

Об утверждении федеральных авиационных правил

«Требования к летной годности самолетов с количеством посадочных мест, исключая места пилотов, не более 19 и с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 8600 кгс. Часть 23»

В соответствии со статьей 35 Воздушного кодекса Российской Федерации (Собрание законодательства Российской Федерации, 1997, N 12, ст. 1383; 2004, N 35, ст. 3607; 2005, N 13, ст. 1078; 2006, N 30, ст. 3290; 2007, N 46, ст. 5554; 2012, N 31, ст. 4318; 2013, N 27, ст. 3477; 2014, N 30, ст. 4254; 2015, N 29, ст. 4380; 2016, N 1, ст. 82; N 18, ст. 2487; N 27, ст. 4160, 4224, 2017, N 27, ст. 3932; 2018, N 32, ст. 5135), п р и к а з ы в а ю:

Утвердить прилагаемые Федеральные авиационные правила «Требования к летной годности самолетов с количеством посадочных мест, исключая места пилотов, не более 19 и с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 8600 кгс. Часть 23».

Министр

Е.И. Дитрих

РАЗДЕЛ А - ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

АП 23.2000. Назначение

(a) Настоящие Нормы содержат требования к летной годности для выдачи сертификатов типа и дополнений к этим сертификатам на самолеты нормальной категории.

(b) Каждое лицо, подающее заявку на получение такого сертификата или на дополнения к сертификату типа, должно доказать соответствие применимым требованиям настоящих Норм.

АП 23.2005 Сертификация самолетов нормальной категории.

(a) К нормальной категории относятся самолеты с количеством посадочных мест, исключая места пилотов, не более 19 и с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 8600 кгс.

(b) Самолеты нормальной категории подразделяются на следующие сертификационные классы:

- 1) Класс 1—самолеты с количеством посадочных мест от 0 до 1 пассажира.
- 2) Класс 2—самолеты с количеством посадочных мест от 2 до 6 пассажиров.
- 3) Класс 3—самолеты с количеством посадочных мест от 7 до 9 пассажиров.
- 4) Класс 4—самолеты с количеством посадочных мест от 10 до 19 пассажиров.

(c) По летным характеристикам, самолеты нормальной категории подразделяются на следующие подкатегории:

- 1) Низкоскоростные самолеты—самолеты для которых значения индикаторных скоростей V_{no} и $V_{mo} \leq 460$ км/ч и числа $M_{mo} \leq 0.6$.
- 2) Высокоскоростные самолеты —самолеты для которых значения индикаторных скоростей V_{no} или $V_{mo} > 460$ км/ч и числа $M_{mo} > 0.6$.

(d) Самолеты, не сертифицированные для акробатического применения, могут использоваться для всех видов применения, 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° .

(e) Эксплуатация самолетов, сертифицированных для акробатического применения, допускается без ограничений, кроме тех, которые окажутся необходимыми по результатам проведения летных испытаний.

АП 23.2010. Доказательство соответствия

(a) Соответствие требованиям всем требованиям данного раздела 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

РАЗДЕЛ В - ПОЛЕТ

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

АП 23.2100. Ограничения по распределению нагрузки

(a) Должны быть установлены диапазоны весов и центровок, в пределах которых возможна безопасная эксплуатация самолета.

(b) 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.

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.

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.

(c) Состояние самолета, для которого были установлены характерные величины веса и центровки, должно быть определено и легко повторяемо.

АП 23.2105. 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 следующих классов:
 - i. Высокоскоростные самолеты класса 1 и высокоскоростные самолеты класса 2; и
 - ii. Самолеты класса 3 и класса 4.

(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 и ниже стандартной, в пределах эксплуатационных ограничений, если при рассматриваемой температуре существует отрицательное влияние на летные характеристики.

(c) Если не предписано иное, определение дистанции 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

(d) Определение летных характеристик согласно пункту 23.2105(b), должно выполняться с учетом потерь вызванных атмосферными условиями, режимом системы охлаждения двигателя, а также прочих особенностей силовой установки.

АП 23.2110. Скорость сваливания

(a) Скорость V_S является индикаторной земной скоростью сваливания, если таковая достижима, или минимальной скоростью установившегося полета (выраженной в км/ч), при которой самолет управляем.

(b) Скорость V_S должна определяться в летных испытаниях для каждой полетной конфигурации, ожидаемой при нормальной эксплуатации, включая режимы взлёта, набора высоты, крейсерского полета, снижения, захода на посадку и посадки. Скорость V_S в каждой конфигурации, должна отвечать наиболее неблагоприятным условиям при режиме работы силовой установки:

- 1) Холостые обороты или нулевая тяга для основной силовой установки, используемой в основном для создания тяги; и
- 2) Номинальная тяга для силовой установки, которые используются для тяги, управления и/или систем улучшения несущих свойств.

(c) За исключением изложенного в пункте (d) настоящего параграфа, скорость V_S в посадочной конфигурации и 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_S в посадочной конфигурации превышает 113 км/ч и которые не удовлетворяют требованиям 23.67(a)(1), должны удовлетворять требованиям 23.562(d).

АП 23.2115 Взлетные характеристики

(a) Следующие взлетные характеристики должны быть определены:

- 1) Диапазон скоростей сваливания;

- 2) Минимальные эволютивные скорости; и
- 3) Градиенты набора.

(b) Для однодвигательных самолетов и многодвигательных низкоскоростных самолетов класса 1, класса 2 и класса 3, характеристики взлета должны включать определение длины разбега и дистанции взлета до высоты 15 метров над поверхностью.

(c) Для многодвигательных скоростных самолетов класса 1, класса 2 и класса 3, а также всех многодвигательных самолетов класса 4, характеристики взлета должны включать определение следующих характерных дистанций взлета, при одном неработающем двигателе—

- 1) дистанция прерванного взлета;
- 2) дистанция разбега и набора взлета до высоты 11 метров над поверхностью и;
- 3) траектория начального набора высоты.

АП 23.2120 Набор высоты. Требования.

Следующие характеристики набора высоты должны быть обеспечены, при условии отсутствия влияния земли:

(a) начальный набор высоты со всеми работающими двигателями:

- 1) низкоскоростные самолеты класса 1 и класса 2, должны иметь установившийся градиент набора высоты на уровне моря не менее 8,3% для сухопутных самолетов или 6,7% для гидросамолетов и амфибий; и
- 2) высокоскоростные самолеты класса 1 и класса 2 и все самолеты класса 3 и класса 4, должны иметь установившийся градиент набора высоты после взлета не менее 4% над уровнем взлетной поверхности

(b) для многодвигательных самолетов при одном неработающем двигателе:

- 1) для низкоскоростных самолетов класса 1 и класса 2, не отвечающих требованиям безопасности при аварийной посадке, установленных для однодвигательных самолетов, должен быть обеспечен градиент набора 1.5 % на высоте 1500 м в крейсерской конфигурации;
- 2) для высокоскоростных самолетов класса 1 и класса 2, а также для низкоскоростных самолетов класса 3, должен быть обеспечен градиент набора 1 % на высоте 122 м над уровнем взлетной поверхности с убранными шасси и с механизацией крыла во взлетной конфигурации; и
- 3) для высокоскоростных самолетов класса 3 и всех самолетов класса 4, должен быть обеспечен градиент набора 2 % на высоте 122 м над уровнем взлетной поверхности с убранными шасси и с механизацией крыла соответствующей заходу на посадку;

(c) градиент набора 3 % в случае ухода на второй круг, без создания чрезмерных нагрузок на пилота, с выпущенными шасси и с механизацией крыла в посадочной конфигурации.

АП 23.2125 Набор высоты. Информация о характеристиках.

(а) Заявитель должен определить характеристики набора для всего диапазона величин полетного веса, высоты и окружающей температуры, в пределах установленных эксплуатационных ограничений.—

- 1) Для всех однодвигательных самолетов;
- 2) Для высокоскоростных многодвигательных самолетов класса 1 и класса 2, а также для многодвигательных самолетов класса 3, при следующих условиях:

- ⌘ Критический двигатель не работает и его воздушный винт (если имеется) находится в положении минимального сопротивления.
- ⌘ Режим работающего(их) двигателя(ей) — взлетный.
- ⌘ Шасси выпущено, за исключением случая, когда шасси убираются за время не более 7 с.
- ⌘ Закрылки в положении, рекомендованном для взлета.
- ⌘ Полет без крена.
- ⌘ Скорость набора высоты равна той, которая достигается на высоте 15 м при демонстрации соответствия АП 23.2115(b).

- 3) Для всех многодвигательных самолетов, в крейсерском режиме полета со всеми работающими двигателями, а также при одном неработающем двигателе в крейсерской конфигурации.

(b) Заявитель должен определить характеристики планирования однодвигательного самолета с неработающим критическим двигателем. 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.

АП 23.2130 Посадка

Заявитель должен определить следующие характеристики, в условиях стандартных температур при критических комбинациях величин полетного веса и высоты в пределах установленных эксплуатационных ограничений:

(а) Посадочную дистанцию (расстояние по горизонтали от точки на высоте 15 м над посадочной поверхностью до полной остановки).

(b) Скорости, рекомендованные для захода на посадку, конфигурации самолета и процедуры, которые позволяют пилоту со средними навыками совершать посадку в соответствии с заявленной посадочной дистанцией, без повреждений или травм, и которые обеспечивают безопасный уход на второй круг с учетом:

- 1) Установленных ограничений скоростей сваливания; и
- 2) Установленных минимальных эволютивных скоростей.

ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

АП 23.2135 Управляемость

(a) Самолет должен быть управляемым и маневренным без необходимости исключительного мастерства, быстроты реакции и чрезмерных усилий пилота во всем утвержденном диапазоне условий эксплуатации самолета, включая:

- 1) любую возможную в практике нагрузку, запрашиваемую при сертификации;
- 2) на всех этапах полета;
- 3) в условиях вероятного отказа силовой установки или системы управления с обратной связью; и
- 4) в условиях изменения конфигурации самолета.

(b) Должна быть обеспечена возможность в посадочной конфигурации безопасно выполнять посадку, при заходе на посадку со снижением с наибольшим градиентом, согласно одобренным процедурам и обеспечивающей либо безопасный запас по скорости меньше V_{REF} , или запас по углу атаки на снижении.

(c) V_{MC} — минимальная эволютивная скорость — является индикаторной земной скоростью, при которой в случае внезапного отказа критического двигателя обеспечивается возможность сохранения управления самолетом с неработающим двигателем. Для многодвигательных самолетов заявитель должен продемонстрировать способность к выдерживанию прямолинейного установившегося полета на V_{MC} в постоянной конфигурации с углом крена не более 5° . Способ, применяемый для имитации отказа двигателя, должен отражать наиболее критический, с точки зрения управляемости, вид отказа силовой установки, возможный в эксплуатации.

(d) Если заявитель запрашивает сертификацию самолета для акробатического применения, то самолет должен быть в состоянии безопасно выполнять фигуры высшего пилотажа, на которые запрашивается сертификат. Должны быть определены безопасные скорости ввода в эти фигуры.

АП 23.2140 Балансировка.

Самолет должен сохранять поперечную и путевую балансировку без дальнейшего приложения усилий, а также перемещения пилотом или автоматическими устройствами основных рычагов управления или соответствующих органов управления балансировкой, при следующих условиях:

- 1) Для самолетов класса 1, класса 2 и класса 3 - в крейсерском полёте.
- 2) Для самолетов класса 4 - в пределах эксплуатационных условий.

(b) Самолет должен сохранять продольную балансировку без дальнейшего приложения усилий, а также перемещения пилотом или автоматическими устройствами основных рычагов управления или соответствующих органов управления балансировкой, при следующих условиях:

- 1) Набор высоты.
- 2) Установившийся горизонтальный полет.
- 3) Снижение.
- 4) Заход на посадку.

(с) Усилия на органах управления не должны утомлять или отвлекать пилота при пилотировании в пределах эксплуатационных ограничений и в условиях вероятных отказов или аварийных ситуациях, включая отказ критического двигателя на многомоторных самолетах.

АП 23.2145 Устойчивость.

(а) Самолеты, не сертифицированные для акробатического применения должны:

- 1) Обладать продольной, путевой и поперечной устойчивостью при нормальной эксплуатации;
- 2) Любые короткопериодические колебания и любые связанные боковые колебания (типа «голландский шаг») должны интенсивно демпфироваться при нормальной эксплуатации; и
- 3) Обеспечивать устойчивую обратную связь на органах управления при всех нормальных эксплуатационных условиях.

(b) Не допускается продольная неустойчивость. Любые длиннопериодические колебания траектории полета (фугоидные колебания) не должны быть такими неустойчивыми, чтобы увеличивать рабочую нагрузку пилота, подвергать опасности самолет, экипаж или пассажиров.

23.2150 Сваливание, предупреждение о приближении сваливания и штопор.

(а) Должны обеспечиваться контролируемые характеристики сваливания в условиях прямолинейного полета, криволинейного полета, а также характеристики динамического сваливания с ясным и отчетливым предупреждением о сваливании, обеспечивающим достаточный запас для предотвращения случайного сваливания.

(b) Однодвигательные самолеты, не сертифицированные для акробатического применения, не должны иметь тенденцию к произвольному отклонению от состояния управляемого полета.

(с) Многодвигательные самолеты класса 1 и класса 2, не сертифицированные для акробатического применения, не должны иметь тенденцию к произвольному отклонению от состояния управляемого полета, вызванную несимметрией тяги, в следствие отказа критического двигателя.

(d) Самолеты, сертифицированные для акробатического применения, включающего штопор, в пределах своих эксплуатационных ограничений, должны обеспечивать управляемость в условиях сваливания и способность выхода из штопора за 1,5 витка после обычных действий органами управления на вывод в любой момент выполнения штопора, не превышающего 6 витков, или большее число витков указанных в заявке на сертификацию.

(е) Для самолетов, сертифицированных для акробатического применения, включающего штопор, не должна возникать ситуация, при которой выход из штопора не обеспечен, при любых действиях рычагами управления самолетом или двигателем(-ями) в процессе ввода или в течение штопора. 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.

АП 23.2155 Характеристики управляемости на земле и воде.

Сухопутные самолеты, самолеты-амфибии и гидросамолеты должны обладать достаточной поперечной и продольной устойчивостью и управляемостью на земле и/или воде, при рулении, взлете и посадке.

АП 23.2160 Вибрация, бафтинг и скоростные характеристики.

(а) 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.

(b) Для высокоскоростных самолетов и всех самолетов с практическим потолком выше 7600 м., в горизонтальном полете в крейсерской конфигурации на любой скорости вплоть до V_D/M_D , не должно ощутимо проявляться явление бафтинга, за исключением бафтинга предупреждающего о приближении сваливания.

(с) Для высокоскоростных самолетов, для всего эксплуатационного диапазона, заявитель должен определить величины положительных перегрузок при маневрировании в крейсерской конфигурации, при которых наступает ощутимый бафтинг. Возможные непреднамеренные превышения указанных величин, не должны приводить к повреждениям конструкции самолета.

(d) Высокоскоростные самолеты во всем диапазоне скоростей вплоть до V_{MO}/M_{MO} , должны иметь характеристики обеспечивающие возврат в разрешенный эксплуатационный диапазон скоростей, без повреждения конструкции самолета или потери управляемости, в случаях:

- 1) При непреднамеренном увеличении скорости; и
- 2) Для самолетов, работа системы, обеспечения продольной устойчивости которых может быть нарушена увеличившимся скоростным напором - при нарушении устойчивости по скорости.

АП 23.2165 Защита от обледенения

(а) 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

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 В. 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 В настоящих Норм.

(b) Если заявитель запрашивает сертификацию для полета в условиях обледенения, он должен обеспечить средства для обнаружения любых условий обледенения, не включенных в сертификацию, и продемонстрировать способность самолета избегать или выходить из этих условий.

(c) 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.

РАЗДЕЛ С - ПРОЧНОСТЬ

АП 23.2200 Расчетные случаи конструкции.

Заявитель должен определить расчетные случаи для проектирования конструкции, которые охватывают диапазон и предельные значения тех конструктивных и эксплуатационных параметров, для которых заявитель должен показать соответствия согласно нормам данного раздела. Заявитель должен учесть все конструктивные и эксплуатационные параметры, влияющие на нагрузки на конструкцию, прочность, долговечность и аэроупругость, включая:

(a) Расчётные воздушные скорости, скорости при заходе на посадку/при снижении и посадке, и все другие ограничения скоростей, которым, согласно требованиям этого раздела, Заявитель должен показать соответствие. Расчётные воздушные скорости должны:

- 1) Быть значительно выше критической скорости сваливания самолёта, чтобы предотвратить потерю управления в турбулентном потоке воздуха; и
- 2) Обеспечить достаточный запас для установления эксплуатационных ограничений для скоростей.

(b) Нагрузки на конструкцию при маневрах, ожидаемые в эксплуатации.

(c) Инерционные характеристики, включая вес, центр тяжести и массовый момент инерции, с учётом:

- 1) Каждого критического веса, от веса пустого самолёта до максимального веса; и
- 2) Веса и распределения пассажиров и членов экипажа, грузов и топлива.

(d) Характеристики системы управления самолётом, включая диапазон отклонения и допуски для каждой поверхности управления, элемента механизации и других подвижных поверхностей.

(e) Каждую критическую высоту до максимальной высоты включительно.

АП 23.2205 Влияние систем и устройств.

Для самолетов, оборудованных системами, которые изменяют характеристики конструкции, смягчают влияние требований данного подраздела или обеспечивают соответствие требованиям данного подраздела, заявитель должен учесть влияние и/или отказ подобных систем, при демонстрации соответствия требованиям данного раздела.

Нагрузки

АП 23.2210 Расчётные нагрузки, действующие на конструкцию.

(a) Заявитель должен:

- 1) Определить применимые нагрузки, исходя из всех внутренних и внешних приложенных давлений, сил или моментов, которые могут проявиться в полёте, работах на земле и на воде, управляемом движении по земле и по воде, а также при стоянке или швартовке самолёта.
- 2) Определить нагрузки, указанные в пункте (a)(1) данного параграфа для всех критических комбинаций параметров, на и внутри границ расчетных случаев для проектирования конструкции.

(b) Величина и способ распределения приложенных расчётных конструкционных нагрузок, описанных в данном параграфе, должны базироваться на физических принципах.

АП 23.2215 Условия нагружения в полёте.

Заявитель должен определить расчётные нагрузки на конструкцию, при следующих условиях полёта:

- (a) Воздушные порывы, сила и способ распределения которых определены, основываясь на статистических измерениях воздушных порывов.
- (b) Симметричные и несимметричные маневры.
- (c) Несимметричная тяга, вызванная отказом силовой установки.

АП 23.2220 Условия нагружения на земле и воде.

Заявитель должен определить расчётные конструкционные нагрузки, исходя из условий руления, взлёта, посадки и управляемого движения по соответствующим поверхностям при нормальных и наименее благоприятных положениях и конфигурациях.

АП 23.2225 Условия нагружения компонентов.

Заявитель должен определить расчётные конструкционные нагрузки, действующие на:

(а) Каждый узел крепления двигателя и поддерживающую конструкцию, из условия, что и то и другое спроектировано так, чтобы выдерживать нагрузки, обусловленные:

- 1) Эксплуатацией силовой установки в сочетании с воздушными порывами и маневренными нагрузками;
- 2) Внезапной остановкой газотурбинной силовой установки.

(б) Каждую систему управления и поверхность механизации, связанные с ними системы и поддерживающие конструкции, обусловленные

- 1) Инерцией каждой поверхности и креплением весовых балансиров;
- 2) Воздушными порывами и маневрами;
- 3) Вводом данных в систему, выполненным пилотом или автоматикой;
- 4) Условиями, вызванными влиянием системы, включая заклинивание и трение;
- 5) Выполнением операций руления, взлёта, посадки на соответствующей поверхности, включая руление с попутным ветром и порывами, проводимое на соответствующей поверхности.

(с) Герметичную кабину, обусловленные разницей давлений:

- 1) От нуля до максимального давления разгрузки, в сочетании с порывами воздуха и маневренными нагрузками;
- 2) От нуля до максимального давления разгрузки, в сочетании с нагрузками, действующими на земле и на воде, при условии, что самолёт может совершить посадку с герметичной кабиной, и
- 3) При максимальном давлении разгрузки, умноженном на коэффициент 1.33, без учёта всех остальных нагрузок.

АП 23.2230 Эксплуатационные и расчётные нагрузки.

Заявитель должен определить:

(а) Расчётные нагрузки, равные расчётным конструкционным нагрузкам, если в другой части настоящих Норм не обозначены иные требования; и

(б) Эксплуатационные нагрузки, равные расчётным, умноженным на коэффициент безопасности равный 1.5, если в другой части настоящих Норм не обозначены иные требования.

Характеристики конструкции

АП 23.2235 Прочность конструкции.

Конструкция должна выдерживать:

(а) Расчётные нагрузки без:

- 1) Влияния на безопасную эксплуатацию самолёта;
- 2) Появления опасных остаточных деформаций.

(б) Эксплуатационные нагрузки.

АП 23.2240 Долговечность конструкции.

(a) Заявитель должен разработать и провести инспекции и/или другие мероприятия по предотвращению разрушения конструкции, вызванного ожидаемыми причинами снижения прочности, которые могут привести к смертельным травмам или длительным периодам эксплуатации со сниженным запасом прочности. Каждая из инспекций или иных мероприятий, разработанных в соответствии с данным пунктом, должна быть включена в Раздел Ограничений по Лётной Годности Инструкций по Поддержанию Лётной Годности, описанных в 23.2625.

(b) Для самолётов класса 4 – процедуры, разработанные для соответствия пункту (a) данного параграфа, должны обеспечить выявление повреждений конструкции до того, как эти повреждения вызовут разрушение конструкции.

(c) Для самолётов с герметичными кабинами применимо следующее:

1) Самолёт должен обеспечить длительный безопасный полёт и безопасную посадку в случае внезапного сброса давления, вызванного отказом дверей или окон.

2) Для самолётов с максимальной высотой полета более 12500 м, процедуры, разработанные для соответствия пункту (a) данного параграфа, должны обеспечить выявление повреждений герметичной кабины до того, как эти повреждения вызовут быструю разгерметизацию, которая приведёт к серьёзным или смертельным травмам.

(d) Самолёт должен быть спроектирован так, чтобы максимально уменьшить вероятность повреждения конструкции, вызванного нелокализованным повреждением двигателя или оборудования, содержащего роторы с большой кинетической энергией.

АП 23.2245 Аэроупругость.

(a) Появления флаттера, реверса органов управления и дивергенции не допускается:

1) На всех скоростях, как в пределах, так и значительно превышающих расчетные случаи для проектирования конструкции;

2) Для всех конфигураций и условий эксплуатации;

3) С учётом критических степеней свободы;

4) С учётом всех критических отказов или неисправностей.

(b) Заявитель должен установить допуски для всех величин, влияющих на флаттер.

Проектирование

АП 23.2250 Принципы проектирования и конструкции.

(a) Каждая конструкция в сборе, и каждый конструкционный элемент по отдельности должны быть спроектированы в соответствии с предполагаемыми эксплуатационными условиями.

(b) Конструкторская документация должна в полной мере описывать конструкцию и её элементы, их конструктивные особенности, а также все используемые материалы и процессы.

(c) Заявитель должен доказать пригодность каждого элемента конструкции, имеющей значительное влияние на безопасность эксплуатации.

(d) Система управления не должна допускать возможность заклинивания, излишнего трения и чрезмерного отклонения в случаях, когда на самолёт действуют ожидаемые предельные аэродинамические нагрузки.

(e) Двери, подвижные части фонаря и выходы должны быть защищены от непроизвольного открытия во время полёта, пока не доказана невозможность открытия дверей, подвижных частей фонаря или выходов во время полёта.

АП 23.2255 Защита элементов конструкции.

(a) Заявитель должен обеспечить защиту каждого элемента конструкции самолёта, включая мелкие части такие как, крепёжные детали, от снижения или потери прочности в процессе эксплуатации по причинам ожидаемым в эксплуатации, включая:

- 1) Атмосферные воздействия.
- 2) Коррозию.
- 3) Истирание.

(b) Каждый элемент конструкции самолёта должен иметь средства для вентиляции и дренажа, если это необходимо для его защиты.

(c) Для каждой части конструкции, требующей технического обслуживания и осмотра, должны быть предусмотрены конструктивные средства (например, лючки) для обеспечения возможности такого обслуживания.

АП 23.2260 Материалы и технологические процессы.

(a) Заявитель должен доказать пригодность и долговечность материалов, используемых для изготовления деталей, элементов конструкции и систем, поломка которых может отрицательно повлиять на безопасность полёта или посадки, с учетом влияния ожидаемых в условий эксплуатации.

(b) Используемые технологические процессы и способы производства должны стабильно обеспечивать качество конструкций. Если для достижения этой цели технологический процесс (такой, как склеивание, точечная сварка или термообработка) требуют тщательного контроля, то этот процесс должен осуществляться в соответствии с одобренными технологиями.

(c) За исключением требований, приведённых в пунктах (f) и (g) данного параграфа, Заявитель должен выбрать расчетные значения, определяющие прочностные характеристики материалов, таким образом, чтобы уменьшить вероятность разрушений конструктивного элемента, с учетом ответственности этого элемента и условий его работы. Выбор расчетных значений для материалов должен производиться с учетом вероятного разрушения конструкции в следствие непостоянства свойств материалов.

(d) Если требуется указать прочностные характеристики материала, то они должны быть определены, основываясь на достаточном количестве испытаний с тем, чтобы расчетные значения можно было устанавливать на основе статистики.

(e) В случае присутствия значительного теплового воздействия на элемент конструкции, при нормальных эксплуатационных условиях, необходимо учесть влияние температуры на допустимые напряжения, принимаемые при расчете ответственных элементов или узлов конструкции.

(f) Более высокие расчетные значения могут быть использованы, если производится индивидуальная оценка свойств материала, при котором образец каждого отдельного полуфабриката подвергается испытаниям перед его использованием, чтобы убедиться, что его фактическая прочность равна или выше расчетной.

(g) Заявитель может использовать иные расчётные значения характеристик материалов, при условии, что они одобрены сертифицирующим органом.

АП 23.2265 Специальные коэффициенты безопасности.

(a) Заявитель должен определить специальные коэффициенты безопасности для каждого критического значения расчётной характеристики каждой детали, части конструкции или системы, для которой критическое расчётное значение не определено точно, а также для каждой детали, части конструкции и система, которая:

- 1) Может ухудшиться в процессе эксплуатации до плановой замены; или
- 2) Может значительно изменяться вследствие непостоянства технологических процессов или методов контроля.

(b) Заявитель должен определить специальные коэффициенты безопасности, используя контроль качества и технологию, учитывающие:

- 1) Типы приложения;
- 2) Методы контроля;
- 3) Требования испытаний на прочность;
- 4) Долю/Количество тестовых образцов, и
- 5) Контроль технологических процессов и материалов.

(c) При проектировании каждой части конструкции Заявитель должен умножить наибольший соответствующий коэффициент безопасности на каждую расчётную или эксплуатационную нагрузку; или только на эксплуатационную нагрузку, если не существует соответствующей расчётной, например, в условиях аварийного нагружения.

Обеспечение безопасности конструкции

АП 23.2270 Аварийные условия.

(a) Конструкция самолёта, даже в случае повреждения во время аварийной посадки, должна обеспечить для каждого пассажира и члена экипажа реальную возможность избежать серьёзного травмирования, при условии:

- 1) правильного использования спасательного оборудования, предусмотренного конструкцией;
- 2) Когда пассажиры и экипаж испытывают статические инерционные нагрузки, соответствующие расчётным перегрузкам для аварийной посадки; и
- 3) Все отдельные массы, (которые являются частью конструкции типа самолета) в пассажирской кабине, кабине экипажа, включая двигатели и Вспомогательные Силовые Установки (ВСУ), которые могут навредить

пассажирам или членам экипажа, внутри кабины или вне её, испытывают статические инерционные нагрузки, соответствующие расчётным перегрузкам для аварийной посадки.

(b) Условия аварийной посадки, описанные в пунктах (a)(1) и (a)(2) данного параграфа, должны:

- 1) Включать динамические условия, которые могут действовать в течение аварийной посадки, и
- 2) Не создавать нагрузок, действующих на пассажиров или членов экипажа, которые превышают установленный Критерий Травмирования Пассажира для допустимых для человека нагрузок, в следствие ограничения движения или контакта с любыми объектами на самолёте.

(c) Конструкция самолёта должна обеспечить для всех пассажиров и членов экипажа защиту, исходя из предполагаемых условий полёта, наземных условий и условий экстренной посадки.

(d) Система защиты для каждого пассажира и члена экипажа должна выполнять предписанные ей функции и не создавать условий, которые могут косвенно привести к травме пассажира или члена экипажа. В неиспользуемом положении система защиты пассажиров или членов экипажа не должна препятствовать экстренному покиданию самолёта при его эксплуатации.

(e) Каждый багажный и грузовой отсек должны:

- 1) Быть спроектированы с расчётом на максимальный вес содержимого и критическое распределение нагрузки, при максимальной перегрузке, соответствующем условиям полёта, определённым в соответствии с данным разделом;
- 2) Иметь средства для предотвращения случаев, при которых содержимое может случайно переместиться или ударить пассажира или члена экипажа; и
- 3) Защищать любые элементы системы управления, провода, трубопроводы, оборудование или агрегаты, повреждение или отказ которых может повлиять на безопасность эксплуатации самолёта.

РАЗДЕЛ D - ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

АП 23.2300 Системы управления.

(a) Заявитель должен спроектировать системы управления полётом так, чтобы:

- 1) Обеспечить простое, плавное и достаточно надёжное использование, для обеспечения надлежащего исполнения их функций;
- 2) Обеспечить защиту от возможных неблагоприятных событий.

(b) В случае установки системы балансировки, Заявитель должен:

- 1) Обеспечить защиту от непреднамеренного, неправильного или резкого отклонения триммеров.
- 2) Обеспечить способы определения:
 - (i) Направления перемещения рычага управления балансировкой относительно направления движения самолета;

- (ii) Положения балансировочного устройства по отношению к диапазону регулирования;
- (iii) Нейтрального положения в случаях поперечного и путевого триммирования;
- (iv) Крайних положений или диапазона, в котором было продемонстрировано осуществление безопасного взлета самолета при любом положении центровки, конфигурации и положений закрылков, одобренных для взлета.

АП 23.2305 Шасси.

(a) Шасси должны быть спроектированы таким образом, чтобы:

- 1) Обеспечить стабильную поддержку и управление самолётом во время эксплуатации на земле (водной поверхности); и
- 2) Принимать во внимание возможные отказы системы и условия эксплуатации (включая ожидаемые превышения ограничений и аварийные ситуации).

(b) Для всех самолётов должны быть предусмотрены надёжные средства остановки самолёта с достаточным для приземления уровнем поглощения кинетической энергии. Самолёты, от которых требуется возможность совершить прерванный взлёт, уровень поглощения кинетической энергии должен быть рассчитан для условий посадки при прерванном взлете.

(c) Для самолётов, оснащённых системой выпуска шасси:

- 1) Надёжные устройства для фиксации шасси в положении для посадки, и
- 2) Альтернативные устройства для выпуска шасси в посадочное положение, в случае если невыпущенное положение шасси создаёт опасную ситуацию.

АП 23.2310 Плавучесть гидросамолётов и самолетов-амфибий.

Самолёты, предназначенные для эксплуатации на воде, должны:

(a) Иметь плавучесть на 80% выше плавучести, необходимой для обеспечения плавучести, для поддержки максимального веса самолета в пресной воде; и

(b) Иметь запас достаточный для того, чтобы самолёт оставался на плаву в спокойной воде без опрокидывания в условиях вероятного затопления поплавка или корпуса лодки.

Обеспечение безопасности кабины

АП 23.2315 Аварийная эвакуация и аварийно-спасательные выходы.

(a) Для пассажирской кабины в конфигурации близкой к условиям взлета или посадки, самолет должен оснащаться средствами для:

- 1) Упрощения быстрой и безопасной эвакуации из самолета в условиях, приближенных к условиям, ожидаемым непосредственно после выполнения аварийной посадки, за исключением приводнения самолетов класса 1, класса 2 и однодвигательных самолетов класса 3.

2) Обеспечения открытого или беспрепятственного проема (подвижные иллюминаторы, панели, фонари или наружные двери), которые могут быть открыты как изнутри, так и снаружи самолета. Кроме того, каждый аварийный выход должен быть легкодоступным, не требующим исключительной ловкости при использовании в аварийных ситуациях, иметь простой и очевидный способ открытия и располагаться и маркироваться для обеспечения легкого его обнаружения и открытия, в том числе в темноте.

3) Быстрого доступа к аварийному выходу, в случае его наличия.

(b) На самолетах акробатической категории — позволять каждому человеку быстро покинуть самолет в воздухе.

АП 23.2320 Системы жизнеобеспечения кабины.

(a) Конструкция самолета должна обеспечивать:

1) Беспрепятственную и четкую связь между членами летного экипажа и пассажирами.

2) Средства защиты пилотов и органов управления, включая элементы проводки, от воздействия винтов; и

3) Средства защиты пассажиров от серьезных травм при повреждении лобового стекла, панели окна или фонаря.

(b) Для самолетов класса 4: лобовые стекла, находящиеся перед рабочими местами пилотов, и элементы конструкции, несущие эти стекла, должны выдерживать удар птицы весом до 0,91 кг без проникновения ее внутрь кабины, при скорости самолета относительно птицы по траектории полета самолета, равной максимальной скорости самолета при заходе на посадку с выпущенными закрылками.

(c) Каждому пассажиру должно быть предоставлено необходимое количество воздуха, пригодного для дыхания, без 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.

(d) В случае использования герметичной кабины с системой наддува, данная система должна предусматривать защиту от –

1) Снижения давления до небезопасного уровня; и

2) Избыточного положительного давления в кабине.

(e) В случае установки на самолете кислородно-раздаточного оборудования, соответствующая система должна –

1) Обеспечивать каждого потребителя кислородом, в количестве достаточном для предотвращения кислородной недостаточности; и

2) Быть безопасной при рассмотрении ее отдельно от самолета, совместно со способами ее использования и в совокупности с потенциальными эффектами от ее установки на другие элементы конструкции самолета.

Пожарная безопасность

АП 23.2325 Пожарная защита.

(a) Следующие материалы должны быть самозатухающими -

- 1) Изоляция электрических проводов и кабелей;
- 2) Материалы, расположенные в грузовых или багажных отсеках, не предназначенных для использования во время полета, для самолетов классов 1, 2 и 3; и
- 3) Материалы, расположенные в кабине летного экипажа, пассажирской кабине, багажных и грузовых отсеках самолетов 4 класса.

(b) Следующие материалы должны быть огнестойкими –

- 1) Материалы каждого отсека доступного в полете для самолетов классов 1, 2 и 3; и
- 2) Любое оборудование, связанное с монтажом электрических кабелей или элементами электрических сетей, которые могут перегреться в результате перегрузки электрической цепи или ее неисправности.

(c) Тепло— и звукоизоляция и изоляционные покрытия не должны способствовать распространению огня.

(d) Источники тепла внутри каждого грузового или багажного отсека, которые способны воспламенить содержимое отсека, должны быть экранированы или изолированы для предотвращения такого воспламенения.

(e) Для самолетов 4 класса, каждый грузовой или 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
- 2) Обеспечивать достаточный проход, чтобы пилот мог эффективно достичь любой части отсека с ручным огнетушителем, или быть спроектирован и герметизирован так, чтобы сдерживать любой пожар внутри себя.

(f) Предоставлены средства для пожаротушения в пассажирской кабине, такие как –

- 1) В кабине экипажа должен быть по крайней мере один ручной огнетушитель, легко доступный сидящему пилоту; и
- 2) По крайней мере один ручной огнетушитель должен быть удобно размещен в пассажирской кабине самолетов 3 и 4 классов.

(g) В каждой зоне, куда возможно попадание воспламеняющихся жидкостей или их паров из-за утечки в жидкостной системе, должны:

- 1) Быть определены; и
- 2) Находиться средства, снижающие до минимума вероятность воспламенения этих жидкостей и паров, а также уменьшающие опасность, если воспламенение произойдет.

(h) Установленные отопительные устройства должны быть защищены от неконтролируемого распространения огня.

АП 23.2330 Пожарная защита пожароопасных областей и прилегающих зон.

(a) Проводки системы управления, подmotorные рамы и другие элементы конструкции располагаемые или примыкающие к установленным пожароопасным зонам или зонам, которые могут быть подвержены влиянию пламени в пожароопасной зоне, должны выдерживать воздействие пламени.

(b) Узлы крепления двигателя должны удерживать двигатель, если огнепроницаемые части его узлов крепления разрушатся во время пожара.

(c) Электрические провода, кабели и оборудование в установленных пожароопасных зонах, которые используются при аварийных процедурах, должны быть огнестойкими.

АП 23.2335 Защита от молнии.

Конструкция самолета должна быть защищена от катастрофических последствий вследствие воздействий молнии.

РАЗДЕЛ E - СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

АП 23.2400 Размещение силовой установки.

(a) Силовая установка самолета включает в себя ряд компонентов, каждый из которых необходим для создания тяги, обеспечивает безопасность основных двигательных установок или дополнительную мощность самолета.

(b) Каждый двигатель или винт должен иметь сертификат типа, за исключением случаев установки на низкоскоростной самолет первого класса. Для этих самолетов допускается одобрение двигателя и винта в соответствии с признаваемым сертифицирующим органом стандартом, применимым к конструкции и условиям эксплуатации для сертифицируемого компонента.

(c) Заявитель должен проектировать и располагать силовую установку с учетом:

- 1) Условий эксплуатации, включая опасность попадания в двигатель посторонних объектов;
- 2) Достаточности зазоров между подвижными частями силовой установки или винта и прилегающих частей конструкции самолета;
- 3) Возможных небезопасных ситуаций при эксплуатации, включая взаимодействие с техническим персоналом наземном обслуживании; и
- 4) Вибрационных и усталостных явлений.

(d) Накопление потенциально опасных жидкостей, испарений или газов должно исключать опасность возникновения пожара или загрязнения любого отсека с людьми двуокисью углерода. Указанные загрязнители должны быть надежно изолированными и иметь средства для безопасного хранения или удаления.

(e) Агрегаты силовой установки должны соответствовать сформулированным для них ограничениям и инструкциям по их установке, иначе заявитель должен

продемонстрировать, что нарушение этих требований не приводит к небезопасным последствиям.

АП 23.2405 Автоматическая система управления тягой.

(a) Автоматическая система контроля тяги предназначена для использования в полете и не должна при эксплуатации приводить к опасным ситуациям.

(b) Любой одиночный отказ или комбинация подобных отказов автоматической системы управления тягой не должны приводить к прекращению безопасного полета или посадки самолета.

(c) Необходимо применять меры защиты от непреднамеренного использования автоматической системы управления тягой членами летного экипажа. В противном случае, подобное срабатывание системы не должно приводить к критической ситуации.

(d) Кроме маловероятных случаев выхода из строя автоматической системы управления тягой силовой установки, система должна:

- 1) Предоставлять членам летного экипажа возможность проверки состояния системы;
- 2) Быть пересилена одним пилотом; и
- 3) Обеспечиваться механизмами, исключающими непреднамеренное выключение системы.

АП 23.2410 Оценка опасности установки двигателя.

Заявитель должен оценить каждую силовую установку независимо и затем совместно с другими системами и узлами самолета для демонстрации того, что любая опасная ситуация, являющаяся результатом отказа любой системы силовой установки, элемента или вспомогательным агрегатом:

(a) Не помешает продолжить безопасный полет и посадку или, в случае, когда продолжение безопасной эксплуатации самолета не может быть обеспечено, уровень опасности будет уменьшен;

(b) Не станет причиной серьезных повреждений, которых можно избежать; и

(c) Не потребует немедленных действий со стороны любого члена экипажа для обеспечения непрерывной безопасной работы остальных двигателей.

АП 23.2415 Защита двигательной установки от обледенения.

(a) Конструкция самолета, включая входные устройства двигателя, должна быть защищена от нарастания льда и снега, который негативно сказывается на характеристиках силовой установки.

(b) Конструкция и схема расположения двигателя должна быть защищена от нарастания льда и снега, которое ухудшает эксплуатационные характеристики силовой установки, с учетом тех условий обледенения, на которые запрашивается сертификация самолета.

АП 23.2420 Системы реверсирования.

Каждая система реверсирования должна проектироваться с учетом того, что –

(a) Каждая система, предназначенная для использования в полете, должна быть спроектирована таким образом, чтобы не возникали небезопасные условия в течение нормальной работы системы.

(b) Самолет должен быть способен продолжать безопасный полет и выполнить приземление после возникновения любого отказа, комбинации отказов или неисправностей системы реверсирования во всех условиях эксплуатации, включая работу на земле.

АП 23.2425 Эксплуатационные характеристики силовой установки.

(a) Установленная силовая установка должна быть спроектирована таким образом, чтобы иметь возможность эксплуатироваться без возникновения опасных режимов работы при эксплуатационных режимах работы и в случае аварийной посадки согласно ограничений накладываемых заявителем на эксплуатационные параметры самолета и двигателя.

(b) Член летного экипажа должен иметь возможность остановить и перезапустить силовую установку во время полета в рамках заданных эксплуатационных параметров.

АП 23.2430 Топливная система.

(a) Каждая топливная система должна отвечать следующим требованиям:

- 1) Конструкция и компоновка топливной системы должны обеспечивать независимую подачу топлива между несколькими топливными баками и элементами топливной системы так, чтобы выход из строя любого компонента каждой системы не приводил к прекращению доступа к топливному баку или магистрали другой системы;
- 2) Конструкция и компоновка топливной системы должны предотвращать воспламенение паров топлива в системе в результате:

- ⌘ прямого удара молнии в те зоны самолета, которые характеризуются большой вероятностью попадания в них разряда молнии;
- ⌘ скользящих разрядов молний в зоны, где вероятность скользящих разрядов велика;
- и
- ⌘ коронного разряда и протекания тока молнии в зоне топливных дренажных выходов.

3) Обеспечивать подачу топлива с расходом и давлением, установленными для работы двигателя и вспомогательной силовой установки в ожидаемых условиях эксплуатации.

4) Предоставлять члену летного экипажа средства для определения величины оставшегося доступного топлива и обеспечивать непрерывную подачу топлива в эксплуатационных условиях с учетом возможных колебаний топлива в системе;

5) Конструкция топливной системы должна содержать механизмы для безопасного удаления или обособления топлива, находящегося в данной системе;

6) Конструкция топливной системы должна предусматривать возможность для предотвращения вытекания топлива при эксплуатации самолета и снижать угрозу

для пассажиров при выполнении аварийной посадки. Для самолетов 4 класса разрушение в следствие перегрузки шасси также должно быть рассмотрено; и

- 7) Предотвращать поступление загрязненного топлива к силовой установке и ВСУ.

(b) Каждый топливный бак должен:

- 1) Выдерживать эксплуатационные нагрузки без разрушения;
- 2) Быть изолированным от пассажирской кабины и кабины летного экипажа и защищенным от нерасчетных температурных воздействий;
- 3) Предотвращать значительные потери топлива через систему вентиляции при передаче топлива между топливными баками, магистралями или под действием эксплуатационных нагрузок;
- 4) Содержать запас топлива, необходимый для поддержания максимальной тяги двигателя в течение не менее получаса;
- 5) Иметь возможность для безопасного аварийного сбрасывания топлива в случае экстренной посадки.

(c) Каждая система по заправке топливом и система по зарядке силовых аккумуляторов должна быть спроектирована так, чтобы:

- 1) Не допускать неправильной заправки или зарядки;
- 2) Предотвращать загрязнение топлива в ожидаемых условиях эксплуатации; и
- 3) Предотвращать возникновение любой опасности для самолёта или людей в процессе заправки или перезарядки.

(d) Вероятные ошибки, которые могут произойти во время управляемого движения самолёта на земле, не должны приводить к опасным утечкам топлива или запасённой энергии.

АП 23.2435 Входные и выходные устройства двигателей.

(a) Система подачи воздуха к каждому двигателю, ВСУ и их вспомогательным агрегатам должна:

- 1) Подавать необходимое для этого двигателя, ВСУ и их вспомогательных агрегатов количество воздуха в ожидаемых условиях эксплуатации;
- 2) Препятствовать возникновению возгорания или пламени обратной вспышки в канале подвода воздуха;
- 3) Каналы воздухозаборников должны располагаться или защищаться таким образом, чтобы минимизировать опасность засасывания посторонних предметов в течение взлета, посадки и руления.
- 4) Иметь запасной источник забора воздуха в случае неисправности основного воздухозаборника.

(b) Выхлопная система, включая теплообменники на выхлопных газах, каждой основной или вспомогательной силовой установки должна-

- 1) Обеспечиваться средствами для безопасного удаления потенциально опасного вещества из системы; и

- 2) Каждый элемент системы выхлопа должен быть огнестойким, устойчивым к коррозии и должен иметь средства, исключающие его повреждение вследствие расширения при рабочих температурах.

АП 23.2440 Противопожарная защита силовой установки.

(a) Силовая установка, вспомогательная силовая установка или отопительное устройство, включающее легковоспламеняющуюся жидкость и источник зажигания для данной жидкости, должны устанавливаться в обозначенной пожароопасной зоне.

(b) Каждая обозначенная пожароопасная зона должна содержать средства для изолирования и уменьшения опасности для самолета при возникновении возгорания или перегрева внутри данной зоны.

(c) Каждый компонент, провод, крепежный элемент и орган управления подверженный горению должен:

- 1) Быть разработан и расположен таким образом, чтобы предотвратить опасные последствия от распространения огня. Данное требование применимо и для любого компонента, расположенного в области, примыкающей к пожароопасной зоне, который может быть затронут пожаром, возникшим в указанной зоне;
- 2) Компонент, участвующий в транспортировке воспламеняемой жидкости, газа или воздуха или используемый при возникновении пожара, должен быть огнестойким.
- 3) Компонент, содержащий концентрированные пожароопасные жидкости, должен быть огнестойким или экранироваться посредством огнестойкого материала.

(d) Заявитель должен показать средства предотвращения попадания опасного количества воспламеняющихся жидкостей втекающих, протекающих внутри и перетекающих через каждую пожароопасную зону. Данные средства должны–

- 1) Сохранять поток жидкости или не ограничивать любую основную или вспомогательную силовую установку, или оборудование необходимое для безопасной эксплуатации самолета;
- 2) Обеспечиваться средствами, препятствующими непреднамеренному использованию; и
- 3) Располагаться вне пожароопасной зоны, в случае если внутри самой зоны не обеспечена аналогичная степень безопасности.

(e) Для каждой пожароопасной зоны должны быть разработаны средства, гарантирующие быстрое обнаружение возгорания в каждой из обозначенных пожароопасных зон –

- 1) Для многодвигательных самолетов, при условии, что обнаружение возгорания будет способствовать уменьшению опасности, возникшей для самолета; или
- 2) Которая укомплектована огнетушителем.

(f) Пожароопасная зона, кроме отопительных устройств, должна быть укомплектована средствами пожаротушения при условии –

- 1) Нахождения вне зоны обзора членом летного экипажа из кабины самолета;
- 2) Расположения внутри фюзеляжа самолета и должна обеспечиваться избыточными средствами пожаротушения; и
- 3) Расположения на самолете 4 класса.

РАЗДЕЛ F - ОБОРУДОВАНИЕ

АП 23.2500 Общие требования к системам самолета.

Данный раздел применим в основном к установленному оборудованию и системам за исключением части данного раздела накладывающего требования к специализированным элементам оборудования, системы или систем.

(a) Оборудование и системы, необходимые для эксплуатации самолета во всех случаях, для которых запрошена сертификация самолета (дневной ПВП, ночной ПВП, ППП) должно отвечать следующим требованиям:

- 1) Соответствовать заявленному уровню безопасности, применимому для сертификации и изготовления самолета; и
- 2) Выполнять заложенные при проектировании функции в пределах эксплуатационных ограничений и условий по охране окружающей среды заложенных при сертификации воздушного судна.

(b) Системы и оборудование не подпадающие под действие подпункта (a), рассмотренные по отдельности и совместно с другими системами, должны быть спроектированы и установлены таким образом, чтобы их использование не оказывало неблагоприятного воздействия на самолет или пассажиров.

АП 23.2505 Назначение и установка.

Каждый вид установленного оборудования должен функционировать в соответствии с ограничениями, предписанными для этого оборудования.

АП 23.2510 Оборудование, системы и установки.

Для любой системы самолета или оборудования, отказ которого или некорректная работа специальным образом не описана в других пунктах данного раздела, заявитель должен спроектировать и установить каждую систему и оборудование таким образом, чтобы существовала логическая и обратная связь между осредненной вероятностью и тяжестью условий разрушения в том числе и:

- (a) Каждый отказ с катастрофическими последствиями является чрезвычайно маловероятным;
- (b) Каждый отказ с опасными последствиями является чрезвычайно незначительным; и
- (c) Каждый отказ с обширными последствиями является незначительным.

АП 23.2515 Защита от молнии электрических систем.

Если заявитель не предоставит доказательства того, что поражение самолета молнией является маловероятным, самолет сертифицированный для полета по приборам должен соответствовать следующим требованиям:

(a) Каждая из электронных и электрических систем, отказ которой приведет к невозможности дальнейшего безопасного использования самолета должна быть спроектирована и установлена следующим образом -

- 1) Самолет сохраняет свои эксплуатационные свойства в момент и в течение некоторого времени после поражения молнией; и
- 2) Система восстанавливает свои характеристики до эксплуатационного уровня непосредственно после того, как прекращается воздействие атмосферного разряда за исключением тех случаев, когда восстановление работоспособности системы приводит к противоречиям с другими эксплуатационными процессами или требованиями системы.

(b) Каждая электрическая и электронная система, выполняющая произвольную функцию, отказ которой существенно снижает мощность самолета или возможности членов летного экипажа при реагировании на ухудшение условий управляемости, должна быть спроектирована и установлена таким образом, чтобы система восстанавливала свою способность своевременно выполнять указанную функцию после воздействия молнии.

АП 23.2520 Защита от электромагнитного излучения (ЭМИ).

(a) Каждая электрическая или электронная система, отказ которой не позволяет продолжать безопасный полёт и произвести посадку, должна быть спроектирована и установлена таким образом, чтобы

- 1) Функционирование системы, в составе конструкции самолета, не могло оказать отрицательного влияния во время и после того, как самолёт окажется в области воздействия ЭМИ;
- 2) Обеспечивалось нормальное функционирование системы после того, как самолёт окажется в области воздействия ЭМИ, если только восстановление/возобновление работы системы не мешает другим функциям или условиям функционирования системы.

(b) Для самолётов, которые допустимо эксплуатировать под воздействием ЭМИ, каждая электрическая или электронная система, отказ которой значительно понизит возможности самолета или способность летного экипажа справиться с неблагоприятными условиями эксплуатации, должна быть сконструирована и установлена таким образом, чтобы обеспечивалось ее нормальное функционирование после того, как самолёт окажется в области воздействия ЭМИ.

АП 23.2525 Электрические системы и оборудование.

Оборудование для производства, хранения и распределения электрической энергии проектируется и устанавливается таким образом, чтобы –

(a) Предоставлять энергию необходимую для обеспечения энергией присоединенной нагрузки при эксплуатации самолета;

(b) Обеспечить непрерывную подачу энергии важнейшим системам, обеспечивающим безопасное продолжение полета и посадки, в случае единичного отказа или неисправной работы одного любого источника питания, системы передачи энергии или любого другого используемого оборудования.

(c) Иметь достаточную мощность для питания важнейших потребителей энергии, в том числе и включаемые временно, на период времени требуемый для выполнения действий, необходимых для безопасного продолжения полета и посадки, в случае отказа основного источника питания оборудования.

АП 23.2530 Аэронавигационные огни и освещение кабины пилотов.

(a) Все аэронавигационные огни должны быть спроектированы и установлены таким образом, чтобы излучаемый ими свет не затруднял работу экипажа или уменьшал видимость аэронавигационных огней при эксплуатации самолета.

(b) Любые аэронавигационные огни или система огней для предупреждения столкновений, согласно требований регламентирующих воздушное движение, должны иметь интенсивность, проблесковые характеристики, цвет, зону действия и другие параметры такими, чтобы обеспечивать достаточное количество времени другому воздушному судну для избегания столкновения.

(c) Аэронавигационные огни должны включать в себя передние и задние 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. Задний аэронавигационный огонь должен быть белого цвета свечения и должен устанавливаться как можно дальше на хвосте или на каждой законцовке крыла.

(d) Все посадочные и рулежные фары должны быть спроектированы и установлены таким образом, чтобы Обеспечивалось достаточное освещение при эксплуатации ночью.

(e) Все стояночные (якорные) огни, требуемые для гидросамолетов или самолетов— амфибий, должны устанавливаться таким образом, чтобы они обеспечивали видимость белого огня в ясную погоду.

АП 23.2535 Спасательное оборудование.

Аварийно-спасательное оборудование, установка которого обусловлена требованиями регламентирующих воздушное движение, должно быть надежным, легко доступным и распознаваемым, а также должно иметь четкую маркировку с указанием способа его применения.

АП 23.2540 Полёт в условиях обледенения.

Заявитель, запрашивающий сертификацию для полетов в условиях обледенения, должен продемонстрировать для запрашиваемых условий следующее:

(a) Предоставить подтверждение того, что средства защиты от обледенения не оказывают влияния на безопасность эксплуатации самолета;

(b) При проектировании самолета учесть механизмы защиты самолета от сваливания при управлении самолетом с помощью автопилота.

АП 23.2545 Элементы систем под давлением.

Элементы систем под давлением (гидравлические системы, системы наддува и пневмосистемы и пр.) должны выдерживать нагрузку избыточным давлением и давлением разрыва.

АП 23.2550 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 недеятельных 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.

АП 23.2555 Бортовые диктофоны

На самолете должен быть установлен бортовой диктофон, если экипаж самолета состоит из двух пилотов.

(a) Каждый бортовой диктофон 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 (с)(4)(ii) настоящего параграфа.

Примечание. Для однодвигательных, многодвигательных и газотурбинных самолетов с количеством мест (исключая экипаж) не более 5, с взлетным весом не более 5700 кгс, для пилотирования которых необходимы два пилота, требование по установке бортового диктофона является рекомендательным

(b) Отвечая 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 диктофона должны быть так отрегулированы и их количество должно быть таким, чтобы получить практически наиболее высокую степень разборчивости записи, проводимой в условиях шума в кабине экипажа, при воспроизведении записи. При оценке разборчивости записи могут применяться повторное прослушивание или повторный просмотр записи.

(с) Каждый бортовой диктофон 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, авиагарнитур или громкоговорителя, используемых на рабочем месте первого пилота.
- 2) На второй канал - от каждого микрофона на штанге, в дыхательной маске или от ручного микрофона, авиагарнитур 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, авиагарнитур или громкоговорителя, используемых на рабочих местах третьего и четвертого членов экипажа; или
 - (ii) Если места, указанные в пункте (с)(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 (с)(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.

(d) Каждый бортовой диктофон должен быть установлен таким образом, чтобы:

- 1) Он получал электропитание от шины, обеспечивающей максимально надежную эксплуатацию диктофона 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 диктофона.

(e) Контейнер диктофона должен размещаться и монтироваться с учетом минимальной возможности поломки контейнера в результате удара при аварии и повреждения диктофона от пожара. Чтобы удовлетворить этому требованию, контейнер должен находиться по возможности в наиболее удаленном месте в хвостовой части самолета, но не там, где установленные в хвостовой части двигатели могут его поломать во время удара. Однако он не должен находиться вне гермокабины.

(f) Если бортовой диктофон 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 диктофона должен:

- 1) Быть ярко-оранжевым или ярко-желтым.
- 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.

АП 23.2556 Бортовые самописцы

На самолете, осуществляющем коммерческие перевозки, должен быть установлен бортовой самописец.

(a) Каждый бортовой самописец должен устанавливаться так, 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 бортового самописца, не создавая угрозы нормальной работе жизненно важных или аварийных приемников электроэнергии.
- 4) Имелись звуковые или визуальные средства для предполетного контроля самописца, позволяющие определить правильное осуществление записи на носителе информации.
- 5) Имелись автоматические средства для одновременной остановки записи в самописце, имеющем устройство стирания, и прекращения работы всех устройств стирания записи не позднее чем через 10 мин после удара при аварии, за исключением самописцев, питание к которым подается только от системы генератора, приводимого двигателем.
- 6) Имелось средство записи информации, на основании которой можно определить время каждого выхода на радиосвязь со службами управления воздушным движением (УВД).

Примечание. Перечень регистрируемых самописцем параметров может быть скорректирован в зависимости от ожидаемых условий эксплуатации и соответствующего объема оборудования, для которых запрашивается сертификация типа самолета.

(b) Каждый некатапультируемый контейнер самописца должен устанавливаться и монтироваться таким образом, чтобы снизить до минимума вероятность разрушения контейнера в результате удара при аварии и повреждения самописца от пожара. Для соответствия этому требованию контейнер самописца 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 бортового самописца 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 самописца должен:

- 1) Быть ярко-оранжевым или ярко-желтым.
- 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.

РАЗДЕЛ G - ПРИБОРНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ И СРЕДСТВА ВЫВОДА ИНФОРМАЦИИ

АП 23.2600 Кабина пилотов.

(a) Кабина и ее оборудование должны обеспечивать пилотам выполнение их обязанностей без чрезмерного напряжения и утомляемости.

(b) Заявитель должен предусмотреть установку пилотажного, навигационного, аварийно-спасательного оборудования, системы контроля состояния силовой установки и соответствующих информационных экранов таким образом, чтобы подготовленный член летного экипажа был способен контролировать состояние системы и выполнять необходимые действия, связанные с функционированием перечисленных систем или оборудования.

Системы, органы управления и связанные с ними средства контроля и сигнализации должны быть спроектированы таким образом, чтобы свести к минимуму ошибки экипажа, которые могли бы создать дополнительную опасность.

(c) Для самолетов класса 4, 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 посадки.

АП 23.2605 Предоставление информации о системах.

(a) Каждый вид установленного оборудования с которым взаимодействует член летного экипажа должен иметь надпись, указывающую его обозначение, назначение, или эксплуатационные ограничения, или любое приемлемое сочетание этих сведений.

(b) Необходимо обеспечивать заметные способы предоставления информации о состоянии параметров, подлежащих контролю при эксплуатации самолета, включая предупреждающую, аварийную и сигнализацию об исправной работе оборудования для членов летного экипажа.

(c) Должна быть обеспечена сигнализация, чтобы привлечь внимание экипажа к небезопасной работе системы, позволяющая экипажу предпринять корректирующие действия. Предоставляемая информация должна быть достаточно понятной, чтобы исключить вероятные ошибки летного экипажа.

АП 23.2610 Маркировка оборудования, органов управления и надписи.

(a) На самолете должны быть необходимые обозначения, трафареты, надписи и любая другая дополнительная информация, включая обозначения на приборах, требуемые для безопасной эксплуатации самолета. Данные обозначения необходимо располагать на заметных местах в непосредственной близости к обозначаемому элементу конструкции или оборудованию.

(b) Содержимое маркировки или надписи должно очевидно отображать назначение каждого органа управления в кабине летного экипажа, за исключением основных органов управления.

(c) Заявитель должен включить информацию о маркировке оборудования и содержимом информации наклеек в Руководство по летной эксплуатации самолета.

АП 23.2615 Пилотажные, навигационные приборы и приборы контроля силовой установки.

(а) Установленные приборы должны предоставлять члену летного экипажа, устанавливающему или контролирующему состояние силовой установки, пилотажного или навигационного оборудования, всю информацию, необходимую для выполнения его действий на каждом этапе полета воздушного судна. Указанная информация должна -

- 1) Быть представлена таким образом, чтобы член летного экипажа мог контролировать состояние системы и, при необходимости, определять тенденцию к изменению при управлении самолетом; и
- 2) Включать ограничения, до тех пор, пока указанные ограничения не могут быть превышены на всех режимах, ожидающихся при эксплуатации воздушного судна.

(б) Системы отображения показаний приборов, встроенные в индикационный дисплей соответствующего прибора, предназначенного для управления самолетом или необходимые согласно требованиям данного пункта, должны -

- 1) Не препятствовать получению информации с основного индикационного экрана пилотажного прибора или прибора контроля силовой установки данных о состоянии соответствующей системы, необходимых члену летного экипажа на любом этапе пилотирования самолета или запуска двигателя; и
- 2) Электронные экранные индикаторы, включая их системы и монтаж, а также учитывая другие системы 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.

АП 23.2620 Руководство по летной эксплуатации самолета.

С каждым самолетом должно представляться Руководство по летной эксплуатации самолета (РЛЭ).

(а) Руководство по летной эксплуатации должно содержать следующую информацию:

- 1) Эксплуатационные ограничения;
- 2) 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.
- 3) Информация о характеристиках;
- 4) Информация о загрузке;
- 5) Любая другая информация необходимая для обеспечения безопасного использования самолета, связанная с особенностями конструкции, эксплуатации или обслуживания.

(б) Следующие разделы РЛЭ должны быть одобрены в сертифицирующем органе способом, установленным самим органом:

- 1) Для низкоскоростных самолетов класса 1 и класса 2 одобренными должны быть разделы, содержащие информацию согласно раздела (a)(1) данного требования;
- 2) Для высокоскоростных самолетов класса 1 и класса 2 и всех самолетов классов 3 и 4 одобренными должны быть разделы, содержащие информацию согласно разделов с (a)(1) по (a)(4) данного требования.

АП 23.2625. Инструкции по поддержанию летной годности

Заявитель должен подготовить приемлемые инструкции по поддержанию летной годности в соответствии с Приложением А к настоящим Нормам.

ПРИЛОЖЕНИЕ А. Инструкции по поддержанию летной годности.

A23.1. Общие положения

(a) Данное Приложение определяет требования к подготовке инструкций по поддержанию летной годности в соответствии с АП 23.2625.

(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.

A23.2. 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.

A23.3. 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, 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.

(с) 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.

(е) 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.

A23.4. Раздел «Ограничения летной годности»

Инструкции по поддержанию летной годности должны содержать раздел, озаглавленный «Ограничения летной годности», который является независимым и выделенным от 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 АП 23.2240.

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 и изменения к нему также должны одобряться.

ПРИЛОЖЕНИЕ В. Условия обледенения.

Метеорологические условия обледенения определяются следующими параметрами: водностью, среднеарифметическим диаметром капель, температурой наружного воздуха, протяженностью зоны обледенения.

(а) 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).

(б) 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.

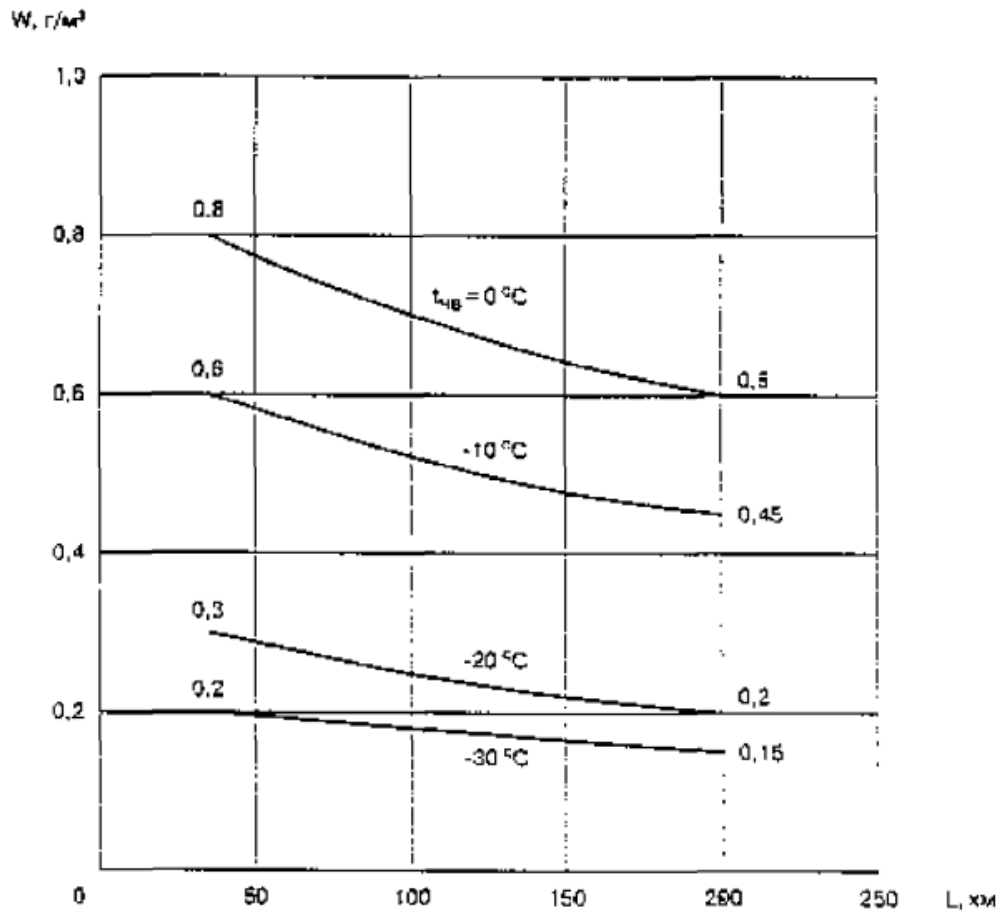


Рис. 1. Зависимость водности от горизонтальной протяженности зоны обледенения в условиях максимального длительного обледенения в диапазоне высот от 0 до 9500 м для облаков (слоистообразных) с максимальной вертикальной протяженностью 2000 м и среднеарифметическим диаметром капель 20 мкм

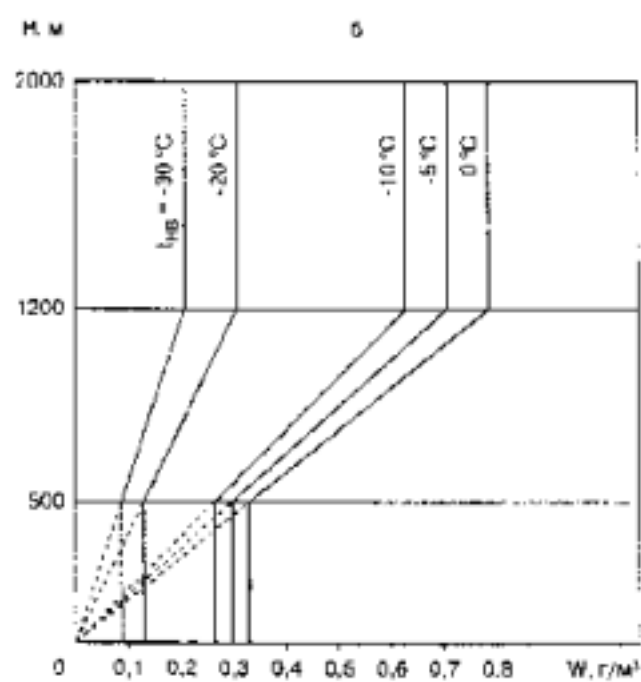
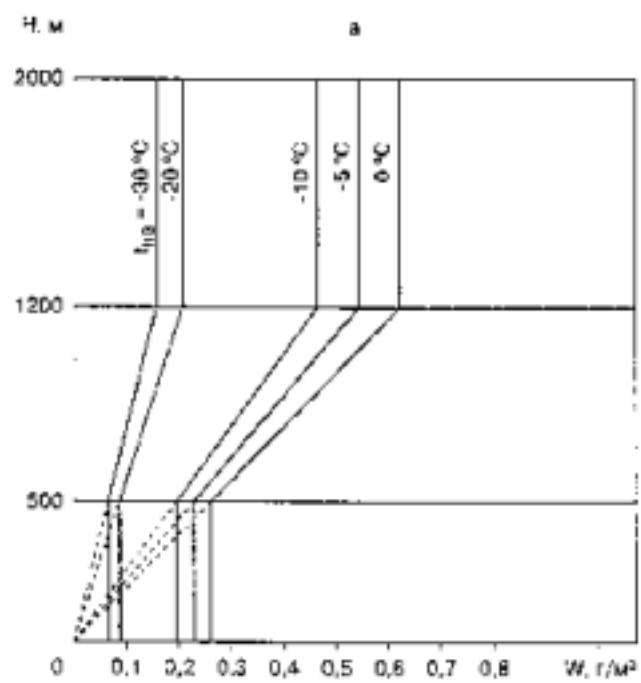


Рис. 2. Зависимость водности от вертикальной протяженности зоны обледенения
а — $L = 200$ км; б — $L = 32$ км

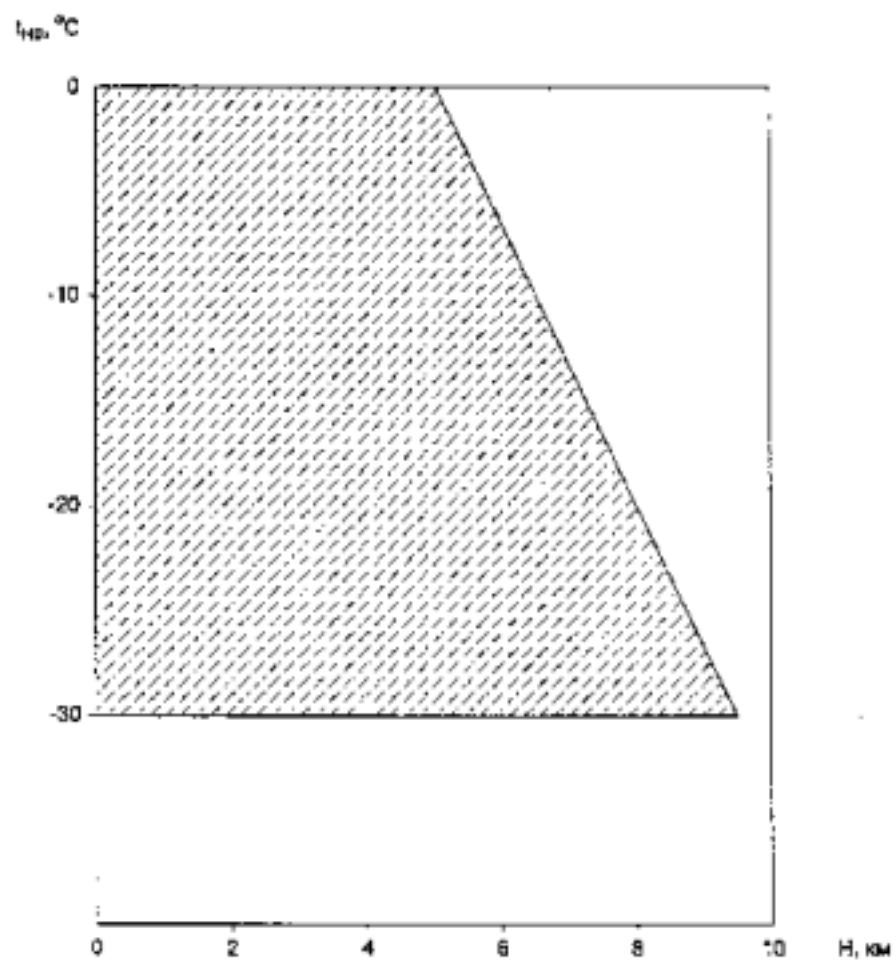


Рис. 3. Зона возможного обледенения, определяемая высотой и температурой наружного воздуха, для условий максимального длительного обледенения

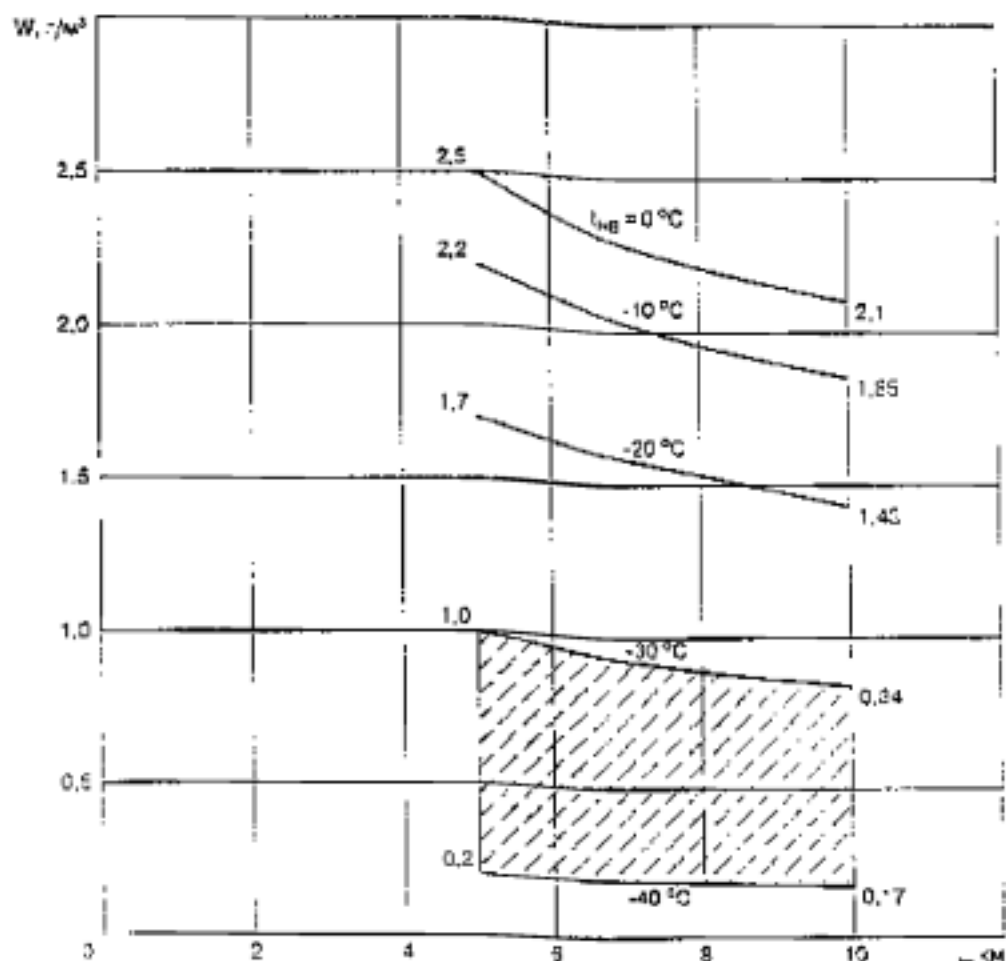


Рис. 4. Зависимость водности от горизонтальной протяженности зоны обледенения в условиях максимального кратковременного обледенения в диапазоне высот от 1200 до 11000 м для облаков (кучево-образных) со среднеарифметическим диаметром капель 20 мкм.

При $t_{из} = -30...-40\text{ °C}$ — зона возможного расширения условий (по требованию Заказчика)

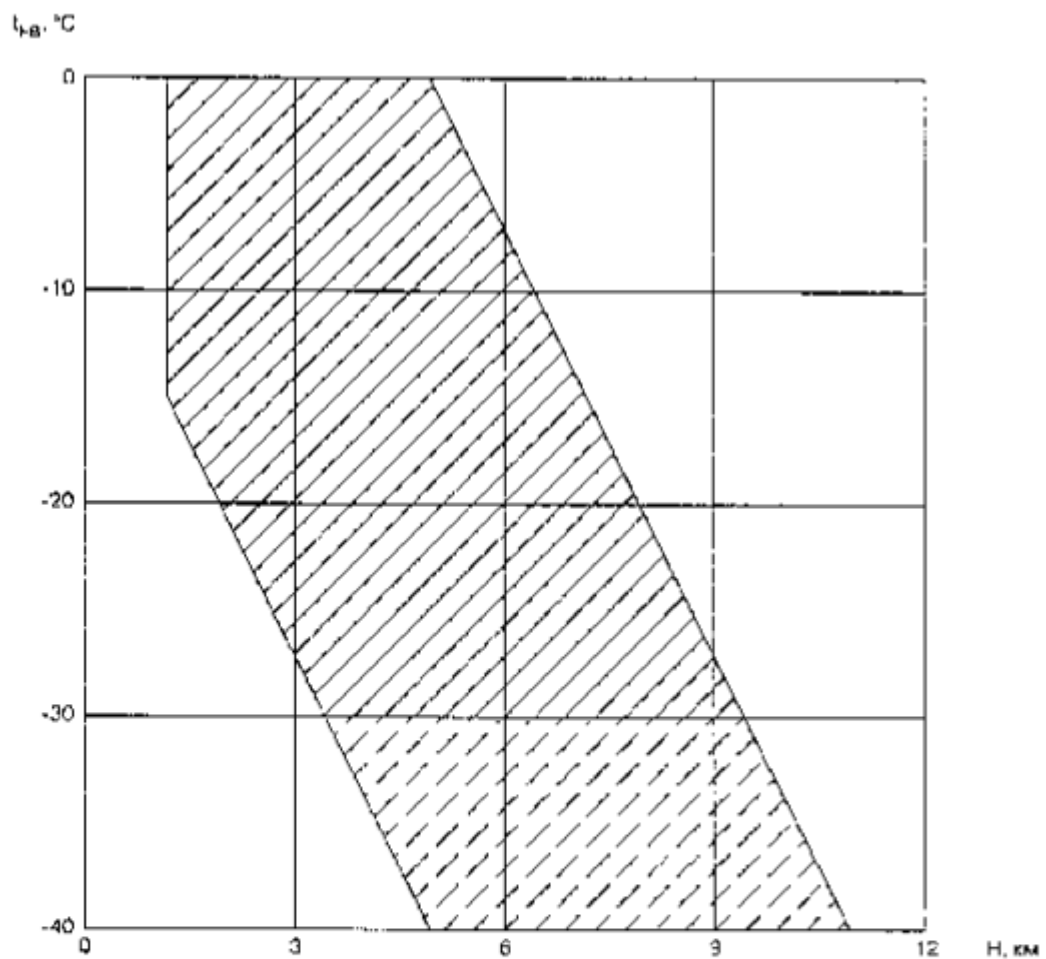


Рис. 5. Зона возможного обледенения, определяемая высотой и температурой наружного воздуха, для условий максимального кратковременного обледенения.
 При $t_{нв} = -30 \dots -40$ °C — зона возможного расширения условий (по требованию Заказчика)