КонсультантПлюс

"Авиационные правила. Часть 23. Нормы летной годности гражданских легких самолетов"
(утв. МАК)

Документ предоставлен **КонсультантПлюс**

www.consultant.ru

Дата сохранения: 29.10.2019

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

ЧАСТЬ 23

НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ГРАЖДАНСКИХ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее издание Части 23 Авиационных правил "Нормы летной годности гражданских легких самолетов" (АП-23) включает в себя Поправки с 23-1 по 23-5 к изданию АП-23 1993 года.

Настоящие Авиационные правила, Часть 23 "Нормы летной годности гражданских легких самолетов" (АП-23), включающие в себя Поправки с 23-1 по 25-5 к изданию АП-23 1993 года одобрены Постановлением 34-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 6 декабря 2013 г.

Перечень изменений, введенных соответствующими Поправками, приведен в Листах учета изменений; при этом для каждого изменения указан его характер: изменен, введен, изъят, переобозначен.

Структурно данное издание АП-23 состоит из разделов A, A-0, B, C, D, E, F, G, Приложений A, B, C, D, E, F, G, H, I, J и Дополнения 23F.

Разделы A, B, C, D, E, F, G и Приложения A, B, C, D, E, F, G, H, I и J по содержанию и нумерации параграфов гармонизированы с соответствующими Нормами летной годности Европы - CS 23 с поправками, включая 23-3, - и США - FAR 23 с поправками, включая 23-61.

Дополнение 23F имеет самостоятельную нумерацию и содержит требования к самолетам с различными видами оборудования.

В настоящем издании для выделения дополнительных по отношению к FAR 23 параграфов в их обозначение после цифровой группы дополнительно вводится заглавная буква латинского алфавита (A, B, C и т.д.), дополнительные пункты в параграфах обозначаются строчными буквами латинского алфавита со звездочкой (a*, b*, c* и т.д.), а дополнительные подпункты - арабскими цифрами со звездочкой (1*, 2*, 3* и т.д.), либо i*, ii*, iii* и т.д.

РАЗДЕЛ A - ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.1. Назначение

(a) Настоящие Нормы содержит требования к летной годности для выдачи Сертификатов типа, Одобрений главных изменений и Дополнительных сертификатов типа на самолеты нормальной, многоцелевой, акробатической категорий и на самолеты переходной категории.

(b) Каждое лицо, которое подает Заявку на получение Сертификата типа, Одобрения

главного изменения или Дополнительного сертификата типа, должно доказать соответствие применимым требованиям настоящих Норм.

23.2. [Зарезервирован]

23.3. Категории самолетов

(a) К нормальной категории относятся самолеты с количеством посадочных мест, исключая места пилотов, не более девяти, с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 5700 кгс и предназначенные для неакробатического применения. Неакробатическое применение включает в себя:

(1) Все маневры, присущие нормальному полету.

(2) Режимы сваливания (кроме "колокола"); и

(3) Плоские "восьмерки", боевые развороты, крутые развороты и другие маневры с углом крена не более 60°.

(b) К многоцелевой категории относятся самолеты с количеством посадочных мест, исключая места пилотов, не более девяти, с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 5700 кгс и предназначенные для ограниченного акробатического применения. Самолеты, сертифицированные по многоцелевой категории, могут использоваться для всех видов применения, перечисленных в пункте (a) настоящего параграфа, и для ограниченного акробатического применения. Ограниченное акробатическое применение включает в себя:

(1) Штопор (если он утвержден для данного типа самолета); и

(2) Плоские "восьмерки", боевые развороты, крутые развороты и другие маневры с углом крена более 60°, но не более 90°.

(c) К акробатической категории относятся самолеты с количеством посадочных мест, исключая места пилотов, не более девяти, с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 5700 кгс и предназначенные для использования без ограничений, кроме тех, которые окажутся необходимыми по результатам проведения летных испытаний.

(d) К переходной (компьютерной) категории относятся двухдвигательные самолеты с количеством посадочных мест, исключая места пилотов, не более 19, с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 8600 кгс. При эксплуатации самолета переходной категории разрешается выполнение любых маневров, присущих нормальному полету, сваливание (за исключением "колокола"), а также крутые развороты с углом крена не более 60°.

(e) За исключением самолетов переходной категории, самолеты могут получать сертификат типа более чем по одной категории настоящих Норм, если они соответствуют требованиям каждой запрашиваемой категории.

РАЗДЕЛ A-0 - ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗАХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ (САМОЛЕТНЫЕ СИСТЕМЫ,

ОБОРУДОВАНИЕ, СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ)

1. Общие положения

1.1. Настоящий раздел содержит детализированные требования, пояснительный материал, а также определения и терминологию, относящиеся к общим требованиям к летной годности самолета при отказах функциональных систем. Этот раздел дополняет и конкретизирует требования 23.1309(b) и относится ко всем функциональным системам и оборудованию самолета за исключением:

(a) Систем силовой установки, изготовленных как часть сертифицированного двигателя, отказы которых не могут оказать отрицательного влияния на другие системы.

(b) Элементов конструкции (таких, как крыло, оперение, поверхности управления и их системы, фюзеляж, узлы крепления двигателя, силовые элементы шасси и узлы его крепления), которые специально рассмотрены в разделах C и D настоящих Норм.

1.2. Требования настоящего раздела не отменяют и не заменяют собой конкретные требования к отказобезопасности отдельных функциональных систем и оборудования, изложенные в других разделах АП-23.

2. [Зарезервировано]

3. Вероятности возникновения особых ситуаций

3.1. [Зарезервирован]

3.2. Применительно к однодвигательному самолету системы, оборудование и установки должны быть спроектированы и построены таким образом, чтобы свести к минимуму опасность для самолета в случае их вероятной неисправности или отказа.

3.3. Самолет, имеющий более одного двигателя, должен быть спроектирован и построен таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при действиях экипажа в соответствии с РЛЭ:

3.3.1. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к возникновению катастрофической ситуации (катастрофического эффекта), оценивалось как практически невероятное и не возникало вследствие одиночного отказа одного из элементов системы.

3.3.2. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к аварийной ситуации (аварийному эффекту), должно оцениваться как событие не более частое, чем крайне маловероятное. При этом рекомендуется, чтобы суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации (аварийного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10^{-6} на час полета.

3.3.3. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее

к сложной ситуации, должно оцениваться как событие не более частое, чем маловероятное. При этом рекомендуется, чтобы суммарная вероятность возникновения сложной ситуации (существенного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10^{-4} на час полета.

КонсультантПлюс: примечание.
Нумерация подпунктов дана в соответствии с официальным текстом документа.

3.3.1.1. Все усложнения условий полета и отказные состояния (функциональные отказы, виды отказов систем), приводящие к их возникновению, подлежат анализу с целью отработки соответствующих рекомендаций по действиям экипажа в полете.

Примечание. Желательно, чтобы любое отказное состояние, приводящее к усложнению условий полета (незначительному эффекту), не могло быть отнесено к частым событиям.

3.3.4. [Зарезервирован]

3.3.5. При анализе особой ситуации (эффекта), вызванной отказным состоянием (функциональным отказом, видом отказа системы), необходимо учитывать факторы, которые могут усугубить последствия (степень опасности) начального отказного состояния (вида отказа системы), включая связанные с отказом условия на самолете, которые могут влиять на способность экипажа справиться с прямыми последствиями, например: наличие дыма, перегрузка, прерывание связи, изменение давления в кабине и т.п.

3.3.6. Действия экипажа. При анализе последствий определенного отказного состояния (функционального отказа, вида отказа системы), должны учитываться вероятность отказа (отказов), наличие и характер сигнализации (информации) об отказе, сложность действий экипажа, а также периодичность соответствующей тренировки экипажа.

3.4. Операции с отказными состояниями и внешними воздействиями (явлениями). При анализе последствий отказных состояний (функциональных отказов, видов отказов систем) необходимо учитывать критичные (определяющие) внешние воздействия (явления) и их вероятность. Эксплуатационные ограничения должны устанавливаться с учетом вероятности внешних воздействий (явлений) и отказных состояний (видов отказов систем), характеристик самолета, точности пилотирования, а также погрешностей бортовых систем и оборудования.

4. Приемлемые методы

4.1. [Зарезервирован]

4.2. Соответствие требованиям настоящего раздела и 23.1309(b) должно доказываться путем анализа и расчета вероятностей возможных видов отказов функциональных систем и оценки влияния этих отказов на безопасность полета. Такая оценка должна проводиться для каждой системы отдельно и во взаимосвязи с другими системами и (при необходимости) подкрепляться наземными и (или) летными испытаниями, испытаниями на пилотажном стенде или другими видами стендовых испытаний, расчетом или моделированием.

(a) Анализ должен включать в себя возможные виды отказов (в том числе вероятные сочетания видов отказов в различных системах), оценку вероятностей этих видов отказов, последствия для самолета и находящихся на борту людей с учетом этапа полета, условий эксплуатации и внезапности для экипажа возникновения соответствующего отказного состояния, требуемые действия по парированию, возможность обнаружения отказа, процедуры контроля состояния и обслуживания самолета.

(b) При анализе конкретных систем может быть учтен опыт эксплуатации аналогичных систем.

(c) В анализе должно учитываться изменение характеристик системы (систем). При этом может быть использовано статистическое распределение указанных характеристик.

4.3. [Зарезервирован]

4.4. [Зарезервирован]

4.5. [Зарезервирован]

4.6. [Зарезервирован]

4.7. Отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) может быть отнесено к событиям практически невероятным, если выполняется одно из следующих условий:

(a) Указанное состояние возникает в результате двух и более независимых последовательных отказов различных элементов рассматриваемой системы или взаимодействующих с ней систем; или

(b) Указанное состояние является следствием конкретного механического отказа (разрушения, заклинивания, рассоединения) одного из элементов системы и Разработчик может обосновать практическую невероятность такого отказа, используя для доказательства:

(1) Анализ схемы и реальной конструкции.

(2) Статистическую оценку безотказности подобных конструкций за длительный период эксплуатации (при наличии необходимых данных).

(3) Результаты испытаний по установлению назначенного ресурса соответствующих элементов согласно требованиям разделов настоящих Норм или установления других ограничений контролируемых параметров допустимого предотказного состояния.

(4) Анализ принципов контроля качества изготовления и применяемых конструкционных материалов в серийном производстве, а также стабильности технологических процессов.

(5) Анализ предусмотренных эксплуатационной документацией средств, методов и периодичности технического обслуживания.

Примечание. В тех случаях, когда рассматривается конкретный короткий этап (участок) полета, его продолжительность может учитываться при оценке вероятности единичных и

множественных отказов.

4.7.1. Для доказательства соответствия самолета требованиям 3.3.2 должно быть дополнительно выполнено одно из следующих условий:

- Отказное состояние (вид отказа системы) возникает в результате сочетания двух и более независимых последовательных отказов;

- Отказное состояние может быть отнесено к практически невероятным в соответствии с пунктом 4.7(b);

- Отказное состояние является следствием конкретного механического отказа типа заклинивания одного из элементов системы и может быть отнесено к событию не более частому, чем крайне маловероятное, на основании анализа принятых конструктивных решений и результатов опыта эксплуатации аналогичных конструкций, учитывающего используемые принципы контроля качества изготовления и применяемые конструкционные материалы в серийном производстве, стабильность технологических процессов, а также предусмотренные эксплуатационной документацией средства, методы и периодичность технического обслуживания.

4.8. В случае если отказное состояние (вид отказа системы) приводит к возникновению аварийной ситуации (аварийного эффекта) и не отнесено к категории практически невероятных, Руководство по летной эксплуатации должно содержать рекомендации, позволяющие экипажу принять все возможные меры для предотвращения перехода аварийной ситуации в катастрофическую. Желательно, чтобы указанные рекомендации были проверены в летных испытаниях. В тех случаях, когда летная проверка связана с повреждениями самолета, с особо высокой степенью риска или заведомо нецелесообразна, разработанные рекомендации должны подтверждаться результатами анализа опыта эксплуатации других самолетов, близких по конструкции к сертифицируемому, а также результатами соответствующих лабораторных, стендовых испытаний, моделирования и расчетов.

4.9. В случае если отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) приводит к возникновению сложной ситуации (значительного эффекта) и не отнесено к категории практически невероятных, Руководство по летной эксплуатации должно содержать указания экипажу по завершению полета в этом случае. Указания РЛЭ по действиям в сложных ситуациях должны быть проверены в летных испытаниях и не должны требовать от экипажа чрезмерных усилий и необычных приемов пилотирования. В отдельных случаях, когда конструкция самолета и его систем не обеспечивает возможности имитации какого-либо вида отказа в летных испытаниях, допускается проверка соответствующих указаний РЛЭ в испытаниях на пилотажном стенде, аттестованном для проведения таких испытаний, или пересчет результатов испытаний на неблагоприятные условия.

4.10. В случае если отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) приводит к усложнению условий полета, Руководство по летной эксплуатации должно содержать указания экипажу по продолжению полета, методам эксплуатации систем и парированию неисправностей в полете. Если при этом отказное состояние (вид отказа системы) влияет на пилотирование, то рекомендации РЛЭ должны быть проверены летными испытаниями или испытаниями на пилотажном стенде.

РАЗДЕЛ B - ПОЛЕТ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.21. Доказательство соответствия

(a) Соответствие всем требованиям данного раздела должно быть обеспечено при всех установленных комбинациях веса и центровки самолета в пределах вариантов загрузки, для которых запрашивается сертификат типа. Соответствие требованиям должно устанавливаться:

(1) Посредством испытаний на самолете того типа, на который запрошен сертификат типа, или посредством расчетов, основанных на результатах испытаний и не уступающих им по точности; и

(2) Посредством анализа всех возможных комбинаций веса и центровки, если по результатам исследованных комбинаций не может быть сделан обоснованный вывод о соответствии.

(b) В процессе летных испытаний разрешаются следующие величины допустимых отклонений параметров. Однако для отдельных испытаний могут быть разрешены большие допуски.

Параметр	Допуск
Вес	+5%, -10%
Критические параметры, зависящие от веса	+5%, -1%
Центровка	± 7% от полного диапазона

23.23. Ограничения по распределению нагрузки

(a) Должны быть установлены диапазоны весов и центровок, в пределах которых возможна безопасная эксплуатация самолета. Если комбинация веса и центровки допустима лишь в определенных пределах поперечного распределения нагрузки, которые могут быть неумышленно превышены, то должны быть установлены эти пределы и соответствующие комбинации веса и центровки.

(b) Ограничения по распределению нагрузки не могут превышать:

(1) Выбранных пределов.

(2) Пределов, при которых испытывалась конструкция.

(3) Пределов, при которых показано соответствие каждому применяемому требованию, изложенному в данном разделе.

23.25. Весовые ограничения

(a) Максимальный вес. Максимальный вес - это наибольший вес, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям настоящих Норм (кроме тех требований, которые удовлетворяются при расчетном посадочном весе). Максимальный вес должен устанавливаться таким образом, чтобы он:

(1) Был не больше, чем наименьший из приведенных ниже:

(i) Наибольший вес, выбранный Заявителем; или

(ii) Максимальный расчетный вес, т.е. наибольший вес, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям настоящих Норм к нагружению конструкции (кроме тех требований, которые удовлетворяются при расчетном посадочном весе); или

(iii) Наибольший вес, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям к летным характеристикам.

(2) Был не менее, чем вес, определенный:

(i) При предположении, что все места заняты, вес каждого пилота и пассажира 77 кгс на самолетах нормальной и переходной категорий и 86 кгс - на самолетах многоцелевой и акробатической категорий, если на трафарете не указан другой вес; и

(A) При полностью заправленных маслобаках.

(B) При количестве топлива, достаточном, по крайней мере, для полета при работе двигателя(ей) на режиме максимальной продолжительной мощности не менее 30 мин для дневного визуального полета и не менее 45 мин - для ночного полета и полета по приборам.

(ii) Летный экипаж минимального состава на рабочих местах, топливные баки и маслобаки заправлены полностью.

(b) Минимальный вес. Минимальный вес (наименьший вес, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям настоящих Норм) должен устанавливаться таким образом, чтобы он был не больше суммы:

(1) Веса пустого самолета, определяемого в соответствии с 23.29.

(2) Веса требуемого минимального экипажа (считая вес каждого члена экипажа по 77 кгс); и

(3) Веса топлива, определяемого следующим образом:

(i) Для самолетов с ТРД - равного 5% от полной заправки топливом при конкретной компоновке топливных баков; и

(ii) Для других самолетов - равного весу топлива, необходимого на полчаса полета на режиме работы двигателей при максимальной продолжительной мощности.

23.29. Вес пустого самолета и соответствующая центровка

(a) Вес пустого самолета и соответствующая ему центровка должны определяться путем взвешивания самолета с учетом:

(1) Закрепленного балласта.

(2) Невырабатываемого остатка топлива, определяемого в соответствии с 23.959; и

(3) Полного веса рабочих жидкостей, включая:

(i) Масло.

(ii) Гидравлическую жидкость; и

(iii) Другие жидкости, необходимые для нормальной работы систем самолета, за исключением питьевой воды; воды, предварительно заливаемой в туалет; воды, предназначенной для впрыска в двигатель(и).

(b) Условия, при которых производится взвешивание пустого самолета, должны быть четко определены и легко воспроизводимы.

23.31. Съемный балласт

Для демонстрации соответствия самолета требованиям настоящего раздела к летным характеристикам разрешается использовать съемный балласт, если:

(a) Место размещения балласта и его крепление надлежащим образом спроектировано и установлено и имеет маркировку в соответствии с 23.1557; и

(b) В Руководстве по летной эксплуатации, в утвержденных инструкциях или на соответствующих трафаретах и надписях имеются указания по правильному размещению съемного балласта для каждого варианта загрузки, при котором необходим съемный балласт.

23.33. Пределы частоты вращения и шага воздушного винта

(a) Общие положения. Должны быть установлены такие предельные значения частоты вращения и шага воздушного винта, которые обеспечивают безопасность полета в условиях нормальной эксплуатации.

(b) Воздушные винты с неизменяемым в полете шагом.

(1) На взлете и на начальном участке набора высоты при наивыгоднейшей скорости со всеми работающими двигателями, определенной в 23.65, воздушный винт должен ограничивать частоту вращения вала двигателя при полностью открытом дросселе или при максимально допустимом взлетном давлении наддува величиной, не превышающей максимально допустимую взлетную частоту вращения.

(2) В процессе планирования с закрытым дросселем, при непревышаемой скорости (V_{NE} или V_{MO}), обозначенной на трафарете, воздушный винт не должен вызывать раскрутку двигателя более чем до 110% частоты вращения максимального продолжительного режима.

(c) Воздушные винты изменяемого в полете шага без регулятора постоянной частоты вращения. Каждый воздушный винт, шагом которого можно управлять в полете, но не имеющий регулятора постоянной частоты вращения, должен иметь средства ограничения пределов шага с тем, чтобы:

(1) При наименьшем возможном шаге соблюдалось соответствие пункту (b)(1) настоящего параграфа; и

(2) При наибольшем возможном шаге соблюдалось соответствие пункту (b)(2) настоящего параграфа.

(d) Воздушные винты изменяемого в полете шага с регулятором постоянной частоты вращения. Каждый воздушный винт изменяемого в полете шага с регулятором постоянной частоты вращения должен иметь:

(1) При работающем регуляторе - находящиеся в регуляторе средства для ограничения максимальной частоты вращения вала двигателя величиной, равной максимально допустимой взлетной частоте вращения.

(2) При неработающем регуляторе, минимальном шаге лопастей воздушного винта и работе двигателя на режиме взлетной мощности, при стоянке самолета и отсутствии ветра:

(i) Средства для ограничения максимальной частоты вращения вала двигателя величиной 103% от максимально допустимой взлетной частоты вращения; или

(ii) Для двигателя с одобренной величиной превышения скорости вращения - средства для ограничения частоты вращения вала двигателя и винта до величины не более одобренной.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

23.45. Общие положения

(a) Если нет других указаний, требования данного подраздела к летным характеристикам должны удовлетворяться:

(1) В спокойном воздухе и в условиях стандартной атмосферы; и

(2) В условиях конкретной окружающей атмосферы для самолетов переходной категории, для самолетов с поршневыми двигателями и максимальным весом более чем 2720 кг и для самолетов с газотурбинными двигателями.

(b) Если нет других указаний, требования данного подраздела к характеристикам взлета и посадки должны удовлетворяться при следующих условиях:

(1) До высоты аэродрома над уровнем моря 3000 м.

(2) При температуре окружающего воздуха выше стандартной на 30 °C - для самолетов с поршневыми двигателями с весом 2720 кг и менее.

(3) Для самолетов с поршневыми двигателями, максимальным весом 2720 кг и более, а также для самолетов с газотурбинными двигателями - при температуре окружающего воздуха выше стандартной на 30 °C или температуре, при которой определяется соответствие требованиям 23.1041 - 23.1047 к системам охлаждения (если эта температура ниже).

(c) Характеристики самолета должны быть определены при установке створок капота или средств управления системой охлаждения двигателя воздухом в положение, соответствующее требованиям параграфов 23.1041 - 23.1047.

(d) Располагаемая эффективная тяга должна соответствовать мощности или тяге двигателя, не превышающей установленную мощность или тягу, минус:

(1) Потери на установку; и

(2) Мощность или эквивалентная тяга, поглощаемые агрегатами и оборудованием применительно к конкретным окружающим атмосферным условиям и конкретному режиму полета.

(e) Летные характеристики, на которые влияет мощность или тяга двигателя, должны определяться при относительной влажности воздуха:

(1) 80% - при температуре стандартной атмосферы и ниже.

(2) От 80% - при температуре стандартной атмосферы, линейно изменяющейся до 34% - при температуре на 28 °C выше температуры стандартной атмосферы и при более высокой температуре.

(f) Если не предписано иное, определение дистанций взлета и посадки, изменения конфигурации, скорости и тяги двигателя(ей) должны соответствовать процедурам, установленным Заявителем для эксплуатации. Эти процедуры должны быть такими, чтобы их мог выполнить экипаж средней квалификации.

(g) Дистанции взлета и разбега, дистанции прерванного взлета, посадочные дистанции должны быть установлены для ровной, сухой и твердой ВПП.

Примечание. Если самолет эксплуатируется на грунтовых и снежных аэродромах, дистанции взлета и разбега, дистанции прерванного взлета, посадочные дистанции должны быть определены и приведены в РЛЭ в соответствии с 23.1583(p).

(h) К самолетам переходной категории относится также следующее:

(1) Если не предписано иное, Заявитель должен выбрать конфигурации самолета, применяемые при взлете, полете по маршруту, заходе на посадку и посадке.

(2) Конфигурация самолета может варьироваться в зависимости от веса, высоты и температуры таким образом, чтобы быть совместимой с эксплуатационными процедурами, требуемыми в пункте (h)(3) настоящего параграфа.

(3) Если не предписано иное, определение характеристик взлета при неработающем

критическом двигателе (траектории набора высоты после взлета, дистанции прерванного взлета, взлетной дистанции и посадочной дистанции), изменения конфигурации самолета, скорости, мощности и тяги следует производить в соответствии с процедурами, установленными Заявителем для эксплуатационных условий.

(4) Должны быть установлены процедуры выполнения ухода на второй круг, соответствующие условиям, предписанным в пунктах 23.67(c)(4) и 23.77(c).

(5) Процедуры, установленные в пунктах (h)(3) и (h)(4) настоящего параграфа, должны:

(i) Быть такими, чтобы их мог уверенно выполнять экипаж средней квалификации в атмосферных условиях, которые обычно встречаются в эксплуатации;

(ii) Использовать методы или устройства, которые являются безопасными и надежными; и

(iii) Включать допуск на любые реально возможные задержки по времени при выполнении этих процедур.

23.49. Скорость сваливания

(a) Скорости V_{S0} и V_{S1} являются индикаторной земной скоростью сваливания, если таковая достижима, или минимальной скоростью установившегося полета, на которой самолет управляем при следующих условиях:

(1) На самолетах с поршневыми двигателями - двигатели на режиме малого газа, дроссели закрыты или находятся в положении, соответствующем нулевой тяге и менее, при скорости не выше 110% скорости сваливания.

(2) На самолетах с газотурбинными двигателями - эффективная тяга не должна быть выше нулевой при скорости сваливания или (если результирующая тяга не оказывает заметного влияния на скорость сваливания) - двигатели на режиме малого газа.

(3) Воздушный(ые) винт(ы) (если имеются) во взлетном положении.

(4) Конфигурация самолета такая же, как на испытаниях, при которых используется V_{S0} и V_{S1}.

(5) Центр тяжести самолета в положении, при котором достигаются наибольшие значения V_{S0} и V_{S1}; и

(6) Вес самолета, равный весу, при котором скорости V_{S0} и V_{S1} используются в качестве критерия для определения соответствия требуемым летным характеристикам.

(b) Скорости V_{S0} и V_{S1} должны определяться в летных испытаниях в соответствии с процедурами, установленными в 23.201.

(c) За исключением изложенного в пункте (d) настоящего параграфа, скорость V_{S0} при максимальном весе не должна превышать 113 км/ч для:

(1) Однодвигательных самолетов; и

(2) Многодвигательных самолетов с максимальным весом 2720 кгс и менее, которые не могут выполнить условия минимальной скороподъемности, установленной в 23.67(a)(1) при неработающем критическом двигателе.

(d) Все однодвигательные самолеты и те многодвигательные с максимальным весом 2720 кгс и менее, у которых скорость сваливания V_{S0} превышает 113 км/ч и которые не удовлетворяют требованиям 23.67(a)(1), должны удовлетворять требованиям 23.562(d).

23.51. Скорости взлета

Скорость V_R есть скорость, на которой с помощью руля высоты пилот начинает изменять угловое положение самолета для создания угла тангажа, при котором происходит отрыв от ВПП или поверхности воды.

(a) К самолетам нормальной, многоцелевой и акробатической категорий относится следующее:

(1) Для многодвигательных самолетов V_R не должна быть меньше, чем большая из $1,05V_{MCG}$, $1,05V_{MC}$ или $1,1V_{S1}$.

(2) Для однодвигательных самолетов скорость V_R не должна быть меньше V_{S1}; и

(3) Скорость V_R должна обеспечивать безопасность взлета при всех условиях, включая турбулентность и полный отказ критического двигателя.

(b) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий скорость по достижении высоты 15 м над уровнем взлетной поверхности должна быть не менее:

(1) Для многодвигательных самолетов - большей из:

(i) Скорости, обеспечивающей безопасность продолжения полета или аварийной посадки, если это предписано, во всех условиях, включая турбулентность и полный отказ критического двигателя.

(ii) $1,1V_{MC}$; или

(iii) $1,2V_{S1}$,

(2) Для однодвигательных самолетов - большей из:

(i) Скорости, на которой показана безопасность полета во всех условиях, включая турбулентность воздуха и полный отказ двигателя; и

(ii) $1,2V_{S1}$.

(c) К самолетам переходной категории относится следующее:

(1) Скорость принятия решения V_1 должна быть установлена в зависимости от скорости V_{EF}:

(i) Скорость отказа критического двигателя V_{EF} - это индикаторная земная скорость, на которой происходит отказ критического двигателя. Скорость V_{EF} должна выбираться Заявителем, однако она не может быть меньше, чем большая из следующих величин - $1,05V_{MC}$, установленной в соответствии с 23.149(b), или V_{MCG} установленной в соответствии с 23.149(f).

(ii) Скорость принятия решения V_1 является индикаторной земной скоростью, на которой в результате отказа двигателя или по другим причинам пилот, как предполагается, принял решение продолжить или прервать взлет. Скорость принятия решения на взлете V_1 должна выбираться Заявителем, однако она не может быть меньше скорости V_{EF} плюс изменение скорости, достигнутое при неработающем критическом двигателе в интервале времени между моментом отказа критического двигателя и моментом, когда пилот распознает отказ двигателя и реагирует на него, что проявляется введением в действие пилотом первого средства торможения в процессе определения дистанции прерванного взлета в соответствии с 23.55.

(2) Скорость V_R, выраженная в виде индикаторной земной скорости, должна выбираться Заявителем, и она не может быть меньше, чем большая из следующих скоростей:

(i) Скорости V_1.

(ii) $1,05V_{MC}$, установленной в соответствии с 23.149(b), и $1,05V_{MCG}$ установленной в соответствии с 23.149(f).

(iii) $1,1V_{S1}$; или

(iv) Скорости, определяемой в соответствии с 23.57(c)(2), позволяющей получить скорость начального набора высоты V_2 до достижения высоты 10,7 м над взлетной поверхностью.

(3) Необходимо использовать одно значение скорости V_R при доказательстве соответствия требованиям как для взлета с одним неработающим двигателем, так и взлета со всеми работающими двигателями при любых заданных условиях, таких, как вес, высота, конфигурация и температура.

(4) Безопасная скорость взлета V_2, выраженная в виде индикаторной земной скорости, должна выбираться Заявителем так, чтобы обеспечить градиент набора высоты, требуемый в 23.67(c)(1) и (c)(2), но она не должна быть меньше $1,1V_{MC}$ или меньше $1,2V_{S1}$.

(5) Должно быть доказано, что дистанция взлета при одном неработающем двигателе с использованием нормальной угловой скорости подъема носовой опоры шасси на скорости на 10 км/ч меньше V_R, установленной в соответствии с пунктами (c)(2) настоящего параграфа, не превышает соответствующую дистанцию взлета при одном неработающем двигателе, определенную в соответствии с 23.57 и 23.59(a)(1) при использовании установленного значения V_R. Взлет, выполняемый в соответствии с 23.57, должен безопасно продолжаться от точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью на скорости не более чем (V_2 - 10) км/ч.

(6) Заявитель должен доказать, что при всех работающих двигателях заметное увеличение

установленной дистанции взлета, определенной в соответствии с 23.59(a)(2), не является результатом чрезмерной угловой скорости тангажа или разбалансировки.

23.53. Характеристики взлета

(a) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий при определении дистанции взлета в соответствии с пунктом (b) настоящего параграфа должны выполняться требования 23.51(a) и (b).

(b) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий потребная дистанция взлета и набор высоты 15 м над уровнем поверхности взлета должна быть определена для любых заданных условий, таких, как вес, высота, конфигурация и температура, установленных для взлета в качестве эксплуатационных ограничений при следующих условиях:

(1) Двигатель(и) работает(ют) на взлетном режиме.

(2) Закрылки во взлетном положении.

(3) Шасси выпущено.

(c) Для самолетов переходной категории характеристики взлета, требуемые в параграфах 23.55 - 23.59, должны определяться при работе двигателя(ей) в пределах утвержденных эксплуатационных ограничений.

23.55. Дистанция прерванного взлета

Для самолетов переходной категории дистанция прерванного взлета должна определяться следующим образом:

(a) Дистанция прерванного взлета является суммой дистанций, необходимых для:

(1) Разгона самолета от точки старта с места до скорости V_{EF} со всеми работающими двигателями.

(2) Разгона самолета от скорости V_{EF} до скорости V_1 с отказавшим на скорости V_{EF} критическим двигателем; и

(3) Торможения до полной остановки самолета от точки, в которой достигается скорость V_1.

(b) Средства торможения, отличные от тормозов колес, могут быть использованы для определения дистанции прерванного взлета, если эти средства:

(1) Безопасны и надежны.

(2) Используются таким образом, что в обычных условиях эксплуатации можно ожидать получения устойчивых результатов; и

(3) Таковы, что не требуют исключительных усилий и мастерства для управления самолетом.

23.57. Траектория взлета

Для самолетов переходной категории траектория взлета определяется следующим образом:

(a) Траектория взлета простирается от точки старта с места до точки, в которой самолет находится на высоте 450 м над взлетной поверхностью или в которой заканчивается переход от взлетной конфигурации к маршрутной; и

(1) Определение траектории взлета должно основываться на методах, предписанных в 23.45.

(2) Самолет должен разгоняться по земле до скорости V_{EF}, на которой критический двигатель выключается и остается выключенным до конца взлета; и

(3) После достижения скорости V_{EF} самолет должен разгоняться до скорости V_2.

(b) При разгоне до скорости V_2 носовую опору шасси разрешается отрывать от земли на скорости не ниже V_R. Однако уборку шасси разрешается начинать только после отрыва самолета от земли.

(c) При определении траектории взлета в соответствии с пунктами (a) и (b) настоящего параграфа:

(1) Наклон воздушного участка траектории взлета должен быть положительным во всех точках.

(2) Самолет должен иметь скорость V_2 при достижении высоты 10,7 м над взлетной поверхностью и должен продолжать полет на скорости, близкой к практически достигнутой, но не меньшей V_2 до достижения самолетом высоты 120 м над взлетной поверхностью.

(3) Во всех точках траектории взлета, начиная от точки, в которой самолет достигает высоту 120 м над взлетной поверхностью, полный градиент набора высоты должен быть не меньше чем 1,2%.

(4) До достижения самолетом высоты 120 м над взлетной поверхностью, конфигурация самолета не должна изменяться, кроме уборки шасси и автоматического флюгирования воздушного винта, и нельзя производить изменений мощности или тяги, требующих действий пилота.

(d) Траектория взлета до высоты 10,7 м должна определяться посредством выполнения непрерывного демонстрационного взлета.

(e) Траектория взлета с высоты 10,7 м и выше должна определяться посредством выполнения непрерывного демонстрационного взлета или методом суммирования участков взлетной траектории. Если траектория взлета определяется методом суммирования ее участков, то:

(1) Участки должны быть четко определены и должны быть связаны с определенными изменениями конфигурации, мощности или тяги и скорости.

(2) Вес самолета, конфигурация и мощность или тяга должны быть постоянными на каждом

участке и должны соответствовать наиболее критическому условию на данном участке траектории.

(3) Траектория полета должна определяться на основе летных характеристик самолета без учета влияния земли.

23.59. Потребные дистанции взлета и разбега

Для самолетов переходной категории потребные дистанции взлета и разбега должны устанавливаться Заявителем.

(a) Потребная дистанция взлета должна быть не менее чем:

(1) Расстояние по горизонтали вдоль траектории взлета с одним отказавшим на скорости V_{EF} двигателем от старта до точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью, определяемое в соответствии с 23.57; или

(2) 115% расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета со всеми работающими двигателями от точки старта до точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью, определяемого в соответствии с 23.57.

(b) Потребная дистанция разбега должна быть не менее чем:

(1) Расстояние по горизонтали вдоль траектории взлета с одним отказавшим на скорости V_{EF} двигателем от точки, равноотстоящей от точки, в которой достигается скорость V_{LOF}, и точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью, определяемое в соответствии с 23.57.

(2) 115% расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета со всеми работающими двигателями от точки старта до точки, равноотстоящей от точки, в которой достигается скорость V_{LOF}, и точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью (определяемого по методу, указанному в 23.57).

23.61. Траектория начального набора высоты

Для самолетов переходной категории траектория начального набора высоты должна определяться следующим образом:

(a) Траектория начального набора высоты начинается на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью в конце потребной дистанции взлета, определяемой в соответствии с 23.59.

(b) Данные чистой траектории начального набора высоты должны определяться таким образом, чтобы они представляли фактические траектории начального набора высоты, определенные в соответствии с 23.57 и пунктом (a) настоящего параграфа, уменьшенные в каждой точке на градиент набора высоты, равный 0,8%.

(c) Указанное уменьшение градиента набора высоты разрешается вводить как эквивалентное уменьшение ускорения на той части траектории начального набора высоты, на которой самолет

разгоняется в горизонтальном полете.

23.63. Набор высоты. Общие положения

(a) Соответствие требованиям параграфов 23.65, 23.66, 23.67, 23.69 и 23.77 должно быть продемонстрировано с учетом следующих условий:

(1) Отсутствие влияния земли.

(2) Скорости при наборе/снижении должны быть не менее тех, которые продемонстрированы в соответствии с требованиями по охлаждению двигателей, указанными в параграфах 23.1041 - 23.1047.

(3) Если не указано иное, угол крена при одном неработающем двигателе должен быть не более 5° для выдерживания прямолинейного полета.

(b) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом 2720 кгс и менее должно быть продемонстрировано соответствие требованиям 23.65(a), 23.67(a) и 23.77(a) при выбранных максимальных взлетном и посадочном весах в стандартной атмосфере.

(c) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом более 2720 кгс, а также для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с газотурбинными двигателями должно быть продемонстрировано соответствие требованиям к характеристикам взлета и посадки для всех возможных весов, в зависимости от высоты аэродрома и температуры наружного воздуха с учетом эксплуатационных ограничений, установленных:

(1) В 23.65(b), 23.67(b)(1) и (2) - для взлета; и

(2) В 23.67(b)(2) и 23.77(b) - для посадки.

(d) Для самолетов переходной категории должно быть показано значение дистанций взлета и посадки для всех возможных весов в зависимости от высоты аэродрома и температуры наружного воздуха с учетом эксплуатационных ограничений, установленных:

(1) В 23.67(c)(1), (c)(2) и (c)(3) - для взлета; и

(2) В 23.67(c)(4) и 23.77(c) - для посадки.

23.65. Начальный набор высоты со всеми работающими двигателями

(a) Каждый самолет нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом 2720 кгс и менее должен иметь установившийся градиент набора высоты на уровне моря не менее 8,3% для сухопутных самолетов или 6,7% - для гидросамолетов и амфибий в следующих условиях:

(1) Режим работы двигателя(ей) не превышает режима максимальной продолжительной мощности.

(2) Шасси убрано.

(3) Закрылки во взлетном положении.

(4) Скорость набора высоты не менее чем большая из $1,1V_{MC}$ или $1,2V_{S1}$ для многодвигательных самолетов и не менее $1,2V_{S1}$ - для однодвигательных самолетов.

(b) Каждый самолет нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом более 2720 кгс, а также самолет нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с газотурбинным(и) двигателем(ями) должен иметь установившийся градиент набора высоты после взлета не менее 4% над уровнем взлетной поверхности при следующих условиях:

(1) Режим работы двигателя(ей) - взлетный.

(2) Шасси выпущено, за исключением случая, когда шасси убирается за время не более 7 с.

(3) Закрылки в положении, рекомендованном для взлета; и

(4) Скорость набора высоты установлена в соответствии с 23.65(a)(4).

23.66. Начальный набор высоты при взлете с одним неработающим двигателем

Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом более 2720 кгс, а также для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с газотурбинным(и) двигателем(ями) градиент набора высоты должен быть установлен для каждого веса, высоты аэродрома и температуры окружающего воздуха, которые установлены Заявителем в качестве эксплуатационных ограничений при следующих условиях:

(a) Критический двигатель не работает и его воздушный винт (если имеется) находится в положении минимального сопротивления.

(b) Режим работающего(их) двигателя(ей) - взлетный.

(c) Шасси выпущено, за исключением случая, когда шасси убирается за время не более 7 с.

(d) Закрылки в положении, рекомендованном для взлета.

(e) Полет без крена.

(f) Скорость набора высоты равна той, которая достигается на высоте 15 м при демонстрации соответствия 23.51.

23.67. Набор высоты с одним неработающим двигателем

(a) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом 2720 кгс и менее относится следующее:

(1) За исключением самолетов, к которым относятся требования, предписанные 23.562(d), каждый самолет с V_{S0}, большей 113 км/ч, должен быть способен поддерживать постоянный градиент набора высоты не менее 1,5% на высоте 1500 м над уровнем взлетной поверхности при следующих условиях:

(i) Критический двигатель не работает и его воздушный винт находится в положении минимального сопротивления.

(ii) Режим работающего(их) двигателя(ей) не превышает режима максимальной продолжительной мощности.

(iii) Шасси убрано.

(iv) Закрылки убраны; и

(v) Скорость набора высоты не менее 1,2 V_{S1}.

(2) Для самолетов, у которых удовлетворяются требования, предписанные 23.562(d), и самолеты с V_{S0}, меньшей 113 км/ч, постоянный градиент набора высоты или снижения на высоте 1500 м над уровнем взлетной поверхности должен устанавливаться при следующих условиях:

(i) Критический двигатель не работает и его воздушный винт находится в положении минимального сопротивления.

(ii) Режим работающего(их) двигателя(ей) не превышает режима максимальной продолжительной мощности.

(iii) Шасси убрано.

(iv) Закрылки убраны; и

(v) Скорость набора высоты не менее 1.2 V_{S1}.

(b) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом более 2720 кгс, а также для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с газотурбинным(и) двигателем(ями):

(1) Постоянный градиент набора высоты на высоте 120 м над уровнем взлетной поверхности должен быть положительным при следующих условиях:

(i) Критический двигатель не работает и его воздушный винт (если имеется) находится в положении минимального сопротивления.

(ii) Режим работающего(их) двигателя(ей) взлетный.

(iii) Шасси убрано.

(iv) Закрылки в положении, рекомендованном для взлета; и

(v) Скорость набора высоты равна той, которая достигается на высоте 15 м при демонстрации соответствия 23.51.

(2) Постоянный градиент набора высоты должен быть не менее 0,75% на высоте 450 м над уровнем взлетной или посадочной поверхности при следующих условиях:

(i) Критический двигатель не работает и его воздушный винт (если имеется) находится в положении минимального сопротивления.

(ii) Режим работающего(их) двигателя(ей) не превышает режима максимальной продолжительной мощности.

(iii) Шасси убрано.

(iv) Закрылки убраны; и

(v) Скорость набора высоты не менее $1,2V_{S1}$.

(c) К самолетам переходной категории относится следующее.

(1) Взлет; шасси выпущено. Установившийся градиент набора высоты на уровне взлетной поверхности должен быть положительным при следующих условиях:

(i) Критический двигатель не работает и его воздушный винт находится в положении, которое устанавливается быстро и автоматически после отказа двигателя.

(ii) Режим работающего двигателя взлетный.

(iii) Шасси выпущено, створки шасси открыты.

(iv) Закрылки в положении, рекомендованном для взлета.

(v) Полет выполняется без крена; и

(vi) Скорость набора высоты V_2.

(2) Взлет; шасси убрано. На высоте 120 м над уровнем взлетной поверхности установившийся градиент набора высоты должен быть не менее 2,0% при следующих условиях:

(i) Критический двигатель не работает и его воздушный винт находится в положении, которое устанавливается быстро и автоматически после отказа двигателя.

(ii) Режим работающего двигателя взлетный.

(iii) Шасси убрано.

(iv) Закрылки в положении, рекомендованном для взлета.

(v) Скорость набора высоты V_2.

(3) Набор высоты в крейсерской конфигурации. Установившийся градиент набора высоты на высоте, превышающей уровень взлетной или посадочной поверхности на 450 м, должен быть не менее 1,2% при следующих условиях:

(i) Критический двигатель не работает и его воздушный винт находится в положении минимального сопротивления.

(ii) Режим работающего двигателя не выше максимального продолжительного.

(iii) Шасси убрано.

(iv) Закрылки убраны.

(v) Скорость, рекомендованная для набора высоты, но не менее V_2.

(4) Уход на второй круг. На высоте 120 м над уровнем посадочной поверхности установившийся градиент набора высоты должен быть не менее 2,1% при следующих условиях:

(i) Критический двигатель не работает и его воздушный винт находится в положении минимального сопротивления.

(ii) Режим работающего двигателя взлетный.

(iii) Шасси убрано.

(iv) Закрылки в положении захода на посадку, при которых скорость V_{S1} не превышает 110% от скорости V_{S1}, соответствующей положению закрылков при заходе на посадку со всеми работающими двигателями; и

(v) Скорость набора высоты устанавливается в соответствии с нормальными процедурами посадки, но не должна превышать $1,5V_{S1}$.

23.69. Набор высоты (снижение) в крейсерской конфигурации

(a) Все двигатели работают. Установившийся градиент набора высоты и вертикальная скорость набора высоты должны быть определены при всех весах, высотах и температурах окружающего воздуха в соответствии с ограничениями, установленными Заявителем при следующих условиях:

(1) Режим двигателя(ей) не выше максимальной продолжительной мощности.

(2) Шасси убрано.

(3) Закрылки убраны; и

(4) Скорость набора не менее $1,3V_{S1}$.

(b) Отказ одного двигателя. Установившийся градиент набора высоты/снижения должен быть определен при всех весах, высотах и температурах окружающего воздуха в соответствии с

ограничениями, установленными Заявителем при следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает и его воздушный винт (если имеется) находится в положении минимального сопротивления.

(2) Режим работающего(их) двигателя(ей) не выше максимальной продолжительной мощности.

(3) Шасси убрано.

(4) Закрылки убраны; и

(5) Скорость набора не менее $1,2V_{S1}$ или $1,1V_{MC}$.

23.71. Планирование однодвигательного самолета

Должны быть определены горизонтальное расстояние, проходимое в спокойном воздухе при планировании на участке с перепадом высот 300 м с неработающим критическим двигателем, и скорость, при которой это достигается. Воздушный винт (если имеется) должен находиться в положении минимального сопротивления, шасси и механизация крыла - в положении, которое при выключенном двигателе обеспечивает получение приемлемых характеристик планирования.

23.73. Скорости, рекомендованные для захода на посадку

(a) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом 2720 кг и менее скорость V_{REF}, рекомендованная для захода на посадку, должна быть не менее чем большая из: V_{MC}, определенная в соответствии с 23.149(b) при закрылках, установленных во взлетное положение, и $1,3V_{S0}$.

(b) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом более 2720 кг, а также для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с газотурбинным(и) двигателем(ями) рекомендованная для захода на посадку скорость V_{REF} должна быть не менее чем большая из: V_{MC}, определенная в соответствии с 23.149(c), и $1,3V_{S0}$.

(c) Для самолетов переходной категории рекомендованная для захода на посадку скорость V_{REF} должна быть не менее чем большая из: $1,05\ V_{MC}$, определенная в соответствии с 23.149(c), и $1,3\ V_{S0}$.

23.75. Посадочная дистанция

Посадочная дистанция - расстояние по горизонтали от точки на высоте 15 м над посадочной поверхностью до полной остановки - должна быть определена при стандартной температуре для каждого веса и каждой высоты, установленной в качестве эксплуатационного ограничения в следующих условиях:

(a) Установившееся планирование при заходе на посадку должно выдерживаться до высоты 15 м с земной индикаторной скоростью не менее чем V_{REF}, установленной в соответствии с

23.73(a), (b) или (c), что приемлемо.

(1) Постоянное снижение до высоты 15 м должно происходить с градиентом не более чем 5,2% (3°).

(2) Если Заявитель может продемонстрировать испытаниями безопасное постоянное снижение с большей крутизной, чем 5,2%, до высоты 15 м, то этот градиент должен быть установлен как эксплуатационное ограничение, указан в РЛЭ и его значение должно легко определяться пилотом на предназначенном для этого приборе.

Примечание. Для самолетов со скоростями захода на посадку менее 200 км/ч допускается определять посадочную дистанцию с высоты:

a) 9 м при градиенте снижения 5,2%;

b) 15 м при градиенте снижения более 5,2%, но не более 10%.

(b) Посадочная конфигурация самолета должна сохраняться в течение всего маневра посадки.

(c) Посадка должна выполняться без превышения допустимых вертикальных перегрузок или стремления к подпрыгиванию, "козлению", капотированию и неуправляемому развороту на земле и воде.

(d) Должно быть показано, что безопасный переход к условиям ухода на второй круг, указанным в 23.77, может быть выполнен исходя из условий, существующих на высоте 15 м при максимальном посадочном весе, или при максимальном посадочном весе для высоты и температуры, соответствующих 23.63(c)(2) или (d)(2), что приемлемо.

(e) Торможение колес шасси должно производиться так, чтобы не происходило сильного изнашивания тормозов или колес.

(f) Средства, отличающиеся от колесных тормозов, могут быть использованы, если эти средства:

(1) Безопасны и надежны.

(2) Используются таким образом, что можно ожидать устойчивых результатов в эксплуатации.

(g) Если использование каких-либо средств торможения самолета на сухой ВПП зависит от работы двигателя(ей) и посадочная дистанция возрастает при неработающем двигателе, то посадочная дистанция в этом случае должна определяться при неработающем двигателе, если не применяются другие компенсирующие средства, которые обеспечивают получение посадочной дистанции не более той, которая получена при всех работающих двигателях. На ВПП, покрытых осадками, допускается определение посадочной дистанции при использовании средств торможения самолета, зависящих от работы двигателя(ей), если показано, что посадка не требует исключительного мастерства или исключительно благоприятных условий.

(a*) Если дополнительные средства торможения приводятся в действие не автоматически и

летными испытаниями не доказано, что их применение до касания не может привести к нежелательным последствиям, то начало их применения допускается не ранее чем через 3 секунды от момента касания самолетом взлетно-посадочной поверхности.

(b*) На основании посадочных дистанций, указанных выше в настоящем параграфе, определяются потребные посадочные дистанции для следующих условий эксплуатации:

(1) Для сухих взлетно-посадочных полос потребная посадочная дистанция должна быть не менее посадочной дистанции, умноженной на коэффициент:

(i) 1,67 - для основных аэродромов.

(ii) 1,43 - для запасных аэродромов.

(2) Для взлетно-посадочных полос, покрытых атмосферными осадками, потребная посадочная дистанция должна быть не менее:

(i) Посадочной дистанции при посадке на ВПП с рассматриваемым состоянием поверхности, умноженной на коэффициент 1,43.

(ii) Потребной посадочной дистанции, определенной в пункте (b*)(1)(i) настоящего параграфа.

(3) В том случае, когда в летных испытаниях определение посадочных дистанций на мокрых ВПП не производилось, потребная посадочная дистанция должна быть не менее потребной посадочной дистанции для сухих ВПП, умноженной на коэффициент 1,15.

23.77. Уход на второй круг

(a) Каждый самолет нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями с максимальным весом 2720 кгс и менее должен иметь вертикальную скорость не менее 1 м/с, а установившийся градиент набора высоты на уровне моря должен быть не менее 3,3% при следующих условиях:

(1) Режим работы двигателя(ей) взлетный.

(2) Шасси выпущено.

(3) Закрылки в посадочном положении, за исключением случая, если закрылки можно безопасно убрать не более чем за 2 с без потери высоты и без резких изменений угла атаки, то они могут находиться в убранном положении;

(4) Скорость V_{REF} в соответствии с 23.73(a).

(b) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневым(ми) двигателем(ями) с максимальным весом более 2720 кгс, а также для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с газотурбинным(и) двигателем(ями) установившийся градиент набора высоты над уровнем посадочной поверхности должен быть не менее 2,5% и вертикальная скорость не менее 1 м/с при следующих условиях:

(1) Мощность или тяга двигателя(ей) не более, чем получаемая через 8 с после начала перемещения секторов газа из положения полетного малого газа в положение, рекомендованное для ухода на второй круг.

(2) Шасси выпущено.

(3) Закрылки в посадочном положении.

(4) Скорость набора высоты (V_{REF}) в соответствии с 23.73(b).

(c) Для самолетов переходной категории установившийся градиент набора высоты должен быть не менее 3,2% над уровнем посадочной поверхности в следующих условиях:

(1) Мощность или тяга двигателей, получаемая через 8 с после начала перемещения секторов газа из положения полетного малого газа в положение, рекомендованное для ухода на второй круг.

(2) Шасси выпущено.

(3) Закрылки в посадочном положении.

(4) Скорость набора высоты (V_{REF}) в соответствии с 23.73(c).

ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

23.141. Общие положения

Самолет должен удовлетворять требованиям параграфов 23.143 - 23.253 при любой возможной в практике нагрузке и на всех эксплуатационных высотах, запрашиваемых при сертификации, включая максимальную эксплуатационную высоту, утвержденную в 23.1527, без необходимости исключительного мастерства, быстроты реакции и чрезмерных усилий пилота.

УПРАВЛЯЕМОСТЬ И МАНЕВРЕННОСТЬ

23.143. Общие положения

(a) Самолет должен безопасно управляться и выполнять маневры при:

(1) Взлете.

(2) Наборе высоты.

(3) Горизонтальном полете.

(4) Снижении; и

(5) Уходе на второй круг.

(6) Посадке (на повышенной тяге и с убранным газом) с выпущенными и убранными закрылками.

(b) Должна быть обеспечена возможность плавного перехода от одного режима полета к другому (включая развороты и скольжения) без опасности превышения предельной перегрузки на всех возможных режимах эксплуатации (включая условия, обычно возникающие при внезапном отказе любого двигателя многодвигательного самолета).

(c) Если существуют предельные условия вследствие больших усилий на рычагах управления самолетом, то в летных испытаниях должны быть получены количественные величины этих усилий, которые не должны превышать значений, указанных в таблице.

Условия приложения усилий на рычагах управления	Величина усилий на ручке, штурвале и педалях при маневре		
	по тангажу, кгс (фунт)	по крену, кгс (фунт)	по курсу, кгс (фунт)
(a) Кратковременно			
Ручка управления, штурвал	27,0 (60)	14,0 (30)	-
Усилие, прикладываемое к ободу двумя руками	34,0 (75)	23,0 (50)	-
Усилие, прикладываемое к ободу одной рукой	23,0 (50)	12 (25)	-
Педаль руля направления	-	-	68,0 (150)
(b) Продолжительно	4,5 (10)	2,5 (5)	9,0 (20)

23.145. Продольное управление

(a) На самолете, сбалансированном на скорости, близкой к $1,3V_{S1}$, при скорости ниже балансировочной, должна быть обеспечена возможность привычными действиями рычагом управления рулем высоты опустить нос самолета настолько, чтобы нарастание воздушной скорости создавало быстрый разгон до балансировочной скорости при следующих условиях:

(1) Двигатель(и) работает(ют) на максимальном продолжительном режиме.

(2) Газ убран; и

(3) Закрылки и шасси:

(i) Убраны; и

(ii) Выпущены.

(b) Без изменения балансировки и не прилагая на рычаги управления усилий, более указанных в 23.143(c), и которые можно создать одной рукой в течение короткого промежутка времени, требуется выполнение следующих маневров:

(1) При выпущенном шасси, убранных закрылках и при балансировке самолета на скорости, близкой к $1,4V_{S1}$, выпустить полностью закрылки как можно быстрее; при этом допускается изменение скорости от $1,4V_{S1}$ до $1,4V_{S0}$.

(i) Режим двигателя(ей) - малый газ.

(ii) Режим двигателя(ей) - необходимый для горизонтального полета в начальных условиях.

(2) На самолете, сбалансированном на скорости, близкой к $1,3V_{S0}$, при выпущенных шасси и закрылках, с режима двигателя(ей) - малый газ - быстро увеличить мощность или тягу до взлетной, убрать закрылки как можно быстрее в положение, рекомендованное для ухода на второй круг. Допускается изменение скорости от $1,3V_{S0}$ до $1,3V_{S1}$. Шасси убирается при положительном угле набора высоты.

(3) В горизонтальном полете на скорости $1,1V_{S0}$ самолета с выпущенными закрылками и шасси, сбалансированного (если это возможно) на этой или близкой скорости, должна быть обеспечена возможность выдерживать приблизительно горизонтальный полет при быстрой уборке закрылков, увеличивая при необходимости режим работы двигателя(ей), но не превышая максимально продолжительного. Если предусмотрено промежуточное положение закрылков, уборка закрылков может быть продемонстрирована с остановкой в этих промежуточных положениях с изменением тяги для выполнения горизонтального полета и балансировкой самолета в новом положении на скорости $1,1V_{S1}$, для соответствующей конфигурации при перемещении закрылков:

(i) Из полностью выпущенного положения во все возможные промежуточные положения.

(ii) Из промежуточных положений в убранное.

(iii) Из наименее выпущенного положения в убранное.

(4) С режима работы двигателя(ей) - малый газ, при убранных закрылках и шасси и при балансировке самолета на скорости, близкой к $1,4V_{S1}$, быстро увеличить режим двигателя(ей) до взлетного, поддерживая скорость постоянной.

(5) При убранном газе, выпущенных закрылках и шасси, при балансировке самолета на скорости, близкой к V_{REF}, достичь и выдерживать воздушную скорость от $1,1V_{S0}$ до меньшей из скоростей: $1,7V_{S0}$ или V_{FE}; при этом требуется, чтобы усилия не превышали указанных в 23.143(c) (при наличии штурвала не должны быть превышены усилия, прикладываемые к ободу двумя руками).

(6) В полете на максимальной взлетной мощности с убранным шасси, закрылками во

взлетном положении, при балансировке на скорости, близкой к V_{FE}, установленной для самолета с закрылками во взлетном положении, убрать закрылки как можно быстрее, сохраняя скорость постоянной.

(c) На скорости между V_{MO}/M_{MO} и максимальной скоростью, установленной в соответствии с 23.251, должна быть продемонстрирована возможность выхода из завалов, без превышения перегрузки $n_y = 1,5$ или неумышленного превышения скорости.

(d) Должна быть обеспечена возможность при воздействии пилота на рычаги управления с усилием, не превышающим 5 кгс, выдерживать скорость не более скорости V_{REF} в процессе планирования с убранным газом, выпущенными закрылками и шасси, при всех весах самолета, включая максимальный.

(e) Должна быть обеспечена возможность, применяя обычные рычаги управления полетом и газом, за исключением указанных в пунктах (e)(1) и (e)(2) настоящего параграфа, устанавливать нулевую скорость снижения при пространственном положении самолета, пригодном для выполнения управляемой посадки без превышения эксплуатационных и прочностных ограничений самолета:

(1) На однодвигательных и многодвигательных самолетах - без использования основной системы продольного управления.

(2) На многодвигательных самолетах:

(i) Без использования основной системы путевого управления.

(ii) Без использования основной системы продольного и путевого управления, если единичный отказ любого одного соединительного или передаточного звена способен затронуть работу основных систем как продольного, так и путевого управления.

23.147. Путевое и поперечное управление

(a) Для всех многодвигательных самолетов должна быть обеспечена возможность, сохраняя крен в пределах 5°, безопасно выполнять резкое изменение курса в обоих направлениях. Это должно быть показано на скорости $1,4V_{S1}$ с изменением курса до 15° (но не превышая угол, при котором усилия на педалях от руля направления соответствуют пределу, указанному в 23.143), при следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает и воздушный винт (если имеется) находится в положении минимального сопротивления.

(2) Работающий(ие) двигатель(и) - на режиме не выше максимальной продолжительной мощности.

(3) Шасси:

(i) Убрано; и

(ii) Выпущено.

(4) Закрылки убраны.

(b) Для всех многодвигательных самолетов устойчивость и управляемость должны быть такими, чтобы не допустить крена более 45° или достижения опасного положения в случае внезапного отказа двигателя (с учетом 2 с невмешательства в управление) и обеспечить возможность возвращения самолета в первоначальное положение при следующих условиях:

(1) Режим работы двигателей - максимальная продолжительная мощность.

(2) Закрылки убраны.

(3) Шасси убрано.

(4) Скорость соответствует показанной по требованию 23.69(a).

(5) Положение органов управления всех воздушных винтов (если они имеются) соответствует требованиям 23.69(a).

(c) Для любого самолета должно быть показано, что он безопасно управляется без использования основной системы поперечного управления при всех режимах работы двигателей, при всех утвержденных эксплуатационных скоростях и высотах. Должно быть показано, что летные характеристики самолета не ухудшаются ниже уровня, потребного для безопасного продолжения полета и выполнения управляемой посадки, без превышения эксплуатационных и прочностных ограничений. Если единичный отказ соединения или передающего звена в системе поперечного управления является причиной ухудшения работы другой системы управления, то соответствие требованиям должно быть показано при отказах в другой системе.

23.149. Минимальная эволютивная скорость

(a) V_{MC} - минимальная эволютивная скорость взлета - является индикаторной земной скоростью, при которой в случае внезапного отказа критического двигателя обеспечивается возможность сохранения управления самолетом с неработающим двигателем и выдерживания режима прямолинейного полета на этой скорости с креном не более 5°. Способность к выдерживанию прямолинейного установившегося полета на V_{MC} в постоянной конфигурации с углом крена не более 5° должна быть продемонстрирована. Способ, применяемый для имитации отказа двигателя, должен отражать наиболее критический, с точки зрения управляемости, вид отказа силовой установки, возможный в эксплуатации.

(b) Скорость V_{MC}, не превышающая $1,2V_{S1}$ (где V_{S1} определяется при максимальном взлетном весе), должна быть определена при неблагоприятных весе и центровке и при отсутствии влияния земли, для взлетной конфигурации при следующих условиях:

(1) Двигатели работают на режиме максимальной располагаемой взлетной мощности или тяги.

(2) Самолет сбалансирован для взлета.

(3) Закрылки в положении, рекомендованном для взлета.

(4) Шасси убрано.

(5) Управление всех воздушных винтов (если они имеются) в позиции, рекомендованной для взлета.

(c) За исключением самолетов с поршневыми двигателями весом 2720 кгс и менее, все самолеты должны соответствовать пункту (a) настоящего параграфа, а скорость V_{MC} должна определяться также для посадочной конфигурации при следующих условиях:

(1) Двигатели работают на режиме максимальной располагаемой взлетной мощности или тяги.

(2) Самолет сбалансирован на скорости V_{REF}, рекомендованной для захода на посадку со всеми работающими двигателями, и при работе двигателей на режиме, необходимом для снижения с градиентом, соответствующим требованиям 23.75.

(3) Закрылки в посадочном положении.

(4) Шасси выпущено.

(5) Управление всех воздушных винтов (если они имеются) в позиции, рекомендованной для захода на посадку со всеми работающими двигателями.

(d) Минимальная скорость преднамеренного выключения критического двигателя должна быть установлена и предъявлена как безопасная скорость преднамеренного выключения одного двигателя V_{SSE}.

(e) При скорости V_{MC} усилия на педалях руля направления, потребные для сохранения управляемости, не должны превышать 68 кгс и не должна возникать необходимость уменьшения мощности или тяги работающих двигателей. В случае если усилия на педалях равны 68 кгс, скорость V_{MC} равна значению, при котором достигается это ограничение. В процессе маневра самолет не должен выходить на опасные углы и должна быть обеспечена возможность предотвращения ухода с курса на угол больше 20°.

Все это должно достигаться без необходимости применения особых методов пилотирования и без возникновения недопустимых по оценке пилота изменений характеристик устойчивости и управляемости.

(f) V_{MCG} - минимальная эволютивная скорость разбега - является индикаторной земной скоростью, на которой при внезапном отказе критического двигателя в процессе разбега имеется возможность сохранения управления самолетом с помощью только аэродинамических органов управления (без использования управления колесом передней опоры и без превышения усилий на педалях 68 кгс), для безопасного продолжения взлета при обычных методах пилотирования. С момента отказа критического двигателя, при условии, что разбег осуществляется по осевой линии ВПП, и до момента вывода самолета на направление, параллельное курсу взлета, самолет не должен отклоняться в любой точке от осевой линии больше чем на 10 м. Скорость V_{MCG} определяется при следующих условиях:

(1) Конфигурация - все заявленные взлетные конфигурации или наиболее критичная конфигурация, выбранная Заявителем.

(2) Двигатели работают на режиме максимальной располагаемой взлетной мощности или тяги.

(3) Центровка - наиболее неблагоприятная.

(4) Самолет сбалансирован для взлета.

(5) Вес - наиболее неблагоприятный в пределах взлетных весов.

23.151. Фигуры высшего пилотажа

Все самолеты акробатической и многоцелевой категорий должны быть в состоянии безопасно выполнять фигуры высшего пилотажа, на которые запрашивается сертификат. Должны быть определены безопасные скорости ввода в эти фигуры.

23.153. Управление при посадке

Должна быть обеспечена возможность в посадочной конфигурации безопасно выполнять посадку без превышения усилий, предписанных в 23.143(c), при заходе на посадку:

(a) Со скоростью на 10 км/ч ниже V_{REF}.

(b) На сбалансированном самолете или в состоянии, как можно более близком к сбалансированному без изменения балансировки в процессе маневра.

(c) При снижении с градиентом, который используется для определения посадочной дистанции в соответствии с 23.75.

(d) Только с таким изменением мощности или тяги, которые потребовались бы при нормальном заходе на посадку на скорости V_{REF}.

23.155. Усилия управления рулем высоты при маневрах

(a) Усилие на рычаге управления рулем высоты, необходимое для достижения максимальной положительной маневренной перегрузки в зависимости от максимального веса (G, кгс), должно быть не ниже чем:

(1) При штурвальном управлении - большей из двух величин: G/100 кгс, или 9 кгс, но не требуется, чтобы оно было более 23 кгс; или

(2) При управлении ручкой - большей из двух величин: G/140 кгс, или 7 кгс, но не требуется, чтобы оно было более 16 кгс.

(b) Требования пункта (a) настоящего параграфа должны удовлетворяться в полете с убранными закрылками и шасси, при 75% максимальной продолжительной мощности для поршневых двигателей или при максимальной продолжительной мощности для самолетов с ГТД,

в каждом из следующих случаев:

(1) При развороте, после того как самолет сбалансирован в полете без крена на скорости V_A.

(2) При развороте, после того как самолет сбалансирован в полете на максимальной скорости, за исключением того, что указанная скорость не должна превышать V_{NE} или V_{MO}/M_{MO} (что подходит).

(c) Не должно быть чрезмерного уменьшения градиента усилия на рычаге управления при увеличении абсолютного значения перегрузки.

23.157. Угловая скорость крена

(a) Взлет. Должна быть обеспечена возможность, используя наиболее благоприятную комбинацию рычагов управления, из установившегося разворота с креном 30° изменять крен на 60° для изменения направления разворота на противоположное в пределах:

(1) На самолетах с максимальным весом 2720 кгс и менее - не более 5 с от начала изменения крена; и

(2) На самолетах с максимальным весом (G, кгс) более 2720 кгс - [(G + 230) / 590] с, но не более 10 с.

(b) Требование пункта (a) настоящего параграфа должно удовлетворяться при кренении самолета в любом направлении в следующих условиях:

(1) Закрылки во взлетном положении.

(2) Шасси убрано.

(3) На однодвигательных самолетах - максимальная взлетная мощность или тяга, на многодвигательных самолетах - неработающий критический двигатель, а его воздушный винт (если имеется) - в положении минимального сопротивления, и максимальная взлетная мощность или тяга остальных двигателей; и

(4) Самолет сбалансирован на скорости, равной наибольшей из $1,2V_{S1}$ или $1,1V_{MC}$ (V_2) или, насколько это возможно, наиболее близкой к ней.

(c) Заход на посадку. Должна быть обеспечена возможность, используя наиболее благоприятную комбинацию рычагов управления, из установившегося разворота с креном 30° изменять крен на 60° для изменения направления разворота на противоположное в пределах:

(1) На самолетах с максимальным весом 2720 кгс и менее - не более 4 с от начала изменения крена; и

(2) На самолетах с максимальным весом (G, кгс) более 2720 кгс - [(G + 1280) / 1000] с, но не более 7 с.

(d) Требование пункта (c) настоящего параграфа должно удовлетворяться при кренении

самолета в любом направлении в следующих условиях:

(1) Закрылки в посадочном положении.

(2) Шасси выпущено.

(3) При работе всех двигателей на режиме, обеспечивающем заход на посадку с углом 3°; и

(4) Самолет сбалансирован на скорости V_{REF}.

БАЛАНСИРОВКА

23.161. Балансировка

(a) Общие положения. Самолет должен отвечать требованиям к балансировке, указанным в настоящем параграфе, без дальнейшего приложения усилий, а также перемещения пилотом или автоматическими устройствами основных рычагов управления или соответствующих органов управления балансировкой.

Кроме того, другие условия - изменение загрузки, конфигурации, скорости полета или управления режимом работы двигателя(ей) - не должны утомлять пилота или приводить к необходимости прилагать длительные усилия к органам управления, превышающие указанные в 23.143(c).

Это относится к нормальным условиям эксплуатации самолета и к условиям, связанным с отказом одного двигателя, для которых определены летно-технические характеристики.

(b) Поперечная и путевая балансировка. Должна обеспечиваться поперечная и путевая балансировка самолета в горизонтальном полете при убранных закрылках и шасси при следующих условиях:

(1) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий - на меньшей из скоростей $0,9V_H$, V_{NO} или V_{MO}/M_{MO}.

(2) Для самолетов переходной категории на скоростях от $1,4V_{S1}$ до меньшей из V_H или V_{MO}/M_{MO}.

(c) Продольная балансировка. Должна обеспечиваться продольная балансировка во всех указанных ниже условиях:

(1) Набор высоты:

(i) На взлетном режиме при скорости, используемой для определения характеристик набора высоты в соответствии с 23.65, с убранным шасси и при взлетном положении закрылков.

(ii) На режиме максимальной продолжительной мощности и в конфигурации, используемой для определения характеристик набора высоты в соответствии с 23.69(a).

(2) Горизонтальный полет с убранными закрылками и шасси, выполняемый на скоростях от

$1,4V_{S1}$ до меньшей из V_H или V_{NO}, или V_{MO}/M_{MO} (что применимо).

(3) Режим снижения на скорости V_{NO} или V_{MO}/M_{MO} (что применимо) с двигателем(ями), работающим(и) на режиме малого газа, шасси и закрылки убраны.

(4) Заход на посадку с выпущенным шасси и

(i) С градиентом снижения 5,2% (3°), при убранных закрылках на скорости $1,4V_{S1}$.

(ii) С градиентом снижения 5,2% (3°), на скорости V_{REF} и при положении закрылков в посадочном положении.

(iii) В режиме снижения, используемом для показа соответствия требованиям 23.75, на скорости V_{REF}, с закрылками в посадочном положении.

(d) Кроме того, для многодвигательных самолетов должны обеспечиваться продольная и путевая балансировки, а усилия на рычаге управления от элеронов не должны превышать 2,5 кгс на скорости, используемой для доказательства соответствия требованиям 23.67(a), (b)(2) или (c)(3), при следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает, воздушный винт (если имеется) в положении минимального сопротивления.

(2) Режим работающего(их) двигателя(ей) - максимально продолжительной мощности.

(3) Шасси убрано.

(4) Закрылки в убранном положении.

(5) Угол крена не более 5°.

(e) Кроме того, на самолетах переходной категории в полете во взлетной конфигурации, для которых траектория взлета определяется на скорости V_2 и в соответствии с 23.57, должна иметься возможность уменьшить усилия продольного и поперечного управления при наборе высоты более 120 м над уровнем взлетной поверхности до значений 4,5 и 2,5 кгс соответственно, а усилия путевого управления не должны превышать 23 кгс при следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает, воздушный винт в положении минимального сопротивления.

(2) Режим работающего(их) двигателя(ей) - взлетный.

(3) Шасси убрано.

(4) Закрылки в положении, рекомендованном для взлета.

(5) Угол крена не более 5°.

УСТОЙЧИВОСТЬ

23.171. Общие положения

Самолет должен обладать продольной, путевой и поперечной устойчивостью в соответствии с требованиями параграфов 23.173 - 23.181. Кроме того, должно быть показано, что по "ощущению" пилота самолет обладает соответствующей устойчивостью и управляемостью (статической устойчивостью) в любых условиях, обычно встречающихся в эксплуатации.

Это должно быть показано в том числе при неработающем критическом двигателе на самолете с числом двигателей два и более. На всех этапах полета самолет не должен обладать особенностями, способствующими его непроизвольному выводу за эксплуатационные ограничения, установленные в РЛЭ.

23.173. Статическая продольная устойчивость

В условиях, указанных в параграфе 23.175, и при указанной там балансировке самолета, характеристики усилий на рычаге управления рулем высоты и силы трения в системе управления должны быть следующими:

(a) Для достижения и выдерживания скоростей меньше балансировочной скорости должны требоваться тянущие усилия, а для достижения и выдерживания скоростей больше указанной балансировочной скорости должны требоваться толкающие усилия. Это должно быть продемонстрировано на любой скорости, которая может быть получена, за исключением скоростей, требующих усилия на рычаге управления, превышающего 18 кгс, и скоростей больше максимальной допустимой скорости или меньше минимальной скорости установившегося полета без сваливания.

(b) При плавном снятии усилия с рычага управления на любой скорости в пределах диапазона скоростей, указанного в пункте (a) настоящего параграфа, скорость должна возвратиться в пределы допусков, установленных для соответствующих категорий самолетов:

(1) На самолетах нормальной, многоцелевой и акробатической категорий скорость должна возвратиться к исходной балансировочной скорости с отклонением от нее в пределах $\pm$ 10% (диапазон свободного восстановления скорости).

(2) На самолетах переходной категории скорость должна возвратиться к исходной балансировочной скорости с отклонением от нее в пределах $\pm$ 7,5% в крейсерском режиме, указанном в 23.175(b).

(c) Усилие на рычаге управления должно изменяться по скорости таким образом, чтобы любое существенное изменение скорости приводило к отчетливо ощущаемому пилотом изменению усилия на рычаге управления.

(a*) Балансировочные зависимости усилий на рычаге управления рулем высоты и отклонений рычага управления рулем высоты от перегрузки $P_B = f_1 (n_{ya})$ и $X_B = f_2 (n_{ya})$ или от угла атаки $P_B = U_1(\alpha)$ и $X_B = U_2(\alpha)$, при перегрузках $n_{ya} \geq 1$ должны иметь отрицательный

наклон вплоть до допустимого в эксплуатации угла атаки $\alpha_{доп}$ или $n_{ya} = n^{э}_{max(\alpha)}$ - в зависимости от того, что наступает раньше. Величины градиентов должны быть приемлемыми по оценке пилота.

(b*) При перегрузках $n_{ya} < 1$ балансировочные зависимости $P_B = f_1 (n_{ya})$ и $X_B = f_2 (n_{ya})$ или $P_B = U_1(\alpha)$ и $X_B = U_2(\alpha)$ на самолетах, не предназначенных для выполнения фигур пилотажа, должны иметь отрицательный наклон до перегрузки $n_{ya} = 0,5$. При дальнейшем уменьшении перегрузки вплоть до $n_{ya} = 0$ допускается положительный наклон балансировочных зависимостей $P_B = f_1 (n_{ya})$ и $P_B = U_1(\alpha)$, однако уменьшение усилий не должно превышать 30% от максимального значения и остаточное усилие должно превышать силу трения в системе продольного управления не менее чем в три раза.

На самолетах, предназначенных для выполнения фигур пилотажа, при перегрузках $n_{ya} < 1$ наклон балансировочных зависимостей $P_B = f_1 (n_{ya})$ и $X_B = f_2 (n_{ya})$ или $P_B = U_1(\alpha)$ и $X_B = U_2(\alpha)$ должен быть отрицательным вплоть до $\alpha = \alpha_{доп}$ на отрицательных углах атаки или до перегрузки $n_{ya} = n^{э}_{min(\alpha)}$ - в зависимости от того, что достигается раньше. Величины градиентов при перегрузках $n_{ya} < 1$ должны быть приемлемыми по оценке пилота.

23.175. Демонстрация статической продольной устойчивости

(a) Набор высоты. Кривая зависимости усилий на рычагах управления от скорости должна иметь наклон, соответствующий устойчивости на скоростях от 85 до 115% балансировочной скорости при:

(1) Убранных закрылках.

(2) Убранном шасси.

(3) Режим двигателя(ей) соответствует максимальной продолжительной мощности; и

(4) Балансировке самолета на скорости, при которой определены характеристики набора высоты в соответствии с требованиями 23.69(a).

(b) Крейсерский полет. В горизонтальном полете на сбалансированном самолете, с убранными шасси и закрылками, на крейсерских скоростях, рекомендованных для больших и малых высот, включая скорости V_{NO} или V_{MO}/M_{MO} (что подходит), за исключением того, что эта скорость не должна превышать V_H.

(1) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий кривая усилий на рычагах управления должна иметь постоянный наклон, соответствующий устойчивости на всех скоростях внутри большего из диапазонов - 15% выше и ниже балансировочной скорости плюс диапазон свободного восстановления скорости или 74 км/ч выше и ниже балансировочной скорости плюс диапазон свободного восстановления скорости, за исключением того, что не обязательно иметь постоянный наклон усилий на рычагах управления.

(i) На скорости менее $1,3V_{S1}$; или

(ii) На скоростях более V_{NE} для самолетов, у которых эта скорость установлена в соответствии с 23.1505(a).

(iii) На скоростях более V_{FC}/M_{FC} для самолетов, у которых скорость V_{MO}/M_{MO} установлена в соответствии с 23.1505(c).

(2) Для самолетов переходной категории кривая усилий на рычаге управления должна иметь постоянный наклон, соответствующий устойчивости в диапазоне скоростей на 93 км/ч выше и ниже балансировочной скорости плюс диапазон свободного восстановления скорости, за исключением того, что не обязательно иметь постоянный наклон усилий на рычагах управления.

(i) На скорости менее $1,4V_{S1}$; или

(ii) На скоростях более V_{FC}/M_{FC} или

(iii) На скоростях, на которых усилия на рычаге управления превышают 23 кгс.

(c) Заход на посадку и посадка. Кривая зависимости усилий на рычаге управления от скорости должна иметь наклон, соответствующий устойчивости, на скоростях между $1,1V_{S1}$ и $1,8V_{S1}$ при:

(1) Закрылках в посадочном положении.

(2) Выпущенном шасси.

(3) Самолете, сбалансированном:

(i) На скорости V_{REF} или на минимальной, если она выше, при работе двигателя(ей) на режиме малого газа; и

(ii) На скорости V_{REF}, при работе двигателя(ей) на режиме, соответствующем снижению с углом 3°.

23.177. Статическая путевая и поперечная устойчивость

(a) Статическая путевая устойчивость, проявляющаяся как тенденция к выходу из скольжения без крена при освобождении руля направления, должна быть обеспечена при любом положении шасси и закрылков, соответствующих конфигурациям для взлета, набора высоты, крейсерского полета, захода на посадку и посадки. Она должна быть показана при работе двигателя(ей) на режиме вплоть до максимального продолжительного и на скоростях от $1,2V_{S1}$ вплоть до максимальной допустимой скорости для каждой конфигурации самолета. Угол скольжения при этих испытаниях должен соответствовать типу самолета.

На углах скольжения, вплоть до таких, при которых используется полное отклонение руля направления или достигается ограничение усилия на рычагах управления, установленное в 23.143 (в зависимости от того, что случится первым), на скоростях от $1,2V_{S1}$ до V_A, не должно возникать обратных усилий на педалях руля направления.

(b) Статическая поперечная устойчивость, проявляющаяся как тенденция поднять опущенное крыло при скольжении, должна быть обеспечена при всех положениях шасси и закрылков. Она должна быть показана с двигателем(ями), работающим(ми) на режиме вплоть до режима 75% максимальной продолжительной мощности, на скоростях от $1,2V_{S1}$ для взлетной конфигурации и от $1,3V_{S1}$ для других конфигураций вплоть до максимальной допустимой скорости для исследуемой конфигурации при взлете, наборе высоты, крейсерском полете и заходе на посадку. Для посадочной конфигурации мощность двигателя(ей) должна соответствовать прямолинейному полету с углом снижения 3°.

Не должно быть статической поперечной неустойчивости на скорости $1,2V_{S1}$ для взлетной конфигурации и $1,3V_{S1}$ для других конфигураций.

В этих испытаниях угол крена должен соответствовать типу самолета; при этом угол скольжения не должен быть меньше получаемого в прямолинейном полете с креном 10° или, если он меньше, должен соответствовать максимальному углу крена, достигаемому при полном отклонении руля направления или при усилии на педалях 68 кгс.

(c) Пункт (b) настоящего параграфа не применяется к самолетам акробатической категории, для которых одобрен режим перевернутого полета.

(a*) Для самолетов многоцелевой категории, предназначенных для выполнения фигур высшего пилотажа, и для самолетов акробатической категории допускается небольшая поперечная статическая неустойчивость самолета, если имеется положительная оценка пилотом этой характеристики.

(d) В прямолинейном полете с установившимся скольжением на скорости $1,2V_{S1}$ при любых положениях шасси и закрылков, для любой мощности двигателя(ей), вплоть до 50% максимальной продолжительной, и при перемещении рычагов управления элеронами и рулем направления не менее чем на 50% от их максимального значения, усилия на них должны неуклонно возрастать (но не обязательно в постоянной пропорции) по мере увеличения угла скольжения, вплоть до максимального значения, соответствующего данному типу самолета. При больших углах скольжения, вплоть до угла, при котором используется полное отклонение руля направления или элеронов или достигается ограничение по усилиям на рычагах управления, установленное в 23.143, не должен возникать реверс усилий на органах управления. При выдерживании постоянного курса скольжение должно сопровождаться достаточным креном. Быстрый ввод в максимальное скольжение и вывод из него не должны приводить к характеристикам неуправляемого полета.

23.181. Динамическая устойчивость

(a) Любые короткопериодические колебания, за исключением связанных боковых колебаний, возникающие в диапазоне между скоростью сваливания и максимальной допустимой скоростью полета, соответствующими предусмотренной конфигурации самолета, должны интенсивно демпфироваться при условии, что основные рычаги управления:

(1) Освобождены; и

(2) Зафиксированы.

(b) Любые связанные боковые колебания (типа "голландский шаг"), возникающие в диапазоне между скоростью сваливания и максимальной допустимой скоростью полета, соответствующими предусмотренной конфигурации самолета, должны демпфироваться до 1/10 амплитуды за 7 колебаний при условии, что основные рычаги управления:

(1) Освобождены; и

(2) Зафиксированы.

(c) Если установлено, что функция системы повышения устойчивости, указанной в 23.672, должна удовлетворять требованиям настоящих Норм к летным характеристикам, то требования пунктов (a)(2) и (b)(2) настоящего параграфа не распространяются на испытания, необходимые для оценки приемлемости данной системы.

(d) В условиях, указанных в 23.175, в соответствии с которыми усилия на рычагах управления от руля высоты определяются на скорости, отличающейся от балансировочной скорости не более чем на 15%, реакция самолета при быстром освобождении руля высоты не должна приводить к опасным последствиям, а также к чрезмерной связи с величиной усилий управления. Любые длиннопериодические колебания траектории полета (фугоидные колебания) не должны быть такими неустойчивыми, чтобы увеличивать рабочую нагрузку пилота или подвергать опасности самолет.

(a*) Относительный заброс перегрузки и время срабатывания при ступенчатом отклонении ручки управления тангажом должны быть приемлемыми по оценке пилота.

РЕЖИМЫ СВАЛИВАНИЯ

23.201. Сваливание в полете без крена

(a) На самолете должна быть обеспечена возможность управлять креном прямым воздействием поперечного управления и рысканьем прямым воздействием путевого управления вплоть до начала сваливания.

(b) Характеристики сваливания самолета в полете без крена должны быть продемонстрированы в испытаниях следующим образом.

Режим должен начинаться со скорости, большей скорости сваливании не менее чем на 18 км/ч. Рычаг управления рулем высоты необходимо отклонять на себя так, чтобы интенсивность падения скорости не превышала 1,8 км/ч за секунду, до появления одного из условий:

(1) Неуправляемого движения самолета вниз по тангажу.

(2) Момента (или: начала) движения вниз по тангажу, являющегося результатом срабатывания активного устройства предотвращения сваливания.

(3) Достижения рычагом управления рулем высоты упора.

(c) Нормальное использование управления рулем высоты для вывода из сваливания

допускается после движения вниз по тангажу в результате безошибочного выполнения условий пунктов (b)(1) и (b)(2) настоящего параграфа или, если рычаг управления рулем высоты достиг упора, после полета в таком положении не менее 2 с.

(d) Во время вывода из сваливания должна быть обеспечена возможность предотвращения крена или рыскания с углом более 15° обычными действиями рычагами управления.

(e) Соответствие требованиям настоящего параграфа должно быть показано при следующих условиях:

(1) Закрылки убраны, отклонены полностью вниз и в промежуточных положениях, если таковые предусмотрены.

(2) Шасси убрано и выпущено.

(3) Створки капота - в соответствии с конфигурацией.

(4) Режим работы двигателя(ей):

(i) Убранный газ; и

(ii) 75% максимальной продолжительной мощности или тяги. Если при 75%-ной максимальной продолжительной мощности или тяге самолет имеет большой угол тангажа, то испытания могут выполняться при меньшей (но не менее 50%) мощности или тяге, потребной для прямолинейного полета в посадочной конфигурации с максимальным посадочным весом на скорости $1,4V_{S0}$.

(5) Самолет сбалансирован на скорости, близкой к $1,5V_{S1}$.

(6) Воздушный винт (если имеется) в положении, соответствующем максимальной частоте вращения при убранном газе.

23.203. Сваливание в криволинейном полете и динамическое сваливание

Характеристики сваливания в криволинейном полете и динамического сваливания должны быть продемонстрированы в испытаниях следующим образом:

(a) Создать и выдерживать координированный вираж с креном 30°. Снижать скорость равномерно и постоянно уменьшать радиус виража при помощи управления рулем высоты вплоть до сваливания, как указано в 23.201(b). Темп торможения должен быть постоянным и:

(1) В криволинейном полете не должен превышать 1,8 км/ч за секунду.

(2) При динамическом сваливании составлять 6 - 9 км/ч за секунду с нормальной перегрузкой 1,5 (разворот с креном ~45 - 50°).

(b) После появления признаков сваливания, указанных в 23.201(b), должна быть обеспечена возможность восстановления управляемого прямолинейного полета без:

(1) Чрезмерной потери высоты.

(2) Чрезмерного кабрирования.

(3) Неуправляемой тенденции к штопору.

(4) Превышения угла крена 60° в ту сторону, в которую происходит разворот, или 30° в противоположную развороту сторону - в случае сваливания в криволинейном полете.

(5) Превышения угла крена 90° в сторону, в которую происходит разворот, или 60° в противоположную развороту сторону - при динамическом сваливании.

(6) Превышения максимальной допустимой скорости и максимальной допустимой перегрузки при динамическом сваливании.

(c) Соответствие требованиям настоящего параграфа должно быть продемонстрировано при следующих условиях:

(1) Закрылки убраны, полностью выпущены и в промежуточных положениях, если таковые предусмотрены.

(2) Шасси убрано и выпущено.

(3) Створки капота - в соответствии с конфигурацией.

(4) Режим работы двигателя(ей):

(i) Убранный газ; и

(ii) 75% максимальной продолжительной мощности или тяги. Если при 75%-ной максимальной продолжительной мощности или тяге самолет имеет большой угол тангажа, то испытания могут выполняться при меньшей (но не менее 50%) мощности или тяге, потребной для горизонтального полета в посадочной конфигурации с максимальным посадочным весом на скорости $1,4V_{S0}$.

(5) Самолет сбалансирован на скорости примерно $1,5V_{S1}$.

(6) Воздушный винт (если имеется) в положении, соответствующем максимальной частоте вращения при убранном газе.

23.207. Предупреждение о приближении сваливания

(a) В прямолинейном и криволинейном полете с любым заявленным положением закрылков и шасси должно иметься ясное и отчетливое предупреждение о приближении сваливания.

(b) Предупреждение о приближении сваливания может обеспечиваться либо благодаря присущим самолету аэродинамическим свойствам, либо с помощью устройства, которое будет давать ясно различимое указание в предполагаемых условиях полета. Однако использование только одного визуального устройства в кабине, требующего внимания членов экипажа,

неприемлемо.

(c) При проведении летных испытаний по определению характеристик сваливания, которые установлены в 23.201(b) и 23.203(a)(1), предупреждение о приближении сваливания должно начинаться на скорости, превышающей скорость сваливания не менее чем на 9 км/ч, и должно продолжаться до возникновения сваливания.

(d) При процедурах, предусмотренных в 23.1585, предупреждение о приближении сваливания не должно случаться в эксплуатации при нормальном взлете, продолженном взлете с одним отказавшим двигателем и при заходе на посадку.

(e) Предупреждение о приближении сваливания, определяемое в соответствии с требованиями 23.203(a)(2), должно начинаться с достаточным запасом по скорости для действий пилота по выводу из сваливания после первых признаков сваливания.

(f) Для самолетов акробатической категории система искусственного предупреждения сваливания может быть выключена при условии, что эта система включается автоматически при взлетной и посадочной конфигурациях.

РЕЖИМЫ ШТОПОРА

23.221. Режим штопора

(a) Самолеты нормальной категории. Однодвигательные самолеты нормальной категории должны выходить из штопора продолжительностью в один виток или 3 с (в зависимости от того, что больше по времени), при этом не допускается более одного дополнительного витка для вывода при обычно применяемых стандартных действиях рычагами управления, или должно быть продемонстрировано, что самолет противодействует вводу в штопор, т.е. выполняется требование 23.221(a)(2).

(1) К самолету, выполняющему одновитковый или трехсекундный штопор, применяется следующее:

(i) При убранных закрылках, не должны превышаться соответствующая предельная воздушная скорость и максимальная эксплуатационная маневренная перегрузка;

(ii) Усилия на рычагах управления самолетом не должны быть чрезмерными, а характеристики, встречающиеся при выполнении штопора или при выводе из него, не должны давать непривычного для пилота эффекта.

(iii) При любых действиях рычагами управления самолетом и/или управления двигателем не должен возникать штопор, выход из которого не обеспечен.

(iv) [Зарезервировано]

(2) Противодействие вводу в штопор.

На самолете должно быть продемонстрировано противодействие вводу в штопор следующим

образом:

(i) При убранных закрылках:

(a*) В соответствии с установленными в 23.201 маневрами, рычаг управления рулем высоты необходимо отклонить на себя и удерживать в этом положении до окончания режима. Затем, используя элероны и рули привычным образом, должна быть обеспечена возможность выдерживать установившийся полет с креном в пределах 15° и перекладывать самолет из крена 30° одного направления в крен 30° другого направления.

(b*) Уменьшение скорости с помощью продольного управления должно происходить с темпом 1,8 км/ч за секунду до тех пор, пока рычаг продольного управления не достигнет упора. Затем при полностью отклоненном на себя штурвале отклоняется педаль, чтобы содействовать вводу в штопор, на 7 с или на время изменения курса на 360° (в зависимости от того, что происходит раньше). Если раньше достигается разворот 360° по курсу, то время вращения должно быть не менее 4 с. Этот маневр должен быть выполнен сначала с элеронами в нейтральном положении, затем элероны отклоняются против движения штопора самым неблагоприятным способом. Мощность или тяга двигателя и конфигурация самолета должны соответствовать требованиям 23.201(e) и не изменяться в течение маневра. По истечении 7 с или разворота на 360° самолет должен реагировать немедленно и нормально на применение основных средств управления полетом, для выполнения координированного полета без изменения привычных для пилота действий по управлению самолетом и без превышения кратковременных усилий на органах управления, указанных в 23.143(c).

(c*) Согласно требованиям 23.203 должно быть продемонстрировано, что самолет в криволинейном полете летит со скольжением, соответствующим отклонению шарика на индикаторе скольжения на один диаметр. Если перемещение шарика на один диаметр не может быть достигнуто, то педали при демонстрации должны быть отклонены полностью.

(ii) При выпущенных закрылках требование п. 23.203(b)(3) должно быть продемонстрировано на скорости, соответствующей срабатыванию сигнализации о приближении к сваливанию:

(a*) При выполнении координированного разворота на 360° с креном, допустимым в РЛЭ, но не менее 45°.

(b*) При выполнении доворота в течение не менее 7 секунд с креном не более 5° со скольжением, соответствующим 0,5 полного хода педали.

(b) Самолеты многоцелевой категории. Самолет многоцелевой категории должен удовлетворять требованиям пункта (a) настоящего параграфа. Дополнительно должны быть удовлетворены требования пункта (c) настоящего параграфа и 23.807(b)(6), если требуется одобрение режима штопора.

(c) Самолеты акробатической категории. На самолетах акробатической категории должны удовлетворяться требования пункта (a) настоящего параграфа и 23.807(b)(5).

Дополнительно должны удовлетворяться следующие требования для всех конфигураций, для

которых запрашивается одобрение режима штопора:

(1) Самолет должен выходить из штопора в 6 витков или большего количества витков, заявленных для сертификации, не более чем за 1 или 1,5 витка соответственно, после обычных действий рычагами управления на вывод.

Однако штопор может быть прерван через 3 витка, если появляется спиральное движение.

(2) Не должны превышаться соответствующие предельная воздушная скорость и предельная маневренная перегрузка. В конфигурации с выпущенными закрылками, заявленной для сертификации, закрылки не могут быть убраны во время вращения самолета.

(3) При любых действиях рычагами управления самолетом или двигателем(ями) в процессе ввода или в течение штопора не должна возникать ситуация, при которой выход из штопора не обеспечен.

(4) Самолет не должен иметь таких характеристик штопора, как чрезмерная скорость вращения, значительные колебания и др., которые могут привести к потере ориентировки или к невозможности вывода из штопора.

ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ НА ЗЕМЛЕ И ВОДЕ

23.231. Продольная устойчивость и управляемость

(a) Сухопутные самолеты не должны иметь неконтролируемой тенденции к "козлению" и капотированию на взлете и посадке во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации. Тормоза колес должны работать плавно и не должны вызывать какой-либо чрезмерной тенденции к капотированию.

(b) Гидросамолеты и самолеты-амфибии не должны иметь опасных и неконтролируемых характеристик килевой качки при любой эксплуатационной скорости на воде.

23.233. Путевая устойчивость и управляемость

(a) Должна быть установлена и продемонстрирована безопасность при рулении, взлете и посадке на сухой поверхности аэродрома с боковым ветром не менее 0,2 V_{S0} под углом 90°.

(b) Самолет должен удовлетворительно управляться при выполнении посадок с убранным газом и нормальной посадочной скоростью, без применения тормозов или изменения режима работы двигателя(ей) для выдерживания прямолинейной траектории пробега на скоростях более 50% от скорости касания.

Самолет должен обладать удовлетворительной управляемостью для выдерживания заданного направления разбега на взлете и пробега на посадке с использованием средств торможения в соответствии с РЛЭ в условиях бокового ветра и при всех состояниях поверхности ВПП и поверхности воды, разрешенных для эксплуатации.

(c) Самолет должен иметь достаточную путевую управляемость при рулении.

(a*) Во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации на этапах разбега на взлете, прерванного взлета и пробега на посадке при пилотировании в соответствии с РЛЭ для сухопутных самолетов должна обеспечиваться возможность движения в пределах установленных ВПП и КПТ без выкатываний как при нормальной работе всех систем, так и при возникновении отказов, влияющих на движение по земле, более частых, чем крайне маловероятные.

(d) Гидросамолеты должны продемонстрировать удовлетворительную устойчивость и управляемость при эксплуатации на воде с максимальным боковым ветром, указанным в пункте (a) настоящего параграфа.

23.235. Условия руления, взлета и посадки

Должны быть продемонстрированы удовлетворительные характеристики управления при рулении, взлете и посадке по самой неровной поверхности, которая может встретиться в условиях нормальной эксплуатации, в том числе и на грунтовых ВПП, если на это запрашивается сертификат, а амортизирующий механизм при этом не должен повреждать конструкцию самолета.

Должны быть установлены ограничения и допустимые характеристики аэродрома для всех заявленных условий эксплуатации самолета.

23.237. Эксплуатация на воде

Для гидросамолетов и самолетов-амфибий должны быть установлены высота волны, при которой должна быть продемонстрирована безопасность эксплуатации, и необходимые процедуры управления на воде.

23.239. Брызгообразование

Брызги не должны опасно ухудшать обзор пилотов, повреждать воздушные винты или другие части гидросамолета или самолета-амфибии в процессе руления, взлета и посадки.

РАЗЛИЧНЫЕ ЛЕТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

23.251. Вибрация и бафтинг

Не должно быть настолько сильной вибрации и бафтинга, в результате которых возникает повреждение конструкции, и ни одна из частей самолета не должна подвергаться чрезмерной вибрации при всех соответствующих скоростях полета вплоть до V_D/M_D, и режимах двигателя(ей). Кроме того, во всех нормальных условиях полета не должно быть бафтинга, настолько сильного, чтобы он препятствовал удовлетворительному управлению самолетом или вызывал чрезмерную усталость экипажа. Допускается бафтинг, удовлетворяющий этим ограничениям, который предупреждает о приближении сваливания.

23.253. Скоростные характеристики

Если в соответствии с 23.1505(c) установлена максимальная эксплуатационная скорость V_{MO}/M_{MO}, то должны соблюдаться следующие характеристики увеличения скорости и вывода из завалов:

(a) Эксплуатационные условия и характеристики, которые могут вызвать непреднамеренное увеличение скорости (включая завалы по тангажу и крену), должны быть воспроизведены на самолете, сбалансированном на любой возможной скорости вплоть до V_{MO}/M_{MO}. Эти условия и характеристики включают завалы от порывов ветра, непреднамеренных перемещений рычагов управления, малых градиентов усилий на рычаге управления относительно величины трения в системе управления, перемещения пассажиров, выравнивания после набора высоты и снижения с высоты, ограничивающей скорость по числу M, до высоты с ограничением по воздушной скорости.

(a*) Максимальная скорость для характеристик устойчивости, V_{FC}/M_{FC}. Скорость V_{FC}/M_{FC} является максимальной скоростью, при которой должны выполняться требования 23.173, 23.175, 23.177, 23.181 при убранных закрылках и шасси. Эта скорость должна быть не менее величины, лежащей посредине между скоростями V_{MO}/M_{MO} и V_{DF}/M_{DF}, за исключением того, что на высотах, где число M является ограничивающим фактором, величина M_{FC} не обязательно должна превышать число M, при котором возникает эффективное предупреждение о достижении ограничения скорости.

(b) Учитывая время реакции пилота, после появления эффективного естественного предупреждения или срабатывания искусственного сигнализатора, указанного в 23.1303, о выходе на ограничение по скорости должно быть продемонстрировано, что самолет может вернуться к нормальному положению, а скорость снижена до V_{MO}/M_{MO} без:

(1) Превышения V_D/M_D, максимальной скорости в соответствии с 23.251 или ограничений по прочности конструкции; или

(2) Бафтинга, который мог бы привести к снижению возможностей для пилота читать показания приборов или управлять самолетом для выхода из завала.

(c) При всех скоростях, вплоть до максимальной скорости, продемонстрированной в соответствии с 23.251, не должно быть реверса управления относительно любой оси. Любой реверс усилий от руля высоты или тенденция самолета к уходу по тангажу, крену или рысканью не должны быть резкими и должны легко парироваться обычными приемами пилотирования.

РАЗДЕЛ C - ПРОЧНОСТЬ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.301. Нагрузки

(a) Требования к прочности определены через эксплуатационные нагрузки (максимальные нагрузки, возможные в эксплуатации) и расчетные нагрузки (эксплуатационные нагрузки, умноженные на предписанные коэффициенты безопасности). Если нет специальных оговорок, то под заданными нормированными нагрузками подразумеваются эксплуатационные нагрузки.

(b) Если нет специальных оговорок, то нагрузки, возникающие в воздухе, на земле или на воде, должны быть уравновешены инерционными силами всех частей самолета. Распределение этих нагрузок может быть приближенным, взятым с запасом, или должно точно отражать фактические условия. Методы, применяемые для определения величины и распределения

нагрузок, должны подтверждаться измерениями нагрузок в полете, если не показано, что применяемые методы определения этих условий нагружения надежны.

(c) Если деформации конструкции под нагрузкой значительно изменяют распределение внешних или внутренних нагрузок, это перераспределение следует принимать во внимание.

(d) [Зарезервирован]

23.302. Нетрадиционные схемы самолета: с тандемным расположением крыльев или типа "утка"

Передние поверхности для самолетов с тандемным расположением крыльев или типа "утка" должны удовлетворять:

(a) Всем требованиям разделов C и D, относящимся к крылу.

(b) Всем требованиям, относящимся к выполняемым функциям данной поверхности.

23.303. Коэффициент безопасности

За исключением специально оговоренных случаев, коэффициент безопасности принимается равным 1,5.

23.305. Прочность и деформация

(a) Конструкция должна выдерживать эксплуатационные нагрузки без появления опасных остаточных деформаций. При всех нагрузках, вплоть до эксплуатационных, деформации конструкции не должны влиять на безопасность эксплуатации.

(b) Конструкция должна выдерживать расчетные нагрузки в течение не менее 3 с. Допустимы локальные повреждения или местные потери устойчивости конструкции, возникающие при нагрузках в диапазоне от эксплуатационной до расчетной, если конструкция выдерживает расчетную нагрузку в течение не менее 3 с. Однако, когда прочность конструкции подтверждена динамическими испытаниями, имитирующими реальные условия нагружения, требование о трех секундах не применяется.

(a*) В требованиях раздела C нагрузки заданы без учета инерционных сил, возникающих при упругих колебаниях конструкции самолета. Если собственные частоты этих колебаний и время действия внешнего возмущающего фактора таковы, что влияние указанных инерционных сил может быть существенным, необходимо определить нагрузки с учетом этого влияния, а также в случае необходимости провести лабораторные и соответствующие летные исследования. При этом расчетные условия прочности, определяющие динамическое нагружение самолета, должны быть согласованы с Компетентным органом.

23.307. Доказательства прочности

(a) Соответствие требованиям прочности и деформации, указанным в 23.305, должно быть продемонстрировано для каждого расчетного случая нагружения. Подтверждение прочности

конструкции одними расчетами допускается лишь в том случае, если данная конструкция соответствует тем конструкциям, для которых, как показал опыт, примененный метод расчета является надежным. В остальных случаях должны проводиться подтверждающие статические испытания. Динамические испытания, в том числе летные испытания конструкции, считаются приемлемыми, если проводилась имитация расчетных условий нагружения.

(b) Определенные части конструкции должны быть подвергнуты испытаниям в соответствии с разделом D настоящих Норм.

(a*) Должно быть продемонстрировано соответствие требованиям к выносливости конструкции, изложенным в параграфах 23.571 - 23.575.

ПОЛЕТНЫЕ НАГРУЗКИ

23.321. Общие положения

(a) Полетная перегрузка представляет собой отношение составляющей аэродинамической силы, действующей перпендикулярно продольной оси самолета, к весу самолета. За положительную перегрузку принимается перегрузка, при которой аэродинамическая сила направлена вверх по отношению к самолету.

(b) Соответствие требованиям настоящего раздела к полетным нагрузкам должно быть продемонстрировано:

(1) Во всем диапазоне расчетных высот полета, в котором ожидается эксплуатация самолета.

(2) При всех значениях весов, от расчетного минимального веса до расчетного максимального веса.

(3) При всех требуемых сочетаниях высоты и веса при любом практически возможном распределении нагрузки в пределах эксплуатационных ограничений, предписанных в параграфах 23.1583 - 23.1589.

(c) При определении величины и распределения аэродинамических нагрузок необходимо учитывать влияние сжимаемости воздуха, если оно значимо.

23.331. Условия симметричного полета

(a) При определении нагрузок на крыло и поступательных инерционных нагрузок, соответствующих всем условиям симметричного полета, которые указаны в параграфах 23.333 - 23.341, следует учитывать соответствующие балансировочные нагрузки на горизонтальные поверхности точным расчетом или расчетом в запас.

(b) Добавочные нагрузки на горизонтальные поверхности при выполнении маневров и при полете в неспокойном воздухе должны уравновешиваться инерционными силами от угловых ускорений самолета точным расчетом или расчетом в запас.

(c) При определении полетных нагрузок должно быть учтено взаимное влияние

аэродинамических поверхностей.

(a*) Должны быть рассмотрены критические величины тяги в диапазоне от нуля до максимальной продолжительной тяги.

23.333. Границы допустимых скоростей и перегрузок

(a) Общие положения. Соответствие требованиям настоящего раздела к прочности должно быть доказано при всех комбинациях воздушной скорости и перегрузки на и внутри огибающей условий полета (подобной огибающей в пункте (d) настоящего параграфа), которая представляет собой огибающую полетных перегрузок, предусмотренных в пунктах (b) и (c) настоящего параграфа соответственно при выполнении маневров и полета в неспокойном воздухе.

(b) Ограничения для случая маневра. За исключением случаев полета при максимальном (статическом) коэффициенте подъемной силы, предполагается, что самолет подвергается симметричному нагружению при маневрах, при которых действуют следующие эксплуатационные перегрузки:

(1) Максимальная эксплуатационная маневренная перегрузка, указанная в 23.337 при скоростях вплоть до V_D.

(2) Минимальная эксплуатационная маневренная перегрузка, указанная в 23.337 при скоростях вплоть до V_D.

(3) [Зарезервирован]

(c) Ограничения для случая полета в неспокойном воздухе.

(1) Предполагается, что в горизонтальном полете самолет подвергается воздействию симметричных вертикальных порывов. Возникающие в результате этого эксплуатационные перегрузки должны соответствовать условиям, которые определяются следующим образом:

(i) При скорости полета V_C на высотах от уровня моря до 6100 м индикаторная скорость восходящих (положительных) и нисходящих (отрицательных) порывов принимается равной 15,2 м/с. Скорость порывов может уменьшаться линейно от 15,2 м/с на высоте 6100 м до 7,6 м/с на высоте 15250 м.

(ii) При скорости полета V_D на высотах от уровня моря до 6100 м индикаторная скорость восходящих и нисходящих порывов принимается равной 7,6 м/с. Скорость порывов может уменьшаться линейно от 7,6 м/с на высоте 6100 м до 3,8 м/с на высоте 15250 м.

(iii) В дополнение к этому для самолетов переходной категории следует учитывать восходящие и нисходящие порывы с индикаторной скоростью 20,1 м/с в турбулентной атмосфере при скорости V_B на высотах от уровня моря до 6100 м. Скорость порывов может уменьшаться линейно от 20,1 м/с на высоте 6100 м до 11,6 м/с на высоте 15250 м.

(2) Предполагается, что:

(i) Профиль порыва определяется по формуле

$$U = \frac{U_{de}}{2}\left[1 - \cos\frac{2\pi s}{25b}\right]$$

где:

U_{de} - эффективная индикаторная скорость порыва в соответствии с пунктом (c)(1) настоящего параграфа, м/с;

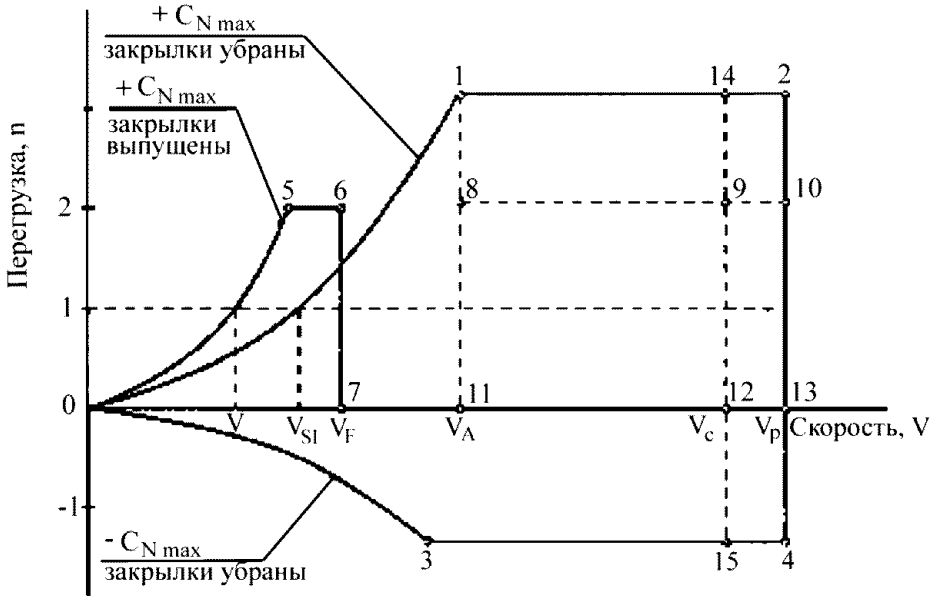
s - расстояние, пройденное в порыве (глубина проникновения в порыв), м;

b - средняя геометрическая хорда крыла, м.

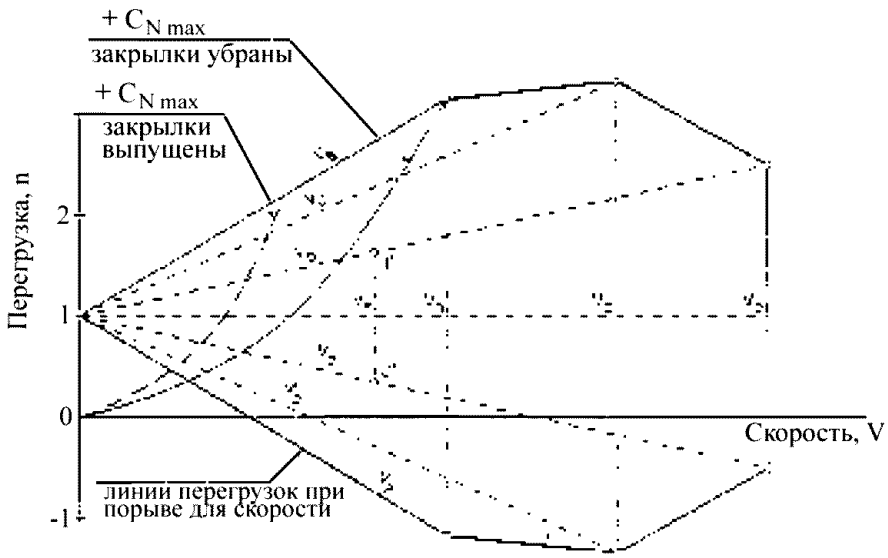
(ii) Перегрузки при полете в неспокойном воздухе изменяются линейно по скорости в диапазоне скоростей полета от V_C до V_D.

(d) Допустимая область полета.

Огибающая перегрузок при маневре



Огибающая перегрузок при полете в неспокойном воздухе



23.335. Расчетные воздушные скорости

Кроме случаев, указанных в пункте (a)(4) настоящего параграфа, выбранные расчетные воздушные скорости являются индикаторными скоростями (EAS).

(a) Расчетная крейсерская скорость V_C. Для скорости V_C принимаются следующие условия:

(1) V_C, км/ч, не должна быть меньше чем:

(i) $27,7\sqrt{(G/S)}$ (для самолетов нормальной и многоцелевой категорий и самолетов переходной категории).

(ii) $30,2\sqrt{(G/S)}$ (для самолетов акробатической категории),

где G/S - удельная нагрузка на крыло, при максимальном расчетном взлетном весе, кгс/м^2;

(2) При значениях G/S больше 98 числовые множители могут уменьшаться линейно по G/S до величины 24 при G/S = 490.

(3) Не требуется, чтобы скорость V_C была больше 0,9 V_H на уровне моря.

(4) На высотах, для которых установлено M_D, выбирается крейсерская скорость, соответствующая M_C, ограниченная сжимаемостью воздуха.

(b) Расчетная скорость пикирования V_D. Для скорости V_D принимаются следующие условия:

(1) V_D/M_D не должно быть меньше $1,25V_C/M_C$.

(2) При скорости V_{Cmin} (требуемая минимальная расчетная крейсерская скорость) V_D не должна быть меньше чем:

(i) 1,4 V_{Cmin} (для самолетов нормальной и переходной категорий).

(ii) 1,5 V_{Cmin} (для самолетов многоцелевой категории).

(iii) 1,55 V_{Cmin} (для самолетов акробатической категории).

(3) При значениях G/S больше 98 числовые множители в пункте (b)(2) настоящего параграфа могут уменьшаться линейно по G/S до величины 1,35 при G/S = 490.

(4) Соответствие пунктам (b)(1) и (b)(2) настоящего параграфа не требуется доказывать, если V_D/M_D выбрано так, что минимальный запас скорости между V_C/M_C и V_D/M_D принят не менее большей из следующих величин:

(i) Приращения скорости после ввода самолета в пикирование из установившегося полета при V_C/M_C и полета его в течение 20 с по траектории на 7,5° ниже первоначальной, а затем перевода на кабрирование с перегрузкой 1,5 (с приращением по 0,5). Предполагается, что до начала кабрирования поршневые двигатели работают на режиме не менее 75% максимальной продолжительной мощности, а газотурбинные - на максимальной крейсерской мощности или, если это меньше, оба типа двигателей работают на режиме, потребном для достижения V_C/M_C. В момент кабрирования можно допустить уменьшение мощности и применение аэродинамических тормозных устройств, управляемых пилотом; и

(ii) Запаса скорости по числу M не менее 0,05 для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий (на высотах, для которых установлено M_D; или

(iii) Запаса скорости по числу M не менее 0,07 для самолетов переходной категории (на высотах, для которых установлено M_D, если не использован рациональный анализ, включающий влияние автоматических систем, для обоснования меньшего запаса. Если использован рациональный анализ, то минимальный запас по скорости должен быть достаточен для учета влияния изменения характеристик атмосферы (таких, как горизонтальные порывы, проникновение в спутную струю от реактивного двигателя или холодный атмосферный фронт), инструментальных погрешностей и допустимых изменений в размерах планера, но он не должен быть менее 0,05.

(c) Расчетная маневренная скорость V_A. Для скорости V_A принимаются следующие условия:

(1) V_A не должна быть меньше чем

$$Vs\sqrt{n^{э}_{max(a)}},$$

где:

V_S - скорость срыва с убранными закрылками при расчетном весе, обычно вычисляемая на основании максимального коэффициента подъемной силы самолета (C_{Nmax});

$n^{э}_{max(a)}$ - максимальная эксплуатационная маневренная перегрузка.

(2) Не требуется, чтобы скорость V_A была больше значения скорости V_C, использованного при расчете.

(d) Расчетная скорость при максимальной интенсивности порыва V_B. Для определения скорости V_B принимаются следующие условия:

(1) V_B не должна быть меньше, чем скорость, определяемая точкой пересечения линии, представляющей максимальный коэффициент аэродинамической силы C_{Nmax}, с линией скорости порыва в турбулентной атмосфере на диаграмме V-n или по формуле $V_{S1}\sqrt{n_g}$, в зависимости от того, какая величина меньше, где:

n_g - положительная перегрузка самолета от порыва при скорости V_C в соответствии с 23.341 и при рассматриваемом весе;

V_{S1} - скорость срыва при убранных закрылках при рассматриваемом весе.

(2) Не требуется, чтобы скорость V_B была больше скорости V_C.

23.337. Эксплуатационные маневренные перегрузки

(a) Максимальная эксплуатационная маневренная перегрузка $n^э_{max(a)}$ не должна быть меньше чем:

(1) $2{,}1+\frac{10890}{G+4540}$ - для самолетов нормальной и переходной категорий, но нет нужды устанавливать ее больше 3,8. Здесь G - максимальный расчетный взлетный вес самолета, кгс.

(2) 4,4 - для самолетов многоцелевой категории.

(3) 8,0 - для самолетов акробатической категории.

(b) Минимальная эксплуатационная маневренная перегрузка $n^э_{max(a)}$ не должна быть меньше (по абсолютной величине) чем:

(1) 0,4 от величины максимальной эксплуатационной маневренной перегрузки для самолетов нормальной, многоцелевой и переходной категорий.

(2) 6,0 - для самолетов акробатической категории.

(c) Значения маневренных перегрузок меньшие, чем указано в настоящем параграфе, могут быть приняты в расчет лишь в том случае, если конструктивные особенности самолета делают невозможным превышение этих величин в полете.

23.341. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе

(a) Каждый самолет должен быть рассчитан на нагрузки от порывов, указанных в 23.333(c),

действующие на каждую несущую поверхность.

(b) Нагрузки от порывов на каждую несущую поверхность для самолетов с тандемным расположением крыльев или типа "утка" должны быть определены точным расчетом или могут быть рассчитаны в соответствии с пунктом (c) настоящего параграфа при условии, если будет показано, что эти нагрузки определены в запас по отношению к критериям 23.333(c).

(c) В случае отсутствия более точного метода расчета перегрузки при полете в неспокойном воздухе должны определяться по следующей формуле:

$$ng = 1 \pm \frac{K_g U_{de} V C_y^{\alpha}}{16(G/S)},$$

где:

$K_g = \frac{0,88\mu g}{5,3 + \mu g}$ - коэффициент ослабления порыва;

$\mu_g = \frac{2(G/S)}{bpC_y^{\alpha}g}$ - массовый параметр самолета;

U_{de} - эффективная индикаторная скорость порыва в соответствии с 23.333(c), м/с;

ρ - плотность воздуха, кгс·с^2/м^4;

G/S - удельная нагрузка на крыло при соответствующем весе в расчетных случаях нагружения, кгс/м^2;

b - средняя геометрическая хорда, м;

g - ускорение свободного падения, м/с^2;

V - индикаторная скорость самолета, м/с;

C_y^{α} - производная коэффициента нормальной подъемной силы самолета по углу атаки (1/рад) в случае одновременного действия нагрузок от порывов при полете в неспокойном воздухе на крыло и горизонтальное оперение при точном расчете. Можно пользоваться производной коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки (1/рад), если нагрузка от порыва при полете в неспокойном воздухе действует только на крыло, а нагрузка от порывов, действующая на горизонтальное оперение, рассматривается как отдельный расчетный случай.

23.343. Расчетные нагрузки от топлива

(a) Должны быть рассмотрены все комбинации нагрузок, включая вес топлива от нулевого до

выбранного максимального.

(b) При размещении топлива в крыле максимальный допустимый вес самолета с минимальным топливом в крыле, в том числе возможно и с нулевым количеством топлива, должен быть установлен как "максимальный вес с минимальным топливом в крыле", если он меньше максимального веса самолета.

(c) Для самолетов переходной категории может быть установлен минимальный остаток топлива, который не превышает запаса топлива, необходимого для 45 мин полета на режиме максимальной продолжительной мощности. Если минимальный остаток топлива установлен, то проверка соответствия требованиям условий нагружения в полете настоящего раздела производится при полетном весе самолета, соответствующем этому остатку топлива. Кроме того:

(1) Расчет конструкции должен быть произведен при нулевом весе топлива в крыле при максимальных эксплуатационных нагрузках, соответствующих:

(i) 90% маневренной перегрузки, определенной в 23.337; и

(ii) Интенсивности порывов, равной 85% от значений, заданных в 23.333(c).

(2) При определении усталостных характеристик конструкции (требуемой остаточной прочности) необходимо принимать во внимание любое увеличение напряжений, возникающих при расчетных условиях, указанных в пункте (c)(1) данного параграфа.

(3) Требования относительно флаттера, деформаций и вибраций также должны обеспечиваться при нулевом весе топлива в крыльевых баках.

23.345. Устройства для увеличения подъемной силы

(a) Если во время взлета, захода на посадку или при посадке используются закрылки, предкрылки или подобные им устройства для увеличения подъемной силы, то для расчета принимается, что при полностью отклоненных закрылках и предкрылках на скоростях до V_F на самолет действуют нагрузки симметричных маневров и порывов, которые создают перегрузки в диапазоне, определяемом следующими условиями:

(1) Маневренные - до эксплуатационной перегрузки 2,0 и перегрузки 0.

(2) От восходящих и нисходящих порывов с индикаторной скоростью 7,6 м/с, направленных нормально к траектории горизонтального полета.

(b) Предполагается, что V_F не должна быть меньше, чем большая из двух скоростей: $1,4V_S$ или $1,8V_{SF}$, где:

(1) V_S - вычисленная скорость сваливания с убранными закрылками при расчетном весе.

(2) V_{SF} - вычисленная скорость сваливания с полностью выпущенными закрылками при расчетном весе.

(3) Если применяется автоматическое устройство для ограничения нагрузок на закрылки,

самолет может быть рассчитан на критические сочетания воздушной скорости и положения закрылков, обеспечиваемые этим устройством.

(c) При определении внешних нагрузок на самолет в целом тягу, спутную струю от воздушного винта и угловое ускорение тангажа можно принимать равными нулю.

(d) Закрылки, механизмы управления ими и поддерживающая их конструкция должны проектироваться на условия, указанные в пункте (a) данного параграфа. Кроме того, при полностью выпущенных закрылках на скорости V_F, в предположении, что перегрузка равна 1,0, необходимо учитывать следующие условия, рассматривая их по отдельности, а именно:

(1) Влияние встречного порыва, с индикаторной скоростью 7,6 м/с, в сочетании со спутной струей от воздушного винта, соответствующей работе двигателя на режиме 75% максимальной продолжительной мощности; и

(2) Влияние спутной струи от воздушного винта, соответствующей работе двигателя на режиме максимальной взлетной мощности.

23.347. Условия несимметричного полета

(a) Рассматривается нагружение самолета при несимметричном полете при условиях, указанных в 23.349 и 23.351. Неуравновешенные аэродинамические моменты относительно центра тяжести самолета должны быть уравновешены на основании точного расчета или расчета в запас с учетом основных масс, создающих противодействующие инерционные силы.

(b) Самолеты акробатической категории, для которых запрашивается сертификат для выполнения резких маневров (резкие вращения), должны быть дополнительно рассчитаны на несимметричные нагрузки, действующие на крыло и горизонтальное оперение (см. 23.349(b) и 23.427(a*)(1)(ii), (a*)(3)).

23.349. Случай крена

Крыло и расчалки крыла должны быть рассчитаны на следующие условия нагружения:

(a) На несимметричные нагрузки на крыло, которые зависят от категории самолета. Если нижеследующие значения не приводят к нереальным нагрузкам, то угловые ускорения крена могут быть получены путем изменения условий симметричного полета, указанных в 23.333(d), следующим образом:

(1) Для самолетов акробатической категорий в позициях 1 и 15 предполагается, что 100% аэродинамической нагрузки на полуразмах крыла действует с одной стороны плоскости симметрии и 60% этой нагрузки действует с другой стороны.

(2) Для самолетов нормальной, многоцелевой и переходной категорий в позиции 1 предполагается, что 100% аэродинамической нагрузки на полуразмах крыла действуют с одной стороны плоскости симметрии и 75% этой нагрузки действуют с другой стороны.

(b) На нагрузки от отклонения элеронов при скоростях, указанных в 23.455, в сочетании с

нулевой перегрузкой самолета и перегрузкой, равной 2/3 максимальной эксплуатационной маневренной перегрузки, а для самолетов акробатической категории дополнительно на скорости V_C в сочетании с максимальной и минимальной эксплуатационной перегрузкой при маневре. Если нижеследующие значения не приводят к нереальным нагрузкам, то влияние перемещения элеронов на крутящий момент крыла можно учесть, добавляя к коэффициенту момента профиля основной части крыла следующее приращение на участке крыла, занятом по размаху элероном, в критических условиях, определенных в 23.333(d):

$$\Delta C_m = -0,01\delta,$$

где:

ΔC_m - приращение коэффициента момента;

δ - отклонение элерона вниз в критических условиях, град.

23.351. Случай скольжения

Самолет должен быть рассчитан на нагрузки от скольжения, действующие на вертикальные поверхности в случаях, указанных в параграфах 23.441 - 23.445.

23.361. Крутящий момент двигателя

(a) Подмоторная рама каждого двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на следующие воздействия:

(1) Эксплуатационный крутящий момент двигателя, соответствующий взлетной мощности и скорости воздушного винта, действующий одновременно с 75% эксплуатационной нагрузки в позиции 1, указанной в 23.333(d).

(2) Эксплуатационный крутящий момент двигателя, соответствующий максимальной продолжительной мощности и скорости воздушного винта, действующий одновременно с эксплуатационной нагрузкой в позиции 1, указанной в 23.333(d).

(3) Для турбовинтовых двигателей, в дополнение к условиям пунктов (a)(1) и (a)(2) настоящего параграфа, эксплуатационный крутящий момент двигателя, соответствующий взлетной мощности и скорости воздушного винта, умноженный на коэффициент, учитывающий отказ системы управления воздушным винтом, включая быстрое флюгирование воздушного винта, действующие одновременно с нагрузками в горизонтальном полете при перегрузке 1,0. При отсутствии точного метода расчета следует использовать коэффициент 1,6.

(b) Для газотурбинных двигателей подмоторные рамы и поддерживающие их конструкции должны быть рассчитаны на следующие воздействия:

(1) Нагрузку от эксплуатационного крутящего момента двигателя, возникающую в результате резкой остановки двигателя из-за его неисправности или конструктивного отказа (например, из-за заклинивания компрессора).

(2) Нагрузку от эксплуатационного крутящего момента двигателя, возникающую за счет максимального ускорения работы двигателя.

(c) Эксплуатационный крутящий момент двигателя, указанный в пункте (a) настоящего параграфа, должен быть получен умножением среднего крутящего момента при заданной мощности и скорости воздушного винта на коэффициент:

(1) 1,25 - для турбовинтовых двигателей.

(2) 1,33 - для поршневых двигателей с пятью и более цилиндрами.

(3) 2, 3 и 4 соответственно для поршневых двигателей с четырьмя, тремя и двумя цилиндрами.

23.363. Боковая нагрузка на установку двигателя

(a) Подмоторная рама каждого двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на эксплуатационную перегрузку, действующую в боковом направлении (боковую нагрузку на установку) и равную не менее чем:

(1) 1,33; или

(2) 1/3 эксплуатационной перегрузки для позиции 1, указанной в 23.333(d).

(b) Боковая нагрузка, указанная в пункте (a) настоящего параграфа, может считаться не зависящей от других условий полета.

(a*) При расположении двигателя на крыле боковую нагрузку, действующую от оси самолета, следует брать не менее

$$P_z = \frac{\omega_x^2 r G_Д}{g},$$

где:

$G_Д$ - вес двигателя, кгс;

ω_X - максимальное значение угловой скорости крена, рад/с, полученное в соответствии с условиями, заданными в 23.349;

r - расстояние в плане от центра тяжести двигателя до продольной оси самолета, м;

g - ускорение силы тяжести, м/с^2.

(b*) Следует также рассмотреть совместное действие указанной выше боковой нагрузки и нагрузки от веса двигателя.

23.365. Нагружение герметических кабин

Ко всем герметическим отсекам относится следующее:

(a) Конструкция самолета должна быть достаточно прочной, чтобы выдерживать полетные нагрузки в сочетании с нагрузками от перепада давлений от нуля до максимальной величины, допускаемой установкой регулирующего клапана.

(b) Следует учитывать распределение наружного давления в полете и любые концентрации напряжений.

(c) Если разрешается производить посадку при наличии наддува в кабинах, нагрузки при посадке должны рассматриваться в сочетании с нагрузками от перепада давлений от нуля до максимальной величины, допускаемой при посадке.

(d) Конструкция самолета должна быть достаточно прочной, чтобы выдержать нагрузки от максимального перепада давлений, допускаемого установкой регулирующего клапана и умноженного на коэффициент 1,33; при этом остальные нагрузки не учитываются.

(e) Если герметическая кабина разделена перегородками или полом на два или большее число отсеков, ее основная конструкция должна быть рассчитана на нагрузки от внезапной разгерметизации в любом отсеке, имеющем наружные двери или окна. Это условие должно быть рассмотрено для нагрузок от разрушения самого большого отверстия в отсеке. Разрешается учитывать влияние утечки воздуха из соседних отсеков кабины.

23.367. Несимметричные нагрузки при отказе двигателя

(a) Самолет должен быть рассчитан на несимметричные нагрузки, возникающие при отказе критического двигателя, включая нижеследующие условия в сочетании для турбовинтового двигателя с однократным отказом системы ограничения сопротивления воздушного винта (флюгирования), причем следует учитывать вероятное корректирующее воздействие пилота на органы управления полетом:

(1) В диапазоне скоростей от V_{MC} до V_D нагрузки, вызванные отказом двигателя из-за прекращения подачи топлива, следует рассматривать как эксплуатационные нагрузки.

(2) В диапазоне скоростей от V_{MC} до V_C нагрузки, вызванные отсоединением компрессора двигателя от турбины или потерей турбинных лопаток, следует рассматривать как эксплуатационные нагрузки, однако указанный в 23.303 коэффициент безопасности может быть уменьшен до 1,2.

(3) Характер уменьшения тяги и увеличения сопротивления по времени в результате указанных случаев отказа двигателя следует подтвердить испытаниями или другими данными, применимыми к рассматриваемой комбинации "двигатель-воздушный винт".

(4) Характер изменения по времени и величину вероятного корректирующего действия пилота следует определять в запас, учитывая характеристики рассматриваемой комбинации двигатель-воздушный винт-самолет.

(b) Можно считать, что корректирующее действие пилота прикладывается в момент достижения максимального угла скольжения. Величину корректирующего действия можно определять в соответствии с эксплуатационными усилиями пилота, которые приведены в 23.397, за исключением того, что можно брать меньшие усилия, если расчетом или испытаниями доказана достаточность этих усилий для выправления рыскания и крена, возникающих в указанных условиях отказа двигателя.

23.369. [Зарезервирован]

23.371. Гироскопические и аэродинамические нагрузки

(a) Подмоторная рама каждого двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на действие аэродинамических, инерционных и гироскопических нагрузок, возникающих при работе двигателя(ей) и воздушного винта(ов) на режиме максимальной продолжительной мощности при одном из следующих условий:

(1) Условия, указанные в 23.341, 23.351 и 23.423; или

(2) Все возможные сочетания следующих условий:

(i) Скорость рысканья 2,5 рад/с.

(ii) Скорость тангажа 1 рад/с.

(iii) Нормальная перегрузка 2,5.

(iv) Максимальная продолжительная мощность.

(b) Для самолетов, одобренных для выполнения акробатических маневров, подмоторная рама каждого двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на нагрузки, указанные в пункте (a) данного параграфа, и перегрузки, возникающие при сочетаниях максимальных скоростей рысканья и тангажа.

(c) [Зарезервирован]

(a*) Кроме того, для самолетов, которым разрешен штопор как фигура высшего пилотажа, подмоторная рама двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на нагрузки, возникающие как при прямом, так и при обратном штопоре. Величины угловых скоростей ω_y при штопоре или маневре принимаются не менее приведенных ниже. Для прямого штопора берутся величина нормальной перегрузки n_y = 3,5 и четыре варианта сочетания угловых скоростей:

ω_y - 3,5 рад/с и ω_x - -2,0 рад/с;

ω_y - -3,5 рад/с и ω_x - 2,0 рад/с;

ω_y - 2,0 рад/с и ω_x - -3,5 рад/с;

ω_y - -2,0 рад/с и ω_x - 3,5 рад/с.

Для обратного штопора берутся n_y = -1,0 и те же сочетания угловых скоростей.

Учитывается действие на двигатель инерционных, аэродинамических сил и гироскопических моментов. Из возможных в режиме штопора значений тяги выбираются те, которые создают наиболее тяжелые условия нагружения того или иного элемента установки двигателя. Значения заданных выше перегрузок и угловых скоростей могут быть уточнены на основе материалов исследований в аэродинамических трубах и летных исследований.

23.373. Устройства для управления скоростью полета

Если устройства для управления скоростью полета (такие, как интерцепторы и тормозные щитки) применяются в крейсерском полете, то:

(a) Самолет должен быть рассчитан на нагрузки от симметричных маневров и порывов, которые приведены в 23.333, 23.337 и 23.341, и на нагрузки от маневров со скольжением и от боковых порывов, которые приведены в 23.441 и 23.443, причем указанные выше устройства находятся в выпущенном положении на всех скоростях вплоть до указанной на трафарете максимальной скорости полета с выпущенными устройствами.

(b) Если в этих устройствах предусматривается автоматическое управление или ограничение нагрузки, то самолет должен быть рассчитан на нагрузки от маневров и порывов, указанные в пункте (a) настоящего параграфа, при таких скоростях полета и соответствующих положениях этих устройств, которые допускаются их механизмами.

НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТИ И СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ

23.391. Нагрузки на поверхности управления

Считается, что нагрузки на поверхности управления, указанные в параграфах 23.397 - 23.459, имеют место в случаях, которые приведены в параграфах 23.331 - 23.351.

23.392. Нагрузки, параллельные оси шарниров

(a) Поверхности управления и узлы подвески должны иметь достаточную прочность и жесткость при нагрузках, параллельных оси шарниров.

(b) При отсутствии более точных данных инерционные нагрузки можно принять равными K · G, где:

(1) K = 24 - для вертикальных поверхностей.

(2) K = 12 - для горизонтальных поверхностей.

(3) G - вес отклоняющейся поверхности, кгс.

23.395. Нагрузки на систему управления

(a) Все системы управления полетом и поддерживающие их конструкции должны быть рассчитаны на нагрузки, соответствующие не менее чем 125% вычисленных шарнирных моментов отклоняющихся поверхностей управления в случаях, которые указаны в параграфах 23.391 - 23.459. Кроме того, требуется следующее:

(1) Эксплуатационные нагрузки на систему управления не должны превышать нагрузки, которые могут быть созданы пилотом и автоматическими устройствами, действующими на органы управления. Однако усилия от автопилота не должны складываться с усилиями пилота. Система должна быть рассчитана на максимальные усилия пилота или автопилота, в зависимости от того, что больше. Кроме того, если пилот и автопилот действуют в противоположных направлениях, часть системы, расположенная между ними, должна быть рассчитана на то максимальное усилие, которое создает меньшую нагрузку. Усилия пилота, используемые при расчете, не должны превышать максимальных усилий, которые указаны в 23.397(b).

(2) В любом случае расчет должен обеспечивать жесткость системы в эксплуатации с учетом заклинивания, порывов ветра на земле, руления с попутным ветром, инерционных сил системы управления и сил трения. Соответствие этому требованию может быть доказано расчетом нагрузок, возникающих от приложения усилий, которые указаны в 23.397(b).

(b) Коэффициент 1,25 (125%) вычисленных шарнирных моментов следует использовать при расчете систем руля высоты, элеронов и руля направления. Но если шарнирные моменты берутся по данным тщательных летных испытаний, то коэффициент можно уменьшить вплоть до 1,0; причем фактическое уменьшение зависит от точности и надежности данных.

(c) Считается, что усилия пилота, используемые при расчете, действуют на соответствующие рукоятки управления или опорные площадки педалей, как они действовали бы в полете, и уравновешиваются в точках присоединения проводки управления к "кабанчикам" поверхностей управления.

23.397. Эксплуатационные усилия и моменты управления

(a) В условиях полета воздушные нагрузки на отклоняющиеся поверхности и соответствующие углы отклонения не должны превышать те, что возникают в полете в результате приложения пилотом усилий, указанных в пункте (b) настоящего параграфа. Применяя этот критерий, следует учитывать влияние сервомеханизмов и гидроусилителей системы управления, а также влияние триммеров. Усилие автопилота следует включать в расчет в том случае, если один автопилот может создать нагрузки на поверхности управления более высокие, чем пилот.

(b) Эксплуатационные усилия и моменты, прикладываемые пилотом:

Орган управления	Эксплуатационные усилия или моменты для расчетного веса, равного или меньшего 2270 кгс <1>

Элерон:	
Ручка управления	30,4 кгс
Штурвал <3>	22,7 D кгс·м <4>
Руль высоты:	
Ручка управления	75,8 кгс
Штурвал (симметр.)	90,8 кгс
Штурвал (несимм.) <5>	59,0 кгс
Руль направления	90,8 кгс

<1> Для расчетного веса G, большего 2270 кгс, указанные эксплуатационные усилия должны быть увеличены линейно по весу до 1,18 от указанных значений при расчетном весе 5700 кгс, а для самолетов переходной категории - до 1,35 от указанных значений при расчетном весе 8600 кгс.

<2> [Зарезервирован]

<3> Часть проводки управления элеронами, для которой этот случай является расчетным, должна быть также рассчитана на действие одной тангенциальной силы, эксплуатационное значение момента от которой в 1,25 раза больше момента пары сил, определенного по этой таблице.

<4> D - диаметр штурвала, м.

<5> Несимметричное усилие должно быть приложено к одному из обычных мест захвата на периметре штурвала управления.

(a*) Элементы системы управления рулем направления должны быть дополнительно рассчитаны на нагрузки, равные 100 кгс и действующие одновременно на каждую педаль.

23.399. Двойное управление

(a) Каждая система двойного управления должна быть рассчитана на нагрузки от усилий пилотов, действующих в противоположных направлениях, причем усилие каждого пилота должно быть не менее:

(1) 75% усилий, достигаемых в 23.397(b).

(2) [Зарезервирован]

(b) Каждая система двойного управления должна быть рассчитана на нагрузки от усилий пилотов, действующих в одном направлении, причем усилие каждого пилота должно быть не

менее 75% усилий, достигаемых в 23.397(b).

23.401A. Одновременное действие элеронами и рулями (стабилизатором)

(a) Элементы системы управления должны быть проверены на одновременное действие нагрузок при управлении:

(1) Рулем высоты (управляемым стабилизатором) и рулем направления.

(2) Рулем высоты (управляемым стабилизатором) и элеронами.

(3) Рулем направления и элеронами.

(b) Величину этих нагрузок следует принять равной 75% эксплуатационных нагрузок случаев изолированного нагружения [см. 23.397(b)].

23.405. Вспомогательная система управления

Вспомогательные органы управления, такие, как тормоза колес, интерцепторы и органы управления триммерами, должны быть рассчитаны на вероятные максимальные усилия, которые пилот может приложить к этим органам управления.

23.407. Влияние нагрузки от триммеров

Влияние триммеров при расчете поверхностей управления следует учитывать только в том случае, когда нагрузки на поверхности ограничены максимальным усилием пилота. В этих случаях считается, что триммеры отклонены в направлении, помогающем пилоту. Эти отклонения должны соответствовать максимальной степени разбалансировки, ожидаемой при скорости, которая соответствует рассматриваемому случаю.

23.409. Триммеры

Триммеры поверхностей управления должны быть рассчитаны на самое неблагоприятное сочетание воздушной скорости и угла отклонения триммеров, которое, вероятно, может иметь место в диапазоне режимов полета при любом используемом случае нагружения.

23.415. Случаи порыва ветра на земле

(a) Система управления должна быть следующим образом рассчитана на нагрузки от поверхностей управления при порывах ветра на земле и при рулении с попутным ветром:

(1) Нагрузки должны передаваться только от "кабанчиков" поверхностей управления на ближайшие упоры и поддерживающие их конструкции.

(2) Нагрузки определяются по следующей формуле:

$$M_{ш} = kbSq,$$

где:

$M_ш$ - эксплуатационный шарнирный момент, кгс·м^2;

b - средняя хорда поверхности управления за осью вращения, м;

S - площадь поверхности управления за осью вращения, м;

q - скоростной напор (кгс/м^2) при расчетной скорости не ниже $2\sqrt{G/S} + 4,45$ (м/с),

где G/S - нагрузка на крыло при максимальном расчетном взлетном весе (кгс/м^2), но при условии, что расчетная скорость не должна превышать 26,8 м/с;

k - коэффициент эксплуатационного шарнирного момента от порывов ветра на земле, приведенный в пункте (b) настоящего параграфа (для элеронов и рулей высоты положительное значение k указывает на момент, стремящийся уменьшить отклонение поверхности, а отрицательное значение k указывает на момент, стремящийся увеличить отклонение поверхности).

(b) Коэффициент k эксплуатационного шарнирного момента для порывов ветра на земле должен принимать следующие значения:

Поверхность	k	Положение органов управления
(a) Элерон	0,75	(a) Колонка управления зафиксирована в среднем положении
(b) Элерон	± 0,50	(b) Элероны отклонены на максимальный угол; на одном элероне момент "+", на другом "-"
(c) Руль высоты	± 0,75	(c) Руль высоты отклонен вверх на максимальный угол ("-")
(d)		(d) Руль высоты отклонен вниз на максимальный угол ("+")
(e) Руль направления	± 0,75	(e) Руль направления в нейтральном положении
(f)		(f) Руль направления отклонен на максимальный угол

(c) При всех весах, от веса пустого самолета до максимального веса, указанного для швартовки в Руководстве по технической эксплуатации (РЭ), заявленные швартовочные узлы и конструкция их крепления, система управления, поверхности управления и стопоры системы управления должны быть рассчитаны на эксплуатационную нагрузку при швартовке, которая соответствует обдуву самолета в горизонтальной плоскости с любой стороны со скоростью ветра

вплоть до 40 м/с.

(a*) Дополнительно должен быть рассмотрен динамический эффект действия ветра, когда орган управления движется от нейтрального положения и ударяется об ограничитель крайнего положения. Разрешается учитывать противодействующее усилие пилота, если в РЛЭ есть указание о необходимости такого действия.

Кроме того, следует рассмотреть нагружение органов управления, устройств стопорения рулей (элеронов) и соответствующих участков систем управления при действии ветра на стоянке.

ГОРИЗОНТАЛЬНЫЕ СТАБИЛИЗИРУЮЩИЕ И БАЛАНСИРОВОЧНЫЕ ПОВЕРХНОСТИ

23.421. Балансировочные нагрузки

(a) Балансировочная нагрузка на горизонтальные поверхности - это нагрузка, необходимая для сохранения равновесия в любых заданных условиях полета при нулевом ускорении тангажа.

(b) Горизонтальные балансировочные поверхности должны быть рассчитаны на балансировочные нагрузки, имеющие место в любой точке на огибающей эксплуатационных маневров и при соблюдении условий, указанных в 23.345 для закрылков.

23.423. Маневренные нагрузки

Каждая горизонтальная поверхность и поддерживающая ее конструкция, а также основное крыло при схеме самолета с тандемным расположением крыльев или типа "утка", если поверхность имеет управление по тангажу, должны быть рассчитаны на маневренные нагрузки, возникающие при следующих условиях:

(a) Резкое отклонение рычага управления по тангажу на скорости V_A:

(1) Максимальное отклонение назад.

(2) Максимальное отклонение вперед.

Эти отклонения ограничиваются упорами управления или усилиями пилота - в зависимости от того, что является расчетным.

(b) [Зарезервирован]

(a*) Случаи, указанные в настоящем пункте, включают в себя нагрузки, соответствующие тем, которые могут иметь место при "контролируемом маневре" (маневре, при котором рычаг управления по тангажу резко отклоняется в одном направлении, а затем резко - в противоположном). Величина и время отклонения рычага управления по тангажу выбираются таким образом, чтобы не превышалась максимальная (минимальная) эксплуатационная маневренная перегрузка.

(1) Контролируемый маневр для самолетов нормальной, многоцелевой и переходной

категорий. Самолет первоначально находится в полете в уравновешенном состоянии с перегрузкой $n_I = 1$ при любой скорости в диапазоне от V_A до V_D. Необходимо исследовать контролируемые продольные маневры до значений перегрузки n_{II} и n_{III}. Значения этих перегрузок достигают максимальной величины в переходном режиме.

$$n_{II} = n^{э}_{max(a)},$$

$$n_{III} = 1 - \Delta n_{ман}, \text{ но } |n_{III}| \le |n^{э}_{min(a)}|,$$

где: $\Delta n_{ман} = n^{э}_{max(a)} - 1$

($n^{э}_{max(a)}$, $n^{э}_{min(a)}$ см. 23.337)

Принимается, что маневры выполняются следующим образом: рычаг управления по тангажу резко отклоняется в одном направлении, затем в другом, до положения, значительно удаленного от исходного, затем возвращается в исходное положение. Для приближенной оценки фактических перемещений рычага управления может быть принята следующая формула:

$$\delta = \delta_м \cdot \sin(\omega t),$$

где:

$\delta_м$ - амплитуда отклонения рычага управления по тангажу;

ω - круговая частота незатухающих собственных короткопериодических колебаний самолета как жесткого тела, но не менее чем $\frac{2\pi}{T}$,

где: $T = \frac{4V_A}{V}$;

V_A - расчетная маневренная скорость;

V - рассматриваемая скорость.

При этом обе скорости выражаются в одинаковых единицах. Как правило, достаточно проанализировать 3/4 периода отклонения, если принять, что возвращение рычага управления производится более плавно.

Скорость отклонения рычага управления при сохранении максимального нормального ускорения, достигаемого при маневре, может регулироваться с учетом ограничений, которые могут накладываться величиной прилагаемых пилотом максимальных усилий, указанных в

23.397(b), крайними положениями системы управления и любым другим косвенным путем, определяемым ограничениями в выходных характеристиках системы управления, например моментом сваливания или максимальной скоростью, задаваемой для бустерной системы управления.

При малых усилиях на органы управления (малых усилиях на рычаге управления на единицу перегрузки), а также, когда эти усилия не изменяются как обычно со скоростью полета, следует принимать особые меры предосторожности, чтобы быть уверенным, что опасность разрушения конструкции самолета из-за этого не увеличится.

(2) Контролируемый маневр для самолетов акробатической категории. Исходным режимом является установившийся режим полета с любой скоростью в диапазоне от V_A до V_D и с перегрузкой $n_{исх}$. Принимается, что маневр выполняется следующим образом: рычаг управления отклоняется на величину, необходимую для достижения в переходном процессе перегрузки n, а затем, в момент достижения перегрузки n, рычаг управления возвращается в исходное положение. Отклонение рычага управления при безбустерном управлении принимается мгновенным, а при бустерном управлении - с максимальной скоростью, допускаемой характеристиками бустера. На каждой скорости полета должны рассматриваться следующие сочетания перегрузок $n_{исх}$ и n:

$n_{исх}$	1	1	$n^{э}_{min(a)}$	$n^{э}_{max(a)}$
n	$n^{э}_{max(a)}$	$n^{э}_{min(a)}$	$n^{э}_{max(a)}$	$n^{э}_{min(a)}$

Величина отклонения рычага управления по тангажу ограничивается (помимо конструктивного ограничения или ограничения по мощности бустера) максимальным усилием пилота, задаваемым в 23.397(b).

23.425. Нагрузки от порывов

(a) Каждая горизонтальная поверхность, кроме основного крыла, должна быть рассчитана на нагрузки, возникающие:

(1) От порывов со скоростями, указанными в 23.333(c) и действующими при убранных закрылках.

(2) От восходящих и нисходящих порывов с индикаторной скоростью 7,6 м/с при скорости V_F в соответствии с условиями, указанными в 23.345(a)(2).

(b) [Зарезервирован]

(c) При определении полной нагрузки на горизонтальные поверхности для случаев, указанных в пункте (a) настоящего параграфа, вначале надо определить исходные балансировочные нагрузки на поверхности для установившегося полета без ускорений с соответствующими расчетными скоростями V_F, V_C и V_D. Дополнительная нагрузка на поверхность, возникающая от порывов, должна добавляться к исходной балансировочной нагрузке на поверхности для получения полной нагрузки на поверхность.

(d) В случае отсутствия более точного расчета дополнительную нагрузку от порыва на горизонтальные поверхности для самолетов с хвостовым горизонтальным оперением (при условии, что будет показано, что эти нагрузки определены с запасом) следует считать по формуле:

$$P_{ГО} = 0,06 C^{\alpha}_{уГО} \ VU_{de} S_{ГО} [1 \frac{d\varepsilon}{d\alpha}],$$

где:

$P_{ГО}$ - дополнительная нагрузка на горизонтальное оперение, кгс;

U_{de} - эффективная индикаторная скорость порыва, м/с;

V - индикаторная скорость самолета, м/с;

$C^{\alpha}_{уГО}$ - наклон кривой коэффициента подъемной силы горизонтального оперения, 1/рад;

$S_{ГО}$ - площадь горизонтального оперения, $м^2$;

$[1 \frac{d\varepsilon}{d\alpha}]$ - коэффициент скоса потока.

23.427. Несимметричные нагрузки

(a) Горизонтальные поверхности, исключая основное крыло, элементы конструкции, к которым они крепятся, и хвостовая часть фюзеляжа должны быть рассчитаны на несимметричные нагрузки, возникающие при скольжении и от воздействия спутной струи от воздушных винтов, в сочетании с нагрузками, предписанными для условий полета, рассмотренных в параграфах 23.421 - 23.425.

(b) При отсутствии более точных данных для самолетов обычных схем (в смысле расположения двигателей, крыла, оперения и формы фюзеляжа) можно считать, что:

(1) 100% максимальной нагрузки случая симметричного полета действует на поверхность управления по одну сторону плоскости симметрии.

(2) По другую сторону должны прикладываться [100 - 10 ($n_{max(a)}$ - 1)] процентов нагрузки, но эта величина не должна быть более 80 и менее 50%.

Здесь $n^{э}_{max(a)}$ - заданная максимальная эксплуатационная маневренная перегрузка.

(c) [Зарезервирован]

(a*) Необходимо рассмотреть совместное нагружение горизонтального и однокилевого вертикального оперений для всех случаев, предусмотренных в 23.421, 23.423(a*), 23.425 для

изолированного симметричного нагружения горизонтального оперения и для случаев изолированного нагружения вертикального оперения, предусмотренных в 23.441 и 23.443.

(1) Нагружение горизонтального оперения.

Нагрузку на горизонтальное оперение необходимо определять следующим образом. Балансировочные нагрузки должны определяться при перегрузке

$$n_{совм} = 1 + 0,75(n - 1),$$

где:

n - перегрузка рассматриваемого случая при изолированном нагружении;

$n_{совм}$ - перегрузка при совместном нагружении.

(i) Для самолетов нормальной, многоцелевой и переходной категорий маневренные нагрузки определяются из расчетов, аналогичных расчетам в изолированных случаях нагружения [см. 23.423(a*)(1)], но при этом должны быть приняты следующие значения перегрузок n_I, n_{II} и n_{III}:

$$n_I = 1;$$

$$n_{II} = 1 + 0,75 \cdot \Delta n_{ман};$$

$$n_{III} = 1 - 0,75 \cdot \Delta n_{ман},$$

но $|n_{III}| \le |1 - 0,75(1 - n^э_{min(a)})|$.

Здесь - $\Delta n_{ман} = n^э_{max(a)} - 1$.

(ii) Для самолетов акробатической категории маневренные нагрузки определяются из расчетов, аналогичных расчетам изолированных случаях нагружения [см. 23.423(a*)(2)], но при этом должны быть приняты следующие сочетания перегрузок $n_{исх}$ и n:

$n_{исх}$	n
1	$n_{исх} + 0,75(n^э_{max(a)} - 1)$
1	$n_{исх} - 0,75(\lvert n^э_{min(a)} \rvert + 1)$
$1 - 0,75(\lvert n^э_{min(a)} \rvert + 1)$	$n_{исх} + 0,75(n^э_{max(a)} + \lvert n^э_{min(a)} \rvert)$

$1+0,75(\lvert n^{э}_{max(a)}\rvert-1)$	$n_{исх}-0,75(n^{э}_{max(a)}+\lvert n^{э}_{min(a)}\rvert)$

(iii) Маневр на скорости V_A [см. 23.423(a)] совместно со случаями нагружения вертикального оперения не рассматривается.

(iv) Нагрузки при полете в неспокойном воздухе определяются для значений U_{de}, равных 75% их значений при изолированном нагружении (см. 23.425).

(2) Нагружение вертикального оперения.

Нагрузки на вертикальное оперение в совместных случаях нагружения следует принимать равными 75% нагрузок, действующих при изолированном нагружении (см. 23.441 и 23.443), а углы скольжения самолета и отклонения руля направления - равными 75% соответствующих углов для изолированного нагружения.

(3) Совместное нагружение.

При совместном нагружении горизонтального и вертикального оперений нагрузку на горизонтальное оперение следует считать действующей несимметрично в соответствии с углом скольжения, определенным в каждом рассматриваемом случае совместного нагружения.

Несимметрию в распределении нагрузки между двумя половинами горизонтального оперения следует определять на основе эксперимента в аэродинамических трубах при указанном угле скольжения (75% угла скольжения соответствующего изолированного случая нагружения вертикального оперения).

(b*) При расположении горизонтального оперения на вертикальном следует дополнительно рассмотреть совместное нагружение вертикального оперения нагрузками, приходящимися на него в изолированных случаях нагружения (см. 23.441 и 23.443), и горизонтального оперения несимметричной нагрузкой. Нагрузка на горизонтальное оперение в этом случае равна балансировочной нагрузке горизонтального полета. Несимметрию в распределении нагрузки между половинами горизонтального оперения следует определять на основе испытаний в аэродинамических трубах при полном угле скольжения для соответствующего случая нагружения вертикального оперения.

ВЕРТИКАЛЬНЫЕ ПОВЕРХНОСТИ

23.441. Маневренные нагрузки

(a) Расчет вертикальных поверхностей проводится при перечисленных ниже расчетных условиях. При расчете нагрузок на эти поверхности угловую скорость рысканья можно принять равной нулю.

(1) При полете самолета без ускорений и рыскания принимают, что педаль может резко переместиться на величину, равную:

$X_{Огр}$ - при скоростях до V_A для самолетов нормальной и многоцелевой категорий и при скоростях до V_C для самолетов акробатической категории;

$1/3X_H$ - при скорости V_D, но не более величины, ограниченной эксплуатационным усилием пилота на педаль, задаваемым в 23.397(b).

Здесь:

$X_{Огр}$ - величина перемещения педали, ограниченного упорами управления или эксплуатационным усилием пилота на педаль, задаваемым в 23.397(b) (меньшая из них);

X_H - величина перемещения педали, ограниченного упорами управления.

(2) При перемещении педали на величину, определяемую в пункте (a)(1) настоящего параграфа, принимается, что самолет достигает максимального угла скольжения.

(3) При максимальном угле скольжения, определяемом в пункте (a)(2) настоящего параграфа, принимается, что педаль возвращается в нейтральное положение (кроме случая ограничения физической силой пилота).

(b) Для самолетов переходной категории рассматриваются маневры, аналогичные приведенным в пункте (a) данного параграфа, в диапазоне скоростей от V_{MC} до V_D/M_D, но при этом отклонение педали и руля направления ограничиваются:

(1) Упорами поверхности управления.

(2) Максимальной мощностью бустера.

(3) Усилиями пилота на педаль, равными 90,8 кгс на скоростях от V_{MC} до V_A и 60,5 кгс на скоростях от V_C до V_D с линейным изменением усилия между V_A и V_C.

(c) [Зарезервирован]

23.443. Нагрузки от порывов

(a) Вертикальные поверхности в полете без ускорений при скорости V_C должны выдерживать боковые порывы со скоростью, указанной в 23.333(c) для V_C.

(b) В дополнение для самолетов переходной категории принимается, что в установившемся полете при скоростях V_B, V_C, V_D и V_F самолет встречает порывы, перпендикулярные плоскости симметрии. Должны быть рассмотрены эти порывы и скорости самолета, соответствующие приведенным условиям, как указано в 23.341 и 23.345. Профиль порыва должен быть такой, как указано в 23.333(c)(2)(i).

(c) [Зарезервирован]

(a*) При отсутствии более точного метода расчета нагрузку на хвостовое вертикальное оперение от порыва следует определять по формуле

$$P_{BO} = \pm 0,05 \eta_{\beta} C^{\beta}_{zBO} V U_{de} S_{BO},$$

где:

P_{BO} - нагрузка на вертикальное оперение, кгс;

V - индикаторная скорость полета, м/с;

U_{de} - эффективная индикаторная скорость порыва, м/с;

S_{BO} - площадь вертикального оперения, $м^2$.

Коэффициент η_{β} следует определять по формуле

$$\eta_{\beta} = 1 + e^{\frac{\pi a}{b}},$$

где:

$$a = \frac{m^{\bar{\omega}_y}_y}{2\bar{r}_y^2}; \quad b = \sqrt{\frac{-\mu m^{\beta}_y}{\bar{r}_y^2} - a^2};$$

$$m = \frac{2m}{\rho_H S 1}; \quad \bar{r}_y^2 = \frac{J_y}{m(1/2)^2};$$

$$\bar{\omega}_y = \frac{\omega_{y1}}{2V_{ист}}.$$

Здесь:

S - площадь крыла, $м^2$;

$V_{ИСТ}$ - истинная скорость полета, м/с;

ρ_H - плотность воздуха на высоте полета, $кгс \cdot с^2/м^4$;

m - масса самолета, рассматриваемая во всем диапазоне масс, $кгс \cdot с^2/м$;

1 - размах крыла, м;

J_y - массовый момент инерции самолета относительно оси У, $кгс \cdot м \cdot с^2$;

m_y^{β} - производная коэффициента момента рыскания самолета по углу скольжения (1/рад);

ω_y - угловая скорость рыскания, рад/с;

$m_y^{\bar{\omega}_y}$ - производная коэффициента момента рыскания самолета по безразмерной угловой скорости $\bar{\omega}_y$;

C_{zBO}^{β} - производная коэффициента боковой силы вертикального оперения по углу скольжения (1/рад); эта величина должна определяться по результатам испытаний в аэродинамических трубах жестких моделей полного самолета и самолета без вертикального оперения при числе M, соответствующем рассматриваемой скорости полета.

23.445. Разнесенные вертикальные поверхности или законцовки крыла

(a) Если разнесенные вертикальные поверхности или законцовки находятся на горизонтальных поверхностях или крыльях, то горизонтальные поверхности или крылья должны быть рассчитаны на максимальные нагрузки в комбинации с нагрузками, вызванными на горизонтальных поверхностях или крыльях этими вертикальными поверхностями или законцовками, а также моментами или силами от разнесенных вертикальных поверхностей или законцовок крыла.

(b) Если часть разнесенной вертикальной поверхности или законцовки крыла находится выше, а часть ниже горизонтальной поверхности, то критическая удельная нагрузка на вертикальную поверхность (нагрузка на единицу площади), соответствующая 23.441 и 23.443, должна прикладываться:

(1) К части вертикальной поверхности, находящейся выше горизонтальной, а 80% этой нагрузки - к части, находящейся ниже.

(2) К части вертикальной поверхности, находящейся ниже горизонтальной, а 80% этой нагрузки - к части, находящейся выше.

(c) Применяя условия рыскания, указанные в 23.441 и 23.443, к вертикальным поверхностям, рассмотренным в пункте (b) настоящего параграфа, необходимо учитывать влияние концевых шайб на разнесенные вертикальные поверхности или законцовки крыла.

При распределении между килями суммарной нагрузки на вертикальное оперение, определенной согласно 23.441 и 23.443, следует принимать, что 65% нагрузки приходится на один (левый или правый) киль и 35% нагрузки на другой.

(d) При использовании точных методов расчета маневренных нагрузок на вертикальные поверхности в соответствии с 23.441 следует учитывать нагрузки на горизонтальные поверхности при горизонтальном полете, включая нагрузки, вызванные на горизонтальных поверхностях влиянием вертикальных поверхностей, а также моментами или силами, действующими от вертикальных поверхностей. Расчет на прочность следует проводить, исходя из одновременного

действия этих горизонтальных и вертикальных нагрузок.

(a*) Следует рассмотреть совместное нагружение вертикального оперения и несимметричное нагружение горизонтального оперения аналогично тому, как это указано в 23.427(a*).

ЭЛЕРОНЫ И СПЕЦИАЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

23.455. Элероны

(a) Элероны должны быть рассчитаны на нагрузки, которым они подвергаются:

(1) При нейтральном положении в условиях симметричного полета.

(2) При следующих отклонениях (кроме ограниченных физической силой пилота) в условиях несимметричного полета:

(i) Резкое максимальное отклонение управления элеронами на скорости V_A и дополнительно на скорости V_C для самолетов акробатической категории.

(ii) Отклонение при скорости V_C, большей чем V_A, достаточное для создания угловой скорости крена, не ниже получаемой в пункте (a)(2)(i) данного параграфа.

(iii) Отклонение при скорости V_D, достаточное для создания угловой скорости крена не ниже 1/3 скорости, получаемой в пункте (a)(2)(i) данного параграфа.

(b) [Зарезервирован]

23.459. Специальные устройства

Нагрузки на специальные устройства, имеющие аэродинамические поверхности (например, интерцепторы), должны определяться по результатам испытаний.

НАЗЕМНЫЕ НАГРУЗКИ

23.471. Общие положения

Считается, что эксплуатационные нагрузки на земле, указанные в настоящем подразделе, являются внешними и инерционными нагрузками, которые действуют на конструкцию самолета. В каждом указанном случае нагружения внешние реакции должны быть уравновешены поступательными и вращательными инерционными силами на основании точного расчета или расчета с запасом.

23.473. Условия нагружения на земле и основные предположения

Требования настоящего подраздела к наземным нагрузкам должны удовлетворяться при максимальном расчетном весе, за исключением требований 23.479, 23.481, 23.483 и 23.485(a*), которые могут удовлетворяться при расчетном посадочном весе (наибольший вес для случая посадки с максимальной скоростью снижения), допускаемом пунктом (b) настоящего параграфа.

(b) Расчетный посадочный вес может быть принят меньшим из:

(1) 95% максимального веса, если минимального запаса топлива достаточно по меньшей мере на полчаса полета на режиме максимальной продолжительной мощности, плюс запас, равный весу топлива, который представляет разность между расчетным максимальным весом и расчетным посадочным весом; или

(2) Расчетного максимального веса без веса 25% полного запаса топлива.

(c) [Зарезервирован]

(d) Выбранная эксплуатационная вертикальная инерционная перегрузка в центре тяжести самолета для случаев наземных нагрузок, предусмотренных в настоящем подразделе, не может быть меньше значений, получающихся:

(1*) При посадке со скоростью снижения, равной $V = 0{,}9066(G/S)^{1/4}$ м/с, при условии, что эта скорость должна быть не более 3,05 м/с и не может быть менее 2,15 м/с. Эта скорость снижения определяет эксплуатационное значение энергии, которую должна поглощать амортизационная система самолета;

(2*) При посадке со скоростью снижения, определяемой условиями поглощения шасси самолета максимальной энергии, рассмотренными в 23.723(a*).

(e) Разрешается допустить, что подъемная сила крыла, не превышающая 2/3 веса самолета, имеет место в течение всего времени действия удара при посадке и проходит через центр тяжести. Перегрузка от реакции земли может быть принята равной инерционной перегрузке минус отношение вышеуказанной подъемной силы крыла к весу самолета.

(f) Испытания на поглощение энергии для определения эксплуатационной перегрузки, соответствующей потребным эксплуатационным скоростям снижения, должны проводиться в соответствии с 23.723(a).

(g) Инерционная перегрузка, принимаемая для расчетных целей, не может быть менее 2,67, а эксплуатационная перегрузка от реакции земли также не может быть менее 2,0 при расчетном максимальном весе.

(a*) Должно быть показано объективными данными, что при действии нагрузок, соответствующих поглощению амортизацией максимальной энергии, не будут иметь места разрушения конструкции шасси или такое снижение ее прочности, которое может привести к опасным последствиям.

Для конструкции планера самолета коэффициент безопасности по отношению к эксплуатационным нагрузкам при поглощении максимальной энергии принимается не менее 1,1.

23.477. Схемы шасси

Параграфы 23.479 - 23.483 и 23.485(a*) применяются к самолетам с обычным расположением носовой и основных стоек или хвостовой и основных стоек шасси.

23.479. Условия горизонтальной посадки

(a) Для горизонтальной посадки принимается, что самолет находится в следующих положениях:

(1) Самолеты с хвостовыми колесами - в обычном положении горизонтального полета.

(2) Самолеты с носовыми колесами - в положениях, при которых:

(i) Носовое и основные колеса касаются земли одновременно.

(ii) Основные колеса касаются земли, а носовое колесо едва приподнято над землей.

Положение, указанное в пункте (a)(2)(i) данного параграфа, может быть использовано при анализе, требуемом в пункте (a)(2)(ii) данного параграфа.

(b) При исследовании условий посадки лобовые составляющие, которые воспроизводят силы, необходимые для раскрутки колес до посадочной скорости, должны надлежащим образом сочетаться с соответствующими одновременными вертикальными реакциями земли, а действующие вперед горизонтальные нагрузки, возникающие из-за прекращения раскрутки колес (т.н. упругая отдача), должны быть рассмотрены в сочетании с вертикальной реакцией земли в момент их максимального значения. Учитываются подъемная сила крыла и коэффициент трения скольжения, равные соответственно 0,8 и 0,0 при поглощении эксплуатационной энергии, и 0,5 и 0,0 при поглощении максимальной энергии. Однако лобовые нагрузки при наличии трения скольжения не должны быть меньше 25% максимальных вертикальных реакций земли (подъемная сила крыла не учитывается).

(c) [Зарезервирован]

(a*) Для определения нагрузок от раскрутки колес (при наличии трения скольжения пневматика) рассматриваются следующие комбинации вертикальной и лобовой составляющих, приложенных к оси колеса:

(1) Для максимальной силы раскрутки колеса лобовые составляющие, воспроизводящие силы, потребные для раскрутки колеса до заданной посадочной скорости, должны сочетаться с вертикальными реакциями земли, которые действуют в момент максимума лобовых нагрузок. Коэффициент трения пневматика о землю может быть установлен с учетом влияния скорости скольжения и давления в пневматике. Однако этот коэффициент трения не должен быть больше чем 0,8 при поглощении эксплуатационной энергии и 0,5 при поглощении максимальной энергии. Этот случай должен рассматриваться для шасси и конструкции, на которой оно непосредственно закреплено, а также для агрегатов большой массы, например таких, как подвесной топливный бак или гондола.

(2) Для случая максимальной вертикальной нагрузки на колесо лобовую нагрузку, действующую против направления полета и составляющую не менее 25% от максимальной вертикальной реакции земли, следует сочетать с максимальной реакцией земли, определяемой в 23.473.

(3) Для случая максимальной нагрузки упругой отдачи после раскрутки колеса действующие вперед горизонтальные нагрузки, возникающие в результате быстрого уменьшения лобовых нагрузок раскрутки, должны сочетаться с вертикальными реакциями земли, которые действуют в момент максимума нагрузки, направленной вперед. Этот случай должен рассматриваться для шасси и конструкции, на которой оно непосредственно закреплено, а также для агрегатов большой массы, например таких, как подвесной топливный бак или гондола.

(d) Для самолетов с концевыми баками или большими подвешенными под крылом массами (такими, как ТВД или ТРД) концевые баки и конструкция, к которой крепятся баки или подвешенные массы, должны быть спроектированы в расчете на динамическую реакцию при условиях горизонтальной посадки, изложенных в пунктах (a)(1) или (a)(2)(ii) настоящего параграфа. При расчетах динамической реакции можно принять, что подъемная сила самолета равна весу самолета.

23.481. Условия посадки с опущенным хвостом

(a) Для посадки с опущенным хвостом принимается, что самолет находится в следующих положениях:

(1) Самолеты с хвостовыми колесами - в положении, при котором хвостовые и основные колеса касаются земли одновременно.

(2) Самолеты с носовыми колесами - либо в положении сваливания, либо с максимальным углом, который допускает клиренс до земли любой части самолета (берется меньший угол).

(b) Для самолетов как с хвостовыми, так и с носовыми колесами принимается, что реакции земли являются вертикальными, при этом колеса имеют скорость, которая была достигнута перед максимальной вертикальной нагрузкой.

(a*) Удар в хвостовую предохранительную опору для самолетов с носовым колесом. Эксплуатационная нагрузка должна определяться как максимальное усилие на опору при поглощении эксплуатационной энергии, равной 0,015G, кгс·м, где G - расчетный посадочный вес самолета. Амортизация предохранительной опоры принимается полностью обжатой.

23.483. Условия посадки на одно колесо

Для случая посадки на одно колесо принимается, что самолет находится в горизонтальном положении и касается земли одной из основных стоек шасси. В этом положении реакции земли для этой стойки шасси должны быть такими же, как это определено в 23.479(a*)(2).

23.485. Условия действия боковой нагрузки

(a) Для случая действия боковой нагрузки на основные стойки шасси принимается, что самолет находится в горизонтальном положении, касаются земли только основные колеса, а амортизатор и пневматики обжаты до их статических положений.

(b) Эксплуатационная вертикальная перегрузка должна быть равна 1,33, при этом вертикальная реакция земли поровну распределена между основными колесами.

(c) Эксплуатационная боковая инерционная перегрузка должна быть равна 0,83, при этом боковая реакция земли распределена между основными колесами так, что:

(1) 0,5G действует на одну стойку шасси и направлена к борту фюзеляжа.

(2) 0,33G действует на другую стойку и направлена от борта фюзеляжа, где G - расчетный посадочный вес самолета, кгс.

(d) Боковые нагрузки, определенные в соответствии с пунктом (c) данного параграфа, считаются действующими в точке контакта с землей, а лобовые могут быть приняты равными нулю.

(a*) Для случая бокового удара в носовую стойку считается, что самолет находится в горизонтальном положении, а амортизация носовой стойки обжата в соответствии с приложенной нагрузкой.

(1) Величину реакции земли при поглощении эксплуатационной и максимальной энергии следует принять такой же, как и в 23.479((a*)(2). Реакция земли должна быть приложена в точке касания колеса с землей и направлена вверх и вбок так, что боковой компонент равен 0,33 ее значения в случае поглощения эксплуатационной энергии и 0,25 в случае поглощения максимальной энергии.

(2) Для самоориентирующегося или управляемого носового колеса может быть принято, что часть момента боковой силы, задаваемой в пункте (a*)(1) настоящего параграфа, относительно оси ориентировки носового колеса, равная значению, задаваемому в 23.499(b*)(2), воспринимается на оси ориентировки, а остальная часть момента воспринимается парой сил на оси колеса. Если момент боковой силы, задаваемой в пункте (a*)(1) настоящего параграфа, относительно оси ориентировки носового колеса получается меньше значения, задаваемого в 23.499(b*)(2), то должны быть приняты величины момента и силы согласно 23.499(b*)(2).

23.487A. Обратный удар при посадке

(a) Шасси и конструкция его крепления должны быть исследованы на действие нагрузок, имеющих место во время отскока самолета от посадочной полосы.

(b) При полностью разжатой стойке шасси и при отсутствии контакта с землей на неподрессоренные (подвижные) части стоек шасси воздействует перегрузка 20,0. Эта перегрузка должна действовать в направлении движения неподрессоренных (подвижных) частей шасси, когда они достигнут их граничного положения при выдвижении относительно подрессоренных (неподвижных) частей шасси.

23.491A. Разбег при взлете

Принимается, что шасси и конструкция самолета подвергаются воздействию нагрузок не ниже тех, которые определены при условиях, указанных в 23.235.

23.493. Условия качения с торможением

Согласно условиям качения с торможением, при которых амортизатор и пневматики обжаты до их стояночных положений, принимается следующее:

(a) Эксплуатационная вертикальная перегрузка должна быть 1,33, однако вертикальная реакция на колесо не должна быть меньше 75% нагрузки, заданной в 23.479(a*)(2).

(b) Положения самолета и контакты с землей должны быть такими же, как описано в 23.479 для горизонтальных посадок.

(c) Лобовая реакция, равная вертикальной реакции на колесо, умноженной на коэффициент трения 0,8, должна быть приложена в точке контакта с землей каждого тормозного колеса при условии, что лобовая реакция не должна превышать максимальное значение, основанное на эксплуатационном тормозном моменте.

(a*) Дополнительно должны быть рассмотрены условия реверсивного торможения, в которых:

(1) Самолет стоит на трех точках. Горизонтальные реакции, параллельные земле и направленные вперед, должны быть приложены в точке соприкосновения тормозного колеса с землей. Максимальные нагрузки должны составлять 0,55 от вертикальной нагрузки на каждое колесо или равняться нагрузке, развиваемой при 1,2 максимального статического тормозного момента. Из этих двух значений берется меньшая величина.

(2) На самолетах с носовым колесом опрокидывающий момент уравновешивается инерционными силами вращения.

(3) На самолетах с хвостовым колесом равнодействующая реакция земли должна проходить через центр тяжести самолета.

23.495A. Разворот

Принимается, что самолет в статическом положении выполняет установившийся разворот при помощи управляемой носовой стойки или применения достаточной дифференциальной тяги двигателей так, что эксплуатационные перегрузки, приложенные в центре тяжести, составляют 1,0 по вертикали и 0,5 вбок. Боковая реакция земли на каждом колесе должна составлять 0,5 вертикальной реакции.

23.497. Дополнительные условия нагружения для хвостовых колес

При определении наземных нагрузок на хвостовое колесо и подверженную нагружению поддерживающую конструкцию принимаются следующие условия:

(a) При наезде на препятствие эксплуатационная реакция земли, полученная в случае посадки с опущенным хвостом, действует вверх и назад через ось колеса под углом 45°. Может быть принято, что амортизатор и пневматик обжаты до их стояночных положений.

Для хвостового колеса (хвостовой предохранительной опоры), амортизация которого не работает на передний удар, дополнительно следует рассмотреть нагружение лобовой силой,

равной 250% стояночной нагрузки и действующей на оси колеса в сила при этом принимается равной эксплуатационной реакции земли, полученной в 23.481. Для хвостовой предохранительной опоры лобовая сила действует в точке касания его с землей.

(b) При действии боковой нагрузки принимается, что эксплуатационная вертикальная реакция земли, равная стояночной нагрузке на хвостовое колесо, сочетается с равным по величине боковым компонентом. Кроме того:

(1) Если используется шарнирное соединение с вертикальной осью, то принимается, что хвостовое колесо развернуто на 90° относительно продольной оси самолета от результирующей наземной нагрузки, проходящей через ось колеса.

(2) Если используется стопор, механизм управления или демпфер шимми, то также принимается, что хвостовое колесо развернуто боковой нагрузкой, действующей в точке контакта с землей.

(3) Принимается, что амортизатор и пневматик обжаты до их стояночных положений.

(c) Если для выполнения условий 23.925(b) установлено энергопоглощающее устройство (хвостовое колесо, хвостовая предохранительная опора), то прочность этого устройства и поддерживающая его конструкция должны быть рассчитаны на нагрузки, установленные в 23.481(a*).

(a*) Нагружение при посадке с боковым ударом. Самолет считается стоящим на трех точках. Должно быть рассмотрено одновременное действие нагрузки, определяемой в пункте (a) данного параграфа, и боковой нагрузки, равной 0,15 от вертикальной составляющей реакции земли. Кроме того, хвостовое колесо (хвостовая предохранительная опора) должно быть проверено на действие одной боковой нагрузки, равной 0,2 от величины эксплуатационной реакции земли, полученной в 23.481. Боковая нагрузка приложена в точке касания колеса (хвостовой предохранительной опоры) с землей; принимается стояночное обжатие амортизации. Для самоориентирующегося хвостового колеса необходимо принимать, что 20% момента боковой силы относительно оси ориентировки воспринимается на оси ориентировки и 80% этого момента воспринимается парой сил на оси колеса или в точке касания хвостовой предохранительной опоры с землей.

23.499. Дополнительные условия нагружения для носовых колес

При определении наземных нагрузок на носовые колеса и на подверженную нагружению поддерживающую конструкцию и при допущении, что амортизаторы и пневматики находятся в их статических положениях, должны удовлетворяться следующие условия:

(a) При нагрузках, направленных назад, составляющие эксплуатационной силы на оси колеса должны быть:

(1) Вертикальная составляющая - 2,25 стояночной нагрузки на колесо.

(2) Лобовая составляющая - 0,8 от вертикальной нагрузки.

(b) При нагрузках, направленных вперед, составляющие эксплуатационной силы на оси

колеса должны быть:

(1) Вертикальная составляющая - 2,25 стояночной нагрузки на колесо.

(2) Направленная вперед составляющая - 0,4 от вертикальной нагрузки.

(c) При боковых нагрузках составляющие эксплуатационной силы в точке контакта с землей должны быть:

(1) Вертикальная составляющая - 2,25 стояночной нагрузки на колесо.

(2) Боковая составляющая - 0,7 от вертикальной нагрузки.

(d) Для самолетов с управляемым носовым колесом, управление которого осуществляется гидравлически или другим видом энергии, носовое колесо в любом положении при расчетном взлетном весе должно быть рассчитано на совместные нагрузки, равные 1,33 полного крутящего момента и 1,33 максимальной вертикальной статической реакции на носовое колесо. Однако, если установлено устройство ограничения крутящего момента, крутящий момент может быть уменьшен до величины, допускаемой данным устройством.

(e) Для самолетов с управляемым носовым колесом, которое имеет непосредственную механическую связь с педалями, механизм управления должен выдерживать крутящий момент, соответствующий эксплуатационному усилию пилота, указанному в 23.397(b).

(a*) Должен быть также рассмотрен случай рыскания носового колеса.

Предполагается, что самолет находится в положении статического равновесия и на него действуют нагрузки, возникающие при одностороннем торможении колес основного шасси. Носовая стойка шасси, узлы ее крепления и конструкция фюзеляжа, расположенная перед центром тяжести самолета, должны быть рассчитаны на нагрузки при следующих условиях:

(1) Вертикальная перегрузка в центре тяжести самолета равна 1,0.

(2) В центре тяжести самолета приложена направленная вперед сила, вызванная односторонним торможением колес основного шасси. Величина этой силы не должна превышать максимальную лобовую силу на одну стойку основного шасси, соответствующую 23.493(c).

(3) Боковые и вертикальные нагрузки на носовую стойку шасси в точке соприкосновения с землей определяются из условия статического равновесия, однако боковая сила более 0,8 от вертикальной силы не допускается. Кроме того, если механизм управления или демпфер шимми снабжены предохранительным клапаном, ограничивающим усилие бустера (демпфера), то боковая сила не должна создавать момент относительно оси ориентировки носовой стойки больший, чем указан в пункте (b*)(2) настоящего параграфа.

(b*) Элементы конструкции носовой стойки шасси, механизм управления и демпфер шимми должны быть рассчитаны на нагружение крутящим моментом, создаваемым указанной в пункте (a*)(3) настоящего параграфа боковой составляющей нагрузки относительно оси ориентировки колеса. При этом:

(1) Величина крутящего момента берется не меньше момента, развиваемого относительно этой оси механизмом управления.

(2) Если механизм управления или демпфер шимми снабжен предохранительным клапаном, ограничивающим усилие бустера (демпфера), то эксплуатационный момент от боковой составляющей нагрузки, уравновешиваемый бустером (демпфером), принимается не более суммы 1,15 максимального момента, создаваемого бустером (демпфером) при работающем клапане, и момента сил трения в системе разворота колеса.

23.507. Нагрузки при поднятии стропами и на домкратах

(a) Самолет должен быть спроектирован на нагрузки, возникающие при вывешивании самолета в горизонтальном положении на домкратах при максимальном расчетном весе, с учетом следующих перегрузок для точек установки домкратов на стойках шасси и в точках установки домкратов для силовой конструкции планера:

(1) Вертикальная перегрузка равна 1,35 статических реакций.

(2) Перегрузки вперед, назад и вбок равны 0,4 от вертикальных статических реакций.

(b) Горизонтальные нагрузки в точках установки домкратов должны уравновешиваться инерционными силами так, чтобы в результате не изменялось направление результирующих нагрузок в точках установки домкратов.

(c) Горизонтальные нагрузки должны рассматриваться во всех комбинациях с вертикальной нагрузкой.

(a*) При поднятии самолета или его агрегатов стропами рассматривается действие перегрузки, равной 2,67.

23.509. Нагрузки при буксировке

При расчете буксировочных узлов, стоек шасси (если буксировочные узлы расположены на стойках) и поддерживающих конструкций должны прикладываться буксировочные нагрузки, рассмотренные в настоящем параграфе.

(a) Буксировочные нагрузки, указанные в пункте (d) настоящего параграфа, должны рассматриваться раздельно. Эти нагрузки должны быть приложены к буксировочным узлам и должны действовать параллельно земле. Кроме того:

(1) Следует считать, что вертикальная перегрузка в центре тяжести самолета равна 1,0.

(2) Амортизационные стойки шасси и пневматики должны находиться в стояночном положении.

(b) Если буксировочные узлы расположены не на шасси, а вблизи плоскости симметрии самолета, то к ним прикладываются лобовые и боковые составляющие буксировочных нагрузок, определенные для вспомогательного (носового или хвостового) шасси. Если буксировочные узлы

расположены снаружи от основных стоек шасси, к ним прикладываются лобовые и боковые составляющие нагрузок, определенные для основного шасси.

(c) Буксировочные нагрузки, указанные в пункте (d) настоящего параграфа, должны уравновешиваться следующим образом:

(1) Боковая составляющая буксировочной нагрузки, прикладываемой к основному шасси, должна уравновешиваться боковой силой на основное шасси, действующей по линии стояночного обжатия колес основного шасси.

(2) Буксировочные нагрузки на вспомогательное (носовое или хвостовое) шасси и лобовые составляющие буксировочных нагрузок на основное шасси должны уравновешиваться следующим образом:

(i) Реакция, максимальная величина которой равна вертикальной реакции, должна быть приложена к оси колеса, к которому приложена нагрузка. Для достижения равновесия должна быть приложена достаточная сила инерции самолета.

(ii) Нагрузки должны уравновешиваться силами инерции самолета.

(d) Предписываются следующие величины буксировочных нагрузок, где G - максимальный расчетный вес самолета:

Буксировочный узел	Положение	Нагрузка		
		Величина	N	Направление
Основное шасси		0,225 G на каждую стойку основного шасси	1	Вперед, параллельно оси лобового сопротивления
			2	Вперед, под углом 30° к оси лобового сопротивления
			3	Назад, параллельно оси лобового сопротивления
			4	Назад, под углом 30° к оси лобового сопротивления
Вспомогательное шасси (носовое или хвостовое)	В плоскости симметрии самолета	0,3 G	5	Вперед
			6	Назад
	Повернуто на 30° от плоскости симметрии	0,3 G <*>	7	Вперед, в плоскости колеса
			8	Назад, в плоскости колеса
	Повернуто на	0,15 G <*>	9	Вперед, в плоскости колеса

	предельный угол от плоскости симметрии		10	Назад, в плоскости колеса

<*> Для промежуточных значений углов поворота вспомогательного шасси применяется линейная интерполяция величины буксировочного усилия.

(a*) На буксирное приспособление, находящееся в рабочем положении для буксировки за носовую стойку, действует боковая сила, прикладываемая в горизонтальной плоскости под прямым углом к продольной оси приспособления в точке его соединения с буксировщиком. Этот случай следует рассматривать только при буксировке жесткой тягой. Величина этой силы должна быть не менее 0,015 G, где G - максимальный расчетный вес самолета, кгс. Однако:

(1) Если механизм управления или демпфер шимми снабжен предохранительным клапаном, боковая сила принимается не более усилия, которое на длине буксирного приспособления создает момент относительно оси ориентировки стойки, определяемый в 23.499(b*)(2).

(2) Если буксировка самолета производится только при работе системы управления носовой стойкой в режиме свободного ориентирования и об этом имеется соответствующее указание в РЛЭ, величина боковой силы выбирается из момента, потребного для разворота носовой стойки на земле.

(3) Для проверки прочности конструкции шасси и самолета от действия боковой силы следует рассматривать два варианта нагружения:

(i) Действует боковая сила и стояночная нагрузка на стойку.

(ii) Одновременно с боковой силой и стояночной нагрузкой на стойку действует задаваемая в пункте (d) настоящего параграфа буксировочная нагрузка.

(b*) В конструкции буксирного приспособления должны быть предусмотрены предохранительные устройства. Величины разрушающих нагрузок для предохранительных устройств следует принимать не более эксплуатационных нагрузок, определяемых в пунктах (d) и (a*) настоящего параграфа. При буксирном приспособлении с жесткой тягой предохранительные устройства должны работать как при растяжении, так и при сжатии.

23.511. Нагрузки на земле. Несимметричные нагрузки на многоколесное шасси

(a) Нагрузки при развороте. Предполагается, что самолет разворачивается вокруг одной из основных стоек при следующих условиях:

(1) Колеса этой стойки заторможены.

(2) К основному шасси и к поддерживающей его конструкции приложены нагрузки,

соответствующие эксплуатационной вертикальной перегрузке, равной 1,0 и коэффициенту трения 0,8.

Однако крутящий момент (кгс·м), действующий в плоскости, параллельной земле и проходящей через ось колеса стойки, берется не менее

$$\pm(90 + 0,002\sqrt{G^3}),$$

где G - расчетный посадочный вес, кгс, для взлетных полос с искусственным покрытием или расчетный взлетный вес для грунтовых ВПП.

(b) Неравномерные нагрузки на пневматики. На каждой стойке шасси со спаренными колесами нагрузки, определенные для всех случаев посадки, руления и управляемого движения по земле, должны прикладываться поочередно к спаренным колесам и пневматикам в отношении 60:40% для взлетных полос с искусственным покрытием или 70:30% для грунтовых ВНП.

(c) [Зарезервирован]

(a*) Спущенные пневматики. Для многоколесных стоек шасси влияние спущенных пневматиков на прочность конструкции следует принимать во внимание во всех случаях нагружения, описанных в данном пункте.

(1) Случай посадки при одном спущенном пневматике. Предполагается, что нагрузка, прикладываемая к каждой стойке, составляет 60% от эксплуатационной нагрузки, прикладываемой к каждой стойке шасси в рассматриваемом случае посадки. Однако для случая посадки со сносом, который указан в 23.485(a) и (b), следует прикладывать 100% вертикальной нагрузки.

(2) Случай руления и управляемое движение по земле. При одном спущенном пневматике:

(i) Перегрузки от боковой и/или лобовой нагрузок в центре тяжести самолета должны определяться по наибольшим критическим нагрузкам вплоть до 50% от величин эксплуатационных боковой и/или лобовой нагрузок, которые соответствуют наиболее тяжелым случаям нагружения при рулении и управляемом движении по земле.

(ii) Для случая качения с заторможенными колесами, указанного в 23.493, лобовые нагрузки на каждый заряженный пневматик должны быть не меньше нагрузок, действующих на каждый заряженный пневматик при симметричном распределении нагрузок (в случае, когда все пневматики заряжены).

(iii) Вертикальная перегрузка в центре тяжести самолета должна составлять 60% от перегрузки при всех заряженных пневматиках, но не должна быть менее 1,0.

(iv) Случай разворота вокруг одной из стоек шасси не рассматривается.

(3) Случай буксировки. При одном спущенном пневматике нагрузка при буксировке должна составлять 60% от нормированной нагрузки, указанной в 23.509.

23.515A. Шимми

Во всем диапазоне возможных весов и скоростей движения самолета по ВПП при взлете и посадке должно быть обеспечено отсутствие шимми колес шасси. Отсутствие шимми должно быть подтверждено расчетами и испытаниями стоек шасси на копре с подвижной опорой. Испытания разрешается не проводить, если расчетами или специальными измерениями в процессе летных испытаний будет доказано отсутствие шимми.

НАГРУЗКИ НА ВОДЕ

23.521. Условия нагружения на воде

(a) Гидросамолеты и самолеты-амфибии должны быть рассчитаны на гидродинамические нагрузки, возникающие при взлете и посадке, при любых возможных положениях самолета относительно водной поверхности, которые могут иметь место в нормальных условиях эксплуатации, а также при соответствующих значениях поступательной и вертикальной скоростей снижения при наиболее неблагоприятном состоянии водной поверхности.

(b) Если Заявителем не проведен точный расчет гидродинамических нагрузок, следует пользоваться требованиями параграфов 23.523 - 23.537 включительно.

(a*) Должны быть определены нагрузки на отдельные агрегаты и характеристики мореходности.

23.523. Расчетные веса и положения центра тяжести

(a) Расчетные веса. Гидродинамические нагрузки должны быть определены для всех полетных весов вплоть до расчетного посадочного веса, за исключением случая взлета, предусмотренного 23.531, когда в качестве расчетного принимается расчетный взлетный вес с воды (максимальный вес при рулежке и разбеге по воде).

(b) Положения центра тяжести. Расчетные положения центра тяжести в пределах, требуемых свидетельством о летной годности, должны быть такими, чтобы на каждую часть конструкции гидросамолета были получены наибольшие возможные нагрузки.

23.525. Приложение нагрузок

(a) Если иное не предусмотрено, на самолет в целом действуют нагрузки, соответствующие перегрузкам, приведенным в 23.527.

(b) При приложении нагрузок, соответствующих перегрузкам, задаваемым в 23.527, допускается их условное распределение по длине днища (чтобы избежать чрезмерных перерезывающих сил и изгибающих моментов в зоне приложения нагрузки) при значениях давлений, не меньших давлений у киля, приведенных в 23.533(c).

(c) Для двухпоплавкового (двухлодочного) гидросамолета каждый поплавок следует рассматривать как лодку фиктивного гидросамолета с весом, равным половине веса

двухпоплавкового самолета.

(d) За исключением случая взлета, предусмотренного в 23.531, подъемная сила крыла при ударе о воду принимается равной 2/3 веса гидросамолета и прикладывается в центре тяжести.

23.527. Перегрузки для лодки или основного поплавка

(a) Перегрузка при ударе о воду определяется следующим образом:

(1) Для посадки на редан

$$n = \frac{C_1 V_{S0}^2}{(tg(\beta))^{2/3} G^{1/3}} .$$

(2) Для посадки на нос и корму

$$n = \frac{C_1 V_{S0}^2}{(tg(\beta))^{2/3} G^{1/3}} \cdot \frac{K_1}{(1 + r_x^2)^{2/3}} ,$$

где:

n - перегрузка при ударе о воду (т.е. величина гидродинамической силы, деленная на вес самолета);

C_1 - эмпирический коэффициент, учитывающий условия эксплуатации и равный 0,00269 (этот коэффициент не должен быть меньше величины, необходимой для получения минимальной перегрузки при посадке на редан, равной 2,33);

V_{S0} - скорость сваливания с закрылками, отклоненными в посадочное положение, км/ч;

КонсультантПлюс: примечание.
В официальном тексте документа, видимо, допущена опечатка: имеется в виду Приложение I, а не Приложение 1.

β - угол килеватости по скуле сечения, в котором приложена гидродинамическая нагрузка (см. рис. 1 Приложения 1);

G - расчетный посадочный вес гидросамолета, кгс;

КонсультантПлюс: примечание.
В официальном тексте документа, видимо, допущена опечатка: имеется в виду Приложение I, а не Приложение 1.

K_1 - эмпирический коэффициент, учитывающий распределение нагрузки по длине лодки (см. рис. 2 Приложения 1);

r_x - отношение расстояния, измеренного по продольной оси лодки, от центра тяжести гидросамолета до сечения, в котором приложена гидродинамическая нагрузка, к радиусу инерции гидросамолета относительно поперечной оси. За продольную ось лодки принимается прямая линия, лежащая в плоскости симметрии и касательная к килю у главного редана.

(b) [Зарезервирован]

КонсультантПлюс: примечание.
В официальном тексте документа, видимо, допущена опечатка: имеется в виду Приложение I, а не Приложение 1.

(c) Для двухпоплавкового гидросамолета, вследствие влияния упругости крепления поплавков к гидросамолету, коэффициент K_1 может быть уменьшен для носовой и хвостовой частей до 0,8 от величины, приведенной на рис. 2 Приложения 1. Это уменьшение относится только к узлам крепления поплавков и конструкции самолета, а не к самим поплавкам.

23.529. Условия посадки для лодки и основного поплавка

(a) Симметричная посадка на редан, нос и корму. Для симметричной посадки на редан, нос и корму эксплуатационная перегрузка при ударе о воду определяется в соответствии с 23.527. Рассматриваются следующие случаи нагружения:

(1) Для симметричной посадки на редан гидродинамическая нагрузка прикладывается перпендикулярно килевой линии в центре тяжести площади нагружения и распределяется по носовой части днища вперед от редана; угол килеватости берется в сечении, проходящем через центр тяжести гидросамолета.

(2) Для симметричной посадки на нос суммарная гидродинамическая сила прикладывается перпендикулярно килю на расстоянии, равном 1/5 длины лодки от носа до редана.

(3) Для симметричной посадки на корму суммарная гидродинамическая сила прикладывается перпендикулярно килю на расстоянии, равном 0,85 длины задней части лодки от редана до кормы.

(b) Несимметричная посадка для летающих лодок и однопоплавковых гидросамолетов. Должны быть рассмотрены случаи несимметричной посадки на редан, нос и корму:

(1) Нагрузка в каждом случае состоит из вертикальной составляющей, равной 0,75 суммарной нагрузки в соответствующих случаях симметричной посадки, и боковой составляющей, равной 0,25 $tg(\beta)$ этой же нагрузки.

(2) Точка приложения и направление вертикальной составляющей сохраняются теми же, что и в случае симметричной посадки; боковая составляющая прикладывается в том же сечении, что и вертикальная компонента, перпендикулярно плоскости симметрии и посередине между линиями киля и скулы.

(c) Несимметричная посадка двухпоплавкового самолета. Несимметричную нагрузку образуют приложенные к редану каждого поплавка направленная вверх нагрузка, равная 0,75 от симметричной нагрузки, предусмотренной 23.527, и боковая нагрузка, равная 0,25 $tg(\beta)$ этой же нагрузки. Боковая нагрузка направлена внутрь перпендикулярно плоскости симметрии поплавка в том же поперечном сечении, что и вертикальная компонента, и прикладывается на середине расстояния от киля до скулы.

23.531. Нагружение крыла при взлете

Для крыла и его крепления к лодке или основному поплавку:

(a) Подъемная сила крыла принимается равной нулю.

(b) Направленная вниз инерционная нагрузка соответствует эксплуатационной перегрузке

$$n = \frac{C_{TO} V_{S1}^2}{(tg(\beta))^{2/3} G^{1/3}},$$

где:

C_{TO} - эмпирический коэффициент, равный 0,000895;

V_{S1} - скорость сваливания при расчетном взлетном весе с закрылками, отклоненными во взлетное положение, км/ч;

β - угол килеватости днища у главного редана;

G - расчетный взлетный вес с воды, кгс.

23.533. Давление на днище лодки и основного поплавка

(a) Общие требования. В настоящем параграфе рассматриваются требования к расчету конструкции лодки и основных поплавков, включая шпангоуты, перегородки, стрингеры и обшивку днища.

(b) Местные давления. Для расчета обшивки днища, стрингеров и их крепления к каркасу принимается следующее распределение давлений:

(1) Для плоскокилеватого днища давление у скулы принимается равным 0,75 давления у киля, распределение давления по ширине днища - по линейному закону в соответствии с рис. 3 Приложения I. Давление у киля определяется по формуле

$$p_к = C_2 \frac{K_2 V_{S1}^2}{tg(\beta_к)},$$

где:

$p_к$ - давление, кгс/м^2;

$C_2 = 0,437$;

K_2 - коэффициент распределения давления по длине лодки (поплавка) в соответствии с рис. 2 Приложения I;

V_{S1} - скорость сваливания при расчетном взлетном весе с воды с закрылками, отклоненными во взлетное положение, км/ч;

$\beta_к$ - угол килеватости у киля в соответствии с рис. 1 Приложения I.

(2) Для лекального днища распределение давления по ширине днища до начала развала принимается таким же, как для плоскокилеватого днища. Давление между скулой и началом развала изменяется по линейному закону в соответствии с рис. 3 Приложения I. Давление у скулы определяется по формуле

$$p_{ск} = C_3 \frac{K_2 V_{S1}^2}{tg(\beta)},$$

где:

$p_{ск}$ - давление по обрезу скулы, кгс/см^2;

$C_3 = 0,328$;

K_2 - коэффициент распределения давления по длине лодки (поплавка) в соответствии с рис. 2 Приложения I;

V_{S1} - скорость сваливания при расчетном взлетном весе с воды с закрылками, отклоненными во взлетное положение, км/ч;

β - угол килеватости в соответствии с рис. 1 Приложения I.

(1*) Для более сложных форм сечения днища распределение давления в поперечном сечении принимается на основании специальных расчетных или экспериментальных исследований.

(2*) Площадь, на которую действуют эти давления, не должна быть меньше квадрата размерами 200 x 200 мм. На участке днища длиной не менее удвоенной максимальной ширины днища вперед от главного редана давление для расчетов местной прочности должно быть увеличено до величины 4,25 V_{S1}^2 кгс/м^2.

(3*) Прочность клетки днища проверяется также на местное разрежение, которое в любой точке днища от носа до главного редана принимается равным p = 10 000 кгс/м^2, непосредственно

за главным реданом p = 10 000 кгс/м^2, на втором редане p = 2500 кгс/м^2. Распределение разрежения между первым и вторым реданами принимается действующим по линейному закону.

(c) Распределенные давления. Для расчета шпангоутов, киля и бортов принимается следующее распределение давлений:

(1) Симметричное распределение

$$p = C_4 \frac{K_2 V_{S0}^2}{tg(\beta)},$$

где:

p - давление, кгс/м^2;

C_4 = 0,192;

K_2 - коэффициент распределения давления по длине лодки (поплавка) в соответствии с рис. 2 Приложения I;

V_{S0} - скорость сваливания с закрылками, отклоненными в посадочное положение, без учета обдувки винтами, км/ч;

β - угол килеватости соответствующего сечения днища по скуле.

При несимметричном распределении давления с одной стороны от плоскости симметрии на днище действуют давления, указанные в пункте (b)(1) настоящего параграфа, с другой стороны - половина этих давлений в соответствии с рис. 3 Приложения I.

(2) Эти давления прикладываются одновременно ко всему днищу лодки или поплавка и передаются на боковые стенки корпуса лодки или поплавка.

23.535. Нагрузки на вспомогательные поплавки

(a) Общие требования. Вспомогательные поплавки, узлы их крепления и опорные конструкции должны быть рассчитаны на случаи, предусмотренные данным подразделом. При условиях, указанных в пунктах (b) - (e) настоящего параграфа, задаваемые гидродинамические нагрузки могут быть распределены по днищу поплавка таким образом, чтобы местные давления не превосходили значения давлений на днище поплавков, указанных в пункте (g) настоящего параграфа.

(b) Нагружение редана. Суммарная гидродинамическая сила прикладывается в плоскости симметрии поплавка перпендикулярно касательной к килю в точке, находящейся на 3/4 расстояния от носа до редана. Величина гидродинамической силы не должна превышать 300% выталкивающей силы полностью погруженного поплавка и определяется по формуле

$$L = C_5 \frac{V_{S0}^2 G^{2/3}}{(tg(\beta_S))^{2/3}(1+r_Z^2)^{1/3}},$$

где:

L - эксплуатационная гидродинамическая сила, кгс;

$C_5 = 0{,}00119$;

V_{S0} - скорость сваливания с закрылками, отклоненными в посадочное положение, без учета обдувки винтами, км/ч;

G - расчетный посадочный вес, кгс;

β_s - угол килеватости поплавка в сечении, находящемся на 1/4 расстояния от редана до носа, но не менее 15°;

r_Z - отношение расстояния от центра тяжести гидросамолета до плоскости симметрии поплавка к радиусу инерции гидросамолета относительно продольной оси.

(c) Нагружение носа. Суммарная гидродинамическая сила прикладывается в плоскости симметрии поплавка перпендикулярно касательной к килю в точке, находящейся на 1/4 расстояния от носа до редана. Величина гидродинамической силы определяется в соответствии с пунктом (b) настоящего параграфа.

(d) Несимметричное нагружение редана. Гидродинамическая нагрузка состоит из компоненты, равной 0,75 нагрузки, заданной в пункте (b) настоящего параграфа, и боковой составляющей, равной 0,25 $tg(\beta_S)$ этой же нагрузки. Боковая нагрузка направлена перпендикулярно плоскости симметрии поплавка в направлении к лодке и от нее и приложена посредине между линиями киля и скулы поплавка.

(e) Несимметричное нагружение носа. Гидродинамическая нагрузка состоит из компоненты, равной 0,75 нагрузки, заданной в пункте (c) настоящего параграфа, и боковой составляющей, равной 0,25 $tg(\beta_S)$ этой же нагрузки. Боковая нагрузка направлена перпендикулярно плоскости симметрии поплавка к лодке и от нее и приложена посредине между линиями киля и скулы поплавка.

(f) Случай полностью погруженного поплавка. Суммарная гидродинамическая сила прикладывается в центре тяжести площади сечения поплавка, расположенного на 1/3 расстояния от носа до кормы поплавка. Составляющие эксплуатационной нагрузки определяются следующим образом.

Вертикальная сила равна $\rho g D$.

Лобовая сила равна $C_X \frac{\rho}{2} D^{2/3}(kV_{S0})^2$.

Боковая сила равна $C_Z \frac{\rho}{2} D^{2/3}(kV_{S0})^2$,

где:

ρ - плотность воды, кгс·с^2/м^4;

D - водоизмещение поплавка, м^3;

C_X - коэффициент лобового сопротивления (C_X = 0,0036);

C_Z - коэффициент бокового сопротивления (C_Z = 0,0029);

k = 0,8; однако, если будет показано, что в условиях нормальной эксплуатации поплавки не могут погрузиться в воду при скорости, равной 0,8 V_{S0}, может быть принято меньшее значение коэффициента k;

g - ускорение силы тяжести, м/с^2.

(g) Давление на днище поплавка. Давления на днище определяются в соответствии с 23.533 при K_2 = 1,0 на всей длине поплавка. Угол килеватости, используемый при определении давлений на днище поплавка, указан в пункте (b) настоящего параграфа.

23.537. Нагрузки на крыло и жабры от погружения в воду

Принятые нагрузки на крыло и жабры должны основываться на данных, полученных по результатам испытаний.

СЛУЧАИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ

23.561. Общие положения

(a) Конструкция самолета, хотя она и может быть повреждена в случае аварийной посадки на землю или воду, должна в соответствии с настоящим параграфом обеспечивать в этих условиях защиту всех пассажиров и членов экипажа.

(b) Конструкция должна быть спроектирована так, чтобы у каждого человека имелась реальная возможность избежать серьезного травмирования:

(1) При правильном пользовании креслами, поясными и плечевыми ремнями, предусмотренными конструкцией.

(2) Когда пассажиры и экипаж испытывают в указанных направлениях статические инерционные нагрузки, соответствующие следующим расчетным перегрузкам:

(i) Вверх 3,0 - для самолетов нормальной, многоцелевой и переходной категорий и 4,5 - для самолетов акробатической категории.

(ii) Вперед 9,0.

(iii) В сторону 2,25.

(iv) Вниз 6,0.

(v) Назад 1,5.

(3) Когда грузы внутри кабины, которые могут нанести травмы пассажирам и экипажу, испытывают в указанных направлениях статические инерционные нагрузки, соответствующие следующим расчетным перегрузкам:

(i) Вверх 3,0.

(ii) Вперед 18,0.

(iii) В сторону 4,5.

(c) Все самолеты с убирающимся шасси должны быть спроектированы так, чтобы обеспечить защиту всех пассажиров и членов экипажа при посадке:

(1) С убранным шасси.

(2) С умеренной скоростью снижения.

(3) Исходя из предположения (при отсутствии более точного расчета), что:

(i) Расчетная инерционная нагрузка вниз, соответствующая перегрузке равной 3,0.

(ii) Коэффициент трения на земле равен 0,5.

(d) Если не установлено, что опрокидывание во время аварийной посадки невозможно, то конструкция должна быть рассчитана на защиту пассажиров и экипажа при полном опрокидывании с учетом следующего:

(1) Вероятность опрокидывания можно показать расчетом исходя из следующих условий:

(i) Наиболее неблагоприятное сочетание веса и центровки.

(ii) Продольная перегрузка 9,0.

(iii) Вертикальная перегрузка 1,0; и

(iv) На самолетах, имеющих шасси с носовой опорой, носовая опора разрушается и нос контактирует с землей.

(2) При определении нагрузок, приложенных к перевернутому самолету после

опрокидывания, следует использовать расчетную инерционную перегрузку вверх 3,0 и коэффициент трения с землей 0,5.

(e) За исключением случаев, оговоренных в 23.787(a)(3), прочность опорной конструкции отдельных элементов, которые при срыве могут травмировать людей при аварийной посадке с незначительными разрушениями, должна быть обеспечена при действии перегрузок, определенных в пункте (b)(3) данного параграфа.

23.562. Динамические условия аварийной посадки

(a) Каждая система "кресло + средства фиксации" должна быть рассчитана на обеспечение защиты каждого человека в процессе аварийной посадки, когда:

(1) Правильно используются кресла, поясные и плечевые привязные ремни, предусмотренные для этого в конструкции.

(2) Человек подвергается воздействию нагрузок, возникающих в условиях, описанных в настоящем параграфе.

(b) За исключением тех систем "кресло + средства фиксации", на которые распространяются требования пункта (d) настоящего параграфа, каждая система "кресло + средства фиксации", предназначенная для экипажа или пассажиров самолетов нормальной, многоцелевой или акробатической категорий, должна успешно пройти динамические испытания или должна быть оценена посредством расчетного анализа, подкрепленного динамическими испытаниями, в соответствии с каждым из следующих условий. При проведении этих испытаний человека должен имитировать "сидящий" в нормальном вертикальном положении соответствующий антропоморфологический манекен номинальным весом 77 кгс.

(1) В первом виде испытаний изменение скорости должно составлять не менее 9,45 м/с. Система "кресло + средства фиксации" должна быть ориентирована применительно к ее номинальному положению на самолете, при этом горизонтальная плоскость самолета должна быть поднята на угол кабрирования 60° без рыскания относительно вектора скорости удара. Для систем "кресло + средства фиксации", установленных на самолете в первом ряду, пиковая перегрузка торможения должна достигаться не позднее чем через 0,05 с после удара и составлять как минимум 19. Для всех других систем "кресло + средства фиксации" пиковая перегрузка торможения должна достигаться не позднее чем через 0,06 с и составлять как минимум 15.

(2) Во втором виде испытаний изменение скорости должно составлять не менее 12,8 м/с. Система "кресло + средства фиксации" должна быть ориентирована применительно к ее номинальному положению на самолете, при этом вертикальная плоскость самолета должна быть развернута на угол рыскания 10° без тангажа относительно вектора скорости удара в направлении, которое приводит к наибольшему нагружению плечевых привязных ремней. Для систем "кресло + средства фиксации", установленных на самолете в первом ряду, пиковая перегрузка торможения должна достигаться не позднее чем через 0,05 с после удара и составлять как минимум 26. Для всех других систем "кресло + средства фиксации" пиковая перегрузка торможения должна достигаться не позднее чем через 0,06 с после удара и составлять как минимум 21.

Для учета коробления пола перед проведением второго вида испытаний, определенного

пунктом (b)(2) настоящего параграфа, направляющие на полу или узлы крепления системы "кресло + средства фиксации" на конструкции фюзеляжа должны быть предварительно нагружены для нарушения их взаимной параллельности как минимум на 10° по вертикали (т.е. для создания непараллельности по тангажу), при этом одна из направляющих или один из узлов крепления должны быть предварительно нагружены для установки на 10° по крену.

(c) При проведении динамических испытаний, выполняемых в соответствии с пунктом (b) настоящего параграфа, должно быть показано соответствие следующим требованиям:

(1) Система "кресло + средства фиксации" должна фиксировать манекен, несмотря на то, что элементы этой системы могут подвергаться деформации, удлинению, смещению или смятию, предусмотренному в конструкции.

(2) Крепление системы "кресло + средства фиксации" к испытательному стенду должно оставаться целым, несмотря на то, что конструкция кресла может деформироваться.

(3) В процессе удара каждая лента плечевых привязных ремней должна оставаться на плече манекена.

(4) В процессе удара поясной привязной ремень должен оставаться на тазе манекена.

(5) Результаты динамических испытаний должны показать, что человек защищен от серьезной травмы головы:

(i) Если возможен контакт головы с ближайшими креслами, конструкцией или другими элементами кабины, то должна быть обеспечена такая защита, при которой удар головой не превысил бы критерий травмирования головы (HIC), равный 1000 единиц.

(ii) Величина критерия травмирования головы (HIC) определяется по формуле

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t)\,dt \right]^{2,5} \right\},$$

где:

t_1 - время начала интегрирования, с;

t_2 - время окончания интегрирования, с;

(t_2 - t_1) - продолжительность основного удара головой, с;

a(t) - результирующая перегрузка торможения в центре тяжести головы.

(iii) Соответствие предельному значению критерия травмирования головы (HIC) должно быть продемонстрировано путем измерения параметров удара головой в процессе динамических испытаний, предписанных в пунктах (b)(1) и (b)(2) настоящего параграфа, или отдельным доказательством с использованием испытаний или аналитических методов.

(6) Нагрузки в одинарном плечевом привязном ремне не должны превышать 794 кгс. Если для фиксации верхней части туловища человека используются двойные привязные ремни, то суммарные нагрузки в ремнях не должны превышать 907 кгс.

(7) Сжимающая нагрузка, измеренная между тазом и поясничной областью позвоночника манекена, не должна превышать 680 кгс.

(d) Для всех однодвигательных самолетов со скоростью сваливания V_{S0} более 113 км/ч при максимальном весе и тех многодвигательных самолетов с максимальным взлетным весом 2720 кгс или менее и скоростью сваливания V_{S0} более 113 км/ч при максимальном весе, которые не удовлетворяют требованиям 23.67(a)(1):

(1) Расчетные перегрузки, задаваемые в 23.561(b), должны быть умножены на коэффициент, равный квадрату отношения увеличенной скорости сваливания к скорости, равной 113 км/ч. Увеличенные расчетные перегрузки не должны превышать значений при V_{S0}, равной 146 км/ч. Расчетная перегрузка, направленная вбок, не обязательно должна превышать 2,5; кроме того, для самолетов акробатической категории расчетная перегрузка, направленная вверх, не обязательно должна превышать 5,0.

(2) Испытания системы "кресло + средства фиксации", требуемые пунктом (b)(1) настоящего параграфа, должны проводиться в соответствии со следующими условиями:

(i) Изменение скорости удара должно быть не менее чем 9,45 м/с.

(ii) (A) Пиковые значения перегрузки g_p, равные 19 и 15, должны быть увеличены умножением на квадрат отношения увеличенной скорости сваливания V_{S0} к скорости, равной 113 км/ч:

$$g_p = 19{,}0(V_{S0}/113)^2 \text{ или } g_p = 15{,}0(V_{S0}/113)^2.$$

(B) Пиковые значения перегрузки не должны превышать величины, полученной при скорости сваливания V_{S0}, равной 146 км/ч.

(iii) Пиковая перегрузка должна достигаться не позднее чем через интервал времени, рассчитанный по следующей формуле: $t_r = 31 / (32{,}2\ g_p) = 0{,}96 / g_p$,

где:

g_p - пиковое значение перегрузки торможения, вычисленное в соответствии с пунктом (d)(2)(ii) настоящего параграфа;

t_r - время достижения пиковой перегрузки торможения, с.

(e) Может быть использован альтернативный подход, обеспечивающий эквивалентный или больший уровень защиты человека, чем требуемый в настоящем параграфе, если доказана его приемлемость.

АНАЛИЗ УСТАЛОСТИ

23.571. Металлическая конструкция герметических кабин

Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий прочность, детальное проектирование и изготовление конструкции герметических кабин должны быть проанализированы на основе одного из изложенных ниже подходов:

(a) На основе анализа сопротивления усталости, в результате которого испытаниями или расчетом, подкрепленным результатами испытаний показано, что конструкция способна противостоять переменным нагрузкам различной величины, ожидаемым в пределах безопасного ресурса; или

(b) На основе анализа безопасности разрушения (повреждения), в результате которого расчетом, испытаниями или тем и другим вместе показано, что катастрофическое разрушение конструкции вследствие усталостного повреждения или явного (очевидного) частичного разрушения основного конструктивного элемента не является вероятным и что оставшаяся конструкция способна выдержать в качестве расчетной нагрузку, равную 100% максимальной эксплуатационной нагрузки на скорости V_C, при совместном действии нормального рабочего давления в кабине, ожидаемого внешнего аэродинамического давления и полетных нагрузок; или

(c) На основе анализа допустимости повреждения в соответствии с 23.573(b).

23.572. Металлическая конструкция планера

(a) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий прочность, детальное проектирование и изготовление тех частей конструкции планера, разрушение которых может оказаться катастрофическим, должны анализироваться на основе одного из изложенных ниже подходов, если не показано, что конструкция, действующий уровень напряжений, материалы и ожидаемые условия эксплуатации сравнимы, в смысле накопления усталости, с аналогичной конструкцией, по которой имеется обширный удовлетворительный опыт эксплуатации:

(1) На основе анализа сопротивления усталости, в результате которого испытаниями или расчетом, подкрепленным результатами испытаний показано, что конструкция способна противостоять повторяющимся нагрузкам различной величины, ожидаемым в пределах безопасного ресурса; или

(2) На основе анализа безопасности разрушения (повреждения), в результате которого расчетом, испытаниями или тем и другим вместе показано, что катастрофическое разрушение конструкции вследствие усталостного повреждения или явного (очевидного) частичного разрушения основного конструктивного элемента не является вероятным и что оставшаяся конструкция способна выдержать в качестве расчетной нагрузку, равную 100% наиболее критической максимальной эксплуатационной нагрузки; или

(3) На основе анализа допустимости повреждения в соответствии с 23.573(b).

23.573. Допустимость повреждения и анализ усталости конструкции

(a) Конструкция планера, выполненная из композиционных материалов. Конструкция

планера, выполненная из композиционных материалов, вместо требований 23.571 и 23.572 должна анализироваться в соответствии с указаниями настоящего параграфа. Для композиционных частей конструкции крыльев (включая схему "утка", тандемно расположенные крылья и несущие поверхности на конце крыла), хвостового оперения, конструкций их крепления и примыкающих к ним конструкций, подвижных органов управления и элементов их крепления, фюзеляжа, герметической кабины, разрушение которых может привести к катастрофе самолета, Заявитель должен провести анализ с использованием критериев допустимости повреждения, изложенных в пунктах (a)(1) - (a)(4) настоящего параграфа, если не показано, что это является практически невыполнимым. Если Заявитель установит, что критерии допустимости повреждения для конкретной конструкции практически невыполнимы, должен быть проведен ее анализ в соответствии с пунктами (a)(1) и (a)(6) настоящего параграфа. Если применяются клеевые соединения, должен быть проведен анализ конструкции в соответствии с пунктом (a)(5) настоящего параграфа. При проведении анализа в соответствии с указаниями настоящего параграфа должно быть учтено влияние изменения свойств материала и влияние внешней среды на характеристики прочности и долговечности композиционного материала.

(1) Испытаниями или расчетом, подкрепленным результатами испытаний, должно быть показано, что конструкция способна выдерживать расчетную нагрузку при наличии повреждений, включая размеры повреждений, соответствующие пределу измерений используемых средств и методов контроля.

(2) Испытаниями или расчетом, подкрепленным результатами испытаний, должна быть определена скорость роста под действием переменных нагрузок, ожидаемых в эксплуатации, тех повреждений (или показано их нераспространение), которые могут возникнуть из-за усталости, коррозии, производственных начальных дефектов или эксплуатационных повреждений, вызванных ударом.

(3) Испытаниями на остаточную прочность или расчетом, подкрепленным испытаниями на остаточную прочность, должно быть показано, что конструкция способна выдержать наиболее критические из максимальных эксплуатационных полетных нагрузок, рассматриваемых в качестве расчетных, при наличии обнаруживаемых повреждений, размер которых согласуется с результатами анализа допустимости повреждения. Герметическая кабина должна противостоять следующим нагрузкам:

(i) Наиболее критической из максимальных эксплуатационных полетных нагрузок в сочетании с нормальным рабочим давлением и ожидаемым внешним аэродинамическим давлением.

(ii) Ожидаемому внешнему аэродинамическому давлению в горизонтальном полете в сочетании с избыточным давлением в кабине, в 1,1 раза превышающим нормальное рабочее избыточное давление, без приложения каких-либо других нагрузок.

(4) Длительность роста повреждения между максимальным необнаруживаемым размером и размером, выбранным для демонстрации требуемой остаточной прочности, деленная на запас с целью определения интервалов между осмотрами, должна обеспечивать установление программы контроля, приемлемой для применения персоналом эксплуатационной и ремонтной служб.

(5) Для каждого клеевого соединения, разрушение которого может привести к

катастрофическим последствиям, его способность противостоять максимальной эксплуатационной нагрузке должна быть подтверждена одним из следующих способов:

(i) Расчетом, испытаниями или тем и другим вместе должен быть определен максимальный непроклей каждого клеевого соединения, при котором сохраняется способность выдерживать нагрузки, указанные в пункте (a)(3) настоящего параграфа. При проектировании конструкции должны быть предусмотрены необходимые мероприятия, предотвращающие непроклей каждого клеевого соединения, превышающий эту величину; или

(ii) На каждом изготовленном экземпляре конструкции должна быть выполнена процедура контрольных статических испытаний, при которой каждое критическое клеевое соединение должно быть нагружено наиболее критической из максимальных эксплуатационных нагрузок; или

(iii) Должны быть установлены надежные методы и средства периодического неразрушающего контроля, которые позволяли бы гарантировать прочность каждого соединения.

(6) Если для какой-либо части конструкции показано, что применение принципа допустимости повреждения является для нее практически невыполнимым, испытаниями частей конструкции или расчетом, подкрепленным испытаниями, должно быть показано выполнение одного из следующих условий:

(i) После усталостного повреждения или явного (очевидного) частичного разрушения этой части конструкции катастрофическое разрушение не является вероятным и оставшаяся конструкция способна выдержать в качестве расчетной нагрузку, равную 100% наиболее критической максимальной эксплуатационной нагрузки; или

(ii) Эта часть конструкции способна противостоять ожидаемым в эксплуатации переменным нагрузкам различной величины. Должны быть проведены испытания частей, фрагментов, элементов конструкции или образцов, достаточные для установления коэффициента надежности по рассеянию долговечности и для определения влияния внешней среды. При обосновании следует учитывать, что сохранение остаточной прочности, соответствующей расчетной нагрузке, должно обеспечиваться вплоть до повреждения максимального необнаруживаемого размера.

(b) Металлическая конструкция планера. Если Заявитель в соответствии с требованиями 23.571(c) или 23.572(a)(3) принял решение об использовании принципа допустимости повреждения, анализ должен включать в себя определение возможного расположения и вида повреждения, вызванного усталостью, коррозией или случайными факторами. Такое определение должно проводиться на основе расчета, подкрепленного результатами испытаний, и, при его наличии, на основе опыта эксплуатации. Должно быть рассмотрено многоочаговое усталостное повреждение, если конструкция такова, что можно ожидать возникновение повреждения этого типа. Анализ должен рассматривать подкрепленные экспериментальными данными расчеты, касающиеся переменных нагрузок и статической прочности. Размер повреждения, рассматриваемый при анализе остаточной прочности в любой момент времени в пределах эксплуатационной наработки самолета, должен включать в себя максимальное необнаруживаемое повреждение и последующий его рост под действием переменных нагрузок. В результате анализа остаточной прочности должно быть показано, что оставшаяся конструкция способна выдерживать наиболее критическую из максимальных эксплуатационных полетных нагрузок, рассматриваемую в качестве расчетной нагрузки. Герметические кабины должны выдерживать следующие нагрузки:

(1) Нормальное рабочее избыточное давление в сочетании с ожидаемым внешним аэродинамическим давлением совместно с оговоренными выше полетными условиями нагружения.

(2) Ожидаемое внешнее аэродинамическое давление в горизонтальном полете в сочетании с избыточным давлением в кабине, в 1,1 раза превышающим нормальное рабочее избыточное давление, без приложения каких-либо других нагрузок.

23.574. Допустимость повреждения и анализ усталости металлических конструкций самолетов переходной категории

Для самолетов переходной категории:

(a) Допустимость повреждения металлических конструкций. Оценкой прочности, детального проектирования и изготовления конструкции должно быть показано, что катастрофическое разрушение конструкции вследствие усталости, коррозии, дефектов или повреждений будет исключено в процессе эксплуатации самолета. Эта оценка должна проводиться в соответствии с требованиями 23.573, за исключением случаев, оговоренных в пункте (b) данного параграфа, для каждого основного конструктивного элемента, разрушение которого может оказаться катастрофическим.

(b) Оценка усталости (безопасный ресурс). Выполнение требований, изложенных в пункте (a) данного параграфа, не требуется, если Заявителем установлено, что требования допустимости повреждения для данной конструкции практически невыполнимы. Для такой конструкции должно быть показано соответствующим анализом на основании расчетов, подкрепленных результатами испытаний на сопротивление усталости, что удастся избежать катастрофического разрушения от действия переменных нагрузок, ожидаемых в пределах установленного ресурса. При этом должны применяться соответствующие коэффициенты надежности.

23.575. Анализ переменных нагрузок и порядок поддержания летной годности

(a) Анализ, проводимый в соответствии с требованиями настоящего подраздела, должен:

(1) Включать в себя типовой спектр нагружения (т.е. нагрузки при наземных режимах движения, цикл "земля-воздух-земля", маневренные нагрузки, нагрузки от атмосферной турбулентности).

(2) Учитывать значимое взаимное влияние аэродинамических поверхностей.

(3) Рассматривать значимое воздействие на нагружение конструкции, вызванное срывом потока от вращающегося воздушного винта и бафтинга, вызываемого действием сходящих вихрей.

(b) На основании результатов анализа, выполненного в соответствии с требованиями 23.571, 23.573 или 23.574, должны быть предусмотрены осмотры и/или другие мероприятия, необходимые для предотвращения аварийного или катастрофического разрушения; они должны быть включены в разделы "Ограничения летной годности" инструкций по поддержанию летной годности, разрабатываемых в соответствии с требованиями 23.1529.

РАЗДЕЛ D - ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

23.601. Общие положения

Пригодность всех вызывающих сомнение частей и деталей конструкции, имеющих важное значение для безопасной эксплуатации, следует определять путем испытаний.

23.603. Материалы и качество изготовления

(a) Пригодность и долговечность материалов, используемых для изготовления деталей, поломка которых может отрицательно повлиять на безопасность, должны:

(1) Определяться по опыту или путем испытаний.

(2) Соответствовать утвержденным техусловиям, гарантирующим прочность и другие свойства, принятые в расчетных данных.

(3) Оцениваться с учетом влияния ожидаемых в эксплуатации окружающих условий, таких, как температура и влажность.

23.605. Технологические процессы

(a) Используемые технологические процессы должны стабильно обеспечивать качество конструкций. Если для достижения этой цели технологический процесс (такой, как склеивание, точечная сварка или термообработка) требует тщательного контроля, то этот процесс должен осуществляться в соответствии с одобренными технологиями.

(b) Каждый новый технологический процесс в производстве самолета должен быть обоснован результатами испытаний.

23.607. Самоконтрящиеся гайки

(a) Все снимаемые крепежные детали должны иметь два независимых контрящих устройства, если выпадение этих крепежных деталей может помешать продолжению безопасного полета и посадке.

(b) На крепежные детали и их контровочные устройства не должны неблагоприятно влиять окружающие условия, связанные с особенностями их установки.

(c) Самоконтрящиеся гайки не разрешается использовать на любых болтах, подверженных вращению при эксплуатации, если помимо самоконтрящегося устройства не будет применено контрящее устройство нефрикционного типа.

23.609. Защита элементов конструкции

Каждый элемент конструкции должен:

(a) Быть соответствующим образом защищен от снижения или потери прочности в процессе

эксплуатации по любой причине, включая:

(1) Атмосферные воздействия.

(2) Коррозию.

(3) Истирание.

(b) Иметь средства для вентиляции и дренажа, если это необходимо для его защиты.

23.611. Обеспечение доступа

Для каждой части конструкции, требующей технического обслуживания и осмотра, должны быть предусмотрены конструктивные средства (например, лючки) для обеспечения возможности такого обслуживания.

23.613. Прочностные характеристики материалов и их расчетные значения

(a) Прочностные характеристики материалов должны определяться на основании достаточного количества испытаний, с тем чтобы расчетные значения можно было устанавливать на основе статистики.

(b) Расчетные значения следует выбирать таким образом, чтобы уменьшить вероятность разрушений конструкции из-за непостоянства свойств материалов. За исключением требований, приведенных в пункте (e) настоящего параграфа, соответствие данному пункту должно быть показано на основе выбора расчетных значений, которые обеспечивают прочность материала со следующей вероятностью:

(1) 99% - с 95%-ным доверительным интервалом, когда приложенные нагрузки передаются через единичный элемент агрегата, разрушение которого приводит к потере конструктивной целостности агрегата.

(2) 90% - с 95%-ным доверительным интервалом для статически неопределимой конструкции, в которой разрушение любого отдельного элемента приводит к тому, что приложенные нагрузки безопасно распределяются по другим несущим элементам.

(c) Влияние температуры на допустимые напряжения, принимаемые при расчете ответственных элементов или узлов конструкции, должно учитываться, если значительный тепловой эффект имеет место при нормальных эксплуатационных условиях.

(d) [Зарезервирован]

(e) Более высокие расчетные значения могут быть использованы, если производится "дополнительный отбор" материала, при котором образец каждого отдельного полуфабриката подвергается испытаниям перед его использованием, чтобы убедиться, что его фактическая прочность равна или выше расчетной.

(a*) Характеристики материала должны соответствовать техническим условиям на материалы, содержащимся в общепринятых документах, утвержденных Компетентным органом,

либо подготовленных организацией, которая, по мнению Компетентного органа, располагает соответствующими возможностями. При определении расчетных характеристик материала конструктор должен в случае необходимости изменять и/или распространять их значения, приводимые в технических условиях, для учета особенностей применяемых технологических процессов (например, метода проектирования, формования, механической обработки и последующей термообработки).

23.619. Специальные коэффициенты безопасности

Коэффициент безопасности, приведенный в 23.303, следует умножать на соответствующие максимальные коэффициенты безопасности, приведенные в 23.621 - 23.625, для каждой детали конструкции, прочность которой:

(a) Ненадежна.

(b) Может ухудшиться в процессе эксплуатации до плановой замены; или

(c) Может значительно изменяться вследствие несовершенства технологических процессов или методов контроля.

23.621. Коэффициенты безопасности для отливок

(a) Общие положения. Коэффициенты безопасности, испытания и проверки, указанные в пунктах (b) - (d) настоящего параграфа, должны применяться в дополнение к тем, которые необходимы для проведения контроля качества отливок. Проверки должны проводиться в соответствии с утвержденными техусловиями. Пункты (c) и (d) настоящего параграфа относятся к любым конструкционным отливкам, за исключением отливок, которые испытываются под давлением как детали гидросистемы или другой жидкостной системы и не воспринимают нагрузки, действующие на конструкцию.

(b) Напряжения в опорах и опорных поверхностях. Коэффициенты безопасности для отливок, указанные в пунктах (c) и (d) настоящего параграфа:

(1) Не должны превышать 1,25 для напряжений в опорах независимо от применяемого метода контроля.

(2) Не должны применяться к опорным поверхностям детали, коэффициент безопасности которой превышает ее коэффициент безопасности для отливок.

(c) Критические отливки. Условия, приведенные ниже, относятся ко всем отливкам, разрушение которых может воспрепятствовать продолжению безопасного полета и посадке самолета или привести к серьезным травмам экипажа и пассажиров.

(1) Все критические отливки должны:

(i) Иметь коэффициент безопасности для отливок не менее 1,25 и проходить 100%-ный контроль визуальным, радиографическим, магнитным или проникающим, или другим утвержденным эквивалентным методом неразрушающего контроля.

(ii) Иметь коэффициент безопасности для отливок не менее 2,0 и проходить 100%-ный визуальный контроль и 100%-ный контроль утвержденным неразрушающим методом. Когда установлена утвержденная процедура количественного контроля и приемлемый статистический анализ позволяет уменьшить объем контроля, неразрушающий контроль может быть уменьшен по сравнению со 100% и проводиться на основе выборочного метода.

(2) Если критические отливки имеют коэффициент безопасности менее 1,50, необходимо подвергать статическим испытаниям 3 образца отливок на соответствие:

(i) Требованиям 23.305 к прочности при расчетной нагрузке, соответствующей коэффициенту безопасности для отливок 1,25.

(ii) Требованиям 23.305 к деформации при нагрузке в 1,15 раза больше эксплуатационной.

(3) Примерами таких отливок являются узлы крепления конструкции, детали систем управления полетом, шарниры, подвески поверхностей управления и крепления весовых компенсаторов, опоры и узлы крепления кресел, спальных мест, привязных ремней, топливных и масляных баков, клапаны герметизации кабин.

(d) Некритические отливки. Условия, приведенные ниже, относятся ко всем отливкам, кроме указанных в пунктах (c) и (e) настоящего параграфа:

(1) Кроме случаев, предусмотренных в пунктах (d)(2) и (d)(3) настоящего параграфа, коэффициенты безопасности для отливок и соответствующие проверки должны отвечать требованиям таблицы, приведенной ниже:

Коэффициент безопасности для отливок	Метод контроля
2,0 и более	100%-ный визуальный контроль
Менее 2,0, но более 1,5	100%-ный визуальный, магнитный или проникающий или эквивалентный неразрушающий метод контроля
От 1,25 до 1,50	100%-ный визуальный, магнитный или проникающий и радиографический или утвержденный эквивалентный неразрушающий метод контроля

(2) Если введена утвержденная процедура контроля качества, то невизуальными методами можно проверять меньший процент отливок, чем указано в пункте (d)(1) настоящего параграфа.

(3) Для отливок, производимых по техусловиям, которые гарантируют механические свойства материала отливки и предусматривают демонстрацию этих свойств испытаниями образцов, выборочно вырезанных из отливок:

(i) Можно брать коэффициент безопасности для отливок, равный 1,0.

(ii) Следует установить процедуру проверки в соответствии с требованиями для

коэффициентов безопасности 1,25 - 1,50, приведенными в пункте (d)(1) настоящего параграфа, и испытывать в соответствии с пунктом (c)(2) настоящего параграфа.

(e) Неконструкционные отливки. Отливки, которые используются для неконструкционных целей, не требуют оценки, испытаний и проверок.

23.623. Коэффициенты безопасности для опор

(a) Все детали, имеющие установочные зазоры (ходовая посадка) и подвергающиеся сотрясениям или вибрации, должны иметь коэффициент безопасности для опор достаточно большой, чтобы учесть воздействие обычных для детали относительных перемещений.

(b) Для шарниров подвески поверхностей управления и узлов соединений системы управления требования пункта (a) настоящего параграфа удовлетворяются, если коэффициенты безопасности принимаются согласно 23.657 и 23.693 соответственно.

23.625. Коэффициенты безопасности для стыковых узлов (фитингов)

Условия, приведенные ниже, относятся ко всем стыковым узлам (деталям, используемым для соединения одного элемента конструкции с другим).

(a) Для всех стыковых узлов (фитингов), прочность которых не доказана испытаниями на эксплуатационные и расчетные нагрузки с воспроизведением фактических напряжений в стыковом узле и окружающих конструкциях, коэффициент безопасности для стыковых узлов, равный не менее 1,15, должен относиться:

(1) Ко всем частям стыкового узла.

(2) К деталям крепления.

(3) К опорам соединяемых элементов.

(b) Коэффициент безопасности для стыковых узлов не требуется применять для соединений, спроектированных на основе данных всесторонних испытаний (например, сплошные равномерные соединения металлической обшивки, сварные соединения и соединения деревянных частей "в замок").

(c) Для всех стыковых узлов, выполненных заодно с деталью, стыковым узлом (фитингом) считается часть всего узла до того места, где его сечение становится типичным для данного элемента конструкции.

(d) Для всех кресел, спальных мест, поясных и плечевых ремней должно быть доказано расчетом, испытаниями или тем и другим, что их крепления к конструкции способны выдерживать инерционные силы, приведенные в 23.561, умноженные на коэффициент безопасности для стыковых узлов, равный 1,33.

23.627. Усталостная прочность

Прочность, детальное проектирование и технология изготовления конструкции должны свести к минимуму вероятность опасного усталостного разрушения, особенно в местах концентрации напряжений.

23.629. Флаттер, дивергенция, реверс органов управления, аэроупругая устойчивость самолета при взаимодействии с системой управления

(a) Должно быть доказано специальными исследованиями (расчетами, испытаниями моделей, частотными испытаниями планера или его частей), что во всем диапазоне полетных весов самолета и на всех высотах полета исключена возможность возникновения флаттера, реверса органов управления и дивергенции до скорости V_D, увеличенной в 1,2 раза.

(1) Это требование должно выполняться как при исходном варианте конструкции, так и при изменении некоторых ее параметров, влияющих на критическую скорость флаттера. Перечень параметров и степень их изменения устанавливается на основе опыта обеспечения отсутствия флаттера аналогичных конструкций и по результатам проведения специальных исследований, но в их число обязательно должны быть включены:

(i) Жесткость на кручение и расстояние от оси жесткости до центра тяжести сечений основной поверхности.

(ii) Демпфирование, весовая балансировка и жесткость проводки управления (а также люфт в ней) для всех органов управления.

(2) Результаты расчетов и испытаний моделей должны быть скорректированы по результатам частотных испытаний самолета или его частей.

(3) Фактическая весовая балансировка всех органов управления должна подтверждаться в соответствии со специальной инструкцией.

(a*) Расчеты и испытания моделей должны быть выполнены так, чтобы определить как симметричные, так и асимметричные формы флаттера и чувствительность форм флаттера к определяющим параметрам.

(b) Для доказательства отсутствия флаттера разрешается использовать результаты специальных летных испытаний на флаттер, проводимых вплоть до скорости V_D. В этих испытаниях должно быть показано, что:

(1) Имело место необходимое для возбуждения лимитирующих форм флаттера и достаточное по уровню и темпу внешнее воздействие вплоть до скорости V_D.

(2) Колебания конструкции самолета, возникающие вследствие внешних воздействий, указывают на отсутствие флаттера.

(3) Имеется необходимый уровень демпфирования вплоть до скорости V_D.

(4) Не имеется большого и резкого падения демпфирования при приближении к скорости V_D.

(5) Летная проверка отсутствия флаттера обязательна, если схема самолета необычна или в

результате проведенных исследований по пунктам (a) и (a*) настоящего параграфа имеет место одно из следующих условий:

(i) Флаттер возникает при скорости полета менее 1,25V_D.

(ii) Имеется резкая зависимость критической скорости флаттера от определяющего параметра.

(iii) Имеется несоответствие между результатами расчетного и экспериментального исследований.

(c) [Зарезервирован]

(d) Возможно использование упрощенных методов исследования флаттера, изложенных в Руководстве для конструкторов ("Расчет самолета на флаттер", том 1, разд. 35000, вып. 1943 г.), если:

(1) V_D/M_D для самолета менее 480 км/ч (индикаторная скорость) и менее числа M = 0,5.

(2) Крыло самолета не несет больших сосредоточенных масс, таких, как двигатели, поплавки или концевые топливные баки.

(3) Самолет:

(i) Не имеет Т-образного или других нетрадиционных схем хвостовых оперений.

(ii) Не имеет необычного распределения массовых характеристик или других конструктивных отличий, не позволяющих использовать упрощенные методы исследований.

(iii) Не имеет полностью поворотных стабилизатора или киля.

(e) Для винтовых самолетов с двигателями на крыле динамическая схема должна учитывать наличие значительных аэродинамических, инерционных, упругих и демпфирующих сил, действующих на воздушный винт, двигатель и узлы его крепления. Отсутствие флаттера должно быть обеспечено не только для исходного состояния этих параметров, но и при некотором их изменении.

(f) Должно быть доказано отсутствие флаттера, дивергенции и реверса органов управления вплоть до скорости V_D:

(1) Для самолетов, удовлетворяющих условиям пунктов (d)(1), (d)(2) и (d)(3) настоящего параграфа, после любого единичного разрушения, отказа или рассоединения в любой вспомогательной системе управления (триммер, кинематический сервокомпенсатор и т.п.).

(2) Для остальных типов самолетов - после любого единичного разрушения, отказа или рассоединения в любой основной системе управления и в любой вспомогательной системе управления, а также в системе противофлаттерного демпфера.

(g) Для самолетов, соответствующих требованиям критериев безопасного разрушения,

приведенных в 23.571 и 23.572, должно быть доказано расчетом или испытаниями, что исключена возможность возникновения флаттера до скорости V_D/M_D при усталостном повреждении или частичном, заведомо обнаруживаемом, разрушении одного из основных элементов конструкции.

(h) Для самолетов, соответствующих требованиям критериев допустимости повреждения, приведенным в 23.573 и 23.574, должно быть показано расчетом или испытаниями, что исключена возможность возникновения флаттера до скорости V_D/M_D при повреждении, для которого показано, что остаточная прочность достаточна.

(i) При изменении типовой конструкции, которое может повлиять на флаттерные характеристики, невозможность возникновения флаттера, реверса органов управления и дивергенции может быть доказана только на основе анализа, основанного на ранее одобренных материалах.

КонсультантПлюс: примечание.
Нумерация подпунктов дана в соответствии с официальным текстом документа.

(a*) При всех предусмотренных конфигурациях и для всех полетных весов, высот и режимов полета, начиная с наземных и вплоть до полета на скорости V_D/M_D, должна быть обеспечена устойчивость самолета при взаимодействии конструкции планера с механической и автоматической системой управления в диапазоне частот упругих колебаний планера.

Для обеспечения данной устойчивости амплитудно-фазовая частотная характеристика (АФЧХ) разомкнутого контура "самолет - система управления" должна удовлетворять следующему условию: при изменении аргумента (фазы) в пределах от -60° до +60° модуль (амплитуда) АФЧХ не должен превышать 0,5. Положение критической точки частотного критерия устойчивости принято в правой полуплоскости (см. рис. 1).

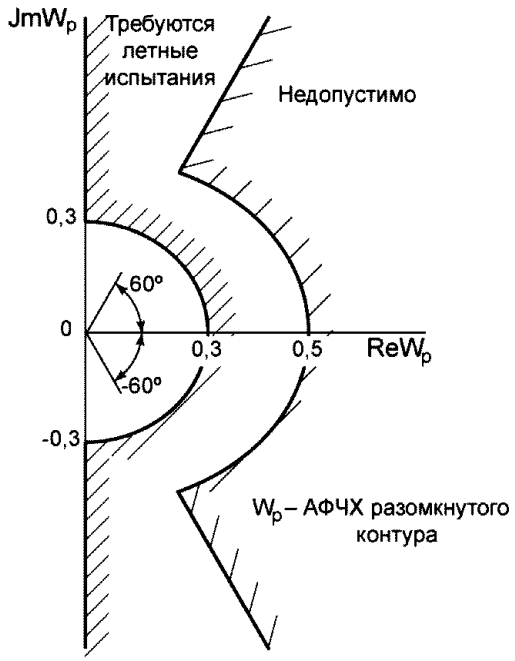


Рис. 1

При этом, если в результате проведенных расчетных и наземных исследований установлено, что при нахождении АФЧХ в правой полуплоскости ее модуль превышает 0,3, выполнение указанного выше условия должно быть обязательно подтверждено результатами летных испытаний.

КРЫЛО

23.641. Доказательство прочности

Прочность крыла с работающей обшивкой должна быть доказана путем статических испытаний или сочетанием расчета на прочность и статических испытаний.

ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

23.651. Доказательство прочности

(a) Поверхности управления должны испытываться на расчетные нагрузки. При этом также испытываются "кабанчики" или фитинги, к которым крепятся элементы системы управления.

(b) В расчетах на прочность нагрузки предварительной затяжки расчалок должны учитываться точным расчетом или расчетом в запас.

23.655. Установка

(a) Установка отклоняемых поверхностей должна быть выполнена таким образом, чтобы исключалось взаимодействие между любыми поверхностями, элементами их крепления или прилегающими неподвижными элементами конструкции, когда одна из поверхностей находится в наиболее критическом положении, а другие отклоняются во всем допустимом диапазоне.

(b) В случае применения управляемого стабилизатора для него должны быть предусмотрены упоры, ограничивающие диапазон его отклонений такими углами, которые обеспечивают безопасность полета и посадки.

23.657. Узлы подвески

(a) Узлы подвески поверхностей управления, за исключением узлов с шариковыми и роликовыми подшипниками, должны иметь коэффициент безопасности не менее 6,67 к пределу прочности на смятие наиболее мягкого материала, использованного в опоре.

(b) В узлах подвески с шариковыми и роликовыми подшипниками не должны превышаться утвержденные номинальные характеристики подшипников.

23.659. Весовая компенсация

Поддерживающие элементы и крепления сосредоточенных весовых балансиров,

используемых в конструкции поверхностей управления, должны быть рассчитаны на перегрузки:

(a) 24 - перпендикулярно плоскости поверхности управления.

(b) 12 - в продольном (по отношению к самолету) направлении.

(c) 12 - параллельно оси, проходящей через узлы подвески.

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

23.671. Общие положения

(a) Системы управления должны выполнять свои функции легко, плавно и стабильно.

(b) Рычаги систем управления должны быть расположены и обозначены так, чтобы обеспечивалось удобство в работе и предотвращалась возможность ошибок и непреднамеренного действия пилота.

23.672. Системы улучшения устойчивости, автоматические системы и бустерное управление

Если функционирование систем улучшения устойчивости или других автоматических систем и бустерного управления необходимо для доказательства соответствия требованиям летных характеристик настоящих Норм, то такие системы должны удовлетворять требованиям 23.671 и следующим требованиям:

(a) Должна быть предусмотрена отчетливо различимая пилотом при ожидаемых условиях эксплуатации, но не требующая его внимания сигнализация любого отказа в системе улучшения устойчивости или в любой другой автоматической системе, или в бустерной системе, который может повлечь за собой опасные условия, если пилот не может сам обнаружить отказ. Системы сигнализации не должны приводить в действие системы управления.

(b) Конструкция системы улучшения устойчивости или любой другой автоматической системы, или бустерной системы должна обеспечивать возможность вмешательства пилота в управление в начальной стадии отказа, не требуя от него исключительного умения или значительных усилий, путем отключения системы или ее поврежденной части, или путем пересиливания отказа движением рычагов управления в нормальном направлении.

(c) Следует показать, что после любого одиночного отказа системы улучшения устойчивости или любой другой автоматической системы, или бустерной системы:

(1) Самолет безопасно управляется, если отказ или неисправность происходит на любой скорости или высоте в пределах установленных эксплуатационных ограничений, которые являются критическими для рассматриваемого отказа.

(2) Требования к управляемости и маневренности удовлетворяются в пределах эксплуатационных режимов (например, скорости, высоты, нормальных перегрузок и конфигураций самолета), которые оговорены в Руководстве по летной эксплуатации самолета.

(3) Характеристики балансировки, устойчивости и сваливания не ухудшаются более тех пределов, которые гарантируют безопасное продолжение полета и посадку.

23.673. Основные системы управления полетом

(a) Основными являются такие системы управления полетом, которые непосредственно используются пилотом для управления самолетом по тангажу, крену и курсу.

(a*) В случае применения в системе управления регулятора передаточных чисел для улучшения характеристик управляемости самолета, выбранный диапазон регулирования должен обеспечивать безопасное завершение полета при отказе регулятора.

Если в системе управления для этой цели применяется механизм нелинейной передачи, то диапазон изменения коэффициента передачи должен исключать возможность раскачки самолета пилотом на любом эксплуатационном режиме полета.

(b*) Включение в систему управления автопилота должно удовлетворять требованиям 23.1329. Кроме того, при нерезервированном автопилоте диапазон отклонения поверхностей управления по сигналам автопилота должен быть ограничен безопасным для полета значением при активном отказе системы автопилота.

23.675. Упоры

(a) Системы управления должны быть снабжены упорами, которые ограничивают диапазон отклонения подвижных аэродинамических поверхностей, управляемых данными системами.

(b) Расположение упоров должно быть таким, чтобы изменение диапазона перемещения поверхности управления вследствие износа, слабины или разрегулировки натяжных устройств не оказывало отрицательного влияния на характеристики управления.

(c) Упоры должны выдерживать нагрузки, соответствующие расчетным условиям для системы управления.

23.677. Системы балансировки

(a) Должны быть приняты меры предосторожности для предотвращения непреднамеренного, неправильного или резкого отклонения триммеров. Вблизи рычагов управления триммерами должны находиться устройства, указывающие направление перемещения рычага управления балансировкой относительно направления движения самолета. Кроме того, должны предусматриваться указатели, показывающие пилоту положение балансировочного устройства по отношению к диапазону регулирования, а в случаях поперечного и путевого триммирования - еще и нейтральное положение. Этот указатель должен быть виден пилоту, спроектирован и установлен таким образом, чтобы предотвратить ошибки пилота. Указатель триммирования по тангажу должен иметь маркировку крайних положений или диапазона, в котором было продемонстрировано осуществление безопасного взлета самолета при любом положении центровки и положений закрылков, одобренных для взлета.

(b) Балансировочные устройства должны быть спроектированы так, чтобы при отказе любого

одного элемента трансмиссии основной системы управления полетом управляемость самолетом была приемлемой для безопасного полета и посадки:

(1) На однодвигательных самолетах - с устройством продольной балансировки.

(2) На многодвигательных самолетах - с устройствами продольной и путевой балансировок.

(c) Система управления триммером должна быть необратимой, если триммер не имеет весовой балансировки, и в связи с этим не исключается возможность возникновения флаттера. Необратимые системы управления триммерами должны иметь достаточную жесткость и надежность на участке от триммера до места крепления к конструкции самолета устройства, обеспечивающего необратимость.

(d) Должно быть продемонстрировано, что самолет безопасно управляется и что пилот может выполнять все маневры и действия, необходимые для безопасной посадки после любого возможного в эксплуатации самопроизвольного ухода системы балансировки из заданного положения, с учетом запаздывания действий пилота по времени, связанного с распознаванием увода системы балансировки. Демонстрация должна выполняться при критических весах и центровках самолета.

23.679. Стопоры системы управления

Если имеется устройство стопорения системы управления на земле или на воде, то:

(a) Должны быть предусмотрены средства, позволяющие:

(1) Давать безошибочное предупреждение пилоту о включении стопора; или

(2) Автоматически отключать устройство при нормальной работе пилота основными рычагами управления самолетом.

(b) Устройство должно быть установлено так, чтобы ограничивать управление самолетом, если устройство включено и пилот получает безошибочное предупреждение об этом перед взлетом.

(c) Устройство должно иметь средство, предотвращающее возможность его случайного включения в полете.

23.681. Статические испытания на расчетную нагрузку

(a) Соответствие требованиям настоящих Норм должно быть доказано испытаниями на расчетные нагрузки, при которых:

(1) Выбором направления испытательных нагрузок создаются наиболее неблагоприятные условия нагружения системы управления.

(2) Испытаниям подвергаются также все узлы, ролики и кронштейны, используемые для крепления системы к основной конструкции.

(b) Соответствие специальным коэффициентам для соединений системы управления, имеющих угловое перемещение, должно быть доказано расчетами или отдельными статическими испытаниями.

23.683. Испытания на функционирование

(a) Испытаниями на функционирование должно быть доказано, что когда поверхности управления приводятся в действие из кабины пилота при нагрузке системы, предписанной в пункте (b) настоящего параграфа, система работает без:

(1) Заедания.

(2) Чрезмерного трения.

(3) Чрезмерного отклонения органов управления.

(b) Необходимо применить следующие испытательные нагрузки:

(1) Для основной системы управления - меньшие из двух видов нагрузок, соответствующих эксплуатационным воздушным нагрузкам на данную поверхность или эксплуатационным усилиям пилота, приведенным в 23.397(b).

(2) Для вспомогательных органов управления - нагрузки не ниже соответствующих максимальному усилию пилота согласно 23.405.

23.685. Элементы системы управления

(a) Все элементы системы управления должны быть сконструированы и установлены таким образом, чтобы исключалось заклинивание, заедание и воздействие на них пассажиров, грузов и незакрепленных предметов, а также образование влаги в местах, где ее замерзание может вызвать отказ системы управления.

(b) В кабине экипажа должны быть приняты меры, предотвращающие попадание посторонних предметов в такие места, где они могут вызвать заклинивание системы управления.

(c) Должны быть приняты меры, предотвращающие удары тросов или тяг о другие части самолета.

(d) Все элементы системы управления полетом должны иметь четкую и постоянную маркировку и быть спроектированы так, чтобы свести к минимуму вероятность неправильной сборки, которая привела бы к нарушению функционирования системы управления.

23.687. Пружинные устройства

Надежность пружинных устройств, применяемых в системе управления, должна подтверждаться испытаниями, воспроизводящими условия эксплуатации, если отказ пружины может вызвать флаттер или привести к снижению безопасности полета.

23.689. Тросовые системы

(a) Все используемые тросы, узлы крепления тросов, тандеры, места соединения тросов и роликов должны быть утвержденного типа. Кроме того:

(1) В основных системах управления не должны применяться тросы диаметром менее 3,175 мм.

(2) Тросовые системы должны быть спроектированы таким образом, чтобы исключалось опасное изменение натяжения тросов во всем диапазоне перемещений при эксплуатационных условиях и во всем диапазоне изменения температуры.

(3) Должна быть обеспечена возможность визуального осмотра всех направляющих, роликов, наконечников и тандеров.

(b) Тип и размер ролика должны соответствовать применяемому тросу. Ролики должны быть снабжены установленными вблизи предохранительными устройствами против смещения и перехлестывания тросов даже при их провисании. Все ролики должны находиться в одной плоскости с тросом во избежание трения троса о бортик ролика.

(c) Направляющие тросов должны устанавливаться таким образом, чтобы они не изменяли направление троса более чем на 3°.

(d) В системах управления не должны применяться находящиеся под воздействием нагрузки или имеющие подвижность серьги с осевыми шпильками, законтренные только шплинтами.

(e) Тандеры должны устанавливаться на участках троса, не имеющих угловых перемещений во всем диапазоне хода троса.

(f) Тросы управления триммерами не относятся к основной системе управления полетом, и на самолетах, на которых при наиболее неблагоприятных положениях триммеров обеспечивается безопасность полета, диаметр этих тросов может быть менее 3,175 мм.

23.691. Искусственная система предотвращения сваливания

Если функцию системы искусственного предотвращения сваливания выполняет, например, толкатель ручки, который используется для демонстрации соответствия 23.201(c), то система должна удовлетворять следующим требованиям:

(a) При регулировке системы для применения должны быть определены допуски по скорости (положительный и отрицательный), при которых будет срабатывать управление на пикирование.

(b) При рассмотрении допустимых допусков по скорости (положительных и отрицательных), установленных в соответствии с пунктом (a) настоящего параграфа, должны выбираться такие величины скоростей для срабатывания на пикирование, которые имеют безопасный запас от скорости, при которой имеют место небезопасные характеристики сваливания.

(c) В дополнение к предупреждению о сваливании, которое требуется в соответствии с 23.207, должно быть предусмотрено предупреждение, которое ясно различимо пилоту при всех

условиях полета и не требующее внимания пилота, для неисправностей, которые будут препятствовать данной системе выполнять требуемое движение по тангажу.

(d) Любая такая система должна быть спроектирована так, чтобы она могла быть быстро и правильно отключена пилотами посредством быстрого (аварийного) восстановления управления, чтобы предотвратить нежелательное пикирование самолета, и удовлетворять требованиям 23.1329(b).

(e) Должен быть установлен предполетный осмотр системы, а процедура осмотра должна быть представлена в РЛЭ. Предполетный осмотр должен быть включен в раздел ограничений РЛЭ, одобренный Компетентным органом.

(f) Для самолетов, на которых установлен автопилот:

(1) Быстрое (аварийное) восстановление управления, установленное в соответствии с 23.1329(d), может быть использовано для удовлетворения требований пункта (d) настоящего параграфа; и

(2) Сервопривод тангажа может быть использован в этой системе для создания движения на пикирование.

(g) При показе соответствия требованиям 23.1309 система должна быть оценена, чтобы определить влияние обнаруживаемых и необнаруживаемых отказов, которые могут иметь влияние на продолжение безопасного полета и посадку самолета или способности экипажа справиться с негативными условиями, которые могут возникнуть в результате отказа. Данная оценка должна включать в себя рассмотрение опасностей, связанных с летными характеристиками самолета, если система не сработает, и опасностей, связаных с неожиданным движением по тангажу при скоростях, превышающих выбранные скорости сваливания, которое вызвано отказом.

23.693. Соединения

Соединения проводки управления (в системах с жесткой проводкой), которые имеют угловые перемещения, за исключением соединений с шариковыми и роликовыми подшипниками, должны иметь специальный коэффициент безопасности не менее 3,33 по отношению к пределу прочности на смятие самого мягкого материала, применяемого в опоре. Для соединений тросовой системы управления этот коэффициент может быть уменьшен до 2,0. Утвержденные номинальные характеристики шариковых и роликовых подшипников не должны превышаться.

23.697. Система управления закрылками

(a) Система управления закрылками крыла должна быть спроектирована таким образом, чтобы при отклонении закрылков в любое заданное положение, которое удовлетворяет требованиям настоящих Норм к летным характеристикам, они не могли перемещаться из заданного положения, если только это перемещение не вызвано воздействием на рычаги управления или работой автоматического устройства ограничения нагрузки на закрылок.

(b) Скорость перемещения закрылков в ответ на управляющие команды пилота или автоматических устройств должна обеспечивать удовлетворительные пилотажные и летные

характеристики при установившихся или изменяющихся скоростях полета, мощности двигателей и пространственном положении самолета.

(c) Если соответствие требованию 23.145(b)(3) предписывает установку закрылков в не полностью убранное положение, место установки рычага управления закрылками в это положение должно быть расположено так, чтобы требовалось определенное изменение направления движения рычага управления за это положение.

23.699. Указатель положения закрылков

Должен быть предусмотрен указатель положения закрылков.

(a) Для закрылков, которые можно устанавливать только в положения уборки и полного выпуска, если:

(1) Механизм управления не обеспечивает чувство управления и положения закрылков (как при применении механической связи); или

(2) Пилоту трудно определить положение закрылков без опасного отвлечения от других задач пилотирования в любых условиях полета, днем и ночью.

(b) Для закрылков, которые можно устанавливать в промежуточные положения, если:

(1) Любое положение закрылков, в дополнение к положениям уборки и полного выпуска, используется для демонстрации соответствия требованиям настоящих Норм к летным характеристикам.

(2) Установка закрылков не удовлетворяет требованиям пункта (a)(1) настоящего параграфа.

23.701. Взаимосвязь между закрылками

(a) Основные крыльевые закрылки и связанные с ними перемещаемые поверхности - как система - должны удовлетворять следующим требованиям:

(1) Быть синхронизированы механической связью между закрылками, которая независима от системы привода закрылков; или должна применяться другая одобренная эквивалентная система синхронизации; или

(2) Быть спроектированы так, чтобы отказ системы закрылков, который приводил бы к появлению небезопасных летных характеристик самолета, был практически невероятным.

(b) Следует показать, что самолет обладает безопасными летными характеристиками при любой комбинации экстремальных положений индивидуально отклоняемых поверхностей (механически связанные поверхности должны рассматриваться как единая поверхность).

(c) В случае применения механической связи на многодвигательных самолетах она должна быть рассчитана на несимметричные нагрузки, возникающие в полете с неработающими двигателями, расположенными по одну сторону от плоскости симметрии, и при работе остальных двигателей на режиме взлетной мощности. Для однодвигательных самолетов, а также для

многодвигательных самолетов, у которых нет влияния струи от воздушных винтов на закрылки, можно допускать, что на одну сторону действует 100% критической воздушной нагрузки, а на другую - 70%.

(a*) Связь между закрылками должна быть рассчитана на нагрузки, которые имеют место, когда поверхности закрылков с одной стороны плоскости симметрии заклинило и они неподвижны и к ним прилагается полная мощность приводящей системы, а поверхности закрылков с другой стороны - свободны для движения.

23.703. Система аварийной сигнализации при взлете

Для самолетов переходной категории, если не может быть показано, что устройства продольной балансировки, которые влияют на взлетные характеристики самолета, будут давать небезопасные взлетные конфигурации при установке их вне одобренных взлетных положений, система аварийной сигнализации при взлете должна быть установлена и удовлетворять следующим требованиям:

(a) Система должна обеспечивать пилотам звуковую сигнализацию, которая автоматически включается на начальной стадии выполнения взлета, если самолет находится в конфигурациях, при которых не может быть выполен безопасный взлет. Сигнализация должна продолжаться до тех пор, пока:

(1) Конфигурация не будет изменена до допустимой для безопасного взлета; или

(2) Пилотом не будут приняты действия для прекращения взлета.

(b) Условия включения сигнализации должны четко соблюдаться при всех одобренных значениях взлетной мощности и процедурах взлета, а также зависеть от принятых для сертификации диапазонов взлетного веса, высоты аэродромов и температур.

ШАССИ

23.721. Общие положения

К стойкам шасси самолетов переходной категории с числом посадочных мест, исключая места пилотов, 10 и более предъявляются следующие требования:

(a) Основные стойки шасси должны быть спроектированы так, чтобы в случае их разрушения из-за превышения расчетных нагрузок на взлете (разбеге) и посадке (пробеге) (предполагается, что нагрузки действуют в направлении вверх и назад) характер разрушения был таким, чтобы не возникла утечка топлива из любой части топливной системы в количестве, достаточном для возникновения опасности пожара.

(b) Самолет должен быть спроектирован так, чтобы в контролируемом состоянии мог осуществлять посадку на подготовленную ВПП при одной (или более) невыпущенной стойке шасси; при этом не должно происходить такого повреждения конструкции, которое могло бы вызвать утечку топлива в количестве, достаточном для возникновения опасности пожара.

(c) Соответствие требованиям настоящего параграфа может быть доказано анализом (расчетом, исследованием) или испытаниями, или тем и другим вместе.

23.723. Испытания амортизации

(a) Должно быть доказано, что эксплуатационные перегрузки, выбранные для расчета согласно 23.473 для взлетного и посадочного весов соответственно, не будут превышены. Это должно быть доказано испытаниями на поглощение энергии, за исключением следующего: для случаев увеличения ранее утвержденных взлетного и посадочного весов разрешается использовать расчет на основе проведенных испытаний системы шасси с идентичными характеристиками энергопоглощения.

(a*) Максимальная энергия, которую должна воспринимать амортизационная система при динамическом приложении нагрузки, определяется следующими условиями:

(1) 1,5 эксплуатационной энергии при редуцированной массе, соответствующей расчетному посадочному весу самолета, и подъемной силе, заданной в 23.473(e).

(2) Если при указанных в пункте (a*)(1) настоящего параграфа энергии, весе и подъемной силе величина вертикальной составляющей скорости в первый момент посадки получится меньше чем 1,2 скорости снижения, заданной в 23.473(d)(1), то дополнительно должно быть рассмотрено поглощение амортизационной системой максимальной энергии при скорости снижения, равной 1,2 скорости, заданной в 23.473(d)(1), и подъемной силе самолета, равной его весу.

23.725. Испытания на сброс при эксплуатационных условиях

(a) Если соответствие требованиям 23.723(a) доказывается испытаниями на свободное падение, то эти испытания должны проводиться на целом самолете или на агрегатах, состоящих из колеса, пневматика и амортизатора, собранных соответствующим образом. Высота свободного падения (h, м) должна быть не менее определенной по следующей формуле:

$$h = 0,042\sqrt{G/S},$$

где:

G / S - удельная нагрузка на крыло, кгс/м^2.

Однако высота свободного падения не должна быть менее 0,234 м и может не превышать 0,475 м.

(b) Если при испытаниях на свободное падение влияние подъемной силы крыла представляется эквивалентным уменьшением веса, шасси должно сбрасываться с эффективным весом, равным

$$G_e = G\frac{h + (1 - L)d}{(h + d)}$$

где:

G_e - эффективный вес, используемый при испытаниях на сброс, кгс;

h - заданная высота свободного падения, м;

d - обжатие пневматика при ударе (при утвержденном давлении в пневматике) плюс вертикальная составляющая перемещения оси колеса относительно сбрасываемой массы, м;

G = $G_{осн}$ для основных стоек шасси; равен статической нагрузке на основную стойку при горизонтальном положении самолета (при этом на самолетах с носовой стойкой шасси передняя стойка не касается земли), кгс;

G = $G_{хв}$ для хвостовых стоек; равен статической нагрузке на хвостовую стойку при стоянке с опущенным хвостом, кгс;

G = $G_{нос}$ для носовых стоек; равен вертикальной составляющей статической реакции носового колеса, кгс. Принимается, что в центре тяжести действует вертикальная сила, направленная вниз и равная весу самолета, и горизонтальная, направленная вперед и равная 0,33 этого веса;

L - отношение принятой подъемной силы крыла к весу самолета, но не более 0,667.

(c) Эксплуатационная инерционная перегрузка должна определяться точно или в запас при испытаниях на сброс при таких пространственных положениях стоек шасси и таких лобовых нагрузках, которые соответствуют условиям посадки.

(d) Значение d, используемое при вычислении G_e в пункте (b) настоящего параграфа, не должно превышать фактического значения, полученного при испытаниях на сброс.

(e) Эксплуатационная инерционная перегрузка (n) должна определяться из испытаний на сброс согласно пункту (b) настоящего параграфа по следующей формуле:

$$n = n_j \frac{G_e}{G} + L,$$

где:

n_j - перегрузка, развиваемая в испытаниях на сброс (т.е. ускорение dV / dt в единицах g, зарегистрированное в испытаниях на сброс) плюс 1,0;

G, G_e и L - те же, что и при вычислении в испытаниях на сброс.

(f) Величина перегрузки (n), определенная в соответствии с пунктом (e) настоящего параграфа, не должна превышать эксплуатационную инерционную перегрузку, используемую для условий посадки, указанную в 23.473.

23.726. Динамические испытания на наземные нагрузки

(a) Если соответствие требованиям 23.479, 23.481, 23.483 и 23.485(a*) в отношении наземных нагрузок доказывается путем испытаний на сброс, то должно быть проведено одно испытание на сброс согласно 23.725; при этом высота сброса должна быть:

(1) В 2,25 раза больше высоты сброса, предписанной в 23.725 (a); или

(2) Достаточной для получения в 1,5 раза большей эксплуатационной перегрузки.

(b) Для доказательства прочности следует использовать критические условия посадки при всех расчетных условиях, указанных в 23.479, 23.481, 23.483 и 23.485(a*).

23.727. Испытания на сброс при поглощении максимальной энергии

(a) Если соответствие требованию к поглощению максимальной энергии, приведенному в 23.723(a*), доказывается испытаниями на сброс, то высота сброса должна быть по крайней мере в 1,44 раза больше указанной в 23.725.

(b) Если влияние подъемной силы крыла представляется эквивалентным уменьшением веса, шасси должно сбрасываться с эффективным весом, приведенным в 23.725(b), с учетом указаний о величине подъемной силы самолета, приведенных в 23.723(a*)(1) и (2).

23.729. Система выпуска и уборки шасси

(a) Общие положения. Эти требования относятся к самолетам с убирающимся шасси:

(1) Механизм уборки шасси и поддерживающая его конструкция должны быть рассчитаны на максимальные полетные нагрузки при убранном шасси и на сочетание нагрузок от трения, инерции, тормозного момента и аэродинамических нагрузок, имеющих место во время уборки на любой воздушной скорости до 1,6 V_{S1} с убранными закрылками, и на любые перегрузки вплоть до указанных в 23.345 для условий полета с выпущенными закрылками.

(2) Шасси и механизм уборки, включая створки отсеков шасси, должны выдерживать полетные нагрузки, в том числе нагрузки, возникающие при всех условиях скольжения, указанных в 23.351, при выпущенном шасси на любой скорости до 1,6 V_{S1} с убранными закрылками.

(b) Замок шасси. Должны быть предусмотрены надежные средства (помимо давления жидкости или газа) для удержания шасси в выпущенном положении.

(c) Аварийный выпуск. Сухопутный самолет с убирающимся шасси, не имеющий аварийного выпуска шасси вручную, должен иметь средства выпуска шасси на случай:

(1) Любого умеренно вероятного отказа в основной системе привода шасси; или

(2) Любого умеренно вероятного отказа источника питания, могущего помешать работе основной системы привода шасси.

(d) Испытания на работоспособность. Нормальная работа механизма уборки должна быть

доказана путем испытаний на работоспособность (функционирование).

(e) Указатель положения. Если самолет имеет убирающееся шасси, должен быть предусмотрен указатель положения шасси или другие устройства, информирующие пилота о том, что каждая опора шасси зафиксирована в выпущенном (или убранном) положении. Если используются датчики положения, то их расположение и соединение с элементами шасси должно исключать ошибочную индикацию "ВЫПУЩЕНО И ЗАФИКСИРОВАНО", если любая опора шасси не выпущена полностью, или индикацию "УБРАНО И ЗАФИКСИРОВАНО", если любая опора шасси не убрана полностью.

Если используются световые индикаторы, то их следует выполнять таким образом, чтобы:

(1) Зеленый светосигнализатор для каждой опоры шасси включался только в том случае, когда эта опора устанавливается в правильном посадочном положении.

(2) Световые индикаторы предупредительной сигнализации были включены все время, за исключением тех случаев, когда опора шасси и створки установлены в посадочном или убранном положении.

(f) Сигнализация шасси. На сухопутных самолетах должны быть предусмотрены следующие звуковые или другие равноценные по эффективности сигнальные устройства шасси:

(1) Устройство, которое действует непрерывно, когда один или большее число рычагов управления двигателями (РУД) установлены в положение ниже нормально используемого для захода на посадку, а шасси не выпущено полностью и не зафиксировано замками. Недопустимо использование механического упора РУД вместо устройства выдачи звукового предупреждения. Если имеется ручной выключатель указанного сигнального устройства, то сигнальная система должна быть спроектирована таким образом, чтобы уборка при отключенной сигнализации одного или большего числа РУД, последующее их удержание в положении нормального захода на посадку или ниже вызывали включение устройства звуковой сигнализации.

(2) Устройство, которое действует непрерывно, когда закрылки отклонены в положение, не соответствующее максимальному углу отклонения, используемому при нормальном заходе на посадку, а шасси не выпущено полностью и не зафиксировано замками. Недопустимо использование ручного отключения этого устройства предупреждения. Датчики положения закрылков можно устанавливать в любом удобном месте. В системе этого устройства допустимо использование любой части устройства, требуемого пунктом (f1) данного параграфа, включая генератор звукового сигнала.

(g) Оборудование, установленное в нишах шасси. Если ниша шасси используется для установки оборудования, отличного от опор шасси, это оборудование должно быть спроектировано и установлено таким образом, чтобы минимизировать его повреждения вследствие разрыва пневматика или отслоения протектора, а также воды и грязи, которые могут присутствовать в нише шасси.

23.731. Колеса

(a) Максимальная по техусловиям стояночная нагрузка каждого колеса должна быть не менее

соответствующей статической реакции земли при:

(1) Расчетном максимальном весе самолета.

(2) Критической центровке.

(b) Максимальная по техусловиям эксплуатационная нагрузка каждого колеса должна быть равна или больше максимальной эксплуатационной радиальной нагрузки, определенной согласно соответствующим требованиям настоящих Норм к наземным нагрузкам.

(a*) Все основные, носовые и хвостовые колеса должны быть утвержденного типа.

(b*) Конструкция колес и тормозов должна обеспечивать их работоспособность при попадании в тормоза воды, грязи либо иметь надежную защиту от их попадания.

23.733. Пневматики

(a) Каждое колесо шасси должно иметь пневматик утвержденного типа, характеристики которого (статические и динамические) не превышаются:

(1) При нагрузке на пневматик каждого основного колеса (подлежащей сравнению со статическими характеристиками, утвержденными для таких пневматиков), равной статической реакции земли при расчетном максимальном весе и критической центровке.

(2) При нагрузке на пневматик носовых колес (сравниваемой с динамическими характеристиками, которые установлены для подобных пневматиков), равной реакции, полученной на носовом колесе при следующих условиях: вес самолета сосредоточен в наиболее критическом положении центра тяжести и находится под действием сил 1,0 G вниз и 0,31 G вперед (где G - расчетный максимальный вес); реакции между носовыми и основными колесами распределены по принципам статики; реакция торможения на земле приложена только к тормозным колесам.

(b) Если применены пневматики специальной конструкции, то это должно быть отмечено на колесах ясной и хорошо видимой маркировкой. Маркировка должна содержать указания о типе пневматика, размерах, количестве слоев и опознавательное клеймо самого пневматика.

(c) На убирающемся шасси все пневматики, при их максимально возможных в эксплуатации размерах, должны иметь зазор с расположенными рядом конструкциями и системами, достаточный для исключения контакта между пневматиком и любой частью конструкции или системы.

23.735. Тормоза

(a) Должны быть предусмотрены тормоза. Величина кинетической энергии, поглощаемой тормозной установкой каждого основного колеса при посадке, должна быть не менее потребной величины поглощения кинетической энергии торможения, полученной любым из следующих методов:

(1) Определением потребной величины поглощения кинетической энергии торможения точным расчетом в запас при расчетном посадочном весе на основе анализа последовательности ожидаемых во время посадки обстоятельств.

(2) Вместо точного расчета потребную величину кинетической энергии для поглощения тормозной установкой каждого основного колеса ($E_к$, кгс·м) можно получить по следующей формуле:

$$E_K = \frac{0,00395GV^2}{N},$$

где:

G - расчетный посадочный вес, кгс;

V - скорость самолета, км/ч; величина V должна быть не менее V_{S0} (скорости сваливания при неработающих двигателях на уровне моря при расчетном посадочном весе и посадочной конфигурации);

N - количество основных колес с тормозами.

(b) Тормоза должны исключать возможность качения колес по ВПП с искусственным покрытием при работе критического двигателя на взлетной мощности, но не требуется, чтобы они исключали движение самолета с заторможенными колесами.

(c) При определении посадочной дистанции в соответствии с требованиями 23.75 давление в тормозной системе колеса не должно превышать давления, указанного изготовителем колеса.

(d) Если на самолете установлены противоюзовые устройства, то они и взаимодействующие с ними системы должны быть спроектированы так, чтобы исключалась опасная потеря способности торможения или путевой управляемости самолета при вероятной единичной неисправности этих устройств и систем.

(e) Дополнительно, для самолетов переходной категории, величина кинетической энергии, поглощаемой тормозной установкой каждого основного колеса при прерванном взлете, должна быть не менее потребной величины поглощения кинетической энергии торможения, полученной любым из следующих методов:

(1) Определение потребной величины поглощения кинетической энергии торможения должно основываться на консервативно-рациональном расчете последствий, ожидаемых во время прерванного взлета при расчетном взлетном весе.

(2) Вместо точного расчета потребную величину кинетической энергии для поглощения тормозной установкой каждого основного колеса ($E_к$, кгс·м) можно получить по следующей формуле:

$$E_K = \frac{\left(0,00395G \cdot V^2\right)}{N}$$

где:

G - расчетный взлетный вес самолета, кгс;

V - скорость самолета, км/ч, равная максимальной величине скорости V_1, выбранной в соответствии с 23.51(c)(1);

N - количество основных колес с тормозами.

23.737. Лыжи

Установленная максимальная эксплуатационная нагрузка каждой лыжи должна быть не менее максимальной эксплуатационной нагрузки, определяемой в соответствии с требованиями настоящих Норм к наземным нагрузкам.

23.745. Управляемое носовое/хвостовое колесо

(a) Если на самолете установлено управляемое носовое/хвостовое колесо, должно быть продемонстрировано, что не требуются чрезмерные усилия пилота для управления им в процессе взлета и посадки при боковом ветре или в случае отказа двигателя, или что использование управления ограничено малыми скоростями маневрирования.

(b) Перемещение пилотом органа управления колесом не должно быть связано с уборкой и выпуском шасси.

КОРПУСА И ПОПЛАВКИ ГИДРОСАМОЛЕТОВ

23.751. Плавучесть основных поплавков гидросамолетов

(a) Каждый основной поплавок должен иметь:

(1) Плавучесть на 80% выше плавучести, необходимой этому поплавку для обеспечения плавучести, приходящейся на него доли максимального веса гидросамолета или самолета-амфибии в пресной воде.

(2) Достаточное количество водонепроницаемых отсеков, чтобы обеспечить плавучесть гидросамолета или самолета-амфибии без опрокидывания при затоплении любых двух отсеков основного поплавка.

(b) Каждый основной поплавок должен иметь не менее четырех водонепроницаемых отсеков приблизительно одинакового объема.

23.753. Конструкция основного поплавка

Основные поплавки должны соответствовать требованиям, изложенным в 23.521.

23.755. Корпус летающей лодки

(a) Корпус летающей лодки или самолета-амфибии с максимальным весом 680 кгс и более должен иметь водонепроницаемые отсеки, спроектированные и расположенные таким образом, чтобы плавучесть корпуса, вспомогательных поплавков и пневматиков колес (если таковые имеются) обеспечивали в пресной воде плавучесть самолета без опрокидывания при всех состояниях водной поверхности, разрешенной в эксплуатации, при:

(1) Затоплении любых двух отсеков у самолетов с максимальным весом более или равным 2270 кгс.

(2) Затоплении любого одного отсека у самолетов с максимальным весом от 680 до 2270 кгс.

(b) Если для обеспечения связи между отсеками корпуса используются люки, то они должны быть водонепроницаемыми.

23.757. Вспомогательные поплавки

Вспомогательные поплавки должны быть расположены таким образом, чтобы при полном погружении в пресной воде создавать выравнивающий момент, не менее чем в 1,5 раза превышающий опрокидывающий момент, обусловленный креном гидросамолета или самолета-амфибии.

РАЗМЕЩЕНИЕ ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ

23.771. Кабина пилотов

(a) Кабина и ее оборудование должны обеспечивать пилотам выполнение их обязанностей без чрезмерного напряжения и утомляемости.

(b) Если летный экипаж отделен от пассажиров перегородкой, в ней должны быть предусмотрены отверстия или открываемое окно, или дверь для облегчения связи между летным экипажем и пассажирами.

(c) Органы аэродинамического управления, перечисленные в 23.779, за исключением тросов и тяг управления, должны быть так расположены относительно винтов, чтобы ни пилоты, ни органы управления даже частично не находились в зоне между плоскостью вращения винтов внутренних двигателей и поверхностью, образованной линией, проходящей через центр втулки винта под углом 5° вперед или назад от плоскости вращения винта.

23.773. Обзор из кабины экипажа

(a) Каждая кабина экипажа должна быть:

(1) Спроектирована так, чтобы обеспечивался достаточно широкий беспрепятственный и неискаженный обзор, позволяющий пилоту осуществлять руление, взлет, заход на посадку,

приземление, а также производить любые маневры в пределах эксплуатационных ограничений самолета.

(2) Свободной от слепящего света и отражений, способных помешать зрительному восприятию пилота. Соответствие этому требованию должно быть продемонстрировано для всех эксплуатационных условий, требуемых при сертификации.

(3) Спроектирована так, чтобы каждый пилот был защищен от атмосферных воздействий, чтобы в условиях умеренных атмосферных осадков не происходило чрезмерного ухудшения видимости по направлению движения при нормальном полете и посадке.

(b) В каждой кабине экипажа должны быть устройства, очищающие лобовое и боковые стекла или предотвращающие запотевание или образование инея на их внутренней части на площади, значительно большей, чем та, которая необходима для обеспечения требований пункта (a)(1) данного параграфа. Соответствие этому требованию должно быть продемонстрировано для всех ожидаемых в эксплуатации внешних и внутренних условий, если не продемонстрировано, что лобовое и боковые стекла могут быть очищены пилотом без нарушения его обязанностей.

23.775. Лобовые стекла и окна

(a) Используемый для изготовления внутренних панелей лобовых стекол и окон материал не должен образовывать при разрушении опасных осколков, (таким материалом является, например, безопасное стекло).

(b) Конструкция лобовых стекол, окон и фонарей на самолетах с гермокабинами должна учитывать особенности, связанные с высотной эксплуатацией, включая:

(1) Влияние длительных и циклических нагрузок от перепада давления.

(2) Характеристики используемых материалов.

(3) Влияние температуры и ее перепадов.

(c) На самолетах с герметическими кабинами, если запрашивается сертификат для эксплуатации на высотах более 7600 м (25 000 футов), защитный фонарь вместе с характерной частью его установки должен быть подвергнут специальным испытаниям, воспроизводящим комбинированное воздействие длительных и циклических нагрузок от перепада давления и полетных нагрузок, или должно быть показано соответствие условиям безопасного разрушения согласно пункту (d) настоящего параграфа.

(d) Если запрашивается сертификат для эксплуатации на высотах более 7600 м (25 000 футов), то лобовые стекла, панели окон и фонари должны быть достаточно прочными, чтобы выдержать нагрузки максимального перепада давления в кабине в сочетании с воздействием критического аэродинамического давления и температуры после повреждения любого несущего элемента лобового стекла, панели окна или фонаря.

(e) Лобовое стекло и боковые окна, находящиеся впереди пилота, сидящего в нормальном полетном положении, должны иметь коэффициент пропускания света не менее 70%.

(f) Если полеты в условиях фактического или прогнозируемого обледенения не запрещены эксплуатационными ограничениями, то должны быть предусмотрены средства предотвращения или удаления льда с лобового стекла в условиях обледенения, указанных в Приложении П23.1419, для обеспечения пилоту адекватного обзора, позволяющего осуществлять руление, взлет, заход на посадку, приземление и производить любые маневры в пределах эксплуатационных ограничений самолета.

(g) В случае любого одиночного отказа система обогрева стекла не должна увеличивать температуру лобового или боковых стекол в местах, где:

(1) Повреждение конструкции существенно влияет на целостность кабины; или

(2) Возможна опасность возникновения пожара.

(h) Дополнительно, для самолетов переходной категории, нормальной и многоцелевой категорий с герметичной кабиной требуется следующее:

(1) Лобовые стекла, находящиеся перед рабочими местами пилотов, и элементы конструкции, несущие эти стекла, должны выдерживать удар птицы весом до 0,91 кг без ее проникновения внутрь кабины, при скорости самолета относительно птицы по траектории полета самолета, равной максимальной скорости самолета при заходе на посадку с выпущенными закрылками.

(2) Панели лобовых стекол перед рабочими местами пилотов должны быть расположены таким образом, чтобы в случае потери видимости через любую одну панель остальные (одна или несколько панелей) оставались доступными для использования пилотом с его рабочего места и обеспечивали безопасное продолжение полета и посадку.

23.777. Органы управления в кабине

(a) Все органы управления в кабине должны быть расположены (кроме случаев, когда их назначение очевидно) и обозначены так, чтобы обеспечивалось удобство использования и исключалось их непреднамеренное перемещение.

(b) Органы управления должны быть расположены и установлены таким образом, чтобы сидящий пилот мог полностью и беспрепятственно перемещать любой орган управления и этому не мешала бы его одежда и конструкция кабины.

(c) Органы управления двигателями должны быть расположены:

(1) На самолетах с несколькими двигателями - на среднем пульте, или вверху в центре кабины, или вблизи центра кабины.

(2) На самолетах с одним двигателем и с одиночным или тандемно расположенными пилотскими креслами - на левом пульте или приборной доске;

(3) На других самолетах с одним двигателем - в центре кабины, или вблизи центра на среднем пульте, приборной доске, или вверху.

(4) На самолетах с расположением кресел пилотов рядом и с двумя комплектами органов управления силовой установкой - на левом и правом пультах.

(d) Порядок размещения органов управления слева направо:

Рычаг управления двигателем (тягой), управление воздушным винтом (частотой вращения) и управление составом топливной смеси (на самолетах с газотурбинными двигателями - рычаг регулятора воздушного винта и выключатель подачи топлива).

Рычаги управления двигателем (РУД) должны быть по меньшей мере на 25 мм выше или длиннее (чтобы быть более заметными), чем органы управления воздушным винтом или составом топливной смеси.

Рычаги управления подогревом воздуха или запасным воздухозаборником должны находиться слева от рычага управления двигателем или, если он не на среднем пульте, то на расстоянии как минимум 203 мм от органа управления составом топливной смеси. Если же рычаг управления подогревом воздуха находится на среднем пульте, то он должен устанавливаться сзади или ниже рычагов управления двигателем.

Органы управления наддувом должны быть установлены ниже или сзади органов управления воздушным винтом.

На самолетах с тандемным расположением кресел и на одноместных самолетах можно размещать органы управления в левой стороне кабины, однако порядок размещения слева направо должен быть следующим: РУД, органы управления воздушным винтом, органы управления составом топливной смеси.

(e) Одинаковые органы управления всех двигателей должны быть расположены таким образом, чтобы не было сомнения, к какому двигателю относится данный рычаг управления.

(1) Обычные органы управления силовой установкой, состоящей из нескольких двигателей, должны быть размещены таким образом, чтобы левые органы управления относились к левому двигателю (левым двигателям), правые - к правому двигателю (правым двигателям).

(2) На самолетах с двумя двигателями, установленными впереди и сзади (тандем), левые органы управления силовой установкой должны относиться к переднему двигателю, а правые - к заднему.

(f) Органы управления закрылками и вспомогательными аэродинамическими устройствами должны быть расположены:

(1) В центре или справа от оси среднего пульта или рычагов управления двигателями.

(2) Достаточно далеко от крана управления шасси, чтобы избежать ошибки.

(g) Кран управления шасси должен быть расположен слева от оси РУД или оси среднего пульта.

(h) Все переключатели подачи топлива должны соответствовать требованиям 23.995 и

должны быть расположены и установлены таким образом, чтобы пилот при любом возможном положении кресла мог их видеть и дотянуться до них, не передвигая кресла или основной орган управления. Кроме того:

(1) Для механического переключателя подачи топлива:

(i) В качестве указателя выбранного положения переключателя подачи топлива должна использоваться стрелка. Она должна обеспечивать обозначение выбранной позиции, в которой должно быть обеспечено надежное фиксирование выбранного положения переключателя.

(ii) Стрелка индикатора положения должна размещаться на той части рукоятки, которая имеет максимальный размер, измеренный от центра вращения.

(2) Для электрического или электронного переключателя подачи топлива:

(i) Цифровые органы управления и электрические переключатели должны быть надежно маркированы.

(ii) Должны быть предусмотрены средства индикации летному экипажу, какой выбран бак и откуда происходит питание. Положение переключателя подачи топлива не считается средством индикации. Положения "ВЫКЛЮЧЕНО" или "ЗАКРЫТО" должны быть обозначены красным цветом.

(3) Если ручка переключателя подачи топлива или электрический, или цифровой переключатель одновременно является перекрывным средством, то закрытое положение должно отмечаться красным цветом. Если предусмотрено отдельное устройство перекрытия, то оно тоже должно быть красного цвета.

23.779. Перемещение и действие органов управления в кабине

Органы управления в кабине должны быть сконструированы так, чтобы их перемещение и действие соответствовали следующим требованиям.

(a) Аэродинамические органы управления

(1) Основные органы управления

Органы управления	Перемещение и действие
Элерон	Штурвал направо (по часовой стрелке) - правое крыло вниз
Руль высоты	Штурвал назад - кабрирование
Руль направления	Правая педаль вперед - правый разворот

(2) Вспомогательные органы управления

Органы управления	Перемещение и действие
Закрылки (или вспомогательные устройства для увеличения подъемной силы)	Орган управления вперед или вверх - уборка закрылков или вспомогательных устройств; назад или вниз - выпуск закрылков или вспомогательных устройств
Триммеры (или эквивалентные им устройства)	Перемещение выключателя или механическое вращение органа управления - аналогичное вращение самолета вокруг оси, параллельной оси органа управления. Ось управления триммером элерона может быть смещена для удобства выполнения пилотом необходимых действий. На самолетах с одним двигателем направление движения руки пилота должно совпадать с реакцией самолета на триммер руля направления, если пилоту доступна только часть вращающегося элемента

(b) Органы управления силовой установкой и агрегатами

(1) Силовая установка

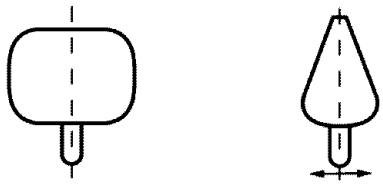
Органы управления	Перемещение и действие
Рычаг управления мощностью (тягой)	Вперед - увеличение поступательной тяги, назад - увеличение обратной тяги
Воздушные винты	Вперед - увеличение частоты вращения
Смесь	Вперед или вверх - обогащение состава топливной смеси
Топливо	Вперед - открытие
Карбюратор, подогрев воздуха или дополнительный воздух	Вперед или вверх - охлаждение
Нагнетатели	Вперед или вверх - малый наддув
Турбонагнетатели	Вперед или вверх, или по часовой стрелке - повышение давления
Вращающиеся органы управления	По часовой стрелке - из выключенного положения до полностью включенного
Рычаг управления реверсом двигателя	Назад (на себя) - увеличение обратной тяги (мощности)

(2) Агрегаты

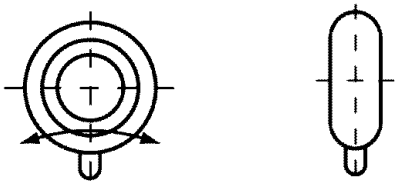
Органы управления	Перемещение и действие
Переключатель топливных баков	Направо - для правых баков, налево - для левых баков
Шасси	Вниз - выпуск
Аэродинамические тормоза	Назад - выпуск

23.781. Форма рукояток органов управления в кабине

(a) Рукоятки органов управления закрылками и шасси должны соответствовать общим формам (но не обязательно точным размерам или специфическим пропорциям), указанным на рисунке.



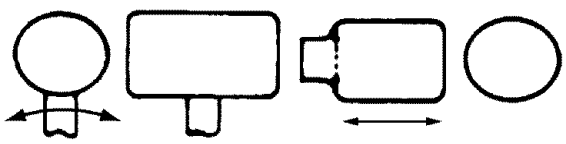
Рукоятка управления закрылками



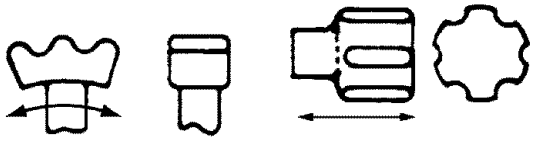
Рукоятка управления шасси

(b) Рукоятки органов управления силовой установкой должны соответствовать общим формам (но не обязательно точным размерам или специфическим пропорциям), указанным на рисунке.

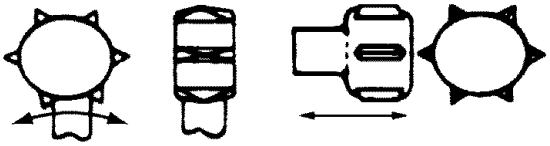
На секторе газа На приборной доске



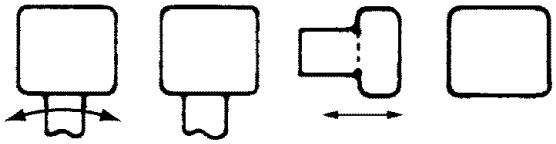
Рукоятка управления двигателем (тягой)



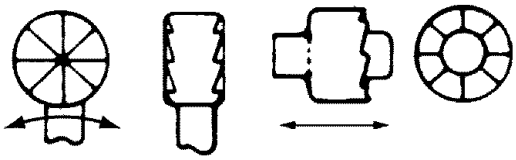
Рукоятка управления регулятором оборотов



Рукоятка управления регулятором смеси



Рукоятка управления подогревом воздуха



Рукоятка управления турбонаддувом

23.783. Двери

(a) Каждая отдельная кабина, предназначенная для размещения пассажиров, должна иметь по крайней мере одну легкодоступную наружную дверь.

(b) Пассажирские двери не должны располагаться относительно плоскости вращения любого воздушного винта или любого другого потенциально опасного элемента так, чтобы это представляло опасность для людей, пользующихся этой дверью.

(c) Все наружные двери для пассажиров или экипажа должны соответствовать следующим требованиям:

(1) Должны быть предусмотрены средства для запирания двери и предотвращения возможности ее случайного открытия в полете людьми, перемещением груза или в результате механического повреждения.

(2) Дверь должна открываться как изнутри, так и снаружи самолета, даже когда внутренний запирающий механизм находится в запертом положении.

(3) Должны быть предусмотрены простые и очевидные для использования средства открытия двери, расположенные и маркированные изнутри и снаружи самолета таким образом, чтобы дверь

можно было легко найти, отпереть и открыть даже в темноте.

(4) Дверь должна удовлетворять требованиям по маркировке, приведенным в 23.811.

(5) Должны быть приняты достаточные меры по предотвращению заклинивания двери вследствие деформации фюзеляжа при аварийной посадке.

(6) Допускается использование дополнительных запирающих устройств, приводимых в действие снаружи самолета, но такие устройства должны преодолеваться обычными внутренними средствами открытия двери.

(d) Кроме того, каждая наружная дверь для пассажиров или экипажа самолета переходной категории должна соответствовать следующим требованиям:

(1) Каждая дверь должна открываться как изнутри, так и снаружи, даже в случае скопления людей у двери внутри самолета.

(2) Если используются двери, открывающиеся внутрь, то должны быть предусмотрены средства, предотвращающие скопление у двери такого количества людей, которое может помешать ее открытию.

(3) Допускается использование дополнительных запирающих устройств.

(e) Каждая наружная дверь на самолете переходной категории, каждая наружная дверь впереди любого двигателя или воздушного винта на самолете нормальной, многоцелевой или акробатической категорий и каждая дверь гермоотсека на герметическом самолете должны соответствовать следующим требованиям:

(1) Должны быть предусмотрены средства для запирания каждой наружной двери, включая двери грузовых отсеков и служебные двери, и предотвращения возможности ее случайного открытия в полете людьми, перемещением груза или в результате механического повреждения или разрушения одного из элементов конструкции в процессе закрытия или после закрытия.

(2) Должна быть обеспечена возможность прямого визуального осмотра запирающего механизма для определения полного закрытия и запирания наружной двери, при открытии которой первое движение направлено не внутрь самолета. Предусмотренные средства должны быть различимы при освещении в условиях эксплуатации членами экипажа, использующими электрофонарь или эквивалентный источник света.

(3) Должны быть предусмотрены визуальные средства предупредительной сигнализации членам летного экипажа о неполном закрытии и запирании наружной двери. Эти средства должны быть спроектированы так, чтобы любой отказ или комбинация отказов, приводящие к ошибочной сигнализации закрытого и запертого положений, были бы невероятными для дверей, при открытии которых первое движение направлено не внутрь самолета.

(f) Кроме того, на самолеты переходной категории распространяются следующие требования:

(1) Каждая входная пассажирская дверь на борту фюзеляжа должна классифицироваться как аварийный выход, расположенный на уровне пола кабины. Этот аварийный выход должен иметь

прямоугольный проем шириной не менее 610 мм и высотой не менее 1220 мм с радиусом закругления углов не более 1/3 ширины выхода.

(2) Если на входной пассажирской двери установлен эксплуатационный трап, то он должен быть спроектирован так, чтобы после воздействия на него инерционных нагрузок в результате действия расчетных статических перегрузок, установленных в 23.561(b)(2), и поломки одной или более стоек шасси, он не снижал эффективность аварийного покидания самолета пассажирами через входную дверь.

(g) Если на туалетах установлены двери, то они должны быть спроектированы так, чтобы исключалась возможность блокирования кого-либо в туалете. Если на двери установлен запирающий механизм, то должна быть обеспечена возможность его открытия снаружи туалета.

23.785. Кресла, спальные места, носилки, поясные и плечевые привязные ремни

Для каждого человека на борту должно быть предусмотрено кресло или сиденье, удовлетворяющее следующим требованиям:

(a) Каждая система "кресло + средства фиксации" и ее опорная конструкция должны быть рассчитаны на обеспечение опоры для людей весом не менее 97,5 кгс каждый при воздействии максимальных перегрузок, соответствующих установленным условиям нагружения в полете и на земле, которые определены в утвержденном диапазоне условий эксплуатации самолета. Кроме того, эти нагрузки должны быть умножены на дополнительный коэффициент безопасности 1,33 при определении прочности всех соединений и креплений:

(1) Каждого кресла к конструкции.

(2) Каждого поясного ремня и каждого плечевого привязного ремня к креслу или к конструкции.

(b) Каждая система "кресло + средства фиксации", установленная по направлению или против направления полета самолета нормальной, многоцелевой или акробатической категорий, должна состоять из кресла, поясных и плечевых привязных ремней, снабженных замком с металлическим запирающим устройством, спроектированных таким образом, чтобы обеспечить защиту человека, требуемую в 23.562. При других направлениях установки кресла должны обеспечиваться такой же уровень безопасности человека, как и при установке кресла с поясными и плечевыми привязными ремнями по направлению или против направления полета, и меры защиты человека согласно 23.562.

(c) На самолетах переходной категории каждое кресло и его опорная конструкция должны быть рассчитаны на человека весом не менее 77 кгс при воздействии на него статических инерционных нагрузок в результате действия расчетных перегрузок, указанных в 23.561(b)(2). При этом каждый человек должен быть защищен от серьезной травмы головы при воздействии инерционных нагрузок в результате действия этих перегрузок посредством поясных и плечевых привязных ремней, снабженных замком с металлическим запирающим устройством, на креслах переднего ряда и посредством поясных привязных ремней или поясных и плечевых привязных ремней, снабженных замком с металлическим запирающим устройством, на каждом другом кресле, кроме кресел переднего ряда.

(d) Каждая привязная система должна иметь одноточечный привод расстегивания замка для обеспечения возможности аварийной эвакуации человека.

(e) Привязная система кресла каждого члена экипажа должна позволять члену экипажа, сидящему с застегнутыми поясными и плечевыми привязными ремнями, исполнять все функции, необходимые для выполнения полета.

(f) Каждое кресло пилота должно быть спроектировано с учетом сил реакций, возникающих в результате приложения пилотом усилий к основным органам управления, как указано в 23.395.

(g) Должны быть предусмотрены средства для закрепления каждого поясного и плечевого привязного ремня в нерабочем положении, чтобы они не мешали управлению самолетом и быстрому покиданию самолета в аварийной ситуации.

(h) Каждое кресло самолета многоцелевой или акробатической категории должно быть рассчитано на размещение человека с парашютом, если только не заявлено иное.

(i) В зоне кабины, окружающей каждое кресло, включая конструкцию, стенки интерьера, приборную доску, штурвал управления, педали и другие кресла в пределах досягаемости головы и туловища человека (сидящего с застегнутой привязной системой), должны отсутствовать потенциально травмоопасные элементы: острые кромки, выступы и жесткие поверхности. Если для удовлетворения этого требования используются энергопоглощающие конструкции или устройства, то они должны защищать человека от серьезной травмы, когда он подвергается воздействию статических инерционных нагрузок в результате воздействия расчетных перегрузок, приведенных в 23.561(b)(2), или они должны удовлетворять критериям защиты человека согласно 23.562, как это требуется в пунктах (b) и (c) настоящего параграфа.

(j) Все направляющие крепления кресел должны быть снабжены упорами для предотвращения выскальзывания кресла из направляющих.

(k) Для снижения нагрузок на человека с целью обеспечения соответствия требованиям 23.562 в каждой системе "кресло + средства фиксации" могут использоваться особенности конструкции, такие, как смятие или отделение некоторых элементов. Если такие особенности конструкции не предусмотрены, то система должна оставаться целой.

(l) Применительно к настоящему параграфу, передним креслом является кресло, установленное на рабочем месте члена летного экипажа, или любое кресло, расположенное рядом с таким креслом.

(m) Каждое спальное место или устройство для носилок, установленное параллельно продольной оси самолета, должно быть спроектировано таким образом, чтобы его передняя часть имела обитую торцевую стенку, брезентовую перегородку или эквивалентные средства, способные выдержать силы реакций от человека весом 97,5 кгс, который подвергается действию статических инерционных нагрузок в результате воздействия расчетных перегрузок, указанных в 23.561(b)(2). Кроме того:

(1) Каждое спальное место или носилки должны иметь систему фиксации человека и не должны иметь углов или других частей, которые могли бы нанести серьезную травму

находящемуся на них человеку в процессе аварийной посадки.

(2) Крепления системы фиксации человека на спальном месте или носилках должны выдерживать статические инерционные нагрузки в результате действия расчетных перегрузок, указанных в 23.561(b)(2).

(n) Соответствие требованиям настоящего параграфа к статической прочности кресел и спальных мест, утвержденных как часть типовой конструкции, и установок кресел и спальных мест может быть доказано:

(1) Анализом конструкции (расчетом на прочность), если конструкция соответствует обычным типам самолетов, для которых известна надежность существующих методов анализа (расчета).

(2) Сочетанием расчета на прочность (анализа конструкции) и статических испытаний до максимальной эксплуатационной нагрузки; или

(3) Статическими испытаниями до расчетных нагрузок.

23.787. Багажные и грузовые отсеки

(a) Каждый грузовой отсек:

(1) Должен быть рассчитан на указанный в его трафарете максимальный вес груза и на критическое распределение нагрузки при соответствующих максимальных перегрузках, относящихся к условиям нагружения в полете и на земле.

(2) Должны быть предусмотрены средства для предотвращения опасного смещения содержимого любого грузового отсека и защиты от него всех органов управления, проводки, трубопроводов, оборудования и вспомогательных агрегатов, поломка или повреждение которых могут повлиять на безопасность полета.

(3) Должны быть предусмотрены средства защиты людей от травмирования содержимым любого отсека, расположенного позади них и отделенного конструкцией, при действии направленной вперед расчетной перегрузки 9,0 с учетом того, что в отсеке находится багаж или груз максимально допустимого веса.

(b) На самолетах, на которых предусмотрено размещение багажа или груза в одной кабине с пассажирами, должны быть предусмотрены средства для защиты людей от травмирования при действии на груз статических инерционных нагрузок, соответствующих расчетным перегрузкам, установленным в 23.561(b)(3), с учетом максимально допустимого веса багажа или груза в кабине.

(c) На самолетах, которые используются только для перевозки грузов, аварийные выходы для летного экипажа должны удовлетворять требованиям 23.807 при любых условиях размещения груза.

23.791. Информационные табло для пассажиров

На самолетах, на которых члены летного экипажа не могут видеть кресла других людей на борту или где кабина экипажа отделена от пассажирской кабины, должно быть по крайней мере одно табло (с использованием надписей или символов), информирующее всех пассажиров, когда привязные ремни должны быть застегнуты. Табло, информирующие, когда привязные ремни должны быть пристегнуты, должны:

(a) После включения быть удобочитаемыми для всех находящихся в пассажирской кабине при всех возможных условиях освещения.

(b) Быть установлены так, чтобы член летного экипажа, находясь на рабочем месте, мог включать и выключать табло.

(a*) На самолетах, осуществляющих коммерческую перевозку пассажиров, информационные табло и трафареты для пассажиров должны быть выполнены на двух языках - английском и языке государства - эксплуатанта ВС.

23.803. Аварийная эвакуация

(a) На самолетах переходной категории должна быть выполнена демонстрация аварийной эвакуации с участием максимального количества людей, на которое запрашивается сертификация. Демонстрация должна проводиться в имитируемых ночных условиях с использованием только аварийных выходов, расположенных на наиболее критическом для эвакуации борту самолета. Участники демонстрации должны представлять обычный состав пассажиров, ранее не участвовавших в демонстрации или ее репетиции. Эвакуация должна быть завершена в течение 90 с.

(b) Кроме того, если запрашивается сертификация аварийных выходов в соответствии с требованиями 23.807(d)(4), то в процессе демонстрации аварийной эвакуации, описанной в пункте (a) настоящего параграфа, для обеспечения внутреннего освещения кабины может быть использована только система аварийного освещения, установленная в соответствии с 23.812.

23.805. Аварийные выходы для летного экипажа

На самолеты, на которых близость аварийных выходов для пассажиров к зоне размещения летного экипажа не представляет удобных и легкодоступных средств эвакуации летного экипажа, распространяются следующие требования:

(a) В зоне размещения летного экипажа должен быть предусмотрен либо один аварийный выход на каждом борту самолета, либо верхний аварийный люк.

(b) Каждый выход должен быть расположен так, чтобы обеспечивалась быстрая эвакуация экипажа. Выход должен быть выполнен в виде беспрепятственного прямоугольного проема размерами не менее 485 x 510 мм.

(c) На каждом аварийном выходе, расположенном на высоте более 1830 мм от земли, должно быть предусмотрено вспомогательное средство для эвакуации. Вспомогательным средством может быть канат или любые другие средства, если продемонстрирована их пригодность этому назначению. Если вспомогательным средством является канат или одобренное устройство,

эквивалентное канату, то они должны:

(1) Крепиться к конструкции фюзеляжа на верхней части проема аварийного выхода или над ним, или для аварийных выходов в виде форточек для пилотов - в другом одобренном месте, если сложенное устройство или его крепление снижают обзор пилотам в полете.

(2) Выдерживать (вместе с креплением) статическую нагрузку 180 кгс.

23.807. Аварийные выходы

(a) Количество и расположение. Расположение аварийных выходов должно обеспечивать эвакуацию без давки при любом вероятном положении самолета после аварии. Самолет должен иметь по крайней мере следующие аварийные выходы:

(1) На всех самолетах с количеством посадочных мест 2 и более, за исключением самолетов с кабинами, закрываемыми фонарями, по крайней мере один аварийный выход на борту кабины, противоположном основной двери, установленной согласно 23.783.

(2) [Зарезервирован]

(3) Если кабина экипажа отделена от пассажирской кабины дверью, которая при небольшой аварии, вероятно, может блокировать эвакуацию пилотов, то в кабине экипажа должен быть выход. Тогда количество выходов, требуемое пунктом (a)(1) настоящего параграфа, должно определяться отдельно для пассажирской кабины с учетом количества посадочных мест в этой кабине.

(4) Аварийные выходы не должны располагаться относительно плоскости вращения любого воздушного винта или любого другого потенциально опасного элемента так, чтобы это представляло опасность для людей, пользующихся этим выходом.

(b) Тип и открытие. Аварийными выходами должны быть подвижные иллюминаторы, панели, фонари или наружные двери, открываемые как изнутри, так и снаружи самолета, которые обеспечивают открытый и беспрепятственный проем, достаточно большой, чтобы в него вписался эллипс размерами 485 x 660 мм. Дополнительные запирающие устройства, используемые для охраны самолета, должны быть рассчитаны на их преодоление обычными внутренними средствами открытия. Внутренние ручки открытия аварийных выходов, открываемых наружу, должны быть соответственно защищены от непреднамеренного приведения в действие. Кроме того, каждый аварийный выход должен:

(1) Быть легкодоступным, не требующим исключительной ловкости при использовании в аварийных ситуациях.

(2) Иметь простой и очевидный способ открытия.

(3) Быть расположен и промаркирован для обеспечения легкого его обнаружения и открытия, даже в темноте.

(4) Иметь приемлемые меры по предотвращению заклинивания при деформации фюзеляжа.

(5) На самолетах акробатической категории - позволять каждому человеку быстро покинуть самолет с парашютом на любой скорости от V_{S0} до V_D.

(6) На самолетах многоцелевой категории, которым разрешено выполнение штопора, - позволять каждому человеку быстро покинуть самолет с парашютом на наибольшей скорости, которая может быть достигнута при выполнении маневра, на который запрашивается сертификат.

(c) Испытания. Безотказное функционирование каждого аварийного выхода должно быть продемонстрировано испытаниями.

(d) Двери и выходы. Кроме того, к самолетам переходной категории относятся следующие требования:

(1) В дополнение к пассажирской входной двери:

(i) На самолетах с общим количеством пассажирских мест 15 и менее на каждом борту кабины должен быть аварийный выход, соответствующий требованиям пункта (b) настоящего параграфа.

(ii) На самолетах с количеством пассажирских мест от 16 до 19 должно быть три аварийных выхода, соответствующих требованиям пункта (b) настоящего параграфа; один - на одном борту с пассажирской входной дверью, и два - на противоположном борту.

(2) Должны быть предусмотрены средства запирания каждого аварийного выхода и предотвращения возможности его случайного открытия в полете людьми или в результате механического повреждения. Кроме того, должны быть предусмотрены средства для прямого визуального осмотра запирающего механизма, позволяющие установить, что каждый аварийный выход, при открытии которого первое движение направлено наружу, полностью закрыт.

(3) Каждый требуемый аварийный выход, за исключением аварийных выходов на уровне пола кабины, должен быть расположен над крылом или, если он находится на высоте более 1830 мм от земли, должен быть оснащен приемлемым вспомогательным средством для облегчения спуска людей на землю. Аварийные выходы должны быть распределены равномерно, насколько это практически возможно, принимая во внимание расположение пассажирских мест.

(4) Если только Заявитель не обеспечил соответствие требованиям пункта (d)(1) настоящего параграфа, то на борту, противоположном входной пассажирской двери, должен быть предусмотрен аварийный выход с условием, что:

(i) На самолетах с количеством пассажирских мест 9 или менее этот аварийный выход имеет прямоугольный проем шириной не менее 485 мм и высотой не менее 610 мм с радиусом закругления углов не более 1/3 ширины выхода, расположенный над крылом; при этом высота порога под выходом внутри самолета не превышает 735 мм, а снаружи самолета - 915 мм.

(ii) На самолетах с количеством пассажирских мест от 10 до 19 этот аварийный выход имеет прямоугольный проем шириной не менее 510 мм и высотой не менее 915 мм с радиусом закругления углов не более 1/3 ширины выхода; при этом высота порога под выходом внутри самолета не превышает 510 мм. Если выход расположен над крылом, высота порога снаружи

самолета не превышает 685 мм.

(iii) Самолет соответствует дополнительным требованиям, изложенным в 23.561(b)(2)(iv), 23.803(b), 23.811(c), 23.812, 23.813(b) и 23.815.

(e) На многодвигательных самолетах должны быть предусмотрены аварийные выходы при аварийном приводнении в соответствии со следующими требованиями, если только аварийные выходы, требуемые в пунктах (a) или (d) настоящего параграфа, не удовлетворяют этим требованиям:

(1) Один аварийный выход на каждом борту самолета выше ватерлинии с размерами, установленными в пунктах (b) или (d) настоящего параграфа, в зависимости от того, что применимо.

(2) Если нецелесообразно располагать бортовые выходы выше ватерлинии, то должен быть предусмотрен легкодоступный верхний аварийный люк, который имеет ширину не менее 510 мм и длину не менее 915 мм с радиусом закругления углов не более 1/3 ширины выхода.

23.811. Маркировка аварийных выходов

(a) Каждый аварийный выход и каждая наружная дверь в пассажирской кабине должна иметь наружную маркировку и легко идентифицироваться снаружи самолета посредством:

(1) Заметной схемы визуальной идентификации.

(2) Постоянно закрепленного деколя или трафарета на аварийном выходе или рядом с ним, который указывает способ открытия аварийного выхода, включая любые специальные указания, если это необходимо.

(b) Кроме этого, на самолетах переходной категории эти аварийные выходы и двери должны быть маркированы с внутренней стороны надписью (табло) "ВЫХОД" (EXIT) белыми буквами высотой 25 мм на красном фоне высотой 51 мм. Надпись (табло) должна быть самосветящейся или иметь автономное внутреннее электрическое освещение с минимальной яркостью свечения не менее 0,5 кд/м^2 (160 микроламбертов). Цвета надписи и фона могут быть изменены на противоположные, если освещение пассажирской кабины практически не изменяется.

(c) Кроме того, если запрашивается сертификация аварийных выходов в соответствии с требованиями 23.807(d)(4), то необходимо учесть следующее:

(1) Каждый аварийный выход, средства подхода к нему и средства его открытия должны иметь хорошо заметную маркировку.

(2) Обозначение и расположение каждого аварийного выхода должны обеспечивать его распознавание на расстоянии, равном ширине кабины.

(3) Должны быть предусмотрены средства, помогающие людям найти выходы в условиях густого дыма.

(4) Расположение рукоятки управления и инструкции по открытию каждого аварийного

выхода изнутри самолета должны быть указаны маркировкой, которая удобочитаема с расстояния 760 мм.

(5) Рукоятка управления каждой входной пассажирской дверью должна быть:

(i) Самосветящейся с начальной яркостью не менее 0,5 кд/м^2; или

(ii) Размещена на заметном месте и хорошо освещена аварийным освещением, даже в условиях скопления людей около выхода.

(6) Каждая входная пассажирская дверь с запирающим механизмом, открываемым поворотной рукояткой, должна быть маркирована:

(i) Красной стрелкой шириной не менее 20 мм с основанием острия вдвое большей ширины, занимающей не менее 70° длины дуги, радиус которой примерно равен 3/4 длины рукоятки.

(ii) Так, чтобы осевая линия рукоятки выхода находилась на расстоянии +/- 25 мм от проекции острия стрелки после того, как рукоятка будет полностью повернута и откроет запирающий механизм.

(iii) Словом "ОТКРЫТО", написанным буквами красного цвета высотой 25 мм горизонтально около острия стрелки.

(7) В дополнение к требованиям пункта (a) настоящего параграфа каждый аварийный выход должен иметь наружную маркировку, которая:

(i) Должна включать в себя цветную полосу шириной 50 мм, обрамляющую выход.

(ii) Должна быть контрастного цвета, легко отличимого от основной поверхности фюзеляжа. Контраст должен быть таким, чтобы при отражательной способности более темного цвета 15% или менее отражательная способность более светлого цвета была не менее 45%. Отражательной способностью является отношение светового потока, отраженного телом, к световому потоку, воспринимаемому телом. Если отражательная способность более темного цвета превышает 15%, то должна быть обеспечена разница как минимум в 30% между этой отражательной способностью и отражательной способностью более светлого цвета.

(a*) На самолетах переходной категории маркировка аварийных выходов с внутренней стороны пассажирской кабины должна быть выполнена в виде надписи (табло) на двух языках - английском и языке государства - эксплуатанта ВС.

23.812. Аварийное освещение

Если запрашивается сертификация аварийных выходов в соответствии с требованиями 23.807(d)(4), то применимы следующие требования:

(a) Должна быть установлена система аварийного освещения, не зависящая от основной системы освещения. Однако источники общего освещения кабины могут быть общими для обеих систем - аварийной и основной, если энергоснабжение системы аварийного освещения не зависит от энергоснабжения основной системы освещения.

(b) Должна быть предусмотрена сигнальная лампа для экипажа, которая загорается в кабине экипажа, когда питание на самолете включено, а управляющее устройство системы аварийного освещения не взведено.

(c) Аварийные лампы должны включаться вручную с рабочих мест летного экипажа и должны быть оснащены системой автоматического включения. Управляющее устройство в кабине экипажа должно иметь положения "ВКЛЮЧЕНО", "ВЫКЛЮЧЕНО" и "ВЗВЕДЕНО", для того чтобы после взведения управляющего устройства в кабине экипажа лампы включались системой автоматического включения.

(d) Должны быть предусмотрены средства для предотвращения непреднамеренного переключения управляющего устройства из положений "ВЗВЕДЕНО" или "ВКЛЮЧЕНО".

(e) Управляющее устройство в кабине экипажа должно быть оснащено средствами, позволяющими взвести или включить систему аварийного освещения в любое время, когда это может потребоваться.

(f) Во взведенном положении система аварийного освещения должна включаться и лампы должны продолжать гореть при:

(1) Потере нормального электропитания на самолете; или

(2) Ударе самолета с перегрузкой торможения свыше 2,0 и изменением скорости удара более 1,07 м/с, направленными по продольной оси самолета; или

(3) Возникновении любых других аварийных условий, при которых необходимо автоматическое включение системы аварийного освещения для оказания помощи пассажирам при эвакуации.

(g) Должна быть обеспечена возможность выключения и переключения системы аварийного освещения летным экипажем после ее автоматического приведения в действие.

(h) Система аварийного освещения должна обеспечивать работу внутреннего освещения, включая:

(1) Световые табло указания, расположения и маркировки аварийных выходов, в том числе и требуемые в 23.811(b).

(2) Источники общего освещения кабины, которые должны обеспечивать средний уровень освещенности не менее 0,55 лк и уровень освещенности в любой точке не менее 0,11 лк при измерении вдоль оси основного(ых) продольного(ых) прохода(ов) для пассажиров на высоте подлокотников кресел.

(3) Расположенную вблизи пола маркировку маршрута аварийного покидания самолета, которой должны руководствоваться пассажиры при аварийной эвакуации, когда все источники освещения, расположенные на высоте более 1220 мм от пола прохода в кабине, полностью затемнены.

(i) Энергоснабжение каждого устройства аварийного освещения должно обеспечивать

требуемый уровень освещенности в течение как минимум 10 мин при критических окружающих условиях после включения системы аварийного освещения.

(j) Если для энергоснабжения системы аварийного освещения используются аккумуляторные батареи, то они могут подзаряжаться от основной системы электропитания самолета, если зарядная цепь спроектирована так, что предотвращается возможность случайной разрядки батарей при неисправностях зарядной цепи. Если система аварийного освещения не включена в зарядную цепь, то требуется предусмотреть средства индикации состояния батарей.

(k) Элементы системы аварийного освещения, включая аккумуляторы, проводку, реле, лампы и переключатели, должны нормально работать после воздействия инерционных сил в результате действия расчетных перегрузок, установленных в 23.561(b)(2).

(l) Система аварийного освещения должна быть спроектирована так, чтобы после любого единичного поперечного вертикального разделения фюзеляжа при посадке с аварией:

(1) Оставались работоспособными не менее 75% всех электрических аварийных ламп, предусмотренных этим параграфом.

(2) Оставалось работоспособным каждое электрически освещаемое табло аварийного выхода, описанное в 23.811(b) и (c), кроме непосредственно поврежденных при разрыве.

23.813. Проход к аварийным выходам

(a) На самолетах переходной категории проход к аварийным выходам типа иллюминаторов (окон) не должен перекрываться креслами или спинками кресел.

(b) Кроме того, если запрашивается сертификация аварийных выходов в соответствии с требованиями 23.807(d)(4), то должно быть обеспечено следующее:

(1) Проход для пассажиров, ведущий из продольного прохода к входной пассажирской двери, должен быть беспрепятственным и иметь ширину не менее 510 мм.

(2) Должно быть предусмотрено достаточное пространство около входной пассажирской двери для оказания помощи пассажирам при эвакуации, при этом беспрепятственная ширина прохода для пассажиров должна быть не менее 510 мм.

(3) Если для подхода к любому аварийному выходу с любого кресла в пассажирской кабине необходимо пройти через проход между пассажирскими кабинами, то этот проход должен быть беспрепятственным. Однако могут быть использованы шторы, если они допускают свободное движение по проходу.

(4) В любой перегородке между пассажирскими кабинами не может быть установлена дверь, если только она не имеет средств для ее фиксации в открытом положении. Средства фиксации должны выдерживать воздействие на них инерционных нагрузок от двери в результате действия расчетных статических перегрузок, установленных в 23.561(b)(2).

(5) Если для подхода к любому требуемому аварийному выходу с любого пассажирского

кресла необходимо пройти через дверь, отделяющую пассажирскую кабину от других зон, то дверь должна иметь средства для ее фиксации в открытом положении. Средства фиксации должны выдерживать воздействие на них инерционных нагрузок от двери в результате действия расчетных статических перегрузок, установленных в 23.561(b)(2).

23.815. Ширина прохода

(a) За исключением установленного в пункте (b) настоящего параграфа, на самолетах переходной категории ширина основного продольного прохода для пассажиров в любой точке между креслами должна быть не менее значений, приведенных в следующей таблице:

Количество пассажирских кресел	Минимальная ширина основного прохода, мм	
	на высоте от пола менее 635 мм	на высоте от пола 635 мм и более
10 - 19	229	381

(b) Если запрашивается сертификация аварийных выходов в соответствии с требованиями 23.807(d)(4), ширина продольного прохода в любой точке между креслами должна быть равна или превосходить значения, указанные в следующей таблице:

Количество пассажирских кресел	Минимальная ширина основного прохода, мм	
	на высоте от пола менее 635 мм	на высоте от пола 635 мм и более
10 или менее	305 <*>	381
10 - 19	305	510

<*> Может быть одобрен более узкий проход, но шириной не менее 229 мм, если его достаточность будет подтверждена испытаниями, которые Компетентный орган сочтет необходимыми.

23.831. Вентиляция

(a) Каждая кабина пассажиров и экипажа должна иметь соответствующую вентиляцию. Концентрация окиси углерода не должна превышать 1 часть на 20 000 частей воздуха.

(b) В дополнение к этому, на самолетах с герметической кабиной воздух для вентиляции кабин летного экипажа и пассажиров не должен содержать вредных или опасных концентраций газов и паров в нормальном полете и в случае умеренно вероятных отказов или неисправностей систем вентиляции, отопления, наддува или других систем и оборудования. Если скопление опасного количества дыма в кабине экипажа умеренно вероятно, то удаление дыма должно быть

легко выполнимым, как при эксплуатационной величине наддува в гермокабине, так и при пониженном до безопасных пределов значении наддува.

НАДДУВ

23.841. Герметические кабины и система регулирования давления (СРД)

(a) Если запрашивается сертификат для выполнения полетов на высотах более 7600 м (25 000 футов), то в кабине должно выдерживаться давление, соответствующее высоте не более 4500 м (15 000 футов), в случае любого вероятного отказа или неисправности системы наддува.

(b) Гермокабины должны иметь по крайней мере следующие клапаны, органы управления и индикаторы для регулирования давления в кабине:

(1) Два регулирующих клапана для автоматического ограничения положительного перепада давления до заданной величины при максимальной подаче воздуха источником давления. Общая пропускная способность этих клапанов должна быть достаточно большой, чтобы отказ любого клапана не вызвал значительного увеличения перепада давления. Перепад давления считается положительным, если внутреннее давление больше внешнего.

(2) Два клапана отрицательного перепада давления (или равноценные им устройства), автоматически не допускающих отрицательного перепада давления, который мог бы повредить конструкцию. Однако достаточно одного клапана, если его конструкция обеспечивает надежность и безотказность работы.

(3) Устройства, при помощи которых можно быстро выравнить давление.

(4) Автоматический или ручной регулятор для регулирования поступления или стравливания воздуха, или того и другого, для поддержания необходимого внутреннего давления и воздухообмена.

(5) Приборы, показывающие пилоту перепад давления, высоту по давлению в кабине и скорость изменения высоты по давлению в кабине.

(6) Предупреждающую сигнализацию, расположенную на рабочем месте пилота, показывающую превышение безопасного или заданного перепада давления и превышение высоты в кабине 3000 м (10 000 футов).

(7) Предупреждающую надпись на рабочем месте пилота, если конструкция самолета не рассчитана на максимальный перепад давления, установленный для предохранительного клапана, в сочетании с посадочными нагрузками.

(8) Устройство для остановки вращения компрессора или отвода воздуха из кабины, если продолжение вращения компрессора, приводимого в действие двигателем, или продолжение поступления воздуха от компрессора создает опасность в случае неисправности.

23.843. Испытания герметических кабин

(a) Испытания на прочность. Вся гермокабина, включая двери, иллюминаторы, фонарь и клапаны, должна быть испытана как гермоемкость на перепад давления, указанный в 23.365(d).

(b) Функциональные испытания. Должны быть проведены следующие испытания на функционирование:

(1) Проверка работы и пропускной способности клапанов положительного и отрицательного перепада давления и аварийного предохранительного клапана с имитацией условий, возникающих при закрытых клапанах регулятора давления.

(2) Испытания системы наддува для демонстрации ее безотказной работы при всех возможных режимах давления, температурах и влажности вплоть до максимальной высоты, для которой требуется сертификация.

(3) Летные испытания для доказательства безотказной работы системы наддува, регуляторов давления и расхода воздуха, индикаторов и сигнализаторов при установившемся и ступенчатом наборе высоты и снижении при вертикальных скоростях, соответствующих максимально допустимым в пределах эксплуатационных ограничений самолета, вплоть до максимальной высоты, на которую запрашивается сертификация.

(4) Испытания всех дверей и аварийных выходов для демонстрации их нормального функционирования после проведения летных испытаний, предписанных в пункте (b)(3) настоящего параграфа.

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА

23.851. Огнетушители

(a) В кабине экипажа должен быть по крайней мере один ручной огнетушитель, легко доступный сидящему пилоту.

(b) По крайней мере один ручной огнетушитель должен быть удобно размещен в пассажирской кабине:

(1) Каждого самолета с числом пассажиров более 6.

(2) Каждого самолета переходной категории.

(c) Для ручного огнетушителя требуется следующее:

(1) Тип и количество каждого огнегасящего вещества должны соответствовать возможному виду пожара в местах его применения.

(2) Каждый огнетушитель, предназначенный для использования в отсеках, где могут находиться люди, должен быть рассчитан на сведение к минимуму опасной концентрации токсичных газов.

23.853. Внутренняя отделка отсеков, используемых экипажем и пассажирами

Во всех отсеках, используемых экипажем или пассажирами:

(a) Материалы при испытании на горючесть должны удовлетворять требованиям Приложения F к настоящим Нормам или других одобренных эквивалентных методик.

(b) [Зарезервирован]

(c) Если курение в самолете запрещено, то должна быть соответствующая надпись, а если курение разрешено, то:

(1) Следует иметь достаточное число встроенных съемных пепельниц закрывающегося типа из материалов не менее теплостойких, чем алюминиевый сплав.

(2) Если кабина экипажа отделена от пассажирской, то должна быть хотя бы одна световая надпись (буквенная или в виде символов), извещающая всех пассажиров в тех случаях, когда курение запрещается. Надписи, извещающие о запрете курения, должны быть:

(i) При включенном подсвете отчетливо видны каждому пассажиру, сидящему в пассажирской кабине, при всех возможных условиях освещения.

(ii) Выполнены таким образом, чтобы экипаж мог включать и выключать подсвет.

(d) Дополнительно для самолетов переходной категории:

(1) Все имеющиеся на самолете контейнеры для полотенец, бумаги и мусора должны полностью закрываться, должны быть изготовлены из материалов не менее теплостойких, чем алюминиевый сплав, и должны задерживать огонь, который может в них возникнуть при нормальном использовании. Способность данных контейнеров задерживать огонь при всех возможных условиях износа, неправильной установки и вентиляции, ожидаемых в эксплуатации, следует подтвердить испытаниями или использовать материалы ранее проведенных испытаний для других самолетов, на которых установлены контейнеры аналогичной конструкции. На контейнере или рядом с ним должна быть четкая надпись "СИГАРЕТЫ НЕ БРОСАТЬ".

(2) Туалетные помещения должны быть обеспечены надписями "НЕ КУРИТЬ" или "В ТУАЛЕТЕ НЕ КУРИТЬ", расположенными на видном месте с обеих сторон входных дверей, и отдельными съемными пепельницами, размещенными на видном месте с входной стороны двери туалета или рядом с ней. Надписи должны быть выполнены красными буквами высотой не менее 12 мм на белом фоне высотой не менее 25 мм (на эту надпись можно поместить знак, запрещающий курение.)

(3) Материалы (включая покрытия или декоративные поверхности, наносимые на материалы), используемые во всех отсеках, занимаемых экипажем или пассажирами, должны удовлетворять следующим требованиям в той части, в какой они к ним применимы:

(i) Внутренняя облицовка потолка и стен, перегородки, конструкции буфета, стенки больших шкафов, конструкции пола, а также материалы, используемые в конструкции багажных отсеков (кроме багажных отсеков под креслами и отсеков для хранения мелких предметов, таких, как журналы и карты), должны иметь показатели при испытаниях их на горючесть в вертикальном

положении в соответствии с относящимися к ним пунктами Приложения F к настоящим Нормам или другими эквивалентными методиками. Средняя длина обугливания не должна превышать 150 мм, а среднее время горения после удаления от источника воспламенения не должно превышать 15 с. Отделяющиеся от испытываемого образца капли не должны гореть в среднем более 3 с после падения.

(ii) Покрытие пола, текстильные материалы (включая драпировку и обивку), подушки кресел, набивочные материалы, декоративные и недекоративные покрытия, кожа, материалы подносов и буфетного оборудования, электро-, тепло- и звукоизоляция и изоляционные покрытия, воздушные трубопроводы, покрытия соединений и выступов, облицовка грузовых отсеков, чехлы для грузов и прозрачные материалы, литые и термоформованные детали, соединения воздушных трубопроводов, планки декоративные и для крепления, которые изготовлены из материалов, не описанных в пункте (d)(3)(iv) настоящего параграфа, должны иметь показатели при испытании их на горючесть в вертикальном положении в соответствии с относящимися к ним пунктами Приложения F к настоящим Нормам или другими эквивалентными методиками. Средняя длина обугливания не должна превышать 200 мм, а среднее время горения после удаления от источника воспламенения не должно превышать 15 с. Отделяющиеся от испытываемого образца капли не должны гореть в среднем более 5 с после падения.

(iii) [Зарезервирован]

(iv) Окна и трафареты из акрилового материала, детали, изготовленные полностью или частично из эластомерных материалов, комплекты приборов с торцевым освещением, состоящие из двух или более приборов в общем корпусе, привязные, поясные и плечевые ремни, швартовочное оборудование для грузов и багажа, включая контейнеры, ящики, поддоны и т.п., применяемые в кабинах для пассажиров и экипажа, должны иметь скорость горения не выше 60 мм/мин при испытании их на горючесть в горизонтальном положении в соответствии с относящимися к ним пунктами Приложения F к настоящим Нормам или другими эквивалентными методиками.

(v) Кроме изоляции электрической проводки и небольших деталей (таких, как кнопки, рукоятки, штурвалы, замки, зажимы, люверсы, прокладки, шкивы и небольшие детали электрооборудования), которые мало способствуют распространению пламени, материалы изделий, не оговоренных в пунктах (d)(3)(i), (ii) или (iv) настоящего параграфа, должны иметь скорость горения не более 100 мм/мин при испытании их на горючесть в горизонтальном положении в соответствии с относящимися к ним пунктами Приложения F к настоящим Нормам или другими эквивалентными методиками.

(e) Трубопроводы, баки или оборудование, содержащие топливо, масло или другие воспламеняющиеся жидкости, не должны устанавливаться в таких отсеках, где не предусмотрены надлежащие экраны, изоляция или иные средства защиты, чтобы любая поломка или отказ перечисленных в настоящем пункте видов оборудования не создавали опасности возникновения пожара.

(f) Авиационные материалы, находящиеся с кабинной стороны противопожарной перегородки, должны быть самозатухающими или должны быть настолько удалены от противопожарной перегородки, или защищены иным образом, чтобы не происходило воспламенения в случае воздействия на противопожарную перегородку пламени с температурой

не менее 1100 °C в течение 15 мин. Самозатухающие материалы (за исключением изоляции электрических проводов, кабелей и небольших деталей, которые не оказывают существенного влияния на распространение пламени) должны быть подвергнуты испытаниям на горючесть в вертикальном положении согласно Приложению F к настоящим Нормам или по эквивалентной методике. Средняя длина обугливания не должна превышать 150 мм, а средняя продолжительность горения после удаления от источника воспламенения не должна превышать 15 с. Отделяющиеся от испытуемого образца капли не должны гореть в среднем более 3 с после падения.

23.855. Пожарная защита грузовых и багажных отсеков

(a) Источники тепла внутри каждого грузового или багажного отсека, которые способны воспламенить содержимое отсека, должны быть экранированы или изолированы для предотвращения такого воспламенения.

(b) Каждый грузовой и багажный отсек должен быть изготовлен из материалов, которые удовлетворяют соответствующим требованиям 23.853(d)(3).

(c) Кроме того, на самолетах переходной категории каждый грузовой и багажный отсек должен:

(1) Располагаться так, чтобы возникновение в нем пожара легко обнаруживалось пилотом, находящемся на своем рабочем месте, или должен быть оборудован системой обнаружения пламени или дыма, которая выдает сигнал на рабочее место пилота, и обеспечивать достаточный проход, чтобы пилот мог эффективно достичь любой части отсека с ручным огнетушителем; или

(2) Быть оборудован системой обнаружения пламени или дыма, которая выдает сигнал на рабочее место пилота, и иметь панели потолка, стен и пола, изготовленные из материалов, удовлетворяющих требованиям к испытаниям под углом 45°, регламентируемым Приложением F настоящих Норм. Пламя не должно проникать (проходить) через материал при воздействии пламени и после его удаления. Среднее время горения после удаления источника пламени не должно превышать 15 с, а среднее время тления не должно превышать 10 с. Отсек должен быть спроектирован так, чтобы его пожарная защита была не хуже, чем требуется для отдельных панелей; или

(3) Быть спроектирован и герметизирован так, чтобы сдерживать любой пожар внутри себя.

23.859. Противопожарная защита обогревателей

(a) Пожароопасные зоны обогревателей. Следующие пожароопасные зоны обогревателей должны быть защищены от пожара в соответствии с применимыми требованиями параграфов 23.1182 - 23.1191 и 23.1203:

(1) Зона, окружающая обогреватель, если в этой зоне имеются элементы системы, содержащей воспламеняющуюся жидкость (за исключением топливной системы обогревателя), которые могут:

(i) Повреждаться при неисправности обогревателя; или

(ii) Пропускать воспламеняющиеся жидкости или пары, в случае их утечки, в обогреватель.

(2) Зона, окружающая обогреватель, если топливная система обогревателя имеет арматуру, которая в случае утечки будет пропускать пары топлива в эту зону.

(3) Часть вентиляционного канала, которая окружает камеру сгорания.

(b) Воздушные вентиляционные каналы. Все воздушные вентиляционные каналы, проходящие через любую пожароопасную зону, должны быть огненепроницаемыми. Кроме того:

(1) Если огненепроницаемые клапаны или другие средства равной эффективности не обеспечивают изоляцию, то воздушный вентиляционный канал, идущий от каждого обогревателя, должен быть огненепроницаемым на достаточно большом участке, чтобы любой пожар, возникший в обозревателе, не выходил за пределы канала.

(2) Каждая часть любого вентиляционного канала, проходящего через любую зону, где есть система с воспламеняющейся жидкостью, должна быть так сконструирована или изолирована от этой системы, чтобы неисправность любого компонента этой системы не могла привести к попаданию воспламеняющихся жидкостей или паров в поток воздуха для вентиляции.

(c) Каналы подвода воздуха к камере сгорания. Все каналы подвода воздуха к камере сгорания должны быть огненепроницаемыми на достаточно большом участке, чтобы не допустить повреждения от обратной вспышки или распространения пламени в обратную сторону. Кроме того:

(1) Канал подвода воздуха к камере сгорания не должен иметь общего отверстия с вентиляционным воздушным каналом, если не обеспечено, чтобы пламя при обратной вспышке или обратном горении не могло попасть в поток воздуха для вентиляции в любых условиях эксплуатации, включая противоток или неисправность обогревателя или связанных с ним компонентов.

(2) Канал подвода воздуха к камере сгорания не должен препятствовать быстрому отводу любой обратной вспышки, которая при наличии препятствия могла бы вызвать отказ обогревателя.

(d) Органы управления обогревателем. Общие требования. Должны быть приняты меры для предотвращения опасного скопления воды или льда на (в) любом элементе управления обогревателем, проводке системы управления и предохранительном устройстве.

(e) Предохранительные устройства обогревателя.

(1) Каждый обогреватель, работающий на жидком топливе, должен иметь следующие предохранительные устройства:

(i) Независимо от компонентов, обеспечивающих нормальное непрерывное регулирование температуры воздуха, расхода воздуха и топлива, должны быть предусмотрены средства автоматического отключения воспламенения и подачи топлива к данному обогревателю, расположенные в удаленном от обогревателя месте и срабатывающие, если произойдет

следующее:

(A) Температура теплообменника превысит безопасные пределы.

(B) Температура воздуха для вентиляции превысит безопасные пределы.

(C) Расход воздуха для горения станет недостаточным для безопасной работы.

(D) Расход воздуха для вентиляции станет недостаточным для безопасной работы.

(ii) Средства сигнализации экипажу о том, что обогреватель, теплоотдача которого важна для безопасной эксплуатации, отключен автоматическим устройством, предусмотренным в пункте (e)(1)(i) настоящего параграфа.

(2) Устройства, удовлетворяющие требованиям пункта (e)(1)(i) настоящего параграфа для любого отдельного обогревателя, должны:

(i) Быть независимы от компонентов, обслуживающих любой другой обогреватель, теплоотдача которого важна для безопасной эксплуатации.

(ii) Держать обогреватель выключенным, пока он не будет повторно включен экипажем.

(f) Воздухозаборники. Все заборники воздуха для вентиляции и горения должны быть расположены так, чтобы воспламеняющиеся жидкости и пары не могли проникнуть в систему обогревателя при любых условиях эксплуатации:

(1) Во время нормальной работы компонентов; или

(2) В результате неисправности любого компонента.

(g) Выхлоп обогревателя. Выхлопные системы обогревателя должны удовлетворять требованиям 23.1121 и 23.1123. Кроме того, в конструкции выхлопной системы обогревателя должны быть предусмотрены меры безопасного отвода продуктов сгорания, не допуская:

(1) Утечки топлива из выхлопной системы в окружающие отсеки.

(2) Контакта выхлопных газов с окружающим оборудованием или конструкцией.

(3) Загорания воспламеняющихся жидкостей от выхлопных газов, если выхлопная система находится в отсеке, в котором проходят трубопроводы с воспламеняющейся жидкостью.

(4) Препятствий в выхлопной системе для отвода обратных вспышек во избежание отказа обогревателя.

(h) Топливные системы обогревателя. Все топливные системы обогревателей должны удовлетворять всем требованиям к топливным системам силовых установок, влияющим на безопасную работу обогревателя. Все компоненты топливной системы обогревателя, расположенные в зоне прохождения потока воздуха для вентиляции, должны быть защищены кожухами, чтобы в случае утечки топлива из этих компонентов оно не могло попасть в поток

воздуха для вентиляции.

(i) Дренаж топлива. Должны быть предусмотрены средства для безопасного дренажа топлива, которое может скапливаться внутри камеры сгорания или теплообменника. Кроме того:

(1) Все части дренажной системы, работающей при высоких температурах, должны быть защищены таким же образом, как и выхлопные системы обогревателя.

(2) Все выходные устройства должны быть защищены от опасного нарастания льда в любых условиях эксплуатации.

23.863. Защита от пожара систем с воспламеняющимися жидкостями

(a) В каждой зоне, куда возможно попадание воспламеняющихся жидкостей или их паров из-за утечки в жидкостной системе, должны находиться средства, снижающие до минимума вероятность воспламенения этих жидкостей и паров, а также уменьшающие опасность, если воспламенение произойдет.

(b) Соответствие требованиям пункта (a) настоящего параграфа должно быть доказано путем анализа или испытаний, при которых должны быть рассмотрены следующие факторы:

(1) Возможные источники и пути утечки жидкостей и средства обнаружения утечек.

(2) Характеристики воспламеняемости жидкостей, включая влияние любых горючих или поглощающих материалов.

(3) Возможные источники воспламенения, включая неисправности в электросистеме, перегрев оборудования и неправильное срабатывание защитных устройств.

(4) Имеющиеся средства ограничения или тушения пожара, такие, как перекрывание потока жидкости, отключение оборудования, огненепроницаемые кожухи или применение пламегасящих составов.

(5) Способность тех компонентов самолета, которые являются критическими с точки зрения безопасности полета, выдерживать пожар и нагрев.

(c) Если для предотвращения или противодействия горению жидкости требуются действия летного экипажа (например, отключение оборудования или приведение в действие огнетушителя), то должны быть предусмотрены быстродействующие средства предупреждения экипажа об опасности.

(d) Должна быть определена и указана каждая зона, куда возможно попадание воспламеняющихся жидкостей или их паров из-за утечки в жидкостной системе.

23.865. Противопожарная защита элементов управления полетом, подмоторной рамы и других частей конструкции самолета

Проводки управления, подмоторные рамы и другие элементы конструкции в установленных пожароопасных зонах или зонах, которые могут быть подвержены влиянию пламени в

пожароопасной зоне, должны быть изготовлены из огненепроницаемого материала или экранированы так, чтобы они могли выдержать воздействие пламени с температурой 1100 °C в течение 15 мин. Узлы крепления двигателя должны удерживать двигатель, если неогненепроницаемые части его узлов крепления разрушатся во время пожара.

ЭЛЕКТРИЧЕСКАЯ МЕТАЛЛИЗАЦИЯ И ЗАЩИТА ОТ МОЛНИИ

23.867. Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества

(a) Конструкция самолета должна быть защищена от катастрофических воздействий молнии.

(b) Для металлических деталей соответствие пункту (a) настоящего параграфа может быть подтверждено:

(1) Правильной металлизацией деталей с каркасом; или

(2) Таким проектированием частей, чтобы удар молнии не подвергал опасности самолет.

(c) Для неметаллических частей соответствие пункту (a) настоящего параграфа может быть подтверждено:

(1) Таким проектированием частей, которое сводит до минимума влияние удара молнии; или

(2) Использованием приемлемых средств отвода возникшего электрического тока так, чтобы не подвергать опасности самолет.

(a*) На самолете должны быть предусмотрены меры (электростатические разрядники, покрытия, перемычки и пр.), обеспечивающие стекание электростатического заряда при полете в облаках слоистых форм и в осадках без нарушения нормальной работы радиоэлектронного оборудования.

РАЗНОЕ

23.871. Средства нивелировки

Должны быть предусмотрены средства для определения горизонтального положения самолета на земле.

РАЗДЕЛ E - СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.901. Силовая установка

(a) Силовая установка самолета включает в себя ряд компонентов, каждый из которых:

(1) Необходим для создания тяги.

(2) Обеспечивает безопасность основных двигательных установок.

(b) Каждая силовая установка должна быть сконструирована и размещена так, чтобы:

(1) Обеспечивалась безопасная эксплуатация до максимальной высоты, для которой запрошено одобрение.

(2) Обеспечивался доступ к агрегатам установки для необходимых осмотров и технического обслуживания.

(c) Капоты и гондолы двигателей должны быть легкосъемными или легкооткрываемыми пилотом, чтобы обеспечить доступ в двигательный отсек и осмотр его для предполетных проверок.

(d) Каждая силовая установка с ГТД должна быть сконструирована и размещена так, чтобы:

(1) Вибрационные характеристики корпусов двигателя не превышали значений, установленных в процессе его сертификации.

(2) Обеспечивалась возможность установленного двигателя выдерживать засасывание дождя, посторонних предметов, льда и птиц через воздухозаборник двигателя не хуже, чем возможность, предписанная для этого двигателя в соответствии с 23.903(a)(2).

(e) Установка должна удовлетворять:

(1) Инструкциям на воздушный винт и двигатель, разработанным при сертификации двигателя и воздушного винта (в соответствии с АП-33 и АП-35).

(2) Применимым положениям настоящего раздела.

(f) Установка каждой ВСУ должна отвечать применимым разделам настоящих Норм.

23.903. Двигатели

(a) Сертификация типа двигателя.

(1) Каждый двигатель должен иметь сертификат типа и отвечать применимым к нему требованиям к эмиссии загрязняющих веществ.

(2) Каждый газотурбинный двигатель отдельно и при его установке на самолет должен:

(i) Либо удовлетворять требованиям параграфов 33.76, 33.77 и 33.78 АП-33.

(ii) [Зарезервирован]

(iii) [Зарезервирован]

(iv) Либо должен иметься опыт эксплуатации подобных по компоновке установок, свидетельствующий, что попадание в двигатель посторонних предметов не приводило к

каким-либо небезопасным состояниям.

(b) Газотурбинные двигательные установки. Для газотурбинных двигательных установок:

(1) При проектировании должны быть приняты меры по сведению к минимуму опасности для самолета в случае нелокализованного разрушения ротора двигателя или пожара внутри двигателя, прожигающего его корпус.

(2) Системы силовой установки, связанные с устройствами, системами и приборами управления двигателя, должны быть спроектированы так, чтобы гарантировалось, что те эксплуатационные ограничения двигателя, нарушение которых неблагоприятно влияет на прочность конструкции ротора турбины, не будут превышены в эксплуатации.

(c) Изоляция двигателя. Двигательные установки должны располагаться и изолироваться друг от друга так, чтобы отказ любого двигателя или отказ (включая разрушение из-за пожара в двигательном отсеке) любой системы, влияющей на работу двигателя (кроме топливного бака, если установлен только один бак), не мог:

(1) Препятствовать непрерывной нормальной работе остальных двигателей; или

(2) Требовать немедленных действий со стороны любого члена экипажа для обеспечения непрерывной безопасной работы остальных двигателей.

(d) Запуск и остановка поршневого двигателя.

(1) Конструкция силовой установки должна быть такой, чтобы опасность возникновения пожара, механического повреждения двигателя или самолета в результате запуска двигателя во всех условиях, в которых запуск разрешен, была сведена к минимуму. Все технические приемы запуска и связанные с этим ограничения должны быть установлены и включены в РЛЭ, в другие одобряемые руководства или в соответствующие эксплуатационные трафареты. Должны быть предусмотрены средства для:

(i) Повторного запуска любого двигателя многодвигательного самолета в полете.

(ii) Остановки любого двигателя в полете после его отказа, если продолжение вращения вала двигателя может быть опасным для самолета.

(2) Дополнительно к самолетам переходной категории требуется, чтобы:

(i) Каждый компонент системы остановки двигателя, находящийся в пожароопасной зоне, был по меньшей мере огнестойким.

(ii) Если для остановки вращения двигателя используются гидравлические системы флюгирования воздушного винта, то магистрали этих систем должны быть по меньшей мере огнестойкими при эксплуатационных условиях их нагружения, которые могут ожидаться во время флюгирования.

(e) Запуск и остановка газотурбинного двигателя. Газотурбинные двигательные установки должны удовлетворять следующим требованиям:

(1) Конструкция силовой установки должна быть такой, чтобы опасность возникновения пожара или механического повреждения двигателя или самолета в результате запуска двигателя в любых условиях, в которых запуск разрешен, была сведена к минимуму. Все необходимые для этого технические приемы запуска двигателя и связанные с этим ограничения должны быть разработаны и включены в РЛЭ, в другие одобряемые руководства или в соответствующие эксплуатационные трафареты.

(2) Должны быть предусмотрены средства для прекращения горения любого двигателя и для остановки любого двигателя, если продолжение вращения может быть опасным для самолета. Каждый компонент системы остановки двигателя, размещенный в любой пожароопасной зоне, должен быть огнестойким. Если для остановки вращения двигателя используется гидравлическая система флюгирования воздушного винта, то трубопроводы или гибкие шланги этой системы должны быть огнестойкими.

(3) Должен быть возможен повторный запуск двигателя в полете. Все необходимые для этого технические приемы управления и связанные с этим ограничения должны быть разработаны и включены в РЛЭ, в другие одобряемые руководства или в соответствующие эксплуатационные трафареты.

(4) В полете должно быть продемонстрировано, что когда повторный запуск двигателей производится вслед за ложным запуском, все топливо или его пары удаляются таким образом, что не возникает опасность пожара.

(f) Область повторного запуска. Должна быть заявлена область значений высоты и скорости полета самолета для повторного запуска двигателя в полете, и каждый установленный двигатель должен обладать способностью к повторному запуску в пределах этой области.

(g) Способность к повторному запуску. Для самолетов с газотурбинными двигателями, если минимальная частота авторотации двигателей после выключения всех двигателей в полете недостаточна для обеспечения необходимой электрической энергии для камеры сгорания, должен быть предусмотрен независимый от приводимой двигателем электрогенераторной системы источник энергии для обеспечения зажигания в полете с целью повторного запуска.

23.904. Автоматическая система управления резервной мощностью

Если установлена автоматическая система управления резервной мощностью, которая автоматически увеличивает мощность или тягу на двигателе(ях) при отказе любого двигателя во время взлета, то она должна соответствовать требованиям Приложения H настоящих Норм.

23.905. Воздушные винты

(a) Каждый воздушный винт должен иметь сертификат типа.

(b) Мощность двигателя и частота вращения вала воздушного винта не должны превышать пределы, в которых воздушный винт сертифицирован.

(c) Каждый флюгируемый воздушный винт должен иметь средства вывода его из флюгерного положения.

(d) Система управления шагом лопастей воздушного винта должна отвечать требованиям параграфов 35.21, 35.23, 35.42 и 35.43 АП-35.

(e) Все поверхности самолета впереди толкающего воздушного винта, которые способны накапливать и сбрасывать лед, который попадает в плоскость вращения воздушного винта при любых условиях эксплуатации, должны быть соответствующим образом защищены от обледенения, или должно быть показано, что любой лед, оторвавшийся с этой поверхности и попавший в плоскость вращения воздушного винта, не приведет к возникновению опасных условий.

(f) Каждый толкающий воздушный винт должен быть маркирован таким образом, чтобы он был хорошо виден при вращении на земле в дневных условиях.

(g) Если выхлопные газы двигателя попадают в плоскость вращения воздушного винта, то должно быть продемонстрировано испытаниями или анализом, подтвержденным испытаниями, что воздушный винт способен безопасно эксплуатироваться продолжительное время.

(h) Все капоты двигателя, смотровые лючки и другие съемные элементы должны быть сконструированы таким образом, чтобы они не могли отделяться от самолета и попадать во вращающийся толкающий воздушный винт.

23.907. Вибрация воздушного винта

Данный параграф не относится к деревянным воздушным винтам фиксированного шага традиционной конструкции.

(a) Заявителем должны быть определены величины вибрационных напряжений или нагрузок в воздушном винте, включая любые пики напряжений и резонансные условия в ожидаемых условиях эксплуатации самолета. Это должно быть показано на основании:

(1) Измерения напряжений или нагрузок непосредственно при испытании или выполнения расчетов, подкрепленных результатами испытаний воздушного винта на самолете с заявленным двигателем; или

(2) Сравнения воздушного винта с подобным воздушным винтом, установленным на подобном самолете, для которого такие измерения уже выполнены.

(b) Заявителем должно быть продемонстрировано посредством испытаний, расчетов, подкрепленных результатами испытаний, или опытом эксплуатации подобных конструкций, что отсутствуют явления флаттера в ожидаемых условиях эксплуатации самолета.

(c) Заявитель должен провести анализ воздушного винта, для того чтобы показать, что разрушение, связанное с усталостью конструкции, исключено в пределах ресурса воздушного винта, используя усталостные и прочностные данные, полученные в соответствии с АП-35, и вибрационные данные, полученные в соответствии с требованием пункта (a) данного параграфа. Применительно к данному параграфу воздушный винт включает в себя втулку, лопасти, устройство крепления лопасти и другие компоненты, разрушение которых, вызванное усталостью, может быть катастрофично для самолета. Этот анализ должен включать:

(1) Ожидаемый спектр нагружения воздушного винта, включающий в себя все предполагаемые вибрационные и циклические виды нагрузок, установленные экстренные условия, допустимые предельные значения раскрутки и кручения воздушного винта, и учет влияния температуры и влажности, ожидаемых при эксплуатации.

(2) Влияние условий эксплуатации самолета и воздушного винта, а также ограничения летной годности.

23.909. Системы турбонагнетателя

(a) Каждый турбонагнетатель должен быть одобрен при сертификации типа двигателя или должно быть показано, что система турбонагнетателя при нормальной установке на двигателе и совместной работе с двигателем:

(1) Может выдержать без появления дефекта длительное 150-часовое испытание на любом другом представительном двигателе, которое удовлетворяет соответствующим требованиям АП-33.

(2) Не будет оказывать никакого неблагоприятного влияния на двигатель.

(b) Неисправности системы управления, вибрации и ненормальные частоты вращения и температуры, ожидаемые в эксплуатации, не должны повреждать компрессор или турбину турбонагнетателя.

(c) Корпус каждого турбонагнетателя должен быть способен удержать обломки компрессора или турбины, которые отрываются на наибольшей частоте вращения, достигаемой при бездействующих устройствах регулирования нормальной частоты вращения.

(d) Каждая установка внутреннего охладителя воздуха, если она предусмотрена, должна соответствовать следующим требованиям:

(1) Установка внутреннего охладителя воздуха должна быть сконструирована так, чтобы выдерживать действующие на систему нагрузки.

(2) Должно быть показано, что при существующих вибрациях внутренний охладитель воздуха не будет иметь отказов, результатом которых может стать попадание частей промежуточного охладителя в двигатель.

(3) Воздушный поток, проходящий через внутренний охладитель, не должен выходить непосредственно на любые части самолета (такие, как лобовое стекло), если не показано, что такой выход воздушного потока не приведет к опасным последствиям для самолета во всех условиях эксплуатации.

(e) Мощность двигателя, характеристики охлаждения, эксплуатационные ограничения и влияние установки системы турбонагнетателя должны быть оценены. Правила эксплуатации турбонагнетателя и ограничения должны быть включены в РЛЭ в соответствии с 23.1581.

23.925. Клиренс воздушного винта

При наиболее неблагоприятных сочетаниях веса самолета, центровки и наиболее неблагоприятной установке шага воздушного винта, клиренсы воздушных винтов не должны быть меньше указанных ниже, если нет обоснования меньших клиренсов.

(a) Клиренс с землей. При стояночном обжатии шасси и при горизонтальном взлетном или рулежном положении самолета, в зависимости от того, какое из них более критическое, между каждым воздушным винтом и землей должен быть клиренс не менее 178 мм (для каждого самолета с носовым колесом) или 229 мм (для каждого самолета с хвостовым колесом). Кроме того, для каждого самолета с обычными стойками шасси, имеющими жидкостные или механические средства поглощения ударов при посадке, должен быть положительный клиренс между воздушным винтом и землей при горизонтальном взлетном положении самолета, когда пневматик критического колеса полностью спущен и соответствующая амортизационная стойка шасси обжата до упора. Положительный клиренс на самолетах с рессорной амортизацией доказывается при обжатии, соответствующем перегрузке 1,5.

(b) Хвостовые воздушные винты. В дополнение к требованиям по клиренсу, предписываемым пунктом (a) настоящего параграфа, самолет должен быть спроектирован таким образом, чтобы воздушный винт не соприкасался с поверхностью ВПП, когда самолет имеет предельное положение по тангажу в процессе нормального взлета и посадки.

(c) Клиренс с водой. Между каждым воздушным винтом и водой должен быть клиренс не менее 457 мм, если соответствие требованиям 23.239 нельзя доказать при меньшем клиренсе.

(d) Клиренс с конструкцией. Должны быть обеспечены:

(1) Радиальный зазор не менее 25,4 мм между концами лопастей воздушного винта и конструкцией самолета плюс любой дополнительный радиальный зазор, необходимый для предотвращения возникновения опасной вибрации.

(2) Продольный зазор не менее 12,7 мм между лопастями или коком воздушного винта и неподвижными элементами конструкции самолета.

(3) Положительный зазор между другими вращающимися частями воздушного винта или коком и неподвижными элементами конструкции самолета.

23.929. Защита от обледенения двигательной установки

Воздушные винты (кроме деревянных) и другие составные части полностью скомплектованных двигательных установок должны быть защищены от нарастания льда в той мере, в какой это необходимо для удовлетворительного функционирования без заметного снижения тяги в таких условиях обледенения, для которых запрашивается сертификат.

23.933. Системы реверсирования

(a) Система реверсирования турбореактивных и турбовентиляторных двигателей.

(1) Каждая система, предназначенная для использования только на земле, должна быть спроектирована так, чтобы при любом реверсировании тяги в полете двигатель не развивал тягу,

большую чем на режиме полетного малого газа. Дополнительно (анализом, или испытаниями, или тем и другим вместе) должно быть показано, что:

(i) Каждое работоспособное реверсивное устройство (реверсер) может быть возвращено в положение прямой тяги; и

(ii) Самолет способен продолжить безопасный полет и совершить посадку при любом возможном положении органов реверсирования.

(2) Каждая система, предназначенная для использования в полете, должна быть спроектирована таким образом, чтобы не возникали небезопасные условия в течение нормальной работы системы или из-за любого отказа, или из-за вероятной комбинации отказов системы реверсирования во всех условиях эксплуатации, включая работу на земле. Отказ структурных элементов не требуется рассматривать, если возможность такого вида отказа крайне маловероятна.

(3) Каждая система должна иметь средства, которые в случае неисправности в ней предотвращали бы развитие двигателем тяги, большей, чем на режиме малого газа, исключая случай, когда двигатель может развивать любую более высокую поступательную тягу, если показано, что сохраняется допустимое путевое управление одними аэродинамическими средствами при наиболее критических условиях реверсирования в эксплуатации.

(b) Система реверсирования тяги воздушного винта.

(1) Каждая система должна быть спроектирована таким образом, чтобы единичный отказ или вероятная комбинация отказов или неисправностей системы не привели к нежелательному реверсу тяги во всех условиях эксплуатации. Отказ структурных элементов не требуется рассматривать, если возможность такого отказа крайне маловероятна.

(2) Соответствие пункту (b)(1) настоящего параграфа должно быть показано анализом отказов, или испытаниями, или тем и другим вместе для воздушных реверсивных винтов, лопасти которых могут перемещаться в полете. Они не должны устанавливаться в положение ниже, чем положение, соответствующее полетному малому газу. Анализ может включать или основываться на анализе, выполненном для подтверждения соответствия параграфу 35.21 АП-35 при типовой сертификации воздушного винта и связанных с его установкой компонентов. Будут засчитаны соответствующие анализы и испытания, выполненные Разработчиком воздушного винта и двигателя.

23.934. Испытания систем реверсирования тяги турбореактивных и турбовентиляторных двигателей

Система реверсирования тяги турбореактивного или турбовентиляторного двигателя должна отвечать требованиям параграфа 33.97 АП-33 или должно быть подтверждено испытаниями, что работа этих систем не влияет на работу двигателя и уровень его вибраций.

23.937. Системы ограничения сопротивления турбовинтовых двигательных установок

(a) Системы ограничения сопротивления воздушных винтов самолетов с турбовинтовыми

двигателями должны быть спроектированы так, чтобы никакой единичный отказ любой системы в нормальной эксплуатации и особых ситуациях не приводил к увеличению сопротивления воздушного винта сверх того, на которое спроектирован самолет в соответствии с требованиями к конструкции настоящих Норм. Отказ структурных элементов систем ограничения сопротивления не рассматривается, если такой отказ крайне маловероятен.

(b) Система ограничения сопротивления, рассматриваемая в этом параграфе, включает в себя ручные или автоматические средства, которые вступают в действие после падения мощности двигателя и перемещают лопасти воздушного винта в положение флюгирования для уменьшения сопротивления авторотирующего воздушного винта до безопасного уровня.

23.939. Рабочие характеристики силовой установки

(a) Рабочие характеристики газотурбинной силовой установки должны быть исследованы в полете, чтобы установить, что при нормальной эксплуатации самолета и в особых ситуациях в пределах эксплуатационных ограничений самолета и двигателя будут отсутствовать неблагоприятные явления в работе двигателя, воздушного винта и объединенного с ними оборудования, такие, как срыв потока, помпаж, срыв горения.

(b) Рабочие характеристики поршневого двигателя с турбонаддувом должны быть проверены в полете, для того чтобы убедиться, что не возникают любые неблагоприятные явления, такие, как результат непреднамеренного перенаддува, помпаж, перезалив топлива или паровые пробки в нормальных или аварийных условиях в диапазоне эксплуатационных ограничений самолета и двигателя.

(c) Для газотурбинных двигателей система забора воздуха не должна вызывать вибрации, опасные для двигателя, в результате возмущения воздуха при нормальных условиях работы.

23.943. Отрицательная перегрузка

Никакого опасного нарушения работы двигателя, вспомогательной силовой установки, одобренной для использования в полете, или любых составных частей или систем, связанных с силовой установкой или вспомогательной силовой установкой, не должно возникать при полете самолета с отрицательными и околонулевыми перегрузками в пределах области режимов полета, приведенной в 23.333. Это должно быть доказано для наибольшей величины и продолжительности перегрузки, ожидаемой в эксплуатации.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

23.951. Общие положения

(a) Каждая топливная система должна быть сконструирована и расположена таким образом, чтобы обеспечить подачу топлива с расходом и давлением, установленными для работы двигателя и вспомогательной силовой установки в ожидаемых условиях эксплуатации, включая любые маневры, для которых запрашивается сертификат и при выполнении которых разрешена работа двигателя или ВСУ.

(b) Каждая топливная система должна быть выполнена так, чтобы:

(1) Ни один баковый насос, подающий топливо в магистрали питания двигателя или ВСУ, не мог забирать топливо более чем из одного бака одновременно; или

(2) Были предусмотрены средства, предотвращающие попадание воздуха в магистрали питания двигателя и ВСУ в количестве, способном вызвать нарушение их работы.

(c) Каждая топливная система газотурбинного двигателя должна обеспечивать длительную работу во всем диапазоне расходов и давлений на топливе, первоначально насыщенном водой при температуре 27 °C и содержащем 0,75 $см^3$ свободной воды на 3,8 л топлива, охлажденном для воспроизведения наиболее критических условий обледенения, возможных в эксплуатации.

23.953. Независимость подачи топлива в двигатели

(a) Каждая топливная система многодвигательного самолета должна быть выполнена так, чтобы в каждом варианте работающих элементов системы отказ любого одного компонента (кроме топливного бака) не приводил к нарушению работы более чем одного двигателя или к необходимости немедленного действия пилота для предотвращения потери мощности более чем одного двигателя.

(b) Если на многодвигательном самолете подача топлива в двигатели осуществляется из одного бака (или из нескольких объединенных баков, образующих единый топливный бак), то должно быть обеспечено следующее:

(1) Для магистрали каждого двигателя в баке должно быть предусмотрено свое независимое выходное отверстие и на выходе из бака должен быть установлен перекрывной кран, который может служить в качестве перекрывного крана топлива в системе пожарной защиты самолета, если в трубопроводе между краном и отсеком двигателя содержится не более 1 л топлива или любое большее количество, но доказано, что это количество не приводит к ухудшению пожарной безопасности в случае попадания топлива в отсек двигателя.

(2) Бак должен иметь не менее двух выходных дренажных отверстий, чтобы свести к минимуму вероятность одновременного засорения обоих отверстий.

(3) Крышки заливных горловин должны быть сконструированы так, чтобы была исключена возможность их неправильной установки или потери в полете.

(4) Трубопроводы и элементы топливной системы, расположенные между каждым выходным отверстием бака и соответствующим двигателем, должны быть независимы от частей системы, подающих топливо в любой другой двигатель.

23.954. Защита топливной системы от попадания молнии

Конструкция и компоновка топливной системы должны предотвращать воспламенение паров топлива в системе в результате:

(a) Прямого удара молнии в те зоны самолета, которые характеризуются большой вероятностью попадания в них разряда молнии.

(b) Скользящих разрядов молнии в зоны, где вероятность скользящих разрядов велика.

(c) Коронного разряда и протекания тока молнии в зоне топливных дренажных выходов.

23.955. Подача топлива в двигатели

(a) Общие положения. Обеспеченность подачи топлива в двигатели с давлением, достаточным для нормальной работы двигателя, рассматриваемая в настоящем параграфе, должна быть показана при таком пространственном положении самолета, которое является наиболее критическим с точки зрения подачи топлива и запаса топлива в баке. Эти условия разрешается воспроизводить на соответствующем стенде. Кроме того:

(1) При испытаниях количество топлива в баке не должно превышать суммы величин невырабатываемого остатка топлива из этого бака, установленного согласно 23.959(a), и количества топлива, необходимого для демонстрации соответствия требованиям данного параграфа.

(2) Если установлен расходомер топлива, то он должен быть блокирован при проведении испытаний, а топливо должно проходить через измеритель или его перепускной канал.

(3) Если расходомер не имеет перепускной магистрали, то он не должен иметь любых вероятных отказов, которые могли бы ограничить расход топлива до уровня ниже, чем необходимо для демонстрации требуемого расхода топлива.

(4) Величина расхода топлива должна определяться с учетом возврата паров, привода струйного насоса и любых других целей, для которых используется топливо.

(b) Системы подачи топлива самотеком. Величина расхода в системах подачи топлива в двигатель самотеком (основной и резервной) должна составлять 150% от расхода, соответствующего взлетному режиму работы двигателя.

(c) Насосные системы. Величина расхода топлива в каждой насосной системе (применительно к основной и резервной системам) для каждого поршневого двигателя должна составлять 125% от расхода топлива, требуемого при работе двигателя с максимальной взлетной мощностью, одобренной настоящими Нормами.

(1) Эта величина расхода требуется для каждого основного и для каждого аварийного насоса и должна обеспечиваться при работе насоса в течение взлета.

(2) Для каждого насоса с ручным приводом указанная величина расхода топлива должна обеспечиваться не более чем за 60 полных качков в минуту (120 одиночных ходов).

(3) Давление топлива при одновременной работе основного и аварийного насосов не должно превышать ограничения для давления топлива на входе двигателя, если не показано, что будут отсутствовать неблагоприятные последствия при совместной работе насосов.

(d) Топливные системы ВСУ и системы перекачки топлива. Пункты (b), (c) и (f) настоящего параграфа относятся ко всем топливным системам вспомогательных силовых установок и

системам перекачки топлива из одних баков в другие при следующих исключениях:

(1) Величину потребного расхода топлива следует устанавливать по расходу топлива, соответствующему максимальному продолжительному режиму работы двигателя, а не максимальному режиму.

(2) Если имеются трафареты, содержащие инструкции по эксплуатации, то меньшая величина расхода может быть использована в системе перекачки топлива из любого вспомогательного бака в большой основной бак. Эта меньшая величина расхода должна обеспечивать работу двигателя на режиме максимальной продолжительной мощности, но величина расхода должна быть выбрана таким образом, чтобы не происходило переполнение основного топливного бака при работе двигателя на меньшей мощности.

(e) Топливные системы с несколькими баками. Если поршневой двигатель может питаться более чем из одного топливного бака и если происходит снижение мощности двигателя по причине опорожнения выбранного топливного бака, то должна быть предусмотрена возможность обеспечения работы двигателя на режиме 75% от максимальной продолжительной мощности в горизонтальном полете после переключения на любой полный бак не более чем:

(1) Через 10 с для однодвигательного самолета с обычным всасыванием.

(2) Через 20 с для однодвигательного самолета с турбонагнетателем при условии, что мощность в 75% от максимальной продолжительной восстанавливается через 10 с при отключенном турбонагнетателе; или

(3) Через 20 с для многодвигательных самолетов.

(f) Топливные системы газотурбинных двигателей. Каждая топливная система газотурбинного двигателя должна обеспечивать подачу топлива с расходом не менее 100% расхода, необходимого для двигателя при любом заданном эксплуатационном режиме и маневре. Проверку подачи топлива допускается производить на соответствующем стенде. Подача топлива должна:

(1) Быть продемонстрирована при наихудших условиях подачи топлива на самолете в отношении высоты полета, пространственного положения самолета и других условий.

(2) Для многодвигательных самолетов, несмотря на допускаемую пунктом (d) настоящего параграфа более низкую величину расхода топлива, должна обеспечиваться автоматическая непрерывная подача к любому двигателю до полной выработки топлива, предназначенного для использования этим двигателем. В данном пункте выражение "топливо, предназначенное для использования двигателем", означает все топливо в любом баке, предполагаемое для использования конкретным двигателем:

(i) Конструкция топливной системы должна обеспечивать возможность определения количества топлива, предназначенного для двигателя во всех баках.

(ii) Обеспечение соответствия этому пункту требует невмешательства пилота после запуска двигателя.

(3) Для однодвигательных самолетов не требовать вмешательства пилота после запуска двигателя, за исключением случая, когда имеются средства, которые подают пилоту ясный сигнал не менее чем за 5 мин до начала выполнения необходимых действий. Такие действия пилота не должны влиять на работу двигателя и отвлекать внимание пилота от выполнения основных обязанностей в течение всех фаз эксплуатации, для которых самолет одобрен.

23.957. Перетекание топлива в объединенных баках

(a) В самотечных топливных системах должно быть исключено переполнение любого топливного бака, которое могло бы привести к вытеканию топлива через дренаж в условиях, оговоренных в 23.959, но при полных топливных баках.

(b) Если в полете имеется возможность перекачки топлива из одного бака в другой, то система дренажа баков и система перекачки топлива должны быть спроектированы так, чтобы не допускать повреждения конструктивных элементов самолета в случае переполнения любого бака.

23.959. Невырабатываемый остаток топлива в баках

(a) Невырабатываемый остаток топлива для каждого бака должен устанавливаться не менее того количества, при котором наблюдается первый признак нарушения работы двигателя при наиболее неблагоприятных условиях подачи топлива на всех предполагаемых эксплуатационных режимах и маневрах, при которых производится забор топлива из данного бака. Не требуется рассматривать отказы компонентов топливной системы.

(b) Должно быть определено влияние отказа любого подкачивающего насоса на величину невырабатываемого остатка топлива.

23.961. Работа топливной системы в условиях высоких температур

В каждой топливной системе не должны образовываться паровые пробки, когда используется топливо с критической температурой с точки зрения парообразования при эксплуатации самолета в критических эксплуатационных и атмосферных условиях, для которых запрашивается одобрение. Для топлив газотурбинных двигателей начальная температура топлива должна быть равна 43,5 - 46 °C или должна быть равна максимальной температуре наружного воздуха, для которой запрашивается одобрение, в зависимости от того, какая температура наиболее критична.

23.963. Топливные баки. Общие положения

(a) Каждый топливный бак должен выдерживать без повреждений вибрации, инерционные силы, массу топлива и нагрузку от конструкции, которой может подвергаться бак на самолете при эксплуатации.

(b) Должно быть показано, что оболочка каждого мягкого топливного бака пригодна для такого вида применения.

(c) Каждый топливный бак-отсек (бак-кессон) должен иметь легкосъемные люки для внутреннего осмотра и ремонта.

(d) Полная используемая вместимость топливного бака должна быть не менее величины, необходимой для получасовой работы двигателя на режиме максимальной продолжительности (максимальной продолжительной мощности).

(e) Каждый указатель количества топлива (топливомер) должен быть проградуирован, как указано в 23.1337(b), с учетом величины невырабатываемого остатка топлива, определяемого согласно 23.959(a).

23.965. Испытания топливных баков

(a) Каждый топливный бак должен выдерживать без повреждения и потери нормированной герметичности следующие давления:

(1) Для каждого обычного металлического и неметаллического бака, стенки которого не поддерживаются конструкцией самолета, - большее из двух давлений: давление 0,25 кгс/см^2 или давление, возникающее в заполненном топливом баке при действии максимально допустимой перегрузки.

(2) Для каждого бака-кессона - давление, возникающее в заполненном топливом баке при действии максимальной эксплуатационной перегрузки самолета с одновременным приложением критических нагрузок от конструкции.

(3) Для каждого неметаллического бака, стенки которого поддерживаются конструкцией самолета, а конструкция бака и материал, из которого он изготовлен, известны, - давление 0,14 кгс/см^2. При этом узлы крепления могут быть штатными или имитирующими их. Поддерживающая баки конструкция должна быть рассчитана на критические нагрузки, возникающие в полете или при посадке, в сочетании с нагрузками от давления топлива при действии соответствующих ускорений.

(b) Каждый топливный бак с большими неподдерживаемыми или неусиленными плоскими поверхностями, разрушение или деформация которых может стать причиной утечки, должен быть способен выдержать следующие испытания без утечек, разрушений или чрезмерных деформаций стенок бака:

(1) Каждый полностью собранный бак и его узлы крепления должны пройти вибрационные испытания в условиях, воспроизводящих натурные.

(2) Кроме случаев, указанных в пункте (b)(4) настоящего параграфа, бак в сборе, наполненный на 2/3 водой или другой подходящей для испытаний жидкостью, должен быть подвергнут вибрационным испытаниям в течение 25 ч с амплитудой не менее 0,8 мм, если не приводятся достаточные основания для другой амплитуды.

(3) Частота вибрации при испытаниях должна быть следующей:

(i) Если в нормальном рабочем диапазоне частоты вращения ротора двигателя или скорости вращения воздушного винта отсутствует критическая частота вибрации, то частота вибрации при испытаниях равна:

(A) Для винтовых самолетов - числу циклов колебаний в минуту, полученному путем умножения скорости вращения воздушного винта на режиме максимальной продолжительной мощности на коэффициент 0,9.

(B) Для невинтовых самолетов - 2000 циклов в минуту.

(ii) Если в нормальном рабочем диапазоне частоты вращения ротора двигателя или скорости вращения воздушного винта имеется только одна критическая частота вибрации, то испытания должны проводиться на этой частоте.

(iii) Если в нормальном рабочем диапазоне частоты вращения ротора двигателя или скорости вращения воздушного винта окажется более чем одна критическая частота вибрации, то испытания должны проводиться при наиболее критической, т.е. большей частоте.

(4) При испытаниях в соответствии с пунктами (b)(3)(ii) и (b)(3)(iii) настоящего параграфа продолжительность испытаний должна быть такой, чтобы выполнить столько же циклов колебаний, сколько выполняется за 25 ч при частоте, указанной в пункте (b)(3)(i) настоящего параграфа.

(5) Во время испытаний бак в сборе должен поворачиваться относительно оси, параллельной оси фюзеляжа, в течение 25 ч с частотой 15 - 20 полных циклов в минуту, отклоняясь на угол 15° в обе стороны от горизонтального положения, т.е. в сумме на 30°.

(c) Каждый бак-кессон, методы изготовления и герметизации которого не подтверждены как удовлетворительные прежними испытаниями или опытом эксплуатации, должен пройти вибрационные испытания, указанные в пунктах (b)(1) - (b)(4) настоящего параграфа.

(d) Каждый бак с неметаллической оболочкой должен быть испытан на воздействие топлива при поворотах бака, описанных в пункте (b)(5) настоящего параграфа, при комнатной температуре топлива. Кроме того, образец оболочки, аналогичной установленной на самолете, при проведении соответствующих испытаний какого-либо бака должен пройти испытания на воздействие топлива с температурой 45 °C при поворотах бака.

23.967. Установка топливных баков

(a) Каждый топливный бак должен крепиться так, чтобы не возникали концентрированные нагрузки на него. Кроме того:

(1) Для предотвращения истирания, если это необходимо, между баком и поддерживающей его конструкцией должны устанавливаться прокладки.

(2) Прокладки должны быть из неабсорбирующего материала или должны быть соответственно обработаны во избежание поглощения топлива.

(3) При использовании мягких баков их оболочки должны быть закреплены так, чтобы они не воспринимали нагрузки от топлива.

(4) Внутренние поверхности, прилегающие к оболочке мягкого бака, должны быть гладкими

и без выступов, способствующих истиранию, за исключением тех случаев, когда:

(i) Оболочка в таких местах защищена.

(ii) Конструкция оболочки сама обеспечивает ее защиту.

(5) В надтопливном пространстве каждого мягкого бака должно поддерживаться положительное давление во всех условиях эксплуатации, кроме особых случаев, для которых показано, что нулевое или отрицательное давление в баке не приводит к его сплющиванию.

(6) Неправильное закрытие или потеря крышки заливной горловины не должны приводить к образованию течи топлива по принципу сифона (допускаются лишь небольшие выплескивания) или разрушению мягких баков.

(b) Каждый отсек бака должен иметь вентиляцию и дренаж для предупреждения скопления воспламеняющихся жидкостей и паров. Каждый отсек конструкции самолета, смежный с баком, также должен иметь вентиляцию и дренаж.

(c) Топливный бак не должен располагаться за противопожарной перегородкой в отсеке двигателя. Между топливным баком и противопожарной перегородкой должен быть зазор не менее 13 мм. Никакая часть обшивки гондолы двигателя, лежащая непосредственно за основным выходом воздуха из двигательного отсека, не должна быть стенкой бака-кессона.

(d) Каждый топливный бак должен быть изолирован от отсека, где могут находиться люди, ограждением, непроницаемым для дыма и топлива и сообщающимся с атмосферой для дренажа и вентиляции. Требуемое ограждение должно выдерживать нагрузки от перепада давления для герметических отсеков, где могут находиться люди, без остаточных деформаций или повреждений при условиях, описанных в 23.365 и 23.843. Если используются мягкие топливные баки, то они должны устанавливаться в контейнер, как минимум, эквивалентный по прочности металлическому топливному баку.

(e) Топливные баки должны быть спроектированы, размещены и закреплены так, чтобы сохранять топливо:

(1) При действии инерционных нагрузок, возникающих в условиях максимальных статических нагрузок, указанных в 23.561(b)(2).

(2) В условиях, которые могут возникнуть в случае посадки самолета на бетонированную полосу при нормальной посадочной скорости в каждом из следующих случаев:

(i) Самолет находится в нормальном пространственном положении для посадки, его шасси убрано.

(ii) Наиболее критическая стойка шасси разрушена, а остальные стойки шасси выпущены.

При оценке соответствия пункту (e)(2) настоящего параграфа должен рассматриваться отрыв двигательной установки, кроме случаев, когда все двигатели установлены над крылом или в хвостовой части фюзеляжа самолета.

23.969. Расширительное пространство топливного бака

Каждый топливный бак должен иметь расширительное незаполняемое топливом пространство объемом не менее 2% от емкости бака. Если топливо из полного бака не выливается через дренаж на конструкцию самолета, то в этом случае расширительное пространство не требуется. Должна быть исключена возможность непреднамеренного заполнения расширительного пространства при нормальном стояночном положении самолета.

23.971. Отстойник топливного бака

(a) Каждый топливный бак должен иметь отстойник для сбора воды и других загрязнений емкостью (при нормальных пространственных положениях самолета на земле и в полете) не менее большей из двух величин: 0,25% емкости бака или 0,25 л.

(b) Конструкция топливного бака должна обеспечивать отвод опасного количества конденсата из любой части бака в отстойник при стояночном положении самолета.

(c) Каждая топливная система поршневого двигателя должна иметь отстойный резервуар (или камеру), в который должен происходить слив и емкость которого должна составлять 30 г на 80 л емкости бака, а выходные отверстия каждого топливного бака должны быть расположены так, что при нормальном пространственном полетном положении самолета вода будет стекать из всех частей бака в отстойный резервуар (или камеру).

(d) Слив из отстойников, отстойных камер и отстойных резервуаров, требуемых в пунктах (a), (b) и (c) настоящего параграфа, должен соответствовать требованиям к сливным устройствам, приведенным в 23.999(b)(1) и (b)(2).

23.973. Заправочная горловина топливного бака

(a) Заправочная горловина каждого топливного бака должна быть снабжена маркировкой согласно 23.1557(c).

(b) Должно быть исключено попадание пролитого топлива в отсек, где размещается топливный бак, или в любую другую часть самолета.

(c) Крышка каждой заправочной горловины должна обеспечивать герметичное закрытие горловины бака. В крышке допускаются небольшие отверстия для присоединения дренажа или прохода топливомера с диаметром отверстия, удовлетворяющим требованиям 23.975(a).

(d) На всех заправочных горловинах, за исключением горловин для заправки топливом под давлением, должны быть предусмотрены средства металлизации для соединения с наземным заправочным оборудованием.

(e) Для самолетов с двигателями, использующими в качестве топлива только бензин, внешний диаметр открытой заправочной горловины должен быть не более 60 мм.

(f) Для самолетов с газотурбинными двигателями и не оборудованными системой заправки топливом под давлением внешний диаметр открытой заправочной топливной горловины должен

быть не менее 75 мм.

23.975. Дренаж топливного бака и карбюратора

(a) Верхняя часть расширительного пространства каждого топливного бака должна сообщаться с атмосферой. Кроме того:

(1) Каждый выход дренажа в атмосферу должен быть расположен и выполнен таким образом, чтобы свести к минимуму возможность его забивания льдом или другими посторонними частицами.

(2) Дренаж должен быть выполнен так, чтобы исключить сифонирование топлива из бака в условиях нормальной эксплуатации.

(3) Пропускная способность дренажа должна быть достаточной, чтобы исключить образование чрезмерных перепадов давления внутри и снаружи бака.

(4) Воздушные полости баков с сообщающимися между собой топливными выходными каналами также должны сообщаться между собой.

(5) В дренажной системе не должно быть мест, в которых может скапливаться влага при нормальном положении самолета на земле и в горизонтальном полете, в противном случае должна быть предусмотрена возможность слива. Любые установленные клапаны слива должны быть доступны для слива.

(6) Выходные патрубки дренажа не должны размещаться в местах, где выплеск топлива через дренаж вызывал бы опасность возникновения пожара или выходящие пары топлива попадали бы в отсеки с людьми.

(7) Дренаж должен быть выполнен так, чтобы не происходила утечка топлива, за исключением течи из-за теплового расширения, при стоянке самолета на площадке с уклоном 1% в любом направлении.

(b) Каждый карбюратор со штуцером для отвода паров и каждый двигатель с впрыском, в которых применяются устройства для возврата паров, должен иметь отдельную дренажную трубку для направления паров обратно в верхнюю часть одного из топливных баков. Если имеется несколько баков и топливо из них вырабатывается в определенной последовательности, то возврат паров должен производиться в бак, топливо из которого вырабатывается в первую очередь, кроме случая, когда относительные емкости бака таковы, что предпочтительнее возврат в другой бак.

(c) На самолетах акробатической категории должна быть исключена чрезмерная потеря топлива при выполнении фигур высшего пилотажа, включая короткие периоды перевернутого полета. Должно быть исключено сифонирование топлива из бака по дренажному трубопроводу после возвращения самолета к нормальному полету вслед за выполнением любой фигуры высшего пилотажа, на которую запрошен сертификат.

23.977. Заборник топлива из бака

(a) Заборник топлива из бака или вход в баковый насос должен быть снабжен сетчатым фильтром. Этот сетчатый фильтр должен:

(1) На самолетах с поршневыми двигателями иметь от 3 до 6 ячеек на 1 $см^2$.

(2) На самолетах с газотурбинными двигателями не пропускать частицы, которые могли бы препятствовать течению топлива или приводить к нарушению работы элементов топливной системы.

(b) Полная площадь каждого фильтра на заборнике топлива из бака должна быть не менее чем в 5 раз больше площади проходного сечения трубопровода подачи топлива в двигатель.

(c) Диаметр фильтра, устанавливаемого на заборник топлива из бака, должен быть не меньше диаметра заборника.

(d) К каждому фильтру должен иметься доступ для осмотра и очистки.

23.979. Система заправки баков топливом под давлением

К системам заправки баков топливом под давлением предъявляются следующие требования:

(a) В системе заправки топливом под давлением должно быть предусмотрено средство, предотвращающее утечку опасного количества топлива из бака в случае неисправности впускного топливного клапана.

(b) Должны быть предусмотрены средства автоматического закрытия, предотвращающие заполнение каждого бака топливом в количестве более утвержденного для данного бака количества. Эти средства должны:

(1) Допускать контроль правильности срабатывания перед каждой заправкой бака топливом; и

(2) Для самолетов переходной категории - обеспечивать индикацию отказа средств закрытия с целью прекращения подачи топлива при максимальном количестве заправляемого топлива, установленном для данного бака.

(c) Должны быть предусмотрены средства для предотвращения повреждения топливной системы в случае отказа средств автоматического закрытия, перечисленных в пункте (b) настоящего параграфа.

(d) Все части топливной системы до бака, подвергающиеся воздействию давления при заправке, должны выдерживать давление в 1,33 раза больше давления при заправке и проверяться на расчетное давление не менее чем в 2 раза больше давлений при пульсациях, возможных при заправке.

КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

23.991. Топливные насосы

(a) Основные насосы. Для основных насосов применимо следующее:

(1) Для поршневых двигательных установок, имеющих топливные насосы для подачи топлива к двигателю, по меньшей мере один насос на каждый двигатель должен приводиться непосредственно двигателем и должен соответствовать требованиям 23.955. Этот насос является основным.

(2) Для газотурбинных двигательных установок каждый топливный насос, требуемый для надлежащей работы двигателя или для удовлетворения требований к топливной системе, изложенных в данном разделе (за исключением пункта (b) настоящего параграфа), является основным насосом. Дополнительно:

(i) Должен быть по меньшей мере один основной насос для каждого газотурбинного двигателя.

(ii) Привод основного насоса для каждого двигателя должен быть независимым от привода основного насоса любого другого двигателя.

(iii) Для каждого основного насоса должна быть предусмотрена возможность перепуска избыточного топлива, исключая насос впрыска топлива, одобренный как часть двигателя.

(b) Аварийные насосы. Должен быть предусмотрен аварийный насос для подачи топлива к двигателю сразу же после отказа любого основного насоса (исключая насос впрыска топлива, одобренный как часть двигателя). Привод каждого аварийного насоса должен быть независимым от привода соответствующего основного насоса.

(c) Средства предупредительной сигнализации. Если оба насоса (основной и аварийный) работают одновременно, то должны быть предусмотрены средства сигнализации соответствующим членам летного экипажа о неисправности каждого из этих насосов.

(d) Топливные насосы. Работа любого топливного насоса не должна приводить к уменьшению мощности или тяги двигателя или нарушать нормальное функционирование любого другого топливного насоса.

23.993. Трубопроводы и арматура топливной системы

(a) Каждый топливный трубопровод должен быть установлен и закреплен так, чтобы он не испытывал чрезмерной вибрации и выдерживал нагрузки от давления топлива и воздействия полетных ускорений.

(b) В каждом трубопроводе, соединенном с частями самолета, между которыми возможно относительное перемещение, должны быть предусмотрены меры, обеспечивающие его необходимую гибкость (подвижность).

(c) Каждое гибкое соединение в топливных магистралях, которое может находиться под давлением и подвергаться осевому нагружению, должно быть выполнено с применением гибкого шланга.

(d) Следует показать, что каждый гибкий шланг подходит для данного вида применения.

(e) Гибкие шланги, на которые неблагоприятно воздействуют высокие температуры, не должны применяться там, где во время работы двигателя или после его выключения имеют место высокие температуры.

23.994. Компоненты топливной системы

Компоненты топливной системы в отсеке двигателя или в фюзеляже должны быть защищены от повреждений, результатом которых могло бы быть вытекание такого количества топлива, которое создавало бы угрозу пожара при посадке с убранными шасси на ВПП с твердым покрытием.

23.995. Топливные краны и органы управления

(a) Должны быть предусмотрены средства, позволяющие соответствующим членам летного экипажа быстро перекрывать в полете подачу топлива к каждому двигателю отдельно.

(b) Перекрывные краны не должны находиться с двигательной стороны любой противопожарной перегородки. Кроме того, должны быть предусмотрены средства:

(1) Предохраняющие от непреднамеренного управления каждым перекрывным краном.

(2) Позволяющие соответствующим членам летного экипажа вновь быстро открывать каждый кран после того, как он был закрыт.

(c) Все краны и органы управления топливной системы должны быть закреплены таким образом, чтобы нагрузки, возникающие при работе крана или в условиях полета с ускорением, не передавались на присоединенные к крану трубопроводы.

(d) Все краны и органы управления топливной системы должны быть установлены так, чтобы сила тяжести и вибрация не изменяли их заданного положения.

(e) Все рукоятки топливных кранов и их соединения с механизмами кранов должны иметь такие конструктивные особенности, которые сводят к минимуму вероятность неправильной установки.

(f) Все обратные клапаны должны иметь такие конструктивные или иные особенности, которые предотвращают неправильную сборку или подсоединение клапана.

(g) Краны переключения подачи топлива из нескольких баков должны:

(1) Требовать отдельного и четко определенного действия для установки переключателя в положение отключения.

(2) Иметь такие фиксированные положения переключателя баков, чтобы при смене одного топливного бака на другой проход переключателя через положение "ВЫКЛЮЧЕНО" того бака, из которого топливо выработано, был маловероятным.

23.997. Топливные фильтры

Должны быть сетка или фильтр между выходным отверстием топливного бака и входом в топливорегулирующую аппаратуру двигателя или насосом объемного типа, приводимым двигателем. Сетка или фильтр должны быть установлены как можно ближе к выходному отверстию топливного бака. Фильтр или сетка должны:

(a) Быть доступными для слива отстоя или очистки и иметь быстросъемную сетку или фильтроэлемент.

(b) Иметь отстойник со сливом, за исключением случая когда слив не нужен, если сетчатый или другой фильтр легко снимается для очистки.

(c) Быть установлен таким образом, чтобы его вес не нагружал присоединенные трубопроводы или входной и выходной штуцеры самого фильтра, если не предусмотрены достаточные запасы прочности всех трубопроводов и штуцеров при всех случаях нагружения.

(d) Иметь пропускную способность (с учетом эксплуатационных ограничений, установленных для двигателя), обеспечивающую нормальную работу топливной системы двигателя при загрязнении топлива до степени (в отношении размера и концентрации частиц), превышающей установленную для двигателя при его типовой сертификации.

(e) Дополнительно для самолетов переходной категории, если в топливной системе не предусмотрены средства предотвращения обледенения фильтра, должны быть обеспечены средства автоматического сохранения расхода топлива при забивании фильтра льдом.

23.999. Сливные устройства топливной системы

(a) Должно быть предусмотрено по крайней мере одно или несколько сливных устройств, обеспечивающих безопасный слив из всей топливной системы при нормальном стояночном положении самолета.

(b) Все сливные устройства, требуемые пунктом (a) настоящего параграфа и 23.971, должны:

(1) Исключать возможность попадания сливаемого топлива на любые части самолета.

(2) Иметь сливной кран (клапан), который:

(i) Имеет ручные или автоматические средства для надежной фиксации в закрытом положении.

(ii) Легко доступен.

(iii) Может быть легко закрыт и открыт.

(iv) Позволяет отбирать топливо для анализа.

(v) Хорошо виден в закрытом положении.

(vi) Должен быть либо размещен, либо защищен для предотвращения вытекания топлива в случае посадки с убранными шасси.

23.1001. Система аварийного слива топлива

(a) Если расчетный посадочный вес меньше разрешенного требованиями 23.473(b), то самолет должен иметь систему аварийного слива топлива, допускающую слив топлива, достаточный для уменьшения максимального веса до расчетного посадочного веса. Средняя скорость аварийного слива топлива должна быть не менее 1% от максимального веса в минуту, но не требуется, чтобы время, необходимое для аварийного слива топлива, было меньше 10 мин.

(b) Аварийный слив топлива должен быть продемонстрирован при максимальном весе, убранных закрылках и шасси и на следующих режимах:

(1) Планирование с убранным газом при скорости $1{,}4V_{S1}$.

(2) Набор высоты со скоростью, при которой были установлены характеристики скороподъемности в крейсерской конфигурации с одним неработающим двигателем в соответствии с 23.69(b), выполняется при неработающем критическом двигателе и работе остальных двигателей на режиме максимальной продолжительной мощности.

(3) Горизонтальный полет при скорости $1{,}4V_{S1}$, если результаты испытаний в условиях, указанных в пунктах (b)(1) и (b)(2) настоящего параграфа, показывают, что этот режим может быть критическим.

(c) В процессе летных испытаний, предписанных в пункте (b) настоящего параграфа, должно быть показано, что:

(1) Система аварийного слива топлива и ее использование не создают условий для возникновения пожара.

(2) Сливаемое топливо не попадает на какую-либо часть самолета.

(3) Топливо и его пары не проникают в какую-либо часть самолета.

(4) Процесс аварийного слива не оказывает отрицательного влияния на управляемость самолета.

(d) На самолетах с поршневыми двигателями система аварийного слива должна быть спроектирована так, чтобы исключалась возможность аварийного слива топлива из баков, используемых для взлета и посадки, ниже уровня, обеспечивающего 45 мин полета при работе двигателя на режиме 75% максимальной продолжительной мощности.

(e) На самолетах с газотурбинными двигателями система аварийного слива должна быть спроектирована так, чтобы исключалась возможность аварийного слива топлива из баков, используемых для взлета и посадки, ниже уровня, обеспечивающего набор высоты от уровня моря до 3000 м и последующий 45-минутный крейсерский полет на скорости наибольшей дальности.

(f) Управление краном аварийного слива топлива должно быть таким, чтобы летный экипаж

мог закрыть этот кран на любом этапе аварийного слива.

(g) Если не показано, что использование любых средств для изменения воздушного потока, обтекающего крыло (включая закрылки, щели и предкрылки), не оказывает отрицательного влияния на аварийный слив топлива, то рядом с органом управления сливом должен быть установлен трафарет, предостерегающий членов летного экипажа от использования аварийного слива топлива, когда средства, изменяющие воздушный поток, находятся в рабочем положении.

(h) Система аварийного слива топлива должна быть спроектирована так, чтобы любой достаточно вероятный одиночный отказ в этой системе не приводил к опасному положению из-за несимметричного аварийного слива или невозможности слива топлива.

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

23.1011. Общие положения

(a) Не требуется повторное одобрение для масло-системы и ее компонентов, которые были одобрены в соответствии с требованиями Авиационных правил для двигателя и эти требования равноценны или строже, чем изложенные в разделе E настоящих Норм. В случае если требования раздела E настоящих Норм более строгие, то для одобрения маслосистемы и ее компонентов необходимо использовать эти требования.

(b) Каждый двигатель должен иметь независимую масляную систему, обеспечивающую питание его достаточным количеством масла с температурой, не превышающей допустимую для длительной эксплуатации.

(c) Емкость масляного бака должна быть не менее чем произведение продолжительности полета самолета в критических условиях эксплуатации на максимальный расход масла через двигатель в этих условиях, плюс соответствующий запас масла для обеспечения соответствующей циркуляции и охлаждения.

(d) В масляной системе, не имеющей системы перекачки масла, разрешается принимать в расчет только используемую емкость маслобака. Количество масла в маслопроводах двигателя, теплообменниках и резерв на флюгирование не рассматриваются.

(e) Если применяется система перекачки масла и перекачивающий насос может закачивать некоторое количество масла из трубопроводов перекачки в основные маслобаки двигателя, то в запас масла разрешается включать такое количество масла из этих трубопроводов, которое может быть закачено перекачивающим насосом.

23.1013. Масляный бак

(a) Установка. Установка каждого маслобака должна:

(1) Удовлетворять требованиям 23.967(a) и (b).

(2) Выдерживать любые вибрационные, инерционные и гидравлические нагрузки, ожидаемые в эксплуатации.

(b) Расширительное пространство. В маслобаке должно быть предусмотрено такое расширительное пространство, чтобы:

(1) Каждый маслобак поршневого двигателя имел расширительное пространство не менее большей из двух величин: 10% от емкости бака или 1,9 л, а каждый маслобак газотурбинного двигателя имел расширительное пространство не менее 10% от емкости бака.

(2) Исключалась возможность непреднамеренного заполнения расширительного пространства при нормальном стояночном положении самолета.

(c) Заливная горловина. Каждая заливная горловина маслобака централизованной заправки масла должна быть обозначена в соответствии с 23.1557(c). Каждое углубление в месте установки заливной горловины масляного бака, используемого с газотурбинным двигателем, в котором может скапливаться значительное количество масла, должно обеспечивать возможность его слива.

(d) Суфлирование масляного бака.

(1) Верхняя точка расширительного пространства каждого масляного бака должна быть соединена с двигателем таким образом, чтобы обеспечивалось эффективное суфлирование в условиях нормального полета.

(2) Суфлирование масляного бака должно быть выполнено таким образом, чтобы полностью исключились места, где мог бы накапливаться конденсат водяных паров, который может замерзнуть и закупорить суфлирующий трубопровод.

(3) На самолетах акробатической категории в масляных баках должны быть предусмотрены средства, исключающие опасный отлив масла при выполнении фигур высшего пилотажа, включая короткие периоды перевернутого полета.

(e) Заборное устройство. Заборное устройство не должно содержать никаких экранов или перегородок, снижающих прокачку масла ниже допустимого значения в рабочем диапазоне температур. Диаметр выходного отверстия маслобака должен быть не меньше диаметра входного отверстия масляного насоса двигателя. На всех маслобаках газотурбинных двигателей должны быть предусмотрены средства, препятствующие попаданию в сам бак или в его заборное устройство предметов, которые могли бы мешать движению потока масла через систему. На выходе из каждого масляного бака должен быть предусмотрен отсечной кран, если внешняя часть масляной системы (включая заправку маслобака и его крепление) не выполнена из огненепроницаемого материала.

(f) Гибкие трубопроводы. Каждый гибкий трубопровод подвода масла к маслобаку должен быть приемлемым для такого вида использования.

(g) Пробка заливной горловины. Каждая пробка заливной горловины масляного бака двигателя должна обеспечивать герметичное закрытие горловины.

23.1015. Испытания масляного бака

Все масляные баки должны пройти испытания в соответствии с 23.965 со следующими

изменениями:

(a) Вместо давлений, указанных в 23.965(a), масляные баки следует испытывать на давление 0,35 кгс/см^2.

(b) В баках с неметаллической оболочкой испытательной жидкостью должно быть масло, а не топливо, как указано в 23.965(d), а испытания образца оболочки на воздействие масла производятся при температуре масла 120 °C.

(c) Для баков с наддувом, используемых на газотурбинных двигателях, давление наддува при испытаниях должно быть равно сумме 0,35 кгс/см^2 и максимального рабочего давления в баке.

23.1017. Трубопроводы масляной системы и арматура

(a) Масляные трубопроводы. Масляные трубопроводы должны удовлетворять требованиям 23.993 и должны обеспечивать прокачку масла с давлением, достаточным для нормального функционирования двигателей во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

(b) Трубопроводы суфлирования. Трубопроводы суфлирования должны быть выполнены так, чтобы:

(1) Конденсат водяных паров, который может замерзнуть и перекрыть магистраль, не накапливался в какой-либо точке трубопровода.

(2) Выброс из суфлирующего трубопровода не вызывал опасности возникновения пожара в случае вспенивания масла, а также исключал попадание выбрасываемого масла на остекление кабины пилота.

(3) Выход из системы суфлирования не осуществлялся в систему подачи воздуха к двигателю.

(4) На самолетах акробатической категории не было чрезмерной потери масла из суфлера при выполнении фигур высшего пилотажа, включая короткие периоды перевернутого полета.

(5) Выход суфлера был защищен от забивания его льдом или другими посторонними предметами.

23.1019. Масляные фильтры

(a) Каждая силовая установка с газотурбинным двигателем должна включать в себя полнопоточный сетчатый или другой масляный фильтр, отвечающий следующим требованиям:

(1) Каждый сетчатый или другого типа масляный фильтр, который имеет перепускной клапан, должен быть сконструирован и установлен так, чтобы при полностью засоренном фильтрующем элементе обеспечивалась нормальная прокачка масла через остальную часть системы.

(2) Сетчатый или другого типа масляный фильтр должен иметь пропускную способность (с учетом эксплуатационных ограничений, установленных для двигателя), обеспечивающую

нормальную работу масляной системы двигателя при загрязнении масла до степени (в отношении размера и концентрации частиц), превышающей установленную для двигателя при его типовой сертификации.

(3) Сетчатый или другого типа масляный фильтр, если он не установлен на выходе из маслобака, должен иметь сигнальное устройство, указывающее загрязненность фильтрующего элемента, сигнализируя о загрязнении прежде, чем пропускная способность фильтра изменится до величины, установленной в соответствии с пунктом (a)(2) настоящего параграфа.

(4) Расположение перепускного канала на сетчатом или другого типа фильтре должно быть таким, чтобы попадание собранных загрязнений в поток масла, поступающего в двигатель, было сведено к минимуму при перепуске масла.

(5) Сетчатый или другого типа масляный фильтр, не имеющий перепуска, кроме установленного на выходе из маслобака, должен быть оборудован средством для подключения к системе сигнализации, требуемой согласно 23.1305(c)(9).

(b) Каждый сетчатый или другого типа масляный фильтр силовой установки с поршневыми двигателями должен быть сконструирован и установлен так, чтобы при полностью засоренном фильтрующем элементе обеспечивалась нормальная прокачка масла через остальную часть системы.

23.1021. Сливные устройства масляной системы

В масляной системе должна быть предусмотрена возможность безопасного слива масла. Каждое сливное устройство масляной системы должно:

(a) Быть доступным.

(b) Иметь клапаны слива или другие запирающие устройства, оснащенные ручными или автоматическими средствами для надежной фиксации в закрытом положении.

(c) Быть расположенным или защищенным так, чтобы предотвратить его повреждение в эксплуатации.

23.1023. Масляные теплообменники

Теплообменники вместе с элементами их крепления должны выдерживать без повреждения и изменения геометрических размеров вибрационные и инерционные нагрузки, а также температуры и давления рабочих жидкостей, которые могут возникать в ожидаемых условиях эксплуатации.

23.1027. Система флюгирования воздушного винта

(a) Если система флюгирования воздушного винта использует для своей работы масло из маслосистемы двигателя и подача масла может прекратиться в случае разрушения любой части маслосистемы двигателя, то должны иметься средства, обеспечивающие наличие резервного запаса масла для работы системы флюгирования.

(b) Количество резервного масла должно быть достаточным для выполнения флюгирования и доступным только для насоса флюгирования.

(c) Должна быть показана способность системы выполнять флюгирование воздушного винта при наличии только резервного запаса масла.

(d) Должны быть предусмотрены средства предотвращения воздействия осадков или других посторонних частиц на безопасность эксплуатации системы флюгирования воздушного винта.

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

23.1041. Общие положения

Система охлаждения силовой установки и ВСУ должна поддерживать температуру компонентов и рабочих жидкостей двигателя и ВСУ в пределах установленных ограничений для этих компонентов и жидкостей при эксплуатации самолета в наиболее неблагоприятных условиях на земле, воде и в полете до максимальной высоты и максимальных (положительных и отрицательных) температур окружающей атмосферы, на которые запрашивается одобрение, а также после выключения двигателя и ВСУ.

23.1043. Испытания средств охлаждения

(a) Общие положения. Соответствие требованиям 23.1041 должно быть показано путем испытаний, с соблюдением следующих условий:

(1) Если испытания проводятся при температурах, отличающихся от максимальной и минимальной температуры окружающей атмосферы, для которых запрашивается одобрение, то зарегистрированные температуры силовой установки должны быть скорректированы в соответствии с пунктами (c) и (d) настоящего параграфа, если не применяется более точный метод корректировки.

(2) Скорректированная температура, определенная согласно пункту (a)(1) настоящего параграфа, не должна превышать установленные пределы.

(3) Топливо, используемое при испытаниях охлаждения силовой установки с поршневыми двигателями, должно быть самого низкого сорта, одобренного для них.

(4) Для двигателей с турбонагнетателем турбонагнетатель должен работать только на том участке траектории набора высоты, для которого запрашивается его работа.

(5) Для поршневых двигателей рычаг управления качеством смеси должен находиться в положении наиболее обедненной смеси, рекомендованной для набора высоты.

(b) Температура окружающей атмосферы. Максимальная температура окружающей атмосферы на уровне моря должна быть принята в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации самолета, но не ниже 38 °C. Вертикальный температурный градиент принимается равным -6,5 °C на каждые 1000 м высоты над уровнем моря до высоты, на которой достигается температура -56,5 °C. На больших высотах температура считается постоянной и равной -56,5 °C.

Однако для установок, предназначенных для эксплуатации в зимних условиях, Заявитель может принять максимальную температуру окружающей атмосферы на уровне моря ниже 38 °C. Минимальная температура окружающей атмосферы на уровне моря и на малых высотах должна быть принята в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации самолета.

(c) Поправочный коэффициент (исключая гильзы цилиндров). Температуры жидкостей в двигателе и компонентов силовой установки (исключая гильзы цилиндров), для которых установлены температурные пределы, должны быть скорректированы путем прибавления к измеренным температурам разности между заявленной максимальной (минимальной) температурой окружающей атмосферы для соответствующей высоты и действительной температурой окружающего воздуха в момент первого достижения максимальной температуры компонента силовой установки или жидкости, зафиксированной при испытаниях охлаждения.

(d) Поправочный коэффициент для температур гильз цилиндров. Температуры гильз цилиндров должны быть скорректированы путем прибавления к ним 0,7 величины разности между заявленной максимальной (минимальной) температурой окружающей атмосферы для соответствующей высоты и действительной температурой окружающего воздуха в момент первого достижения максимальной температуры гильз цилиндров, зафиксированной при испытаниях охлаждения.

23.1045. Методика испытаний охлаждения для самолетов с газотурбинными двигателями

(a) Должно быть показано соответствие требованиям 23.1041 на всех этапах полета. Испытания охлаждения должны проводиться при конфигурации самолета, скоростях полета и с выполнением процедур, рекомендованных в РЛЭ, на соответствующих этапах полета с соблюдением соответствующих требований к летным характеристикам, которые являются критическими для охлаждения.

(b) Температуры должны быть стабилизированы в условиях, от которых осуществляется переход к следующему исследуемому этапу полета, если условия перехода обычно не являются такими, при которых температуры жидкостей в двигателе и его компонентов были бы стабилизированы (в этом случае до перехода к исследуемому этапу полета должен быть выполнен полет во всем диапазоне условий перехода, чтобы к моменту перехода температуры могли достичь их естественных значений). Испытанию охлаждения на взлете должен предшествовать период, в течение которого температура жидкостей в двигателе и температура компонентов силовой установки стабилизируется при работе двигателей на режиме земного малого газа.

(c) Испытания охлаждения на каждом этапе полета должны продолжаться до:

(1) Стабилизации температур жидкостей в двигателе и компонентов силовой установки.

(2) Окончания данного этапа полета.

(3) Достижения эксплуатационного ограничения.

23.1047. Методика испытания охлаждения для самолетов с поршневыми двигателями

Соответствие требованиям 23.1041 должно быть показано для этапа набора высоты (дополнительно для многодвигательных самолетов с отрицательной скороподъемностью с одним неработающим двигателем - для этапа снижения). Испытания охлаждения должны проводиться при конфигурации самолета, скоростях полета и с выполнением процедур, рекомендованных в РЛЭ, на соответствующих этапах полета с соблюдением соответствующих требований к летным характеристикам, которые являются критическими для охлаждения.

ЖИДКОСТНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ

23.1061. Силовая установка

(a) Общие положения. Каждый двигатель жидкостного охлаждения должен иметь независимую систему охлаждения (включая бак с охлаждающей жидкостью), установленную таким образом, чтобы:

(1) Опоры каждого бака с охлаждающей жидкостью были такими, чтобы действующие на бак нагрузки распределялись на большую часть поверхности бака.

(2) Между баком и его креплением были установлены прокладки или другие средства изоляции, предотвращающие трение.

(3) Прокладки или любые другие средства изоляции не поглощали воспламеняющиеся жидкости или были обработаны таким образом, чтобы предотвратить их поглощение.

(4) Во время заправки и в процессе работы в любой части системы, кроме расширительного пространства бака с охлаждающей жидкостью, не задерживался пар и воздух.

(b) Бак с охлаждающей жидкостью. Емкость бака должна быть не менее 3,8 л плюс 10% от емкости системы охлаждения. Кроме того:

(1) Каждый бак с охлаждающей жидкостью должен выдерживать вибрационные, инерционные и гидравлические нагрузки, которым он может подвергнуться в эксплуатации.

(2) Каждый бак с охлаждающей жидкостью должен иметь расширительное пространство объемом не менее 10% от общей системы охлаждения.

(3) Должна быть исключена возможность непреднамеренного заполнения расширительного пространства при нормальном стояночном положении самолета.

(c) Заливная горловина. Каждая заливная горловина бака с охлаждающей жидкостью должна быть обозначена как указано в 23.1557(c). Кроме того:

(1) Должно быть исключено попадание пролитой жидкости в отсек бака с охлаждающей жидкостью или в любую часть самолета помимо самого бака.

(2) Каждая заглубленная заливная горловина охлаждающей жидкости должна иметь сливное устройство, исключающее попадание сливаемой жидкости на какую-либо часть самолета.

(d) Трубопроводы и арматура. Все трубопроводы и арматура системы охлаждения должны

отвечать требованиям 23.993, за исключением того, что внутренний диаметр входных и выходных трубопроводов охлаждения двигателя должен быть не меньше диаметра соответствующих соединительных входных и выходных патрубков двигателя.

(e) Радиаторы. Каждый радиатор охлаждения должен выдерживать вибрационные и инерционные нагрузки и нагрузки от давления охлаждающей жидкости, которым он подвергается в эксплуатации. Кроме того:

(1) Крепление каждого радиатора должно допускать расширение от действия рабочих температур и исключать передачу на радиатор вредной вибрации.

(2) Если используется воспламеняющаяся жидкость, то канал воздухозаборника радиатора с охлаждающей жидкостью должен быть расположен так, чтобы в случае пожара пламя из мотогондолы не попадало на радиатор.

(f) Сливные устройства. Должно быть предусмотрено сливное устройство, которое:

(1) Обеспечивает слив из всей системы охлаждения (включая бак с охлаждающей жидкостью, радиатор и двигатель) при нормальном стояночном положении самолета.

(2) Исключает попадание жидкости на какую-либо часть самолета.

(3) Имеет средства надежной фиксации в закрытом положении.

23.1063. Испытания бака с охлаждающей жидкостью

Все баки с охлаждающей жидкостью должны пройти испытания в соответствии с 23.965 со следующими изменениями:

(a) Испытания, требуемые в 23.965(a)(1), должны быть проведены аналогично, но с давлением, представляющим собой сумму следующих давлений: максимального рабочего давления системы и большего из двух давлений - давления, возникающего при максимальной расчетной перегрузке с полным баком, или давления 0,25 кгс/см^2.

(b) Для бака с неметаллической оболочкой испытательной жидкостью должна быть охлаждающая жидкость, а не топливо, как предусмотрено в 23.965(d). Испытания образца оболочки на плескание должны проводиться при рабочей температуре охлаждающей жидкости.

СИСТЕМА ПОДАЧИ ВОЗДУХА В ДВИГАТЕЛИ

23.1091. Система подачи воздуха

(a) Система подачи воздуха к каждому двигателю, ВСУ и их вспомогательным агрегатам должна подавать необходимое для этого двигателя, ВСУ и их вспомогательных агрегатов количество воздуха в ожидаемых условиях эксплуатации, для которых требуется сертификация.

(b) Каждая двигательная установка с поршневым двигателем должна иметь не менее двух отдельных источников забора воздуха и должна отвечать следующим требованиям:

(1) Основные воздухозаборники могут открываться внутрь подкапотного пространства, если оно изолировано от отсека агрегатов двигателя огнестойкой перегородкой или если предусмотрены средства, исключающие появление пламени обратной вспышки.

(2) Каждый запасной воздухозаборник должен быть расположен в защищенном месте и не должен открываться внутрь подкапотного пространства, если появление пламени обратной вспышки приводит к опасности.

(3) Подача воздуха в двигатель через систему запасного воздухозаборника не должна приводить к чрезмерной потере мощности - в дополнение к потере мощности вследствие повышения температуры воздуха.

(4) Каждая запасная воздушная заслонка с автоматическим приводом должна иметь средства, позволяющие летному экипажу пересиливать действия автоматики.

(5) Каждая запасная воздушная заслонка с автоматическим приводом должна иметь средства, показывающие летному экипажу, что заслонка не закрыта.

(c) На газотурбинных самолетах:

(1) Должны быть предусмотрены средства, предотвращающие попадание в систему воздухозаборников двигателя, ВСУ и их вспомогательных агрегатов опасных в пожарном отношении количеств топлива при утечках или переливах из сливных и дренажных устройств или других частей систем с воспламеняющимися жидкостями.

(2) Самолет должен быть спроектирован так, чтобы предотвратить прямое попадание воды и слякоти с взлетно-посадочной полосы, рулежных дорожек или других эксплуатационных поверхностей аэродрома в каналы воздухозаборников основных или вспомогательных двигателей в опасных количествах. Каналы воздухозаборников должны располагаться или защищаться таким образом, чтобы минимизировать опасность засасывания посторонних предметов в течение взлета, посадки и руления.

23.1093. Защита от обледенения системы подачи воздуха

(a) Поршневые двигатели. Каждая система подачи воздуха поршневого двигателя должна иметь средства предотвращения и устранения обледенения. Если это не достигается другими средствами, то следует показать, что для воздуха, в котором отсутствует видимая влага при температуре -1 °C:

(1) Каждый самолет с невысотными двигателями, использующими обычные диффузорные карбюраторы, имеет подогреватель, обеспечивающий повышение температуры на 50 °C при работе двигателей на режиме 75%-ной максимальной продолжительной мощности.

(2) Каждый самолет с высотными двигателями, использующими обычные диффузорные карбюраторы, имеет подогреватель, обеспечивающий повышение температуры на 67 °C при работе двигателей на режиме 75%-ной максимальной продолжительной мощности.

(3) Каждый самолет с высотным двигателем(ями), оборудованным устройством

регулирования подачи топлива, снижающим возможность обледенения, имеет подогреватель, который при работе двигателя на режиме 60%-ной максимальной продолжительной мощности обеспечивает повышение температуры на:

(i) 55 °C; или

(ii) 22 °C, если установленная жидкостная противообледенительная система отвечает требованиям параграфов 23.1095 - 23.1099.

(4) Каждый самолет с невысотным двигателем(ями), использующим средства регулирования подачи топлива, снижающие возможность обледенения, имеет запасной защищенный источник забора воздуха с подогревом не менее чем на 33 °C при работе двигателя на режиме 75%-ной максимальной продолжительной мощности.

(5) Каждый самолет с невысотным или высотным двигателем(ями), использующим систему впрыска топлива, имеющую компоненты регулирования, на которых может накапливаться лед, имеет подогреватель, способный обеспечить величину нагрева на 42 °C при работе двигателя на режиме 75%-ной максимальной продолжительной мощности.

(6) Каждый самолет с невысотным или высотным двигателем(ями), использующим систему впрыска топлива, не имеющую компонентов регулирования подачи топлива, выступающих в воздушный поток, на которых может формироваться лед, и обеспечивающую впрыск топлива в систему подачи воздуха ниже по потоку, чем любые компоненты или другие препятствия, на которых может образовываться лед при испарении топлива, имеет защищенный запасной источник забора воздуха с подогревом не менее чем на 33 °C при работе двигателя на режиме 75%-ной максимальной продолжительной мощности.

(b) Газотурбинные двигатели.

(1) Каждый газотурбинный двигатель и его система забора воздуха должны работать во всем диапазоне полетной мощности двигателя (включая малый газ) без накопления на элементах двигателя и системы забора воздуха льда, который может оказать вредное воздействие на работу двигателя или привести к значительному снижению мощности или тяги:

(i) В условиях обледенения, указанных в Приложении П23.1419.

(ii) В условиях снегопада и метели в пределах ограничений, установленных для эксплуатации самолета в таких условиях.

(2) Каждый газотурбинный двигатель должен работать без неблагоприятных последствий в течение 30 мин на режиме малого газа на земле с располагаемым при наиболее критических условиях отбором воздуха для противообледенительной защиты двигателя при температуре окружающего воздуха от -9 до -1 °C и водности не ниже 0,3 г/м^3 в форме капель со среднеарифметическим диаметром не менее 20 мкм, с последующей кратковременной работой на режиме взлетной мощности или тяги. За 30 мин работы на режиме малого газа разрешается периодически переводить двигатель на режим промежуточной мощности или тяги, используя процедуру, которая должна быть одобрена Компетентным органом.

(c) Поршневые двигатели с нагнетателем. Для самолетов с поршневыми двигателями, имеющими нагнетатель для сжатия воздуха перед подачей его в устройство регулирования подачи топлива, повышение температуры воздуха в результате сжатия на любой высоте может быть использовано для установления соответствия пункту (a) данного параграфа, если используемый приток тепла будет подводиться автоматически в зависимости от высоты и условий эксплуатации за счет наддува.

23.1095. Расход жидкости для защиты от обледенения карбюратора

(a) Если применяется жидкостная противообледенительная система карбюратора, то она должна одновременно обеспечивать расход жидкости на каждый двигатель (в кг/ч) не менее 1,13 корня квадратного из максимальной продолжительной мощности двигателя.

(b) Жидкость должна вводиться в систему подачи воздуха:

(1) Вблизи карбюратора и выше его по потоку.

(2) Так, чтобы она равномерно распределялась по всему поперечному сечению воздушных каналов системы подачи воздуха.

23.1097. Емкость жидкостной противообледенительной системы карбюратора

(a) Емкость каждой жидкостной противообледенительной системы карбюратора:

(1) Должна быть не меньше большей из двух величин:

(i) Требуемой для обеспечения расхода жидкости, указанного в 23.1095, в течение времени, равного 3% максимальной продолжительности полета самолета; или

(ii) Необходимой для 20 мин работы при указанном расходе.

(2) Может не превышать потребную для 2 ч работы.

(b) Если располагаемый подогрев более 28 °C, но менее 55 °C, то емкость системы можно уменьшить пропорционально располагаемому повышению температуры сверх 28 °C.

23.1099. Конструкция жидкостной противообледенительной системы карбюратора

Каждая жидкостная противообледенительная система карбюратора должна отвечать применимым требованиям к конструкции топливной системы, кроме требований, предусмотренных в параграфах 23.1095 и 23.1097.

23.1101. Конструкция подогревателя воздуха, поступающего в карбюратор

Каждый подогреватель воздуха, поступающего в карбюратор, должен быть спроектирован и изготовлен таким образом, чтобы обеспечивать:

(a) Вентиляцию подогревателя, когда не требуется подогрев воздуха, поступающего в двигатель.

(b) Осмотр деталей выхлопных патрубков, окружающих его.

(c) Осмотр критических деталей самого подогревателя.

23.1103. Каналы системы подачи воздуха

(a) Каждый канал системы подачи воздуха должен иметь дренаж, исключающий опасное скопление топлива или влаги при нормальном стояночном и полетном положениях самолета. Дренаж не должен выводиться туда, где он может вызвать опасность возникновения пожара.

(b) Каждый канал, соединенный с частями конструкции, между которыми возможно относительное перемещение, должен иметь гибкие сочленения.

(c) Каждый гибкий канал системы подачи воздуха в двигатель должен выдерживать без опасных повреждений или деформаций воздействие максимальных температур топлива, масла, воды и агрессивных жидкостей при эксплуатации и техническом обслуживании.

(d) Для каналов подачи воздуха к поршневым двигателям должно быть продемонстрировано, что:

(1) Система впуска воздуха обладает достаточной прочностью для того, чтобы выдерживать без разрушения обратную вспышку в нормальных условиях.

(2) Компоненты системы впуска воздуха, которые находятся в отсеках, оборудованных системой пожарной сигнализации, являются огнестойкими.

(e) Каждый канал системы подачи воздуха к вспомогательной силовой установке должен быть:

(1) Огненепроницаемым в пределах отсека вспомогательной силовой установки.

(2) Огненепроницаемым на значительной его длине перед отсеком вспомогательной силовой установки, для того чтобы предотвратить прогар воздушного канала обратным потоком горячего газа и проникновение этих газов в любой другой отсек самолета, где в результате этого может возникнуть опасность пожара.

(3) Изготовлен из материалов, соответствующих ожидаемым условиям эксплуатации, исключая те зоны, где требуются только огнестойкие или огненепроницаемые материалы.

(4) Изготовлен из материалов, которые не будут поглощать или задерживать воспламеняющиеся жидкости в опасных количествах, которые могут воспламеняться в случае помпажа или обратного истечения горячих газов из ВСУ.

(f) Каналы подачи воздуха в систему наддува кабины должны быть изготовлены из соответствующих материалов, которые не будут выделять опасное количество токсичных газов, или должны быть изолированы таким образом, чтобы предотвратить попадание в кабину опасного количества токсичных газов из отсека силовой установки в случае пожара.

23.1105. Защитные сетки системы подачи воздуха

Если в системе подачи воздуха применяются защитные сетки, то должны соблюдаться следующие условия:

(a) Каждая сетка должна быть расположена выше по потоку, чем карбюратор или система впрыска топлива.

(b) В любых частях системы подачи воздуха не должно быть сеток, которые являются единственными каналами, обеспечивающими подвод воздуха к двигателю, если не выполняются следующие условия:

(1) Обеспечен подогрев воздуха не менее чем на 55 °C.

(2) Сетка может быть освобождена ото льда подогретым воздухом.

(c) Освобождение сетки ото льда с помощью спирта является недостаточным.

(d) Должно быть исключено попадание топлива на любую сетку.

23.1107. Фильтры системы подачи воздуха в двигатель

Если используется воздушный фильтр в системе подачи воздуха для защиты двигателя от посторонних частиц, то применимо следующее:

(a) Каждый воздушный фильтр должен быть способен выдерживать воздействие максимальных температур, дождя, топлива, масла и агрессивных жидкостей, воздействию которых он может подвергаться при обслуживании и эксплуатации.

(b) Каждый воздушный фильтр должен быть сконструирован таким образом, чтобы оторвавшийся от поверхности фильтра материал не препятствовал работе системы регулирования подачи топлива.

23.1109. Система отбора воздуха от турбонагнетателя

К системам отбора воздуха от турбонагнетателя, использующимся для наддува кабины, предъявляются следующие требования:

(a) Система кабинного воздуха не может быть подвержена опасному загрязнению, возникающему из-за возможного отказа турбонагнетателя или его системы смазки.

(b) Воздух, подающийся в турбонагнетатель, должен забираться из такого источника, где он не может быть загрязнен вредными или опасными газами или парами в случае любого возможного отказа или неисправности выхлопной, гидравлической, топливной или масляной системы двигателя.

23.1111. Система отбора воздуха от газотурбинного двигателя

К системам отбора воздуха от газотурбинных двигателей предъявляются следующие требования:

(a) Не должна возникать опасность в случае разрушения трубопроводов или отказа элементов системы отбора воздуха в любом месте между выходом из двигателя и агрегатом самолета, который обслуживается отбираемым воздухом.

(b) Должно быть установлено влияние на характеристики самолета и двигателя максимального отбора воздуха.

(c) Неисправности системы смазки двигателя не должны приводить к опасному загрязнению системы подачи воздуха в кабину.

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

23.1121. Общие положения

К силовой установке и вспомогательной силовой установке предъявляются следующие требования:

(a) Каждая выхлопная система должна обеспечивать безопасный отвод выхлопных газов, исключающий опасность возникновения пожара или загрязнения любого отсека с людьми окисью углерода.

(b) Все части выхлопной системы, поверхности которых нагреваются до температур, способных воспламенить горючие жидкости или пары, должны быть установлены или экранированы таким образом, чтобы утечки из систем, содержащих горючие жидкости или пары, не привели к пожару вследствие попадания жидкостей или паров на любую часть выхлопной системы, включая экраны выхлопной системы.

(c) Каждая система выхлопа должна быть отделена огненепроницаемым экраном от соседних воспламеняющихся частей самолета, находящихся с внешней стороны отсека двигателя и вспомогательной силовой установки.

(d) Выхлопные газы не должны отводиться в опасной близости к любому сливному устройству топливной или масляной системы.

(e) Выхлопные газы не должны отводиться туда, где они могут вызвать блики, серьезно влияющие на обзор для пилота ночью.

(f) Каждый компонент выхлопной системы должен обдуваться, чтобы не допускать местного перегрева.

(g) Если в выхлопной системе газотурбинного двигателя и ВСУ имеются значительные застойные зоны, то во избежание скопления в них топлива после неудачной попытки запуска двигателя и ВСУ должен быть обеспечен дренаж для слива этого топлива мимо конструкции в любом нормальном стояночном и полетном положениях самолета.

(h) Каждый теплообменник, работающий на выхлопных газах, должен включать в себя средства, препятствующие блокированию выхлопного отверстия после любой внутренней поломки теплообменника.

(i) При установлении соответствия 23.603 необходимо оценить неблагоприятное влияние разрушения любой части системы выхлопа на безопасность.

23.1123. Система выхлопа

(a) Каждый элемент системы выхлопа должен быть огненепроницаемым, устойчивым к коррозии и должен иметь средства, исключающие его повреждение вследствие расширения при рабочих температурах.

(b) Каждый элемент выхлопной системы должен крепиться так, чтобы выдержать вибрационные и инерционные нагрузки, которым он может подвергаться в эксплуатации.

(c) Части выхлопной системы, соединенные с компонентами, которые могут перемещаться относительно друг друга, должны иметь гибкие соединения.

23.1125. Теплообменники на выхлопных газах

К самолетам с поршневыми двигателями предъявляются следующие требования:

(a) Каждый теплообменник, работающий на выхлопных газах, должен быть изготовлен и установлен таким образом, чтобы выдерживать вибрационные, инерционные и другие нагрузки, которым он может подвергаться при нормальной эксплуатации. Кроме того:

(1) Каждый теплообменник должен быть пригодным к длительной эксплуатации при высоких температурах и стойким к коррозии при воздействии выхлопных газов.

(2) Должны быть предусмотрены средства для осмотра критических частей каждого теплообменника.

(3) Каждый теплообменник должен иметь средства охлаждения везде, где имеется контакт с выхлопными газами.

(b) Каждый теплообменник, используемый для нагрева вентилируемого воздуха, должен быть изготовлен таким образом, чтобы выхлопные газы не могли поступать в вентилируемый воздух.

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И АГРЕГАТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

23.1141. Органы управления силовой установкой

(a) Органы управления силовой установкой должны быть расположены и установлены согласно 23.777 и должны быть обозначены согласно 23.1555(a).

(b) Каждый орган управления с гибкой (тросовой) проводкой должен быть приемлем для такого вида применения.

(c) Каждый орган управления должен сохранять любое необходимое положение без:

(1) Постоянного внимания со стороны членов летного экипажа; или

(2) Тенденции к смещению под действием вибрации или нагрузок на управление.

(d) Каждый орган управления должен выдерживать эксплуатационные нагрузки без повреждений или чрезмерной деформации.

(e) На газотурбинных самолетах никакой одиночный отказ или возможная комбинация отказов в каждой системе управления силовой установкой не должны приводить к нарушению любой необходимой для безопасности функции силовой установки.

(f) Те части управления силовой установкой, которые расположены в двигательном отсеке и которые должны сохранять рабочее состояние во время пожара, должны быть по меньшей мере, огнестойкими.

(g) Органы управления кранами силовой установки, находящиеся в кабине экипажа, должны иметь:

(1) Для ручного управления кранами - надежные ограничители, а в случае топливных кранов - подходящие средства идентификации открытого и закрытого положений.

(2) Для кранов с сервоприводом - средства, показывающие членам экипажа, что кран:

(i) Находится в полностью открытом или полностью закрытом положении; или

(ii) Перемещается между полностью открытым и полностью закрытым положениями.

23.1142. Органы управления вспомогательной силовой установкой

В кабине экипажа должны быть предусмотрены средства для запуска, останова и аварийного выключения каждой установленной на самолете вспомогательной силовой установки.

23.1143. Органы управления двигателями

(a) Должны быть предусмотрены органы управления мощностью или тягой для каждого двигателя отдельно и отдельный орган управления для каждого нагнетателя, для которого он требуется.

(b) Органы управления мощностью, тягой и нагнетателем должны быть размещены так, чтобы обеспечить:

(1) Отдельное управление каждым двигателем и каждым нагнетателем.

(2) Одновременное управление всеми двигателями и всеми нагнетателями.

(c) Каждый орган управления мощностью, тягой или нагнетателем должен обеспечивать уверенное и без запаздывания управление соответствующим двигателем или нагнетателем.

(d) Органы управления мощностью, тягой или нагнетателем каждого двигателя или нагнетателя должны быть независимыми от органов управления любого другого двигателя или нагнетателя.

(e) Для каждой системы впрыска жидкости (кроме топливной) и ее органов управления, не предусмотренных и не одобренных как часть двигателя, Заявитель должен доказать, что расход впрыскиваемой жидкости регулируется надлежащим образом.

(f) Если орган управления мощностью, тягой или подачей топлива (отличный от органа управления качеством смеси) включает в себя устройство для отключения подачи топлива, то этот орган должен иметь средства предотвращения его непреднамеренного перемещения в отключенное положение. Эти средства должны:

(1) Иметь надежный замок или стопор в положении малого газа.

(2) Требовать отдельного и четко определенного действия для перевода органа управления в отключенное положение.

(g) Для однодвигательных самолетов с поршневым двигателем каждая система управления тягой или мощностью должна быть сконструирована таким образом, чтобы в случае рассоединения системы управления с двигателем самолет имел возможность продолжить безопасный полет и совершить посадку.

23.1145. Выключатели зажигания

(a) Выключатели зажигания должны как управлять работой каждой цепи зажигания каждого двигателя, так и отключать ее.

(b) На многодвигательных самолетах должны быть предусмотрены средства быстрого выключения всей системы зажигания путем сведения всех выключателей в одну группу или введения общего выключателя.

(c) Каждая группа выключателей зажигания, за исключением выключателей зажигания газотурбинных двигателей, для которых не требуется непрерывного зажигания, и каждый общий выключатель зажигания должны иметь защитные устройства, исключающие их случайное срабатывание.

23.1147. Органы регулирования состава топливной смеси

(a) Если имеются органы регулирования состава топливной смеси, то каждый двигатель должен иметь отдельный орган регулирования и каждый орган регулирования должен иметь предохранительное устройство или должен быть такой формы и так размещен, чтобы его на ощупь нельзя было спутать с другими органами управления.

(1) Органы регулирования состава топливной смеси должны быть сгруппированы и размещены таким образом, чтобы обеспечить:

(i) Отдельное управление каждым двигателем.

(ii) Одновременное управление всеми двигателями.

(2) Органы управления должны требовать отдельного и четко определенного действия для

перемещения их в положение обеднения смеси или в выключенное положение.

(b) Для однодвигательных самолетов с поршневым двигателем каждая ручная система управления составом топливной смеси двигателя должна быть сконструирована таким образом, чтобы в случае рассоединения системы управления с органом управления подачи топлива самолет имел возможность продолжить безопасный полет и совершить посадку.

23.1149. Органы управления частотой вращения и шагом воздушного винта

(a) Если имеются органы управления частотой вращения или шагом воздушного винта, то они должны быть сгруппированы и размещены таким образом, чтобы обеспечить:

(1) Отдельное управление каждым воздушным винтом.

(2) Одновременное управление всеми воздушными винтами.

(b) Органы управления должны обеспечивать быструю синхронизацию всех воздушных винтов многодвигательных самолетов.

23.1153. Органы управления флюгированием воздушного винта

Если установлены органы управления флюгированием воздушного винта, то должно быть возможным флюгирование каждого воздушного винта отдельно. Каждый орган управления флюгированием воздушного винта должен иметь средства, предотвращающие его непреднамеренное срабатывание.

23.1155. Реверсирование тяги и установка шага воздушного винта ниже полетного режима на газотурбинном двигателе

На газотурбинных силовых установках каждый орган управления реверсированием тяги и установкой шага воздушного винта ниже полетного режима должен иметь средства для предотвращения их непреднамеренного перемещения. Эти средства должны иметь надежный замок или стопор в положении полетного малого газа и должны требовать от экипажа отдельного и особого действия для перемещения органа управления из положения, соответствующего полетному режиму (для турбореактивного самолета - из положения, соответствующего режиму положительной тяги).

23.1157. Органы регулирования температуры воздуха карбюратора

Для каждого двигателя должен быть предусмотрен отдельный орган регулирования температуры воздуха, поступающего в карбюратор.

23.1163. Агрегаты силовой установки

(a) Каждый агрегат, установленный на двигателе, должен:

(1) Быть одобрен для установки на соответствующий двигатель и крепиться устройствами, предусмотренными на двигателе; или

(2) Иметь средства, ограничивающие крутящий момент на всех приводах агрегатов, для того чтобы предотвращать превышение установленных для данных приводов предельных крутящих моментов.

(3) В добавление к пунктам (a)(1) и (a)(2) настоящего параграфа иметь уплотнение для предотвращения загрязнения маслосистемы двигателя и системы этого агрегата.

(b) Электрическое оборудование, в котором может возникать электрический разряд или искрение, должно быть установлено так, чтобы свести к минимуму вероятность контакта с любыми воспламеняющимися жидкостями или парами, которые могут оказаться в свободном состоянии.

(c) Каждый генератор с номинальной мощностью 6 кВт или более должен быть спроектирован и установлен таким образом, чтобы свести к минимуму вероятность возникновения пожарной опасности в случае его неисправности.

(d) Если продолжающееся вращение любого агрегата, приводимого от двигателя, является опасным в случае возникновения его неисправности, то должны быть предусмотрены средства предотвращения вращения без вмешательства в продолжающуюся работу двигателя.

(e) Каждый вспомогательный агрегат, приводимый от коробки приводов двигателя и не одобренный как часть двигателя, должен:

(1) Иметь средства ограничения крутящего момента, которые предотвращали бы превышение предельных крутящих моментов, установленных для данного привода.

(2) Использовать штатные места крепления, имеющиеся на коробке приводов.

(3) Иметь уплотнение для предотвращения загрязнения маслосистемы коробки приводов и системы данного агрегата.

23.1165. Система зажигания двигателя

(a) Каждая аккумуляторная система зажигания должна быть дополнена генератором, который автоматически включается в цепь в качестве запасного источника электроэнергии, обеспечивающего дальнейшую работу двигателя в случае разрядки любого аккумулятора.

(b) Емкость аккумуляторов и мощность генераторов должны быть достаточными для одновременной работы системы зажигания двигателя и удовлетворения потребностей любых компонентов электросистемы самолета, питающихся от этого источника.

(c) Конструкция системы зажигания двигателя должна обеспечивать ее нормальную работу при:

(1) Неработающем генераторе.

(2) Полной разрядке аккумулятора и работе генератора на нормальных эксплуатационных частотах вращения.

(3) Полной разрядке аккумулятора и работе генератора на частотах вращения холостого хода при наличии только одного аккумулятора.

(d) Должны быть предусмотрены средства сигнализации соответствующим членам экипажа в случае, если неисправность любой части электросистемы вызывает непрерывный разряд любого аккумулятора, питающего систему зажигания двигателя.

(e) Каждая система зажигания газотурбинного двигателя должна быть независимой от всех других электрических цепей, которые не используются для обеспечения работы, управления и контроля этой системы.

(f) Дополнительно для самолетов переходной категории каждая система зажигания двигателя должна рассматриваться как жизненно важный потребитель энергии.

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

23.1181. Установленные пожароопасные зоны и отсеки

К пожароопасным зонам относятся:

(a) Для поршневых двигателей:

(1) Отсек двигателя.

(2) Отсек вспомогательных агрегатов.

(3) Любой общий отсек силовой установки, в котором отсутствует разделение между отсеком двигателя и отсеком агрегатов.

(b) Для турбовинтовых двигателей:

(1) Отсек компрессора и вспомогательных агрегатов.

(2) Отсек камеры сгорания, турбины и выхлопных труб, если они содержат трубопроводы или элементы с воспламеняющимися жидкостями или газами.

(3) Любой общий отсек силовой установки, в котором отсутствует разделение между отсеками компрессора, агрегатов, камеры сгорания, турбины и выхлопных труб.

(c) Любой отсек вспомогательной силовой установки.

(d) Отсек с любым подогревателем, работающим на топливе, и другое оборудование, связанное с горением и перечисленное в 23.859.

23.1182. Зоны за противопожарными перегородками двигателя

Компоненты, трубопроводы и арматура, за исключением предусмотренных в 23.1351(e), установленные вне пожароопасных зон, должны быть выполнены из таких материалов и расположены на таких расстояниях от противопожарной перегородки, чтобы они не были

подвержены повреждениям при воздействии на противопожарную перегородку со стороны двигательного отсека пламени с температурой не менее 1100 °C в течение 15 мин.

23.1183. Трубопроводы, арматура и компоненты

(a) Кроме случаев, указанных в пункте (b) настоящего параграфа, все трубопроводы, арматура и другие компоненты, по которым передаются воспламеняющиеся жидкости, газ или воздух во всех зонах, подверженных воздействию пожара на двигателе, должны быть по крайней мере огнестойкими, за исключением того, что баки с воспламеняющимися жидкостями и их опорные конструкции, являющиеся частью двигателя и присоединенные к нему, должны быть огненепроницаемыми либо заключены в огненепроницаемый кожух, если повреждение огнем любой детали, которая не отвечает критерию огненепроницаемости, способно вызвать утечки или просачивание воспламеняющейся жидкости. Компоненты должны быть экранированы или установлены так, чтобы гарантировать невозможность возгорания вытекающей воспламеняющейся жидкости. Должно быть показано, что гибкие шланги в сборе (шланг и его заделка) пригодны для такого вида применения. Нет необходимости выполнять огненепроницаемым либо заключать в огненепроницаемый кожух встроенный маслоотстойник поршневого двигателя вместимостью до 23 л.

(b) Пункт (a) настоящего параграфа не относится к:

(1) Трубопроводам, соединениям и компонентам, уже одобренным как составная часть двигателя, получившего сертификат типа.

(2) Дренажным и сливным трубопроводам и их арматуре, повреждение которых не вызывает или не усиливает опасность возникновения пожара.

23.1184A. Дренаж и вентиляция пожароопасных зон

(a) Должен быть предусмотрен эффективный дренаж каждой установленной пожароопасной зоны, чтобы свести к минимуму опасность возникновения пожара в случае отказа или неправильной работы любых компонентов, содержащих воспламеняющиеся жидкости. Средства дренажа должны быть:

(1) Эффективными в условиях, которые будут чаще всего встречаться, когда дренаж необходим.

(2) Расположены так, чтобы вытекающая из дренажа жидкость не создавала дополнительной опасности возникновения пожара.

(b) Каждая установленная пожароопасная зона должна вентилироваться, чтобы предотвратить скопление воспламеняющихся паров.

(c) Вентиляционные отверстия не должны располагаться в местах, где это создавало бы возможность проникновения воспламеняющихся жидкостей, паров или пламени из других зон.

(d) Каждое вентиляционное устройство должно быть расположено так, чтобы выходящие пары не создавали дополнительной опасности возникновения пожара.

(e) Если запас и расход огнегасящего вещества не рассчитаны на максимальный расход воздуха через пожароопасную зону, то должны быть предусмотрены устройства, позволяющие экипажу отключать источники принудительной вентиляции любой пожароопасной зоны.

23.1189. Перекрывные устройства

(a) Ко всем многодвигательным самолетам относится следующее:

(1) Каждый двигатель должен иметь средства, перекрывающие или как-либо иначе не допускающие попадания внутрь любого двигательного отсека, протекание внутри него или через него опасных количеств топлива, масла, противообледенительной жидкости или других воспламеняющихся жидкостей, кроме как в трубопроводах, арматуре и компонентах, составляющих единое целое с двигателем.

(2) Закрытие топливного перекрывного устройства на любом двигателе не должно прекращать подачу топлива к остальным двигателям, которое поступает к ним при открытом положении этого устройства.

(3) Срабатывание любого перекрывного устройства не должно препятствовать в дальнейшем аварийному использованию другого оборудования, например, устройства флюгирования воздушного винта.

(4) Все перекрывные устройства должны находиться вне двигательного отсека, если при размещении перекрывного устройства внутри этого отсека не обеспечивается равный уровень безопасности.

(5) После срабатывания перекрывного устройства количество воспламеняющейся жидкости, попадающей в отсек двигателя, не должно превышать 1 л. Для установок, в которых количество воспламеняющейся жидкости, попадающей в отсек двигателя, превышает 1 л, должно быть продемонстрировано, что это большее количество жидкости является безопасным или что эта жидкость удаляется из отсека наружу.

(6) Должны быть предусмотрены средства защиты от непреднамеренных срабатываний каждого перекрывного устройства и средства, дающие возможность экипажу повторно открыть перекрывное устройство в полете после его закрытия.

(b) На газотурбинных двигателях перекрытие маслосистемы двигателя не требуется, если:

(1) Маслобак составляет одно целое с двигателем или установлен на нем.

(2) Все компоненты маслосистемы, находящиеся снаружи двигателя, огненепроницаемы или расположены в зонах, которые не будут подвержены воздействию пожара на двигателе.

(c) Краны с сервоприводом должны иметь средства, показывающие членам экипажа, когда кран переключился в заданное положение, и должны быть спроектированы таким образом, чтобы не происходило перемещения крана относительно заданного положения под действием вибраций, возможных в месте его установки.

23.1191. Противопожарные перегородки

(a) Каждый основной и вспомогательный двигатель, подогреватель, работающий на топливе, и другое оборудование с внутренним горением должны быть изолированы от остальных частей самолета противопожарными перегородками, кожухами или эквивалентными им средствами.

(b) Каждая противопожарная перегородка или кожух должны быть сконструированы таким образом, чтобы исключалось проникновение из отсека, ограниченного противопожарной перегородкой или кожухом, в другие части самолета опасного количества жидкости, газа и пламени.

(c) Каждое отверстие в противопожарной перегородке или кожухе должно быть заглушено плотно пригнанными огненепроницаемыми уплотнениями, прокладками, втулками или арматурой, с тем чтобы противопожарная перегородка в целом соответствовала требованиям по огненепроницаемости.

(d) [Зарезервирован]

(e) Все противопожарные перегородки и кожухи должны быть огненепроницаемыми и защищенными от коррозии.

(f) Соответствие критериям огненепроницаемости материалов и компонентов должно быть показано следующим образом:

(1) Материалы и компоненты должны подвергаться воздействию пламени 1100 $\pm$ 50 °C.

(2) Листовые материалы размером 250 x 250 мм должны подвергаться воздействию пламени горелки, одобренной Компетентным органом.

(3) Пламя должно быть достаточным для поддержания требуемой температуры испытаний на площади 125 x 125 мм.

(g) Арматура и материалы противопожарной перегородки должны не менее 15 мин препятствовать проникновению пламени.

(h) В противопожарных перегородках или кожухах можно применять следующие материалы без испытаний их по требованиям настоящего параграфа:

(1) Листы нержавеющей стали толщиной 0,4 мм.

(2) Листы мягкой стали (с алюминиевым покрытием или иначе защищенные от коррозии) толщиной 0,55 мм.

(3) Белую жесть толщиной 0,5 мм, покрытую сплавом олова и свинца.

(4) Монель-металл (медно-никелевый сплав) толщиной 0,5 мм.

(5) Арматуру противопожарной перегородки из стали или медного сплава.

(6) Листы титана толщиной 0,4 мм.

23.1192. Перегородка отсека агрегатов двигателя

У звездообразных двигателей с воздушным охлаждением силовой отсек двигателя и все участки выхлопной системы должны быть изолированы от отсека агрегатов двигателя перегородкой, которая должна отвечать требованиям параграфа 23.1191 к противопожарным перегородкам.

23.1193. Капоты и мотогондолы

(a) Каждый капот должен быть сконструирован и закреплен так, чтобы он мог противостоять любым вибрационным, инерционным и аэродинамическим нагрузкам, которым он может подвергаться в эксплуатации.

(b) Должны быть предусмотрены средства быстрого и полного дренажирования любой части капота при нормальном стояночном и полетном положениях самолета. Должно быть продемонстрировано испытаниями, анализом или совместно тем и другим, что дренажирование обеспечивается при нормальном ожидаемом распределении аэродинамического (полного) давления в эксплуатации каждого предусмотренного конструкцией дренажного отверстия. Слив из дренажа не должен производиться туда, где может возникнуть опасность возникновения пожара.

(c) Капот должен быть по меньшей мере огнестойким.

(d) Любая часть конструкции самолета, расположенная за отверстиями в капоте отсека двигателя на расстоянии 610 мм, должна быть по меньшей мере огнестойкой.

(e) Все детали капота, подверженные воздействию высокой температуры из-за их близости к каналам выхлопной системы, должны быть огненепроницаемыми.

(f) Все мотогондолы многодвигательного самолета с наддувом двигателей должны быть спроектированы и изготовлены таким образом, чтобы при убранном шасси пожар в двигательном отсеке не прожигал конструкции капота или гондолы и не попадал в зону мотогондол за пределами двигательного отсека.

(g) Дополнительно для самолетов переходной категории, самолет должен быть спроектирован таким образом, чтобы в случае возникновения пожара в любом отсеке двигателя, огонь не мог проникнуть через отверстия или в результате прогорания в любую другую зону, где пожар может создать дополнительную опасность.

23.1195. Системы пожаротушения

(a) На самолетах переходной категории системы пожаротушения должны устанавливаться и проверяться на соответствие следующим требованиям:

(1) Каждый установленный пожароопасный отсек двигателя должен оснащаться системой пожаротушения, за исключением отсеков камеры сгорания, турбины и выхлопных труб газотурбинного двигателя, в которых проходят магистрали или находятся компоненты,

содержащие воспламеняющиеся жидкости или газы и для которых продемонстрирована возможность предотвращения неконтролируемого развития пожара, возникшего в них.

(2) В системе пожаротушения количество, скорость разрядки и распределение огнегасящего вещества должны быть достаточными для тушения пожара. Допускается применение индивидуальной системы одноразового действия.

(3) Система пожаротушения мотогондолы должна обеспечивать одновременное тушение пожара во всех пожароопасных зонах мотогондолы, имеющих противопожарную защиту.

(b) Если вспомогательная силовая установка устанавливается на самолет, сертифицируемый по настоящим Нормам, то отсек вспомогательной силовой установки должен быть оборудован системой пожаротушения, удовлетворяющей требованиям пункта (a)(2) настоящего параграфа.

23.1197. Огнегасящие вещества

К самолетам переходной категории относится следующее:

(a) Огнегасящие вещества должны:

(1) Обеспечивать тушение пламени, возникающего при горении любых жидкостей или других горючих материалов в зоне, защищаемой системой пожаротушения.

(2) Обладать термической стабильностью в диапазоне температур, которые могут иметь место в отсеке, в котором они находятся.

(b) В случае применения токсичного огнегасящего вещества должны быть приняты меры предотвращения проникновения опасных концентраций жидкости или паров в кабины с людьми (в результате утечки при нормальной эксплуатации самолета или в результате разряда системы пожаротушения на земле или в полете), даже при наличии неисправности в системе пожаротушения. Соответствие этим требованиям должно быть подтверждено путем проведения испытаний, за исключением стационарной противопожарной системы отсека фюзеляжа, работающей на двуокиси углерода, при наличии которой:

(1) В любой отсек фюзеляжа подается не более 2,3 кг двуокиси углерода в соответствии с установленными правилами пожаротушения; или

(2) Для каждого члена летного экипажа на рабочем месте в кабине экипажа предусмотрено защитное дыхательное оборудование.

23.1199. Стационарные огнетушители

К самолетам переходной категории относится следующее:

(a) Каждый огнетушитель должен иметь предохранительное устройство, стравливающее давление, чтобы предотвратить разрушение баллона из-за избыточного внутреннего давления.

(b) Выход каждой линии стравливания от предохранительного устройства должен быть расположен таким образом, чтобы выброс огнегасящего вещества не мог повредить конструкцию

самолета. Кроме того, линия должна быть расположена или защищена так, чтобы предотвращалось ее закупоривание льдом или другими посторонними предметами.

(c) Для каждого огнетушителя должны иметься средства индикации его разряда или снижения давления в нем ниже установленного минимума, необходимого для нормальной работы.

(d) Температура огнетушителя должна поддерживаться в ожидаемых условиях эксплуатации так, чтобы давление в нем:

(1) Не уменьшалось ниже величины, необходимой для обеспечения соответствующей скорости разряда огнетушителя; или

(2) Не превышало величину, вызывающую преждевременный разряд.

(e) Если для разрядки огнетушителя используется пиротехнический патрон, то все огнетушители должны быть установлены так, чтобы температурные условия не вызывали опасного ухудшения качества пиротехнического патрона.

23.1201. Материалы системы пожаротушения

К самолетам переходной категории относится следующее:

(a) Материалы, из которых изготовлена система пожаротушения, не должны вступать в химическую реакцию с любым огнегасящим веществом, чтобы не создавать этим опасности для самолета.

(b) Каждый элемент системы пожаротушения, установленный в отсеке двигателя, должен быть огненепроницаемым.

23.1203. Система пожарной сигнализации

(a) Должны иметься средства для быстрого обнаружения пожара в:

(1) Двигательном отсеке:

(i) Многодвигательных газотурбинных самолетов.

(ii) Многодвигательных поршневых самолетов с турбонагнетателем.

(iii) Самолетов с расположением двигателя(ей), которые не просматриваются из кабины.

(iv) Самолетов переходной категории.

(2) Отсеке вспомогательной силовой установки, являющейся частью любого самолета.

(b) Все сигнализаторы пожара должны быть сконструированы и установлены таким образом, чтобы они выдерживали вибрационные, инерционные и другие нагрузки, которые могут иметь место при эксплуатации.

(c) На работу сигнализаторов пожара не должны влиять масло, вода, другие жидкости или пары, которые могут присутствовать.

(d) Должны иметься средства, позволяющие экипажу проверять в полете функционирование каждой электрической цепи сигнализатора пожара.

(e) Проводка и другие компоненты всех систем пожарной сигнализации в установленной пожароопасной зоне должны быть по меньшей мере огнестойкими.

РАЗДЕЛ F - ОБОРУДОВАНИЕ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.1301. Назначение и установка

Каждый вид установленного оборудования должен:

(a) Быть такого типа и конструкции, которые соответствуют его заданному назначению.

(b) Иметь надпись, указывающую его обозначение, назначение, или эксплуатационные ограничения, или любое приемлемое сочетание этих сведений.

(c) Устанавливаться в соответствии с ограничениями, предписанными для этого оборудования.

(d) Нормально работать после установки.

(a*) Соответствовать требованиям, предъявляемым для подтверждения его пригодности к установке на самолет.

23.1303. Пилотажные и навигационные приборы

Требуется следующий минимальный набор пилотажно-навигационных приборов:

(a) Указатель скорости.

(b) Высотомер.

(c) Магнитный указатель курса (магнитный компас типа КИ).

(d) Для самолетов с поршневыми двигателями и максимальным взлетным весом более 2720 кгс, а также для самолетов с газотурбинными двигателями - указатель температуры наружного воздуха или указатель температуры воздуха, обеспечивающий индикацию, которую можно перевести в температуру наружного воздуха.

(e) Сигнализатор скорости для:

(1) Самолетов с газотурбинными двигателями.

(2) Других самолетов, для которых V_{MO}/M_{MO} и V_D/M_D установлены в 23.335(b)(4) и 23.1505(c), если V_{MO}/M_{MO} больше чем 0,8 V_D/M_D.

Сигнализатор скорости должен обеспечивать звуковую сигнализацию (четко отличающуюся от звуковой сигнализации, используемой для других целей) пилотам в случае превышения скорости (V_{MO} + 10) км/ч или M_{MO} + 0,01. Верхний предел производственного допуска для сигнализатора не должен превышать предписанной скорости сигнализации, а нижний предел должен исключать ложную сигнализацию.

(f) В случае если установлен индикатор пространственного положения, в конструкции прибора не должны присутствовать средства, доступные летному экипажу, по регулировке позиции соответствующего символа положения и горизонтальной линии в пределах, необходимых для корректировки паралакса.

(g) Дополнительно для самолетов переходной категории:

(1) Если ограничения по скорости изменяются в зависимости от высоты, на приборе воздушной скорости должен быть указатель максимальной разрешенной скорости, учитывающий изменение V_{MO} с высотой.

(2) Высотомер должен быть высокочувствительного типа.

(3) С количеством посадочных мест 10 и более, исключая места пилотов, одобренных для полетов по ППП, должен быть установлен третий авиагоризонт, который:

(i) Имеет питание, независимое от электрической генерирующей системы.

(ii) Непрерывно работает в течение 30 мин после полного отказа электрической генерирующей системы.

(iii) Работает независимо от любой другой системы индикации пространственного положения.

(iv) Работает без переключения после полного отказа электрической генерирующей системы.

(v) Располагается на приборной доске в позиции, приемлемой для Компетентного органа, и доступен для каждого пилота с его рабочего места.

(vi) Соответствующим образом освещен при всех условиях эксплуатации.

23.1305. Приборы контроля силовой установки

Требуются следующие средства контроля работы силовой установки:

(a) Для всех самолетов.

(1) Топливомер для каждого топливного бака, установленный в соответствии с 23.1337(b).

(2) Манометр масла для каждой маслосистемы двигателей.

(3) Термометр масла для каждой маслосистемы двигателей.

(4) Устройство для измерения количества масла в каждом маслобаке, удовлетворяющее требованиям 23.1337(d).

(5) Средства сигнализации о пожаре - для самолетов, на которые распространяются требования 23.1203.

(b) Для самолетов с поршневыми двигателями. Кроме средств, требуемых в пункте (a) настоящего параграфа, должны быть установлены:

(1) Указатель температуры всасываемого воздуха для каждого двигателя, оборудованного подогревателем и имеющего ограничения по температуре всасываемого воздуха, которые могут быть превышены за счет подогрева.

(2) Тахометр для каждого двигателя.

(3) Термометр головок цилиндров:

(i) Для каждого двигателя с воздушным охлаждением и створками на капоте.

(ii) [Зарезервирован]

(iii) Для каждого самолета переходной категории.

(4) Для двигателей с насосной подачей - средство, которое:

(i) Постоянно показывает пилоту давление или подачу топлива; или

(ii) Непрерывно контролирует топливную систему и сигнализирует пилоту о любом забросе в подаче топлива, который может привести к отказу двигателя.

(5) Указатель давления наддува для каждого высотного двигателя и для каждого двигателя с управляемым воздушным винтом.

(6) Для каждого турбонагнетателя:

(i) Если установлены ограничения по температуре воздуха на входе в карбюратор (коллектор), турбонагнетатель или по температуре выхлопных газов, должны быть предусмотрены указатели для каждой температуры, для которой установлено ограничение, если только не доказано, что это ограничение не может быть превышено при всех ожидаемых режимах эксплуатации.

(ii) Если его маслосистема независима от маслосистем двигателя, то в ней должны быть установлены термометр и манометр.

(7) Термометр охлаждающей жидкости для двигателей с жидкостным охлаждением.

(c) Для самолетов с газотурбинными двигателями. Кроме средств, требуемых в пункте (a)

настоящего параграфа, должны быть установлены:

(1) Термометр выхлопных газов для каждого двигателя.

(2) Расходомер топлива для каждого двигателя.

(3) Средство сигнализации минимального давления топлива для каждого двигателя.

(4) Средство сигнализации остатка топлива (для каждого топливного бака), который не должен использоваться при нормальной эксплуатации.

(5) Тахометр, показывающий частоту вращения роторов с установленным ограничением частоты вращения для каждого двигателя.

(6) Средство сигнализации минимального давления масла для каждого двигателя.

(7) Индикатор (сигнализатор) функционирования системы защиты силовой установки от обледенения для каждого двигателя.

(8) Индикатор (сигнализатор) топливного сетчатого или другого фильтра, требуемого по 23.997, если пропускная способность достигнет уровня, установленного в соответствии с 23.997(d).

(9) Средства сигнализации о состоянии сетчатого или другого масляного фильтра, требуемого по 23.1019 если он не имеет перепуска, для предупреждения пилота о загрязнении фильтрующей сетки, прежде чем его пропускная способность достигнет уровня, установленного в соответствии с 23.1019(a)(2).

(10) Индикатор (сигнализатор) функционирования любого обогревателя, применяемого для предотвращения забивания льдом компонентов топливной системы.

(d) Для самолетов с турбореактивными и турбовентиляторными двигателями. Кроме средств, требуемых в пунктах (a) и (c) настоящего параграфа, должны быть установлены:

(1) Для каждого двигателя указатель тяги двигателя или параметра, ее характеризующего, включающий в себя, если это необходимо, индикатор температуры заторможенного потока воздуха.

(2) Средство индикации (сигнализации), показывающее экипажу, что реверс тяги (если установлен) находится в положении реверсирования тяги.

(e) Для самолетов с турбовинтовыми двигателями. Кроме средств, требуемых в пунктах (a) и (c) настоящего парафафа, должны быть установлены:

(1) Указатель крутящего момента для каждого двигателя.

(2) Средство индикации положения лопастей для каждого воздушного винта, которое должно показывать, что угол установки лопастей винта находится в положении ниже положения полетного малого шага, если только не доказано, что такое маловероятно.

23.1307. Разное оборудование

Оборудование, необходимое для эксплуатации самолета в зависимости от максимальной высоты полета, вида эксплуатации и метеорологических условий, для которых запрошен сертификат, и одобренное в соответствии с 23.1559, должно быть включено в типовую конструкцию.

23.1308. Защита от воздействия электромагнитных полей высокой интенсивности (HIRF)

(a) За исключением случаев, указанных в пункте (d) данного параграфа, каждая электрическая и электронная система, выполняющая функцию, отказ которой может воспрепятствовать безопасному продолжению полета и посадке самолета (может привести к катастрофической ситуации), должна быть сконструирована и установлена так, чтобы:

(1) Не оказывалось опасного влияния на выполнение данной функции как в процессе воздействия, так и после воздействия на самолет HIRF уровня I, указанного в Приложении J к настоящей Части;

(2) Система автоматически и своевременно восстанавливала нормальное выполнение данной функции после того, как самолет подвергся воздействию HIRF уровня I, указанного в Приложении J к настоящей Части, если восстановление работоспособности не противоречит иным эксплуатационным или функциональным требованиям к системе; и

(3) На функционирование системы не оказывалось влияния как в процессе воздействия, так и после воздействия на самолет HIRF уровня II, указанного в Приложении J к настоящей Части.

(b) Каждая электрическая и электронная система, выполняющая функцию, отказ которой может существенно снизить возможности самолета или способность экипажа реагировать на неблагоприятные условия эксплуатации (может привести к аварийной ситуации), должна быть сконструирована и установлена таким образом, чтобы на функционирование системы не оказывалось влияния при воздействии на оборудование, реализующее данную функцию, HIRF испытательных уровней 1 и 2, указанных в Приложении J к настоящей Части.

(c) Каждая электрическая и электронная система, выполняющая функцию, отказ которой может снизить возможности самолета или способность экипажа реагировать на неблагоприятные условия эксплуатации (может привести к сложной ситуации), должна быть сконструирована и установлена таким образом, чтобы на функционирование системы не оказывалось негативного влияния при воздействии на оборудование, реализующее данную функцию, HIRF испытательного уровня 3, указанного в Приложении J к настоящей Части.

(d) Для систем, разработанных до 31 декабря 2013 г. электрические или электронные системы, которые выполняют функции, отказ которых будет препятствовать продолжению безопасного полета и посадке, могут быть спроектированы и установлены без соблюдения положений пункта (a) данного параграфа при условии:

(1) Ранее было показано соответствие системы специальным техническим условиям (СТУ) по

HIRF;

(2) Устойчивость характеристик системы к HIRF не изменилась с момента, когда доказательство соответствия СТУ было продемонстрировано; и

(3) Данные, используемые для демонстрации соответствия СТУ, представлены.

23.1309. Оборудование, системы и установки

Настоящие требования применимы к любому оборудованию и системам, установленным на самолете, в дополнение к специфическим требованиям к их конструкции, указанным в настоящих Правилах. Настоящий параграф содержит общие требования и не заменяет требования, содержащиеся в других разделах АП-23.

(a) Оборудование и системы самолета должны быть спроектированы и установлены таким образом, чтобы:

(1) Те из них, которые необходимы для сертификации типа или требуются эксплуатационными правилами, выполняли заданные функции в ожидаемых условиях эксплуатации самолета, включая воздействие молнии.

(2) Любое другое оборудование и системы не должны отрицательно влиять на безопасность самолета и пассажиров или на нормальное функционирование систем и оборудования, указанных в пункте (a)(1) данного параграфа.

(b) Системы самолета и соответствующие компоненты, рассматриваемые отдельно и во взаимодействии с другими системами, должны быть спроектированы и установлены так, чтобы:

(1) На однодвигательном самолете свести к минимуму опасность для самолета в случае вероятной неисправности или отказа систем и оборудования.

(2) На двухдвигательном самолете и на самолете переходной категории:

(i) Каждое катастрофическое отказное состояние было практически невероятным и не возникало в результате единичного отказа.

(ii) Каждое аварийное отказное состояние было крайне маловероятным.

(iii) Каждое сложное отказное состояние было маловероятным.

(c) Экипажу должна быть своевременно предоставлена информация о небезопасном функционировании систем, для того чтобы обеспечить ему возможность предпринять соответствующие корректирующие действия. Если требуются немедленное оповещение пилотов и немедленные или последующие корректирующие действия, должна быть обеспечена аварийная сигнализация. Системы, органы управления и соответствующие средства индикации и сигнализации должны иметь такую конструкцию, чтобы свести к минимуму ошибки экипажа, которые могут создать дополнительные опасности.

23.1310. Мощность источников энергии и система распределения

(a) Каждая установка, функционирование которой требуется в соответствии с правилами типовой сертификации или эксплуатационными правилами и которая для своего функционирования потребляет энергию, является важным потребителем системы энергоснабжения. Источники энергии и система ее распределения должны обеспечивать энергией следующих потребителей в ожидаемых комбинациях и при длительности работы в условиях эксплуатации:

(1) Потребители, подключенные к нормально функционирующей системе.

(2) "Важные потребители" после отказа любого первичного привода источника, преобразователя или аккумулятора энергии.

(3) "Важные потребители" после отказа любого из маршевых двигателей для двухдвигательного самолета.

(4) "Важные потребители", для которых требуется альтернативный источник, после любого отказа или неисправности в системе энергоснабжения, системе распределения или другом потребителе.

(b) При установлении соответствия требованиям пунктов (a)(2) и (3) данного параграфа допускается преднамеренное отключение потребителей энергии, при котором обеспечивается безопасность на одобренных режимах полета.

УСТАНОВКА ПРИБОРОВ

23.1311. Системы электронных экранных приборов

(a) Электронные экранные индикаторы, включая и такие, особенности которых делают нецелесообразным их отделение и независимость от систем приборов силовой установки, должны:

(1) Удовлетворять требованиям 23.1321 по расположению и видимости.

(2) Быть легко читаемыми при всех условиях освещенности в кабине экипажа, включая прямой солнечный свет, а также иметь ожидаемый уровень яркости электронного индикатора в конце его срока службы.

(3) Не препятствовать основной индикации пространственного положения, воздушной скорости, барометрической высоты или параметров силовой установки, необходимых любому пилоту для поддержания тяги в установленных пределах для каждого нормального режима эксплуатации.

(4) Не препятствовать основной индикации параметров двигателя, необходимых любому пилоту, чтобы должным образом поддерживать или контролировать ограничения силовой установки во время режима запуска двигателя.

(5) Иметь независимый индикатор магнитного курса и либо независимый вторичный механический высотомер, указатель скорости и авиагоризонт, либо собственный электронный прибор с индикацией высоты, скорости и пространственного положения, независимы от

первичной системы электроснабжения самолета. Эти вторичные приборы могут быть установлены на панели в месте, смещенном от расположения основных приборов, как указано в 23.1321(d), но должны быть расположены таким образом, чтобы удовлетворять требованиям к видимости приборов пилотом, указанным в 23.1321(a).

(6) Содержать воспринимаемые пилотом признаки, эквивалентные тем, которые были в приборе, замененном электронным экранным индикатором; и

(7) Содержать визуальную маркировку индикатора прибора, требуемую параграфами 23.1541 - 23.1553, или визуальные индикаторы, которые предупреждают пилота о ненормальных эксплуатационных значениях или о приближении к установленным значениям ограничений для каждого параметра, который требуется индицировать в соответствии с настоящими Нормами.

(b) Электронные экранные индикаторы, включая их системы и монтаж, а также с учетом других систем самолета, должны быть сконструированы так, чтобы после любого единичного отказа или вероятной комбинации отказов один экран с информацией, необходимой для безопасного продолжения полета и посадки, оставался в распоряжении экипажа без необходимости немедленных действий со стороны пилота для продолжения безопасной эксплуатации.

(c) Применительно к данному разделу "прибор" включает в себя устройства, которые физически содержатся в одном блоке, и устройства, которые состоят из двух или более физически раздельных блоков или компонентов, соединенных вместе (например, дистанционный индикатор гироскопического курса, который содержит магнитный чувствительный элемент, гироскопический блок, усилитель и индикатор, объединенные вместе). Применительно к данному разделу "основной" индикатор означает индикатор параметра, который расположен на приборной доске так, что пилот смотрит на него в первую очередь, если ему необходим этот параметр.

23.1321. Расположение и видимость приборов

(a) Все пилотажно-навигационные приборы и приборы силовой установки, предназначенные для использования пилотом во время взлета, начального набора высоты, захода на посадку и посадки должны быть расположены так, чтобы пилот, управляющий самолетом, мог контролировать траекторию полета и эти приборы с минимальным отклонением головы и глаз. Приборы контроля силовой установки для этих условий полета - это те приборы, которые необходимы для управления тягой двигателя в пределах ограничений.

(b) На всех многодвигательных самолетах одинаковые приборы силовой установки должны располагаться таким образом, чтобы не было путаницы, к какому двигателю относится каждый прибор.

(c) Вибрация приборной доски не должна вызывать повреждения или снижения точности любого прибора.

(d) На всех самолетах пилотажные приборы, требуемые 23.1303 и, если приемлемо, правилами эксплуатации, должны быть сгруппированы на приборной доске и сцентрированы, насколько это практически возможно, относительно вертикальной плоскости, проходящей через линию визирования, когда пилот смотрит вперед. Кроме того:

(1) Верхнее центральное положение должен занимать прибор, который наиболее эффективно показывает пространственное положение самолета.

(2) Слева, в непосредственной близости от центрального верхнего прибора должен располагаться прибор, который наиболее эффективно показывает воздушную скорость.

(3) Прибор, указывающий вертикальную скорость подъема или спуска, должен располагаться справа, на одном уровне и в непосредственной близости от центрального верхнего прибора.

Прибор, который наиболее эффективно показывает высоту, должен располагаться под указателем вертикальной скорости.

Для удовлетворения требования Заказчика (эксплуатанта) допускается изменение взаимного расположения приборов, указанных в пункте (d)(3) настоящего параграфа.

(4) Положение непосредственно под центральным верхним прибором должен занимать прибор, который наиболее эффективно показывает направление полета, но этим прибором не может быть магнитный компас, требуемый 23.1303(c).

(5) Для подтверждения соответствия требованиям пунктов (d)(1) - (d)(4) настоящего параграфа могут использоваться экранные индикаторы, если они соответствуют требованиям 23.1311.

(e) Если имеется визуальный индикатор неисправности прибора, то он должен быть отчетливо виден при всех вероятных условиях освещенности кабины.

23.1322. Аварийные, предупредительные и уведомляющие лампы

Если в кабине экипажа установлены аварийные, предупредительные или уведомляющие лампы, то они должны иметь следующие цвета (если Компетентный орган не утвердит другого):

(a) Красный - для ламп аварийной сигнализации (лампы, сигнализирующие об опасности, которая может потребовать немедленных действий).

(b) Желтый - для ламп предупредительной сигнализации (лампы, сигнализирующие о том, что через некоторое время, возможно, потребуются действия).

(c) Зеленый - для ламп исправной работы.

(d) Любой другой цвет, включая белый - для ламп, не предусмотренных в пунктах (a) - (c) настоящего параграфа, при условии, что цвет будет значительно отличаться от цветов, предписанных в указанных пунктах, во избежание возможной путаницы.

(e) Световая сигнализация должна быть легко различима во всех возможных условиях освещенности кабины экипажа.

23.1323. Система измерения воздушной скорости

(a) Каждый указатель воздушной скорости должен быть тарирован для отображения

истинной воздушной скорости (на уровне моря в стандартной атмосфере) с минимально возможной инструментальной ошибкой при воздействии соответствующего полного и статического давления.

(b) Каждая система измерения воздушной скорости должна быть тарирована в полете для определения погрешности системы. Погрешность системы, включая аэродинамическую ошибку, но без учета инструментальной ошибки указателя воздушной скорости, не должна превышать 3% или 9 км/ч (в зависимости от того, какая величина больше) по всему диапазону скоростей:

(1) От $1,3V_{S1}$ до V_{MO}/M_{MO} или V_{NE} (в зависимости от того, что подходит) - при убранных закрылках.

(2) От $1,3V_{S0}$ до V_{FE} - при закрылках, находящихся в выпущенном положении.

(c) Конструкция и установка каждой системы индикации воздушной скорости должны обеспечивать удаление влаги из приемника воздушного давления.

(d) Если запрашивается сертификат для полетов по Правилам полета по приборам (ППП) или в условиях обледенения, каждая из систем измерения воздушной скорости должна иметь обогреваемый приемник полного давления или эквивалентное устройство для предотвращения отказа системы из-за возможного ее обледенения.

(e) Дополнительно для самолетов переходной категории система индикации воздушной скорости должна иметь тарировку, которая показывает погрешность системы во время разбега при взлете. Тарировка скорости разбега должна определяться в диапазоне от 0,8 минимального значения V_1 до 1,2 максимального значения V_1 с учетом утвержденного для самолета диапазона высот и весов. Тарировка скорости разбега должна определяться с учетом возможного отказа двигателя при минимальном значении V_1.

(f) Для самолетов, на которых требуются сдублированные указатели воздушной скорости, соответствующие им приемники воздушного давления должны размещаться на достаточном расстоянии друг от друга, для того чтобы избежать повреждения обоих приемников при столкновении с птицей.

23.1325. Система статического давления

(a) Каждый прибор, имеющий приемник статического давления, должен соединяться с атмосферой таким образом, чтобы на точность приборов как можно меньшее влияние оказывали скорость самолета, открывание и закрывание окон, изменение воздушного потока, влага или другие инородные вещества, кроме случаев, указанных в пункте (b)(3) настоящего параграфа.

(b) Если для функционирования приборов, систем или устройств необходима система статического давления, то она должна отвечать требованиям пунктов (b)(1) - (b)(3) настоящего параграфа.

(1) Конструкция и установка системы статического давления должны быть такими, чтобы:

(i) Обеспечивалось надежное удаление влаги.

(ii) Не допускалось истирание трубопроводов и их чрезмерное перекашивание или пережатие в изгибах.

(iii) Применяемые материалы были долговечными, отвечающими своему назначению и защищенными от коррозии.

(2) Герметичность системы статического давления должна быть такой, чтобы:

(i) Для самолетов с негерметической кабиной при создании вакуума в системе статического давления до достижения перепада давления, равного приблизительно 25,4 мм рт. ст., или до показания на высотомере высоты на 305 м больше, чем высота, где находится самолет во время испытаний, без дополнительной откачки в течение 1 мин уменьшение высоты на указателе не должно превышать 30,5 м.

(ii) Для самолетов с герметической кабиной при создании вакуума в системе статического давления до достижения перепада давления, эквивалентного максимальному перепаду давления в кабине, на который самолет получает сертификат типа, без дополнительной откачки в течение 1 мин уменьшение указываемой прибором высоты не должно превышать следующих величин: 2% эквивалентной высоты максимального перепада давления в кабине или 30,5 м (в зависимости от того, что больше).

(3) Если предусмотрена система статического давления для какого-либо прибора, устройства или системы, требуемых настоящими Нормами, то каждый приемник статического давления должен быть сконструирован или расположен так, чтобы при попадании самолета в условия обледенения не изменилось соотношение между давлением воздуха в системе статического давления и действительным статическим давлением окружающей атмосферы. Антиобледенительные средства или резервный источник статического давления можно использовать для демонстрации соответствия данному требованию. Если показания высотомера при работе от резервной системы статического давления отличаются от показаний высотомера при работе от основной статической системы больше чем на 15 м, то для резервной статической системы должна быть предусмотрена таблица поправок.

(c) За исключением случая, указанного в пункте (d) настоящего параграфа, в системе статического давления, в которой имеются основной и резервный источники статического давления, должны быть предусмотрены средства выбора того или другого источника так, чтобы:

(1) При включении выбранного источника другой отключался.

(2) Оба источника не оказались отключенными одновременно.

(d) На самолеты с негерметической кабиной пункт (c)(1) данного параграфа не распространяется, если можно показать, что тарировка системы статического давления при включении одного из источников статического давления не изменяется от присутствия другого источника статического давления, включенного или отключенного.

(e) Каждая система статического давления должна быть тарирована в полете, чтобы определить погрешность системы. Ошибка в показаниях барометрической высоты на уровне моря и в условиях стандартной атмосферы, исключая инструментальную ошибку прибора, не должна

быть более ± 9 м на каждые 185 км/ч скорости при соответствующей конфигурации самолета в диапазоне скоростей от $1,3V_{S0}$ с выпущенными закрылками до $1,8V_{S1}$ с убранными закрылками. Однако не требуется, чтобы погрешность была менее ± 9 м.

(f) [Зарезервирован]

(g) На самолеты, для которых полеты по ППП или в условиях обледенения запрещены в соответствии с 23.1525, требования пункта (b)(3) данного параграфа не распространяются.

23.1326. Системы индикации обогрева приемника воздушных давлений

Если на самолете устанавливается система обогрева приемника воздушных давлений для удовлетворения требованиям 23.1323(d), то должна быть предусмотрена система индикации, показывающая летному экипажу, когда эта система обогрева не работает. Такая система индикации должна удовлетворять следующим требованиям:

(a) Предусмотренная индикация должна иметь световой сигнал желтого цвета, отчетливо видимый членом летного экипажа.

(b) Предусмотренная индикация должна иметь такую конструкцию, чтобы сигнализировать летному экипажу о наличии любого из следующих условий:

(1) Система обогрева приемника воздушных давлений отключена.

(2) Система обогрева приемника воздушных давлений включена, но один из элементов системы обогрева не действует.

23.1327. Магнитный указатель курса

(a) За исключением случая, указанного в пункте (b) настоящего параграфа:

(1) Каждый магнитный указатель курса должен устанавливаться таким образом, чтобы на его точность не оказывали чрезмерного влияния магнитные поля или вибрации самолета.

(2) Остаточная девиация в горизонтальном полете не должна превышать 10° на любом курсе.

(b) Магнитный нестабилизированный указатель курса может иметь остаточную девиацию свыше 10° в результате работы электрических систем, таких, как электрообогреваемые лобовые стекла, если установлен либо магнитный стабилизированный указатель курса, у которого остаточная девиация в горизонтальном полете не превышает 10° на любом курсе, либо гироскопический указатель курса. Девиации магнитного нестабилизированного указателя курса выше 10° должны быть указаны на трафарете в соответствии с 23.1547(e).

23.1329. Система автопилота (АП)

Если установлена система автопилота, то она должна отвечать следующим требованиям:

(a) Каждая система должна быть сконструирована таким образом, чтобы автопилот мог быть:

(1) Быстро и надежно отключен пилотами, чтобы он не препятствовал осуществляемому ими управлению самолетом; или

(2) Пересилен одним пилотом, позволяя ему управлять самолетом.

(b) С целью выполнения требования пункта (a)(1) данного параграфа должна устанавливаться кнопка быстрого (аварийного) отключения автопилота (КБО) на штурвале управления (или на обоих штурвалах, если самолет управляется с обоих мест пилотов) со стороны, противоположной РУД; или на ручке управления самолетом (или на ручках управления самолетом, если самолет управляется с обоих мест пилотов). КБО должна быть размещена таким образом, чтобы для ее включения не приходилось менять обычное положение руки на органе управления самолетом.

(c) Если нет автоматической синхронизации, то каждая система должна иметь средства, четко показывающие пилоту согласование работы рулевой машинки относительно системы управления.

(d) Каждый орган управления системой, перемещаемый вручную, должен быть легко доступен пилоту. Каждый орган управления должен перемещаться в той плоскости и в том направлении, какие указаны в 23.779 для органов управления, расположенных в кабине. Направление перемещения должно быть отчетливо указано на каждом органе управления или рядом с ним.

(e) Каждая система должна быть сконструирована таким образом, чтобы в пределах доступного пилоту диапазона работы установки она не могла создавать опасных нагрузок, воздействующих на самолет, или приводить к опасным отклонениям траектории полета при любых условиях полета, соответствующих использованию автопилота как во время нормальной эксплуатации, так и в случае неисправности; при этом предполагается, что корректирующее (парирующее) воздействие начинается в пределах приемлемого периода времени.

(f) Каждая система должна быть сконструирована таким образом, чтобы единичная неисправность не приводила к выдаче сигнала на отклонение руля в крайнее положение более чем по одной оси управления. Если автопилот объединяет сигналы от вспомогательных органов управления или вырабатывает сигналы для функционирования другого оборудования, требуются надежные средства блокировки и определения последовательности включения для предотвращения его неправильной работы.

(g) Должна быть предусмотрена защита автопилота от неблагоприятного взаимодействия объединенных компонентов при их неисправной работе.

(h) Если систему автопилота можно состыковать с бортовым навигационным оборудованием, то должны быть предусмотрены средства индикации летному экипажу текущего режима работы. Положение селекторного переключателя не допускается в качестве средства индикации.

23.1331. Приборы, использующие питание

Каждый гироскопический прибор, использующий питание, должен удовлетворять следующим требованиям:

(a) Каждый прибор должен иметь встроенное или отдельное от него визуальное средство индикации, показывающее, когда питание, необходимое для поддержания надлежащих характеристик прибора, к нему не подается. Если используется отдельное средство индикации, оно должно быть расположено так, чтобы пилот, использующий прибор, мог воспринимать эту индикацию с минимальным изменением положения головы и глаз. Питание должно измеряться на входе в прибор или вблизи входа. Для электрических и пневматических приборов питание считается нормальным, когда напряжение или разрежение/давление соответственно находятся в установленных для прибора пределах.

(b) Подключение приборов и их энергоснабжение должны быть устроены таким образом, чтобы:

(1) Отказ одного прибора не влиял на нормальное электроснабжение остальных приборов.

(2) Отказ электроснабжения от одного источника не влиял на нормальное электроснабжение от любого другого источника.

(c) Должно быть по крайней мере два независимых источника энергии (не приводящихся в действие от одного и того же двигателя на многодвигательном самолете) и автоматическое или ручное средство для выбора источника.

23.1335. Системы директорного управления

Если на самолете установлена система директорного управления, то должны быть предусмотрены средства, показывающие летному экипажу текущий режим ее работы. Положение селекторного переключателя не может быть принято в качестве средства индикации.

23.1337. Приборы контроля работы силовой установки

(a) Приборы и трубопроводы приборов.

(1) Все трубопроводы приборов силовой установки и ВСУ должны отвечать требованиям, изложенным в 23.993.

(2) Все трубопроводы, несущие воспламеняющиеся жидкости под давлением, должны:

(i) Иметь ограничительные жиклеры или другие предохранительные устройства, расположенные у источника давления и служащие для предотвращения выброса избыточной жидкости в случае повреждения трубопровода.

(ii) Быть расположены и установлены таким образом, чтобы выброс жидкости не создавал опасности.

(3) Все приборы силовой установки и ВСУ, работающие на воспламеняющихся жидкостях, должны быть расположены и установлены таким образом, чтобы выброс жидкости не создавал опасности.

(b) Указатель количества топлива (топливомер). Должны быть предусмотрены средства,

показывающие членам летного экипажа количество топлива в каждом баке во время полета. Можно использовать указатель, градуированный в соответствующих единицах, с отчетливой маркировкой этих единиц измерения. Кроме того:

(1) Каждый топливомер должен быть проградуирован таким образом, чтобы показывать "нуль" в горизонтальном полете, когда количество оставшегося в баке топлива равно невырабатываемому остатку, определенному согласно 23.959(a).

(2) Каждый выступающий визуальный уровнемер, используемый в качестве топливомера, должен быть защищен от повреждений.

(3) Каждый визуальный уровнемер, имеющий застойные зоны, в которых может скапливаться и замерзать вода, должен иметь средства, обеспечивающие дренаж на земле.

(4) Должны быть средства, показывающие количество топлива в каждом баке, когда самолет стоит на земле (например, мерная линейка).

(5) Баки, у которых выходные отверстия и воздушные пространства соединяются между собой, можно рассматривать как один бак, и не требуется отдельных указателей для каждого бака.

(6) Топливомер не требуется для вспомогательного бака, применяемого только для перекачки топлива в другие баки, если относительные размеры этого бака, расход топлива при перекачке и инструкции по эксплуатации отвечают требованиям:

(i) Предохранения от переполнения; и

(ii) Немедленной сигнализации членам летного экипажа, если перекачка происходит не по плану.

(c) Система измерения расхода топлива (расходомер). В случае установки расходомера топлива каждый измерительный компонент должен иметь средства перепуска топлива, если при неисправности этого компонента резко ограничивается расход топлива.

(d) Указатель количества масла (масломер). Должны быть предусмотрены средства, показывающие количество масла в каждом баке:

(1) На земле (например, масломерная линейка).

(2) В полете - членам летного экипажа, если имеется система перекачки масла или резервная система маслопитания.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

23.1351. Общие положения

(a) Мощность системы электроснабжения. Каждая система электроснабжения должна соответствовать своему назначению. Кроме того:

(1) Источники электроэнергии, передающие провода и кабели, а также связанные с ними

устройства управления и защиты должны обеспечивать требуемые для безопасной работы мощность и напряжение электропитания всех приемников электроэнергии первой и второй категорий (жизненно важных) в ожидаемых условиях эксплуатации.

(2) Соответствие требованиям пункта (a)(1) настоящего параграфа должно быть показано:

(i) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий - анализом электрических нагрузок или путем электрических измерений при всех вероятных сочетаниях и вероятных продолжительностях включений приемников электроэнергии.

(ii) Для самолетов переходной категории - анализом электрических нагрузок при всех вероятных сочетаниях и вероятных продолжительностях включений приемников электроэнергии.

(b) Работа. К электросистемам предъявляются следующие требования:

(1) Каждая система после установки на самолет должна быть:

(i) Безопасной по конструкции, режимам работы и влиянию на другие части самолета.

(ii) Защищенной от топлива, масла, воды, других вредных веществ и от механических повреждений.

(iii) Сконструированной таким образом, чтобы опасность поражения экипажа, пассажиров и наземного персонала электрическим током была сведена к минимуму.

(2) Источники электроэнергии должны функционировать надлежащим образом как независимо, так и в комбинации с другими источниками.

(3) Отказ или неисправность любого источника электроэнергии не должны вызывать ухудшение способности любого оставшегося источника питать приемники электроэнергии, жизненно важные для безопасности (первой и второй категорий).

(4) Дополнительно для самолетов переходной категории:

(i) Если не показано, что потеря нормальной системы электроснабжения является событием практически невероятным, то для питания приемников электроэнергии первой категории, необходимых для продолжения полета и выполнения безопасной посадки, должны устанавливаться аварийные (альтернативные) источники электропитания, независимые от нормальной системы генерирования.

(ii) На самолете должны быть установлены средства для принудительного отключения каждого первичного источника электроэнергии (в том числе аккумуляторных батарей системы электроснабжения) от системы распределения. Органы управления этими средствами должны быть размещены так, чтобы ими можно было пользоваться во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

(iii) Система должна быть сконструирована таким образом, чтобы напряжение и частота (в системах переменного тока) на выводах приемников электроэнергии первой и второй категорий (жизненно важных) поддерживались в установленных для каждого приемника расчетных пределах

в ожидаемых условиях эксплуатации, в том числе при аварийной работе системы электроснабжения.

(iv) Если для питания отдельного типа оборудования или системы необходимы два независимых источника, то для обеспечения работы такого оборудования или системы должны быть предусмотрены дублирование его электропитания, перекидное переключение, многоканальность или прокладка отдельных электрических цепей.

(v) Для удовлетворения требований пункта (b)(4) настоящего параграфа должна рассматриваться система распределения электроэнергии, включающая в себя распределительные шины, связанные с ними питающие провода, управляющие и защитные устройства.

(c) Система генерирования. Если система электроснабжения питает жизненно важные для безопасности полета приемники электроэнергии, то на самолете должен быть установлен по меньшей мере один генератор. Кроме того:

(1) Каждый генератор должен длительно обеспечивать отдачу своей номинальной мощности.

(2) Аппаратура регулирования напряжения генератора должна надежно обеспечивать отдачу мощности генератором в установленных пределах.

(3) Должны быть предусмотрены автоматические средства, предотвращающие повреждение любого генератора и угрозу электрической системе самолета в случае протекания обратного тока. Также должны быть предусмотрены средства, предназначенные для отключения генератора от аккумуляторной батареи и от других генераторов.

(4) Должны быть предусмотрены средства, обеспечивающие немедленную сигнализацию членам экипажа об отказе любого генератора.

(5) Каждый генератор должен иметь средства защиты от перенапряжения, сконструированные и установленные таким образом, чтобы предотвращалось повреждение системы электроснабжения или питаемого этой системой оборудования в результате перенапряжения данного генератора.

(d) Приборы. Должны быть предусмотрены средства, показывающие соответствующим членам летного экипажа параметры системы электроснабжения, важные для безопасной эксплуатации:

(1) Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с системами электроснабжения постоянного тока допускается устанавливать амперметр, переключаемый в фидеры каждого генератора, а если имеется только один генератор, то амперметр может быть включен в фидер аккумуляторной батареи.

(2) Для самолетов переходной категории в число индицируемых параметров системы электроснабжения, питающей приемники первой и второй категорий (жизненно важные), должны быть включены напряжение и сила тока каждого генератора.

(e) Огнестойкость. Электрическое оборудование должно быть спроектировано и установлено

таким образом, чтобы важное для длительной безопасной работы и установленное позади противопожарной перегородки оборудование функционировало удовлетворительно и не создавало дополнительной опасности возникновения пожара в случае пожара в двигательном отсеке, во время которого поверхность противопожарной перегородки со стороны огня нагревается до 1100 °C в течение 5 мин или до меньшей температуры, если это будет доказано Заявителем.

(f) Внешнее питание. Если предусмотрено подключение к самолету внешних источников электроэнергии и если эти внешние источники могут быть подключены к оборудованию, отличному от оборудования, используемого для запуска двигателей, то должны быть предусмотрены средства, гарантирующие невозможность питания системы электроснабжения самолета от внешних источников с обратной полярностью или обратным порядком чередования фаз. Место подсоединения внешнего питания должно быть расположено так, чтобы не создавалась опасность для самолета и наземного персонала.

(g) Отказ основной системы электроснабжения. Должно быть доказано расчетами, или испытаниями, или тем и другим, что самолет может совершать безопасный полет по ПВП в течение не менее 5 мин с отключенной основной системой электроснабжения (т.е. со всеми отключенными источниками электроснабжения, кроме аккумуляторных батарей и других резервных источников электроснабжения) с критическим типом топлива (в отношении срыва пламени и повторного запуска двигателя), если в начале этой ситуации самолет находился на максимальной высоте, для которой запрашивается сертификат.

23.1353. Конструкция и установка аккумуляторной батареи

(a) Аккумуляторная батарея (батареи) должна иметь такую конструкцию и должна устанавливаться таким образом, чтобы в любых условиях эксплуатации и при любых эволюциях, на которые рассчитан самолет, обеспечивалось требуемое качество электропитания приемников первой категории при аварийной работе системы электроснабжения и выполнялись следующие ниже требования.

(b) В течение любого вероятного режима заряда или разряда в аккумуляторах батареи должны поддерживаться безопасная температура и давление. При заряде батареи (после предшествовавшего полного разряда) не должно происходить неуправляемого повышения температуры в аккумуляторах батареи в следующих условиях:

(1) При максимальном значении регулируемого напряжения или мощности.

(2) В полете наибольшей продолжительности.

(3) При наиболее неблагоприятных условиях охлаждения, которые могут встретиться в эксплуатации.

(c) Соответствие требованиям пункта (b) данного параграфа должно быть доказано путем испытаний, если опыт эксплуатации аналогичных батарей при аналогичной их установке не показал, что поддержание безопасных температур и давлений в аккумуляторах не представляет трудностей.

(d) В самолете не должны скапливаться в опасных количествах взрывчатые или ядовитые

газы, выделяемые батареей при нормальной работе или в результате любой возможной неисправности в системе заряда или в установке батареи.

(e) Вызывающие коррозию жидкости или газы, которые могут выделяться из аккумуляторной батареи, не должны повреждать окружающие конструкции самолета и расположенное рядом жизненно важное оборудование.

(f) Каждая никель-кадмиевая аккумуляторная батарея, предназначенная для запуска двигателя или вспомогательной силовой установки, должна иметь средства, предотвращающие любое опасное воздействие на конструкцию или жизненно важные системы, которое может быть вызвано максимальным тепловыделением при коротком замыкании аккумуляторной батареи или ее отдельных аккумуляторов.

(g) Никель-кадмиевая аккумуляторная батарея, которую можно использовать для запуска двигателя или вспомогательной силовой установки, должна иметь:

(1) Систему автоматического управления зарядным током для предотвращения перегрева батареи; или

(2) Систему определения температуры аккумуляторной батареи и сигнализацию превышения допустимой температуры со средством отключения батареи от источника заряда в случае превышения допустимой температуры; или

(3) Систему определения и сигнализации отказа аккумуляторной батареи со средством отключения батареи от источника заряда в случае отказа аккумуляторной батареи.

(h) В случае полной потери нормального электропитания генерирующей системы аккумуляторная батарея должна быть способна обеспечивать электропитанием, по крайней мере в течение 30 мин, приемники электроэнергии, необходимые для продолжения управляемого полета и посадки. Период времени 30 мин включает в себя время, необходимое пилотам для распознавания потери электропитания и проведения корректирующих действий.

(a*) Аккумуляторы системы электроснабжения должны устанавливаться вне кабины экипажа и салонов пассажиров или помещаться в изолированные от кабины или салона отсеки таким образом, чтобы они не представляли опасности для самолета или пассажиров.

23.1357. Устройства защиты электросети

(a) Защитные устройства, такие, как плавкие предохранители или автоматы защиты сети, должны устанавливаться во всех электрических цепях, кроме:

(1) Силовых цепей стартерных электродвигателей, используемых только во время запуска.

(2) Цепей, в которых отсутствие предохранителей не представляет опасности.

(b) Защитное устройство цепи, питающей приемник первой или второй категории (жизненно важный для безопасности полета), не должно использоваться для защиты какой-либо другой цепи.

Однако индивидуальная защита каждой цепи таких приемников электроэнергии, являющихся

функционально зависимыми элементами одной системы бортового оборудования (например, цепи каждой лампы БАНО), не требуется. Под функционально зависимыми элементами понимаются такие элементы, отказ одного из которых приводит к прекращению функционирования всей группы элементов.

(c) Все устройства защиты сети с повторным включением (устройства со "свободным расцеплением", в которых расцепляющий механизм не может быть пересилен рабочим органом управления) должны быть сконструированы таким образом, чтобы:

(1) Для восстановления работы после расцепления требовалось ручное включение.

(2) При повреждении цепи или ее перегрузке устройство разрывало цепь независимо от положения рабочего органа управления.

(d) Если повторное включение автомата защиты сети или замена плавкого предохранителя являются важными для безопасности полета, то такой автомат защиты сети или предохранитель должен располагаться и обозначаться таким образом, чтобы он мог быть легко повторно включен или заменен в полете.

(e) В случае если предусмотрена замена плавких предохранителей в полете:

(1) На борту должны находиться запасные предохранители в количестве, равном большей из следующих величин:

(i) По одному каждого номинала; или

(ii) 50% каждого номинала.

(2) Предохранители должны быть легкодоступны пилоту при замене.

23.1359. Пожарная защита электрических систем

(a) Каждый компонент электрической системы должен удовлетворять соответствующим требованиям 23.863 и 23.1182 по пожарной защите.

(b) Электрические провода, кабели и оборудование в установленных пожароопасных зонах, которые используются при аварийных процедурах, должны быть огнестойкими.

(c) Изоляция электрических проводов и кабелей должна быть самозатухающей при испытаниях под углом 60° согласно соответствующим пунктам Приложения F настоящих Норм или другим одобренным альтернативным методом. Средняя длина обугливания не должна превышать 76 мм, а средняя продолжительность горения после удаления источника воспламенения не должна превышать 30 с. Отделяющиеся от испытываемого образца капли не должны гореть после падения, в среднем, более 3 с.

23.1361. Устройство быстрого отключения источников энергии

(a) Должно быть предусмотрено устройство быстрого отключения, позволяющее легко отключать каждый источник электроснабжения от системы распределения. Места разъединения

должны находиться рядом с источниками, которыми управляет это устройство. Если для приведения в действие устройства быстрого отключения используется несколько выключателей, то должна быть обеспечена возможность управления ими одним движением руки.

(b) Приемники могут подключаться к сети так, чтобы они оставались под током после отключения источника от основной шины согласно пункту (a) настоящего параграфа, если цепи таких приемников изолированы или имеют дополнительное защитное покрытие во избежание возможности возгорания воспламеняющихся жидкостей или паров, выделяемых при утечках, или при повреждениях систем, содержащих воспламеняющиеся жидкости, а также если:

(1) Эти приемники необходимы для продолжения работы двигателя; или

(2) Эти приемники защищены устройствами защиты сети, имеющими номинал не более 5 А и подключенными непосредственно к источнику электроэнергии.

(3) Суммарный ток двух или более цепей питания одного приемника, установленного в соответствии с пунктом (b)(2) данного параграфа, не должен превышать величину 5 А.

(c) Устройство отключения или его орган управления должны быть установлены таким образом, чтобы они были легко различимы и доступны членам летного экипажа.

23.1365. Электрические провода и оборудование

(a) Каждый электрический соединительный провод должен иметь достаточную площадь поперечного сечения жилы.

(b) Любые изделия, связанные с прокладкой электрических проводов, которые могут нагреваться в случае повреждения или перегрузки сети, должны быть самозатухающими. Эти изделия и электрические провода не должны выделять опасных количеств ядовитого дыма.

(c) Наиболее важные силовые провода (включая генераторные), проложенные в фюзеляже, должны быть выполнены таким образом, чтобы позволять применимую степень деформации и натяжения без повреждения, и должны быть:

(1) Отделены от трубопроводов с воспламеняющимися жидкостями.

(2) Помещены в гибкие изоляционные трубки или использовать другие средства изоляции в дополнение к обычной изоляции провода.

(d) Электрические провода, кабели и соединители должны иметь нестирающуюся маркировку.

(e) Электрические провода должны быть смонтированы таким образом, чтобы риск механических повреждений проводов и (или) повреждений, вызываемых воздействиями на них жидкостей, паров или источников тепла, был минимальным.

(f) Если провода не защищены аппаратами защиты цепи или другой защитой от перегрузки, они не должны вызывать опасности пожара в условиях перегрузки.

(a*) Провода и кабели должны группироваться в жгуты, располагаемые на определенном расстоянии друг от друга таким образом, чтобы работа любого связанного с ними приемника электроэнергии или системы не оказывала неблагоприятного влияния на любые другие электрические и электронные блоки или системы, жизненно важные для безопасной эксплуатации самолета, а возможность повреждения их цепей в случае отказов несущих большие токи силовых проводов была сведена к минимуму.

(b*) Электрические провода, кабели и их монтажные устройства должны быть рассчитаны на применение во всех условиях, которые могут возникнуть в местах прокладки при всех ОУЭ самолета, их перегрузочные характеристики должны быть согласованы с характеристиками аппаратов защиты сети, указанных в 23.1357, чтобы при коротких замыканиях не возникала опасность пожара или появления дыма.

23.1367. Выключатели

Каждый выключатель должен:

(a) Выдерживать длительное протекание номинального тока.

(b) Иметь конструкцию, обеспечивающую достаточный зазор или изоляцию между токонесущими частями и корпусом, чтобы вибрации в полете не приводили к короткому замыканию.

(c) Быть доступным соответствующим членам летного экипажа.

(d) Иметь маркировку, указывающую принцип действия и цепь, к которой он относится.

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

23.1381. Освещение приборов

Освещение приборов должно:

(a) Делать индикацию каждого прибора и маркировку каждого органа управления легко читаемыми и различимыми.

(b) Быть установлено таким образом, чтобы прямые и отраженные от козырька или другой поверхности лучи света не попадали в глаза пилоту.

(c) Иметь достаточный зазор или изоляцию между токонесущими частями и корпусом, чтобы вибрации в полете не приводили к короткому замыканию. Кабинный потолочный светильник не относится к устройствам освещения приборов.

23.1383. Рулежные и посадочные фары

Все посадочные и рулежные фары должны быть спроектированы и установлены таким образом, чтобы:

(a) Пилоту не попадали в глаза нежелательные блики.

(b) Пилот не подвергался неблагоприятному воздействию световых ореолов.

(c) Обеспечивалось достаточное освещение при эксплуатации ночью.

(d) Не создавалась опасность пожара в любой конфигурации.

23.1385. Установка системы аэронавигационных огней

(a) Общие положения. Каждый элемент системы аэронавигационных огней должен соответствовать установленным требованиям настоящего параграфа, и каждая система в целом должна удовлетворять требованиям параграфов 23.1387 - 23.1397.

(b) Передние аэронавигационные огни. Передние аэронавигационные огни должны быть красного и зеленого цветов свечения и должны размещаться в поперечной плоскости как можно дальше друг от друга и в передней части самолета так, чтобы когда самолет находится в нормальном полетном положении, красный огонь располагался на левой, а зеленый - на правой стороне самолета. Каждый огонь должен быть утвержденного типа.

(c) Задний (хвостовой) аэронавигационный огонь. Задний аэронавигационный огонь должен быть белого цвета свечения и должен устанавливаться как можно дальше на хвосте или на каждой законцовке крыла и быть утвержденного типа.

(d) Схема питания. Передние и задний аэронавигационные огни должны иметь единую электрическую схему питания.

(e) Обтекатели огней и цветные фильтры. Каждый обтекатель или цветной фильтр должен быть по меньшей мере самозатухающим, не изменять цвет или форму или заметно уменьшать коэффициент пропускания света в процессе нормальной эксплуатации.

23.1387. Двугранные углы аэронавигационных огней

(a) Все передние и задний аэронавигационные огни после их установки должны излучать непрерывный свет в пределах двугранных углов, указанных в настоящем параграфе, кроме случая, предусмотренного пунктом (e) настоящего параграфа.

(b) Двугранный угол "Л" (левый) образуется двумя пересекающимися вертикальными плоскостями, одна из которых параллельна продольной оси самолета, а другая составляет угол 110° слева от первой, если смотреть вперед вдоль продольной оси самолета.

(c) Двугранный угол "П" (правый) образуется двумя пересекающимися вертикальными плоскостями, одна из которых параллельна продольной оси самолета, а другая составляет угол 110° справа от первой, если смотреть вперед вдоль продольной оси самолета.

(d) Двугранный угол "Х" (задний) образуется двумя пересекающимися вертикальными плоскостями, образующими соответственно углы 70° справа и слева от вертикальной плоскости, проходящей через продольную ось, если смотреть назад вдоль продольной оси самолета.

(e) Если задний аэронавигационный огонь, установленный в соответствии с 23.1385(c) на максимально возможном расстоянии на хвосте самолета, не может излучать непрерывный свет в пределах угла "X" (см. пункт (d) настоящего параграфа), общий угол затенения или углы затенения не должны превышать 0,04 стерадиан в пределах этого двугранного угла, если этот угол находится в пределах конуса, вершина которого располагается в точке размещения хвостового аэронавигационного огня, а образующие составляют угол 30° с вертикальной линией, проходящей через задний (хвостовой) аэронавигационный огонь.

23.1389. Распределение и сила света аэронавигационных огней

(a) Общие положения. Сила света, указанная в настоящем параграфе, должна обеспечиваться новым оборудованием с установленными на огни обтекателями и цветными фильтрами. Сила света огней должна определяться в установившемся режиме работы источника света при средней световой отдаче, соответствующей нормальному рабочему напряжению бортсети самолета. Распределение и сила света аэронавигационных огней должны соответствовать пункту (b) настоящего параграфа.

(b) Передний и задний аэронавигационные огни. Распределение и сила света передних и заднего аэронавигационных огней должны быть выражены в виде значений минимальной силы света в горизонтальной плоскости, минимальной силы света в любой вертикальной плоскости и максимальной силы света в зонах перекрытия в пределах углов "Л", "П" и "Х"; при этом должно обеспечиваться соответствие следующим требованиям:

(1) Сила света в горизонтальной плоскости (плоскость, включающая продольную ось самолета и перпендикулярная плоскости симметрии самолета) должна быть равна или превышать значения силы света, приведенные в 23.1391.

(2) Сила света в вертикальной плоскости (плоскость, перпендикулярная к горизонтальной плоскости) должна быть равна или превышать значения, указанные в 23.1393, где I есть минимальное значение силы света, приведенное в 23.1391 для соответствующих углов в горизонтальной плоскости.

(3) Сила света в любых зонах перекрытия смежных сигналов не должна превышать значений, приведенных в 23.1395, исключая случай, когда сила света основного светового пучка значительно выше минимальных значений силы света, указанных в 23.1391 и 23.1393. В этом случае допускается более высокая сила света в зонах перекрытия, если сила света огней в зонах перекрытия по отношению к основному пучку не влияет на различимость светового сигнала. Если максимальная сила света передних аэронавигационных огней превышает 100 кд, то максимальная сила света в зоне перекрытия может превышать значения, указанные в 23.1395; при этом сила света в зоне перекрытия "A" должна быть не более 10%, а в зоне перекрытия "B" - не более 2,5% максимальной силы света аэронавигационных огней.

(c) Установка заднего аэронавигационного огня. Место установки единственного заднего аэронавигационного огня может быть смещено в поперечном направлении от плоскости симметрии самолета, если:

(1) Ось конуса максимальной силы света параллельна траектории горизонтального полета.

(2) Нет "мертвых зон" позади огня и между плоскостями, образующими углы по 70° справа и слева от оси максимальной силы света.

23.1391. Минимальные значения силы света в горизонтальной плоскости передних и заднего аэронавигационных огней

Сила света аэронавигационного огня должна соответствовать или превышать значения, приведенные в следующей таблице:

Двугранный угол (включающий огонь)	Угол справа или слева от продольной оси, направленной вперед, град.	Сила света I, кд
Л, П (передний	0 - 10	40
красный	10 - 20	30
и зеленый)	20 - 110	5
Х (задний белый)	110 - 180	20

23.1393. Минимальные значения силы света в любой вертикальной плоскости передних и заднего аэронавигационных огней

Сила света каждого аэронавигационного огня должна быть равной или превышать значения, приведенные в следующей таблице.

Угол выше и ниже горизонтальной плоскости, град.	Сила света, кд
0	1,00 I
0 - 5	0,90 I
5 - 10	0,80 I
10 - 15	0,70 I
15 - 20	0,50 I
20 - 30	0,30 I
30 - 40	0,10 I
40 - 90	0,05 I

23.1395. Максимальная сила света передних и заднего аэронавигационных огней в зонах перекрытия

Сила света аэронавигационных огней не должна превышать значений, указанных в

следующей таблице, исключая случай, предусмотренный в 23.1389(b)(3).

Зоны перекрытия	Максимальная сила света, кд	
	Зона A	Зона B
Зеленый свет в двугранном угле Л	10	1
Красный свет в двугранном угле П	10	1
Зеленый свет в двугранном угле Х	5	1
Красный свет в двугранном угле Х	5	1
Белый задний свет в двугранном угле Л	5	1
Белый задний свет в двугранном угле П	5	1

где:

(a) Зона "A" включает в себя все направления в смежном двугранном угле, которые проходят через источник света и пересекают общую граничную плоскость под углом более 10°, но менее 20°.

(b) Зона "B" включает в себя все направления в смежном двугранном угле, которые проходят через источник света и пересекают общую граничную плоскость под углом более 20°.

23.1397. Цветность аэронавигационных огней

Цветность аэронавигационных огней должна соответствовать следующим координатам цветности, рекомендованным Международной комиссией по освещению:

(a) Авиационный красный цвет:

y - не более 0,335
z - не более 0,002

(b) Авиационный зеленый цвет:

x - не более 0,440 - 0,320y
x - не более y - 0,170
y - не менее 0,390 - 0,170x

(c) Авиационный белый цвет:

x - не менее 0,300 и не более 0,540
y - не менее x - 0,040 или y_0 - 0,01,

в зависимости от того, что меньше
y - не более x + 0,02 или 0,636 - 0,400x,

где y_0 - координата y излучателя Планка для рассматриваемой величины x.

23.1399. Стояночные огни

(a) Все стояночные (якорные) огни, требуемые для гидросамолетов или самолетов-амфибий, должны устанавливаться таким образом, чтобы они:

(1) Обеспечивали дальность видимости белого огня не менее 2 морских миль ночью в ясную погоду.

(2) Создавали практически круговое свечение огня, когда самолет пришвартован или дрейфует на воде.

(b) Допускается использование наружных подвесных огней.

23.1401. Система огней для предупреждения столкновения

(a) Общие положения. На самолете должна устанавливаться система огней для предотвращения столкновений, которая должна:

(1) Состоять из одного или более огней предупреждения столкновения утвержденного типа, размещенных таким образом, чтобы излучаемый ими свет не затруднял работу экипажа или уменьшал видимость аэронавигационных огней.

(2) Соответствовать требованиям пунктов (b) - (f) настоящего параграфа.

(b) Зона действия. Система должна содержать достаточное количество огней, чтобы охватить наиболее важные зоны вокруг самолета с учетом его конфигурации и летных характеристик. Зона действия огней в каждом направлении должна составлять угол не менее 75° выше и ниже горизонтальной плоскости самолета. Допускается затенение огней элементами конструкции самолета в телесном угле не более 0,5 стерадиан.

(c) Проблесковые характеристики. Количество источников света, ширина светового пучка, скорость вращения и другие характеристики системы должны обеспечивать эффективную частоту вспышек в пределах не менее 40 и не более 100 циклов в минуту. Эффективная частота вспышек - это частота, с которой система огней предотвращения столкновений наблюдается на расстоянии и относится к зоне действия каждого огня, включая зоны перекрытия, возможные в системе огней, состоящей из более чем одного источника света. В зонах перекрытия частота проблесков может превышать 100, но не должна быть более 180 циклов в минуту.

(d) Цвет. Каждый огонь предотвращения столкновений должен быть авиационным красным или авиационным белым и соответствовать требованиям, изложенным в 23.1397.

(e) Сила света. Минимальная сила света огня во всех вертикальных плоскостях, измеренная с красным фильтром (если такой используется) и выраженная в единицах эффективной силы света,

должна соответствовать требованиям пункта (f) настоящего параграфа. Расчет эффективной силы света должен проводиться в соответствии с выражением

$$I = \frac{1}{0,2 + (t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} 1(t)dt ,$$

где:

I - эффективная сила света, кд;

$I_{(t)}$ - мгновенное значение силы света в функции времени;

$(t_2 - t_1)$ - интервал времени между вспышками, с.

Обычно максимальное значение эффективной силы света достигается тогда, когда значения t_1 и t_2 выбраны таким образом, чтобы эффективная сила света была равна мгновенной при t_1 и t_2.

(f) Минимальная сила света огня предотвращения столкновения. Эффективная сила света каждого огня предотвращения столкновения должна быть равна или превышать значения, приведенные в следующей таблице.

Угол выше или ниже горизонтальной плоскости, град.	Эффективная сила света, кд
0 - 5	400
5 - 10	240
10 - 20	80
20 - 30	40
30 - 75	20

СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

23.1411. Общие положения

(a) Требуемое спасательное оборудование, предназначенное для приведения в действие членом летного экипажа в аварийной ситуации, такое, как привод механизма автоматического ввода в действие спасательных плотов, должно быть легкодоступным.

(b) Предусмотренные места для размещения требуемого спасательного оборудования должны:

(1) Располагаться так, чтобы к оборудованию обеспечивался свободный доступ, а его размещение было очевидным.

(2) Защищать спасательное оборудование от повреждений при действии инерционных

нагрузок, возникающих в результате воздействия расчетных перегрузок, установленных в 23.561(b)(3).

23.1415. Оборудование для спасения после аварийного приводнения

(a) Аварийные плавсредства и средства сигнализации, требуемые любыми правилами эксплуатации, должны быть размещены таким образом, чтобы они были легкодоступными для экипажа и пассажиров.

(b) Каждый спасательный плот и спасательный жилет должны быть утвержденного типа.

(c) Каждый спасательный плот, вводимый в действие автоматически или пилотом, должен быть присоединен к самолету привязным фалом для удержания плота у борта самолета. Этот фал должен быть достаточно слабым, чтобы обеспечивался его разрыв до затопления пустого плота, к которому фал присоединен.

(d) Каждое сигнальное устройство, требуемое правилами эксплуатации, должно быть доступным, удовлетворительно функционирующим и безопасным при использовании.

23.1419. Защита от обледенения

Если запрашивается сертификация самолета со средствами защиты от обледенения, то должно быть доказано соответствие требованиям данного параграфа, а также требованиям других применимых параграфов настоящих Норм.

(a) Должен быть выполнен анализ, чтобы установить на основании ожидаемых условий эксплуатации достаточность системы защиты от обледенения различных частей самолета. Кроме того, должны быть проведены испытания системы защиты от обледенения для демонстрации того, что самолет способен безопасно эксплуатироваться в условиях максимального длительного и максимального кратковременного обледенения, указанных в Приложении П23.1419. Применительно к данному разделу выражение "безопасно эксплуатироваться" означает, что летно-технические характеристики самолета, его управляемость, маневренность и устойчивость должны быть не хуже, чем требуется в разделе B настоящих Норм.

(b) За исключением случая, предусмотренного в пункте (c) данного параграфа, в дополнение к анализу и физической оценке, которые требуются в пункте (a) данного параграфа, эффективность системы защиты от обледенения и ее элементов должна быть продемонстрирована в летных испытаниях самолета или его частей в контролируемых естественных условиях обледенения. При необходимости могут быть также проведены один или несколько видов следующих испытаний для определения достаточности системы защиты от обледенения:

(1) Лабораторные испытания элементов или их моделей в "сухом" воздухе, или в искусственных условиях обледенения, или при сочетании обоих условий.

(2) Летные испытания системы защиты от обледенения в целом или ее отдельных элементов в "сухом" воздухе.

(3) Летные испытания самолета или его частей в контролируемых искусственных условиях

обледенения.

(1*) Летные испытания самолета с имитаторами льда.

(c) Если сертификация, охватывающая систему защиты от обледенения, была выполнена на ранее сертифицированных самолетах, типовая конструкция которых включает элементы, эквивалентные с точки зрения термо- и аэродинамики тем, которые используются в конструкции нового самолета, то сертификация этих эквивалентных элементов может быть выполнена путем ссылки на ранее проведенные испытания, требуемые 23.1419(a) и (b), при условии, что Заявитель учел все различия в установке этих элементов.

(d) Должны быть предусмотрены специальные средства или обеспечена возможность контроля наличия льда на критических с точки зрения обледенения частях самолета. Должно быть обеспечено достаточное освещение этого средства при полетах ночью. Также если при работе системы защиты от обледенения требуется осуществление контроля внешних поверхностей самолета экипажем, то должно быть обеспечено внешнее освещение, достаточное для осуществления такого контроля ночью. Любое используемое освещение должно быть такого типа, чтобы оно не вызывало бликов или отражения, которые затруднили бы членам экипажа выполнение своих функций. В Руководстве по летной эксплуатации или другой одобренной эксплуатационной документации должно быть дано описание средства определения образования льда и должна содержаться информация, необходимая для безопасной эксплуатации самолета в условиях обледенения.

РАЗЛИЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

23.1431. Электронное оборудование

(a) При установлении соответствия требованиям 23.1309(a) и (b), касающимся радиотехнического и электронного оборудования и их установки, должны быть рассмотрены критические внешние условия.

(b) Радиотехническое и электронное оборудование, органы управления и проводка должны быть установлены таким образом, чтобы работа любого агрегата или системы агрегатов не влияла неблагоприятным образом на одновременную работу другого радиотехнического, или электронного устройства, или системы таких устройств, требуемых настоящими Нормами.

(c) Для самолетов, для которых требуется более чем один пилот или для эксплуатации которых минимальный состав экипажа состоит более чем из одного человека, кабина экипажа должна быть оценена с точки зрения возможности беспрепятственных переговоров между членами экипажа в условиях естественного шума в кабине при эксплуатации. Если конструкция самолета предусматривает использование радиогарнитур, оценка кабины должна учитывать использование радиогарнитур. Если данная оценка выявила условия, при которых переговоры затруднены, то должна быть представлена аппаратура внутренней связи.

(d) Если установленное радиосвязное оборудование включает в себя переключатель с передатчиком "ВКЛЮЧЕНО-ВЫКЛЮЧЕНО", этот переключатель должен быть спроектирован таким образом, чтобы он возвращался в положение "ВЫКЛЮЧЕНО" из положения "ВКЛЮЧЕНО" после переговоров, и при этом должно быть показано, что передатчик будет

возвращен в положение "ВЫКЛЮЧЕНО".

(e) Если установлены радиогарнитуры, должно быть продемонстрировано, что члены летного экипажа с радиогарнитурами будут воспринимать все звуковые предупреждения в условиях естественного шума в кабине при эксплуатации.

23.1435. Гидравлические системы

(a) Конструкция. Все гидравлические системы должны быть спроектированы следующим образом:

(1) Каждая гидравлическая система и ее элементы должны выдерживать без остаточной деформации ожидаемые нагрузки на конструкцию в комбинации с гидравлическими нагрузками.

(2) Для экипажа должны быть предусмотрены средства индикации давления в каждой гидравлической системе, питающей два или более основных потребителя, либо требующей корректирующих действий экипажа при ее отказе.

(3) Должны быть предусмотрены средства, гарантирующие, что давление, включая давление при переходных процессах (забросы давления), на любом участке системы не будет превышать безопасного предела рабочего давления, и предотвращающие повышение давления сверх указанного выше предела в результате изменения объема жидкости во всех магистралях, которые могут оставаться запертыми достаточно долго, чтобы такие изменения произошли.

Рабочее давление - максимальное установившееся давление, действующее на элемент гидравлической системы на нормальных рабочих режимах, исключая переходные процессы.

(4) Минимальное расчетное давление разрушения должно в 3 раза превышать рабочее давление.

(b) Испытания. Каждая система должна быть подвергнута контрольным испытаниям давлением. В результате контрольных испытаний ни одна часть любой системы не должна иметь отказа, неисправности или остаточной деформации. Контрольная нагрузка каждой системы должна не менее чем в 1,5 раза превышать рабочее давление этой системы.

(c) Аккумуляторы. Гидравлические аккумуляторы или резервуары могут устанавливаться на стороне пожарной перегородки, обращенной к двигателю, если:

(1) Они являются неотъемлемой частью системы двигателя или воздушного винта.

(2) Резервуары не герметические, и их суммарная емкость не превышает 1 л.

23.1437. Агрегаты двухдвигательных самолетов

Для двухдвигательных самолетов агрегаты, имеющие привод от двигателя и важные для безопасной эксплуатации, должны быть распределены между двумя двигателями таким образом, чтобы отказ любого одного двигателя не снижал безопасность эксплуатации вследствие нарушения функционирования этих агрегатов.

23.1438. Система наддува и пневматическая система

(a) Элементы системы наддува должны быть испытаны давлением до разрушения и контрольным давлением, превышающим в 2 и 1,5 раза рабочее давление.

Рабочее давление - это максимальное установившееся давление, действующее на элемент системы наддува или пневматической системы на нормальных режимах, исключая переходные процессы.

(b) Элементы пневматической системы должны быть испытаны давлением до разрушения и контрольным давлением, превышающим соответственно в 3 и 1,5 раза рабочее давление.

(c) Испытания, требуемые пунктами (a) и (b) настоящего параграфа, могут быть заменены анализом (расчетом, исследованием) или комбинацией анализа и испытаний, если Компетентный орган сочтет их эквивалентными требуемым испытаниям.

23.1439A. Защитное дыхательное оборудование

(a) Для членов экипажа самолета с герметической кабиной должно быть предусмотрено защитное дыхательное оборудование. Такое оборудование должно размещаться в местах, доступных во время полета.

(b) Защитное дыхательное оборудование, требуемое пунктом (a) настоящего параграфа или любыми правилами эксплуатации, должно отвечать следующим требованиям:

(1) Оборудование должно быть рассчитано для защиты членов экипажа от воздействия дыма, углекислого газа и других вредных газов во время исполнения своих обязанностей в кабине экипажа и во время борьбы с пожаром в грузовых отсеках.

(2) Защитное дыхательное оборудование должно включать в себя:

(i) Маски, закрывающие глаза, нос и рот; или

(ii) Маски, закрывающие нос и рот, а также дополнительное средство для защиты глаз.

(3) Указанное оборудование во время его использования не должно препятствовать пользованию радиооборудованием или ведению переговоров членов экипажа друг с другом, когда они находятся на своих рабочих местах.

(4) Средство, предназначенное для защиты глаз, должно быть такого типа и конструкции, чтобы оно не оказывало сколько-нибудь заметного неблагоприятного влияния на зрение и позволяло носить очки для диоптрийной коррекции отдельным членам экипажа.

(5) Оборудование должно обеспечивать подачу защитного кислорода для каждого члена экипажа в течение 15 мин при барометрической высоте в кабине 2400 м при легочной вентиляции, равной 30 л/мин (t = 37 °C; p = $p_{окр.возд}$; $p_{H_2O} = 0$ мм рт. ст.; условия BTPS). Если используется защитно-дыхательное оборудование легочно-автоматического типа, то запас 300 л свободного

кислорода, находящегося при температуре 21,0 °C и под давлением 760 мм рт. ст., считается достаточным для 15-минутной продолжительности питания на указанной высоте и при указанной легочной вентиляции. Когда используется защитно-дыхательное оборудование с непрерывной подачей (включающее в себя маску со стандартной дыхательной камерой), расход кислорода в 60 л/мин при барометрической высоте в кабине 2400 м (45 л/мин на уровне моря) и запас 600 л свободного кислорода, находящегося при температуре 21,0 °C и под давлением 760 мм рт. ст., считаются достаточными для 15-минутной продолжительности питания на указанной высоте и при указанной легочной вентиляции.

(6) Защитно-дыхательное оборудование должно удовлетворять требованиям 23.1441 (b) и (c).

(c) На самолет с негерметической кабиной допускается не устанавливать защитное дыхательное оборудование, если доказано, что защита экипажа от дыма может быть обеспечена другими средствами или способами.

23.1441. Кислородное оборудование и кислородное питание

(a) Если запрашивается сертификация оборудования, снабжающего дополнительным кислородом <1>, то это оборудование должно отвечать требованиям настоящего параграфа и параграфов 23.1442A - 23.1453. Может быть использовано переносное кислородное оборудование, отвечающее этим требованиям.

<1> Дополнительный кислород - кислород, добавленный к окружающему воздуху перед вдохом или во время него с целью компенсации пониженного давления кислорода на высоте и поддержания в трахеях достаточного парциального давления.

(b) Кислородное оборудование должно быть безопасным по своей конструкции, принципу действия и по своему воздействию на другие компоненты самолета.

(c) Должны быть предусмотрены средства, позволяющие экипажу определять в полете количество кислорода, имеющееся в каждом источнике кислородного питания.

23.1442A. Количество кислорода на самолете

(a) Самолеты с негерметической кабиной.

Для самолета с негерметической кабиной количество кислорода и характеристики кислородного оборудования устанавливаются на основании того, что барометрическая высота в кабине равна высоте полета.

(b) Самолеты с герметической кабиной.

Для самолета с герметической кабиной количество кислорода и характеристики кислородного оборудования устанавливаются на основании предположения, что разгерметизация кабины может случиться на высоте и в пункте полета, которые являются самыми критическими с точки зрения необходимости кислорода, и что после разгерметизации кабины самолет снизится

без превышения его эксплуатационных ограничений до безопасной высоты и продолжит полет в соответствии с РЛЭ на высоте, позволяющей достигнуть места безопасной посадки с учетом остатка топлива. Достигаемая при этом максимальная барометрическая высота в кабине может приниматься в качестве основания для определения запаса кислорода и сертификации.

(c) Члены экипажа.

(1) При барометрической высоте в кабине более 3000 м и до 3600 м включительно кислородом должны обеспечиваться все члены экипажа, принимающие участие в выполнении полета в соответствии с РЛЭ в течение той части полета на указанных высотах, которая продолжается более 30 мин, а на самолетах с гермокабинами - в течение всего полета при указанных барометрических высотах в кабине.

(2) При барометрической высоте в кабине более 3600 м кислородом должны обеспечиваться все члены экипажа, принимающие участие в выполнении полета в соответствии с РЛЭ в течение всего полета на этой высоте.

(3) Для уменьшения утомляемости экипажа при продолжительности полета более 4 ч должно быть предусмотрено профилактическое кислородное питание. Запас кислорода рассчитывается исходя из того, что питание чистым кислородом или смесью с кислородом при поддержании парциального давления в трахее не менее 149 мм рт. ст. производится в течение 10 мин через каждые 2 ч полета и перед снижением со средней легочной вентиляцией 10 л/мин (t = 37 °C; p = $p_{\text{рокр.возд}}$; $p_{H_2O} = 47$ мм рт. ст.; условия BTPS).

Для самолетов с герметическими кабинами потребное количество кислорода рассчитывается только для первой половины полета на максимальную дальность.

(d) Пассажиры и бортпроводники.

(1) При барометрической высоте в кабине более 3000 м и до 4200 м включительно должны обеспечиваться кислородным питанием 10% пассажиров от общего количества мест и все бортпроводники, но не менее одного пассажира в течение той части полета на указанных высотах, которая продолжается более 30 мин, а на самолетах с гермокабинами - в течение всего полета на указанных барометрических высотах в кабине.

(2) При барометрической высоте в кабине более 4200 м и до 4500 м включительно должны обеспечиваться кислородным питанием 30% пассажиров и все бортпроводники в течение всего полета на указанных высотах.

(3) При барометрической высоте в кабине более 4500 м кислородным питанием должны обеспечиваться все пассажиры и бортпроводники в течение всего полета на этих высотах.

(4) При применении аварийной кислородной системы для пассажиров общее количество кислорода должно быть рассчитано не менее чем на 10 мин потребления всеми лицами, находящимися в пассажирской кабине, включая бортпроводников.

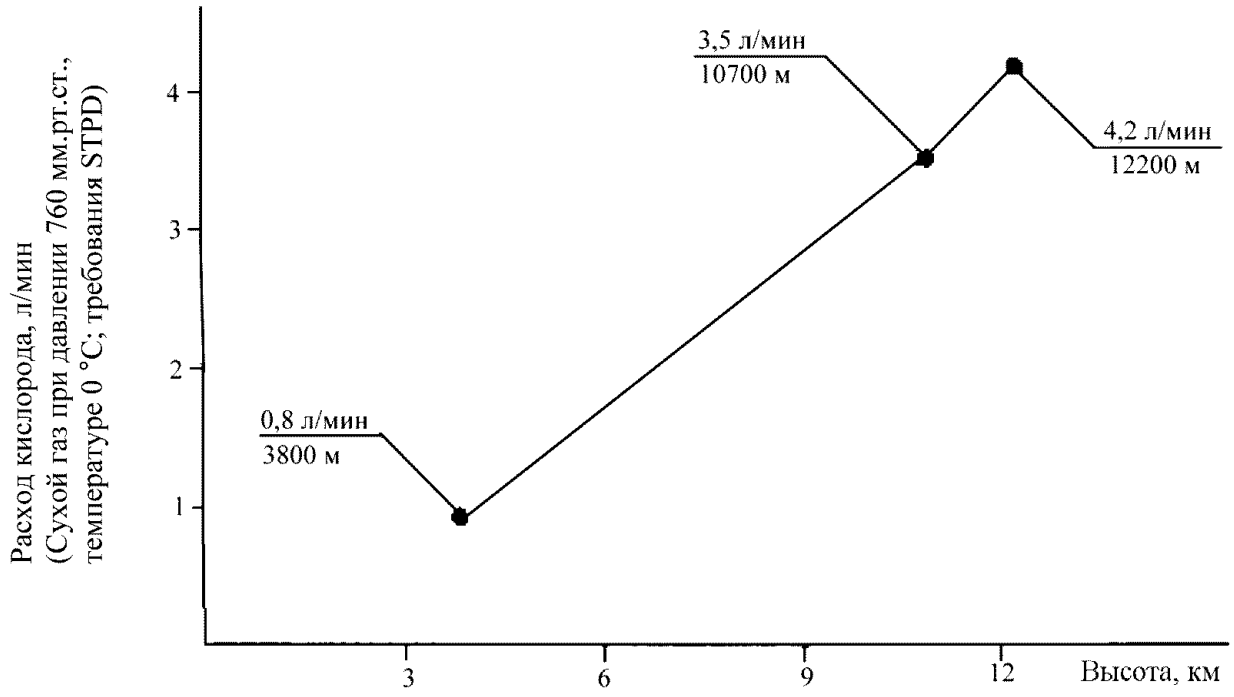
23.1443. Минимальный массовый расход дополнительного кислорода

(a) Общие положения. Если для лиц, находящихся в самолете, установлено кислородное оборудование с непрерывной подачей, то расход этого кислорода, подаваемого каждому потребителю, должен быть не менее показанного на прилагаемом рис. 1, на всех высотах полета вплоть до максимальной высоты, представленной в РЛЭ для данного самолета.

(b) Члены экипажа.

(1) Там, где для членов экипажа применяется оборудование с непрерывной подачей кислорода, минимальный массовый расход дополнительного кислорода, потребляемого каждым членом экипажа, должен быть не менее предусмотренного пунктом (a) настоящего параграфа; при этом во время вдоха в трахеях должно поддерживаться среднее парциальное давление кислорода, равное 149 мм рт. ст. при легочной вентиляции 15 л/мин (условия BTPS) и максимальном объеме воздуха, обмениваемого за цикл "вдох - выдох", 700 $см^3$ при постоянных интервалах между вдохами.

(2) Там, где для членов экипажа применяется кислородное оборудование легочно-автоматического типа, минимальный массовый расход кислорода для дыхания, потребляемого каждым членом экипажа, не должен быть меньше того значения, при котором во время вдоха будет поддерживаться среднее парциальное давление кислорода в трахеях, равное 122 мм рт. ст., до барометрической высоты в кабине 10 700 м включительно.



Минимальный массовый расход дополнительного кислорода

Рисунок 1

При изменении барометрической высоты в кабине от 10 700 до 12 200 м содержание кислорода должно равняться 95%. В этих случаях легочная вентиляция составляет 20 л/мин

(условия BTPS). Для членов экипажа должна быть предусмотрена возможность пользования чистым кислородом в случае необходимости.

(c) Пассажиры и бортпроводники.

(1) Для пассажиров и бортпроводников минимальный массовый расход кислорода для дыхания, потребляемого каждым человеком, при различных барометрических высотах в кабине должен быть не менее указанного в пункте (a) настоящего параграфа; при этом во время вдоха в трахеях должно поддерживаться среднее парциальное давление кислорода при пользовании кислородным оборудованием с масками:

(i) При барометрической высоте в кабине более 3000 м и до 5600 м включительно среднее парциальное давление кислорода в трахеях должно составлять не менее 100 мм рт. ст. при легочной вентиляции, равной 15 л/мин (условия BTPS), и количестве воздуха, обмениваемого за цикл "вдох - выдох", равном 700 $см^3$, при дыхании с равными промежутками времени.

(ii) При барометрической высоте в кабине более 5600 м и до 12 200 м включительно среднее парциальное давление кислорода в трахеях должно составлять 84 мм рт. ст. при легочной вентиляции, равной 30 л/мин (условия BTPS), и количестве воздуха, обмениваемого за цикл вдох - выдох, равном 1100 $см^3$, при дыхании с равными промежутками времени.

(d) В тех случаях, когда требуется использовать кислородное оборудование для оказания первой помощи, минимальный расход кислорода на одного человека должен быть не менее 4 л/мин (t = 0 °C; p = 760 мм рт.ст.; P_{H_2O} = 0 мм рт.ст.; условия STPD). Однако могут быть средства, позволяющие снизить этот расход, но не менее чем до 2 л/мин при любой барометрической высоте в кабине. Количество потребного кислорода должно основываться на среднем расходе, равном 3 л/мин на каждого человека, которому требуется первая помощь (расходы даны для условий STPD).

23.1447. Требования к кислородно-раздаточным приборам

Если установлены кислородно-раздаточные приборы, то они должны отвечать следующим требованиям:

(a) Должен быть предусмотрен индивидуальный раздаточный прибор для каждого человека, которому следует подавать дополнительный кислород. Каждый раздаточный прибор должен:

(1) Обеспечивать эффективное использование кислорода, подаваемого в прибор.

(2) Легко устанавливаться в правильном положении на лице пользователя.

(3) Иметь соответствующие средства удержания в правильном положении на лице.

(4) Если установлено радиооборудование, то кислородно-раздаточный прибор для летного экипажа во время его применения не должен препятствовать использованию этого радиооборудования и ведению связи с членами экипажа, когда летный экипаж находится на своих рабочих местах.

(5) Закрывать нос и рот пользователя.

(b) [Зарезервирован]

(c) [Зарезервирован]

(d) На самолетах с герметической кабиной, предназначенных для эксплуатации на высотах полета более 7600 м (25 000 футов) (от среднего уровня моря), должны применяться кислородно-раздаточные приборы, отвечающие следующим требованиям:

(1) Должен иметься присоединенный к штуцеру системы кислородного питания кислородно-раздаточный прибор для пассажиров, которым можно было бы немедленно воспользоваться любому человеку, где бы он ни сидел в самолете.

(2) Раздаточные приборы для членов летного экипажа должны автоматически подаваться каждому лицу, прежде чем высота по давлению в кабине превысит 4500 м (15 000 футов), или, в случае быстронадеваемого кислородно-раздаточного прибора, быть присоединенными к штуцеру подачи кислорода и быть доступными для немедленного использования членом экипажа, находящимся на своем рабочем месте.

(e) Если запрашивается сертификат для полетов на высотах более 9000 м (30 000 футов), то раздаточные приборы, обеспечивающие требуемый расход кислорода, должны автоматически подаваться каждому пассажиру, прежде чем высота по давлению в кабине превысит 4500 м (15 000 футов).

(f) При установке на борту автоматической системы раздаточных приборов (шланг и маска или другой прибор), на случай отказа автоматической системы экипаж должен быть снабжен ручными средствами для немедленной подачи раздаточных приборов.

23.1449. Средства для определения подачи кислорода

Должны быть предусмотрены средства, позволяющие экипажу определять, подается ли кислород к раздаточному оборудованию.

23.1450. Химические генераторы кислорода

(a) Применительно к настоящему параграфу химический генератор кислорода определяется как прибор для производства кислорода посредством химической реакции.

(b) Каждый химический генератор кислорода должен быть спроектирован и установлен с учетом следующих требований:

(1) Температура на поверхности, развиваемая генератором во время работы, не должна создавать опасности самолету или лицам, находящимся на борту (опасность воспламенения, ожога и выделения вредных веществ).

(2) Должны быть предусмотрены средства для стравливания опасного избыточного внутреннего давления.

(c) Помимо удовлетворения требований пункта (b) настоящего параграфа каждый портативный химический генератор кислорода, рассчитанный на длительную работу при условии своевременной замены отработанного генераторного элемента, должен быть снабжен надписью, содержащей следующую информацию:

(1) Расход кислорода, л/мин.

(2) Продолжительность подачи кислорода сменным элементом генератора, мин.

(3) Предупреждения, что заменяемый элемент может быть горячим, кроме случаев, когда конструкция генератора такова, что температура поверхности не может превысить 38 °C.

23.1451. Пожарная защита кислородного оборудования

Кислородное оборудование и трубопроводы должны:

(a) Не устанавливаться в любой установленной пожароопасной зоне.

(b) Быть защищены от перегрева, который может передаваться или исходить из пожароопасной зоны.

(c) Быть установлены таким образом, чтобы испаряющийся кислород не входил в контакт и не вызывал возгорание жидкости или паров, которые присутствуют в нормальных условиях эксплуатации или могут возникнуть в результате разрушения или рассоединения любой другой системы.

23.1453. Защита кислородного оборудования от разрушения

(a) Любой элемент кислородной системы должен обладать достаточной прочностью, чтобы выдерживать максимальные давления и температуры в сочетании с эксплуатационными нагрузками, приходящими от конструкции планера на элементы кислородной системы.

(b) Баллоны со сжатым кислородом и трубопроводы, соединяющие кислородные баллоны с перекрывными устройствами, должны быть:

(1) Защищены от воздействия небезопасных температур; и

(2) Размещены на самолете таким образом, чтобы свести к минимуму возможность и опасность их разрушения при аварийной посадке.

23.1457. Аварийные бортовые регистраторы звуковой информации

На самолете должен быть установлен бортовой регистратор звуковой информации, если экипаж самолета состоит из двух пилотов.

(a) Каждый аварийный бортовой регистратор звуковой информации, установка которого требуется эксплуатационными правилами, должен устанавливаться таким образом, чтобы он мог осуществлять следующие записи:

(1) Двусторонней переговорной связи с самолетом по радио.

(2) Разговора между членами летного экипажа в кабине экипажа.

(3) Внутренней связи между членами летного экипажа по СПУ.

(4) Звуковых опознавательных сигналов навигационного оборудования или оборудования для обеспечения захода на посадку, поступающих в наушники или громкоговорители.

(5) Переговорной связи, осуществляемой членами летного экипажа через самолетное громкоговорящее устройство при условии наличия такой системы и возможности использования четвертого канала в соответствии с требованиями пункта (c)(4)(ii) настоящего параграфа.

(b) Для соответствия требованиям, изложенным в пункте (a)(2) настоящего параграфа, в кабине пилота устанавливается микрофон, который должен располагаться в месте, наиболее удобном для записи переговоров, ведущихся с рабочих мест первого и второго пилота, а также переговоров других членов экипажа с первым или вторым пилотом. Микрофон должен размещаться так и, если это необходимо, предусилители и фильтры аварийного бортового регистратора звуковой информации должны быть так отрегулированы и их количество должно быть таким, чтобы при воспроизведении записи получить практически наиболее высокую степень разборчивости записи, проводимой в условиях шума в кабине экипажа. При оценке разборчивости записи может применяться повторное прослушивание или повторный просмотр записи.

(c) Каждый аварийный бортовой регистратор звуковой информации должен быть установлен таким образом, чтобы переговоры или звуковые сигналы, которые определены в пункте (a) данного параграфа, получаемые от указанных ниже источников, записывались на отдельный канал в следующем порядке:

(1) На первый канал - от каждого микрофона на штанге, в дыхательной маске или от ручного микрофона, авиагарнитуры или громкоговорителя, используемых на рабочем месте первого пилота.

(2) На второй канал - от каждого микрофона на штанге, в дыхательной маске или от ручного микрофона, авиагарнитуры или громкоговорителя, используемых на рабочем месте второго пилота.

(3) На третий канал - от смонтированного в кабине экипажа зонального микрофона.

(4) На четвертый канал:

(i) От каждого микрофона на штанге, в дыхательной маске или от ручного микрофона, авиагарнитуры или громкоговорителя, используемых на рабочих местах третьего и четвертого членов экипажа; или

(ii) Если места, указанные в пункте (c)(4)(i) настоящего параграфа, не предусмотрены, или сигнал, поступающий от источника, установленного в этом месте, принимает другой канал - от каждого микрофона, который используется в кабине экипажа вместе с громкоговорящим устройством, предусмотренным для связи с пассажирами, при условии, что сигналы от этого

источника не принимает другой канал.

(5) Все звуковые сигналы, принимаемые микрофонами, перечисленными в пунктах (c)(1), (2) и (4) настоящего параграфа, должны записываться без прерываний, независимо от положения кнопочного переключателя передатчика системы внутренней связи "СПУ-РАДИО". Конструкция должна обеспечивать возможность самопрослушивания для членов летного экипажа только при использовании системы внутренней связи, системы оповещения пассажиров или радиопередатчиков.

(6) Если установлено оборудование внешней цифровой связи, то аварийный бортовой регистратор звуковой информации может использоваться для записи информации внешнего обмена.

(d) Каждый аварийный бортовой регистратор звуковой информации должен быть установлен таким образом, чтобы:

(1) Он получал электропитание от шины, обеспечивающей максимально надежную эксплуатацию аварийного бортового регистратора звуковой информации без ущерба для функционирования важных и аварийных приемников электроэнергии.

(2) Имелись автоматические средства, одновременно останавливающие запись и исключающие работу всех устройств стирания записи не позднее чем через 10 мин после удара при аварии.

(3) Имелись звуковые или визуальные средства для предполетной проверки работы аварийного бортового регистратора звуковой информации.

(4) Любой единичный отказ во внешних цепях аварийного бортового регистратора звуковой информации не должен приводить к отказу регистратора звуковой и параметрической информации.

(5) При отсутствии на борту аварийного (альтернативного) источника электропитания или, если не предусмотрено, электропитания аварийного бортового регистратора звуковой информации от такого источника, имелся независимый источник электропитания:

(i) Который обеспечивает питание аварийного бортового регистратора звуковой информации и кабинных микрофонов в течение 10 мин;

(ii) Который расположен максимально возможно близко к аварийному бортовому регистратору звуковой информации;

(iii) На который питание аварийного бортового регистратора звуковой информации и кабинных микрофонов переключается автоматически при потере питания от бортовой системы электроснабжения.

(6) Имелся отдельный от регистратора параметрической информации (если требуется установка обоих) контейнер. В качестве аварийного бортового регистратора звуковой информации может быть установлен совмещенный аварийный регистратор (звуковой и параметрической

информации).

Примечание: Самолеты с максимальным взлетным весом 5700 кг или менее, подлежащие оборудованию аварийным бортовым регистратором звуковой информации и/или аварийным бортовым регистратором параметрической информации, могут оборудоваться одним совмещенным аварийным регистратором.

(1*) Совмещенный регистратор должен выполнять требования, относящиеся к регистраторам звуковой и параметрической информации. Контроль работоспособности и сигнализация результатов контроля по каждой выполняемой функции (звуковой или параметрической), должны осуществляться индивидуально. Каждое сообщение о работоспособности регистратора не должно относиться к более чем одной его функции. Отказ регистратора по одной функции не должен отражаться на выполнении другой функции.

(e) Контейнер аварийного бортового регистратора звуковой информации должен размещаться и монтироваться с учетом минимальной возможности поломки контейнера в результате удара при аварии и повреждения аварийного бортового регистратора звуковой информации от пожара.

(1) За исключением указанного в пункте (e)(2) данного параграфа, контейнер аварийного бортового регистратора звуковой информации должен находиться по возможности в наиболее удаленном месте в хвостовой части самолета, но не там, где установленные в хвостовой части двигатели могут его повредить во время удара.

(2) Если установлено два совмещенных регистратора звуковой и параметрической информации вместо одного регистратора параметрической и одного регистратора звуковой информации, то установленный вместо аварийного бортового регистратора звуковой информации совмещенный регистратор должен устанавливаться вблизи кабины экипажа.

(f) Если аварийный бортовой регистратор звуковой информации снабжен устройством для стирания записи, то установка его должна быть рассчитана таким образом, чтобы обеспечить минимальную возможность случайного срабатывания указанного устройства во время удара при аварии.

(g) Каждый контейнер аварийного бортового регистратора звуковой информации должен:

(1) Быть ярко-оранжевым или ярко-желтым и иметь надписи: "АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРАТОР" на русском языке и VOICE RECORDER на английском языке. Совмещенный аварийный регистратор должен быть обозначен "АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРАТОР" на русском языке и CRASH RECORDER на английском языке.

(2) Иметь на наружной поверхности отражательную ленту, облегчающую обнаружение его под водой.

(3) Иметь устройство, если таковое требуется правилами эксплуатации, помогающее обнаружить его под водой и установленное на контейнере или рядом с ним таким образом, чтобы обеспечить минимальную вероятность отделения его от контейнера при ударе во время аварии.

23.1459. Аварийные бортовые регистраторы параметрической информации

(a) Каждый аварийный бортовой регистратор параметрической информации, установка которого требуется эксплуатационными правилами, должен быть установлен таким образом, чтобы:

(1) В него поступали данные о воздушной скорости, высоте и курсе от источников, точность которых отвечает соответствующим требованиям 23.1323, 23.1325, 23.1327.

(2) Датчик вертикального ускорения был прочно укреплен и размещен в продольном направлении либо в принятом диапазоне центровок самолета, либо за пределами центровки в диапазоне, не превышающем 25% средней аэродинамической хорды самолета.

(3) Он питался электроэнергией от шины, обеспечивающей максимальную надежность работы аварийного бортового регистратора параметрической информации, не создавая угрозы нормальной работе жизненно важных или аварийных приемников электроэнергии.

(4) Имелись звуковые или визуальные средства для предполетного контроля аварийного регистратора параметрической информации, позволяющие определить правильное осуществление записи на носителе информации.

(5) Имелись автоматические средства для одновременной остановки записи в аварийном бортовом регистраторе параметрической информации, имеющем устройство стирания, и прекращения работы всех устройств стирания записи не позднее чем через 10 мин после удара при аварии, за исключением аварийных бортовых регистраторов параметрической информации, питание к которым подается только от системы генератора, приводимого двигателем.

(6) Любой единичный отказ во внешних цепях взаимодействующего оборудования не должен приводить к отказу аварийного бортового регистратора параметрической информации.

(7) Имелся отдельный от регистратора звуковой информации (если требуется установка обоих) контейнер.

В качестве аварийного регистратора параметрической информации может быть установлен совмещенный аварийный регистратор (звуковой и параметрической информации).

Примечания: 1. Самолеты с максимальным взлетным весом 5700 кг или менее, подлежащие оборудованию бортовым аварийным регистратором звуковой и/или аварийным регистратором параметрической информации, могут оборудоваться одним совмещенным аварийным регистратором.

2. На самолете, выполняющем регулярные коммерческие перевозки, должен быть установлен бортовой аварийный регистратор параметрической информации, если это требуется эксплуатационными правилами.

(1*) Совмещенный регистратор должен выполнять требования, относящиеся к регистраторам звуковой и параметрической информации. Контроль работоспособности и сигнализация результатов контроля по каждой выполняемой функции (звуковой или параметрической), должны

осуществляться индивидуально. Каждое сообщение о работоспособности регистратора не должно относиться более чем к одной его функции. Отказ регистратора по одной функции не должен отражаться на выполнении другой функции.

Примечание. Если установлено оборудование внешней цифровой связи, то аварийный бортовой регистратор параметрической информации может использоваться для записи информации внешнего обмена.

(b) Каждый некатапультируемый контейнер аварийного бортового регистратора параметрической информации должен устанавливаться и монтироваться таким образом, чтобы снизить до минимума вероятность разрушения контейнера в результате удара при аварии и повреждения аварийного бортового регистратора параметрической информации от пожара. Для соответствия этому требованию контейнер аварийного бортового регистратора параметрической информации должен размещаться в хвостовой части как можно дальше, однако нет необходимости устанавливать его в задней части герметического отсека и, кроме того, его не следует устанавливать в местах, где он может быть поврежден при аварии двигателями, расположенными сзади.

(c) Должно быть установлено соотношение между данными аварийного бортового регистратора параметрической информации о воздушной скорости, высоте и курсе и соответствующими показаниями (с учетом поправок) приборов первого пилота. Это соотношение должно быть определено для полного диапазона воздушных скоростей, высот и для 360° по курсу. Эти соотношения могут быть определены на земле в соответствии с установленными методиками.

(d) Каждый контейнер аварийного бортового регистратора параметрической информации должен:

(1) Быть ярко-оранжевым или ярко-желтым и иметь надписи: "АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРАТОР" на русском языке и FLIGHT RECORDER на английском языке.

Совмещенный аварийный регистратор должен быть обозначен "АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРАТОР" на русском языке и CRASH RECORDER на английском языке.

(2) Иметь на наружной поверхности отражательную ленту, облегчающую обнаружение его под водой.

(3) Иметь устройство, если таковое требуется правилами эксплуатации, помогающее обнаружить его под водой и установленное на контейнере или рядом с ним таким образом, чтобы обеспечить минимальную вероятность отделения его от контейнера при ударе во время аварии.

23.1461. Оборудование, содержащее роторы с большой кинетической энергией

(a) Оборудование, такое, как ВСУ и агрегаты приводов с постоянной скоростью, содержащее роторы большой энергии, должно удовлетворять требованиям пунктов (b), (c) и (d) настоящего параграфа.

(b) Роторы с большой кинетической энергией, имеющиеся в оборудовании, должны быть способны противостоять разрушению в условиях повреждений, вызванных неисправностями,

вибрацией, нарушением скоростных и температурных режимов. Кроме того:

(1) Вспомогательные корпуса роторов должны обладать способностью локализации повреждений, возникающих в результате разрушения лопаток ротора с большой кинетической энергией.

(2) Регулирующие устройства, системы и приборы оборудования должны надежно гарантировать, что в процессе эксплуатации не будет превышено ни одно эксплуатационное ограничение, влияющее на целостность роторов с большой кинетической энергией.

(c) Должно быть доказано испытаниями, что оборудование, содержащее роторы с большой кинетической энергией, может локализовать любое разрушение (отказ) ротора с большой кинетической энергией, которое происходит при наибольшей скорости, достижимой при недействующих устройствах регулирования нормальной скорости.

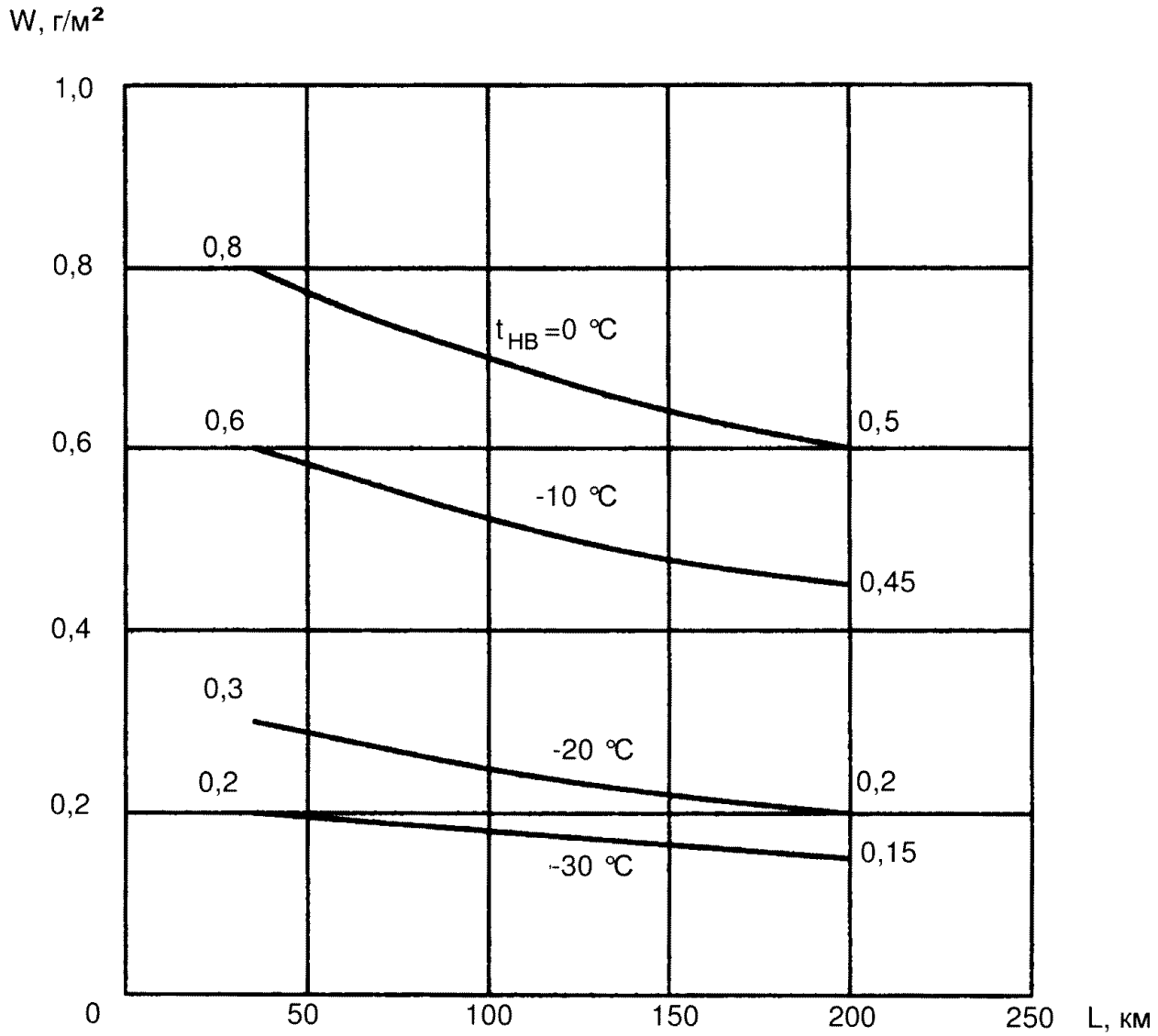
(d) Оборудование, содержащее роторы с большой кинетической энергией, должно устанавливаться в таких местах, где разрушение ротора не будет подвергать опасности находящихся на борту людей или отрицательно влиять на продолжение безопасного полета.

Приложение П23.1419.
Условия обледенения

Метеорологические условия обледенения определяются следующими параметрами: водностью, среднеарифметическим диаметром капель, температурой наружного воздуха, протяженностью зоны обледенения.

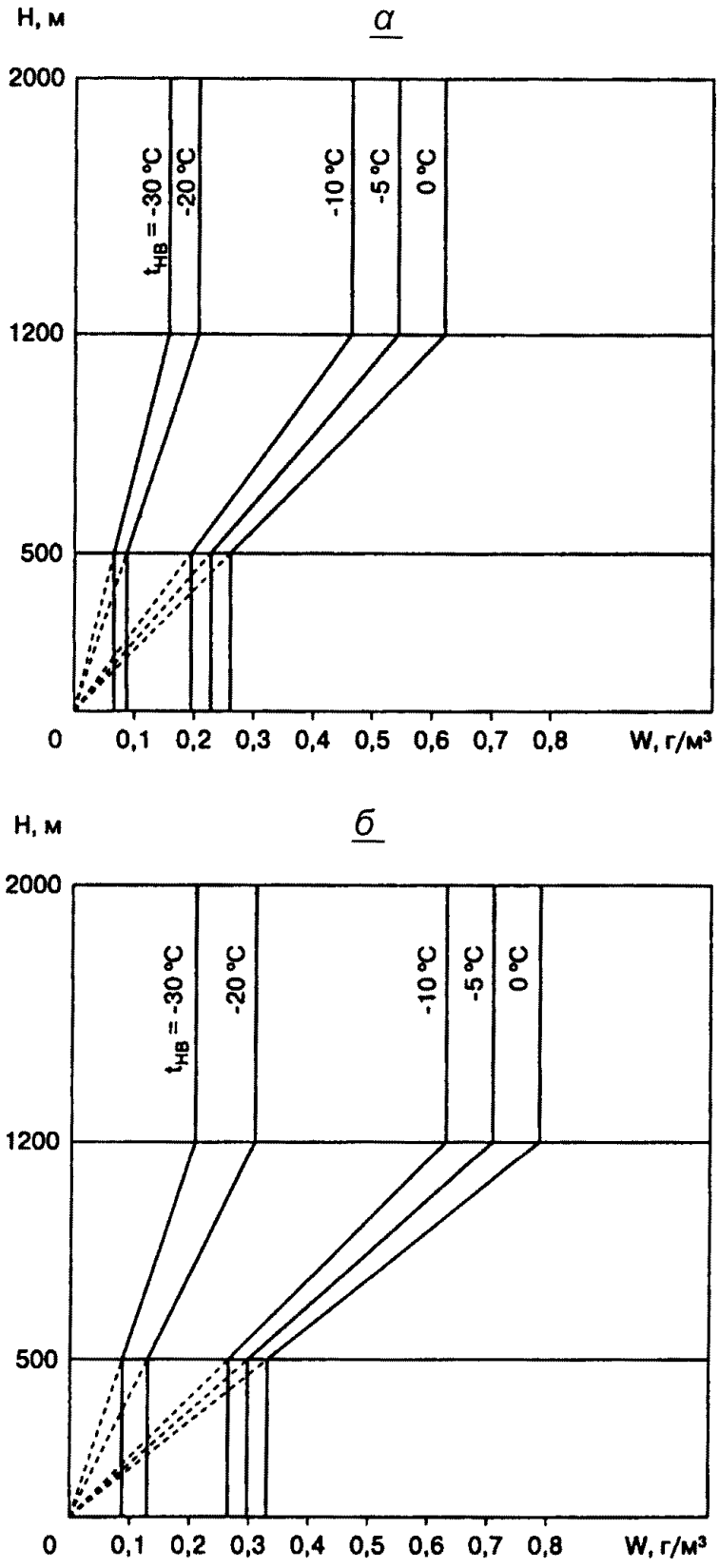
(a) Максимальное длительное обледенение. Определяется значениями водности, представленными на рис. 1 и 2, при горизонтальной протяженности зоны обледенения от 32 до 200 км в диапазоне температур наружного воздуха и высот, приведенном на рис. 3. Для любой температуры наружного воздуха и горизонтальной протяженности зоны обледенения принимаются постоянными вертикальная протяженность облака, равная 2000 м, и среднеарифметический диаметр капель, равный 20 мкм. Приведенные на рис. 1 значения водности являются максимальными на высотах более 1200 м. На высотах от 1200 до 500 м водность изменяется по линейному закону от соответствующих значений, представленных на рис. 1, до нуля на уровне моря; при этом на высотах менее 500 м водность принимается равной значению на высоте 500 м (см. рис. 2).

(b) Максимальное кратковременное обледенение. Определяется значениями водности, представленными на рис. 4, при горизонтальной протяженности зоны обледенения от 5 до 10 км в диапазоне температур наружного воздуха и высот, приведенном на рис. 5. Для любой температуры наружного воздуха принимается постоянным среднеарифметический диаметр капель, равный 20 мкм.



Зависимость водности от горизонтальной протяженности зоны обледенения в условиях максимального длительного обледенения в диапазоне высот от 0 до 9500 м для облаков (слоистообразных) с максимальной вертикальной протяженностью 2000 м и среднеарифметическим диаметром капель 20 мкм

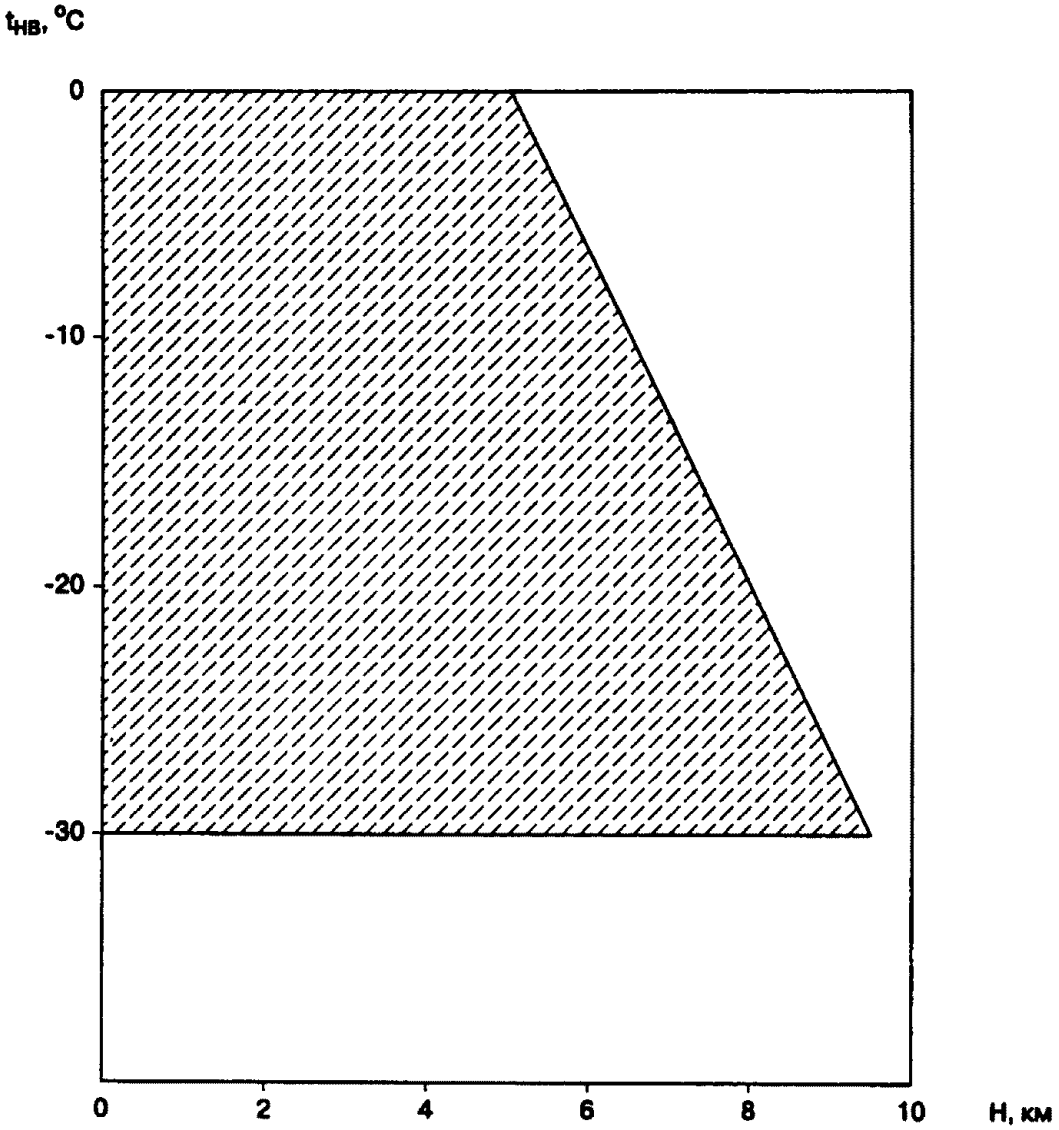
Рисунок 1



Зависимость водности от вертикальной протяженности зоны

обледенения а - L = 200 км; б - L = 32 км

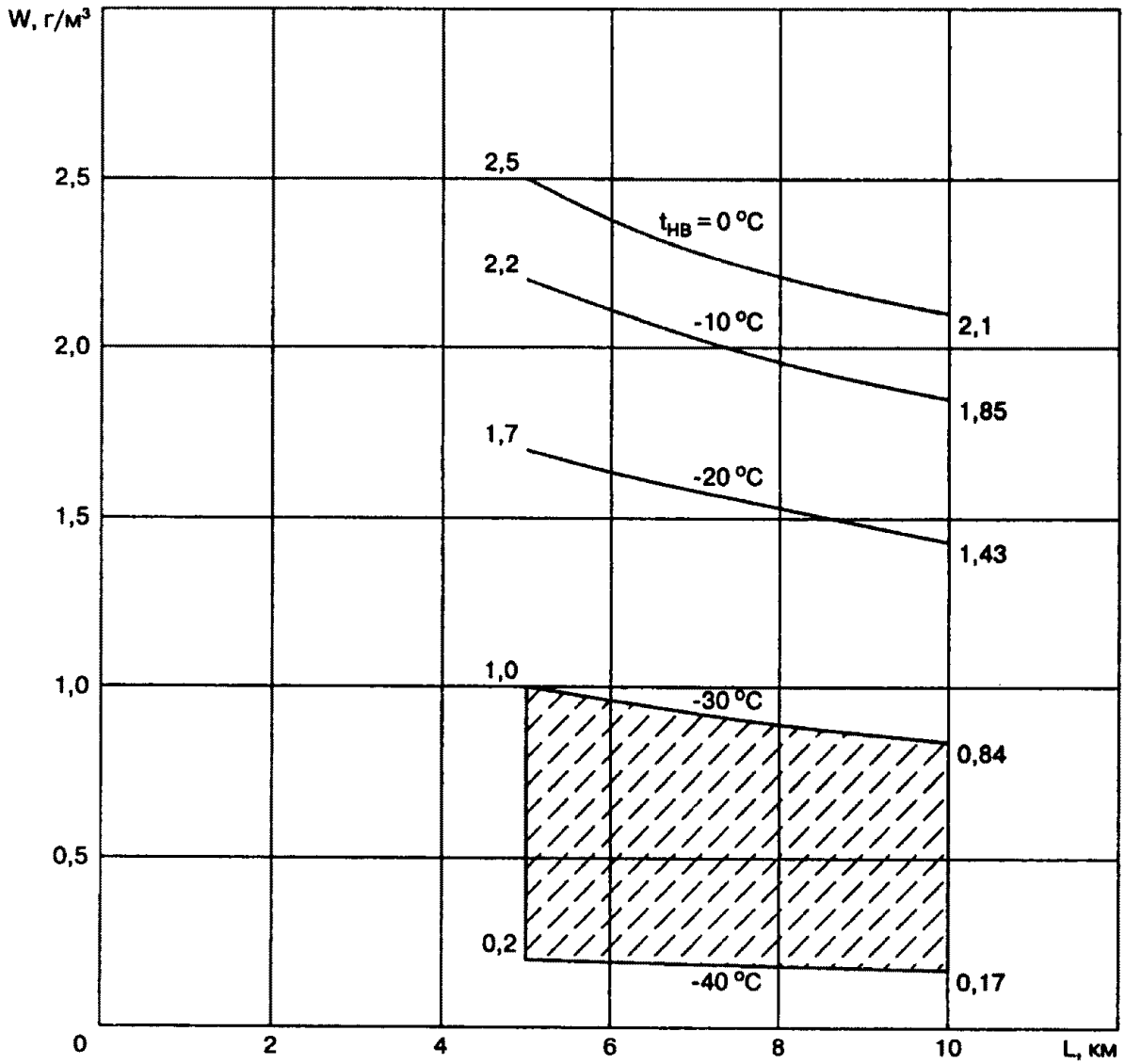
Рисунок 2



Зона возможного обледенения, определяемая высотой
и температурой наружного воздуха, для условий максимального
длительного обледенения

Рисунок 3

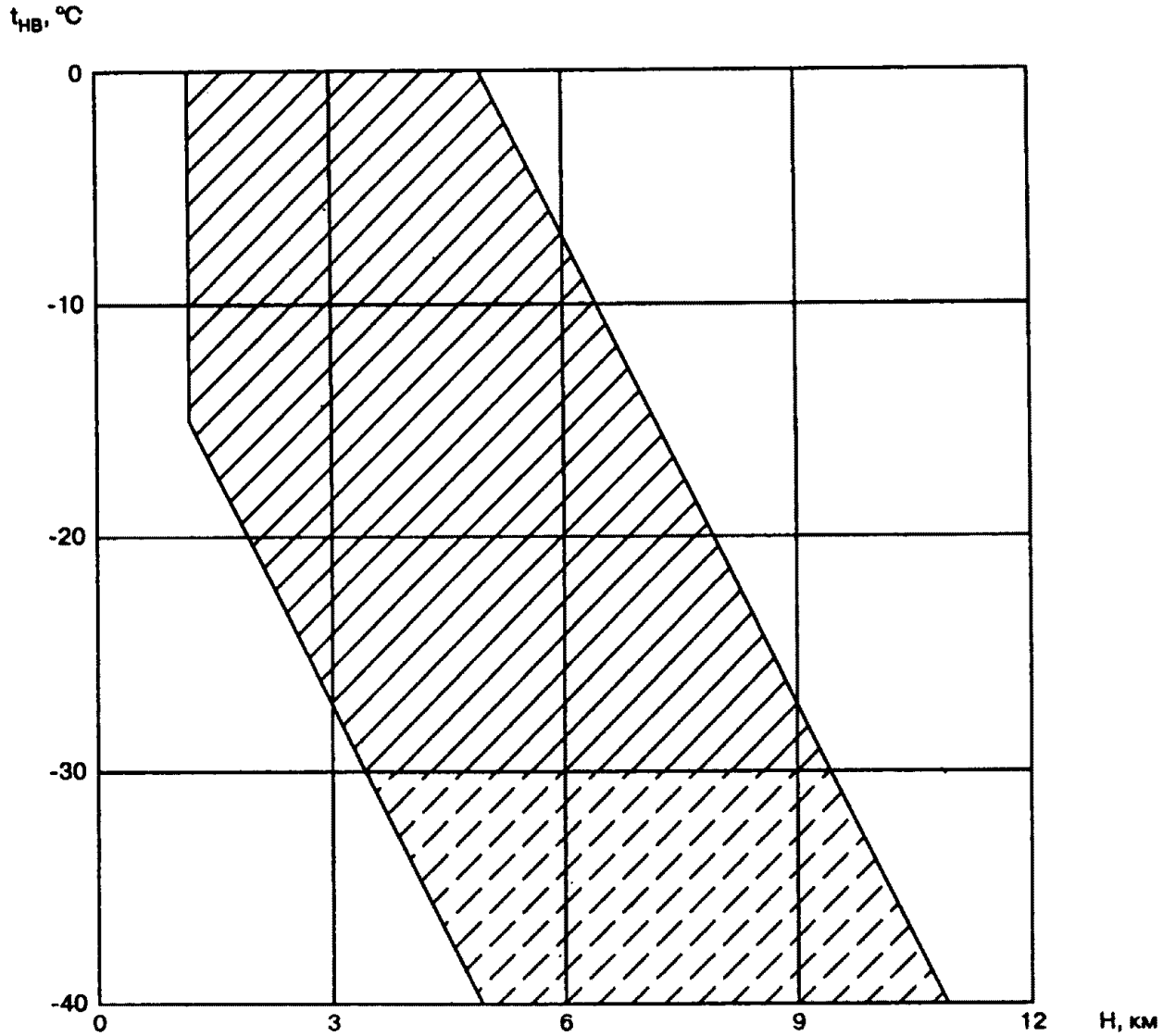
Документ предоставлен КонсультантПлюс
Дата сохранения: 29.10.2019



Зависимость водности от горизонтальной протяженности зоны обледенения в условиях максимального кратковременного обледенения в диапазоне высот от 1200 до 11 000 м для облаков (кучевообразных) со среднеарифметическим диаметром капель 20 мкм

При $t_{НВ}$ = -30...-40 °C - зона возможного расширения условий (по требованию Заказчика)

Рисунок 4



Зона возможного обледенения, определяемая высотой
и температурой наружного воздуха, для условий максимального
кратковременного обледенения

При $t_{НВ}$ = -30...-40 °C - зона возможного расширения условий
(по требованию Заказчика)

Рисунок 5

ДОПОЛНЕНИЕ 23F

23F.8.1. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ОБОРУДОВАНИЮ

8.1.3.5. Бортовое оборудование должно быть сконструировано, изготовлено и установлено на самолете таким образом, чтобы при выполнении полетов в ОУЭ обеспечивались действующие

требования по эшелонированию и точности самолетовождения и пилотирования.

8.1.3.12. Температура любой части устройств, требующих регулировки во время работы, не должна превышать температуры окружающей среды более чем на 20 °C. Температура наружных поверхностей устройств (за исключением горячих поверхностей кухонного оборудования), установленных на самолете в таких местах, которые могут быть доступны для пассажиров и экипажа, или там, где эти устройства могут соприкасаться с их вещами, не должна превышать +70 °C при температуре окружающего воздуха +20 °C.

8.1.3.13. Бортовое оборудование должно быть сконструировано, изготовлено и установлено на самолете таким образом, чтобы при пользовании его органами управления при всех возможных положениях, а также при нарушении необходимой последовательности рабочих операций не могли возникнуть повреждения как данного оборудования, так и другого оборудования, каким-либо образом с ним связанного. Органы управления и регулировки, которые не используются в полете, должны быть недоступны для экипажа.

8.1.3.17. Все функциональные системы, потребляющие, генерирующие, преобразующие или распределяющие электроэнергию или электрические сигналы (включая цепи электропитания, управления, передачи информации и антенно-фидерные устройства), должны быть сконструированы, изготовлены и установлены на самолете таким образом, чтобы при их одновременной работе, возможной в процессе эксплуатации, не создавались такие электромагнитные помехи РТО НП, РСО или электронным устройствам, которые приводят к нарушению их работоспособности или возникновению особых ситуаций. Допускается наличие электромагнитных помех, не приводящих к возникновению особой ситуации, хуже чем усложнение условий полета, если обеспечивается возможность разнесения по времени работы источника и приемника помех.

8.1.3.18. Состав и содержание прилагаемой к самолету и оборудованию технической документации должны обеспечивать правильную эксплуатацию, обслуживание, хранение и транспортировку оборудования. Оборудование должно иметь маркировку, обеспечивающую четкую идентификацию изделий.

23F.8.2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.2.1. Состав и характеристики пилотажно-навигационного оборудования определяются исходя из ОУЭ самолета.

8.2.2. Средства измерения высотно-скоростных параметров

8.2.2.1. Средства измерения высотно-скоростных параметров должны включать:

При полетах по ПВП:

- два независимых тракта барометрической высоты;

- два независимых тракта приборной скорости.

При полетах по ППП:

- два независимых тракта измерения вертикальной скорости;

- не менее трех независимых трактов измерения высоты, из которых не менее двух должны быть обеспечены средствами контроля неисправности в полете.

Средства измерения и стабилизации заданной барометрической высоты должны иметь характеристики точности и надежности, обеспечивающие безопасное выполнение полета в действующей системе вертикального эшелонирования. Для выполнения указанных требований самолет должен быть оборудован:

- средствами контроля и сигнализации отклонения от высоты заданного эшелона;

- средствами передачи барометрической высоты в систему УВД и в средства автоматической стабилизации высоты.

8.2.3. Средства определения курса

8.2.3.1. Средства определения курса в условиях полета по ППП должны включать в свой состав как минимум два датчика гироскопического (стабилизированного) курса, один датчик магнитного курса, автономный магнитный компас (типа КИ), а также индикаторы магнитного и/или истинного, и/или приведенного (к магнитному или истинному меридиану) курсов у каждого пилота. Индикация курса должна осуществляться от различных датчиков гироскопического (стабилизированного) курса, получающих питание от различных независимых подсистем (каналов) электроснабжения.

Примечание. Допускается определение магнитного курса другими способами, например вычислением.

8.2.4. Средства определения крена и тангажа (система авиагоризонтов)

8.2.4.1. Любой единичный отказ в системе авиагоризонтов, в том числе единичный отказ в системе электроснабжения, не должен приводить к отказу более чем одного авиагоризонта.

8.2.4.3. Индикация углов крена и тангажа на всех авиагоризонтах должна быть идентична с индикацией основных авиагоризонтов в такой степени, чтобы обеспечивалось сравнение показаний авиагоризонтов.

8.2.4.5. На самолете, предназначенном для полетов в условиях ППП, полная потеря индикации пространственного положения должна рассматриваться как катастрофическая ситуация. Прекращение индикации пространственного положения самолета на любом авиагоризонте без сигнализации должно быть событием не более частым, чем крайне маловероятное. При этом должны выполняться требования пункта 3.3 раздела А-0 настоящих Норм.

8.2.4.6. Резервный авиагоризонт должен быть подключен к системе электроснабжения самолета (СЭС) таким образом, чтобы его электропитание было обеспечено без дополнительных действий со стороны экипажа и без коммутаций цепей электропитания при отказе всех генераторов, приводимых во вращение маршевыми двигателями. В качестве резервного

авиагоризонта на самолете должен устанавливаться авиагоризонт, сохраняющий работоспособность и функционирующий после пребывания в условиях изменения крена и тангажа в диапазоне ± 360°.

8.2.5. Средства определения воздушных параметров

8.2.5.3. Одна из систем восприятия как полного, так и статического давления должна быть предназначена только для присоединения приборов, используемых первым пилотом.

8.2.5.9. Герметичность системы восприятия воздушных давлений с подключенными потребителями, кроме мест выхода в атмосферу, должна быть такова, чтобы при начальных разрежениях (давлениях), соответствующих скорости 200 км/ч, спадание стрелки прибора за 1 мин не превышало 1 км/ч, а для скорости 700 км/ч - 2 км/ч.

8.2.7. Средства автоматического управления

8.2.7.1. Функции, выполняемые средствами автоматического управления, определяются для каждого типа самолета в зависимости от назначения и особенностей его использования.

8.2.7.2. Операции управления САУ должны быть простыми, а их осуществление должно быть доступным как первому, так и второму пилоту, а также другим членам экипажа, выполняющим необходимые действия в соответствии с РЛЭ.

8.2.7.3. Включение САУ, переключение режимов и отключение должно сопровождаться соответствующей сигнализацией, формируемой по информации о срабатывании исполнительных устройств, включающих заданный режим. Эта сигнализация должна быть легко различимой с рабочих мест обоих пилотов. В случае если возможно непроизвольное переключение режимов САУ или ее отключение (например, случайным перемещением штурвала), а также при изменениях режимов САУ, осуществляемых автоматически, сигнализация должна быть достаточно эффективной для предотвращения несвоевременного обнаружения пилотами включения другого режима или отключения САУ.

8.2.7.5. Включение и выключение САУ, а также переключение режимов ее работы не должны приводить к приращению нормальной перегрузки, превышающему по абсолютной величине 0,15 (без учета приращения нормальной перегрузки от управляющих воздействий).

8.2.7.6. Сигналы исправности взаимодействующего с САУ оборудования должны использоваться для предотвращения работы САУ с неисправным оборудованием. С этой целью при снятии сигналов исправности должно быть обеспечено выполнение любого из следующих условий:

- автоматическое переключение, САУ на работу с исправным оборудованием с сохранением текущего режима работы САУ;

- автоматическое переключение САУ на другой исправный режим;

- автоматическое отключение САУ.

8.2.7.8. Должны быть приняты меры, исключающие неправильное соединение блоков (элементов) САУ, а также неправильное подсоединение к САУ взаимодействующих систем, устройств или датчиков при выполнении технического обслуживания САУ.

8.2.7.11. Органы быстрого отключения автомата тяги двигателя (АТД) должны размещаться на рычагах управления двигателями и обеспечивать возможность отключения АТД рукой, положенной на рычаги управления для их перемещения вручную.

8.2.7.15. На самолете, балансировка которого в течение полета с включенной САУ может измениться в пределах, вызывающих затруднения для пилота при взятии управления на себя, должно быть осуществлено автоматическое триммирование усилий на рычагах управления с индикацией пилотам и/или обеспечена только индикация усилий, дающая пилоту возможность сбалансировать самолет по усилиям так, чтобы в обоих случаях при отключении АП приращение нормальной перегрузки не превышало по абсолютной величине 0,15.

8.2.7.16. Должно быть обеспечено раздельное ручное отключение АТД от органов управления каждым двигателем. Перемещение рычагов управления двигателями при работе АТД и их динамика должны соответствовать рекомендациям Разработчика двигателей.

8.2.9. Средства сигнализации

8.2.9.1. Самолеты, имеющие ограничения:

- по максимальной приборной скорости;

- по предельному эксплуатационному углу крена;

- по максимально допустимому углу атаки - должны быть оборудованы сигнализацией, соответствующей категории, предупреждающей экипаж о выходе самолета за пределы ограничений.

8.2.10. Средства контроля исправности крена, тангажа, курса, барометрической высоты и приборной скорости

8.2.10.1. Указывающие приборы, отображающие углы крена, тангажа и курса, а также барометрическую высоту и приборную скорость, кроме механических приборов (приборы барометрической высоты, приборной скорости и магнитный компас типа КИ), должны иметь сигнализацию отказов тракта измерения параметра, в том числе электропитания.

Примечание. Допускается отсутствие сигнализации отказа курса на радиомагнитных индикаторах (РМИ).

8.2.10.2. У одного из пилотов в условиях полета по ППП без дополнительных действий со стороны любого члена экипажа должна обеспечиваться индикация углов крена, тангажа и гироскопического (гиромагнитного) курса после возникновения в трактах измерения этих параметров любого единичного отказа, в том числе отказа электропитания. При появлении единичных отказов должно быть обеспечено такое оповещение пилотов, которое исключает использование недостоверной информации по крену, тангажу и курсу.

8.2.11. Разное оборудование

8.2.11.1. На самолетах должно устанавливаться следующее оборудование:

- часы с секундной стрелкой, показывающие часы, минуты и секунды;

- индикатор скольжения.

8.2.11.2. На самолеты, выполняющие фигуры высшего пилотажа, должен устанавливаться прибор или индикатор нормальной перегрузки с индикацией максимальной эксплуатационной перегрузки.

8.2.11.3. На самолетах, выполняющих полеты по ППП, должна обеспечиваться индикация координат места нахождения самолета.

23F.8.3. РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ НАВИГАЦИИ, ПОСАДКИ И УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ (РТО НП и УВД)

8.3.2. Общие требования

8.3.2.2. Для обеспечения безопасного продолжения и завершения полета при отказах основных источников электроэнергии в соответствии с требованиями 23.1351(b)(4)(i) должно быть обеспечено функционирование как минимум:

- одной из систем навигации,

- одной из систем посадки.

8.3.3. Требования к составу оборудования

Состав РТО НП и УВД определяется исходя из ОУЭ сертифицируемого самолета.

8.3.4. Требования к радиотехническому оборудованию навигации, посадки и управления воздушным движением

8.3.4.1. Радиотехническое оборудование измерения малых высот

8.3.4.1.1. Радиотехническое оборудование измерения малых высот совместно с другим оборудованием должно обеспечивать:

- измерение истинной высоты полета с необходимой точностью;

- выдачу информации об истинной высоте и отказах в виде визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются;

- выдачу экипажу сигналов предупреждения о снижении самолета до заранее установленной истинной высоты.

8.3.4.1.2. Радиотехническое оборудование измерения малых высот должно обеспечивать выполнение указанных выше функций при всех эксплуатационных значениях углов крена и тангажа, а также при всех возможных конфигурациях самолета.

8.3.4.2. Радиотехническое оборудование посадки

8.3.4.2.1. Радиотехническое оборудование посадки СП и/или ILS

8.3.4.2.1.1. Радиотехническое оборудование посадки должно обеспечивать при работе с наземными системами посадки СП и ILS:

- определение положения самолета относительно линий курса и глиссады радиомаячных систем с точностью и до высот, соответствующих посадочному минимуму, установленному для данного самолета;

- выдачу информации о положении самолета относительно линий курса и глиссады радиомаячных систем и об отказах для визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются;

- выдачу информации о пролете маркерных радиомаяков (МРМ) в виде визуальной и звуковой сигнализации, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование.

8.3.4.2.1.2. Работоспособность курсового канала радиотехнического оборудования посадки должна обеспечиваться во всех ожидаемых условиях эксплуатации:

- на удалении не менее 45 км при относительной высоте полета над аэродромом 600 м в пределах линейной зоны радиомаяка и отклонении продольной оси самолета в горизонтальной плоскости от направления на радиомаяк до $\pm$ 20°;

- на удалении не менее 18 км при относительной высоте полета над аэродромом 300 м и отклонении продольной оси самолета в горизонтальной плоскости от направления на радиомаяк до $\pm$ 90°.

8.3.4.2.1.3. Работоспособность глиссадного канала радиотехнического оборудования посадки должна обеспечиваться во всех ожидаемых условиях эксплуатации на удалении не менее 18 км при относительной высоте полета над аэродромом 300 м в пределах $\pm$ 8° от оси ВПП относительно глиссадного радиомаяка и отклонении продольной оси самолета в горизонтальной плоскости от направления на радиомаяк до $\pm$ 45°.

8.3.4.2.1.4. Качество сигналов отклонения от линии курса и глиссады должно быть таким, чтобы обеспечивалось приемлемое качество пилотирования на всех режимах захода на посадку, принятых для данного самолета.

8.3.4.2.1.5. Сигнализация - световая и (или) звуковая - при пролете маркерных маяков при заходе на посадку по линиям курса и глиссады должна обеспечиваться в зоне: над дальним МРМ - 600 $\pm$ 200 м, над ближним (средним) МРМ - 300 $\pm$ 100 м, при угле наклона глиссады от 2,5 до

3°.

8.3.4.2.3. Радиотехническое оборудование посадки дециметрового диапазона

8.3.4.2.3.1. Радиотехническое оборудование посадки дециметрового диапазона должно обеспечивать при работе с наземными маяками посадки ДМВ-диапазона:

- определение положения самолета относительно линий курса и глиссады радиомаячных систем с точностью и до высот, соответствующих посадочному минимуму, установленному для данного самолета;

- определение дальности самолета до ретранслятора дальномера;

- выдачу информации о положении самолета относительно линий курса и глиссады радиомаячных систем и об отказах в виде визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются;

- выдачу информации о дальности в виде электрических сигналов для визуальной индикации экипажу и в другое бортовое оборудование.

8.3.4.2.3.2. Работоспособность курсового канала радиотехнического оборудования посадки ДМВ-диапазона должна обеспечиваться на удалении от маяка не менее 45 км при относительной высоте полета над аэродромом 600 м.

8.3.4.2.3.3. Работоспособность глиссадного канала радиотехнического оборудования посадки ДМВ-диапазона должна обеспечиваться на удалении от маяка не менее 18 км при относительной высоте полета над аэродромом 300 м.

8.3.4.2.3.4. Работоспособность дальномерного канала радиотехнического оборудования посадки ДМВ-диапазона должна обеспечиваться на удалении от маяка не менее 50 км при относительной высоте полета над аэродромом 600 м.

8.3.4.2.3.5. Качество сигналов отклонения от линий курса и глиссады должно быть таким, чтобы обеспечивалось приемлемое качество пилотирования во всех режимах захода на посадку, принятых для данного типа самолета.

8.3.4.3. Радиокомпасы (АРК)

8.3.4.3.1. Радиокомпас совместно с другим оборудованием должен обеспечивать:

- получение отсчета курсового угла радиостанции (КУР) и выдачу информации об отказах в виде визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются;

- осуществление полета на радиостанцию и от нее;

- определение пеленга на радиостанцию и от нее;

- выдачу сигналов опознавания наземных радиостанций.

8.3.4.3.2. Дальность действия АРК при работе по приводным радиостанциям на высоте полета 1000 м. должна быть не менее 140 км.

8.3.4.3.3. При пролете над приводной радиостанцией зона неустойчивой работы АРК не должна превышать высоты полета (H).

Примечание. На самолетах, на которых АРК является резервным средством навигации, допускается увеличение зоны неустойчивой работы АРК до 1,5 H.

8.3.4.4. Радиолокационные ответчики УВД

8.3.4.4.1. Радиолокационный ответчик УВД при работе со вторичными наземными радиолокаторами на трассах и в зонах аэродромов должен обеспечивать излучение по запросу наземных радиолокаторов кодированного сигнала, содержащего координатный и информационный коды, включающие в себя как минимум следующую информацию: номер самолета, высоту полета, сигнал бедствия. Потребные режимы работы ответчика ("УВД" и "RBS") определяются в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации самолета.

При установке на самолете адресного ответчика УВД, кроме вышеизложенного, при работе со вторичными адресными радиолокаторами должны обеспечиваться прием запросных сигналов в адресных форматах и выдача содержащейся в них информации бортовым потребителям, а также соответствующие ответы адресным радиолокаторам с передачей информации от бортовых датчиков в адресных форматах сигналов.

8.3.4.4.2. Дальность действия радиолокационного ответчика УВД должна быть не менее

$$Д = 0,75\left[4,12(\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2})\right],$$

где:

Д - дальность, км;

H_1 - высота установки антенны наземного радиолокатора, м;

H_2 - высота полета самолета, м;

0,75 - безразмерный коэффициент;

4,12 - масштабный коэффициент радиогоризонта в км/$м^{1/2}$.

8.3.4.5. Радиотехническое оборудование ближней навигации (угломерно-дальномерное) дециметрового диапазона

8.3.4.5.1. Радиотехническое оборудование ближней навигации должно обеспечивать в зоне действия радиомаяков:

- определение азимута и дальности самолета относительно маяка с точностью, необходимой

для самолетовождения по установленным воздушным коридорам;

- выдачу информации об азимуте, дальности и об отказах в виде визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются.

8.3.4.5.2. Дальность действия радиотехнического оборудования ближней навигации должна быть не менее

$$Д = 0,75\left[4,12(\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2})\right],$$

где:

Д - дальность, км;

H_1 - высота установки антенны наземного радиолокатора, м;

H_2 - высота полета самолета, м;

0,75 - безразмерный коэффициент;

4,12 - масштабный коэффициент радиогоризонта, км/$м^{1/2}$.

8.3.4.6. Радиотехническое оборудование угломерной системы VOR

8.3.4.6.1. Радиотехническое оборудование угломерной системы VOR должно обеспечивать в зоне действия радионавигационных маяков:

- определение углового положения самолета относительно маяков угломерной системы VOR с точностью, необходимой для пилотирования самолета по установленным воздушным коридорам совместно с другим оборудованием, в направлениях на маяк и от маяка;

- выдачу информации об угловом положении самолета и об отказах в виде визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются.

8.3.4.6.2. Дальность действия радиотехнического оборудования угломерной системы VOR должна быть не менее

$$Д = 0,75\left[4,12(\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2})\right],$$

где:

Д - дальность, км;

H_1 - высота установки антенны наземного радиолокатора, м;

H_2 - высота полета самолета, м;

0,75 - безразмерный коэффициент;

4,12 - масштабный коэффициент радиогоризонта, км/м$^{1/2}$ - в секторе $\pm$ 30° от продольной оси самолета и 0,8Д - для остальных боковых пеленгов при работе с наземными маяками, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

8.3.4.7. Радиотехническое оборудование дальномерной системы DME

8.3.4.7.1. Радиотехническое оборудование дальномерной системы DME должно обеспечивать:

- определение дальности самолета относительно маяков системы с точностью, необходимой для пилотирования самолета по установленным воздушным коридорам совместно с другим оборудованием;

- выдачу информации о дальности и об отказах в виде визуальной индикации экипажу на собственный индикатор и/или на пилотажно-навигационные приборы, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются.

8.3.4.7.2. Дальность действия радиотехнического оборудования дальномерной системы DME должна быть не менее

$$Д = 0,75\left[4,12(\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2})\right],$$

где:

Д - дальность, км;

H_1 - высота установки антенны наземного радиолокатора, м;

H_2 - высота полета самолета, м;

0,75 - безразмерный коэффициент;

4,12 - масштабный коэффициент радиогоризонта, км/м$^{1/2}$.

8.3.4.8. Доплеровские измерители путевой скорости и угла сноса (ДИСС)

Доплеровские измерители при полете на высотах не менее 10 м над любой поверхностью (в том числе над водной поверхностью при волнении ≥ 2 балла) и при эволюциях самолета с эксплуатационными значениями углов крена и тангажа совместно с другим оборудованием должны обеспечивать:

- определение путевой скорости и угла сноса самолета с требуемыми точностью и диапазонами их значений;

- выдачу информации о путевой скорости, об угле сноса и отказах в виде визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются.

Примечание. Допускаются переходы ДИСС в режим "Память" при углах крена более 30°.

8.3.4.9. Радиолокационное метеонавигационное оборудование

8.3.4.9.1. Радиолокационное метеонавигационное оборудование совместно с другим оборудованием должно обеспечивать:

- получение и отображение информации об опасных метеообразованиях на экранах устройств отображения информации (индикаторе радиолокационного метеонавигационного оборудования или системы экранной индикации) на расстоянии, достаточном для их обхода на безопасном удалении, а при прерывании отображения - сигнализацию о наличии опасных метеообразований в заданной зоне в направлении полета самолета;

- определение углового положения и расстояния до наблюдаемых наземных ориентиров или метеообразований;

- выдачу информации об отказах оборудования в виде визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются.

8.3.4.9.2. Отображаемая информация о метеообразованиях должна давать представление об их взаимном местоположении в плоскости визирования, а информация о земной поверхности - позволять производить распознавание наземных ориентиров.

8.3.4.9.3. Устройства отображения информации должны быть сконструированы и установлены таким образом и в таком месте, чтобы обеспечивалась возможность использования информации радиолокационного метеонавигационного оборудования первым и вторым пилотами в любых возможных условиях освещенности в кабине экипажа.

8.3.4.11. Радиотехническое оборудование спутниковой навигации

Радиотехническое оборудование спутниковой навигации совместно с другим оборудованием должно обеспечивать:

- определение географических координат самолета с точностью, необходимой для самолетовождения по установленным воздушным коридорам;

- выдачу информации о географических координатах и об отказах в виде визуальной индикации экипажу, а также в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются.

8.3.5. Антенно-фидерные устройства (АФУ)

Требования 8.3.5 распространяются на все установленные на самолете АФУ

радиотехнического оборудования навигации, посадки и управления воздушным движением, а также на обтекатели антенн (в части их свойств, влияющих на характеристики АФУ).

8.3.5.1. Общие требования к антенно-фидерным устройствам

8.3.5.1.1. Конструкция АФУ должна обеспечивать механическую прочность, соответствующую ожидаемым условиям эксплуатации самолета и месту их размещения.

8.3.5.1.2. При размещении антенн на самолете должны быть предусмотрены меры против повреждения выступающих антенн в процессе наземного обслуживания самолета.

8.3.5.1.3. Диэлектрические элементы АФУ и обтекатели антенн, входящие в конструкцию самолета, должны быть сконструированы, изготовлены и установлены на самолете таким образом, чтобы во всех ожидаемых условиях эксплуатации обеспечивалось требуемое качество функционирования связанного с АФУ оборудования и параметры АФУ соответствовали требованиям 8.3.5.

8.3.5.1.4. Переходное сопротивление между фланцами крепления антенн и корпусом самолета должно быть не более 600 мкОм. При наличии дополнительных установочных элементов суммарная величина переходного сопротивления между фланцем антенны и корпусом самолета должна быть не более 2000 мкОм.

8.3.5.1.5. Сопротивление изоляции АФУ при температуре не выше +35 °C и относительной влажности не более 80% должно быть не менее 20 МОм, а во всех остальных ожидаемых условиях эксплуатации - не менее 1 МОм (при рабочем напряжении АФУ не выше 0,4 кВ).

8.3.5.1.6. Конструкция и размещение на самолете соединений антенны с фидерным трактом и аппаратурой должны обеспечивать возможность их расстыковки и подключения измерительной аппаратуры.

8.3.5.1.7. Конструкция и размещение антенн, включая обтекатели, должны обеспечивать нормальное функционирование подключенной к ним аппаратуры при работе в условиях обледенения.

8.3.5.1.8. При конструировании и размещении антенн должны быть приняты необходимые меры по их защите от статического электричества.

8.3.5.1.9. При конструировании АФУ и их размещении на самолете должны быть приняты необходимые меры по их защите от ударов молнии, исключающие возможность возникновения аварийной или катастрофической ситуации.

8.3.5.1.10. АФУ должны быть сконструированы и размещены на самолете таким образом, чтобы обеспечивались необходимые развязки между передающими и приемными АФУ; при этом рекомендуется, чтобы:

- развязка между АФУ радиотехнического оборудования посадки, а также угломерной системы VOR и АФУ радиостанции МВ-диапазона на рабочих частотах была не менее 35 дБ;

- для антенн радиовысотомера малых высот расстояние между центрами приемной и передающей антенн (Д) было не менее 1 м при соблюдении условия, что $H_a > 1{,}37Д$, где H_a - высота установки антенны над землей в момент касания шасси ВПП при посадке самолета.

Допускается уменьшение Д до 0,6 м при обеспечении выполнения требований 8.3.4.1.

8.3.5.2. Требования к АФУ радиотехнического оборудования измерения малых высот

8.3.5.2.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 4200 - 4400 МГц.

8.3.5.2.2. Для обеспечения работы оборудования в соответствии с требованиями 8.3.4.1 АФУ радиотехнического оборудования измерения малых высот должны быть размещены таким образом, чтобы:

- отклонение плоскостей раскрывов антенн от горизонтальной плоскости самолета не превышало 5°;

- в телесном угле раскрывов антенн с плоским углом при вершине не менее 90° отсутствовали выступающие элементы конструкции;

- поляризация передающей и приемной антенн каждого комплекта совпадала;

- при наличии двух радиовысотомеров поляризация одноименных антенн должна быть взаимно ортогональна.

8.3.5.3. Требования к курсовым АФУ радиотехнического оборудования посадки СП и/или ILS

8.3.5.3.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 108 - 112 МГц.

8.3.5.3.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению (КСВН) на входе АФУ должен быть не более 5.

8.3.5.3.3. Неравномерность распределения горизонтальной составляющей поля в горизонтальной плоскости в переднем секторе $\pm$ 90° относительно продольной оси самолета должна быть не более 12 дБ.

Примечание. При работе АФУ, имеющего один выход, с двумя или более приемниками выходом АФУ считается точка подключения фидера к общему входу приемников.

8.3.5.3.4. Поляризация поля должна быть преимущественно горизонтальной.

Ослабление вертикальной составляющей поля антенны по отношению к горизонтальной составляющей в направлении вперед вдоль продольной оси самолета должно быть не менее 10 дБ.

8.3.5.3.5. При наличии у антенны двух или трех выходов развязка между выходами АФУ должна быть не менее 6 дБ.

8.3.5.4. Требования к глиссадным АФУ радиотехнического оборудования посадки СП и/или ILS

8.3.5.4.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 328,6 - 335,4 МГц.

8.3.5.4.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе АФУ должен быть не более 5.

8.3.5.4.3. Неравномерность распределения горизонтальной составляющей поля в горизонтальной плоскости в переднем секторе $\pm$ 45° относительно продольной оси самолета должна быть не более 6 дБ.

Примечание. При работе АФУ, имеющего один выход, с двумя или более приемниками выходом АФУ считается точка подключения фидера к общему входу приемников.

8.3.5.4.4. Поляризация поля должна быть преимущественно горизонтальной. Ослабление вертикальной составляющей поля антенны по отношению к горизонтальной составляющей в направлении вперед вдоль продольной оси самолета должно быть не менее 10 дБ.

8.3.5.4.5. При наличии у антенны двух или трех выходов развязка между выходами АФУ должна быть не менее 6 дБ.

8.3.5.4.6. Антенна должна быть размещена на самолете таким образом, чтобы обеспечивалось безопасное расстояние от самой нижней точки самолета до препятствий или поверхности земли при снижении по глиссаде в процессе захода на посадку во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

8.3.5.5. Требования к маркерным АФУ радиотехнического оборудования посадки

8.3.5.5.1. Рабочая частота маркерных АФУ должна составлять 75 $\pm$ 0,1 МГц. Поляризация поля - горизонтальная.

8.3.5.5.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе АФУ должен быть не более 5.

8.3.5.5.3. Маркерная антенна должна быть размещена на самолете таким образом, чтобы обеспечивался обзор нижней полусферы.

8.3.5.6. Требования к АФУ радиокомпасов

8.3.5.6.1. Требования к ненаправленной антенне, входящей в конструкцию самолета.

8.3.5.6.1.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 0,15 - 1,75 МГц.

8.3.5.6.1.2. Действующая высота ненаправленной антенны должна быть не менее 0,1 м.

8.3.5.6.1.3. Емкость ненаправленной антенны должна быть не менее 24 пФ.

8.3.5.6.1.4. Ненаправленная антенна должна быть размещена на самолете таким образом, чтобы обеспечивалась индикация момента пролета приводной радиостанции с требуемой точностью.

8.3.5.6.1.5. Ненаправленная и рамочная антенны должны быть размещены таким образом, чтобы обеспечивалось выполнение требований, изложенных в 8.3.4.3.

8.3.5.6.2. Требования к блоку совмещенных антенн, входящему в комплект поставки АРК.

8.3.5.6.2.1. Диапазон рабочих частот должен составлять 0,15 - 1,75 МГц.

8.3.5.6.2.2. Для обеспечения работы оборудования в соответствии с требованиями 8.3.4.3 блок совмещенных антенн АРК должен быть размещен таким образом, чтобы обеспечивалась отметка момента пролета приводной радиостанции с требуемой точностью.

8.3.5.7. Требования к АФУ радиолокационных ответчиков для режима "УВД"

8.3.5.7.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять:

- в приемном режиме:

837,5 $\pm$ 4 МГц, поляризация поля горизонтальная;

1030 $\pm$ 3 МГц, поляризация поля вертикальная;

- в передающем режиме:

740 $\pm$ 3 МГц, поляризация поля горизонтальная.

8.3.5.7.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению АФУ должен быть:

- в диапазоне 837,5 $\pm$ 4 МГц - не более 5;

- в диапазоне 1030 $\pm$ 3 МГц - не более 2;

- в диапазоне 740 $\pm$ 3 МГ ц - не более 2,5.

8.3.5.7.3. Зона видимости АФУ должна составлять 75% дальности действия ответчика, при эксплуатационных углах крена и тангажа.

8.3.5.8. Требования к АФУ радиолокационных ответчиков для режима "RBS"

8.3.5.8.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять:

- в приемном режиме - 1030 $\pm$ 3 МГц;

- в передающем режиме - 1090 $\pm$ 3 МГц.

Поляризация поля - вертикальная.

8.3.5.8.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению АФУ должен быть не более 2.

8.3.5.8.3. Зона видимости АФУ должна составлять 75% дальности действия ответчика при эксплуатационных углах крена и тангажа.

Примечание. Рекомендуется, чтобы затухание в фидере между антенной и радиолокационным ответчиком было не более 5 дБ.

8.3.5.9. Требования к АФУ радиотехнического оборудования ближней навигации (угломерно-дальномерного) дециметрового диапазона

8.3.5.9.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять:

- в приемном режиме - 873,6 - 1000,5 МГц;

- в передающем режиме - 726 - 813 МГц.

Поляризация поля - горизонтальная.

8.3.5.9.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе АФУ должен быть:

- в приемном диапазоне - не более 5;

- в передающем диапазоне - не более 2,5.

8.3.5.9.3. Зона видимости АФУ должна составлять 75% дальности прямой видимости от радиомаяка.

Примечания: 1. Если на самолете установлено АФУ, состоящее из нескольких антенн, поочередно подключаемых к аппаратуре с помощью специального коммутирующего устройства, то процесс переключения не должен нарушать нормальной работы оборудования.

2. При использовании АФУ радиотехнического оборудования ближней навигации в качестве АФУ радиотехнического оборудования посадки дециметрового диапазона оно должно также удовлетворять требованиям п. 8.3.5.17.

8.3.5.10. Требования к АФУ радиотехнического оборудования угломерной системы VOR

8.3.5.10.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 108 - 117,975 МГц.

8.3.5.10.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе АФУ не должен превышать 5.

8.3.5.10.3. Диаграмма направленности АФУ в горизонтальной плоскости должна быть всенаправленной. Неравномерность диаграммы направленности должна быть не более 20 дБ.

Примечание. При работе АФУ, имеющего один выход с двумя или более приемниками, выходом АФУ считается точка подключения фидера к общему входу приемников.

8.3.5.10.4. Поляризация поля должна быть преимущественно горизонтальной. Ослабление вертикальной составляющей поля антенны в направлении продольной оси самолета по отношению к горизонтальной составляющей должно быть не менее 10 дБ.

Примечание: При использовании навигационной антенны угломерной системы VOR в качестве курсовой антенны радиотехнического оборудования посадки она должна также удовлетворять требованиям 8.3.5.3.

8.3.5.11. Требования к АФУ радиотехнического оборудования дальномерной системы DME

8.3.5.11.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 962 - 1215 МГц. Поляризация поля - вертикальная.

8.3.5.11.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе АФУ должен быть не более 2.

8.3.5.11.3. Зона видимости АФУ должна составлять 75% дальности прямой видимости от радиомаяка.

Примечание. Рекомендуется, чтобы затухание в фидере между антенной и радиодальномером было не более 5 дБ.

8.3.5.12. Требования к АФУ доплеровских измерителей путевой скорости и угла сноса

8.3.5.12.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 13325 $\pm$ 75 МГц.

8.3.5.12.2. Для обеспечения работы доплеровского измерителя путевой скорости и угла сноса в соответствии с требованиями 8.3.4.6 АФУ должно размещаться в нижней части фюзеляжа таким образом, чтобы:

- в рабочей зоне лучей приемной и передающей антенн при любых конфигурациях самолета не находились выступающие элементы конструкции самолета;

- в непосредственной близости от АФУ не находились агрегаты с незакрытыми движущимися деталями;

- при наличии диэлектрического обтекателя, входящего в конструкцию самолета, обеспечивалась необходимая развязка между приемной и передающей антеннами.

8.3.5.13. Требования к АФУ радиолокационного метеонавигационного оборудования

8.3.5.13.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 9345 $\pm$ 30 МГц.

8.3.5.13.2. Для обеспечения работы радиолокационного метеонавигационного оборудования в соответствии с требованиями 8.3.4.9 антенна должна быть размещена таким образом, чтобы обеспечивался обзор в заданном секторе.

8.3.5.16. Требования к АФУ оборудования спутниковой навигации

8.3.5.16.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 1602 - 1616 МГц и/или 1573,41 - 1577,41 МГц.

8.3.5.16.2. Для обеспечения работы оборудования спутниковой навигации в соответствии с требованиями 8.3.4.11 антенна должна быть размещена таким образом, чтобы обеспечивался обзор верхней полусферы в заданном секторе.

8.3.5.17. Требования к АФУ радиотехнического оборудования посадки дециметрового диапазона

8.3.5.17.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять:

- в приемном режиме 905,1 - 966,9 МГц;

- в передающем режиме 772,0 - 808,0 МГц.

Поляризация поля - горизонтальная.

8.3.5.17.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению на входе АФУ должен быть:

- в приемном режиме - не более 5;

- в передающем режиме - не более 2,5.

8.3.5.17.3. Неравномерность распределения горизонтальной составляющей поля в горизонтальной плоскости в переднем секторе $\pm$ 90° относительно продольной оси самолета должна быть не более 12 дБ. При этом максимум диаграмм направленности должен находиться в пределах указанного сектора.

Примечания:

1. При использовании АФУ радиотехнического оборудования посадки дециметрового диапазона в качестве АФУ радиотехнического оборудования ближней навигации оно должно удовлетворять требованиям п. 8.3.5.9.

2. Если на самолете установлено АФУ, состоящее из нескольких антенн, поочередно подключаемых к аппаратуре с помощью специального коммутирующего устройства, то процесс переключения не должен нарушать нормальной работы оборудования.

23F.8.4. РАДИОСВЯЗНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ (РСО)

8.4.2. Общие требования

8.4.2.1. Радиосвязное оборудование в зависимости от его состава и ОУЭ сертифицируемого самолета должно обеспечивать выполнение следующих функций:

- двустороннюю связь в пределах прямой радиовидимости с диспетчерской службой каждого аэродрома, на котором предусматривается совершить взлет или посадку и в диспетчерской зоне которого находится самолет;

- двустороннюю связь в любой момент полета по крайней мере с одной наземной авиационной радиостанцией;

- прием в любой момент полета метеорологических сводок или специальных извещений, передаваемых метеослужбами или диспетчерскими службами аэродромов по трассе полета;

- оперативную связь в любой момент полета между всеми членами экипажа;

- оповещение пассажиров в полете при установке на самолете аппаратуры оповещения;

- обеспечение речевой информации об особой ситуации при установке на самолете аппаратуры речевой информации;

- обеспечение связи после посадки самолета вне аэродрома или подачу сигнала для привода поисково-спасательных средств.

8.4.2.3. Должна быть предусмотрена работа от аварийных источников электропитания следующих видов радиосвязного оборудования:

- аппаратуры внутренней связи;

- аппаратуры речевой информации об особой ситуации;

- радиостанции МВ-диапазона.

8.4.3. Состав радиосвязного оборудования

8.4.3.1. Состав РСО определяется исходя из ОУЭ сертифицируемого самолета.

8.4.3.2. На самолетах должен быть установлен один стационарный (неотделяемый) автоматический радиомаяк КОСПАС-САРСАТ МВ/ДМВ-диапазона. На самолетах, совершающих полеты над труднодоступными и малонаселенными районами, а также полеты большой протяженности над водными пространствами, дополнительно должна устанавливаться аварийно-спасательная радиостанция МВ-диапазона, либо переносной аварийный радиомаяк "КОСПАС-САРСАТ" МВ/ДМВ-диапазона с функцией аварийно-спасательной радиостанции.

8.4.4. Требования к радиосвязному оборудованию

8.4.4.1. Радиостанции МВ-диапазона

8.4.4.1.1. Радиостанции МВ-диапазона должны обеспечивать в пределах дальности действия оперативную связь непосредственно между экипажем и диспетчерскими службами УВД в

телефонном режиме.

8.4.4.1.2. Качество двусторонней связи бортовых радиостанций с наземной радиостанцией на стоянке, при движении по аэродрому и при полете в зоне аэродрома должно быть не хуже 4 баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.1.3. Дальность двусторонней радиосвязи на курсовых углах 0 $\pm$ 30° и 180 $\pm$ 30° при горизонтальном положении самолета должна быть не менее 80% эффективного радиогоризонта на высоте крейсерского полета при качестве связи не хуже 3 баллов по пятибалльной шкале.

Примечание. Значение эффективного радиогоризонта вычисляется по формуле

$$Д = 4{,}12\left(\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2}\right),$$

где:

Д - эффективный радиогоризонт при стандартном коэффициенте рефракции, км;

H_1 - высота подъема антенны наземной радиостанции, м;

H_2 - высота полета самолета, м.

8.4.4.1.4. Дальность двусторонней радиосвязи при любых курсовых углах, кроме указанных в 8.4.4.1.3, при горизонтальном положении самолета должна быть не менее 65% эффективного радиогоризонта на высоте крейсерского полета при качестве связи не хуже 3 баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.1.5. Дальность двусторонней радиосвязи в нормальном режиме набора высоты и снижения, а также при максимальных углах крена крейсерского полета должна быть не менее 60% эффективного радиогоризонта на высоте крейсерского полета при качестве связи не хуже 3 баллов по пятибалльной шкале.

Примечание к пп. 8.4.4.1.1 - 8.4.4.1.5

Рекомендуется:

- коэффициент стоячей волны по напряжению на входе АФУ должен быть не более 3;

- КПД фидера питания, соединяющего антенну с радиостанцией, должен быть не менее 0,5;

- неравномерность распределения вертикальной составляющей поля в горизонтальной плоскости не должна превышала 12 дБ.

8.4.4.2. Радиостанции ДКМВ-диапазона

8.4.4.2.1. Радиостанции ДКМВ-диапазона должны обеспечивать связь экипажа самолета со службой (пунктами) управления воздушным движением в случаях, когда связь через

радиостанции МВ-диапазона не может быть осуществлена.

8.4.4.2.2. Дальность радиосвязи должна быть не менее 60% максимальной дальности полета самолета при качестве связи не хуже 3 баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.4. Аппаратура внутренней связи авиационная (АВСА)

8.4.4.4.1. АВСА совместно с авиагарнитурами, микротелефонными трубками и громкоговорителями должна обеспечивать внутреннюю телефонную связь между всеми членами экипажа, в том числе с бортпроводниками (если в составе экипажа имеются бортпроводники), выход на внешнюю двустороннюю связь через бортовые радиостанции, прием сигналов специального назначения, подключение аппаратуры записи переговоров, оповещение пассажиров в салоне на любых режимах полета с рабочих мест пилотов и бортпроводников, в том числе при рулении и на стоянке самолета.

8.4.4.4.2. Качество внутренней связи между всеми членами экипажа на земле и на всех этапах полета должно быть не хуже 4 баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.4.3. Качество оповещения пассажиров на всех этапах полета, в том числе при рулении и на стоянке самолета, должно быть не хуже 4 баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.5. Авиагарнитуры членов экипажа

8.4.4.5.1. Авиагарнитуры членов экипажа должны обеспечивать совместно с АВСА и радиостанциями внутреннюю и внешнюю связь в условиях окружающего акустического шума.

8.4.4.6. Аварийно-спасательные радиостанции и радиомаяки

8.4.4.6.1. Аварийно-спасательные радиомаяки "КОСПАС-САРСАТ" МВ/ДМВ-диапазона должны обеспечивать:

- передачу сигналов для поиско-спасательных средств;

- передачу координат самолета.

Аварийно-спасательная радиостанция МВ-диапазона должна обеспечивать радиосвязь членов экипажа потерпевшего аварию самолета с поисково-спасательным персоналом.

Примечание. Аварийно-спасательная радиостанция МВ-диапазона может не устанавливаться в случае, если переносной аварийный спасательный радиомаяк "КОСПАС-САРСАТ" МВ/ДМВ-диапазона имеет функцию аварийно-спасательной радиостанции.

8.4.4.6.3. Аварийно-спасательные радиостации аварийные радиомаяки "КОСПАС-САРСАТ" МВ/ДМВ-диапазона (кроме неотделяемых) должны быть легкосъемными и размещены в местах, удобных для их быстрого снятия при аварийной эвакуации. Аварийные радиомаяки "КОСПАС-САРСАТ" МВ/ДМВ-диапазона (кроме аварийно-спасательных переносных) должны приводиться в действие автоматически и по сигналу бедствия.

8.4.4.7. Аппаратура речевой информации об особой ситуации

8.4.4.7.1. Аппаратура речевой информации об особой ситуации должна обеспечивать автоматическое речевое оповещение экипажа путем передачи стандартного сообщения из числа предварительно записанных на носителе информации.

8.4.4.7.2. Разборчивость речевой информации должна быть не хуже 4 баллов по пятибалльной шкале на всех этапах полета.

8.4.5. Антенно-фидерные устройства (АФУ)

Настоящие требования распространяются на все установленные на самолете АФУ радиосвязного оборудования, а также на обтекатели антенн (в части их свойств, влияющих на характеристики АФУ).

8.4.5.1. Общие требования к антенно-фидерным устройствам

8.4.5.1.1. Конструкция АФУ должна обеспечивать механическую прочность, соответствующую ожидаемым условиям эксплуатации самолета и месту их размещения.

8.4.5.1.2. При размещении антенн на самолете должны быть предусмотрены меры против повреждения выступающих антенн в процессе наземного обслуживания самолета.

8.4.5.1.3. Диэлектрические элементы АФУ и обтекатели антенн, входящие в конструкцию самолета, должны быть сконструированы, изготовлены и установлены на самолете таким образом, чтобы во всех ожидаемых условиях эксплуатации обеспечивалось требуемое качество функционирования связанного с АФУ оборудования и параметры АФУ соответствовали требованиям 8.4.5.

8.4.5.1.4. Переходное сопротивление между фланцами крепления антенн и корпусом самолета должно быть не более 600 мкОм. При наличии дополнительных установочных элементов суммарная величина переходного сопротивления между фланцами антенны и корпусом самолета должна быть не более 2000 мкОм.

8.4.5.1.5. Сопротивление изоляции АФУ при температуре не выше +35 °C и относительной влажности не более 80% должно быть не менее 20 МОм, а во всех остальных ожидаемых условиях эксплуатации - не менее 1 МОм при рабочем напряжении не более 0,4 кВ и не менее 2 МОм на каждый полный или неполный киловольт при рабочем напряжении АФУ более 0,4 кВ.

8.4.5.1.6. Конструкция и размещение на самолете соединений антенны с фидерным трактом и аппаратурой должны обеспечивать возможность их расстыковки и подключения измерительной аппаратуры.

8.4.5.1.7. Конструкция и размещение антенн, включая обтекатели, должны обеспечивать нормальное функционирование подключенной к ним аппаратуры при работе в условиях обледенения.

8.4.5.1.8. При конструировании и размещении антенн должны быть приняты необходимые

меры по их защите от статического электричества.

8.4.5.1.9. При конструировании и размещении антенн должны быть предусмотрены необходимые меры по их защите от ударов молнии.

8.4.5.1.10. АФУ должны быть сконструированы и размещены на самолете таким образом, чтобы между ними обеспечивались необходимые развязки. Рекомендуется, чтобы развязки на рабочих частотах составляли:

- не менее 35 дБ между АФУ радиостанций МВ-диапазона;

- не менее 35 дБ между АФУ радиостанций МВ-диапазона и курсовым АФУ радиотехнического оборудования посадки (АФУ радиотехнического оборудования угломерной системы VOR).

23F.8.5.1. ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

(a) Лабораторные испытания систем электроснабжения проводятся в следующих условиях:

(1) Испытания должны проводиться на макете системы электроснабжения, имеющем то же генерирующее оборудование, что и самолет, при безотказной работе оборудования и при имитации отказов.

(2) Оборудование стенда должно имитировать электрические характеристики распределительной сети и нагрузки, создаваемые приемниками электроэнергии, до такой степени, которая необходима для получения достоверных результатов испытаний.

(3) Лабораторные приводы генераторов должны имитировать первичные приводы самолета в части, касающейся их реакции на нагрузку генератора, в том числе на нагрузку, вызванную отказами.

(4) Образец каждого типа бортового электрооборудования, используемого на стенде, должен пройти испытания на соответствие требованиям распространяемых на него стандартов и технических условий.

(b) В тех случаях, когда невозможно достаточно точно воспроизвести на стенде условия полета при лабораторных или наземных испытаниях на самолете, должны проводиться летные испытания.

23F.8.7. КОМПОНОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА

8.7.1.4. Рабочее место пилота должно иметь средства, обеспечивающие контроль положения его глаз в условном положении на линии визирования.

8.7.1.5. Все надписи в кабине должны располагаться у тех элементов (рукояток, тумблеров и др.), к которым они относятся, и быть хорошо видимы и различимы днем и ночью в зависимости от ОУЭ. Текстовые сокращения надписей не должны допускать неоднозначность толкования их смысла.

8.7.2.2. Наиболее часто используемые органы управления, в том числе органы управления, используемые во время наиболее сложных этапов полета (например, для пилотов - при заходе на посадку и посадке), а также в сложной и аварийной ситуациях должны располагаться в наилучших с точки зрения досягаемости и обзора, зонах рабочей области каждого члена экипажа. При этом расположение органов управления должно быть выбрано так, чтобы на этапах взлета, захода на посадку, посадки и ухода на второй круг для выполнения действий по РЛЭ пилотам не требовалась смена рук на штурвалах. Для случаев, когда кресла пилотов располагаются рядом, органы управления, установленные на рукоятках штурвала второго пилота, должны располагаться "зеркально" относительно органов управления на рукоятках штурвала первого пилота.

8.7.2.5. Расположение органов управления, форма и размеры их рукояток должны обеспечивать быстрое их опознавание и безошибочные действия во всех режимах полета и особых ситуациях.

8.7.2.10. Рукоятки органов управления, приводимые в действие вращательным движением, должны перемещаться по часовой стрелке из выключенного положения до полностью включенного (кроме гидравлических, кислородных и воздушных кранов).

8.7.3.3. Места для установки приборов и сигнализаторов на рабочих местах членов экипажа должны быть выбраны с учетом степени важности выдаваемой ими информации. При этом могут использоваться:

- группировка по степени относительной важности (значимости) для безопасности полета (например, размещение основных пилотажно-навигационных приборов в верхней и средней зонах приборной доски пилота);

- группировка по функциональному назначению, т.е. по принадлежности к одной функциональной системе (например, размещение рядом приборов, контролирующих работу силовой установки);

- группировка по времени использования, т.е. использования в полете или на земле, на отдельных этапах полета, в определенной временной последовательности и т.д.

8.7.3.5.4. Резервный авиагоризонт должен размещаться в правой верхней части приборной доски первого пилота, вблизи основного прибора, показывающего пространственное положение самолета, либо в верхней части средней приборной доски пилотов и должен быть виден второму пилоту.

8.7.3.6. Основные приборы контроля силовой установки должны размещаться на средней приборной доске пилотов компактной группой. При этом взаимное размещение их в группе должно соответствовать расположению двигателей на самолете:

- приборы, контролирующие одинаковые параметры работы разных двигателей, должны размещаться в одном горизонтальном ряду в порядке расположения двигателей на самолете - слева направо;

- приборы, контролирующие разные параметры работы одного двигателя, должны размещаться в одном вертикальном ряду, в порядке значимости контролируемых параметров -

сверху вниз.

Примечание. При использовании комбинированных приборов они должны размещаться таким образом, чтобы исключить возможные ошибки определения, к какому двигателю относится данный индикатор или параметр.

8.7.3.11. Аварийные светосигнальные устройства должны быть размещены так, чтобы они были видны из основного рабочего положения члена экипажа. Предупреждающие светосигнальные устройства, а также центральный сигнальный огонь (ЦСО) должны быть размещены в зоне удобного обзора с рабочих мест соответствующих членов экипажа; при этом допускается изменение положения головы.

8.7.3.12. ЦСО и аварийные светосигнальные устройства должны быть размещены идентично на приборных досках первого и второго пилотов. Допускается центральные сигнальные огни размещать в верхней части средней приборной доски.

23F.8.8. СРЕДСТВА ИНДИКАЦИИ И СИГНАЛИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ (ВСУ) С ГАЗОТУРБИННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

8.8.3. Требования к составу средств индикации и сигнализации параметров работы силовой установки

8.8.3.1. Для контроля работы силовой установки с ГТД в дополнение к 23.1305(c) должны быть установлены следующие средства сигнализации:

8.8.3.1.7. Превышения допустимого уровня вибрации каждого двигателя, если это необходимо для обеспечения эксплуатации двигателя в полете и на земле в пределах ограничений, оговоренных в Руководстве по технической эксплуатации (РЭ) двигателя.

8.8.3.1.9. Превышения допустимого значения частоты вращения роторов.

8.8.3.1.10. Превышения допустимого значения температуры газа.

8.8.3.1.14. Минимального остатка масла в масляном баке.

8.8.3.1.16. Появления стружки в масле каждого двигателя, если это необходимо для обеспечения эксплуатации двигателя в полете и на земле в пределах ограничений, оговоренных в РЭ на двигатель.

8.8.3.1.20. Работы подкачивающих и перекачивающих насосов, кранов перекрестного питания и перекрывных (пожарных) устройств.

8.8.3.1.22. Помпажа каждого двигателя, если это необходимо для обеспечения эксплуатации двигателя в полете и на земле в пределах ограничений, оговоренных в РЭ на двигатель.

8.8.3.3. На самолетах с турбовинтовыми двигателями в дополнение к 23.1305(e) и 8.8.3.1 должны быть установлены средства сигнализации флюгирования воздушного винта каждого

двигателя, оборудованного системой автоматического флюгирования.

8.8.4. Требования к составу средств индикации и сигнализации параметров работы ВСУ

8.8.4.1. Состав средств индикации и сигнализации параметров работы ВСУ должен соответствовать применимым к ВСУ требованиям 23.1305 и 8.8.3.1. Допускается требования по 23.1305(c)(3), (6) - (10) и 8.8.3.1.14, 8.8.3.1.16, 8.8.3.1.22 выполнять в форме интегрального сообщения о неисправности или отказе ВСУ.

8.8.5. На самолете должны быть установлены средства индикации и сигнализации параметров работы силовой установки и ВСУ дополнительно к указанным в 23.1305 и 8.8.3, если они необходимы для обеспечения эксплуатации двигателя в пределах летных ограничений, оговоренных в РЭ на конкретный двигатель, самолет.

8.8.6. При отключении или отказе основных источников электроснабжения должны быть обеспечены электропитанием от аварийных источников следующие средства индикации и сигнализации параметров работы силовой установки и ВСУ:

8.8.6.1. Средства индикации и сигнализации, необходимые для обеспечения запуска ВСУ в полете, а также следующие средства сигнализации параметров работы силовой установки:

- пожара в пожароопасных отсеках силовой установки;

- неисправности двигателя, требующие уменьшения режима;

- положения реверсивных устройств;

- частоты вращения ротора;

- температуры газов.

8.8.6.5. Другие средства индикации и сигнализации параметров работы силовой установки, если на конкретный двигатель и самолет предусмотрены специальные ограничения для этого случая.

23F.8.9. ОБОРУДОВАНИЕ ВНУТРИКАБИННОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ

8.9.1. Общие положения

8.9.1.1. Требования настоящего раздела распространяются на средства сигнализации, установленные на самолете и предназначенные для оповещения членов экипажа о возникшей на самолете ситуации с помощью следующих видов сигнализации: визуальных, звуковых и тактильных.

Визуальные средства сигнализации предназначены для выдачи сигналов с помощью светосигнальных устройств, переключателей со световой сигнализацией (ламп-кнопок), бленкеров, флажков (планок) или шторок электромеханических индикаторов.

Звуковые средства сигнализации предназначены для выдачи тональных звуковых сигналов (например, с помощью сирены, звонка, зуммера) или речевых сообщений.

Тактильные средства сигнализации предназначены для передачи необходимой информации членам экипажа путем воздействия на механорецепторы кожи и мышечно-суставные рецепторы.

8.9.1.2. Средства внутрикабинной сигнализации, установленные на самолете, обеспечивают выдачу информации (сигналов) трех категорий: аварийной, предупреждающей и уведомляющей. Определение категорий сигнализации производится исходя из информации о событиях, связанных с возможностью возникновения особых ситуаций и степенью их опасности, а также величины времени реакции t_p, которым располагает экипаж с момента появления сигнальной информации о возникшей ситуации до момента, когда еще можно предотвратить или прекратить ее опасное развитие.

8.9.1.2.1. К категории аварийной сигнальной информации относится информация о событиях, связанных с возможностью возникновения особых ситуаций, требующих немедленных действий со стороны экипажа. В качестве аварийных принимаются сигналы, характеризующие приближение или достижение эксплуатационных ограничений по параметрам движения самолета (например, $\alpha_{доп}$, $n^{э}_{max}$ и другие), и сигналы, для которых время $t_p < 15$ с.

8.9.1.2.2. К категории предупреждающей сигнальной информации относится информация, требующая немедленного привлечения внимания, но не требующая быстрых действий экипажа. Для предупреждающих сигналов принимается, что располагаемое время $t_p \geq 15$ с.

8.9.1.2.3. К категории уведомляющей сигнальной информации относится информация, указывающая на нормальную работу систем, выполнение алгоритма работы членов экипажа и др. По величине располагаемого времени t_p уведомляющая информация не регламентируется.

8.9.2. Общие требования

8.9.2.1. Система сигнализации должна выполнять следующие функции:

8.9.2.1.1. Своевременно привлекать внимание члена экипажа к возникшему состоянию (происшедшему событию). Для этого при необходимости используются следующие сигналы сильного привлекающего действия:

- звуковые сигналы различной тональности, тембра и длительности, например типа "зуммер";

- тактильные сигналы;

- сигналы светосигнальных устройств, работающих в проблесковом режиме.

8.9.2.1.2. Раскрывать смысл случившегося, т.е. сигнальная информация должна быть определенной. Для этого используются:

- надписи и символы светосигнальных устройств;

- тексты речевых сообщений;

- тональность, тембр и длительность звуковых сигналов;

- сигнальные элементы индикаторов;

- тактильные сигналы;

- надписи переключателей со световой сигнализацией.

8.9.2.1.3. Способствовать организации действий, необходимых в данной ситуации. Для этого используются:

- надписи и символы светосигнальных устройств;

- тактильные сигналы;

- тексты речевых сообщений.

8.9.2.2. Правильное восприятие информации, выдаваемой средствами сигнализации, должно обеспечиваться на всех этапах и режимах полета в условиях воздействия окружающей среды (шум и вибрация в кабине экипажа, переговоры по внутренней и внешней связи, условия освещения и т.п.).

8.9.2.3. Способ представления сигнальной информации, обеспечиваемый сочетанием различных средств ее выдачи и режимами их работы, должен учитывать категорию сигнальной информации и соответствовать возникшему на борту состоянию.

8.9.2.4. Объем сигнальной информации, выдаваемой каждому члену экипажа на всех этапах и режимах полета как в нормальной, так и в особых ситуациях, должен быть таким, чтобы обеспечивалось своевременное восприятие произошедшего события и принятие решения о необходимых действиях, а также исключалась излишняя перегрузка внимания каждого члена экипажа.

Рекомендуется использовать интегральные сигнализаторы и районирующие табло, особенно на режимах взлета и посадки, а также для контроля силовой установки и функциональных систем.

Для привлечения внимания и выдачи информации о конкретной ситуации или отказе по одному параметру должно использоваться одновременно не более 3 сигнальных устройств.

8.9.2.5. Визуальная сигнальная информация должна являться основным видом выдачи сигнальной информации членам экипажа самолета.

Звуковые и тактильные сигналы, а также речевые сообщения должны использоваться совместно с визуальными сигнализаторами.

8.9.2.6. Аварийная сигнальная информация должна включать сигнал сильного привлекающего внимания действия. При этом должно использоваться не менее двух видов сигнальных средств, воздействующих на разные рецепторы членов экипажа.

8.9.2.7. Аварийная сигнальная информация должна восприниматься не менее чем двумя

членами экипажа. При этом аварийные светосигнальные устройства должны устанавливаться на рабочих местах не менее двух членов экипажа.

8.9.2.8. Аварийная сигнальная информация и, по возможности, предупреждающая сигнальная информация должна представляться в обработанном виде, освобождая экипаж от выполнения логических операций.

8.9.2.8.1. Должны использоваться сигналы, характеризующие неготовность самолета к взлету при таких состояниях систем и агрегатов самолета, которые могут привести на взлете к ситуации более тяжелой, чем усложнения условий полета.

Должна использоваться сигнализация о неготовности самолета к посадке, которая информирует экипаж как минимум о непосадочной конфигурации самолета.

8.9.2.9. Средства сигнализации и управления ими должны быть построены таким образом, чтобы исключить возможность со стороны членов экипажа таких ошибок, которые могут привести к невыдаче сигналов или невозможности их восприятия в случае срабатывания.

Регулировка громкости звуковых сигналов не допускается.

8.9.2.10. Экипажу должна быть обеспечена возможность проведения контроля исправности всех входящих в систему средств сигнализации.

8.9.2.11. Должна быть обеспечена возможность прекращения выдачи сигналов сильного, привлекающего внимание действия с сохранением визуальной сигнальной информации о возникшей ситуации в случае, когда сигнальная информация опознана и воспринята, а причина ее появления не может быть устранена. При этом должен быть обеспечен автоматический возврат схемы в исходное положение для получения другого управляющего сигнала.

8.9.2.12. Сигнальная информация, выдаваемая с помощью различных средств сигнализации, должна быть согласована между собой подбором текста надписей и речевых сообщений, а также с показаниями соответствующих приборов (не должна им противоречить).

8.9.2.13. Надписи и символы на светосигнальных устройствах и тексты речевых сообщений, выдаваемые аппаратурой речевого оповещения (АРО), должны удовлетворять следующим требованиям:

- содержание речевой информации должно обеспечивать однозначное восприятие экипажем характера возникшего состояния или события;

- должно быть обеспечено максимально возможное совпадение формулировок и порядка построения фразы речевого сообщения и соответствующей надписи светосигнального устройства;

- рекомендации по действиям экипажа в сложившейся ситуации должны начинаться с ключевого слова (например, "Креном управляй", "Шасси выпусти" и т.п.).

8.9.3. Требования к визуальным средствам сигнализации

8.9.3.3. Световая сигнальная информация должна быть легко различима и не должна

оказывать слепящего действия на членов экипажа.

8.9.3.4. Должен обеспечиваться централизованный перевод яркости светосигнальных средств из режима "ДЕНЬ" в режим "НОЧЬ" и обратно, осуществляемый автоматически и (или) вручную. При этом должны быть приняты меры к исключению возможности непроизвольного перевода яркости световых сигналов в режим "НОЧЬ".

Для аварийных световых сигналов регулировка яркости не рекомендуется.

Допускается регулировка яркости светосигнальной информации по зонам рабочего места члена экипажа.

8.9.3.5. Аварийные световые сигналы, а также сигналы аварийного ЦСО должны выдаваться в проблесковом режиме. Проблесковый режим работы световых сигналов должен осуществляться с частотой от 2 до 5 Гц.

8.9.3.7. Если нормами летной годности требуется сигнализация отказов на лицевой панели электромеханических приборов и индикаторов, то она должна обеспечиваться с помощью выпадающих сигнальных флажков (планок) или шторок, перекрывающих в этом случае часть лицевой панели индикатора.

8.9.4. Требования к звуковым средствам сигнализации

8.9.4.1. Звуковые сигналы должны выдаваться в виде тональных звуковых сигналов или речевых сообщений в диапазоне звуковых частот 200 - 4000 Гц. Рекомендуется, чтобы тональный звуковой сигнал состоял не менее чем из двух разнесенных частот указанного диапазона.

8.9.4.2. Общее число тональных звуковых сигналов в кабине должно быть таким, чтобы была обеспечена возможность безошибочного восприятия характера происшедшего события или возникшего состояния.

8.9.4.3. При одновременной выдаче двухтональных звуковых сигналов должна обеспечиваться возможность их восприятия как двух раздельных сигналов, для чего при выборе частот (сочетания частот) тональных звуковых сигналов внутри указанного в 8.9.4.1 диапазона должно быть предусмотрено их разнесение, а также соответствующее кодирование сигналов.

8.9.4.4. Одновременная выдача речевого и тонального звуковых сигналов для сигнализации об одном событии или ситуации не допускается.

8.9.4.5. Сообщения, выдаваемые АРО, должны повторяться не менее двух раз. При этом должна быть обеспечена возможность отключения, а также возможность повторного прослушивания сообщения при наличии сигнала от датчика.

8.9.4.6. При использовании АРО для выдачи сигнальных сообщений их текст не должен превышать 13 слов. При этом рекомендуется, чтобы информация начиналась сообщением о том, что произошло на борту, а затем следовала рекомендация по действиям экипажа.

8.9.5. Требования к тактильным средствам сигнализации

8.9.5.1. Тактильный сигнализатор (в случае его применения на самолете) должен использоваться для предупреждения экипажа о выходе на эксплуатационные ограничения по режиму полета. При этом тактильный сигнализатор, устанавливаемый на штурвале или колонке, должен использоваться в качестве аварийного сигнала только для сигнализации о выходе на допустимый угол атаки ($\alpha_{доп}$) и/или положительную максимальную эксплуатационную перегрузку (N_y).

8.9.5.2. Тактильные сигналы должны восприниматься обоими пилотами. Рекомендуется, чтобы тактильный сигнализатор обеспечивал сигнализацию требуемого направления движения штурвала управления.

8.9.5.3. Тактильная сигнализация не должна вызывать болезненных ощущений.

РАЗДЕЛ G - ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

23.1501. Общие положения

(a) Должны быть установлены эксплуатационные ограничения, рассмотренные в параграфах 23.1505 - 23.1527, и другие ограничения и информация, необходимые для безопасной эксплуатации самолета.

(b) Эксплуатационные ограничения и информация, необходимые для безопасной эксплуатации, должны быть доведены до сведения членов экипажа, как предусмотрено в параграфах 23.1541 - 23.1589.

23.1505. Ограничения скорости

(a) Максимальная, никогда не превышаемая эксплуатационная скорость V_{NE} должна быть установлена так, чтобы она была:

(1) Не менее чем 0,9 минимального значения V_D, допускаемого 23.335; и

(2) Не более меньшей из двух величин:

(i) 0,9 V_D, установленной в 23.335; или

(ii) 0,9 максимальной скорости, продемонстрированной в соответствии с 23.251.

(b) Максимальная скорость крейсерского полета по конструкции V_{NO} должна быть установлена такой, чтобы она была:

(1) Не менее минимальной величины V_C, допускаемой 23.335; и

(2) Не более меньшей из двух величин:

(i) V_C, установленной в 23.335; или

(ii) 0,89 V_{NE}, установленной по пункту (a) данного параграфа.

(c) Пункты (a) и (b) данного параграфа не относятся к самолетам с газотурбинными двигателями или самолетам, для которых расчетная предельная скорость V_D/M_D установлена в соответствии с 23.335(b)(4). Для этих самолетов максимальная эксплуатационная скорость V_{MO}/M_{MO} - скорость или число Маха (в зависимости от того, какая из этих величин является критической на данной высоте) должна быть установлена как скорость, которую не разрешается преднамеренно превышать на любом режиме полета (набор высоты, крейсерский полет, снижение), за исключением случаев, когда разрешается более высокая скорость для летных испытаний или во время тренировочных полетов. V_{MO}/M_{MO} должна устанавливаться такой, чтобы она была не больше расчетной крейсерской скорости V_C/M_C и чтобы она имела достаточный запас от V_D/M_D и максимальной скорости, предусмотренной согласно 23.251, для того чтобы сделать весьма невероятным непреднамеренное превышение в эксплуатации скоростей, указанных последними. Запас между V_{MO}/M_{MO} и V_D/M_D или максимальной скоростью, продемонстрированной согласно 23.251, должен быть не менее чем запас скорости, установленный между V_C/M_C и V_D/M_D согласно 23.335(b), или запас скорости, заложенный как необходимый по результатам летных испытаний согласно 23.253.

23.1507. Маневренная скорость

Максимальная маневренная скорость V_A должна быть установлена в качестве эксплуатационного ограничения, при этом выбранная скорость не должна быть больше чем $V_S\sqrt{n_y}$, которая определяется согласно 23.335(c).

23.1511. Максимальная скорость, при которой разрешается полет с отклоненными закрылками и/или предкрылками

(a) Максимальная скорость, при которой разрешается полет с отклоненными закрылками и/или предкрылками V_{FE}, должна устанавливаться такой, чтобы она была:

(1) Не менее минимальной величины V_F, допускаемой п. 23.345(b); и

(2) Не более V_F, установленной согласно 23.345(a), (c) и (d).

(b) Могут быть установлены дополнительные комбинации положения закрылков и/или предкрылков, воздушной скорости и режима работы двигателя(ей), если прочность конструкции доказана для соответствующих расчетных случаев.

23.1513. Минимальная эволютивная скорость

Минимальная эволютивная скорость V_{MC}, определяемая согласно 23.149, должна быть установлена в качестве эксплуатационного ограничения.

23.1519. Вес и центр тяжести

Ограничения веса и центра тяжести, определяемые согласно 23.23, должны быть установлены в качестве эксплуатационных ограничений.

23.1521. Ограничения по силовой установке

(a) Общие положения. Ограничения по силовой установке, требуемые настоящим параграфом, должны быть установлены таким образом, чтобы они не превышали ограничений, в пределах которых получены сертификаты типа двигателей или воздушных винтов. Дополнительно должны быть установлены другие ограничения по силовой установке при установлении соответствия настоящим Нормам.

(b) Взлетный режим. Взлетный режим силовой установки должен быть ограничен:

(1) Максимальной частотой вращения вала двигателя (об/мин).

(2) Максимально допустимым давлением наддува (для поршневых двигателей).

(3) Максимально допустимой температурой газов в турбине (для газотурбинных двигателей).

(4) Предельной продолжительностью использования мощности или тяги, соответствующей ограничениям, установленным в пунктах от (b)(1) и до (b)(3) данного параграфа.

(5) Максимально допустимыми температурами головок цилиндров (для поршневых двигателей), охлаждающей жидкости и масла.

(c) Максимальный продолжительный режим. Максимальный продолжительный режим должен быть ограничен:

(1) Максимальной частотой вращения вала двигателя (об/мин).

(2) Максимально допустимым давлением наддува (для поршневых двигателей).

(3) Максимально допустимой температурой газов в турбине (для газотурбинных двигателей); и

(4) Максимально допустимыми температурами головок цилиндров, масла и охлаждающей жидкости.

(d) Сорт топлива. Минимальные приемлемые сорта топлива (бензина для поршневых двигателей и керосина для газотурбинных двигателей) должны быть установлены таким образом, чтобы их качество было не хуже требуемого для эксплуатации двигателей с ограничениями, указанными в пунктах (b) и (c) данного параграфа, включая условия применения присадок.

(e) Температура наружного воздуха. Для газотурбинных двигателей в качестве ограничений по температуре наружного воздуха (включая ограничения для установок, предназначенных для эксплуатации в зимних условиях) должна приниматься максимальная температура окружающей атмосферы, при которой доказано соответствие охлаждения двигателя требованиям параграфов 23.1041 - 23.1047.

23.1522. Ограничение по вспомогательной силовой установке

Если на самолете устанавливается ВСУ, то ограничения, установленные для нее, должны быть включены в эксплуатационные ограничения для самолета.

23.1523. Минимальный состав летного экипажа

Должен быть установлен минимальный состав летного экипажа, достаточный для безопасной эксплуатации с учетом:

(a) Рабочей нагрузки каждого члена экипажа. Для самолетов переходной категории нагрузка каждого члена экипажа должна определяться с учетом:

(1) Управления траекторией полета.

(2) Предупреждения столкновений.

(3) Навигации.

(4) Связи.

(5) Использования и контроля работы всех жизненно важных систем самолета.

(6) Принятия решения.

(7) Доступности и легкости использования необходимых органов управления соответствующими членами экипажа, находящимися на своих рабочих местах при нормальной эксплуатации и при возникновении особых ситуаций.

(b) Доступности органов управления для соответствующих членов экипажа и легкости управления ими.

(c) Видов эксплуатации, установленных в соответствии с 23.1525.

(a*) Для выполнения полетов по правилам ППП одним пилотом должен быть установлен автопилот, если не показано, что рабочая загрузка пилота обеспечивает полет по ППП без автопилота.

23.1524. Максимальное число пассажирских мест

Должно быть установлено максимальное число пассажирских мест.

23.1525. Виды эксплуатации

Утвержденные виды эксплуатации (например, по правилам визуального полета, по правилам полета по приборам, днем, ночью и др.) и метеоусловия (например, обледенение), при которых эксплуатация самолета ограничивается или запрещается, должны соответствовать установленному на самолете оборудованию.

23.1527. Максимальная эксплуатационная высота

(a) Должна быть установлена максимальная эксплуатационная высота, вплоть до которой разрешается эксплуатация самолета, исходя из ограничений, накладываемых летными характеристиками, характеристиками устойчивости и управляемости, прочностными

характеристиками, характеристиками силовой установки и оборудования.

(b) Должно быть установлено ограничение максимальной эксплуатационной высоты не более 7600 м для самолетов с гермокабиной, если не показано соответствие 23.775(c).

23.1529. Инструкции по поддержанию летной годности

Заявитель должен подготовить приемлемые инструкции по поддержанию летной годности в соответствии с Приложением G к настоящим Нормам.

ОБОЗНАЧЕНИЯ И ТРАФАРЕТЫ

23.1541. Общие положения

(a) На самолете должны быть:

(1) Необходимые обозначения и трафареты, указанные в параграфах 23.1545 - 23.1567.

(2) Любая другая дополнительная информация, обозначения на приборах, и трафареты, требуемые для безопасной эксплуатации самолета необычной конструкции или с необычными эксплуатационными и пилотажными характеристиками.

(b) Все обозначения и трафареты, предписанные в пункте (a) настоящего параграфа:

(1) Должны располагаться на видных местах.

(2) Не должны легко стираться, искажаться или становиться неясными.

(a*) В сочетании с конструктивным исполнением составных частей самолета (в первую очередь, штуцеров трубопроводов, электрических коммуникаций и их разъемных соединений) должны сводить к минимуму вероятность неправильного демонтажа, монтажа и/или регулировки указанных элементов конструкции при их техническом обслуживании и ремонте.

(c) Для самолетов, сертифицируемых более чем по одной категории:

(1) Заявитель должен выбрать одну категорию, в соответствии с которой должны быть выполнены трафареты и обозначения.

(2) Информация, наносимая в виде трафаретов и обозначений для всех категорий, по которым сертифицирован самолет, должна быть внесена в Руководство по летной эксплуатации.

23.1543. Обозначения на приборах

На всех приборах:

(a) Если обозначения наносятся на защитное стекло прибора, то должны быть предусмотрены средства сохранения правильного положения стекла относительно шкалы.

(b) Все дуги и линии должны быть достаточно широкими и должны располагаться так, чтобы

пилот мог их ясно видеть.

(c) Все приборы должны быть протарированы в соответствующих единицах.

23.1545. Указатель скорости

(a) Каждый указатель скорости должен быть размечен, как указано в пункте (b) данного параграфа, и отметки должны находиться около соответствующих приборных скоростей.

(b) Должны быть соблюдены следующие обозначения:

(1) Для непревышаемой скорости V_{NE} - радиальная красная линия.

(2) Для критического диапазона - желтая дуга от красной линии, предусмотренной пунктом (b)(1) данного параграфа, до верхней границы зеленой дуги, предусмотренной пунктом (b)(3) данного параграфа.

(3) Для нормального рабочего диапазона - зеленая дуга от нижней границы V_{S1} при максимальном весе и убранном шасси и закрылках до верхней границы максимальной для данного самолета крейсерской скорости V_{NO}, установленной согласно 23.1505(b).

(4) Для диапазона эксплуатации с отклоненными закрылками - белая дуга с нижней границей на V_{S0} при максимальном весе и верхней границей на максимально допустимой скорости полета с отклоненными закрылками и/или предкрылками V_{FE}, установленной согласно 23.1511.

(5) Для многодвигательных поршневых самолетов с максимальным весом 2720 кгс и менее - голубая радиальная линия, для скорости, для которой было показано соответствие 23.69(b) относительно скороподъемности при максимальном весе на уровне моря.

(6) Для многодвигательных поршневых самолетов с максимальным весом 2720 кг и менее - красная радиальная линия, для минимальной эволютивной скорости V_{MC} (при одном неработающем двигателе), определенной в 23.149(b).

(c) Если V_{NE} или V_{NO} изменяется с высотой, должны быть предусмотрены средства указания пилоту соответствующих ограничений во всем диапазоне эксплуатационных высот.

(d) Пункты (b)(1) - (b)(3) и пункт (c) данного параграфа не относятся к самолетам, для которых установлена максимальная эксплуатационная скорость V_{MO}/M_{MO} в соответствии с 23.1505(c). Для этих самолетов требуется или индикация максимальной эксплуатационной скорости, показывающая изменение V_{MO}/M_{MO} по высоте, или ограничения по сжимаемости (если таковые имеются), или должна быть нанесена радиальная красная линия, отмечающая наименьшее значение V_{MO}/M_{MO}, установленное для любой высоты вплоть до максимальной эксплуатационной высоты полета самолета.

23.1547. Указатель магнитного курса

(a) На указателе магнитного курса или вблизи него должен быть трафарет, удовлетворяющий требованиям настоящего параграфа.

(b) Трафарет должен показывать остаточную девиацию прибора в горизонтальном полете с работающими двигателями.

(c) Трафарет должен указывать, проводилось ли списание девиации с включенными или выключенными радиоприемниками.

(d) График девиации должен быть составлен с интервалом не более чем через 30° магнитного курса.

(e) Если магнитный нестабилизированный указатель курса может иметь остаточную девиацию более 10° в результате работы электрического оборудования, то на трафарете должно быть указано, включение каких электрических нагрузок вызывает девиацию более 10°.

23.1549. Приборы контроля силовой установки и ВСУ

Для каждого требующегося прибора силовой установки и ВСУ в зависимости от его типа должны выполняться следующие требования:

(a) Каждый максимальный и, если необходимо, минимальный предел должен обозначаться красной радиальной линией или просто красной линией.

(b) Все диапазоны нормальной работы должны обозначаться зеленой дугой или зеленой линией, не выходящей за пределы максимального и минимального ограничений безопасной эксплуатации.

(c) Все диапазоны взлетных и критических режимов должны обозначаться желтой дугой или линией.

(d) Все диапазоны работы двигателя, ВСУ и воздушного винта, которые ограничиваются из-за возникновения сильных вибрационных напряжений, должны обозначаться красными дугами или красными линиями.

23.1551. Масломер

Градуировка всех масломеров должна наноситься через интервалы, обеспечивающие четкое и точное показание количества масла.

23.1553. Топливомер

На топливомере должна быть нанесена красная радиальная линия для зафиксированного при тарировке нулевого деления, как определено в 23.1337(b)(1).

23.1555. Обозначения органов управления

(a) Все органы управления в кабине экипажа, за исключением основных рычагов управления самолетом и простых пусковых включателей кнопочного типа, должны быть четко обозначены с указанием их назначения и способов пользования ими.

(b) Все вспомогательные органы управления должны быть обозначены соответствующим образом.

(c) К органам управления топливной системой силовой установки предъявляются следующие требования:

(1) Каждый орган управления краном переключения топливных баков должен иметь обозначения, показывающие положения, соответствующие каждому баку и каждому имеющемуся положению системы кольцевания.

(2) Если безопасность эксплуатации требует расхода топлива из баков в определенной последовательности, то порядок выработки этих баков должен обозначаться непосредственно на кране переключения этих баков или рядом с ним.

(3) Условия, при которых полное количество вырабатываемого топлива в каждом топливном баке ограниченного использования может безопасно использоваться, должны быть указаны на трафарете рядом с краном переключения этого бака.

(4) Каждый орган управления краном каждого двигателя многодвигательного самолета должен иметь обозначение, показывающее, какой из двигателей управляется данным краном.

(d) Используемый объем каждого бака должен обозначаться следующим образом:

(1) Для топливных систем, не имеющих органов переключения, используемый объем системы должен быть указан на топливомере.

(2) Для топливных систем, имеющих органы переключения, используемый объем, соответствующий каждому положению крана переключения, должен быть указан рядом с краном переключения.

(e) К органам управления вспомогательными агрегатами, вспомогательным и аварийным оборудованием предъявляются следующие требования:

(1) На самолетах с убирающимся шасси индикатор, требуемый в 23.729, должен обозначаться таким образом, чтобы пилот в любое время мог убедиться, что шасси зафиксировано в одном из своих крайних положений.

(2) Все органы управления аварийным оборудованием должны быть красного цвета и должны иметь обозначения, показывающие принцип их действия. Никакие другие органы управления, отличные от органов аварийного управления и органов управления, которые выполняют аварийные функции в дополнение к своим непосредственным функциям, не должны быть окрашены в красный цвет.

23.1557. Различные обозначения и надписи

(a) Багажные и грузовые отсеки и места размещения балласта. Каждый багажный и грузовой отсек и каждое место размещения балласта должны иметь трафарет, указывающий все ограничения по их содержимому, включая ограничения по весу, которые необходимы для

удовлетворения требований по загрузке самолета.

(b) Кресла. Если максимально допустимый вес, на который рассчитано кресло, меньше 77 кгс, то к конструкции кресла должен быть постоянно прикреплен трафарет, указывающий этот вес.

(c) Крышки заправочных горловин топливной, масляной системы и системы охлаждения.

(1) На крышках заправочной горловины топливной системы или рядом с ней должны быть нанесено следующее:

(i) Для самолетов с поршневыми двигателями:

(A) Надпись "БЕНЗИН".

(B) Минимальное допустимое октановое число.

(ii) Для самолетов с газотурбинными двигателями:

(A) Надпись "КЕРОСИН".

(B) Обозначение допустимых марок топлива, указанных в РЛЭ.

(iii) Для систем заправки топлива под давлением - максимально допустимое давление подачи топлива при заправке и максимально допустимое давление слива топлива.

(2) На крышке заправочной горловины маслосистемы или рядом с ней должны быть надпись "МАСЛО" и указаны допустимые сорта масел, представленные в РЛЭ.

(3) На крышке заправочной горловины системы охлаждения или рядом с ней должна быть надпись "ОХЛАЖДАЮЩАЯ ЖИДКОСТЬ".

(d) Трафареты аварийных выходов. Все трафареты и ручки открытия каждого аварийного выхода должны быть красного цвета. Около каждой ручки открытия аварийного выхода должен быть трафарет, четко указывающий месторасположения этого выхода и способ его открытия.

(e) Трафареты напряжения. Напряжение цепи каждой установки постоянного тока должно быть четко указано рядом с розеткой подключения питания.

23.1559. Трафарет эксплуатационных ограничений

(a) В поле зрения пилота должен быть трафарет, гласящий, что:

(1) Самолет должен эксплуатироваться в соответствии с РЛЭ; и

(2) Трафарет относится к данной категории, на которую сертифицирован самолет.

(b) Для самолетов, сертифицированных по более чем одной категории, в поле зрения пилота должен быть трафарет, гласящий, что другие эксплуатационные ограничения содержатся в РЛЭ.

(c) В поле зрения пилота должен быть трафарет, указывающий условия эксплуатации, которые разрешены для эксплуатации самолета или которые ему запрещены исходя из 23.1525.

23.1561. Спасательное оборудование

(a) Спасательное оборудование должно иметь четкую маркировку с указанием способа его применения.

(b) Места размещения требуемого спасательного оборудования должны иметь маркировку, способствующую их обнаружению.

23.1563. Трафареты скоростей

В поле зрения пилота и как можно ближе к указателю скорости должен быть трафарет скоростей с указанием:

(a) Расчетной маневренной скорости V_A.

(b) Максимальной скорости при выпуске-уборке шасси V_{LO}.

(c) Для многодвигательных поршневых самолетов с максимальным весом 2720 кгс и более, а также самолетов с ГТД - максимальная величина минимальной эволютивной скорости V_{MC} (при одном неработающем двигателе), определенной согласно 23.149(b).

23.1567. Трафарет фигур пилотажа

(a) На самолетах нормальной категории перед пилотом и в поле его зрения должен быть трафарет, гласящий: "НЕ РАЗРЕШАЮТСЯ ФИГУРЫ ВЫСШЕГО ПИЛОТАЖА, ВКЛЮЧАЯ ШТОПОР".

(b) На самолетах многоцелевой категории должны быть:

(1) Трафарет в поле зрения пилота, гласящий: "РАЗРЕШЕНЫ ТОЛЬКО СЛЕДУЮЩИЕ ФИГУРЫ ВЫСШЕГО ПИЛОТАЖА: ____" (перечислить утвержденные фигуры и рекомендуемые скорости входа в каждую из них).

(2) На самолетах, не удовлетворяющих требованиям к штопору, установленным для самолетов акробатической категории, дополнительный трафарет, гласящий: "ШТОПОР ЗАПРЕЩЕН".

(c) На самолетах акробатической категории в поле зрения пилота должен быть трафарет с перечнем утвержденных фигур высшего пилотажа и рекомендуемых воздушных скоростей ввода для каждой фигуры. Если обратные фигуры пилотажа не разрешены, то на трафарете должна быть соответствующая надпись.

(d) Для самолетов акробатической и многоцелевой категорий, для которых штопор одобрен как фигура высшего пилотажа, в поле зрения пилота должен быть трафарет со следующей информацией:

(1) Действия пилота для выхода из режима штопора; и

(2) Указания, что выход из штопора должен начинаться при появлении спирального вращения, или после не более 6 витков, или любого большего числа витков, на которое этот самолет сертифицирован.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА И ОДОБРЕННЫЕ ИНСТРУКЦИИ

23.1581. Общие положения

(a) Представление информации. С каждым самолетом должно представляться Руководство по летной эксплуатации самолета, которое должно содержать:

(1) Информацию, требуемую параграфами 23.1583 - 23.1589.

(2) Другую информацию, необходимую для безопасной эксплуатации, касающуюся особенностей конструкции, эксплуатационных и пилотажных характеристик.

(3) Дополнительную информацию, обусловленную соответствующими правилами эксплуатации.

(b) Одобренная информация.

КонсультантПлюс: примечание.
В официальном тексте документа, видимо, допущена опечатка: имеется в виду параграф 23.1589, а не 23.159.

(1) За исключением указанного в пункте (b)(2) настоящего параграфа, каждая часть Руководства по летной эксплуатации самолета, содержащая информацию, предписанную в параграфах 23.1583 - 23.159, должна быть одобрена, выделена, обозначена и должна четко отличаться от всех не подлежащих одобрению частей Руководства по летной эксплуатации самолета.

(2) Требования пункта (b)(1) настоящего параграфа не применяются к самолетам с поршневыми двигателями и весом 2720 кг и менее, если удовлетворяется следующее:

(i) Часть Руководства по летной эксплуатации самолета, содержащая информацию, предписанную в 23.1583, должна быть ограничена только этой информацией, одобрена, обозначена и должна четко отличаться от всех других частей РЛЭ.

(ii) Информация, предписанная в параграфах 23.1585 - 23.1589, должна быть определена в соответствии с применимыми требованиями настоящих Норм и представлена в РЛЭ полностью в виде, приемлемом для Компетентного органа.

(3) Каждая страница Руководства по летной эксплуатации самолета, содержащая информацию, предписанную настоящим параграфом, должна быть выполнена таким образом,

чтобы она не могла легко стираться, портиться и перепутываться и чтобы можно было вкладывать ее в Руководство, представляемое Заявителем, или в папку, или в любой другой прочный переплет.

(c) Единицы измерения, применяемые в РЛЭ, должны соответствовать маркировке на приборах и трафаретах.

(d) Все эксплуатационные скорости, если не предписано другое, должны быть представлены в РЛЭ в виде приборных скоростей.

(e) Хранение. Руководство по летной эксплуатации самолета должно находиться в соответствующем зафиксированном контейнере, легко доступном пилоту.

(f) Изменения и поправки. Каждое Руководство по летной эксплуатации самолета должно содержать запись о всех поправках и изменениях.

23.1583. Эксплуатационные ограничения

РЛЭ должно содержать все эксплуатационные ограничения, установленные в АП-23, включая следующие:

(a) Ограничения скорости. Должна быть представлена следующая информация:

(1) Информация, необходимая для маркировки ограничений скорости на указателе согласно 23.1545, а также разъяснение каждого из этих ограничений и применяемое на указателе цветовое обозначение.

(2) Скорости V_{MC}, V_A, V_{LE}, V_{LO}, если они установлены, и их значения.

(3) Дополнительно для самолетов переходной категории с газотурбинными двигателями:

(i) Максимальная эксплуатационная скорость V_{MO}/M_{MO} вместе с указанием, что эта скорость не должна преднамеренно превышаться на любом режиме полета (набор высоты, крейсерский полет или снижение) за исключением случаев, когда для проведения летных испытаний или для тренировки пилотов разрешается большая скорость.

(ii) Если ограничение скорости основывается на явлениях сжимаемости воздуха, в РЛЭ включается указание, касающееся объяснения этого явления, вместе с информацией о признаках проявления сжимаемости, вероятном поведении самолета и рекомендуемых действиях для восстановления нормального режима полета.

(iii) Ограничения скорости должны быть представлены в виде V_{MO}/M_{MO} вместо V_{NO} и V_{NE}.

(b) Ограничения по силовой установке. Должна быть представлена следующая информация:

(1) Ограничения, требуемые 23.1521.

(2) Разъяснение ограничений, если это необходимо.

(3) Информация, необходимая для маркировки приборов, требуемая параграфами 23.1549 - 23.1553.

(c) Вес (масса). Руководство по летной эксплуатации самолета должно включать:

(1) Максимальный вес; и

(2) Максимальный посадочный вес, если расчетный посадочный вес, выбранный Заявителем, меньше максимального веса.

(3) Для самолетов нормальной, многоцелевой, акробатической категорий с поршневыми двигателями с весом более 2720 кг и для самолетов с ГТД эксплуатационные ограничения должны содержать:

(i) Максимальный взлетный вес для каждой высоты аэродрома, температуры наружного воздуха в пределах, выбранных Заявителем, в зависимости от градиента набора высоты, определенного в соответствии с 23.63(c)(1).

(ii) Максимальный посадочный вес для каждой высоты, температуры наружного воздуха в пределах, выбранных Заявителем, в зависимости от градиента набора высоты, определенного в соответствии с 23.63(c)(2).

(4) Для самолетов переходной категории в РЛЭ должен быть включен максимальный взлетный вес для каждой высоты аэродрома, температуры наружного воздуха, в пределах, выбранных Заявителем в зависимости от:

(i) Градиента набора высоты, определенного в соответствии с 23.63(d)(1).

(ii) Дистанции прерванного взлета, определенной в соответствии с 23.55, которая должна быть не более чем располагаемая ВПП плюс длина концевой полосы торможения (КПТ).

(iii) Взлетной дистанции, определенной в соответствии с 23.59(a), которая должна быть не более располагаемой длины ВПП; или

(iv) Взлетной дистанции, определенной в соответствии с 23.59(a), которая должна быть не более располагаемой длины ВПП плюс длина свободной зоны, и дистанции разбега, определенной в соответствии с 23.59(b), которая должна быть не более располагаемой длины ВПП (по выбору Заявителя).

(5) Для самолетов переходной категории в РЛЭ должен быть включен максимальный посадочный вес для каждой высоты аэродрома, в пределах, выбранных Заявителем, в зависимости от:

(i) Градиента набора высоты, определенного в соответствии с 23.63(d)(2) для любой температуры наружного воздуха, в пределах, выбранных Заявителем.

(ii) Посадочной дистанции, определенной в соответствии с 23.75, для стандартной температуры наружного воздуха, которая должна быть не более располагаемой длины ВПП.

(6) Максимальный вес при отсутствии топлива в крыле, установленный в соответствии с 23.343.

(d) Центр тяжести. Должны быть представлены установленные ограничения по центровке самолета.

(e) Маневры. Должны быть указаны следующие одобренные маневры, соответствующие ограничения скорости и неразрешенные маневры, предписанные в данном параграфе:

(1) Для самолетов нормальной категории должно быть указано, что не разрешается выполнять фигуры высшего пилотажа, включая штопор.

(2) Для самолетов многоцелевой категории должны быть указаны разрешенные фигуры пилотажа, продемонстрированные в процессе летных испытаний типа, рекомендуемые скорости ввода, а также другие необходимые ограничения. Выполнение других фигур не разрешено.

(3) Для самолетов акробатической категории должны быть включены утвержденные фигуры пилотажа, продемонстрированные в процессе летных испытаний типа, рекомендуемые скорости ввода, а также другие необходимые ограничения.

(4) Для самолетов акробатической категории и самолетов многоцелевой категории, на которых разрешено выполнение штопора, должны быть включены рекомендации по выполнению штопора, продемонстрированные в соответствии с 23.221(c).

(5) Для самолетов переходной категории должны быть указаны ограничения и маневры, исключающие любой инцидент, который случается в нормальном полете, при сваливании (кроме "колокола"), при вираже с углом крена до 60°.

(f) Маневренная перегрузка. Должна быть указана максимальная положительная перегрузка в единицах "g". Дополнительно для самолетов акробатической категории указывается минимальная отрицательная перегрузка.

(g) Минимальный летный экипаж. Число и функции членов минимального летного экипажа должны быть указаны в соответствии с 23.1523.

(h) Виды эксплуатации. Должны быть указаны: перечень видов эксплуатации, которые являются ограничениями для самолета или которые запрещены в соответствии с 23.1525, и перечень установленного оборудования, которое влияет на эксплуатационные ограничения, а также оценка соответствия оборудования и его состояния видам эксплуатации, для которых получено одобрение.

(i) Максимальная эксплуатационная высота. Должна быть указана максимальная эксплуатационная высота полета, установленная в соответствии с 23.1527.

(j) Максимальное число пассажирских мест. Должно быть указано максимальное число пассажирских мест.

(k) Допустимое боковое несимметричное распределение топлива. Максимально допустимое боковое несимметричное распределение топлива должно быть занесено в РЛЭ, если оно меньше

максимально возможного.

(l) Багаж и груз. Для каждого отсека и зоны самолета должна быть представлена следующая информация:

(1) Максимальная допустимая загрузка; и

(2) Допустимое распределение нагрузки.

(m) Системы. Должны быть представлены любые ограничения на использование систем и оборудования самолета.

(n) Температура окружающего воздуха. Должны быть указаны разрешенные в эксплуатации максимальная и минимальная температуры окружающего воздуха.

(o) Курение. Должны быть указаны любые ограничения по курению в самолете.

(p) Типы и состояние поверхности ВПП. Должны быть указаны типы и состояние поверхности ВПП, на которых возможна эксплуатация самолета [см. 23.45(g) и 23.1587(a)(4), (c)(2) и (d)(4)], а также допустимые величины бокового ветра.

23.1585. Эксплуатационные процедуры

(a) Для всех самолетов должна быть представлена информация об эксплуатационных процедурах (действиях) в нормальных, сложных и аварийных условиях, а также другая информация, необходимая для их безопасной эксплуатации. Представленная информация должна включать в себя:

(1) Объяснение особенностей управляемости самолетом в воздухе и на земле.

(2) Информацию, относящуюся к эксплуатации с боковым ветром, в том числе и при различном состоянии ВПП.

(3) Рекомендованную скорость полета в условиях турбулентной атмосферы. Эта скорость должна быть выбрана таким образом, чтобы защитить от последствий порыва (повреждения конструкции самолета или потери управляемости, например сваливания).

(4) Процедуру запуска любого газотурбинного двигателя в полете, включая влияние высоты.

(5) Процедуры, скорости и конфигурации для выполнения нормального захода на посадку и посадки в соответствии с 23.73 и 23.75 и переход к условиям ухода на второй круг.

(6) Для гидросамолетов и самолетов-амфибий - процедуры управления на воде и предельную высоту волны.

(b) В дополнение к пункту (a) настоящего параграфа для однодвигательных самолетов должны быть представлены рекомендации по выбору скорости и конфигурации при планировании самолета с отказавшим двигателем в соответствии с 23.71 и выполнению вынужденной посадки.

(c) В дополнение к пункту (a) настоящего параграфа для многодвигательных самолетов информация должна включать:

(1) Скорости, конфигурации и процедуру выполнения захода на посадку и посадки с одним неработающим двигателем.

(2) Процедуры, условия, скорости и конфигурации для безопасного выполнения ухода на второй круг с одним неработающим двигателем или запрещение попытки уйти на второй круг.

(3) Скорость V_{SSE}, указанную в 23.149; и

(4) Процедуры запуска двигателя в полете, включая влияние высоты.

(d) В дополнение к пунктам (a) и (b) или (c) данного параграфа (что применимо) для всех самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий должна быть представлена следующая информация:

(1) Процедуры, скорости и конфигурации для выполнения нормального взлета в соответствии с 23.51(a), (b) и 23.53(a), (b) и последующего набора высоты в соответствии с 23.65, 23.69(a);

(2) Процедуры для прекращения взлета из-за отказа двигателя или других причин.

(e) В дополнение к пунктам (a), (c) и (d) данного параграфа для всех многодвигательных самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий должна быть представлена следующая информация:

(1) Процедуры и скорости выполнения продолженного взлета при отказе двигателя и условия, при которых можно безопасно продолжить взлет или предупреждение против попытки продолжить взлет.

(2) Процедуры, скорости и конфигурации для продолжения набора высоты при отказе двигателя после взлета в соответствии с 23.67 или на маршруте в соответствии с 23.69(b).

(f) В дополнение к пунктам (a) и (c) данного параграфа для самолетов переходной категории должна быть представлена следующая информация:

(1) Процедуры, скорости и конфигурации для выполнения нормального взлета.

(2) Процедуры и скорости прекращения взлета из-за отказа двигателя в соответствии с 23.55.

(3) Процедуры и скорости для выполнения продолженного взлета в случае отказа двигателя в соответствии с 23.59(a)(1) и траектории продолженного взлета в соответствии с 23.57 и 23.61(a).

(g) Для многодвигательных самолетов должна быть представлена информация, определяющая каждое рабочее состояние топливной системы, для которого, исходя из условий безопасности, необходимо обеспечить независимость топливной системы согласно требованиям 23.953, а также представить инструкции по переводу топливной системы в такие конфигурации, для которых доказывается соответствие требованиям этого параграфа.

(h) Для каждого самолета, в соответствии с 23.1353(g)(2) или (g)(3), должны быть представлены эксплуатационные процедуры отключения аккумуляторов от источника зарядки.

(i) Должна быть представлена информация о полном количестве вырабатываемого топлива для каждого топливного бака и количестве вырабатываемого топлива в случае отказа любого насоса.

(j) Должны быть представлены безопасные эксплуатационные процедуры работы самолетных систем и оборудования как при их нормальной работе, так и в случае неисправности.

23.1587. Информация о характеристиках

Если не предписано другое, характеристики должны быть представлены для всех диапазонов температур и высот, требуемых 23.45(b).

(a) Для всех самолетов должна быть представлена следующая информация:

(1) Скорости сваливания V_{S0} и V_{S1} с закрылками в посадочном положении и с убранными закрылками, при максимальном весе, соответствующем требованиям 23.49, и влияние на эти скорости углов крена до 60°.

(2) Установившаяся вертикальная скорость и градиент набора высоты со всеми работающими двигателями, определенные в соответствии с 23.69(a).

(3) Посадочная дистанция, определенная в соответствии с 23.75 для каждой высоты аэродрома при стандартной температуре и для всех состояний поверхности ВПП, для которых запрашивается сертификат.

(4) Влияние на посадочную дистанцию, определенную в соответствии с требованиями 23.45(g), состояния поверхности ВПП, отличной от сухой твердой и гладкой поверхности; и

(5) Влияние на посадочную дистанцию уклона ВПП и ветра. При этом встречная составляющая ветра принимается равной 50%, а попутная составляющая ветра - 150%.

(b) В дополнение к пункту (a) данного параграфа для всех самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий с поршневыми двигателями и взлетным весом 2720 кг и менее должен быть указан постоянный угол набора/снижения, определенный в соответствии с требованиями 23.77(a); и

(c) В дополнение к пунктам (a) и (b) данного параграфа, что применимо, для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий должна быть представлена следующая информация:

(1) Взлетная дистанция, определенная в соответствии с 23.53, при соответствующем типе и состоянии полосы.

(2) Для двухдвигательных самолетов с поршневыми двигателями с весом более 2720 кг и для двухдвигательных самолетов с ГТД должно быть представлено значение взлетного градиента набора/снижения с одним неработающим двигателем, определенного в соответствии с 23.66.

(3) Для двухдвигательных самолетов должно быть представлено значение крейсерских скоростей и градиента набора/снижения с одним неработающим двигателем, определенных в соответствии с 23.69(b).

(4) Для однодвигательных самолетов должна быть представлена информация о характеристиках снижения, определенных в соответствии с 23.71.

(d) В дополнение к пункту (a) данного параграфа для самолетов переходной категории должна быть представлена следующая информация:

(1) Дистанция прерванного взлета, определенная в соответствии с 23.55.

(2) Взлетная дистанция, определенная в соответствии с 23.59(a).

(3) Значение дистанции разбега, выбранной Заявителем, в соответствии с 23.59(b).

(4) Влияние на дистанцию прерванного взлета, взлетную дистанцию и на дистанцию разбега, состояния поверхности ВПП, отличной от сухой твердой и гладкой поверхности в соответствии с 23.45(g).

(5) Влияние на дистанцию прерванного взлета, взлетную дистанцию и на дистанцию разбега уклона ВПП и скорости ветра. При этом встречная составляющая ветра принимается равной 50%, а попутная составляющая ветра - 150%.

(6) Сетку взлетных характеристик в соответствии с 23.61(b).

(7) Значение крейсерского градиента набора/снижения с одним неработающим двигателем, определенного в соответствии с 23.69(b).

(8) Влияние ветра на взлетные характеристики и на характеристики крейсерского набора/снижения на маршруте, при полете с одним неработающим двигателем; при этом встречная составляющая ветра принимается равной 50%, а попутная составляющая ветра - 150%.

(9) Информацию о посадочных характеристиках при весе, превышающем максимальный посадочный (определенный экстраполяцией и вычисленный для диапазона весов между максимальным посадочным и максимальным взлетным весом или в летных испытаниях), при следующих условиях:

(i) При максимальном взлетном весе для каждой высоты аэродрома и температурах окружающего воздуха в соответствии с 23.63(d)(2); и

(ii) Посадочная дистанция, определенная в соответствии с 23.75 для каждой высоты аэродрома и при стандартной температуре окружающего воздуха.

(10) Соотношение между индикаторной и приборной скоростью, определенной в соответствии с 23.1323(b) и (c).

(e) Указатель высоты должен быть оттарирован в соответствии с 23.1325(e).

23.1589. Информация о загрузке

Должна представляться следующая информация о загрузке:

(a) Вес и расположение каждой единицы оборудования, которое может быть легко убрано, перемещено или заменено и которое было установлено при взвешивании самолета в соответствии с требованиями 23.25.

(b) Соответствующие указания по загрузке для каждого возможного случая загрузки в диапазоне от максимального до минимального веса, установленном в соответствии с 23.25, для того чтобы центр тяжести самолета оставался внутри пределов, установленных согласно 23.23.

Приложение П23.1523.
Критерии для определения минимального состава летного экипажа

При определении состава летного экипажа в соответствии с положениями 23.1523 учитывается следующее:

(a) Основные функции рабочей нагрузки. Учитываются следующие основные функции, влияющие на рабочую загрузку экипажа:

(1) Управление траекторией полета.

(2) Предупреждение столкновений.

(3) Навигация.

(4) Связь.

(5) Управление двигателями и системами самолета и контроль их работы.

(6) Командные решения.

(b) Факторы рабочей нагрузки.

При определении минимального состава летного экипажа считаются важными для анализа и демонстрации рабочей нагрузки следующие факторы:

(1) Доступность, легкость и несложность эксплуатации всех необходимых органов управления самолетом, силовой установкой, самолетными системами и оборудованием.

(2) Доступность и хорошая видимость всех необходимых средств индикации и сигнальных устройств, возможность осуществления экипажем правильной и своевременной реакции на сигналы всех приборов и устройств.

(3) Число, неотложность и сложность эксплуатационных процессов, особенно учитывая те из них, которые непосредственно влияют на безопасность полетов.

(4) Степень и продолжительность затрат умственных и физических усилий в обычных

условиях эксплуатации при определении характера и устранении аварии, работе с системами после их отказа.

(5) Степень необходимости контроля системы управления самолетом, силовой установкой, работы топливной и гидравлической систем, систем герметизации, электросистемы, противообледенительной и других систем в полете.

(6) Действия, не требующие от члена экипажа (на самолетах, где два и более членов экипажа), чтобы он находился на своем рабочем месте, которые включают в себя: наблюдение за системами, аварийное управление любым органом, устранение аварий в любом из отсеков.

(7) Степень автоматизации систем самолета, обеспечивающая (после разрушения или неисправности) автоматическое устранение или локализацию неисправностей для сведения к минимуму необходимых действий летного экипажа, связанных с потерей электрического или гидравлического питания в силовых приводах систем управления самолетом или других важных систем.

(8) Рабочая нагрузка пилота, связанная с навигацией и связью.

(9) Возможность увеличения рабочей нагрузки в связи с любой аварийной ситуацией, которая может привести к другим аварийным ситуациям.

(10) Неспособность одного члена экипажа выполнять свои функции, если правила эксплуатации требуют как минимум двух членов летного экипажа.

(c) Разрешенные условия эксплуатации. Определение разрешенных условий эксплуатации требует рассмотрения правил эксплуатации, которые будут применяться в отношении данного самолета.

ПРИЛОЖЕНИЯ

Приложение A
[Зарезервировано]

Приложение B
[Зарезервировано]

Приложение C
[Зарезервировано]

Приложение D
[Зарезервировано]

Приложение E
[Зарезервировано]

Приложение F

ПРИЕМЛЕМАЯ ПРОЦЕДУРА ИСПЫТАНИЙ САМОЗАТУХАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ УСТАНОВЛЕНИЯ СООТВЕТСТВИЯ ТРЕБОВАНИЯМ 23.853, 23.855 и 23.1359

(a) Условия испытаний. Образцы должны быть выдержаны при температуре +21 ± 2 °C и относительной влажности 50 ± 5% до достижения равновесия влажности или в течение 24 ч. Одновременно можно брать из кондиционированной атмосферы только по одному образцу и непосредственно перед воздействием на него пламени.

(b) Форма образцов. Материалы, за исключением небольших деталей и изоляции электрических проводов и кабелей, должны испытываться либо в виде участка, вырезанного из готовой детали в том виде, в каком она устанавливается на самолете, либо в виде образца, имитирующего вырезанный участок: например, образец, вырезанный из плоского листа материала, или модель готовой детали. Образец можно вырезать из любого места готовой детали, однако такие изделия, как слоистые панели, не должны разделяться для испытаний. Толщина образца должна быть не более минимальной толщины, установленной для применения на самолете, за следующими исключениями:

(1) Образцы толстых деталей из пеноматериалов, такие, как подушки кресел, должны быть толщиной 12,7 мм.

(2) Материалы, использованные в небольших деталях, которые должны быть испытаны для подтверждения соответствия требованиям 23.853(d)(3)(v); образцы материалов должны быть

толщиной не более 3,2 мм.

(3) Материалы изоляции электрических проводов и кабелей, которые должны удовлетворять требованиям 23.1359(c); образцы электрических проводов и кабелей должны быть такого же типоразмера, который используется на самолете.

Ткани должны быть испытаны в направлении нитей основы и утка для определения наиболее критических условий горючести. При проведении испытаний, указанных в пунктах (d) и (e) настоящего Приложения, образец должен быть помещен в металлическую рамку таким образом, чтобы:

(1) Верхняя и две длинные кромки надежно фиксировались в рамке во время вертикальных испытаний.

(2) Наиболее удаленная от пламени и две длинные кромки надежно фиксировались в рамке при горизонтальных испытаниях.

(3) Незакрытая поверхность образца имела как минимум ширину 51 мм и длину 305 мм, кроме случая, когда фактический размер детали на самолете меньше.

(4) Кромка, к которой подносится пламя горелки, не должна быть заделочным или защищенным краем образца, а должна представлять реальное поперечное сечение материала или детали, установленной на самолете.

При проведении испытаний, указанных в пункте (f) настоящего Приложения, образец должен быть закреплен в металлической рамке так, чтобы в ней надежно фиксировались все четыре кромки, а размеры открытой поверхности образца составляли не менее 203 x 203 мм.

(c) Аппаратура. Кроме случая, указанного в пункте (g) настоящего Приложения, испытания должны проводиться в шкафу без тяги, в вертикальном и горизонтальном положениях по утвержденным методикам. Образцы, которые по своим габаритам не могут уместиться в шкафу, должны испытываться в аналогичных условиях отсутствия тяги.

(d) Испытания в вертикальном положении. Должны быть испытаны как минимум 3 образца и результаты испытаний осреднены. При испытании тканей направление переплетений, соответствующее наиболее критическим условиям воспламеняемости, должно быть параллельно наибольшому размеру. Каждый образец должен удерживаться в вертикальном положении. Образец должен быть подвергнут воздействию горелки Бунзена или Тиррилла с соплом, имеющим номинальный внутренний диаметр 9,5 мм и отрегулированным на высоту пламени 38 мм. Минимальная температура пламени, измеренная в центре пламени калиброванным термоэлектрическим пирометром, должна быть 843 °C. Нижняя кромка образца должна находиться на высоте 19,0 мм над верхним краем горелки. Пламя должно подводиться по оси нижней кромки образца.

При испытаниях материалов, указанных в 23.853(d)(3)(i) и 23.853(f), продолжительность воздействия пламени должна составлять 60 с, после чего пламя должно удаляться. При испытаниях материалов, указанных в 23.853(d)(3)(ii), продолжительность воздействия пламени должна составлять 12 с, после чего пламя должно удаляться. Следует регистрировать

продолжительность горения, длину обугленного участка и продолжительность горения капель, если таковые имеются. Длина обугливания, определяемая согласно указаниям пункта (h) настоящего Приложения F, должна измеряться с точностью до 1 мм.

(e) Испытания в горизонтальном положении. Должны быть испытаны как минимум 3 образца и результаты испытаний осреднены. Каждый образец должен удерживаться в горизонтальном положении. Открытая при установке на самолете поверхность должна быть при испытаниях обращена вниз. Образец должен быть подвергнут воздействию горелки Бунзена или Тиррилла с соплом, имеющим номинальный внутренний диаметр 9,5 мм и отрегулированным на высоту пламени 38 мм. Минимальная температура пламени, измеренная в центре пламени калиброванным термоэлектрическим пирометром, должна быть 843 °C. Образец должен располагаться таким образом, чтобы проходящая испытания кромка находилась над осью горелки на высоте 19 мм над верхним краем горелки. Пламя следует подводить на 15 с, а затем удалять. Не менее 254 мм образца следует использовать для целей хронометрирования; примерно 38 мм должно сгореть до того, как фронт горения достигнет зоны хронометрирования. Должна быть зарегистрирована средняя скорость обугливания.

(f) Испытания при установке под углом 45°. Должны быть испытаны как минимум 3 образца, а результаты испытаний осреднены. Каждый образец должен удерживаться под углом 45° к горизонтальной плоскости. Открытая (лицевая) поверхность применительно к ее установке на самолете при испытаниях должна быть обращена вниз. Образец должен быть подвергнут воздействию пламени горелки Бунзена или Тиррилла с соплом, имеющим номинальный внутренний диаметр 9,5 мм и отрегулированным на высоту пламени 38 мм. Минимальная температура пламени, измеренная в его центре калиброванным термоэлектрическим пирометром, должна составлять 843 °C. Необходимо принять соответствующие меры предосторожности по предотвращению возникновения тяги. Одна треть пламени должна касаться материала в центре образца; пламя должно быть подведено на 30 с, а затем удалено. Должны быть зарегистрированы продолжительность горения, продолжительность тления и прохождение пламени сквозь образец, если это имеет место.

(g) Испытания при установке под углом 60°. Должны быть испытаны как минимум 3 образца каждого вида (исполнения и размера) проводов. Образец провода или кабеля (с изоляцией) должен быть установлен под углом 60° к горизонтальной плоскости в шкафу, указанном в пункте (c) настоящего Приложения, с открытой на время испытаний дверцей или помещен в камеру размерами приблизительно 610 x 305 x 305 мм, открытую сверху и с одной вертикальной (передней) стороны, в которую поступает достаточное количество воздуха для полного сгорания, но отсутствует тяга. Образец должен быть установлен в камере параллельно ее передней стенке на расстоянии от нее примерно 152 мм. Нижний конец образца должен быть жестко зажат. Верхний конец образца должен проходить поверх ролика или стержня, и к нему должен быть присоединен соответствующий груз, удерживающий образец в туго натянутом состоянии в течение всего периода испытаний на воспламеняемость. Длина испытываемого образца от нижнего зажима до верхнего ролика или стержня должна составлять 610 мм. На нем должна быть нанесена метка на расстоянии 203 мм от нижнего конца для указания центральной точки подведения пламени.

Пламя горелки Бунзена или Тиррилла должно воздействовать на образец в отмеченной точке в течение 30 с. Горелка устанавливается под отмеченной на образце точкой перпендикулярно образцу и под углом 30° к его вертикальной плоскости. Горелка должна иметь номинальный

внутренний диаметр 9,5 мм и быть отрегулирована на высоту пламени 76 мм с внутренним конусом, составляющим примерно 1/3 высоты пламени. Минимальная температура самого горячего участка пламени, измеренная калиброванным термоэлектрическим пирометром, должна быть не менее 954 °C. Горелка должна быть установлена так, чтобы самая горячая часть пламени касалась отмеченной на образце провода точки. Должны быть зарегистрированы продолжительность горения, длина обугливания, а также продолжительность горения капель, если таковые имеются. Длина обугливания, определяемая согласно пункту (h) настоящего Приложения, должна измеряться с точностью до 1 мм. Разрыв образцов провода не считается повреждением.

(h) Длина обугливания. Длина обугливания - это расстояние от первоначальной кромки до самого дальнего видимого повреждения испытываемого образца в результате воздействия пламени, включая участки, частично или полностью уничтоженные, обугленные или ставшие хрупкими, но исключая участки закопченные, изменившие цвет, покоробленные или обесцвеченные, а также участки, на которых материал сморщился или оплавился от воздействия источника тепла.

ПРИЛОЖЕНИЕ G

ИНСТРУКЦИИ ПО ПОДДЕРЖАНИЮ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

G23.1. Общие положения

(a) Данное Приложение определяет требования к подготовке инструкций по поддержанию летной годности в соответствии с 23.1529.

(b) Инструкции по поддержанию летной годности (Руководство по технической эксплуатации и Регламент технического обслуживания) для каждого самолета должны включать в себя инструкции по поддержанию летной годности каждого двигателя и воздушного винта (здесь и далее они названы "компонентами"), каждого комплектующего изделия, предусмотренного настоящими Авиационными правилами, и необходимую информацию о взаимодействии этих комплектующих изделий и компонентов с самолетом. Если к комплектующим изделиям или компонентам, установленным на самолете, их Изготовитель не представил инструкций по поддержанию летной годности, то инструкции по поддержанию летной годности самолета должны включать в себя дополнительную информацию для этих комплектующих изделий и компонентов, существенно необходимую для поддержания летной годности самолета.

(c) Заявитель должен представить программу, показывающую, как будут распространяться изменения к инструкциям по поддержанию летной годности, выпущенные Заявителем или Изготовителем компонентов или комплектующих изделий, установленных на самолете.

G23.2. Вид и тип оформления

(a) Инструкции по поддержанию летной годности должны быть составлены в форме Руководства или Руководств, в зависимости от объема имеющихся данных.

(b) Вид и тип оформления Руководства или Руководств должны обеспечивать удобство пользования материалом.

G23.3. Содержание

Инструкции по поддержанию летной годности должны содержать следующие Руководства или разделы, что предпочтительнее, и информационные сведения:

(a) Руководство или раздел по технической эксплуатации самолета (РЭ), включающее:

(1) Вводную информацию, содержащую объяснения конструктивных особенностей самолета и данные в объеме, необходимом для выполнения технического обслуживания.

(2) Описание конструкции самолета, его систем и установок, включая двигатели, воздушные винты и комплектующие изделия.

(3) Основную руководящую эксплуатационную информацию, описывающую взаимодействие и работу компонентов и систем самолета, включая соответствующие специальные процедуры и ограничения.

(4) Информацию по обслуживанию самолета, включающую в себя подробные сведения о точках обслуживания, емкости баков и баллонов, типах используемых жидкостей, давлениях в различных системах, размещении эксплуатационных люков и панелей, предназначенных для обеспечения проверки (осмотра) и обслуживания, расположении точек смазки, видах используемых смазок, оборудовании, необходимом для обслуживания самолета, а также указания и ограничения по буксировке, швартовке, установке на подъемники и нивелировке самолета.

(b) Руководство по техническому обслуживанию (РО), включающее:

(1) Периодичность и объем проведения работ для каждой части самолета, его двигателей, ВСУ, воздушных винтов, комплектующих изделий, приборов и оборудования, в которых указываются рекомендуемые сроки их очистки, осмотра, регулировки, проверок и смазки, а также уровень осмотра, разрешенные допуски на износ и работы, рекомендуемые в эти периоды. Однако Заявитель может сослаться на Разработчика комплектующих изделий, приборов или оборудования как на источник этой информации, если Заявитель докажет, что изделие обладает высокой степенью сложности, требующей специально разработанной методики технического обслуживания, специального испытательного оборудования или привлечения экспертов. Необходимо также включить сведения о рекомендуемых сроках проведения капитального ремонта, если он предусмотрен, и необходимые ссылки на раздел "Ограничения летной годности". Кроме того, заявитель должен представить программу осмотров, содержащую сведения о частоте и объеме осмотров, необходимых для обеспечения летной годности самолета.

(2) Информацию по поиску неисправностей с описанием возможных отказов и повреждений, способов их обнаружения и действий по их устранению.

(3) Информацию о порядке и методах снятия и замены компонентов со всеми необходимыми мерами защиты от повреждений.

(4) Другие общие технологические указания, включая методы наземного контроля систем, нивелировки, взвешивания и определения положения центра тяжести, установки на подъемники и швартовки, а также ограничения по хранению.

(c) Схемы размещения люков и панелей для доступа при техническом обслуживании и информацию, необходимую для обеспечения доступа для проверки и осмотра в случае отсутствия смотровых панелей.

(d) Подробные сведения о применении специальных методов контроля, включая рентгенографический и ультразвуковой контроль, если даны указания по применению таких методов.

(e) Информацию, необходимую для выполнения заключительных работ и защитной обработки конструкции после проверок и осмотров.

(f) Все данные, относящиеся к деталям, крепежным элементам и узлам конструкций, такие, как их маркировка, рекомендации по замене и допустимые значения момента затяжки.

(g) Перечень необходимого специального инструмента.

(h) Для самолетов переходной категории должна быть дополнительно представлена следующая информация:

(1) Электрические нагрузки в различных системах.

(2) Методика балансировки поверхностей управления.

(3) Обозначения основных и второстепенных элементов конструкции.

(4) Специальные методы ремонта, предусмотренные на самолете.

G23.4. Раздел "Ограничения летной годности"

Инструкции по поддержанию летной годности должны содержать раздел, озаглавленный "Ограничения летной годности", который является независимым и выделенным относительно остальных разделов. В этом разделе должны быть указаны каждый из предписанных сроков обязательной замены элементов конструкции, интервалы между осмотрами конструкции и соответствующие процедуры проверок и осмотров, одобренные в соответствии с требованиями 23.571 - 23.575.

Если Инструкции по поддержанию летной годности составлены из нескольких документов, раздел "Ограничения летной годности" должен быть включен в основное Руководство. Этот раздел должен быть одобрен Компетентным органом, осуществляющим типовую сертификацию, и содержать на видном месте следующую запись: "Раздел "Ограничения летной годности" одобрен Компетентным органом (указать наименование Компетентного органа) и изменения к нему также должны быть одобрены".

Приложение H

УСТАНОВКА АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РЕЗЕРВНОЙ МОЩНОСТЬЮ (АСУРМ)

H.23.1. Общие положения

(a) В настоящем Приложении указаны дополнительные требования для установки системы управления мощностью (тягой) двигателя, которая автоматически увеличивает тягу или мощность работающего двигателя(ей) в случае отказа одного двигателя на взлете.

(b) При нормальном функционировании АСУРМ и связанных с ней систем должны удовлетворяться без необходимости каких-либо действий экипажа по увеличению тяги или мощности все применимые требования настоящих Норм, кроме предусматриваемых настоящим Приложением.

H.23.2. Определения

(a) Автоматическая система управления резервной мощностью (АСУРМ). АСУРМ определяется как полностью автоматическая система, используемая на взлете и включающая все устройства, как механические, так и электрические, которые реагируют на отказ двигателя, передают сигналы, воздействуют на органы управления подачей топлива или рычаги управления мощностью на работающем двигателе, или увеличивают мощность работающих двигателей другими способами, чтобы получить запрограммированное увеличение мощности и передать в кабину экипажа информацию о работе системы.

(b) Выбранная взлетная мощность. Выбранная взлетная мощность - это мощность, полученная при начальной установке мощности, одобренной для взлета.

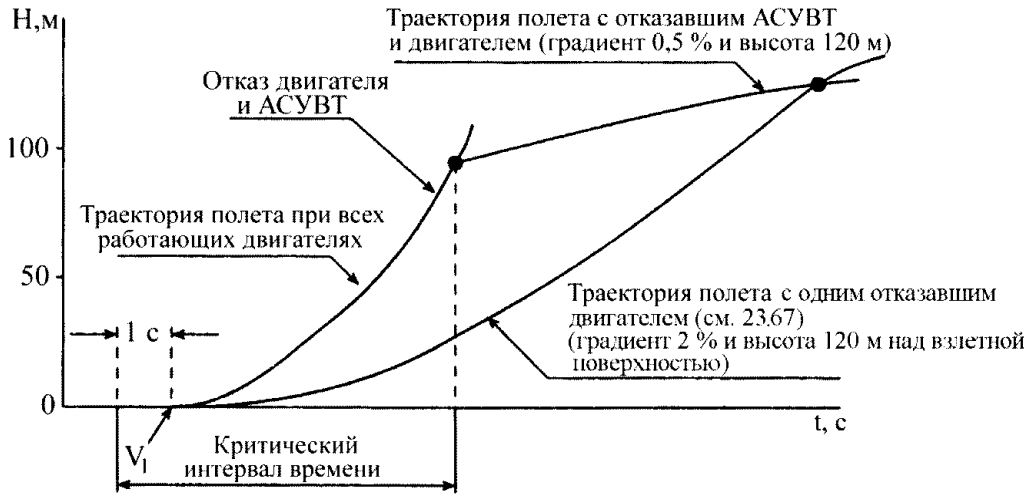


Рисунок H1

(c) Критический интервал времени. При выполнении взлета с использованием АСУРМ критический интервал времени, как показано на рис. H1, отсчитывается от момента достижения скорости V_1 минус 1 с и заканчивается в момент пересечения траектории взлета с минимальными характеристиками при всех работающих двигателях с траекторией плета при одновременном отказе двигателя и АСУРМ. Траектория полета при одновременном отказе двигателя и АСУРМ пересекает траекторию полета с одним неработающим двигателем на высоте не менее 120 м над взлетной поверхностью. Траектория полета после отказа двигателя и АСУРМ, основанная на характеристиках самолета, должна иметь положительный градиент по крайней мере 0,5% на высоте 120 м над взлетной поверхностью.

H.23.3. Требования к характеристикам самолета и надежности системы

Должно быть доказано, что в течение критического интервала времени:

(a) Отказ АСУРМ, который увеличивает или не влияет на мощность любого двигателя, не будет создавать опасности для самолета, или должна быть доказана маловероятность этих отказов.

(b) Отсутствуют отказы АСУРМ, которые приводили бы к отказу, снижающему мощность на любом двигателе, или должна быть доказана практическая невероятность этих отказов.

(c) Не будет отказов АСУРМ в комбинации с отказами двигателя, или должна быть доказана практическая невероятность этих отказов.

(d) При работающей АСУРМ и отказе двигателя в самый критический момент взлета должны выполняться все относящиеся к этому требования настоящих Норм к характеристикам самолета.

H.23.4. Установка мощности

Первоначально выбранная взлетная мощность каждого двигателя в начале разбега при взлете должна быть не менее любой из следующих величин:

(a) Мощности, необходимой для достижения при скорости V_1 90% максимальной взлетной мощности, одобренной для самолета при данных окружающих условиях.

(b) Величины, необходимой для обеспечения нормальной работы всех обеспечивающих безопасность систем и оборудования, зависящей от положения рычага управления тягой двигателя.

(c) Величины, которая, как доказано, не приводит к опасным переходным процессам двигателя при увеличении мощности от выбранной взлетной мощности до максимальной одобренной взлетной мощности.

H.23.5. Органы управления силовой установкой

(a) В дополнение к требованиям 23.1141 никакой одиночный отказ (или возможная комбинация отказов) АСУРМ, включая связанные с ней другие системы, не должен вызывать

невыполнение любой функции силовой установки, необходимой для обеспечения безопасности полета.

(b) АСУРМ должна быть спроектирована таким образом, чтобы:

(1) Были обеспечены средства проверки летным экипажем работоспособности АСУРМ до взлета.

(2) После отказа любого одного двигателя на взлете автоматически обеспечивалось увеличение мощности работающего двигателя до максимальной одобренной взлетной мощности без превышения эксплуатационных ограничений двигателя.

(3) Предотвращать отключение АСУРМ посредством ручного воздействия на рычаги управления мощностью после отказа двигателя.

(4) Были обеспечены средства отключения автоматических функций летным экипажем. Эти средства должны быть спроектированы так, чтобы исключить непреднамеренное отключение этих функций.

(5) Было возможным ручное уменьшение или увеличение тяги или мощности с помощью рычага управления мощностью (тягой) до максимальной взлетной тяги или мощности, одобренной для самолета при данных условиях, посредством рычагов управления мощностью двигателя, как предписано в 23.1141(c), за исключением случаев, описанных в пункте (c) данного параграфа.

(c) Для самолетов, снабженных ограничителями, которые автоматически предотвращают превышение эксплуатационных ограничений двигателя при данных окружающих условиях, могут быть использованы другие устройства для увеличения тяги или мощности, контролируемые рычагами управления мощности в случае отказа АСУРМ. Устройства должны быть расположены на рычаге управления мощностью (тягой) двигателя или перед этим рычагом, должны быть легко распознаваемы и срабатывать во всех эксплуатационных условиях путем одиночного действия пилота рукой, которая обычно используется для перемещения рычагов управления мощностью (тягой), и удовлетворять требованиям 23.777(a) - (c).

H.23.6. Приборы силовой установки

В дополнение к требованиям 23.1305:

(a) Должны быть предусмотрены средства для индикации готовности АСУРМ к работе.

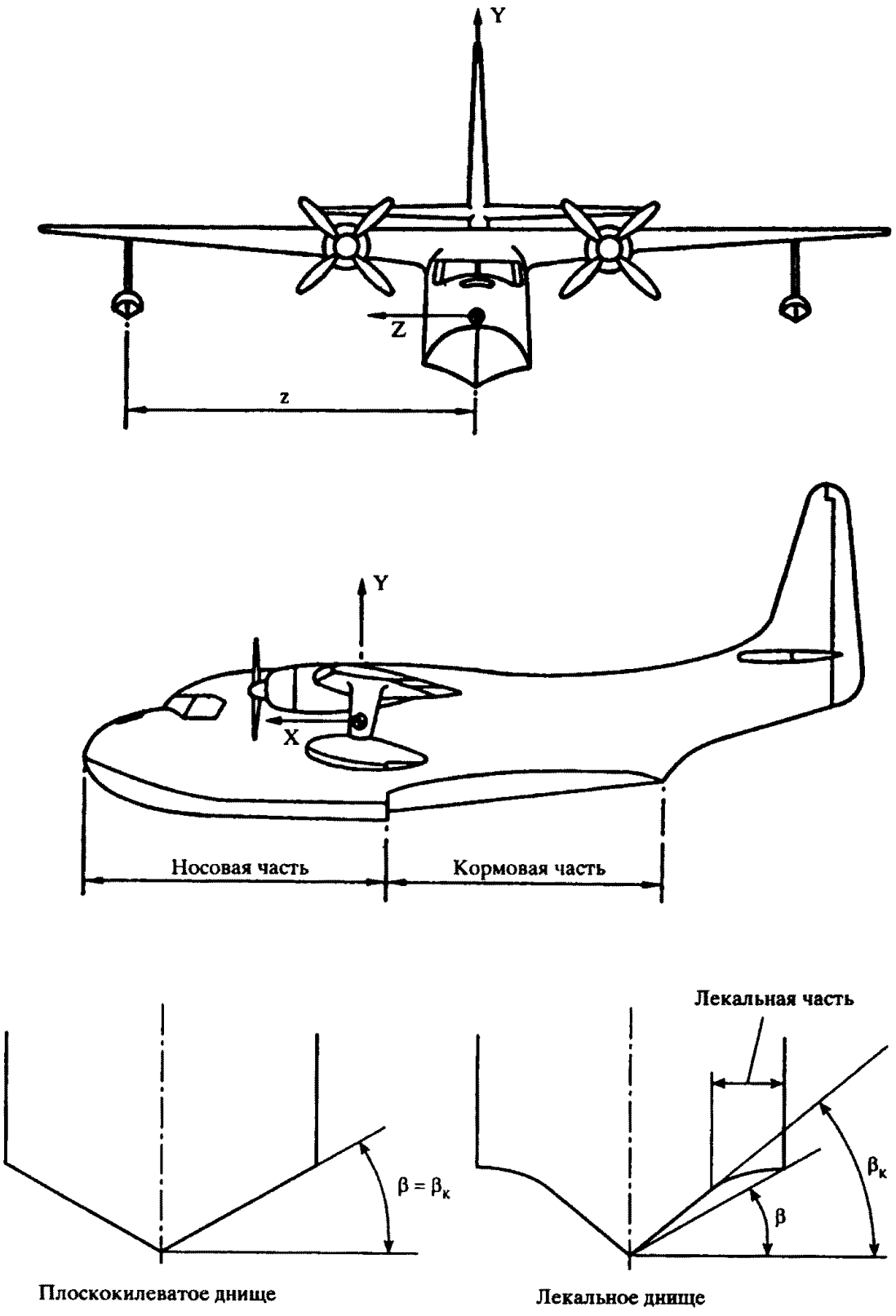
(b) Если свойственные самолету летные характеристики не обеспечивают достаточные признаки отказа двигателя, то должна быть применена независимая от АСУРМ система сигнализации, которая дает пилоту четкое предупреждение об отказе любого двигателя при взлете.

(c) Должны быть предусмотрены средства, позволяющие экипажу быстро убедиться, что АСУРМ функционирует удовлетворительно в случае отказа двигателя на скорости V_1 и более.

Документ предоставлен КонсультантПлюс
Дата сохранения: 29.10.2019

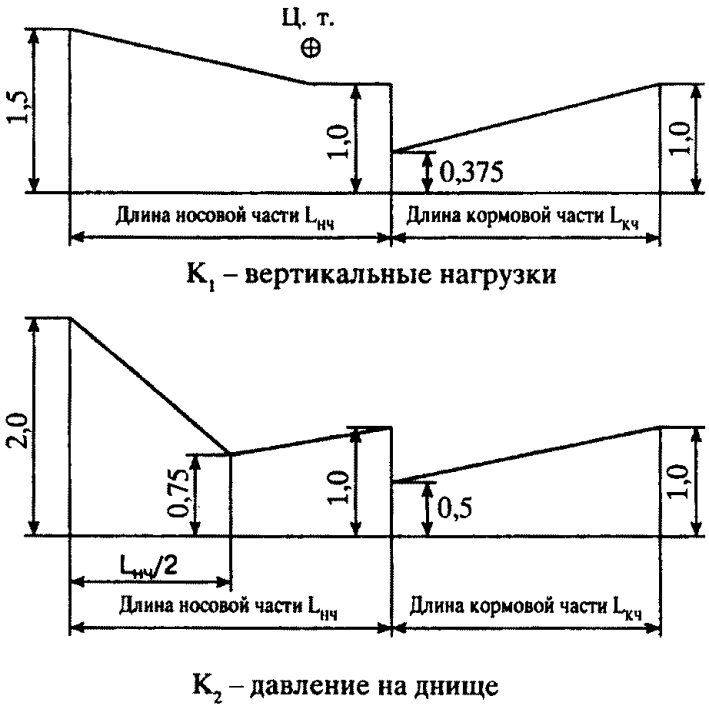
Приложение I

НАГРУЗКИ НА ГИДРОСАМОЛЕТЫ



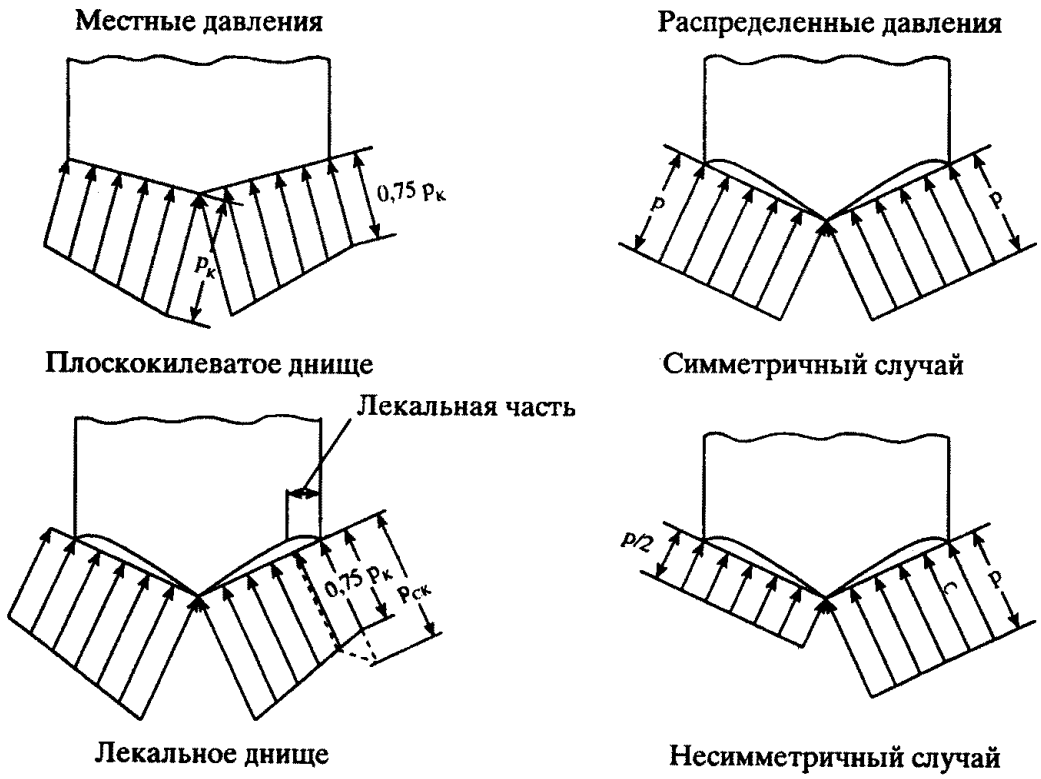
Определение осей, углов и основных размеров
на гидросамолете

Рисунок 1



Коэффициенты, учитывающие распределение нагрузок по носовой и кормовой частям

Рисунок 2



Распределение давления в поперечном сечении

Рисунок 3

Приложение J

УРОВНИ ВОЗДЕЙСТВИЯ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫХ ПОЛЕЙ ВЫСОКОЙ ИНТЕНСИВНОСТИ (HIRF) И ИСПЫТАТЕЛЬНЫЕ УРОВНИ HIRF ДЛЯ ОБОРУДОВАНИЯ

Это Приложение определяет уровни воздействия HIRF и испытательные уровни HIRF для электрических и электронных систем, указанных в параграфе 23.1308. Уровни выражены в среднеквадратичных единицах, измеренных для пика цикла модуляции.

(a) Уровень воздействия I определен в табл. I:

Таблица I

Уровень воздействия I HIRF

Частота	Напряженность поля (В/м)	
	Пиковое	Среднее
10 кГц - 2 МГц	50	50
2 - 30 МГц	100	100
30 - 100 МГц	50	50
100 - 400 МГц	100	100
400 - 700 МГц	700	50
700 МГц - 1 ГГц	700	100
1 - 2 ГГц	2000	200
2 - 6 ГГц	3000	200
6 - 8 ГГц	1000	200
8 - 12 ГГц	3000	300
12 - 18 ГГц	2000	200
18 - 40 ГГц	600	200

В этой таблице пиковые значения уровней даны для границ частотных диапазонов.

(b) Уровень воздействия II определен в табл. II:

Таблица II

Уровень воздействия II HIRF

Частота	Напряженность поля (В/м)	
	Пиковое	Среднее
10 - 500 МГц	20	20
500 кГц - 2 МГц	30	30
2 - 30 МГц	100	100
30 - 100 МГц	10	10

100 - 200 МГц	30	10
200 МГц - 400 ГГц	10	10
400 МГц - 1 ГГц	700	40
1 - 2 ГГц	1300	160
2 - 4 ГГц	3000	120
4 - 6 ГГц	3000	160
6 - 8 ГГц	400	170
8 - 12 ГГц	1230	230
12 - 18 ГГц	730	190
18 - 40 ГГц	600	150

В этой таблице пиковые значения уровней даны для границ частотных диапазонов.

(c) Испытательный уровень 1 воздействия HIRF для оборудования.

(1) В диапазоне 10 кГц - 400 МГц для проведения испытаний на восприимчивость по проводам с синусоидальной помехой используйте квадратичную модуляцию с частотой 1 кГц и глубиной более 90%. Значения тока при испытаниях на восприимчивость по проводам должны начинаться как минимум с 0,6 мА на 10 кГц, увеличиваясь на 20 дБ на декаду до минимум 30 мА на 500 кГц.

(2) В диапазоне 500 кГц - 40 МГц при испытаниях на восприимчивость по проводам значение тока должно быть по крайней мере 30 мА.

(3) В диапазоне 40 МГц - 400 МГц испытания на восприимчивость по проводам следует проводить при значении тока, начиная как минимум с 30 мА на 40 МГц, уменьшая на 20 дБ на декаду до минимум 3 мА на 400 МГц.

(4) В диапазоне 100 - 400 МГц для проведения испытаний на восприимчивость по полю с максимальным уровнем синусоидальной помехи как минимум 20 В/м использовать квадратичную модуляцию с частотой 1 кГц и глубиной более 90%.

(5) В диапазоне 400 МГц - 8 ГГц для проведения испытаний на восприимчивость по полю использовать импульсную модуляцию с максимальной величиной 150 В/м коэффициентом заполнения 4% и частотой повторения импульсов 1 кГц. Данный сигнал должен включаться и отключаться с частотой 1 Гц и коэффициентом заполнения 50%.

(d) Испытательный уровень 2 воздействия HIRF для оборудования - это уровень воздействия II HIRF, представленный в таблице II данного Приложения, уменьшенный с учетом передаточной функции самолета и коэффициента затухания. Испытания должны проводиться в частотном

диапазоне 10 кГц - 8 ГГц.

(e) Испытательный уровень 3 воздействия HIRF для оборудования.

(1) В диапазоне 10 кГц - 400 МГц испытания на восприимчивость по проводам следует проводить при значении тока, начиная как минимум с 0,15 мА на 10 кГц, увеличивая на 20 дБ на декаду до минимум 7,5 мА на 500 кГц.

(2) В диапазоне 500 кГц - 40 МГц при испытаниях на восприимчивость по проводам значение тока должно быть как минимум 7,5 мА.

(3) В диапазоне 40 МГц - 400 МГц значения тока при испытаниях на восприимчивость по проводам должны начинаться как минимум с 7,5 мА на 40 МГц, уменьшаясь на 20 дБ на декаду до минимум 0,75 мА на 400 МГц.

(4) В диапазоне 100 МГц - 8 ГГц при испытаниях на восприимчивость по полю использовать как минимум 5 В/м.

ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ В АП-23, И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ ИМ ОБОЗНАЧЕНИЯ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ В ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ПРАКТИКЕ

V_S	V_C	-	скорость сваливания или минимальная скорость установившегося полета, на которой самолет управляем
V_{S1}	V_{C1}	-	скорость сваливания или минимальная скорость установившегося полета, полученная в конкретной конфигурации
V_{S0}	V_{C0}	-	скорость сваливания или минимальная скорость установившегося полета в посадочной конфигурации
V_1		-	скорость принятия решения на взлете
V_{EF}	$V_{отк}$	-	скорость в момент отказа двигателя
V_{MCG}	$V_{min\ эр}$	-	минимальная эволютивная скорость разбега
V_{MC}	$V_{min\ в}$	-	минимальная эволютивная скорость взлета
V_R	$V_{п.ст}$	-	скорость в момент подъема носовой опоры шасси
V_2		-	безопасная скорость взлета
V_{MCL}	$V_{min\ эп}$	-	минимальная эволютивная скорость захода на посадку со

			всеми работающими двигателями
V_{MCL-1}	$V_{min\ эп-1}$	-	минимальная эволютивная скорость захода на посадку с одним неработающим критическим двигателем
V_{MU}	$V_{min\ отр}$	-	минимальная скорость отрыва на взлете
V_{LOF}	$V_{отр}$	-	скорость отрыва на взлете
V_{FE}	V_{max}	-	максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или предкрылками
V_{REF}	$V_{зп}$	-	скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями
V_{REF-1}	$V_{зп-1}$	-	скорость захода на посадку с одним неработающим двигателем
V_{LE}	$V_{max\ ш}$	-	максимальная скорость полета с выпущенным шасси
V_{LO}	$V_{max\ в.у.ш}$	-	максимальная скорость, при которой может производиться выпуск и уборка
V_{NO}	$V_{max\ э}$	-	максимальная скорость при эксплуатации самолета с поршневыми двигателями
V_{MO}	$V_{max\ э}$	-	максимальная скорость при эксплуатации самолета
M_{MO}	$M_{max\ э}$	-	максимальное число M при эксплуатации самолета
V_D		-	расчетная предельная скорость
M_D		-	расчетное предельное число M
V_{DF}	$V_{max\ max}$	-	максимальная скорость, продемонстрированная в испытаниях
M_{DF}	$M_{max\ max}$	-	максимальное число M, продемонстрированное в испытаниях
V_{NE}	$V_{max\ max}$	-	максимальная, не превышаемая при эксплуатации скорость самолета с поршневыми двигателями
V_X	V_{HB}^{θ}	-	скорость при наивыгоднейшем угле набора высоты
V_Y	V_{HB}^{VY}	-	скорость набора высоты с максимальной вертикальной скоростью
V_A		-	расчетная скорость маневрирования
V_B		-	расчетная скорость при максимальной интенсивности порывов ветра

V_C	$V_{кр}$	-	расчетная крейсерская скорость
V_F		-	расчетная скорость при полете с выпущенными закрылками
V_{FC}/M_{FC}		-	максимальная скорость и число M для характеристик устойчивости
V_H	$V_{max\ гп}$	-	максимальная скорость горизонтального полета при работе двигателей на режиме максимальной продолжительной мощности
V_{RA}/M_{RA}		-	скорость и число M в турбулентном воздухе
V_{SSE}		-	минимальная безопасная скорость преднамеренного выключения одного двигателя
$\alpha_{доп}$		-	допустимый угол атаки, установленный в качестве эксплуатационного ограничения для предписанных в РЛЭ конфигураций самолета и режимов полета
$n_{y\alpha}$		-	перегрузка в центре тяжести самолета по оси Y в связанной системе координат
X_B		-	отклонение штурвала (ручки) управления рулем высоты
P_B		-	усилие на штурвале (ручке) управления от руля высоты

Для краткого обозначения скоростей используются следующие сокращения:

IAS (ПР) - приборная скорость

EAS (ИН) - индикаторная скорость

CAS (ИЗ) - индикаторная земная скорость

TAS (ИС) - истинная скорость

ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ТЕРМИНОЛОГИЯ, ОТНОСЯЩИЕСЯ К ОБЩИМ ТРЕБОВАНИЯМ К ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗАХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ (САМОЛЕТНЫЕ СИСТЕМЫ, ОБОРУДОВАНИЕ, СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ)

1. Отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы). Под отказным состоянием (функциональным отказом, видом отказа системы) понимается неработоспособное состояние системы в целом, характеризуемое конкретным нарушением ее функций независимо от причин, вызывающих это состояние. Отказное состояние определяется на уровне каждой системы через последствия, оказываемые им на функционирование этой системы. Оно характеризуется влиянием на другие системы и на самолет в целом.

2. Внешние воздействия (явления) - события, источник происхождения которых не связан с конструкцией самолета, такие, как атмосферные воздействия (например, порыв ветра, температурная инверсия, обледенение и удар молнии), состояние ВПП, пожар в кабине или багажном отсеке. К ним не относятся диверсионные акты.

3. Ошибка - событие, заключающееся в неправильных действиях экипажа и персонала при техническом обслуживании самолета.

4. Продолженный безопасный полет и посадка - способность продолжить управляемый полет и выполнить посадку в подходящем аэропорту, возможно с использованием аварийных процедур, но без необходимости применения пилотом исключительного летного мастерства или чрезмерных усилий. При этом во время полета или при посадке могут иметь место некоторые повреждения самолета, связанные с отказным состоянием.

5. По частоте возникновения события (отказные состояния, внешние воздействия, ошибки и др.) делятся на следующие категории:

5.1. Вероятные. Могут произойти один или несколько раз в течение срока службы каждого самолета данного типа. Вероятные события подразделяются на частые и умеренно-вероятные.

5.2. Невероятные. Невероятные события подразделяются на две категории:

(a) Маловероятные. Вряд ли произойдут на каждом самолете в течение его срока службы, но могут произойти несколько раз, если рассматривать большое количество самолетов данного типа.

(b) Крайне маловероятные. Вряд ли возникнут за весь срок эксплуатации всех самолетов данного типа, но тем не менее их нужно рассматривать как возможные.

5.3. Практически невероятные. Настолько невероятные, что нет необходимости считать возможным их возникновение.

6. [Зарезервирован]

7. [Зарезервирован]

8. [Зарезервирован]

9. Особая ситуация (особый эффект) - ситуация, возникающая в полете в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетаний и приводящая к снижению безопасности полета. Оценка степени опасности особых ситуаций производится с использованием следующих критериев:

(a) Ухудшение летных характеристик, характеристик устойчивости и управляемости, прочности и работы систем.

(b) Увеличение рабочей (психофизиологической) нагрузки на экипаж сверх нормально допустимого уровня.

(c) Дискомфорт, травмирование или гибель находящихся на борту людей.

9.1. Особые ситуации по степени их опасности разделяются на:

(a) Катастрофическая ситуация (катастрофический эффект) - особая ситуация, препятствующая продолженному безопасному полету и посадке.

(b) Аварийная ситуация (аварийный эффект) - особая ситуация, характеризующаяся:

(i) Значительным ухудшением характеристик и/или достижением (превышением) предельных ограничений; или

(ii) Физическим утомлением или такой рабочей нагрузкой на экипаж, что уже нельзя полагаться на то, что он выполнит свои задачи точно или полностью.

(c) Сложная ситуация (существенный эффект) - особая ситуация, характеризующаяся:

(i) Заметным ухудшением характеристик и/или выходом одного или нескольких параметров за эксплуатационные ограничения, но без достижения предельных ограничений; или

(ii) Уменьшением способности экипажа справиться с неблагоприятными условиями (возникшей ситуацией) как из-за увеличения рабочей нагрузки, так и из-за условий, понижающих эффективность действий экипажа.

(d) Усложнение условий полета (незначительный эффект) - особая ситуация, характеризующаяся:

(i) Незначительным ухудшением характеристик; или

(ii) Незначительным увеличением рабочей нагрузки на экипаж, например, изменением маршрута в плане полета.

10. Ожидаемые условия эксплуатации. Условия, которые известны из практики или возникновение которых можно с достаточным основанием предвидеть в течение срока службы самолета с учетом его назначения.

Эти условия включают в себя параметры состояния и факторы воздействия на самолет внешней среды, эксплуатационные факторы, влияющие на безопасность полета. Ожидаемые условия эксплуатации не включают в себя:

(a) Экстремальные условия, которых можно надежно избежать путем введения эксплуатационных ограничений и правил.

(b) Экстремальные условия, которые возникают настолько редко, что требование выполнять нормы летной годности в этих условиях привело бы к обеспечению более высокого уровня летной годности, чем это необходимо и практически обосновано.

11. Предельные ограничения - ограничения режимов полета, выход за которые недопустим ни при каких обстоятельствах.

12. Эксплуатационные ограничения - условия, режимы и значения параметров,

преднамеренный выход за пределы которых недопустим в процессе эксплуатации самолета.

13. Рекомендуемые режимы полета - режимы внутри области, определяемой эксплуатационными ограничениями, устанавливаемые в Руководстве по летной эксплуатации.

14. Функциональная система самолета - совокупность взаимосвязанных элементов, узлов (блоков) и агрегатов, предназначенная для выполнения заданных общих функций. Перечень функциональных систем и их состав устанавливаются Разработчиком самолета. В качестве причин отказного состояния (вида/отказа системы) рассматриваются отказы и совокупности отказов элементов системы, а также отказы систем, функционально связанных с данной системой.

ПЕРЕЧЕНЬ УПОТРЕБЛЯЕМЫХ АББРЕВИАТУР

АВСА	-	аппаратура внутренней связи
АП	-	автопилот
АРК	-	авиационный радиокомпас
АСУРМ	-	автоматическая система управления резервной мощностью
АТД	-	автомат тяги двигателя
АФУ	-	антенно-фидерное устройство
ВПП	-	взлетно-посадочная полоса
ВСУ	-	вспомогательная силовая установка
ГТД	-	газотурбинный двигатель
ДКМВ	-	декаметровый диапазон радиоволн
ДМВ	-	дециметровый диапазон радиоволн
КВ	-	коротковолновый диапазон радиоволн
КПТ	-	концевая полоса торможения
КУР	-	курсовой угол радиостанции
МВ	-	метровый диапазон радиоволн
МРМ	-	маркерный радиомаяк
ОУЭ	-	ожидаемые условия эксплуатации

ПВП	-	полет по правилам визуального полета
ППП	-	полет по правилам полета по приборам
РДВ	-	располагаемая дистанция взлета
РДПВ	-	располагаемая дистанция прерванного взлета
РДР	-	располагаемая дистанция разбега
РЛЭ	-	Руководство по летной эксплуатации
РО	-	Регламент технического обслуживания
РСО	-	радиосвязное оборудование
РПД	-	располагаемая посадочная дистанция
РТО НП	-	радиотехническое оборудование навигации и посадки
РУД	-	рычаг управления двигателя
РЭ	-	Руководство по технической эксплуатации
САУ	-	система автоматического управления
СП	-	система посадки
ТВД	-	турбовинтовой двигатель
ТРД	-	турбореактивный двигатель
УВД	-	управление воздушным движением
ЦСО	-	центральный сигнальный огонь
BTPS, STPD	-	условия для расчета запаса кислорода
DME	-	аппаратура измерения дальности дециметрового диапазона радиоволн
HIRF	-	электромагнитное поле высокой интенсивности
ILS	-	инструментальная система посадки
VOR	-	аппаратура угломерной системы метрового диапазона радиоволн