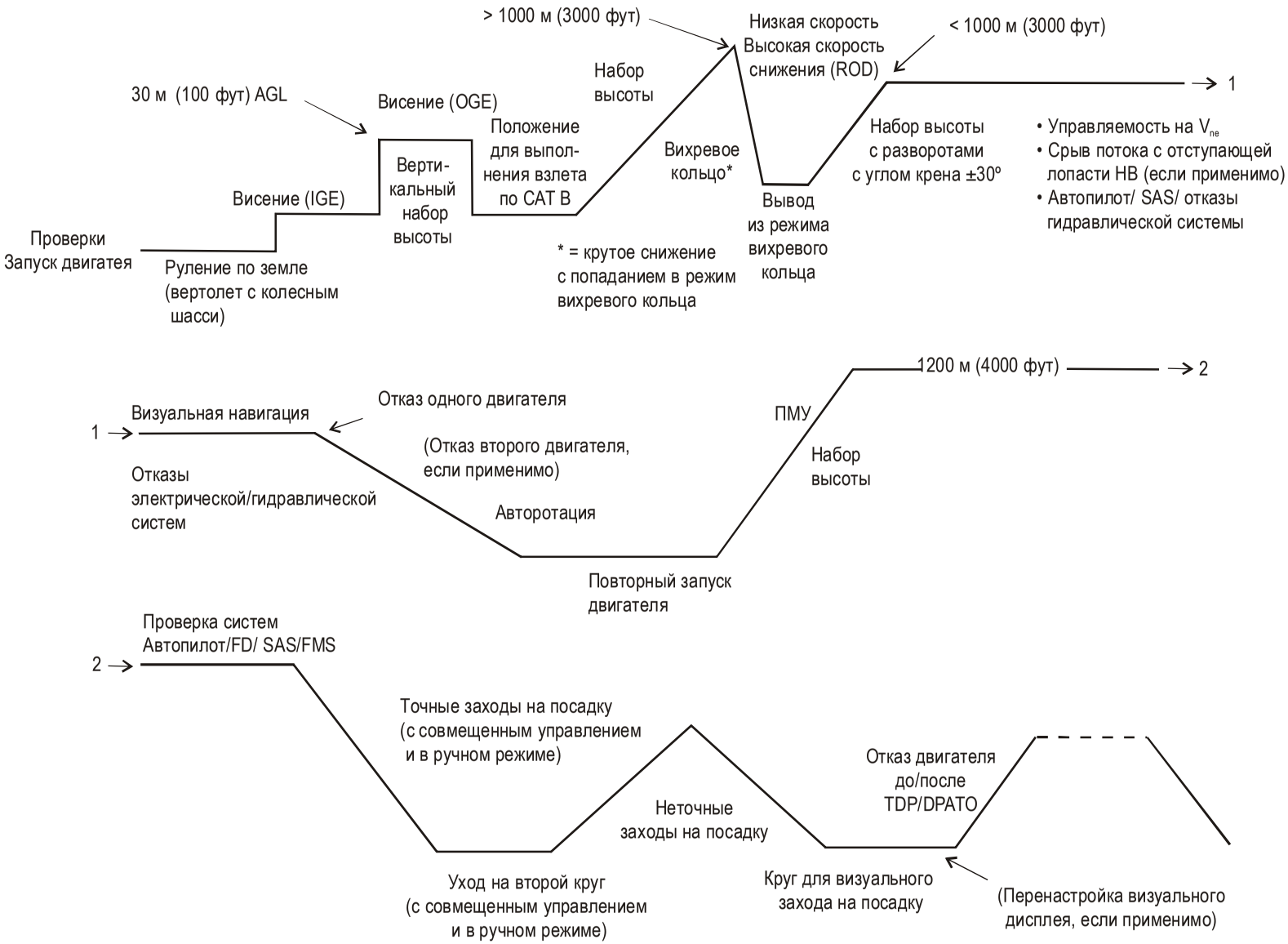
1.6 FSTD должно пройти оценку, которая гарантирует, что моделирование системы УВД обеспечивает эффективное и результативное обучение персонала.

2. ТРЕБОВАНИЯ К ИСПЫТАНИЯМ

2.1 Наземные и летные испытания, а также другие проверки, требуемые для квалификационной оценки, перечислены ниже в таблице функциональных и субъективных испытаний. В эту таблицу включены те режимы и процедуры, которые гарантируют, что функции и характеристики FSTD соответствуют его использованию при подготовке, тестировании и проверке умений пилотов выполнять маневры и процедуры, обычно включаемые в утвержденную программу подготовки пилотов. Вполне понятно, что если какие-то определенные наземные или летные испытания неприменимы для моделируемого вертолета, или они не характерны для области применений эксплуатантом, то нет необходимости проводить такие испытания или проверки. Не должно быть каких-либо негативных последствий для подготовки, которые связаны с выполнением маневров и процедур, определенных для какого-либо типа FSTD, адекватность воспроизведения нескольких характеристик которого находится на уровне "R" или "G".

2.2 Для штатных и, в соответствующих случаях, альтернативных ситуаций должна проводиться оценка типовой выборки функций систем. Проверки порядка действий в штатных, нештатных и аварийных ситуациях, связанных с этапом полета, следует проводить при оценке маневров или событий в рамках этого этапа полета. Влияние отобранных неисправностей на характеристики должно быть достаточным для правильного выполнения соответствующих вертолету процедур и перечней проверок. В отдельном списке под заголовком "любой этап полета" перечислены системы, проверкам которых при проведении испытаний должно уделяться особое внимание.

2.3 Ниже приведен типовой профиль "полета" при проведении субъективных и функциональных испытаний:


> 1000 м (3000 фут)
Низкая скорость
Высокая скорость
снижения (ROD)
< 1000 м (3000 фут)
1
30 м (100 фут) AGL
Висение (OGE)
Набор
высоты
Положение
для выпол-
нения взлета
по CAT B
Вихревое
кольцо*
Набор высоты
с разворотами
с углом крена ±30°
• Управляемость на V_{ne}
• Срыв потока с отступающей
лопасти НВ (если применимо)
• Автопилот/ SAS/ отказы
гидравлической системы
Висение (IGE)
Верти-
кальный
набор
высоты
Вывод
из режима
вихревого
кольца
Проверки
Запуск двигатея
Руление по земле
(вертолет с колесным
шасси)
* = крутое снижение
с попаданием в режим
вихревого кольца
1200 м (4000 фут)
2
Визуальная навигация
Отказ одного двигателя
1
ПМУ
(Отказ второго двигателя,
если применимо)
Набор
высоты
Отказы
электрической/гидравлической
систем
Авторотация
Повторный запуск
двигателя
Проверка систем
Автопилот/FD/ SAS/FMS
2
Точные заходы на посадку
(с совмещенным управлением
и в ручном режиме)
Неточные
заходы на посадку
Отказ двигателя
до/после
TDP/DPATO
Уход на второй круг
(с совмещенным управлением
и в ручном режиме)
Круг для визуального
захода на посадку
(Перенастройка визуального
дисплея, если применимо)

3. ТАБЛИЦА ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ И СУБЪЕКТИВНЫХ ИСПЫТАНИЙ

Примечание 1. Функциональные и субъективные испытания проводятся в условиях, когда характеристики FSTD используются полностью интегрировано. Такой интегрированный характер условий проведения испытаний не позволяет классифицировать эти функциональные и субъективные испытания по уровням адекватности имитации характеристик. Когда появляется какой-либо новый тип FSTD, то, как правило, уровни адекватности его характеристик такие, что не позволяют проводить классификационные испытания "тренажерного устройства такого типа" используя только категории уровня адекватности G, R и S. Чтобы при этом не возникало путаницы с соответствующими функциональными и субъективными испытаниями для "типов тренажерных устройств" с уровнями адекватности G, R и S, в приведенной ниже таблице уровни адекватности характеристик не указываются. Вместо этого полный перечень функциональных и субъективных испытаний, используемый в добавлении *C к части II данного тома, приводится с одной незаполненной колонкой под заголовком "Применение". В случае появления тренажерного устройства нового типа соответствующие функциональные и субъективные испытания определяются исходя из этого основного перечня. Делать это следует путем проведения анализа учебных задач, выполнение которых такое тренажерное устройство будет обеспечивать, как это указано в части I данного тома, а в колонке "Применение" должны проставляться отметки напротив требуемых испытаний. Такой перечень должен согласовываться с соответствующей NAA. Примером может служить добавление C к части II настоящего тома, где таким образом это сделано для тренажерных устройств типов I–V.*

Примечание 2. Особое требование о наличии более сложной системы моделирования условий управления воздушным движением (УВД) согласно разделу 13 добавления A к данной части относится только к некоторым видам подготовки, тестирования и проверок пилотов и это следует учитывать при подготовке перечня испытаний.

Примечание 3. "Прочие" означает любое другое испытание, если это применимо к моделируемому вертолету и если это применимо для типа FSTD.

Номер	**Функциональные и субъективные испытания**	**Применение**				
		Да/Нет				
1	**Подготовка к полету**					
1.a	Функциональная проверка. Выполнить проверку функционирования всех переключателей, индикаторов, систем и оборудования на рабочих местах всех членов летного экипажа и инструкторов и определить, что:					
1.a.1	Конструкция и функционирование оборудования кабины экипажа соответствуют имитируемому вертолету					
1.a.2	Конструкция и функционирование оборудования являются типовыми для класса вертолетов					
1.a.3	Общее освещение обеспечивает ровный уровень освещенности и не мешает экипажу ВС					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
2	**Операции на земле (предполетные)**					
2.a	Запуск ВСУ/двигателя, раскрутка двигателя *Примечание. Проверки после запуска, но не проверки перед запуском или программирование или настройка навигационных средств и средств связи*					
2.a.1	Штатный запуск					
2.a.2	Альтернативные процедуры запуска					
2.a.3	Особые случаи запуска и останова двигателя (заброс температуры газов, зависание оборотов, пожар и т. д.)					
2.a.4	Запуск несущего винта/срабатывание муфты сцепления и раскрутка, отключение муфты сцепления и замедление НВ					
2.a.4.a	Запуск несущего винта/срабатывание муфты сцепления и раскрутка					
2.a.4.b	Отключение муфты сцепления и замедление несущего винта (расхождение стрелок)					
2.a.4.c	Земной резонанс (если он присущ имитируемому типу вертолета)					
2.a.4.d	Обледеневшая/скользкая поверхность					
2.a.5	Проверки систем после запуска (например, электрической, гидравлической, управления полетом, автопилота, радиосистем и систем освещения)					
2.b	Руление: на земле					
2.b.1	Заданнные значения силы трения в рычагах управления общим/циклическим шагом НВ					
2.b.2	Усилие, которое требуется для создания входного воздействия при рулении или управлении циклическим шагом					
2.b.3	Работа тормозов (эффективность/отказы)					
2.b.4	Управляемость при движении по земле					
2.b.5	Руление по воде/управляемость/ поплавки					
2.b.6	Фиксирование носового/хвостового колеса					
2.b.7	Минимальный радиус разворота					
2.b.8	Вспомогательные средства руления (например, движущаяся карта)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
2.b.9	Загрязненность поверхности (вода, снег, лед, песок и т. д.)					
2.b.10	Неровность поверхности					
2.b.11	Тип поверхности (твердая, мягкая и т. д.)					
2.b.12	Прочие					
2.c	Руление: висение/по воздуху/перемещение/горизонтальный полет					
2.c.1	Характеристики отрыва при наличии и отсутствии ветра					
2.c.2	Характеристики висения, работа двигателей и показания приборов *Примечание. Режимы висения должны выполняться с включенной и выключенной системой повышения устойчивости (SAS), с включенной и выключенной системой стабилизации относительной высоты, с включенным и выключенным триммером ручки управления циклическим шагом*					
2.c.2.a	В зоне влияния земли (IGE)					
2.c.2.b	Вне зоны влияния земли (OGE)					
2.c.2.c	При наличии и отсутствии ветра					
2.c.3	Проверка мощности при висении					
2.c.3.a	В зоне влияния земли (IGE)					
2.c.3.b	Вне зоны влияния земли (OGE)					
2.c.4	Развороты в режиме висения (вокруг точки, круг кабиной вперед, круг хвостом вперед)					
2.c.5	Эффект парирования крутящего момента/путевого управления					
2.c.6	Тенденция к горизонтальному перемещению					
2.c.7	Висение при боковом, попутном, встречном ветре или при отсутствии ветра					
2.c.8	Критический азимут					
2.c.9	Руление по воздуху/перемещение/горизонтальный полет (вперед, вбок, назад)					
3	**Взлет и вылет**					
3.a	В штатных условиях					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
3.a.1	С земли					
3.a.2	Из режима висения					
3.a.2.a	CAT A и/или PC1/PC2 для всех утвержденных профилей					
3.a.2.b	CAT B или PC3					
3.b	С разбегом (взлет "по-самолетному")					
3.c	При боковом/попутном ветре					
3.d	С максимальной мощностью					
3.e	С максимальной сертифицированной взлетной массой					
3.f	По приборам					
3.g	С площадки ограниченных размеров					
3.h	С площадки с уклоном					
3.i	С учетом запаса высоты пролета над препятствиями					
3.j	С высокорасположенных вертодромов/площадок/палубы/платформы					
3.k	Вертикальный					
3.l	С большой высоты					
3.m	Взлет в особых условиях: снег, песок, пыль					
3.n	Переход в прямолинейный горизонтальный полет					
3.o	Особые/аварийные ситуации при выполнении взлета и вылета					
3.o.1	Отказ двигателя					
3.o.2	Прерванный взлет/вынужденная посадка					
3.o.2.a	Над землей					
3.o.2.b	Над водой					
3.o.3	CAT A и/или PC1/PC2					
3.o.3.a	Отказ двигателя до точки принятия решения при взлете (TDP)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
3.o.3.b	Отказ двигателя в точке принятия решения при взлете (TDP) или после ее прохождения					
3.p	Вылет по приборам					
3.q	Прочие					
4	**Набор высоты**					
4.a	В штатных условиях					
4.b	Высота над препятствием					
4.c	Наилучшая скороподъемность					
4.d	Наилучший угол набора высоты					
4.e	Вертикальный набор высоты					
4.f	С одним или несколькими неработающими двигателями					
4.g	Выравнивание					
4.h	Полеты по CAT A и/или PC1/PC2 для всех утвержденных профилей при отказе двигателя вплоть до высоты 300 м (1000 фут) над превышением вертодрома					
4.i	Прочие					
5	**Крейсерский полет**					
5.a	Летно-технические характеристики и летные качества					
5.a.1	Прямолинейный и горизонтальный полет					
5.a.2	Полет на малой скорости (не ниже скорости ETL)					
5.a.3	Разгоны и торможения					
5.a.4	Вибрации на больших скоростях					
5.a.5	Предупреждение о превышении допустимой скорости					
5.a.6	Развороты					
5.a.6.a	В штатных условиях					
5.a.6.b	Стандартные значения скоростей (значения ½, 1 и 2)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение Да/Нет				
5.a.6.c	Глубокие виражи/развороты (угол крена 30° и 45°)					
5.a.6.d	Эффект обратимости сервоприводов органов управления полетом					
5.b	Маршрутная навигация					
5.b.1	Точность карты местности для выбора места вынужденной посадки					
5.b.2	Точность карты местности для визуальной навигации					
5.b.3	Радионавигация					
6	**Снижение и прибытие**					
6.a	Штатное снижение					
6.b	Снижение с максимальной вертикальной скоростью/неаварийный режим самовращения НВ (ПВП и ППП)					
6.c	Снижение на режиме самовращения НВ					
6.c.1	Прямолинейное					
6.c.2	С разворотом					
6.c.3	Приборные метеорологические условия (ПМУ)					
6.c.4	До посадки					
6.c.5	Восстановление мощности					
6.d	Прибытие по приборам					
7	**Заход на посадку и посадка по приборам** Из приведенного списка должны быть выбраны только те испытания захода на посадку и посадки по приборам, которые относятся к моделируемому типу вертолета или его системам, причем испытания должны выполняться с ограничениями по скорости ветра и при соответствующих отказах системы					
7.a	Точный заход на посадку до относительной/абсолютной высоты принятия решения					
7.a.1	Со всеми работающими двигателями					
7.a.2	С одним неработающим (или несколькими неработающими) двигателем(ями)					
7.a.3	Заход на посадку при совмещенном управлении с автопилотом (3, 4 оси)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
7.a.4	Заход в ручном режиме по указаниям командного пилотажно-навигационного прибора					
7.a.5	Заход в ручном режиме без указаний командного пилотажно-навигационного прибора (необработанные данные)					
7.a.6	С системами HUD/EFVS					
7.a.7	Процедуры захода на посадку					
7.a.7.a	Система посадки по приборам (ILS)					
7.a.7.a.1	Опубликованные заходы на посадку по CAT I					
7.a.7.a.2	Опубликованные заходы на посадку по CAT II					
7.a.7.b	С системами DGPS/GLS					
7.a.7.c	Прочие					
7.b	Неточный заход на посадку до высоты принятия решения					
7.b.1	Со всеми работающими двигателями					
7.b.2	С одним неработающим (или с несколькими неработающими) двигателем(ями)					
7.b.3	Заход на посадку при совмещенном управлении с автопилотом (3, 4 оси)					
7.b.4	Заход в ручном режиме по указаниям командного пилотажно-навигационного прибора (FD)					
7.b.5	Заход в ручном режиме без указаний командного пилотажно-навигационного прибора (FD) (необработанные данные)					
7.b.6	С системами HUD/EFVS					
7.b.7	Процедуры захода на посадку					
7.b.7.a	ARA					
7.b.7.b	NDB					
7.b.7.c	VOR, VOR/DME, TACAN					
7.b.7.d	RNAV/RNP/GNSS/RNP APCH, RNP AR APCH, PINS					
7.b.7.e	ILS LLZ (LOC), LLZ с обратным курсом (или LOC-BC).					
7.b.7.f	Смещенный курсовой радиомаяк системы ILS/SDF (упрощенный курсовой маяк)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
7.b.7.g	Полет по кругу (заход до маневра визуального полета по кругу)					
7.c	Уход на второй круг (включая точку ухода на второй круг)					
7.c.1	Со всеми работающими двигателями, вручную и при совмещенном управлении с автопилотом					
7.c.2	С одним неработающим (или с несколькими неработающими) двигателем(ями) вручную и при совмещенном управлении с автопилотом					
7.c.3	При отказе автопилота/системы повышения устойчивости в полете					
8	**Визуальный заход на посадку**					
8.a	В штатных условиях					
8.b	Крутой					
8.c	Пологий					
8.d	Вертикальный					
8.e	На посадочные площадки с возвышением/высокорасположенные площадки/площадки в горной местности/площадки с уклоном					
8.f	На палубу (корабля)/платформу буровой установки					
8.g	На площадку ограниченных размеров					
8.h	При боковом/попутном ветре					
8.i	По визуальной схеме движения					
8.j	Визуальный полет по кругу для выполнения посадки после захода на посадку по приборам					
8.k	Быстрое торможение					
8.l	Заход на вынужденную посадку					
8.m	Зависание (переход на режим висения)					
8.n	С системами HUD/EFVS					
8.o	Прочие					
8.p	Уход на второй круг					
8.p.1	Со всеми работающими двигателями					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
8.p.2	С одним неработающим двигателем					
8.p.3	Прерванная посадка на платформу буровой установки/палубу корабля					
8.q	Полеты по CAT A или PC1/PC2 для всех утвержденных профилей от 300 м (1000 футов) над превышением вертодрома до или после точки принятия решения при посадке (LDP)					
9	**Переход к этапу посадки/приземление**					
9.a	Из режима висения					
9.b	С пробегом ("по-самолетному")					
9.c	На площадку с уклоном					
9.d	Тип поверхности (твердая, мягкая, вода)					
9.e	С боковым/попутным ветром					
9.f	С большой высоты					
9.g	В особых условиях (снег, песок, пыль, водяные брызги)					
9.h	На посадочные площадки с возвышением/высокорасположенные площадки/площадки в горной местности					
9.i	На палубу корабля/платформу буровой установки					
9.j	Из режима визуального захода на посадку					
9.k	Из режима захода на посадку по приборам до допустимой минимальной высоты, затем выполнение посадки по правилам визуального захода на посадку					
9.l	На режиме самовращения НВ (авторотации)					
9.m	При отказе систем контроля противовращения/путевой управляемости					
9.n	Прочие					
9.o	Полеты по CAT A для всех утвержденных профилей (PC1/PC2)					
9.o.1	Посадка при отказе двигателя до точки принятия решения о посадке (LDP)					
9.o.2	Посадка при отказе двигателя в или после точки принятия решения о посадке (LDP)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
10	**Останов двигателя и размещение на стоянке**					
10.a	Работа двигателя и систем					
10.b	Работа стояночного тормоза					
10.c	Отключение и замедление НВ					
10.d	Работа тормоза НВ					
10.e	Аварийная эвакуация					
10.f	Прочие					
11	**Любой этап полета**					
11.a	Работа систем вертолета и силовой установки (при наличии таковых), включая нештатные и аварийные процедуры					
11.a.1	Система наддува и кондиционирования воздуха					
11.a.2	Автопилот и командно-пилотажный прибор					
11.a.3	Система повышения устойчивости и управляемости					
11.a.4	Система связи					
11.a.5	Система электроснабжения					
11.a.6	Система обнаружения дыма и сигнализации пожара и система пожаротушения					
11.a.7	Рычаги управления полетом					
11.a.8	Компьютеры системы управления полетом					
11.a.9	Система стабилизации/стабилизатор					
11.a.10	Топливная и масляная системы					
11.a.11	Гидравлическая система					
11.a.12	Противообледенительная система/система удаления льда					
11.a.13	Шасси, включая время их выпуска, и задействование поплавков					
11.a.14	Освещение (наружное и внутреннее)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
11.a.15	Кислородная система					
11.a.16	Пневматическая система					
11.a.17	Вспомогательный двигатель/вспомогательная силовая установка (ВСУ)					
11.a.18	Двигатель					
11.a.19	Трансмиссия					
11.a.20	Системы винтов					
11.a.21	Бортовая РЛС, используемая для предупреждения о неблагопрятных метеоусловиях, для преставления рекомендаций по предотвращению угрозы столкновения, а также при выполнении полетов и заходов на посадку в прибрежных районах					
11.a.22	Системы предупреждения об опасности сближения с землей и системы предупреждения столкновений (например, HTAWS, EGPWS, GPWS, TCAS)					
11.a.23	Системы индикации полетной информации					
11.a.24	Системы пилотажных приборов					
11.a.25	Системы управления полетом					
11.a.26	Индикаторы на лобовом стекле (включая EFVS, если она используется)					
11.a.27	Навигационные системы					
11.a.28	Оборудование предупреждения о сдвиге ветра					
11.a.29	Электронный полетный планшет					
11.a.30	Автоматические карты контрольных проверок (порядок действий в штатных, нештатных и аварийных ситуациях)					
11.a.31	Системы с речевым управлением					
11.a.32	Прочие					
11.b	Порядок действий в воздухе и другие процедуры					
11.b.1	Полет в зоне ожидания					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
11.b.2	Предотвращение опасных столкновений в воздухе (воздушное движение, метеоусловия, включая визуальную корреляцию)					
11.b.3	Удары винта по упорам на валу					
11.b.4	Неумышленный вход в зону ПМУ					
11.b.5	Восстановление после попадания в необычное пространственное положение					
11.b.6	Попадание в сдвиг ветра или грозовой микропорыв					
11.b.7	Бортовой метеорологический радиолокатор					
11.b.8	Отказ двигателя – повторный запуск					
11.b.9	Полеты на большой высоте					
11.b.10	Отказы тормозов и пневматиков					
11.b.11	Прочие					
11.c	Базовая матрица. Неисправности (см. п. 1.1 добавления C к части I)					
11.c.1	Неисправность системы повышения устойчивости в полете					
11.c.2	Неисправность автопилота в полете					
11.c.3	Пожар в двигателе на земле или на режиме висения					
11.c.4	Пожар в двигателе во время прямолинейного горизонтального полета					
11.c.5	Неисправности двигателя					
11.c.6	Пожар и задымление на земле или на режиме висения					
11.c.7	Пожар и задымление во время прямолинейного горизонтального полета					
11.c.8	Отказ двигателя до критической точки принятия решения (CDP)/прерванный взлет					
11.c.9	Отказ двигателя после критической точки принятия решения (CDP) (для многодвигательных вертолетов)					
11.c.10	Заход на посадку по приборам и уход на второй круг с одним неработающим двигателем					
11.c.11	Заход на посадку по приборам и посадка с одним неработающим двигателем					
11.c.12	Посадка на режиме авторотации с неработающим двигателем					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
11.c.13	Зарождающееся вихревое кольцо/попадание в вихревое кольцо на высоте					
11.c.14	Зарождающееся вихревое кольцо/попадание в вихревое кольцо при заходе на посадку					
11.c.15	Восстановление из необычного пространственного положения					
11.c.16	Сигнализация о стружке в масле в главном редукторе, промежуточном редукторе, редукторе хвостового винта/предупреждение о низком давлении масла на режиме висения					
11.c.17	Сигнализация о стружке в масле в главном редукторе, промежуточном редукторе, редукторе хвостового винта/предупреждение о низком давлении масла во время прямолинейного горизонтального полета					
11.c.18	Отказ гидросистемы на режиме висения					
11.c.19	Отказ гидросистемы во время прямолинейного горизонтального полета					
11.c.20	"Закусывание" сервопривода					
11.c.21	Отказ приборного оборудования/системы индикации в полете по ПВП					
11.c.22	Отказ приборного оборудования/системы индикации в полете по ППП					
11.c.23	Отказ системы постоянного тока					
11.c.24	Отказ системы переменного тока					
11.c.25	Отказ аккумулятора					
11.c.26	Полный отказ системы электроснабжения					
11.c.27	Отказ системы перекачки топлива					
11.c.28	Отказ системы подачи топлива					
11.c.29	Неисправность шасси					
11.c.30	Потеря эффективности рулевого винта					
11.c.31	Отказ привода рулевого винта на режиме висения					
11.c.32	Отказ привода рулевого винта во время прямолинейного горизонтального полета					
11.c.33	Отказ управления рулевым винтом на режиме висения					
11.c.34	Отказ управления рулевым винтом во время прямолинейного горизонтального полета					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
11.c.35	Неисправность в системе двойного управления					
11.c.36	Неисправность в системе раздельного управления					
11.c.37	Динамическое опрокидывание					
11.c.38	Сильная вибрация					
11.c.39	Земной резонанс					
11.c.40	Срыв потока с отступающей лопасти НВ					
11.c.41	Обледенение винта и планера					
11.c.42	Обледенение двигателя					
11.c.43	Неисправности противообледенительной системы					
11.c.44	Вынужденная посадка на воду					
11.c.45	Отказы автономной цифровой системы управления двигателем (FADEC)					
11.c.46	Прочие					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение Да/Нет
12	**Система визуализации** Материалы этого раздела подготовлены с учетом воспроизводимых эксплуатантом моделей реально существующих или вымышленных аэропортов и других посадочных площадок, обслуживающих моделируемый тип вертолета, и предназначены для использования при проведении функциональных и субъективных испытаний, описание которых приведено в настоящем добавлении. Реальными моделями служат также те аэропорты и посадочные площадки, которые регулярно используются в программе(ах) обучения. В отдельных случаях, если позволяют требования, для первоначальной квалификационной оценки устройств эксплуатант может использовать демонстрационные модели, которые не обязательно точно или полностью воспроизводят какой-то конкретный аэропорт (вымышленный аэропорт). Необязательно, чтобы все описанные в данном разделе элементы присутствовали в какой-то одной модели аэропорта/посадочной площадки. Однако все описанные в данном разделе элементы должны присутствовать в тех моделях аэропортов/посадочных площадок, которые рассматриваются ниже. При проведении периодических оценок для выполнения функциональных и субъективных испытаний национальная авиационная администрация (NAA) может выбирать любые визуальные картины, используемые в учебной(ых) программе(ах) эксплуатанта, но при условии, чтобы такие визуальные картины моделировались с учетом требуемых характеристик	
12.a	**Требования к содержанию функциональных испытаний** Ниже приведены минимальные требования к содержанию модели аэропорта/посадочной площадки, которые обеспечивают тестирование возможностей системы визуализации и воспроизведение визуальных эффектов, позволяющих провести все функциональные и субъективные испытания, описание которых приведено в настоящем добавлении. Для проведения функциональных и субъективных испытаний эксплуатантам FSTD рекомендуется использовать приведенное ниже описание содержания моделей. *Примечание. Термин "посадочная площадка для вертолетов", используемый в данном документе, включает в себя подготовленные (например, площадки для взлета и посадки вертолета в аэропорту, на платформах буровых установок, в больницах и т. д.) и неподготовленные (например, площадки ограниченных размеров, на возвышенностях, с уклоном и т. д.) площадки для посадки вертолетов*	
12.a.1	Картины аэропортов/посадочных площадок для вертолетов	
12.a.1.a	Минимум четыре (4) модели реальных аэропортов или посадочных площадок для вертолетов. Модели реальных аэропортов должны соответствовать опубликованным данным, которые используются для обеспечения полетов вертолетов, и демонстрировать все возможности систем визуализации, указанные ниже. Каждая модель должна быть приемлемой для NAA эксплуатанта и должна обеспечиваться возможность ее выбора с рабочего места инструктора (РМИ)	

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.a.1.a.1	Как минимум одна (1) модель конкретного аэропорта					
12.a.1.a.2	Как минимум одна (1) модель посадочной площадки для вертолетов, которая расположена на поверхности, значительно превышающей окружающие строения или ландшафт местности (например, крыша здания, платформа морской буровой установки и т. д.)					
12.a.1.a.3	Как минимум одна (1) модель посадочной площадки для вертолета, отвечающая определению "посадочная площадка ограниченных размеров"					
12.a.1.a.4	Как минимум одна (1) модель посадочной площадки для вертолетов, расположенной на поверхности с уклоном, угол которого составляет, по крайней мере, 2,5°					
12.a.1.b	Минимум одна (1) модель типового аэропорта и одна (1) модель типовой посадочной площадки для вертолетов. Эти модели должны быть приемлемыми для NAA эксплуатанта и должна обеспечиваться возможность их выбора с рабочего места инструктора (РМИ). *Примечание. Модели реальных аэропортов/посадочных площадок для вертолетов должны соответствовать опубликованным данным,* которые используются *для обеспечения полетов вертолетов*					
12.a.1.c	Минимум одна (1) модель базового аэропорта/вертодрома. Эта модель должна быть приемлемой для NAA эксплуатанта и должна обеспечиваться возможность ее выбора с рабочего места инструктора (РМИ). *Примечание. Модели реальных аэропортов/посадочных площадок для вертолетов должны соответствовать опубликованным данным,* которые используются *для обеспечения полетов вертолетов*					
12.a.2	Адекватность воспроизведения визуальной картины					
12.a.2.a	На визуальной картине должны точно воспроизводиться те части аэропорта и прилегающей к нему местности, которые используются в учебной программе. Точность отображения визуальных ориентиров должна позволять оценить скорость изменения высоты, высоту над уровнем земли, поступательные перемещения и их скорости во время взлета, при выполнении захода на посадку, при маневрировании на малой высоте или с низкой воздушной скоростью, а также при выполнении захода на посадку, в режиме висения и при посадке					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.a.2.b	Адекватность воспроизведения визуальной картины и визуальных ориентиров должна быть достаточной для того, чтобы летный экипаж мог: • визуально распознать аэропорт/посадочную площадку для вертолетов; • определить положение моделируемого вертолета; • успешно выполнять взлеты, заходы на посадку и посадки; • по мере необходимости, выполнять маневры в районе аэропорта/посадочной площадки для вертолетов в режиме висения или во время руления по воздуху. Кроме того, точность визуальных ориентиров должна позволять летному экипажу оценить скорость изменения высоты, поступательные перемещения и их величины во время взлета и посадки					
12.a.2.c	Визуальные картины с достаточным содержанием должны обеспечивать летному экипажу возможность успешно выполнять взлеты, заходы на посадку и посадки					
12.a.2.d	Для выполнения маршрутных полетов, на картине должен присутствовать в достаточной мере детализованный профиль местности, обеспечивающий возможность визуальной навигации с использованием карты соответствующего масштаба, как это требуется согласно учебной программе, и на типичных высотах в радиусе 30 минут полета со средней крейсерской скоростью					
12.a.3	Посадочные площадки для вертолетов, ВПП и рулежные дорожки					
12.a.3.a	Посадочные площадки для вертолетов, ВПП и рулежные дорожки аэропорта					
12.a.3.b	Типовые посадочные площадки для вертолетов, ВПП и рулежные дорожки					
12.a.3.c	Базовые посадочные площадки для вертолетов, ВПП и рулежные дорожки					
12.a.4	Если в картине аэропорта одновременно воспроизводятся две параллельные ВПП и одна пересекающаяся, то должно обеспечиваться одновременное освещение минимум двух ВПП					
12.a.5	Превышения и положения порогов ВПП и посадочных площадок для вертолетов должны моделироваться таким образом, чтобы обеспечить корреляцию с системами моделируемого вертолета (например, HUD, GPS, компас, высотомер)					
12.a.6	Воспроизведение уклонов посадочных площадок для вертолетов, ВПП, рулежных дорожек, и перронов не должно создавать отвлекающие или нереалистичные эффекты, включая изменение высоты расположения точки глаз пилота					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.a.7	Покрытие, разметка и освещение посадочных площадок для вертолетов					
12.a.7.a	Покрытие и маркировка каждой посадочной площадки для вертолетов включают, по мере необходимости, следующее:					
12.a.7.a.1	Стандартную идентификационную маркировку вертодрома (символ "H" и обозначение местоположения), другие специфические виды маркировки, такие как обозначения вертолетной площадки больницы, прицельной точки посадки, прицельного круга посадки, соответствующего размера, окраски и ориентации					
12.a.7.a.2	Маркировку зоны приземления и отрыва (TLOF)					
12.a.7.a.3	По мере необходимости, соответствующую разметку FATO (включая, по мере необходимости, расчетные габариты вертолета, размер опасной зоны "D", ограничения по весу и т. д.)					
12.a.7.a.4	По мере необходимости, маркировку зоны безопасности, OFS и LOS					
12.a.7.a.5	Знаки, соответствующие используемой модели					
12.a.7.a.6	Ветровой конус, позволяющий определить соответствующие силу и направление ветра					
12.a.7.b	Освещение соответствующих цветов посадочной площадки вертолетов включает следующее:					
12.a.7.b.1	Указатель направления посадки					
12.a.7.b.2	Возвышающиеся и утопленные огни по периметру FATO, TLOF и прожекторное освещение					
12.a.7.b.3	Освещение ветрового конуса					
12.a.7.b.4	Вспомогательные средства визуального захода на посадку					
12.a.7.b.5	Огни захода на посадку соответствующего цвета					
12.a.7.c	Рулежные дорожки, зона движения и маркировка, характерная для посадочных площадок для вертолетов, включая:					
12.a.7.c.1	Рулежные дорожки/маршруты руления					
12.a.7.c.2	Перроны					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.a.7.d	Освещение рулежных дорожек соответствующего цвета, направленность, характеристики и расположение светосигнального оборудования рулежных дорожек, связанных с каждой посадочной площадкой, включая:					
12.a.7.d.1	Рулежные дорожки/маршруты руления					
12.a.7.d.2	Перроны					
12.a.8	Покрытие, маркировка и освещение аэропорта:					
12.a.8.a	Покрытие и маркировка ВПП, характерные для каждой используемой ВПП, а также знаки и указатели включая, по мере необходимости:					
12.a.8.a.1	Маркировку порога ВПП					
12.a.8.a.2	Номера ВПП					
12.a.8.a.3	Маркировку зоны приземления на ВПП					
12.a.8.a.4	Маркировку фиксированного расстояния на ВПП					
12.a.8.a.5	Маркировку границ ВПП					
12.a.8.a.6	Маркировку осевой линии ВПП					
12.a.8.a.7	Знаки оставшейся дистанции					
12.a.8.a.8	Знаки на пересечении ВПП и рулежных дорожек					
12.a.8.a.9	Ветровой конус, позволяющий определить соответствующую силу и направление ветра					
12.a.8.b	Огни соответствующих цветов, характерные для используемой ВПП, включая:					
12.a.8.b.1	Огни порога ВПП					
12.a.8.b.2	Посадочные огни ВПП					
12.a.8.b.3	Концевые огни ВПП					
12.a.8.b.4	Огни осевой линии ВПП					
12.a.8.b.5	Огни зоны приземления					
12.a.8.b.6	Огни выводных рулежных дорожек (огни выруливания)					
12.a.8.b.7	Соответствующие средства визуальной посадки на этой ВПП					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.a.8.b.8	Соответствующую систему огней подхода к этой ВПП					
12.a.8.b.9	Освещение ветрового конуса					
12.a.8.c	Покрытие и маркировка рулежных дорожек, связанных с каждой конкретной используемой ВПП, включая:					
12.a.8.c.1	Маркировку границ ВПП					
12.a.8.c.2	Маркировку осевой линии ВПП					
12.a.8.c.3	Маркировку предварительного старта на ВПП					
12.a.8.c.4	Маркировку критической зоны приземления по приборам					
12.a.8.c.5	Для разрешенных полетов в условиях ограниченной видимости должно демонстрироваться следующее: все маркировки рулежных дорожек, освещение и указатели руления как минимум от места назначенной стоянки до назначенной ВПП и обратно после посадки на назначенную ВПП до назначенного места стоянки; а также маршрут руления в условиях ограниченной видимости (например, система управления наземным движением и контроля за ним; автомобиль сопровождения, дневные рулежные огни). Назначенная ВПП и маршрут руления должны соответствовать аэропорту, в котором разрешены полеты в условиях ограниченной видимости					
12.a.8.d	Освещение рулежных дорожек соответствующих цветов, направленность, характеристики и расположение светосигнального оборудования рулежных дорожек, связанных с каждой конкретной используемой ВПП, включая:					
12.a.8.d.1	Посадочные огни ВПП					
12.a.8.d.2	Огни осевой линии ВПП					
12.a.8.d.3	Огни места предварительного старта на ВПП и критической зоны приземления по приборам					
12.a.9	Необходимая корреляция визуальной модели с другими имитируемыми компонентами окружающей обстановки аэропорта и посадочной площадки					
12.a.9.a	Модели аэропорта или посадочной площадки для вертолетов следует должным образом согласовывать с соответствующими навигационными средствами, обеспечивающими движение вертолетов на используемой ВПП или посадочной площадке для вертолетов					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.a.9.b	Моделирование загрязнения ВПП или посадочной площадки для вертолетов должно коррелироваться с воспроизводимой поверхностью и освещением ВПП					
12.a.10	Здания, сооружения, объекты и светосигнальное оборудование аэропорта и посадочной площадки для вертолетов					
12.a.10.a	Здания, сооружения и освещение:					
12.a.10.a.1	Здания, сооружения, объекты и светосигнальное оборудование аэропорта или посадочной площадки для вертолетов					
12.a.10.a.2	Здания, сооружения, объекты и светосигнальное оборудование типового аэропорта или посадочной площадки для вертолетов					
12.a.10.a.3	Здания, сооружения, объекты и светосигнальное оборудование базового аэропорта или базовой посадочной площадки для вертолетов					
12.a.10.b	Типовые движущиеся и неподвижные препятствия (например, другие вертолеты или самолеты, тележки с установками электрического питания, буксировщики, топливозаправщики)					
12.a.10.c	Маркировка перрона (например, маркировка опасных мест, линий заруливания на стоянки), освещение и аэродромный сигнальщик					
12.a.11	Местность и препятствия					
12.a.11.a	Местность и препятствия в радиусе 46 км (25 м. миль) от исходного аэропорта или посадочной площадки для вертолетов с соответствующей цветовой маркировкой и текстурой моделируемого района. Это включает достаточное количество наземных объектов соответствующего размера и в соответствующей перспективе					
12.a.11.b	Типовое отображение местности и препятствий в радиусе 18,5 км (10 м. миль) от исходного аэропорта или вертолетной посадочной площадки с соответствующей цветовой маркировкой и текстурой					
12.a.11.c	Отображение топографических особенностей местности в радиусе 9,25 км (5 м. миль) от исходного аэропорта или посадочной площадки для вертолетов. Ограниченная плоская местность считается приемлемой					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.a.11.d	Моделирование основных особенностей рельефа местности: визуальная картина ниже 1500 м (5000 фут) с соответствующими особенностями рельефа местности, позволяющая осуществлять навигацию, полагаясь только на визуальные наземные ориентиры, для чего используются соответствующие карты (обычно в масштабе 1:500 000, 1:250 000, 1:100 000). Контуры ландшафта должны соответствовать действительности					
12.a.11.e	Моделирование зданий, деревьев и других вертикальных преград, расположенных в непосредственной близости от посадочной площадки					
12.a.11.f	Моделирование проводов линий электропередач, расположенных в непосредственной близости от посадочной площадки					
12.a.12	Заметные и узнаваемые естественные и искусственные объекты и движущиеся воздушные суда					
12.a.12.a	Заметные и узнаваемые естественные и искусственные объекты в радиусе 46 км (25 м. миль) от исходного аэропорта или посадочной площадки для вертолетов. *Примечание. Это требование относится к естественным и искусственным объектам, обычно используемыми пилотами для ориентации в полете. В отношении удаленных аэропортов, не предназначенных для посадки, должно предоставляться только достаточно понятное отображение направлений ВПП*					
12.a.12.b	Типовое отображение заметных и узнаваемых естественных и искусственных объектов в радиусе 18,5 км (10 м. миль) от исходного аэропорта или посадочной площадки вертолетов *Примечание. Это требование относится к естественным и искусственным объектам, обычно используемыми пилотами для ориентации в полете. В отношении удаленных аэропортов, не предназначенных для посадки, должно предоставляться только достаточно понятное отображение направлений ВПП*					
12.a.12.c	Типовое движение воздушных судов (включая возможность воспроизведения опасных ситуаций в полете – например, появление другого воздушного судна на курсе возможного столкновения)					
12.b	Управление визуальной картиной					
12.b.1	Должна обеспечиваться регулировка интенсивности освещения в соответствии с шестью (6) различными уровнями: (от 0 до 5) всех посадочных площадок и ВПП аэродрома, огней подхода и рулежных дорожек аэропорта и искусственных сооружений для любого вида захода на посадку; все точечные источники света визуальной картины должны соответствующим образом постепенно угасать в зависимости от условий окружающей обстановки, установленной в данный момент времени на FSTD					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.b.2	Интенсивность освещения всех ВПП, огней подхода и рулежных дорожек аэропорта, огней подхода посадочных площадок для вертолетов и искусственных сооружений для любого вида захода на посадку должна соответствовать типовой интенсивности, используемой при тренировках пилотов для заданного уровня видимости; все точечные источники света визуальной картины должны соответствующим образом постепенно угасать					
12.b.3	Должна реалистично воспроизводиться направленность проблесковых огней, огней подхода, посадочных огней ВПП, а также средств визуальной посадки и огней осевой линии ВПП, огней порога ВПП, огней зоны приземления на ВПП предполагаемой посадки, а также огней TLOF или FATO					
12.c	Опознавание визуальных объектов *Примечание. Ниже приведены минимальные расстояния, на которых должны быть распознаваемы визуальные объекты посадочных площадок и ВПП. Расстояния измеряются от порога ВПП или посадочной площадки до вертолета, находящегося в створе ВПП или посадочной площадки, на продленной линии глиссады с наклоном 3° в соответствующих моделируемых метеоусловиях. В отношении заходов на посадку по кругу все перечисленные ниже испытания относятся к ВПП, используемой для начального этапа захода на посадку, и ВПП предполагаемой посадки*					
12.c.1	Посадочные площадки для вертолетов:					
12.c.1.a	Идентификация вертодрома, видимость проблесковых огней, огней захода на посадку на расстоянии 4,8 км (3 статутные мили)					
12.c.1.b	Огни средств визуального захода на посадку (например, HAPI) с углом наклона траектории при заходе на посадку до 12°					
12.c.1.c	Идентификация рулежной дорожки с расстояния 3,2 км (2 статутные мили)					
12.c.1.d	Маркировка в пределах диапазона освещения посадочных огней в ночное время, на рассвете или в условиях сумерек					
12.c.1.e	Маркировка в соответствии с требованиями испытания разрешающей способности для картин в дневное время					
12.c.1.f	Огни направления захода на посадку и возвышающиеся огни FATO на расстоянии 1,6 км (1 статутная миля)					
12.c.1.g	Утопленные огни FATO, огни TLOF, а также огни освещения ветрового конуса на расстоянии 800 м (0,5 статутной мили)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.c.1.h	Видимость огней рулежной дорожки в зоне висения (желтые/синие/желтые цилиндры) из TLOF					
12.c.2	ВПП:					
12.c.2.a	Идентификация ВПП, видимость проблесковых огней, огней подхода и белых посадочных огней ВПП на расстоянии 8 км (5 статутных миль) от порога ВПП					
12.c.2.b	Огни средств визуального захода на посадку (например, VASIS, PAPI и т. д.) на расстоянии 8 км (5 статутных миль) от порога ВПП					
12.c.2.c	Огни средств визуального захода на посадку (например, VASIS, PAPI и т. д.) на расстоянии 4,8 км (3 статутные мили) от порога ВПП					
12.c.2.d	Огни осевой линии ВПП и определение рулежной полосы на расстоянии 4.8 км (3 статутные мили)					
12.c.2.e	Огни порога ВПП и огни зоны приземления на расстоянии 3,2 км (2 статутные мили)					
12.c.2.f	Маркировка ВПП в пределах диапазона освещения посадочных огней в ночное время, на рассвете или в условиях сумерек					
12.c.2.g	Маркировка в соответствии с требованиями испытания разрешающей способности для картин в дневное время					
12.c.2.h	При выполнении заходов на посадку по кругу освещение ВПП предполагаемой посадки и соответствующее освещение должно постепенно угасать, не отвлекая пилота					
12.d	Возможности воспроизведения выбранной визуальной картины аэропорта в:					
12.d.1	Ночное время					
12.d.2	Условиях сумерек или на рассвете					
12.d.3	Дневное время					
12.d.4	Динамические эффекты – возможность воспроизведения многочисленных опасностей на земле и в воздухе, например, самолет или другой вертолет, пересекающий действующую ВПП или сходящиеся маршруты движения в воздухе; судно снабжения, движущееся вблизи нефтяной платформы во время выполнения вертолетом конечного этапа захода на посадку и т. д. Опасности должны выбираться с помощью органов управления на рабочем месте инструктора					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.d.5	Ложные восприятия (иллюзии) – визуальные картины, отражающие характерные физические отношения, вызывающие иллюзии при посадке, например, короткие ВПП, заходы на посадку над водной поверхностью, ВПП с уклоном или подъемом, возвышение ландшафта в районе траектории захода на посадку и другие особые топографические особенности. *Примечание. Ложные восприятия могут демонстрироваться в условиях, как базового аэропорта, так и конкретного реального аэропорта*					
12.e	Корреляция с вертолетом и соответствующим оборудованием					
12.e.1	Сочетаемость изображения системы визуализации с аэродинамической моделью					
12.e.2	Визуальные эффекты в соотнесении с реакциями реального вертолета					
12.e.3	Визуальные эффекты для оценки вертикальной скорости снижения и восприятия глубины пространства при выполнении посадок					
12.e.4	Точное изображение окружающей обстановки в зависимости от пространственного положения вертолета					
12.e.5	Визуальная картина должна коррелироваться с комплексными системами вертолета, если они установлены (например, с системами предупреждения о близости земли и предотвращения столкновений, а также с системами предупреждения о неблагоприятных метеоусловиях и системами HUD/EFVS)					
12.e.5.a	Показания метеолокатора должны коррелироваться с визуальной картиной					
12.e.5.b	Радиолокационное оборудование, которое используется для обеспечения полетов в прибрежных районах (ARA), должно обеспечивать соответствующее моделирование, скоррелированное с визуальной картиной					
12.e.5.c	Сигналы систем предупреждения об опасности сближения с землей (HTAWS, EGPWS, GPWS) должны коррелироваться с визуальной картиной					
12.e.5.d	Сигналы систем предупреждения столкновений (например, TCAS) должны коррелироваться с визуальной картиной					
12.e.6	Должно обеспечиться воспроизведение эффектов работы стеклоочистителей (удаление дождевых капель после включения)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.e.7	Должны имитироваться визуальные эффекты для каждого видимого собственного внешнего вертолетного светосигнального и осветительного оборудования, такого как рулежное, посадочное и поисковое выступающее осветительное оборудование, в том числе независимого функционирования					
12.e.8	Динамическое визуальное изображение лопастей несущего винта и траектории движения их законцовок, включая моделирование начала движения и остановки, а также правильной ориентации диска несущего винта, при подаче пилотом управляющего сигнала					
12.e.9	Визуальное изображение плоскости траектории законцовки лопасти и ее ориентации при подаче пилотом управляющего сигнала					
12.e.10	Для обеспечения обучения, система визуализации должна правильно представлять высоту и реакции от столкновения с трехмерными объектами в соответствии с геометрией вертолета					
12.f	Качество картины					
12.f.1	Квантование					
12.f.1.a	Отображаемые поверхности и их текстура не должны иметь видимой дискретности (ступенчатости)			✓	✓	✓
12.f.1.b	Отображаемые поверхности и их текстура не должны создавать отвлекающей внимание дискретности (ступенчатости)					
12.f.2	Система должна воспроизводить полноцветные реалистичные текстурные эффекты					
12.f.3	Точечные источники света системы не должны иметь отвлекающие внимание дрожания, смазанности или полосы					
12.f.4	Система должна обеспечивать фокусный эффект для моделирования дождя					
12.f.5	Система должна обеспечивать перспективное увеличение точечных источников света					
12.f.6	Отображение эффекта заслонения частей одних объектов визуальной картины другими в каждом канале системы на тестовой визуальной картине					
12.g	Эффекты внешней обстановки					
12.g.1	Воспроизводимая картина должна соответствовать видам загрязнения поверхности ВПП и включать в себя соответствующее отражение освещения ВПП с учетом эффектов влажности, частично затемненных из-за снега огней или других соответствующих эффектов					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.g.2	Воспроизведение особых метеоусловий, включая акустические, акселерационные и визуальные эффекты незначительных, средних и интенсивных осадков и приближения грозы при выполнении взлета, при заходе на посадку и посадке, на высоте 600 м (2000 фут) и ниже над уровнем аэродрома и в радиусе 16 км (10 статутных миль) от аэропорта					
12.g.3	Визуальная картина одного заснеженного аэропорта или посадочной площадки, если это соответствует условиям зоны полетов эксплуатанта, включая покрытые снегом поверхности и местность					
12.g.4	Должны воспроизводиться эффекты, возникающие при выполнении полетов в облаках, а именно: переменная плотность облаков, эффекты скорости и изменения окружающей обстановки					
12.g.5	Эффект многослойной облачности, включая отдельные, рассеянные и разорванные облака, а также сплошную облачность, которые частично или полностью препятствует обзору поверхности земли					
12.g.6	Эффект слоя облачности с настраиваемыми верхней и нижней кромками, позволяющий воспроизводить полное блокирование обзора поверхности земли					
12.g.7	Постепенный выход из облаков и переход к видимости окружающей обстановки/дальности видимости на ВПП, определяемой как до 10 % от соответствующей нижней или верхней границы облаков, 6,1 м (20 фут) ≤ переходной слой ≤ 61 м (200 фут); эффекты облачности следует проверять на высоте 600 м (2000 фут) и ниже над уровнем аэродрома или посадочной площадки для вертолетов, и в радиусе 16 км (10 статутных миль) от аэропорта или посадочной площадки для вертолетов. Эффекты перехода должны быть полными при входе в облака и выходе из облаков при достижении нижней или верхней кромки облачности, которые вводятся с рабочего места инструктора, т. е. эффекты перехода должны происходить в пределах слоя облачности, задаваемого с рабочего места инструктора (РМИ)					
12.g.8	Видимость и дальность видимости на ВПП (RVR) измеряются в единицах расстояния. Видимость и RVR следует проверять на высоте 600 м (2000 фут) и ниже относительно уровня аэродрома или посадочной площадки для вертолетов и в радиусе 16 км (10 статутных миль) от аэродрома или посадочной площадки для вертолетов					
12.g.9	Местами туман (иногда называется неоднородной RVR) создает эффект изменяющейся дальности видимости на ВПП. Самая низкая RVR должна соответствовать значению, заданному с РМИ, т. е. изменение, может быть только > RVR РМИ					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
12.g.10	Влияние тумана на освещение аэропорта или посадочной площадки для вертолетов, например, ореолы и размытость изображения					
12.g.11	Влияние собственных огней вертолета в условиях ограниченной видимости, например отражение бликов, включая посадочные огни, прожекторы, проблесковые огни и маяки					
12.g.12	Признаки ветра для создания эффекта метели или песчаной бури на поверхности сухой ВПП, рулежной дорожки или посадочной площадки должны вводиться с рабочего места инструктора					
12.g.13	Эффекты частичной потери видимости по причине воздействия потоков воздуха от НВ (например, вызываемые присутствующими в них частицами травы, грязи, воды)					
12.g.14	Эффекты "белой пелены" или "частичного затемнения", вызываемые рециркуляцией скоса потока НВ на различные поверхности (снег, песок, грязь, вода, трава), включая эффекты снижения видимости на высоте относительно земли, равной примерно половине диаметра НВ					
12.g.15	Эффекты воздействия ветра и волнения на трехмерной модели моря/океана моделируются комплексно, что должно включать потоки ветра; волнение моря/океана в диапазоне от нуля (0) до шести (6) баллов. Состояние кораблей или других движущихся судов должно соответствовать волнению моря					
12.g.16	Эффект качающихся деревьев на площадках ограниченных размеров					
12.g.17	Эффекты выпадения осадков (дождь, град, снег)					
13	**Акселерационные и вибрационные эффекты** Для обозначения порога чувствительности, когда член экипажа должен распознавать событие или ситуацию, требуются следующие конкретные акселерационные и вибрационные эффекты. Там, где это применимо, характеристики тангажа, боковой перегрузки и путевого управления, создаваемые FSTD, а также характеристики вибраций, должны быть типовыми для вертолета					
13.a	Эффекты руления, например, воздействия поперечного и путевого движения, возникающие в результате входных сигналов управления и торможения					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
13.b	Эффекты тряски при движении по ВПП, отклонения амортизаторов, путевой скорости, неровностей ВПП, огней осевой линии ВПП, загрязнения ВПП, а также в зависимости от характерных особенностей рулежной дорожки Процедура: после того, как вертолет был подготовлен к взлету и начал движение, руление на различных скоростях по гладкой ВПП и регистрация общих характерных особенностей моделируемых эффектов тряски при движении по ВПП. Повторить маневр с неровностями ВПП, составляющими 50 % от максимально возможного значения, а затем с максимальной неровностью. Зарегистрировать соответствующие вибрации, связанные с неровностью ВПП и различной скоростью движения по ней. Аналогичные испытания проводятся на рулежных дорожках с различными скоростями руления по ним Соответствующие акселерационные эффекты для вышеупомянутых испытаний должны также включать оценку эффектов проезда огней осевой линии ВПП, неоднородностей поверхности неровных ВПП и различных характерных особенностей рулежных дорожек Если время позволяет, то вышеуказанные проверки проводятся с разной взлетной массой, так как это также может влиять на соответствующие вибрации в зависимости от типа вертолета					
13.c	Сопротивление трения при полозковом шасси вертолета Процедура: выполнить взлет или посадку "по-самолетному" и зарегистрировать изменение (увеличение или уменьшение) вибраций фюзеляжа (в отличие от вибраций НВ) из-за сопротивления трения при перемещении полозкового шасси по поверхности. Данная вибрация снижается по мере уменьшения скорости движения по земле					
13.d	Набор высоты с поступательной скоростью (включая эффект поперечного потока) Процедура: из режима устойчивого висения в зоне влияния земли начать ускорение вперед. При прохождении через диапазон эффективной подъемной силы от поступательного движения, указанный эффект на некоторых вертолетах может проявляться в увеличении угла тангажа, в увеличении вертикальной скорости набора высоты и временном возрастании уровня вибрации (в некоторых случаях, эта вибрация может быть заметно выражена). Этот эффект повторится при замедлении в соответствующем диапазоне скоростей. При замедлении угол тангажа и вертикальная скорость будут уменьшаться, но произойдет похожее временное возрастание уровня вибрации					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
13.e	Удары или тряска, связанные с шасси Процедура: выполнить штатный взлет, обращая особое внимание на удары, которые могут быть заметны из-за максимального разжатия амортизаторов после взлета. При выпуске или уборке шасси удары в системе подвижности могут ощущаться, когда шасси фиксируется в конечном положении. Задействовать шасси. Проверить, что акселерационные эффекты от тряски соответствуют реальному вертолету					
13.f	Нарушение соконусности лопастей НВ и/или они разбалансированы, включая условия обледенения. Процедура: ввести неисправность или состояние с РМИ. Произвести штатный запуск двигателя(ей) и проверить наличие повышенной вибрации для условий несоконусности лопастей НВ; проверить наличие повышенной вибрации для условия разбалансировки. Для проведения этого испытания не требуется находиться в полете. Повышенная вибрация для условия несоконусности лопастей и для условия разбалансировки должна распознаваться по частоте, обратной периоду P вращения НВ для каждого случая, то есть частота 1/P для вертикальной вибрации, вызванной условием несоконусности лопастей, и 1/P для боковой вибрации, вызванной условием разбалансировки					
13.g	Отказ динамического гасителя вибрации или подобной системы в соответствии с вертолетом (например, ограничитель свеса или статическая остановка). Процедура: испытание может быть проведено в любое время при вращающемся НВ. Ввести соответствующий отказ с РМИ, зарегистрировать соответствующее увеличение вибрации, и проверить, что увеличение интенсивности вибраций и частоты в связи с увеличением числа оборотов НВ и интенсивности вибраций, происходит по мере увеличения общего шага					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
13.h	Неисправность привода хвостового винта/вибрации Процедура: при работающем двигателе(ях) и вращающемся НВ ввести отказ и зарегистрировать немедленное увеличение среднечастотных вибраций Хвостовой винт работает в среднечастотном диапазоне, который обычно оценивается умножением передаточного отношения коробки передач хвостового винта на число оборотов в минуту (RPM) несущего винта. Отказ можно определить по увеличению вибрации в этом частотном диапазоне. Вибрация также может передаваться через педали					
13.i	Типовые эффекты после приземления Процедура: выполнить несколько приземлений с различными скоростями снижения, с режима висения и с послепосадочным пробегом. Проверить, что акселерационные эффекты от ударов при приземлении для каждой скорости снижения соответствуют реальному вертолету					
13.j	Разрушение пневматиков. Процедура: смоделировать разрушение пневматиков и зарегистрировать эффекты рыскания и движения, а также вибрационные и звуковые эффекты. Пилот может заметить некоторое движение рыскания в связи с разрушением нескольких пневматиков с одной стороны. В этом случае ему потребуется использовать педали для поддержания управления вертолетом. В зависимости от типа вертолета, разрушение одного пневматика пилот может не заметить и возможно это не вызовет особого акселерационного эффекта. Звук или вибрация могут соответствовать потере давления в реальном пневматике					
13.k	Эффекты неисправности и повреждения двигателя Процедура: характерные особенности неисправности двигателя, как это описано в документе определения неисправностей для конкретного FSTD, должны характеризоваться специальными акселерационными эффектами, которые ощущает пилот. Необходимо зарегистрировать изменение показаний соответствующих приборов двигателя в соответствии с характером неисправности, а также воспроизведение эффектов вибрации планера. *Примечание. Акселерационные эффекты относятся к тренажерным устройствам, имеющим систему движения.*					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
13.l	Удар хвостовой частью. Процедура: эффект удара хвостовой частью можно проверить при чрезмерном увеличении угла тангажа во время энергичного гашения скорости или при посадке на режиме авторотации. Также это можно проверить в режиме висения путем резкого перемещения рычага управления циклическим шагом "на себя". Акселерационный эффект должен, в первую очередь, ощущаться по удару в процессе движения, когда хвостовая часть ударяется о поверхность. После удара может быть заметен момент тангажа на пикирование					
13.m	Попадание в вихревое кольцо (режим вихревого кольца). Процедура: конкретные процедуры в этом режиме могут быть разными в зависимости от вертолета и могут устанавливаться изготовителем вертолета или другим компетентным органом. Примером может служить следующая процедура. Для выполнения маневра необходимо при вертикальном или почти вертикальном снижении уменьшить мощность ниже значения, которое необходимо для режима висения, что увеличит вертикальную скорость снижения до 1,5 м/с (300 фут/мин) или более (фактические значения вертикальной скорости снижения зависят от моделируемого типа вертолета). Путем коррекции пространственного положения вертолета установить воздушную скорость менее 10 узлов. При попадании в вихревое кольцо вертолет начнет вибрировать. На начальной стадии (при большом запасе мощности) резкое изменение общего шага НВ может приостановить быстрое снижение. Если это сделано небрежно или слишком поздно, то увеличение общего шага НВ может ухудшить ситуацию, а именно: возникнет большая турбулентность, увеличится скорость снижения, повысится уровень вибрации. На одновинтовых вертолетах вывод из вихревого кольца можно осуществить путем изменения циклического шага, чтобы увеличить воздушную скорость и затормозить восходящий индуктивный поток воздуха, и/или путем уменьшения общего шага НВ (зависит от занимаемой высоты). Обычно увеличение воздушной скорости – более предпочтительный метод, так как в этом случае происходит меньшая потеря высоты. На вертолетах продольной схемы, отклонение рычага управления циклическим шагом "на себя" и "от себя" ухудшает ситуацию. Вывод из вихревого кольца пилот может осуществить путем уменьшения тяги (зависит от занимаемой высоты) и поперечным отклонением рычага управления циклическим шагом или отклонением педалей с целью затормозить восходящий индуктивный поток воздуха					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение Да/Нет				
13.n	Срыв потока на отступающей лопасти. Процедура: конкретные процедуры действий в таких случаях могут отличаться, что зависит от типа вертолета, и, кроме того, они могут устанавливаться изготовителем вертолета или другим компетентным органом. В качестве примера представляется следующая процедура: для выполнения маневра необходимо увеличить поступательную воздушную скорость; эффект будет заметен по развитию низкочастотной вибрации, увеличению угла тангажа и крену в направлении отступающей лопасти. Большой вес, низкое число оборотов НВ, высота полета в атмосфере высокой плотности, турбулентность или крутые и резкие развороты – все это способствует срыву потока на отступающей лопасти при высоких поступательных воздушных скоростях. Для правильного вывода из сваливания в результате срыва потока на отступающей лопасти требуется, в первую очередь, уменьшить общий шаг, что уменьшит нагрузку на диск НВ. Затем для снижения скорости вертолета следует взять рычаг управления циклическим шагом "на себя"					
13.o	Вибрации при больших скоростях					
13.p	Тряска в результате атмосферных возмущений					
13.q	Прочие					
14	**Звуковая система** *Примечание. Проверки должны выполняться при включенных системах подвижности и вибрации*					
14.a	Имитация звуков осадков					
14.b	Оборудование для удаления дождевых капель (например, стеклоочистители)					
14.c	Существенные шумы, создаваемые вертолетом и воспринимаемые пилотом во время выполнения обычных полетов, например, шумы двигателя, трансмиссии, винтов и др., которые сопоставимы с уровнем шума, ощущаемым в вертолете. Характерная направленность звука					
14.d	Существенные шумы в кабине экипажа вертолета и шумы в результате действий пилота					
14.e	Нештатные режимы выполнения полета, для которых имеются соответствующие данные по акустическим шумам при неисправностях двигателя, винтов, трансмиссии, шасси, повреждении пневматиков и при ударе защитой РВ/"костылем"/хвостовой опорой					
14.f	Звук удара при приземлении вертолета в необычном положении или в условиях превышения ограничений					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
15	**Специальные эффекты**					
15.a	Эффекты обледенения планера, двигателя и винтов Процедура: при моделировании полета на FSTD в исходной конфигурации на номинальной высоте и скорости крейсерского полета с включенным автопилотом и выключенной антиобледенительной системой двигателей и лопастей НВ необходимо активировать возможность образования обледенения с соответствующей скоростью, позволяющей осуществлять мониторинг за реакцией систем и FSTD. Признаками обледенения являются следущие: увеличение веса, увеличение мощности для подержания горизонтального полета, снижение скорости, изменения угла тангажа FSTD, изменения в показаниях приборов, контролирущих работу двигателей (кроме различий, которые вызваны изменением скорости), и изменения показаний приемника воздушного давления или признаки разбалансировки и несоконусности НВ. Следует независимо активировать систему обогрева, противообледенительную систему и систему удаления льда. Должны быть заметны правильные эффекты действия этих систем и постепенное возвращение имитируемого вертолета к выполнению нормального полета					
15.b	Спектр воздушных потоков и соответствующие эффекты, связанные с крупными сооружениями, например, зданиями, нефтяными вышками, а также с ограниченными пространствами, горными вершинами, включая демаркационные линии, и т. д.					
15.c	Специальные атмосферные эффекты, которые могут потребоваться для специальных программ подготовки: арктический туман над полыньей, нисходящие воздушные потоки, влияние гор (завихрения, демаркационные линии и т. д.), турбулентность вблизи газоотводных труб на нефтяных вышках, вихревые следы и эффекты скоса потока от других ВС и т. д.					
16	**Система управления воздушным движением (УВД)** *Примечание. Все перечисленные ниже функции могут выполняться непосредственно инструктором или программироваться с РМИ с использованием возможностей системы моделирования окружающей обстановки УВД.*					
16.a	Автоматическая передача метеосводок					
16.b	Линия связи коллективного пользования (фоновые переговоры)					
16.c	Фразеология					
16.d	Определение частот УВД, соответствующих конкретному этапу полета					
16.e	Переход инструктора на ручное управление системой УВД					
16.f	Прочие					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение Да/Нет				
17	**Рабочее место инструктора (РМИ)**					
17.a	Изменение положений *Примечание. Изменение положений должно заканчиваться на режиме балансировки при соответствующей скорости и конфигурации для данной точки.*					
17.a.1	Место стоянки					
17.a.2	Положение для взлета					
17.a.3	Положение для захода на посадку (как минимум, 3 расстояния, а именно 1,8, 5,5 и 9,3 км (1, 3, и 5 м. миль) от порога ВПП или посадочной площадки для вертолетов)					
17.a.4	Находящаяся на возвышении поверхность (крыша здания, морская нефтяная платформа и т. д.)					
17.a.5	Посадочная площадка ограниченных размеров					
17.a.6	С уклоном					
17.a.7	Прочие					
17.b	Перенастройка					
17.b.1	Система					
17.b.2	Температура					
17.b.3	Жидкость и компоненты					
17.c	Окружающая обстановка					
17.c.1	Установка метеоусловий					
17.c.1.a	Облачность и видимость неограниченны (CAVU)					
17.c.1.b	Облачность и видимость в норме (CAVOK)					
17.c.1.c	Правила визуального полета (ПВП)					
17.c.1.d	Минимумы неточного захода на посадку					
17.c.1.e	Минимумы точного захода на посадку (CAT I и CAT II, минимумы EFVS, по мере необходимости)					
17.c.2	Визуальные эффекты					
17.c.2.a	Время суток (день, сумерки или рассвет, ночь)					
17.c.2.b	Облачность (нижняя кромка, верхняя граница, слои, виды, плотность)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение Да/Нет				
17.c.2.c	Видимость в км/статутных милях					
17.c.2.d	RVR в метрах/футах					
17.c.2.e	Специальные эффекты (осадки, грозы, метель, песчаная буря и т. д.)					
17.c.2.f	Песок/пыль/снег/скос потока воды/эффект рециркуляции (вкл./выкл.)					
17.c.2.g	Волнение моря (0-6)					
17.d	Скорость и направление ветра					
17.d.1	Приземный					
17.d.2	Промежуточные уровни					
17.d.3	Типичный градиент					
17.d.4	Порывы с соответствующими изменениями курса и скорости					
17.d.5	Турбулентность					
17.e	Температура – приземная					
17.f	Атмосферное давление (QNH, QFE)					
17.g	Аэропорт/вертодром					
17.g.1	Включает выбор действующей ВПП или посадочной площадки					
17.g.2	Управление освещением аэропорта/вертодрома					
17.g.3	Заданное положение аэропорта/вертодрома (взлет, заход на посадку, нефтяная платформа и т. д.)					
17.g.4	Состояние посадочной поверхности (неровная, гладкая, покрытая льдом, влажная и т. д.)					
17.g.5	Динамические эффекты, включая движение на земле и в воздухе					
17.h	Конфигурация вертолета (топливо, вес, центр тяжести (в британской и метрической системе мер и весов))					
17.h.1	Взлетная масса					
17.h.2	Заправка топлива					
17.h.3	Полезная нагрузка					
17.h.4	Центр тяжести (в единицах, которые соответствуют типу вертолета, например, дюймы, мм)					
17.h.5	Состояние систем вертолета и управление ими (например, быстрая настройка системы навигации (NAV), систем IRS, GPS, AHRS и других)					

Номер	Функциональные и субъективные испытания	Применение				
		Да/Нет				
17.h.6	Функции наземного обслуживающего персонала (например, аэродромное питание и т. д.)					
17.i	FMS – перезагрузка запрограммированных данных, если этому не препятствует установленное оборудование					
17.j	Регистрация и построение графиков (взлет и заход на посадку)					
17.k	Неисправности вертолета (ввод и удаление)					
17.l	Управление звуками (включение, выключение, регулировка; индикация при установке уровня звука, который отличается от утвержденного)					
17.m	Система подвижности (включение, выключение, аварийное отключение)					
17.n	Система управления нагрузкой (включение, выключение, аварийное отключение)					
17.o	Система вибрации (включение, выключение, аварийное отключение)					
17.p	Главный или аварийный выключатель питания тренажера					
17.q	Положение кресел наблюдателя/регулировка/система принудительного ограничения движения (для FSTD с системой подвижности)					
17.r	Связь инструктора или наблюдателя(ей) с экипажем					
17.s	"Замораживание"/перенастройка					
17.s.1	Полное "замораживание" моделирования					
17.s.2	"Замораживание" полета или задачи					
17.s.3	"Замораживание" положения					
17.s.4	"Замораживание" топлива					
17.s.5	Управление путевой скоростью					
17.s.6	Перенастройка стандартной атмосферы					

Добавление D

Внесение в будущем изменений в Руководство по критериям квалификационной оценки тренажерных устройств имитации полета (Doc 9625)

См. добавление D к части II тома II настоящего руководства.

_____

Дополнения A – R

ИНСТРУКТИВНЫЙ МАТЕРИАЛ

Соответствующий инструктивный материал приводится в дополнениях A – R к части II тома II настоящего руководства.

— КОНЕЦ —