

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

ЧАСТЬ 23

**НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ
ГРАЖДАНСКИХ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ**

Дата вступления в силу
1 марта 1992 года

1993

РАЗДЕЛ А — ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.1. Назначение

(а) Настоящая часть содержит требования к летной годности для выдачи сертификатов типа и изменений к сертификатам типа на самолеты нормальной, многоцелевой, акробатической категории и на самолеты переходной категории.

(б) Каждое лицо, которое в установленном порядке подает заявку на получение такого сертификата или изменения к сертификату типа, должно доказать соответствие применимым требованиям настоящей части.

23.2. —

23.3. Категории самолетов

(а) К нормальной категории относятся самолеты с количеством посадочных мест, кроме мест пилотов, не более девяти, с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 5700 кг (12500 фунтов) 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 и крутые развороты с углом крена не более 60°.

(б) К многоцелевой категории относятся самолеты с количеством посадочных мест, кроме мест пилотов, не более девяти, с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 5700 кг (12500 фунтов) и предназначенные для ограниченного акробатического применения. Самолеты, сертифицированные по многоцелевой категории, могут использоваться для всех видов применения, охватываемых пунктом (а) 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 и крутые развороты с углом крена более 60°.

(с) К акробатической категории относятся самолеты с количеством посадочных мест, кроме мест пилотов, не более девяти, с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 5700 кг (12500 фунтов) и предназначенные для использования без ограничений, кроме тех, которые окажутся необходимыми по результатам проведения требуемых летных испытаний.

(д) К переходной (коммьютерной) категории самолетов относятся винтовые многодвигательные самолеты с количеством посадочных мест, кроме мест пилотов, не более 19, с максимальным сертифицированным взлетным весом не более 8600 кг (19000 фунтов) и предназначенные для неакробатического применения в соответствии с пунктом (а) настоящей части.

На этой категории самолетов коммерческие перевозки не допускаются. Для допуска таких самолетов к коммерческим перевозкам необходимо обеспечить соответствие требованиям к летной годности для самолетов транспортной категории (НЛГС-3, АП-25).

(е) Самолеты могут получать сертификат типа более чем по одной категории настоящей части, если они соответствуют требованиям запрашиваемой категории.

РАЗДЕЛ А-О — ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТА ПРИ ОТКАЗАХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ (САМОЛЕТНЫЕ СИСТЕМЫ, ОБОРУДОВАНИЕ, СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ)

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:

(1) Систем силовой установки, изготовленных как часть сертифицированного двигателя, отказы которых не могут иметь отрицательного влияния на другие системы;

(2) Элементов конструкции (таких, как крыло, оперение, поверхности управления, фюзеляж, узлы крепления двигателя, силовые элементы шасси и узлы его крепления), которые специально рассмотрены в разделах С и D.

2. Определения

2.1. **Отказное состояние** (функциональный отказ, вид отказа системы). Под отказным состоянием (функциональным отказом, видом отказа системы) понимается неработоспособное состояние системы в целом, характеризующееся конкретным нарушением ее функций независимо от причин, вызывающих это состояние. Отказное состояние (вид отказа системы) определяется на уровне каждой системы через последствия, оказываемые на функционирование этой системы. Оно характеризуется влиянием на другие системы и на самолет в целом.

2.2. **Внешние воздействия** (явления). События, источник происхождения которых не связан с конструкцией самолета, такие, как атмосферные условия (например, порыв ветра, температурная инверсия, обледенение и удар молнии), состояние ВПП, пожар в кабине или багажном отсеке. Сюда не относятся диверсионные акты.

2.3. **Ошибка**. Событие, заключающееся в неправильных действиях экипажа и персонала при техническом обслуживании.

2.4. Зарезервирован.

По частоте возникновения события (отказные состояния, внешние воздействия, ошибки и др.) делятся на следующие категории:

2.5. **Вероятные**. Могут произойти один или несколько раз в течение срока службы каждого самолета данного типа.

Вероятные события подразделяются на частые и умеренно-вероятные.

2.6. **Редкие** (невероятные). Редкие события подразделяются на две категории:

а. **Маловероятные**. Вряд ли произойдут на каждом самолете в течение его срока службы, но могут произойти несколько раз, если рассматривать большое количество самолетов данного типа.

б. **Крайне маловероятные**. Вряд ли возникнут за весь срок эксплуатации всех самолетов данного типа, но тем не менее их нужно рассматривать как возможные.

2.7. **Практически невероятные**. Настолько невероятные, что нет необходимости считать возможным их возникновение.

2.8. **Численные значения**. При необходимости количественной оценки вероятностей возникновения событий могут использоваться указанные ниже величины:

Вероятные	— более 10^{-5} ;
частые	— более 10^{-3} ;
умеренно-вероятные	— в диапазоне 10^{-3} — 10^{-5} ;
Редкие (невероятные)	— в диапазоне 10^{-5} — 10^{-9} ;
маловероятные	— в диапазоне 10^{-5} — 10^{-7} ;
крайне маловероятные	— в диапазоне 10^{-7} — 10^{-9} ;
Практически невероятные	— менее 10^{-9} .

Вероятности должны устанавливаться как средний риск на час полета, продолжительность которого равна среднему времени полета по типовому профилю. В тех случаях, когда отказ критичен для определенного этапа полета, вероятность его возникновения на этом этапе полета может быть также осреднена на час полета по типовому профилю.

2.9. Особая ситуация (эффект) — ситуация, возникающая в полете в результате воздействия неблагоприятных факторов или их сочетаний и приводящая к снижению безопасности полета.

Особые ситуации (эффекты) классифицируются с использованием следующих критериев:

а. Ухудшение летных характеристик, характеристик устойчивости и управляемости, прочности и работы систем.

б. Увеличение рабочей (психофизиологической) нагрузки на экипаж сверх нормально требуемого уровня.

с. Дискомфорт, травмирование или гибель находящихся на борту людей.

2.9.1. Катастрофическая ситуация (катастрофический эффект) — особая ситуация, для которой принимается, что при ее возникновении предотвращение гибели людей оказывается практически невозможным.

2.9.2. 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 экипажа, что уже нельзя полагаться на то, что он выполнит свои задачи точно или полностью.

2.9.3. 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.

2.9.4. Усложнение условий полета (незначительный эффект):

(i) незначительное ухудшение характеристик, или

(ii) незначительное увеличение рабочей нагрузки на экипаж, например изменение маршрута в плане полета.

2.10. 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. В ожидаемые условия эксплуатации не входят:

а. Экстремальные условия, встречи с которыми можно надежно избежать путем введения эксплуатационных ограничений и правил; и

б. 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 обоснованно.

2.11. Предельные ограничения — ограничения режимов полета, выход за которые недопустим ни при каких обстоятельствах.

2.12. Эксплуатационные ограничения — условия, режимы и значения параметров, преднамеренный выход за пределы которых недопустим в процессе эксплуатации самолета.

2.13. Рекомендуемые режимы полета — режимы внутри области, определяемой эксплуатационными ограничениями, устанавливаемые в Руководстве по летной эксплуатации для выполнения полетов.

2.14. **Функциональная система самолета** — совокупность взаимосвязанных элементов, узлов (блоков) и агрегатов, предназначенная для выполнения заданных общих функций. В качестве причин отказного состояния (вида отказа системы) рассматриваются отказы и совокупности отказов ее элементов, а также отказы систем, функционально связанных с данной системой.

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 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, оценивалось как практически невероятное, или суммарная вероятность возникновения катастрофической ситуации, вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10^{-7} на час полета.

3.3.2. 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; при этом рекомендуется, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к сложной ситуации, оценивалось как событие не более частое, чем маловероятное.

3.3.3. 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; при этом рекомендуется, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к сложной ситуации, оценивалось как событие не более частое, чем маловероятное.

3.3.3.1. Все осложнения 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 (функциональный отказ, вид отказа системы), 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 (вида отказа системы), включая необходимые действия экипажа, должны учитываться вероятность отказа (отказов), наличие и характер сигнализации (информации) об отказе, сложность действий экипажа и вероятная периодичность соответствующей подготовки экипажа. Количество всех отказных состояний (видов отказов систем), требующих неинстинктивных действий экипажа, может влиять на ожидаемые характеристики работы экипажа. В отдельных случаях может понадобиться выработать требования к его подготовке.

3.4. **Операции с отказными состояниями и внешними воздействиями (явлениями).** При анализе последствий отказных состояний (функциональных отказов, видов отказов систем) оценка должна 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 должно доказываться путем анализа работы систем отдельно и во взаимосвязи с другими системами. Эта оценка должна, при необходимости, подкрепляться наземными и летными испытаниями, испытаниями на пилотажном стенде или другими видами стендовых испытаний, расчетом или моделированием.

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

б. При анализе конкретных систем может быть учтен опыт эксплуатации аналогичных систем.

с. При 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:

а. Указанное состояние возникает в результате двух и более последовательных отказов различных элементов рассматриваемой системы или взаимодействующих с ней систем с вероятностью менее 10^{-9} на час полета по типовому профилю;

б. Указанное состояние является следствием конкретного механического отказа (разрушение, заклинивание, рассоединение) одного из его элементов, и разработчик обосновывает практическую невероятность такого отказа, используя для доказательства:

— анализ схемы и реальной конструкции;

— статистическую оценку безотказности подобных конструкций за длительный период эксплуатации (при наличии необходимых данных);

— обоснование прочности и назначенного ресурса соответствующих элементов согласно требованиям соответствующих глав настоящих Правил или установления других ограничений контролируемых параметров допустимого предотказного состояния;

— анализ принципов контроля качества изготовления и применяемых конструкционных материалов в серийном производстве, а также стабильности технологических процессов;

— 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 пункта 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.б.

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 в летных испытаниях или испытаниях на пилотажном стенде.

РАЗДЕЛ В — ПОЛЕТ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.21. Доказательство соответствия

(а) Соответствие всем требованиям данного раздела должно быть обеспечено при всех установленных комбинациях веса самолета и центровки в диапазоне вариантов загрузки, для которых запрашивается сертификат.

Это соответствие должно быть показано следующим образом:

(1) Посредством испытаний на самолете того типа, на который запрошен сертификат, 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.

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

Данные, получаемые из летных испытаний, могут быть приведены к желаемым значениям параметров в пределах допустимых отклонений (фактических значений от желаемых), установленных для основных параметров и указанных ниже.

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

23.23. Ограничения по распределению нагрузки

Должны быть установлены диапазоны весов и центровок, в пределах которых возможна безопасная эксплуатация самолета, включая диапазон поперечных центровок, если допустимые варианты загрузки могут существенно изменить поперечную центровку. Если выработка топлива в процессе полета отрицательно влияет на балансировку или устойчивость, то самолет должен быть испытан в условиях, имитирующих те, которые имеют место, когда остаток используемого топлива не превышает 3,8 л/ч (1 галлон) на каждые 12 л.с. мощности двигателя или двигателей, работающих на максимальном продолжительном режиме.

23.25. Весовые ограничения

(а) **Максимальный вес.** Максимальный вес — это наибольший вес, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям настоящей Части 23 (кроме тех требований, которые удовлетворяются при расчетном посадочном весе). Для самолетов переходной категории заявитель должен дополнительно установить максимальный вес без топлива. Максимальный вес должен устанавливаться таким образом, чтобы он:

- (1) Не превышал
 - (i) наибольшего веса, выбранного заявителем;
 - (ii) максимального расчетного веса, т. е. наибольшего веса, при котором доказывалось соответствие всем применимым требованиям настоящей Части 23 Авиационных правил к нагружению конструкции (кроме тех требований, которые удовлетворяются при расчетном посадочном весе); или
 - (iii) наибольшего веса, при котором доказывалось соответствие всем применимым требованиям к полетам, за исключением самолетов, снабженных ракетными двигателями в качестве резервного источника мощности; —

(2) При предположении, что вес каждого летчика и пассажира на каждом месте (77 кг (179 фунтов) на самолетах нормальной категории и самолетах переходной категории и 86 кг (190 фунтов), если на трафарете не указан другой вес на самолетах многоцелевой и акробатической категорий) был не меньше веса при следующих условиях:

- (i) все места заняты, маслобаки заполнены полностью, а топлива достаточно по крайней мере на полчаса полета на режиме работы двигателей при расчетной максимальной продолжительной мощности; или
- (ii) летный экипаж минимального состава на рабочих местах, топливные баки и маслобаки заполнены полностью.

(б) **Минимальный вес.** Минимальный вес (наименьший вес, при котором доказывалось соответствие всем применимым требованиям настоящей части) 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 кг (170 фунтов)); и
- (3) Веса топлива, определяемого следующим образом:
 - (i) для самолетов с ТРД, равного 5% от полной заправки топливом при конкретной компоновке топливных баков, применяемой во время исследований; 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

(а) Вес пустого самолета и соответствующая центровка должны определяться путем взвешивания самолета вместе с:

- (1) Закрепленным балластом;
- (2) Невырабатываемым остатком топлива, определяемым в соответствии с 23.959; и
- (3) Полным весом рабочих жидкостей, включая:
 - (i) масло;
 - (ii) гидравлическую жидкость; и
 - (iii) другие жидкости, необходимые для нормальной работы системы самолета, за исключением питьевой воды; воды, предварительно заливаемой в туалет; воды, предназначенной для впрыска в двигателях.

(б) Состояние самолета при определении его пустого веса должно быть однозначно установлено и легко воспроизводимо.

23.31. Съёмный балласт

При показе соответствия требованиям настоящего раздела к полету разрешается использовать съёмный балласт, если:

- (а) Место размещения балласта и его крепление надлежащим образом спроектированы, установлены и имеют маркировку в соответствии с 23.1557; и
- (б) В Руководстве по летной эксплуатации, в утвержденных инструкциях или на соответствующих надписях и трафаретах имеются указания по правильному размещению съёмного балласта для каждого варианта загрузки, при котором необходим съёмный балласт.

23.33. Пределы частоты вращения и шага воздушного винта

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

(б) Винты с неизменяемым в полете шагом.

(1) На взлете и на начальном участке набора высоты при наивыгоднейшей скорости V_{nv} (V_y) винт должен ограничивать частоту вращения ротора двигателя при полностью открытом дросселе или при максимально допустимом взлетном давлении наддува величиной, не превышающей максимально допустимую взлетную частоту вращения; и

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

(с) Винты изменяемого в полете шага без регулятора постоянной частоты вращения. Каждый 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 (б) (1) настоящего параграфа; и

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

(д) Винты изменяемого в полете шага с регулятором постоянной частоты вращения. Каждый 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 двигателя величиной, равной максимально допустимой взлетной частоте вращения;

(2) При неработающем регуляторе — средства для ограничения максимальной частоты вращения двигателя величиной 103% от максимально допустимой взлетной частоты вращения при минимально возможном шаге лопастей винта, взлетном давлении наддува, неподвижном самолете и отсутствии ветра.

23.45. Общие положения

(а) Если нет других указаний, требования настоящего подраздела к летным характеристикам должны удовлетворяться в спокойном воздухе и

(1) В условиях стандартной атмосферы для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий; или

(2) В условиях окружающей атмосферы для самолетов переходной категории.

(б) Летные характеристики должны соответствовать располагаемой эффективной тяге для конкретных окружающих атмосферных условий, конкретного режима полета и относительной влажности, указанной соответственно в пункте (д) или (е) настоящего параграфа.

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

(1) Потери в установке; и

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

(д) У самолетов с поршневыми двигателями летные характеристики, на которые влияет мощность двигателя, должны определяться при относительной влажности 80% в стандартной атмосфере.

(е) У самолетов с газотурбинными двигателями летные характеристики, на которые влияет мощность или тяга двигателя, должны определяться при относительной влажности —

(1) 80% — при стандартной и более низкой температуре; и

(2) 34% — при температуре на 28 °C (50 °F) выше стандартной и при более высокой температуре.

В диапазоне между указанными двумя температурами относительная влажность должна изменяться линейно.

(f) К самолетам переходной категории относится также следующее:

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

(2) Конфигурация самолета может варьироваться в зависимости от веса, высоты и температуры до такой степени, чтобы быть совместимой с эксплуатационными процедурами, требуемыми в подпункте (f) (3) настоящего параграфа.

(3) Если не предписано иное, в процессе определения 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 процедурой, установленной заявителем для эксплуатационных условий.

(4) Должны быть установлены процедуры выполнения ухода на второй круг и прерывания посадки, соответствующие условиям, предписанным в параграфах 23.67(е) (3) и 23.77(е); и

(5) Процедуры, установленные в подпунктах (f) (3) и (f) (4) настоящего параграфа, должны:

(i) быть такими, чтобы их мог уверенно выполнять экипаж средней квалификации;

(ii) предусматривать использование методов или устройств, которые являются безопасными и надежными;

(iii) включать допуск на любые реально возможные задержки во времени при выполнении этих процедур.

23.49. Скорость сваливания

(а) Скорость V_{C_0} (V_{S_0}) является скоростью сваливания, если таковая достижима, или минимальной скоростью установившегося полета, выраженной в км/ч (узлах CAS), — земной индикаторной скоростью, при которой самолет управляют при следующих условиях:

(1) режим мощности или тяги установлен в соответствии с пунктом (е) настоящего параграфа.

(2) винты во взлетном положении;

(3) шасси выпущено;

(4) закрылки в посадочном положении;

(5) створки капота закрыты;

(6) центровка наиболее неблагоприятная в допустимом для посадки диапазоне; и

(7) вес самолета такой же, как при использовании V_{c0} (V_{s0}) в качестве критерия для установления соответствия требуемым летным характеристикам.

(b) Скорость V_{c0} (V_{s0}) при максимальном весе не должна превышать 113 км/ч (61 узла) для:

(1) Одномоторных самолетов; и

(2) Многомоторных самолетов с максимальным весом не более 2720 кг (6000 фунтов), которые не могут выполнить условия минимальной скороподъемности, установленной в параграфе 23.67 (b) при неработающем критическом двигателе.

(c) Скорость V_{c1} (V_{s1}) является земной индикаторной скоростью сваливания, если таковая достижима, или минимальной скоростью установившегося полета, выраженной в км/ч (узлах), при которой самолет управляем при следующих условиях:

(1) Режим мощности или тяги установлен в соответствии с пунктом (е) настоящего параграфа;

(2) Винты во взлетном положении;

(3) Конфигурация самолета такая же, как на испытаниях, при которых используется V_{c1} (V_{s1}); и

(4) Вес самолета такой же, как при использовании V_{c1} (V_{s1}) в качестве критерия для установления соответствия требуемым летным характеристикам.

(d) Скорости V_{c0} (V_{s0}) и V_{c1} (V_{s1}) должны определяться летными испытаниями по методике, указанной в 23.201.

(e) Для удовлетворения требований настоящего параграфа должны использоваться следующие режимы мощности или тяги:

(1) На самолетах с поршневыми двигателями — двигатели на режиме малого газа, дроссели закрыты или находятся в положении, соответствующем не более чем нулевой тяге 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 и дроссели закрыты.

(A) Допустимый угол атаки — зарезервировано.

(B) Предельный угол атаки — зарезервировано.

23.51. Взлет

(a) Для всех категорий самолетов (кроме самолетов с лыжным шасси, для которых, как сухопутных, взлетные характеристики были определены в соответствии с настоящим параграфом и указаны в РЛЭ) дистанция, требуемая для взлета и набора высоты и равная 15 м (50 футов) (для самолетов переходной категории эта высота составляет 10,7 м (35 футов) — см. параграф 23.59) при пролете препятствия, должна определяться в следующих условиях:

(1) двигатели работают в пределах установленных эксплуатационных ограничений;

(2) створки капота находятся в нормальном взлетном положении.

(b) Началом измерения взлетной дистанции гидросамолета и амфибии может быть точка, в которой достигнута путевая скорость не более 5,5 км/ч (3 узла).

(c) Взлеты, выполняемые для определения характеристик, указанных в этом разделе, не должны требовать исключительного летного мастерства или исключительно благоприятных условий.

(А) Для однодвигательных самолетов должно быть продемонстрировано, что при отказе двигателя в любой точке траектории от момента отрыва до достижения высоты 15 м (50 футов) управляемость и маневренность достаточны для выполнения вынужденной посадки.

(d) Для самолетов переходной категории характеристики взлета и данные, требуемые в параграфах 23.53 — 23.59, должны определяться и включаться в Руководство по летной эксплуатации самолета:

(1) Для всех весов, высот и температур окружающего воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, выбранных заявителем;

(2) Для выбранной взлетной конфигурации;

(3) Для наиболее неблагоприятной центровки;

(4) При работе двигателя в пределах эксплуатационных ограничений;

(5) На гладкой, сухой, твердой поверхности ВПП; и

(6) Должны быть скорректированными на следующие эксплуатационные факторы:

(i) не более 50% встречной, не менее 150% попутной и не менее 100% боковой составляющих скорости ветра;

(ii) эффективные уклоны ВПП.

23.53. Скорости взлета

(a) Для многодвигательных самолетов скорость отрыва $V_{отр}$ (V_{LOF}) не должна быть меньше $1,05 V_{min \text{ ЭР}}$ или $V_{min \text{ ЭВ}}$ (V_{MC}), определенной в соответствии с 23.149.

(b) Самолет нормальной, многоцелевой и акробатической категорий по достижении высоты 15 м (50 футов) над уровнем взлетной поверхности должен иметь скорость (не менее):

(1) Для многодвигательных самолетов — большую из:

(i) $1,1 V_{min \text{ ЭВ}}$ ($1,1 V_{MC}$);

(ii) $1,3 V_{c1}$ ($1,3 V_{s1}$) или любую меньшую скорость, но не ниже скорости наивыгоднейшего угла набора высоты $V_{нв}^0$ (V_x) плюс 7,5 км/ч (4 узла), если доказана ее безопасность во всех случаях, включая турбулентность воздуха и полный отказ двигателя.

(2) Для однодвигательных самолетов:

(i) $1,3 V_{c1}$ ($1,3 V_{s1}$);

(ii) или любую меньшую скорость, но не ниже скорости наивыгоднейшего угла набора высоты $V_{нв}^0$ (V_x) плюс 7,5 км/ч (4 узла), если доказана ее безопасность во всех случаях, включая турбулентность и полный отказ двигателя.

(c) Для самолетов переходной категории:

(1) Скорость принятия решения V_1 является индикаторной земной скоростью на земле, на которой в результате отказа двигателя или по другим причинам летчик, как предполагается, принял решение продолжать или прервать взлет. Скорость принятия решения на взлете V_1 должна выбираться заявителем, однако она не может быть меньше, чем большая из следующих величин:

(i) $1,1 V_{c1}$ ($1,1 V_{s1}$);

(ii) $1,1 V_{min \text{ ЭВ}}$ ($1,1 V_{MC}$), установленная в соответствии с параграфом 23.149;

(iii) скорость, на которой самолет может оторвать переднее колесо для взлета и которая показана как достаточная для безопасного продолжения взлета при внезапном отказе критического двигателя при обычной летной квалификации; или

(iv) скорость $V_{отк}$ (V_{EF}) плюс скорость, достигнутая при неработающем критическом двигателе в интервале времени между моментом отказа критического двигателя и моментом, когда летчик распознает отказ двигателя и отреагирует на него, что проявляется введением в действие летчиком первого средства торможения, как это указано в определении дистанции прерванного взлета в параграфе 23.55.

(2) Безопасная скорость взлета V_2 , выраженная в виде земной индикаторной скорости, должна выбираться заявителем так, чтобы обеспечить градиент набора высоты, требуемый в параграфе 23.67, но она не должна быть меньше V_1 или меньше $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$).

(3) Скорость отказа критического двигателя $V_{отк}(V_{EF})$ — это земная индикаторная скорость, на которой предполагается отказ критического двигателя. Скорость $V_{отк}(V_{EF})$ должна выбираться заявителем, но она не должна быть ниже скорости $V_{minEP}(V_{MSG})$, которая определяется в соответствии с параграфом 23.149.

(4) Скорость в момент подъема передней стойки шасси $V_{п.ст}(V_R)$, выраженная в виде земной индикаторной скорости, должна выбираться заявителем, и она не может быть меньше, чем большая из следующих скоростей:

(i) скорость V_1 ; или

(ii) скорость, определяемая в соответствии с параграфом 23.57 (с) и позволяющая получить скорость начального набора высоты V_2 до достижения высоты 10,7 м (35 футов) над взлетной поверхностью.

(5) Необходимо использовать одно значение скорости $V_{п.ст}(V_R)$ 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, и при этом:

(i) взлет с одним неработающим двигателем определяется в соответствии с параграфом 23.57; и

(ii) взлет со всеми работающими двигателями определяется в соответствии с параграфом 23.59.

(6) Должно быть доказано, что дистанция взлета при одном неработающем двигателе с использованием нормальной угловой скорости подъема передней стойки шасси на скорости на 10 км/ч (5 узлов) меньше $V_{п.ст}(V_R)$, установленная в соответствии с пунктами (с) (4) и (с) (5) настоящего параграфа, не превышает соответствующую дистанцию взлета при одном неработающем двигателе, определенную в соответствии с параграфами 23.57 и 23.59 при использовании установленного значения $V_{п.ст}(V_R)$. Дистанция взлета определяется в соответствии с параграфом 23.59. Взлет должен безопасно продолжаться от точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м (35 футов) над взлетной поверхностью на скорости не ниже установленной скорости V^2 — 10 км/ч (5 узлов).

(7) Заявитель должен доказать, что при всех работающих двигателях заметные увеличения установленной дистанции взлета, определенной в соответствии с параграфом 23.59, не являются результатом чрезмерного задирания носа или разбалансировки.

23.55. Дистанция прерванного взлета

Для самолета переходной категории дистанция прерванного взлета должна определяться следующим образом.

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

(1) разгона самолета от точки старта с места до скорости V_1 ; и

(2) торможения и полной остановки самолета от точки, в которой достигается скорость V_1 , предполагая, что в случае отказа двигателя летчик принял решение прервать взлет, что проявляется введением в действие первого средства торможения на скорости V_1 .

(б) Средства, отличные от тормозов колес, могут быть использованы для определения дистанции прерванного взлета, если эти средства можно применять при неработающем критическом двигателе и если эти средства:

(1) безопасны и надежны;

(2) используются таким образом, что в обычных условиях эксплуатации можно ожидать получение устойчивых результатов;

(3) таковы, что не требуют исключительного мастерства для управления самолетом.

(А) Дистанция прерванного взлета для всех других категорий самолетов.
Зарезервировано.

23.57. Траектория взлета

Для самолета переходной категории траектория взлета определяется следующим образом.

(а) Траектория взлета простирается от точки старта с места до точки, в которой самолет находится на высоте 450 м (7500 футов) над взлетной поверхностью или в которой заканчивается переход от взлетной к маршрутной конфигурации, в зависимости от того, какая точка выше; и

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

(2) Самолет должен разогнаться по земле до скорости $V_{отк}(V_{EF})$, на которой критический двигатель выключается и остается выключенным на остальной части взлета; и

(3) После достижения скорости $V_{отк}(V_{EF})$ самолет должен разогнаться до скорости V_2 .

(b) При разгоне до скорости V_2 переднюю стойку шасси разрешается отрывать от земли на скорости не ниже $V_{п.ст.}(V_R)$. Однако уборку шасси разрешается начинать только после отрыва самолета от земли.

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

(1) Наклон воздушного участка траектории взлета должен быть положительный во всех точках;

(2) Самолет должен достигать скорости V_2 до достижения высоты 10,7 м (35 футов) над взлетной поверхностью и должен продолжать полет на скорости, практически наиболее близкой, но не меньшей V_2 , до достижения самолетом высоты 120 м (400 футов) над взлетной поверхностью;

(3) Во всех точках траектории взлета, начиная от точки, в которой самолет достигает высоты 120 м (400 футов) над взлетной поверхностью, полный градиент набора высоты должен быть не меньше, чем:

(i) 1,2% для самолетов с двумя двигателями;

(ii) 1,5% для самолетов с тремя двигателями;

(iii) 1,7% для самолетов с четырьмя двигателями; и

(4) До достижения самолетом высоты 120 м (400 футов) 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 летчика.

(d) Траектория взлета 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 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, преобладающему на данном участке;

(3) траектория полета должна определяться на основе летных характеристик самолета без учета влияния земли;

(4) данные траектории взлета должны быть проверены демонстрационными взлетами до точки, в которой самолет находится вне влияния земли и его скорость стабилизируется, чтобы убедиться в том, что эта траектория определена с запасом относительно непрерывной траектории; и

(5) самолет считается находящимся вне влияния земли, когда он достигает высоты, равной размаху его крыла.

(А) Траектория взлета для всех других категорий самолетов.

Зарезервировано.

23.59. Потребная дистанция взлета и потребная длина разбега

Для самолета переходной категории:

(а) Потребная дистанция взлета должна быть не менее, чем:

(1) Дистанция по горизонтали вдоль траектории взлета от старта до точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м (35 футов) над взлетной поверхностью, определяемой в соответствии с параграфом 23.57; или

(2) 115% дистанции по горизонтали вдоль траектории взлета со всеми работающими двигателями от старта до точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м (35 футов) над взлетной поверхностью, определяемой по методу, совместимому с параграфом 23.57.

(б) Потребная длина разбега должна быть не менее, чем:

(1) Расстояние по горизонтали вдоль траектории взлета от старта до точки, равноотстоящей от точки, в которой достигается скорость $V_{отр}$ (V_{LOF}), и точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м (35 футов) над взлетной поверхностью, определяемое в соответствии с параграфом 23.57;

(2) 115% расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета со всеми работающими двигателями от старта до точки, равноотстоящей от точки, в которой достигается скорость $V_{отр}$ (V_{LOF}), и точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м (35 футов) над взлетной поверхностью, определяемого по методу, совместимому с параграфом 23.57.

23.61. Траектория начального набора высоты

Для самолета переходной категории траектория начального набора высоты должна определяться следующим образом.

(а) Траектория начального набора высоты начинается на высоте 10,7 м (35 футов) над взлетной поверхностью в конце потребной дистанции взлета, определяемой в соответствии с параграфом 23.59.

(б) Данные чистой траектории начального набора высоты должны определяться таким образом, чтобы они представляли фактические траектории начального набора высоты, определенные в соответствии с параграфом 23.57 и пунктом (а) настоящего параграфа и уменьшенные в каждой точке на градиент набора высоты, равный:

(1) 0,8% для самолетов с двумя двигателями;

(2) 0,9% для самолетов с тремя двигателями;

(3) 1,0% для самолетов с четырьмя двигателями.

(с) 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.

(А) Траектория начального набора высоты для всех других категорий самолетов. Зарезервировано.

23.65. Набор высоты со всеми работающими двигателями

(а) Каждый самолет должен иметь установившуюся скороподъемность на уровне моря не менее 1,5 м/с (300 футов/мин) и установившийся угол набора высоты не менее 1/12 для сухопутных самолетов или 1/15 для гидросамолетов и амфибий в следующих условиях:

(1) каждый двигатель не превышает режима максимальной продолжительной мощности;

(2) шасси убрано;

(3) закрылки во взлетном положении;

(4) створки капота или другие средства регулирования подачи воздуха для охлаждения двигателя в таком положении, как при испытаниях охлаждения, требуемых в параграфах 23.1041 — 23.1047.

(б) Каждый самолет, у которого взлетная и максимальная продолжительная мощности двигателей одинаковы и на последних установлены винты фиксированного шага, двухпозиционные или подобные им винты, может использовать меньший шаг винта, чем допускается в параграфе 23.33, для получения расчетного значения оборотов двигателя на скорости наивыгоднейшего угла набора высоты V_{nv}^0 (V_x), если:

(1) Самолет показывает летные данные на грани допустимых (например, удовлетворяются требования по скороподъемности пункта (а) настоящего параграфа, но есть трудности в выполнении требований к углу набора этого же пункта или параграфа 23.77);

(2) Показано приемлемое охлаждение двигателей при меньшей скорости, соответствующей наивыгоднейшему углу набора высоты.

(с) Каждый самолет с газотурбинным двигателем должен сохранить установившийся градиент набора высоты не менее 4% на барометрической высоте 1500 м (5000 футов) при температуре 27°C (81°F), т. е. на 22°C (40°F) выше стандартной температуры на этой высоте и при конфигурации, предписанной пунктом (а) настоящего параграфа.

(d) Кроме того, для самолетов переходной категории должны быть определены значения летных характеристик для разных весов, высот полета и температур при наиболее критическом положении центра тяжести, указанном в заявке на получение сертификата.

! 23.67. Набор высот с одним неработающим двигателем

(а) Каждый самолет с количеством двигателей более одного нормальной, многоцелевой и акробатической категорий, с максимальным весом более 2720 кг (6000 фунтов) на высоте 1500 м (5000 футов) должен сохранять установившуюся скороподъемность не менее 0,00004 V_{c0}^2 м/с (0,027 V_{s0}^2 футов/мин) (число метров/сек определяется умножением квадрата скорости в км/ч на 0,00004) в следующих условиях:

(1) критический двигатель не работает, и его винт находится в положении минимального сопротивления;

(2) остальные двигатели работают на режимах не выше максимальной продолжительной мощности;

(3) шасси убрано;

(4) закрылки в наиболее благоприятном положении;

(5) створки капота в таком положении, как при испытаниях охлаждения, требуемых в параграфах 23.1041 — 23.1047.

(б) К многомоторным поршневым самолетам нормальной, многоцелевой и акробатической категорий, с максимальным весом не более 2720 кг (6000 фунтов) относится следующее:

(1) Каждый самолет с V_{c0} (V_{s0}) больше 113 км/ч (61 узел) должен сохранять установившуюся скороподъемность не менее 0,00004 V_{c0}^2 м/с на высоте 1500 м (5000 футов) в следующих условиях:

(i) критический двигатель не работает, и его винт находится в положении минимального сопротивления;

(ii) остальные двигатели работают на режимах не выше максимальной продолжительной мощности;

(iii) шасси убрано;

(iv) закрылки в наиболее благоприятном положении;

(v) створки капота в таком положении, как при испытаниях охлаждения, требуемых в параграфах 23.1041 — 23.1047;

(2) для каждого самолета со скоростью сваливания не более 113 км/ч (61 узел) должна быть определена установившаяся скороподъемность на высоте 1500 м (5000 футов) в следующих условиях:

(i) критический двигатель не работает, и его винт находится в положении минимального сопротивления;

(ii) остальные двигатели работают на режимах не выше максимальной продолжительной мощности;

- (iii) шасси убрано;
- (iv) закрылки в наиболее благоприятном положении;
- (v) створки капота в таком положении, как при испытаниях охлаждения, требуемых в параграфах 23.1041—23.1047.

(с) К многомоторным газотурбинным самолетам нормальной, многоцелевой и акробатической категорий относится следующее:

(1) установившийся градиент набора высоты должен определяться для каждого веса, высоты и температуры окружающего воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных заявителем в следующих условиях:

- (i) критический двигатель не работает, и его винт находится в положении минимального сопротивления;
- (ii) остальные двигатели работают на режимах не выше максимальной продолжительной мощности или тяги;
- (iii) шасси убрано;
- (iv) закрылки в наиболее благоприятном положении;
- (v) средства регулирования подачи воздуха для охлаждения двигателя в таком положении, как при испытаниях системы охлаждения, требуемых в параграфах 23.1041—23.1047;

(2) каждый самолет должен обеспечивать следующие градиенты набора высоты в конфигурации, предписанной пунктом (с) (1) настоящего параграфа:

(i) 1,2% (или, если это больше, градиент, эквивалентный скороподъемности $0,00004 V^2_{c_0}$ м/с ($0,027 V^2_{c_0}$ фут/мин)) на барометрической высоте 1500 м (5000 футов) и стандартной температуре 5°C (41°F);

(ii) 0,6% (или, если это больше, градиент, эквивалентный скороподъемности $0,000021 V^2_{c_0}$ м/с ($0,014 V^2_{c_0}$ фут/мин)) на барометрической высоте 1500 м (5000 футов) и температуре 27°C (81°F) (стандартная температура плюс 22°C (40°F));

(3) минимальный градиент набора высоты, указанный в пунктах (с) (2) (i) и (ii) настоящего параграфа, должен изменяться линейно в диапазонах между 5°C (41°F) и 81°C (81°F) и с тем же наклоном вплоть до максимальной эксплуатационной температуры, утвержденной для самолета.

(4) —.

(d) Для всех многомоторных самолетов должна быть определена скорость, обеспечивающая наивыгоднейшую скороподъемность при одном неработающем двигателе.

(е) К самолетам переходной категории относится следующее.

(1) **Набор высоты на взлете.** Должен быть установлен максимальный вес для всех высот и температур воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для данного самолета, при котором самолет удовлетворяет минимальным характеристикам набора высоты, указанным в подпунктах (е) (1) (i) и (ii) настоящего параграфа, без учета влияния земли, в спокойной атмосфере, при взлетной конфигурации самолета, с наиболее критическим положением центра тяжести, с неработающим критическим двигателем при максимальной взлетной мощности или тяге остальных двигателей и при авторотации воздушного винта неработающего двигателя, за исключением случаев, когда при установке на самолет утвержденной системы автоматического флюгирования воздушного винта последний может находиться во флюгерном положении:

(i) **взлет; шасси выпущено.** Минимальный установившийся градиент набора высоты во всех точках траектории полета, начиная от скорости отрыва $V_{отр}$ (V_{LOF}) и до уборки шасси, должен быть положительным для самолетов с двумя двигателями, не менее 0,3% для самолетов с тремя двигателями и 0,5% для самолетов с четырьмя двигателями;

(ii) **взлет; шасси убрано.** Минимальный установившийся градиент набора высоты на скорости V_2 до достижения высоты 120 м (400 футов) над взлетной поверхностью должен быть не менее 2% для самолетов с двумя двигателями, 2,3% для самолетов с тремя двигателями и 2,6% для самолетов с четырьмя двигателями. На самолетах с неубирающимися шасси данное требование должно выполняться при выпущенном шасси.

(2) **Набор высоты в маршрутной конфигурации.** Должен быть определен максимальный вес для всех высот и температур воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для самолета, при котором установившийся градиент набора высоты не ниже 1,2% для самолетов с двумя двигателями, 1,5% для самолетов с тремя двигателями и 1,7% для самолетов с четырьмя двигателями на высоте 450 м (1500 футов) над взлетной поверхностью в маршрутной конфигурации, с неработающим критическим двигателем, при максимальной продолжительной мощности или тяге остальных двигателей и при наиболее неблагоприятной центровке.

(3) **Заход на посадку.** В конфигурации захода на посадку, соответствующей нормальной процедуре со всеми работающими двигателями, при которой скорость V_{c1} (V_{s1}) в этой конфигурации не превышает $110\% V_{c0}$ (V_{s0}) для соответствующей посадочной конфигурации, установившийся градиент набора высоты должен быть не меньше 2,1% для самолетов с двумя двигателями, 2,4% для самолетов с тремя двигателями и 2,7% для самолетов с четырьмя двигателями в следующих условиях:

(i) критический двигатель не работает, остальные двигатели работают на режиме располагаемой взлетной мощности или тяги;

(ii) максимальный посадочный вес; и

(iii) скорость набора высоты, установленная с учетом нормальных процедур посадки, не превышает $1,5 V_{c1}$ ($1,5 V_{s1}$).

23.75. Посадка

Для самолетов (кроме самолетов с лыжным шасси, для которых, как сухопутных, посадочные характеристики были определены в соответствии с настоящим параграфом и указаны в РЛЭ) посадочная дистанция — расстояние по горизонтали от точки на высоте 15 м (50 футов) над посадочной поверхностью до полной остановки или до путевой скорости 5,5 км/ч (3 узла) при посадке на воду гидросамолетов и амфибий — должна определяться в следующих условиях.

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

а) 9 м при градиенте снижения 5%;

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

(а) Установившееся планирование при заходе на посадку должно выдерживаться до высоты 15 м (50 футов) с индикаторной скоростью не менее чем $1,3 V_{c1}$ ($1,3 V_{s1}$).

Для самолетов, осуществляющих коммерческие перевозки пассажиров, дополнительно должна быть продемонстрирована возможность безопасной посадки при скорости захода на посадку $1,3 V_{c1}$ — 10 км/ч (см. 23.153).

(б) Посадка не должна требовать исключительного летного мастерства или исключительно благоприятных условий, и при этом:

(1) С момента пролета высоты 15 м (50 футов) над посадочной поверхностью и до момента спустя не менее 2 с после касания должна сохраняться посадочная конфигурация самолета (за исключением случаев автоматического изменения конфигурации);

(2) Для операций, выполняемых членами экипажа по команде пилота, вводится интервал времени в 1 сек с момента подачи команды до момента начала ее выполнения;

(3) Для операций, выполняемых одним и тем же членом экипажа и не связанных с перемещением штурвала и (или) педалей, вводится интервал времени в 1 сек с момента завершения предыдущей операции до начала последующей.

(с) 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 параграфе 23.77, может быть выполнен из условий, существующих на высоте 15 м (50 футов).

(е) Торможение колес шасси должно производиться только после касания самолета, при этом не должны использоваться средства аварийного торможения самолета.

Давление в системе торможения колес не должно превышать значений, установленных для сертификации.

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

(1) Безопасны и надежны;

(2) Используются таким образом, что можно ожидать устойчивые результаты в эксплуатации;

(3) Не требуют исключительного мастерства для управления самолетом.

(А) 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 сек с момента касания самолетом взлетно-посадочной поверхности.

(В) Для самолетов, не осуществляющих коммерческие перевозки пассажиров, необходимая посадочная дистанция равна посадочной дистанции. Для самолетов, осуществляющих такие перевозки, необходимая посадочная дистанция должна быть не менее посадочной дистанции, умноженной на коэффициент 1,43.

(С) Для однодвигательных самолетов в летных испытаниях должно быть определено расстояние в горизонтальной плоскости, проходимое при планировании на участке $dH = 300$ м с неработающим двигателем. Воздушный винт, шасси и механизация крыла должны находиться в положении, которое обеспечивается при выключенном двигателе, для получения приемлемых характеристик планирования.

При этом не должно требоваться исключительного мастерства и чрезмерного внимания летчика (экипажа).

(g) Дополнительно к самолетам переходной категории относится следующее:

(1) Посадочная дистанция должна определяться для стандартных температур при всех весах, высотах и ветре в пределах эксплуатационных ограничений, установленных заявителем;

(2) Установившееся планирование при заходе на посадку или установившийся заход на посадку с градиентом снижения не больше, чем 5,2% (3°) должен выдерживаться до высоты 15 м (50 футов) при земной индикаторной скорости не менее большой из величин $1,3 V_{c1}$ ($1,3 V_{s1}$) и $V_{зпд\ min} + 10 \text{ км/ч}$ ($V_{TMD} + 6$ узлов), $1,17 V_{a\ доп}$ ($1,17 a_0$), и при этом:

(i) Минимальная демонстрационная скорость захода на посадку $V_{зпд\ min}$ (V_{TMD}) устанавливается изготовителем для каждого варианта конфигураций самолета, предписанного РЛЭ для посадки. В качестве $V_{зпд\ min}$ (V_{TMD}) должна выбираться наименьшая скорость, при которой, судя по результатам летных испытаний, еще не возникают какие-либо нежелательные явления и возможно безопасное завершение посадки и уход на второй круг при полете в спокойном воздухе без возникновения сложных ситуаций.

(ii) Максимальная скорость захода на посадку $V_{зп\ max}$ ($V_{T\ max}$) устанавливается изготовителем для каждого варианта конфигурации самолета, предписанного РЛЭ для посадки. Должно быть показано, что при заходе на посадку на этой скорости и выполнении посадки в соответствии с установленной для нормальной посадки методикой пилотирования не возникает особых ситуаций, связанных с угрозой первого касания передней стойкой, стремлением к «козлению», капотированию и другими нежелательными явлениями. Во всех случаях $V_{зп\ max}$ должна быть не менее $V_{зп} + 25 \text{ км/ч}$ ($V_{REF} + 16,5$ узлов) и не должна превышать ограничений, установленных для рассматриваемых конфигураций самолета, в том числе по эксплуатации колес шасси.

(3) В данные по посадочным дистанциям должны включаться корректирующие факторы для составляющей скорости ветра не более 50% встречной, не менее 150% попутной и не менее 100% боковой.

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

(1) для сухих взлетно-посадочных полос необходимая 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 покрытых атмосферными осадками взлетно-посадочных полос необходимая посадочная дистанция должна быть не менее:

(i) посадочной дистанции при посадке на рассматриваемое состояние поверхности взлетно-посадочной полосы, умноженной на коэффициент 1,43;

(ii) необходимой посадочной дистанции, определенной в пункте (1) (i) настоящего параграфа;

(3) для влажных взлетно-посадочных полос в том случае, когда в летных испытаниях определение посадочных дистанций на влажных ВПП не производилось, необходимая посадочная дистанция должна представлять собой необходимую посадочную дистанцию для сухих ВПП, умноженную на коэффициент 1,15.

23.77. Уход на второй круг.

(а) Для ухода на второй круг каждый самолет нормальной, многоцелевой и акробатической категории должен сохранять на уровне моря установившийся угол набора высоты не менее $1/30$ в следующих условиях:

(1) режим работы каждого двигателя — взлетный;

(2) шасси выпущено;

(3) закрылки в посадочном положении, за исключением следующего случая: если закрылки можно безопасно убрать не более чем за две секунды без потери высоты, резких изменений угла атаки или исключительного летного мастерства, то они могут быть в убранном положении.

(b) Каждый самолет с газотурбинным двигателем нормальной, многоцелевой и акробатической категории должен сохранять установившуюся скороподъемность не ниже нулевой на барометрической высоте 1500 м (5000 футов) и 27°C (81°F); т. е. на 22°C (40°F) выше стандартной температуры на этой высоте и при конфигурации, предписанной пунктом (а) настоящего параграфа.

(с) Для самолетов переходной категории при всех работающих двигателях максимальный вес должен определяться в посадочной конфигурации для всех высот и температур окружающего воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для этого самолета, при наиболее неблагоприятной центровке, вне влияния земли, в спокойном воздухе, при установившемся градиенте набора высоты не менее $3,3\%$ и при:

(1) мощности или тяге двигателей, получаемой через 8 с после начала перемещения секторов газа из положения полетного малого газа во взлетное положение;

(2) скорости набора высоты не больше скорости захода на посадку, установленной в соответствии с параграфом 23.75 и не менее большей из скоростей: $1,05 V_{\min \text{ эв}}$ ($1,05 V_{\text{мс}}$) или $1,10 V_{c1}$ ($1,10 V_{s1}$).

ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

23.141. Общие положения.

Самолет должен удовлетворять требованиям параграфов от 23.143 до 23.253 на всех высотах, ожидаемых в обычных условиях эксплуатации. Исключительного мастерства, быстрой реакции и чрезмерных усилий летчика не требуется.

УПРАВЛЯЕМОСТЬ И МАНЕВРЕННОСТЬ

23.143. Общие положения

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

- (1) взлете;
- (2) наборе высоты;
- (3) горизонтальном полете;
- (4) снижении; и

(5) посадке (на повышенной тяге и с убраннным газом) с выпущенными и убранными закрылками.

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

(с) Если предельные условия установлены исходя из требуемых усилий летчика, то «пределы по усилиям летчиков» должны быть продемонстрированы количественными испытаниями. Эти пределы ни в коем случае не должны быть выше предписанных нижеследующей таблицей.

Величина усилий на ручке, штурвале и педалях при маневре	по крену, кг (фунты)	по курсу, кг (фунты)	по тангажу, кг (фунты)
(а) Кратковременно			
ручка управления, штурвал	27,2 (60)	13,6 (30)	—
(усилие, прикладываемое к обо-	34,0 (075)	27,2 (60)	—
ду), педаль руля направления	—	—	68,0 (150)
(б) Продолжительно	4,5 (10)	2,25 (5)	9,0 (20)

23.145. Продольное управление

(а) При скоростях ниже балансировочной скорости должна быть обеспечена возможность опускания носа самолета настолько, чтобы нарастание воздушной скорости обеспечивало быстрый разгон до балансировочной скорости при следующих условиях:

(1) Все двигатели работают на максимальном продолжительном режиме, и самолет балансируется при скорости $V_{nv}^0 (V_x)$;

(2) Газ убран, и самолет балансируется на большей из следующих скоростей: скорости, определяемой в соответствии с 23.161 (с) (2) (i) или (2) (ii), что подходит, или на минимальной балансировочной скорости, что больше; и

(3) Закрылки и шасси:

- (i) убраны; и
- (ii) выпущены.

(б) При следующих маневрах с выпущенным шасси не должно требоваться изменения балансировки или приложения к управлению большего усилия, чем то, которое можно легко создавать одной рукой в течение короткого промежутка времени:

(1) при убранном газе, убранных закрылках и при балансировке самолета на большей из следующих скоростей: на скорости $1,4V_{c1} (1,4V_{s1})$ или на минимальной балансировочной скорости выпустить закрылки как можно быстрее и дать возможность перейти от $1,4V_{c1} (1,4V_{s1})$ к $1,4V_{c0} (1,4V_{s0})$ или соответственно с минимальной балансировочной скорости на скорость $V_{c0} (V_{s0})$, увеличенную на тот же процент, на который минимальная балансировочная скорость превышает $V_{c1} (V_{s1})$ при начальных условиях;

(2) при убранном газе, выпущенных закрылках и при балансировке самолета на большей из следующих скоростей: на скорости $1,4V_{c0}(1,4V_{s0})$ или на минимальной балансировочной скорости убрать закрылки как можно быстрее и дать возможность перейти от $1,4V_{c0}(1,4V_{s0})$ к $1,4V_{c1}(1,4V_{s1})$ или соответственно с минимальной балансировочной скорости на скорость $V_{c0}(V_{s0})$, увеличенную на тот же процент, на который минимальная балансировочная скорость превышает $V_{c0}(V_{s0})$ при начальных условиях;

(3) повторить подпункт (2) настоящего пункта, но на максимальном продолжительном режиме;

(4) при убранном газе, убранных закрылках и балансировке самолета на большей из следующих скоростей: на скорости, определяемой в соответствии с 23.161 (с) —, (2) (i) или (2) (ii), что приемлемо, или на минимальной балансировочной скорости—быстро пере-вести двигатель на взлетный режим, выдерживая ту же воздушную скорость;

(5) повторить подпункт (4) настоящего пункта, но с выпущенными закрылками;

(6) при убранном газе, выпущенных закрылках и балансировке самолета на большей из следующих скоростей: на скорости, определяемой в соответствии с 23.161 (с) —, (2) (i) или (2) (ii), что приемлемо, или на минимальной балансировочной скорости—достичь и выдерживать воздушную скорость от $1,1V_{c1}(1,1V_{s1})$ до меньшей из скоростей: $1,7V_{c1}(1,7V_{s1})$ или $V_{DP}(V_F)$.

(с) Должна быть обеспечена возможность выдерживания приблизительно горизонтального полета при выполнении уборки закрылков из любого положения в установившемся горизонтальном полете при $1,1V_{c1}(1,1V_{s1})$ с одновременным переводом двигателей на режим не выше максимального продолжительного.

(d) При воздействии летчика на рычаги управления с усилием не более 4,5 кг (10 фунтов) должна быть обеспечена возможность выдерживать скорость не выше скорости, определяемой в соответствии с 23.161 (с), (2) (ii), во время планирования с убранном газом, выпущенными закрылками и шасси.

(е) Должна быть обеспечена возможность, применяя обычные рычаги управления полетом и газом, за исключением указанных в подпунктах (е) (1) и (е) (2), на указанных ниже самолетах удерживать нулевую скорость снижения при пространственном положении самолета, пригодном для выполнения управляемой посадки без превышения эксплуатационных и прочностных ограничений самолета:

(1) на одномоторных и многомоторных самолетах—без использования основной системы продольного управления;

(2) на многомоторных самолетах—

(i) без использования основной системы путевого управления;

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

(А) Балансировочные кривые по перегрузке $P_b = f_1(n_{ya})$ и $x_b = f_2(n_{ya})$ или $P_b = u_1(\alpha)$ и $x_b = u_2(\alpha)$ при перегрузках $n_{ya} \geq 1$ должны иметь отрицательный наклон вплоть до $\alpha_{доп}$ или $n_{y \max(a)}$ в зависимости от того, что наступает раньше. Величины градиентов $\frac{dP_b}{dn_{ya}}$

и $\frac{dx_b}{dn_{ya}}$ должны быть приемлемыми по оценке пилота.

(В) При перегрузках $n_{ya} < 1$ балансировочные кривые $P_b = f_1(n_{ya})$ 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 при перегрузках $n_{ya} \geq 0$, должны иметь отрицательный наклон до перегрузки $n_{ya} = 0,5$, при дальнейшем уменьшении перегрузки вплоть до $n_{ya} = 0$ или если в РЛЭ указана разрешенная в эксплуатации перегрузка $n_{y \min(a)} < 0$, то до нее допускается положительный наклон балансировочных кривых $P_b = f_1(n_{ya})$ 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; наклон балансировочных кривых $P_b = f_1(n_{y\alpha})$ и $x_b = f_2(n_{y\alpha})$ должен сохраняться отрицательным вплоть до указанных минимальных перегрузок.

На самолетах, предназначенных для выполнения фигур пилотажа при отрицательных перегрузках $n_{y\alpha} < 0$, наклон балансировочных кривых $P_b = f_1(n_{y\alpha})$ и $x_b = f_2(n_{y\alpha})$ или $P_b = u_1(\alpha)$ и $x_b = u_2(\alpha)$ должен быть отрицательным вплоть до $\alpha_{\text{доп}}$ на отрицательных углах атаки или до перегрузки $n_{y\text{min}}(\alpha)$ в зависимости от того, что достигается раньше.

Величины градиентов $\frac{dP_b}{dn_{y\alpha}}$ и $\frac{dx_b}{dn_{y\alpha}}$ при перегрузках $n_{y\alpha} < 1$ должны быть приемлемыми по оценке пилота.

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

23.147. Путевое и поперечное управление

(а) Для всех многомоторных самолетов должна быть обеспечена возможность выполнения разворотов с креном 15° как в сторону неработающего двигателя, так и в противоположную сторону в режиме установившегося набора высоты при $1,4V_{c1}$ ($1,4V_{s1}$) или $V_{\text{нв}}^{V_y}$ (V_T) при следующих условиях:

(1) один двигатель не работает, и его винт находится в положении минимального сопротивления;

(2) остальные двигатели работают на режиме не выше максимального продолжительного;

(3) центровка — допустимая предельно задняя;

(4) шасси:

(i) убрано; и

(ii) выпущено;

(5) закрылки в наиболее благоприятном положении для набора высоты; и

(6) вес максимальный.

(б) Для всех многомоторных самолетов при сохранении угла крена в пределах 5° должна быть обеспечена возможность безопасно производить резкое изменение курса в обоих направлениях. Это должно быть показано на скорости $1,4V_{c1}$ ($1,4V_{s1}$) или $V_{\text{нв}}^{V_y}$ (V_T) с изменением курса вплоть до 15° (но не больше угла, при котором усилие от руля направления соответствует пределам, указанным в параграфе 23.143), при следующих условиях:

(1) критический двигатель не работает, и его винт находится в положении минимального сопротивления;

(2) остальные двигатели работают на режиме не выше максимального продолжительного;

(3) шасси:

(i) убрано; и

(ii) выпущено;

(4) закрылки в наиболее благоприятном положении для набора высоты; и

(5) центровка — допустимая предельно задняя.

23.149. Минимальная эволютивная скорость

(а) $V_{\text{мин эв}}$ ($V_{\text{мс}}$) — минимальная эволютивная скорость взлета, является земной индикаторной скоростью, при которой в случае внезапного отказа критического двигателя имеется возможность восстановить управляемость самолета с неработающим двигателем и выдерживать режим прямолинейного полета с креном не более 5° . Способ, применяемый для имитации отказа критического двигателя, должен отражать наиболее критический, с точки зрения управляемости, вид отказа силовой установки, возможный в эксплуатации.

(b) Для поршневых самолетов $V_{\min \text{ЭВ}} (V_{\text{МС}})$ не должна превышать $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$) (где V_{c1} (V_{s1}) определяется при максимальном взлетном весе) при следующих условиях:

- (1) двигатели работают на режиме взлетной или располагаемой максимальной мощности;
- (2) центровка — наиболее неблагоприятная;
- (3) самолет сбалансирован для взлета;
- (4) вес — максимальный взлетный на уровне моря (или любой меньший вес, необходимый для показа $V_{\min \text{ЭВ}} (V_{\text{МС}})$);
- (5) закрылки во взлетном положении;
- (6) шасси убрано;
- (7) створки капота в нормальном взлетном положении;
- (8) винт неработающего двигателя:
 - (i) авторотирует;
 - (ii) в наиболее вероятном положении для данной конструкции управления винтом;

или

(iii) зафлюгирован, если на самолете имеется автоматический механизм флюгирования; и

(9) самолет находится в полете, и влияние земли пренебрежимо.

(c) Для газотурбинных самолетов $V_{\min \text{ЭВ}} (V_{\text{МС}})$ не должна превышать $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$) (где V_{c1} (V_{s1}) определяется при максимальном взлетном весе) при следующих условиях:

- (1) двигатели работают на режиме располагаемой максимальной взлетной мощности или тяги;
- (2) центровка — наиболее неблагоприятная;
- (3) самолет сбалансирован для взлета;
- (4) вес — максимальный взлетный на уровне моря (или любой меньший вес, необходимый для показа $V_{\min \text{ЭВ}} (V_{\text{МС}})$);
- (5) наиболее критическая взлетная конфигурация самолета, за исключением того, что шасси убрано; и
- (6) самолет находится в полете, и влияние земли пренебрежимо.

(d) При скорости $V_{\min \text{ЭВ}} V_{\text{МС}}$ усилия на педалях руля направления, необходимые для сохранения управляемости, не должны превышать 68 кг (150 фунтов), и не должна возникать необходимость уменьшения мощности или тяги работающих двигателей. При восстановлении управляемости 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 применения особых методов пилотирования и без возникновения недопустимых, по оценке пилота, изменений характеристик устойчивости и управляемости.

(e) $V_{\min \text{ЭР}} (V_{\text{МСР}})$ — минимальная эволютивная скорость разбега, является земной индикаторной скоростью, на которой при внезапном отказе критического двигателя сохраняется возможность восстановить управляемость самолета с неработающим двигателем с помощью только аэродинамических органов управления (без использования управления носовым колесом) для безопасного продолжения взлета при обычных методах пилотирования и усилиях на педалях, не превышающих 68 кг.

С момента отказа критического двигателя до момента вывода самолета на направление, параллельное осевой линии ВПП, самолет не может отклоняться в любой точке от осевой линии больше, чем на 10 м.

Скорость $V_{\min \text{ЭВ}} V_{\text{МС}}$ должна устанавливаться при следующих условиях:

- (1) самолет в каждой взлетной конфигурации или, по выбору заявителя, в наиболее критической взлетной конфигурации;
- (2) располагаемая взлетная мощность или тяга работающих двигателей — максимальная;
- (3) центровка — наиболее неблагоприятная;

- (4) самолет сбалансирован для взлета;
- (5) вес в диапазоне взлетных весов — наиболее неблагоприятный.

23.151. Фигуры высшего пилотажа

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

23.153. Управление при посадках

Для самолетов с максимальным взлетным весом более 2720 кг (6000 фунтов) должна быть обеспечена возможность в посадочной конфигурации безопасно выполнять посадку без возникновения усилий, превышающих предписанные в 23.143 (с), после захода на посадку:

- (а) Со скоростью на 10 км/ч (5 узлов) ниже скорости, устанавливаемой в соответствии с 23.75, и при сбалансированном самолете или в состоянии, как можно более близком к сбалансированному;
- (б) Без перемещения органов управления триммирующими устройствами в течение всего этого маневра и без увеличения мощности во время выравнивания перед посадкой;
- (с) При значениях тяги, используемых для демонстрации соответствия параграфу 23.75.

23.155. Усилия управления рулем высоты при маневрах

(а) Усилие управления рулем высоты, необходимое для достижения максимальной положительной маневренной перегрузки, должно быть не ниже, чем:

- (1) При штурвальнойном управлении — большей из двух величин: $W/100$ (где W — максимальный вес) или 9,08 кг (20 фунтов), но не более 22,7 кг (50 фунтов); или
- (2) При управлении ручкой — большей из двух величин: $W/140$ (где W — максимальный вес) или 6,8 кг (15 фунтов), но не более 15,9 кг (35 фунтов).

(б) Требование пункта (а) настоящего параграфа должно удовлетворяться с убранными закрылками и шасси в каждом из следующих случаев:

(1) При 75 % максимальной продолжительной мощности для поршневых двигателей или при максимальной мощности или тяге, установленных заявителем в качестве эксплуатационного ограничения поршневых или газотурбинных двигателей, для использования в крейсерском полете;

(2) При развороте после того, как самолет сбалансирован в полете без крена при минимальной скорости, на которой требуемое нормальное ускорение может быть достигнуто без сваливания, и при максимальной балансирующей скорости в горизонтальном полете, за исключением того, что указанная скорость не должна превышать $V_{\max \text{ э}}/M_{\max \text{ э}}$ (V_{NE} или V_{Mo}/M_{Mo}), что подходит.

(с) Соответствие требованиям настоящего параграфа может быть показано посредством измерения нормального ускорения, достигнутого при предельном усилии на рычаге управления, или путем установления усилия на ручке на единицу перегрузки и экстраполяции до соответствующего предельного значения.

23.157. Угловая скорость крена

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

(1) На самолетах с максимальным весом не больше 2720 кг (6000 фунтов) — 5 с от начала крена; и

(2) На самолетах с максимальным весом больше 2720 кг (6000 фунтов) — $\frac{G + 229}{590}$ с,

где G — вес в кг $\left(\frac{W + 500}{1300} \right)$ с, где W — вес в фунтах).

(б) Требование пункта (а) должно удовлетворяться при кренении самолета в любом направлении в следующих условиях:

(1) закрылки во взлетном положении;

(2) шасси убрано;

(3) на одномоторных самолетах — максимальная взлетная мощность или тяга, на многомоторных самолетах — неработающий критический двигатель, а его винт в положении минимального сопротивления, максимальная продолжительная мощность или тяга остальных двигателей; и

(4) самолет сбалансирован при скорости $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$) или в положении, наиболее близком к сбалансированному в прямолинейном полете.

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

(1) На самолетах с максимальным весом не больше 2720 кг (6000 фунтов) — 4 с от начала крена; и

(2) На самолетах с максимальным весом больше 2750 кг (6000 фунтов) — $\frac{G + 1270}{998}$ с,

где G — вес в кг $\left(\frac{W + 2800}{2200} \right)$ с, где W — вес в фунтах).

(д) Требование пункта (с) должно удовлетворяться при кренении самолета в любом направлении в следующих условиях:

(1) закрылки выпущены;

(2) шасси выпущено;

(3) при работе всех двигателей на мощности или тяге режима малого газа и при работе всех двигателей на мощности или тяге для горизонтального полета;

(4) самолет сбалансирован при скорости, используемой для показа соответствия параграфу 23.75.

БАЛАНСИРОВКА

23.161. Балансировка

(а) **Общие положения.** После балансировки самолет должен отвечать требованиям к балансировке, указанным в настоящем параграфе, без дальнейшего приложения усилий или перемещения летчиком или автопилотом основных органов управления или соответствующих органов балансировки.

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

(1) на меньшей из двух скоростей $0,9 V_{\max \text{ г. п}}$ ($0,9 V_H$) или $V_{\text{кр. п}} (V_o)$ для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий; и

(2) на меньшей из двух скоростей $V_{\max \text{ г. п}} (V_M)$ или $V_{\max \text{ э}} / M_{\max \text{ э}} (V_{MO} / M_{MO})$ для самолетов переходной категории.

(с) **Продольная балансировка.** Должна обеспечиваться продольная балансировка во всех указанных ниже условиях, за исключением того, что при скорости больше $V_{\max \text{ э}} / M_{\max \text{ э}} (V_{MO} / M_{MO})$ не требуется обеспечивать балансировку:

(1) Набор высоты с максимальной продолжительной мощностью и скоростью в диапазоне от $V_{HB}(V_x)$ до $1,4 V_{c1}(1,4 V_{s1})$ при:

- (i) убранном шасси и закрылках; и
- (ii) убранном шасси и взлетном положении закрылков.

(2) Заход на посадку с работающим двигателем при угле снижения 3° , выпущенном шасси и при:

- (i) убранных закрылках и скорости $1,4 V_{c1}(1,4 V_{s1})$; и
- (ii) соответствующей воздушной скорости и положении закрылков, используемых для показа соответствия параграфу 23.75.

(3) Горизонтальный полет на любой скорости с убранными закрылками и шасси, выполняемый:

(i) на любой скорости в диапазоне от $0,9 V_{\max \text{ г. п. }}(0,9 V_H)$ до скорости $V_{HB}^3(V_x)$ или скорости $1,4 V_{c1}(1,4 V_{s1})$ самолетами нормальной, многоцелевой и акробатической категорий;

(ii) на скоростях в диапазоне от меньшей из двух скоростей $V_{\max \text{ г. п. }}(V_H)$ или $V_{\max} \in M_{\max} \in (V_{MO}/M_{MO})$ до скорости $V_{HB}^3(V_x)$ или скорости $1,4 V_{c1}(1,4 V_{s1})$ для самолетов переходной категории.

(d) Кроме того, для многомоторных самолетов должны обеспечиваться продольная и путевая балансировки в диапазоне скоростей от $V_{HB}^{V_y}(V_y)$ до $1,4 V_{c1}(1,4 V_{s1})$ при следующих условиях:

- (1) критический двигатель не работает;
- (2) остальные двигатели работают на режиме максимальной продолжительной мощности;
- (3) шасси убрано;
- (4) закрылки убраны; и
- (5) угол крена не более 5° .

УСТОЙЧИВОСТЬ

23.171. Общие положения

Самолет должен обладать продольной, путевой и поперечной устойчивостью в соответствии с требованиями параграфов с 23.173 по 23.181. Кроме того, должно быть показано, что самолет обладает соответствующей устойчивостью и «ощущением» управления (статической устойчивостью) в любых условиях, обычно встречающихся в эксплуатации.

Это должно быть проверено в том числе при неработающем критическом двигателе на самолете с числом двигателей два и более, если летные испытания покажут, что это необходимо для безопасности полета. На всех этапах полета самолет не должен обладать особенностями, способствующими непроизвольному выводу его 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 трения в системе управления должны быть следующими.

(a) Для достижения и выдерживания скоростей меньше указанной балансировочной скорости должны требоваться тянущие усилия, а для достижения и выдерживания скоростей больше указанной балансировочной скорости должны требоваться толкающие усилия. Это должно быть показано на любой скорости, которая может быть получена, за исклю-

чением скоростей, требующих усилия на рычаге управления, превышающего 18,1 кгс (40 фунтов) и скоростей больше максимальной допустимой скорости или меньше минимальной скорости установившегося полета без сваливания.

Выведение скоростей в пределах допусков от балансировочной скорости, указанных в 23.173 (b), может быть обеспечено за счет трения в системе управления.

(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) скорость должна возвратиться к исходной балансировочной скорости с отклонением от нее в пределах $\pm 10\%$;

(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 параграфе 23.175 (b).

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

23.175. Демонстрация статической продольной устойчивости

Статическая продольная устойчивость должна быть показана в следующих условиях:

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

(1) закрылках в положении для набора высоты;

(2) убранном шасси;

(3) 75 % максимальной продолжительной мощности (для поршневых двигателей) или при максимальной мощности или тяге, выбранной заявителем в качестве эксплуатационного ограничения для использования в процессе набора высоты (для газотурбинных двигателей), и

(4) балансировке самолета на скорости $V_{HB}^V (V_y)$, но не менее $1,4 V_{c1} (1,4 V_{s1})$.

(b) **Крейсерский полет — шасси убрано (или неубирающееся шасси).**

(1) Для крейсерских условий, указанных в подпунктах (b) (2) и (b) (3) настоящего параграфа:

(i) скорость должна быть не менее $1,3 V_{c1} (1,3 V_{s1})$;

(ii) скорость самолетов, для которых установлена $V_{max \text{ э}} (V_{NE})$ в соответствии с 23.1505 (a), должна быть не более $V_{max \text{ э}} (V_{NE})$;

(iii) скорость самолетов, для которых установлена $V_{max \text{ э}}/M_{max \text{ э}} (V_{MO}/M_{MO})$ в соответствии с 23.1505 (c), должна быть не более средней скорости между $V_{max \text{ э}}/M_{max \text{ э}} (V_{MO}/M_{MO})$ и меньшей из $V_{max \text{ max}}/M_{max \text{ max}} (V_D/M_D)$ или скорости, продемонстрированной в соответствии с 23.251, за исключением того, что на высотах, где ограничивающим фактором является число M , скорость не должна превышать соответствующую числу M , при котором появляется эффективное предупреждение о скорости.

(2) **Крейсерский полет с большой скоростью.** Для самолетов нормальной, многоцелевой и акробатической категорий кривая усилий на ручке должна иметь наклон, соответствующий устойчивости на всех скоростях в пределах большего из диапазонов выше и ниже балансировочной скорости: 15 % балансировочной скорости плюс диапазон свободного восстановления скорости или 74 км/ч (40 узлов) плюс диапазон свободного восстановления скорости. Для самолетов переходной категории кривая усилий на ручке должна иметь наклон, соответствующий устойчивости для диапазона скоростей на 93 км/ч (50 узлов) выше и ниже балансировочной скорости, за исключением того, что скорости не должны включать в себя скорость больше V_{FC}/M_{FC} или меньше $1,4 V_{c1} (1,4 V_{s1})$. Считается, что этот диапазон скоростей начинается на внешних концах полосы трения при усилии на ручке управления, не превышающем 22,7 кгс (50 фунтов). Кроме того для самолетов

переходной категории V_{FC}/M_{FC} не должна быть меньше скорости, средней между $V_{\max \text{ э}}/M_{\max \text{ э}} (V_{MO}/M_{MO})$ и $V_{\max \max}/M_{\max \max} (V_{DF}/M_{DF})$, за исключением того, что на высотах, где ограничивающим фактором является число M , M_{FC} не должно превышать число M , при котором появляется эффективное предупреждение о скорости. Эти требования для всех категорий самолетов должны удовлетворяться при:

(i) убранных закрылках;
 (ii) 75 % максимальной продолжительной мощности — для поршневых двигателей или для газотурбинных двигателей — при максимальной крейсерской мощности или тяге, выбранной заявителем в качестве эксплуатационного ограничения, за исключением того, что мощность не должна превышать потребную при $V_{\max \text{ э}} (V_{NE})$ для самолетов с $V_{\max \text{ э}} (V_{NE})$, установленной в соответствии с параграфом 23.1505 (а), или потребную при $V_{\max \text{ э}}/M_{\max \text{ э}} (V_{MO}/M_{MO})$ для самолетов с $V_{\max \text{ э}}/M_{\max \text{ э}} (V_{MO}/M_{MO})$, установленной в соответствии с 23.1505 (с);

(iii) балансировке самолета для горизонтального полета.

(3) **Крейсерский полет с малой скоростью.** Кривая усилий на ручке должна иметь наклон, соответствующий устойчивости при всех условиях, предусмотренных подпунктом (b) (2) настоящего параграфа, за исключением того, что мощность должна быть такой, которая требуется для горизонтального полета на скорости, средней между $1,3V_{c1}$ ($1,3V_{s1}$) и балансировочной скоростью, получаемой в крейсерском полете с большой скоростью, в соответствии с подпунктом (b) (2) настоящего параграфа.

(с) **Шасси выпущено (самолеты с убирающимся шасси).** Кривая зависимости усилий на ручке управления от скорости должна иметь наклон, соответствующий устойчивости, на всех скоростях в пределах диапазона: от 15 % балансировочной скорости плюс диапазон свободного восстановления скорости ниже балансировочной скорости до балансировочной скорости (за исключением того, что диапазон скорости не должен включать в себя скорости менее $1,4 V_{c1}$ ($1,4 V_{s1}$) и более $V_{\max \text{ ш}} (V_{LE})$) при:

(1) выпущенном шасси;

(2) убранных закрылках;

(3) 75 % максимальной продолжительной мощности — для поршневых двигателей или для газотурбинных двигателей — максимальной крейсерской мощности или тяге, выбранной заявителем в качестве эксплуатационного ограничения, за исключением того, что мощность не должна превышать потребную для горизонтального полета на скорости $V_{\max \text{ ш}} (V_{LE})$; и

(4) балансировке самолета для горизонтального полета.

(d) **Заход на посадку и посадка.** Кривая зависимости усилий на ручке управления от скорости должна иметь наклон, соответствующий устойчивости, на скоростях между $1,1 V_{c1}$ ($1,1 V_{s1}$) и $1,8 V_{c1}$ ($1,8 V_{s1}$) при:

(1) закрылках в посадочном положении;

(2) выпущенном шасси;

(3) самолете, сбалансированном на скорости в соответствии с 23.161 (с) — (2) (ii);

(4) как при убранном газе, так и при мощности, достаточной для выдерживания угла снижения 3° .

23.177. Статическая путевая и поперечная устойчивость

(а) **Самолеты с тремя рычагами управления.** К самолетам с тремя рычагами управления предъявляются следующие требования к устойчивости:

(1) Статическая путевая устойчивость, показываемая тенденцией к выходу из скольжения при свободном руле направления, должна иметь место при любых положениях шасси и закрылков, соответствующих конфигурациям для взлета, набора высоты, крейсерского полета, захода на посадку и посадки. Она должна быть показана при симметричной мощности вплоть до максимальной продолжительной мощности и на скоростях от $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$) вплоть до максимальной допустимой скорости для изучаемого условия. При этих испытаниях угол

скольжения должен быть соответствующим типу самолета. На больших 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), и на скоростях от $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$) вплоть до V_A не должен возникать реверс усилий на педалях руля направления.

(2) Статическая поперечная устойчивость, показываемая тенденцией поднять опущенное крыло при скольжении, должна иметь место при всех положениях шасси и закрылков. Она должна быть показана при симметричной мощности вплоть до 75 % максимальной продолжительной мощности на скоростях выше $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$) вплоть до максимальной допустимой скорости для исследуемой конфигурации. Не должно быть статической поперечной неустойчивости при $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$). При этих испытаниях угол скольжения должен быть соответствующим типу самолета, но ни в коем случае не должен быть меньше получаемого при угле крена 10° .

(3) В прямолинейных полетах с установившимися скольжениями на $1,2 V_{c1}$ ($1,2 V_{s1}$) при любых положениях шасси и закрылков и при любой симметричной мощности, вплоть до 50 % максимальной продолжительной мощности, перемещения рычагов управления элеронами и рулем направления и усилия на них должны неуклонно возрастать (но необязательно в постоянной пропорции) по мере увеличения угла скольжения вплоть до максимума, соответствующего типу самолета. При больших углах скольжения, вплоть до угла, при котором используется полное отклонение руля направления или элеронов или достигается ограничение усилия на рычагах управления, установленное в 23.143, не должен возникать реверс усилий на педалях руля направления. 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.

(б) Самолеты с двумя рычагами управления (или с упрощенным управлением). К самолетам с двумя рычагами управления предъявляются следующие требования к устойчивости:

(1) Путевая устойчивость самолета должна быть показана демонстрацией того, что в каждой конфигурации быстрый переход от крена 45° в одном направлении к крену 45° в противоположном направлении не вызывает опасных характеристик скольжения.

(2) Поперечная устойчивость самолета должна быть показана демонстрацией того, что при брошенном на 2 минуты управлении самолет не выходит на опасные угловые положения или скорости. Это должно выполняться в относительно спокойном воздухе и при условии, что самолет сбалансирован для прямолинейного горизонтального полета на меньшей из двух скоростей — $0,9 V_H$ или $V_{кр. p} (V_c)$ при убранных закрылках и шасси и задней центровке.

23.179. Приборные измерения усилий на рычаге управления тангажом

Должны быть выполнены приборные измерения усилий на рычаге управления тангажом, если:

- (а) изменения скорости отчетливо не отражаются изменениями усилий на ручке; и
- (б) максимальные усилия, получаемые в соответствии с 23.173 и 23.175, являются чрезмерными.

23.181. Динамическая устойчивость

(а) Любое короткопериодическое колебание, за исключением связанных боковых колебаний, возникающее между скоростью сваливания и максимальной допустимой скоростью, соответствующих конфигурации самолета, должно быть сильно демпфированным при основных рычагах управления —

- (1) освобожденных и
- (2) в фиксированном положении.

(б) Любые связанные боковые колебания («голландский шаг»), возникающие между скоростью сваливания и максимальной допустимой скоростью, соответствующими конфигу-

рации самолета, должны демпфироваться до 1/10 амплитуды за 7 колебаний при основных рычагах управления —

- (1) освобожденных и
- (2) в фиксированном положении.

РЕЖИМЫ СВАЛИВАНИЯ

23.201. Сваливание в полете без крена

(a) На самолете с независимыми органами поперечного и путевого управления должна быть обеспечена возможность управлять креном прямым действием поперечного управления и рысканием прямым действием путевого управления вплоть до начала движения самолета по тангажу.

(b) На самолете с взаимосвязанными органами поперечного и путевого управления (две системы управления) и на самолете, имеющем лишь один из этих органов управления, должна быть обеспечена возможность управлять креном прямым действием поперечного управления, не создавая чрезмерного рыскания, вплоть до начала движения самолета по тангажу.

(c) Характеристики сваливания самолета в полете без крена должны быть продемонстрированы в испытаниях следующим образом: отклоняя рычаг управления рулем высоты, уменьшить скорость самолета до величины, немного большей скорости сваливания, затем отклонять рычаг управления рулем высоты на себя так, чтобы интенсивность падения скорости не превысила 1,85 км/ч (одного узла) в секунду вплоть до сваливания или до полного отклонения рычага управления рулем высоты до упора. После несомненного проявления движения самолета по тангажу разрешается обычное действие рычагом управления рулем высоты для вывода из сваливания.

(d) Для измерения потери высоты при сваливании должна использоваться следующая методика, кроме случаев, когда она оказывается неприменимой из-за особых свойств конкретного типа самолета:

(1) Потеря высоты при сваливании (с неубранным или с убранном газом) есть изменение высоты (наблюдаемое по высокоточному высотомеру испытательной аппаратуры) от высоты, на которой самолет начинает движение по тангажу, до высоты выхода в горизонтальный полет.

(2) Если для вывода из режима сваливания требуется мощность или тяга, то они должны быть такими, какими были бы использованы в нормальных эксплуатационных процедурах, выбранных заявителем для этого маневра. Однако мощность, используемая для восстановления горизонтального полета, не должна применяться до вывода в управляемый полет.

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

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

(1) Закрылки — полностью вверх, полностью вниз и в промежуточных положениях, если таковые предусмотрены.

(2) Шасси — убрано и выпущено.

(3) Створки капота — в соответствии с конфигурацией.

(4) Двигатель с убранном газом и при 75 % максимальной продолжительной мощности или тяги.

(5) Балансировка при большей из двух величин — при $1,5 V_{c1}$ ($1,5 V_{s1}$) или при минимальной балансировочной скорости.

(6) Винт в положении, соответствующем максимальному числу оборотов 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:

(а) Создать и выдерживать координированный вираж с креном 30° . Снижать скорость, равномерно и постоянно уменьшая радиус виража при помощи управления рулем высоты, вплоть до сваливания или до полного отклонения руля высоты до упора. Интенсивность падения скорости должна быть постоянной и:

(1) При сваливании в криволинейном полете не должна превышать 1,85 км/ч (одного узла) в секунду; и

(2) При динамическом сваливании составлять 6—9 км/ч (от 3 до 5 узлов) в секунду с установившимся ростом нормальной перегрузки.

(б) Когда режим сваливания полностью разовьется или когда руль высоты отклонится до упора, должна быть обеспечена возможность восстановления горизонтального полета без:

(1) Чрезмерной потери высоты;

(2) Чрезмерного кабрирования;

(3) Неуправляемой тенденции к штопору;

(4) Превышения приращения угла крена в любом направлении более чем на 60° при вводе из установленного 30° крена; и

(5) При динамических сваливаниях — без превышения максимальной допустимой перегрузки.

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

(1) Закрылки убраны и полностью выпущены — для сваливания в криволинейном полете и для динамического сваливания, а также в промежуточных положениях, если таковые предусмотрены для динамических сваливаний;

(2) Шасси убрано и выпущено;

(3) Створки капота в соответствии с конфигурацией;

(4) Двигатель 75 % максимальной продолжительной мощности; и

(5) Балансировка при большей из двух величин — $1,5 V_{c1}$ ($1,5 V_{s1}$) или при минимальной балансировочной скорости.

23.205. Сваливание при неработающем критическом двигателе

(а) Многомоторный самолет не должен проявлять какой-либо чрезмерной тенденции к входу в штопор и должен без включения неработающего двигателя безопасно выводиться из сваливания. Во время вывода из сваливания работающие двигатели могут быть задресселированы.

(б) Соответствие требованиям пункта (а) настоящего параграфа должно быть показано при следующих условиях:

(1) Закрылки убраны;

(2) Шасси убрано;

(3) Створки капота установлены для горизонтального полета с неработающим критическим двигателем;

(4) Двигатель (и) — критический двигатель не работает, остальные двигатели работают на меньшем из двух режимов — на 75 % максимальной продолжительной мощности (тяги) или на режиме мощности (тяги), при котором максимальное отклонение управления позволяет сохранять полет без крена при приближении к сваливанию;

(5) Винт — нормальное нерабочее положение для неработающего двигателя;

(6) Балансировка — горизонтальный полет с неработающим критическим двигателем, за исключением того, что самолет с максимальным весом не более 2720 кг (6000 фунтов), который имеет скорость сваливания не больше 113 км/ч (61 узла) и не может сохранять горизонтальный полет с неработающим критическим двигателем, должен быть сбалансирован в прямолинейном полете с неработающим критическим двигателем при скорости не более $1,5 V_{c1}$ ($1,5 V_{s1}$).

23.207. Предупреждение о приближении сваливания

(а) В прямолинейном и криволинейном полете с любым нормальным положением закрылков и шасси должно быть предусмотрено ясное и отчетливое предупреждение о приближении сваливания.

(б) 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 только одно лишь визуальное устройство в кабине, требующее внимания членов экипажа, неприемлемо.

(с) Предупреждение о приближении сваливания должно начинаться на скорости, превышающей скорость сваливания не менее чем на 9 км/ч (5 узлов) и не выше большей из следующих двух величин — 18,5 км/ч (10 узлов) или 15 % скорости сваливания. Предупреждение должно продолжаться до возникновения сваливания.

23.209. Требования к характеристикам на допустимом и предельном углах атаки

Зарезервировано.

23.211. Требования к воздушным порывам

Зарезервировано.

РЕЖИМЫ ШТОПОРА

23.221. Режим штопора

(а) **Нормальная категория.** Одномоторные самолеты нормальной категории должны быть способны выходить из штопора продолжительностью в один виток или 3 с (в зависимости от того, что дольше), при этом должно требоваться не более одного дополнительного витка для вывода при обычно применяемых стандартных действиях рычагами управления. Кроме того,

(1) Как при убранных, так и при выпущенных закрылках не должны превышать соответствующая предельная воздушная скорость и положительная предельная маневренная перегрузка;

(2) При штопоре или выводе из него не должно быть чрезмерных усилий, чтобы отклонить рычаг управления тангажом на летчика; и

(3) При любых действиях рычагами управления не должен возникать — штопор, из которого выход не обеспечен.

В конфигурации с выпущенными закрылками последние можно убирать во время вывода.

(б) **Многоцелевая категория.** Самолеты многоцелевой категории должны удовлетворять требованиям пункта (а) настоящего параграфа или требованиям пункта (с) настоящего параграфа.

(с) **Акробатическая категория.** Самолеты акробатической категории должны удовлетворять следующим требованиям:

(1) Самолеты должны выходить из штопора в любой его точке не более чем за 1,5 витка после обычных действий рычагами управления на вывод. До применения обычных действий рычагами управления для вывода из штопора штопор должен продолжаться 6 витков или 3 с (в зависимости от того, что дольше) с убранными закрылками и 1 виток или 3 с (в зависимости от того, что дольше) с выпущенными закрылками. Однако при выпущенных закрылках штопор может быть прерван через 3 с, если появится спиральное движение.

(2) Как при убранных, так и при выпущенных закрылках не должны превышаться соответствующая предельная воздушная скорость и положительная предельная маневренная перегрузка. В конфигурации с выпущенными закрылками последние можно убирать во время вывода из штопора, если установлен трафарет с запрещением преднамеренного штопора при выпущенных закрылках.

(3) При любых действиях рычагами управления не должен возникать — штопор, из которого выход не обеспечен.

(d) **Самолеты, «не входящие в штопор».** Если желательно характеризовать самолет как «не входящий в штопор», то эта особенность должна быть показана при следующих условиях:

(1) Вес на 5 % выше наибольшего заявленного веса;

(2) Центровка не менее чем на 3 % больше заявленной предельно задней центровки;

(3) Располагаемое отклонение руля высоты вверх на 4° больше предельного заявленного отклонения руля высоты; и

(4) Располагаемое отклонение руля направления в обе стороны на 7° больше предельного заявленного отклонения руля направления.

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 амфибии не должны иметь опасных и неконтролируемых характеристик килевой качки при любой эксплуатационной скорости на воде.

23.233. Путевая устойчивость и управляемость

(a) Самолет не должен иметь тенденции к неуправляемому развороту на земле или воде при боковом ветре под углом 90° со скоростью до $0,2 V_{C0}$ при любой скорости движения самолета по земле или воде, возможной в эксплуатации.

(b) Сухопутные самолеты должны удовлетворительно управляться, не требуя исключительного мастерства летчика и повышенного внимания при выполнении посадок с убранном газом и нормальной посадочной скоростью и без действия тормозами и сектором газа для выдерживания прямолинейной траектории пробега.

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

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

(a) **Траектория движения.** 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 движе-

ния в пределах установленных ВПП и КПП без выкатываний как при нормальной работе всех систем, так и при возникновении отказов, влияющих на движение по земле, более частых, чем крайне маловероятные.

23.235. Условия руления

Амортизирующий механизм не должен повреждать конструкцию самолета при рулении самолета по самой неровной поверхности, которая может встретиться в условиях нормальной эксплуатации.

23.239. Брызгообразование

Брызги не должны опасно ухудшать обзор летчикам или повреждать винты или другие части гидросамолета или амфибии в любой момент руления, взлета и посадки.

РАЗЛИЧНЫЕ ЛЕТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

23.251. Вибрация и бафтинг

Ни одна из частей самолета не должна подвергаться чрезмерной вибрации при всех соответствующих скоростях полета и режимах двигателей, по крайней мере до минимального значения V_D , разрешенного в параграфе 23.335. Кроме того, во всех нормальных условиях полета не должно быть бафтинга настолько сильного, чтобы он препятствовал удовлетворительному управлению самолетом, вызывая чрезмерную усталость экипажа или приводил к повреждению конструкции. Допускается бафтинг, удовлетворяющий этим ограничениям и предупреждающий о приближении сваливания.

23.253. Скоростные характеристики

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

(а) 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 крейсерской скорости вплоть до $V_{\max} \pm M_{\max} (V_{MO} / M_{MO})$. Эти условия и характеристики включают в себя 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.

(б) С учетом времени реакции летчика с момента эффективного естественного или искусственного предупреждения о скорости должно быть продемонстрировано, что самолет может быть выведен в нормальное пространственное положение, а его скорость снижена до $V_{\max} \pm M_{\max} (V_{MO} / M_{MO})$ без:

- (1) Чрезмерных усилий или исключительного мастерства летчика;
- (2) Превышения V_D / M_D , максимальной скорости в соответствии с параграфом 23.251 или ограничений по прочности конструкции; или
- (3) Бафтинга, который мог бы привести к снижению возможностей для пилота читать показания приборов или управлять самолетом для выхода из завала.

(с) При всех скоростях до максимальной скорости, продемонстрированной в соответствии с параграфом 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 рысканию не должны быть резкими и должны легко парироваться обычными приемами пилотирования.

РАЗДЕЛ С — ПРОЧНОСТЬ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.301. Нагрузки

(а) 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.

(б) 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 должно быть приближенным, взятым с запасом, или должно точно отражать фактические условия.

Методы, применяемые для определения интенсивности и распределения нагрузок, должны подтверждаться измерениями нагрузок в полете, если не показано, что применяемые методы определения этих условий нагружения надежны.

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

23.303. Коэффициент безопасности

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

23.305. Прочность и деформация

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

(б) Конструкция должна выдерживать расчетные нагрузки без разрушения в течение не менее трех секунд. Однако, когда прочность конструкции подтверждена динамическими испытаниями, имитирующими реальные условия нагружения, требование о трех секундах не применяется.

(А) В требованиях раздела С 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

(а) Соответствие требованиям прочности и деформации, указанным в параграфе 23.305, должно быть доказано 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.

(б) Определенные части конструкции должны быть подвергнуты испытаниям в соответствии с Разделом D настоящих АП-23.

(А) Должно быть показано соответствие требованиям к выносливости конструкции, изложенным в 23.571 и 23.572.

(В) Если для показа соответствия требованиям данного параграфа проводятся статические или динамические испытания конструкции, в результаты испытаний следует вводить соответствующие поправочные коэффициенты, учитывающие отличия фактических свойств материала и геометрических размеров от проектных, **кроме тех случаев**, когда испытываемая конструкция и ее детали отличаются тем, что некоторые элементы увеличивают общую прочность конструкции и разрушение одного элемента приводит к перераспределению нагрузки по другим путям нагружения.

ПОЛЕТНЫЕ НАГРУЗКИ

23.321. Общие положения

(а) 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 доказано:

(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; и

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

| 23.331. Условия симметричного полета

(а) При определении нагрузок на крыло и поступательных инерционных нагрузок, соответствующих всем условиям симметричного полета, которые указаны в параграфах от 23.331 до 23.341, следует учитывать соответствующие уравнивающие нагрузки на горизонтальное оперение точным расчетом или расчетом в запас.

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

(А) Должны быть рассмотрены критические величины тяги в диапазоне от 0 до максимальной продолжительной тяги.

| 23.333. Границы допустимых скоростей и перегрузок

(а) **Общие положения.** Соответствие требованиям прочности настоящего раздела 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 нагрузок, предусмотренных в пунктах (b) и (c) — настоящего параграфа соответственно при выполнении маневров. —

(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 нижеследующие предельные нагрузки:

(1) Положительная маневренная перегрузка, указанная в 23.337, при скоростях вплоть до V_D ;

(2) Отрицательная маневренная перегрузка, указанная в 23.337, при __ скоростях вплоть до V_D ;

(3) __.

(с) 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 (20000 футов) скорость положительных (восходящих) и отрицательных (нисходящих) порывов принимается равной 15,2 м/с (50 фут/с). Скорость порывов может уменьшаться от 15,2 м/с (50 фут/с) на высоте 6100 м (20000 футов) до 7,6 м/с (25 фут/с) на высоте 15250 м (50000 футов);

(ii) При скорости полета V_D на высотах от уровня моря до 6100 м (20000 футов) скорость восходящих и нисходящих порывов принимается равной 7,6 м/с (25 фут/с). Скорость порывов может уменьшаться линейно от 7,6 м/с (25 фут/с) на высоте 6100 м (20000 футов) до 3,8 м/с (12,5 фут/с) на высоте 15250 м (50000 футов);

(iii) В дополнение к этому для самолетов переходной категории следует учитывать положительные (восходящие) и отрицательные (нисходящие) порывы в 20,1 м/с (66 фут/с) в турбулентной атмосфере при скорости V_B от уровня моря до 6100 м (20000 футов). Скорость порывов может уменьшаться линейно от 20,1 м/с (66 фут/с) на высоте 6100 м (20000 футов) до 11,6 м/с (38 фут/с) на высоте 15250 м (50000 футов).

(2) Предполагается, что:

(i) профиль порыва определяется по формуле

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2 \cdot \pi \cdot S}{25 \cdot B} \right),$$

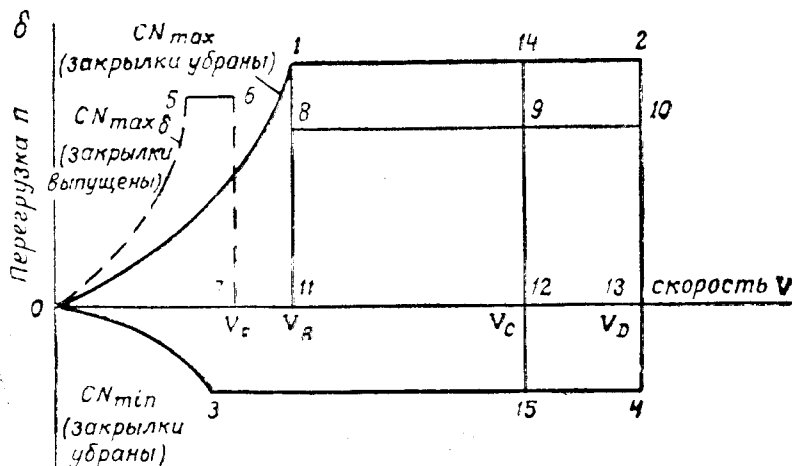
где U_{de} — эффективная скорость порыва в соответствии с подпунктом (1) настоящего пункта;

S — градиентный участок порыва, метры (футы);

$B(C)$ — средняя геометрическая хорда крыла, метры (футы);

(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



! 23.335. Расчетные воздушные скорости

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

(а) **Расчетная крейсерская скорость V_c .** Для скорости V_c принимаются следующие условия:

(1) V_c в км/ч (узлах) не должна быть меньше чем:

(i) $27,7 \sqrt{G/S}$ ($33 \sqrt{W/S}$) (для самолетов нормальной и многоцелевой категорий и самолетов переходной категории);

(ii) $30,2 \sqrt{G/S}$ ($36 \sqrt{W/S}$) (для самолетов акробатической категории). G/S (W/S) — удельная нагрузка на крыло в кгс/см² (фунтах на кв. фут).

(2) При значениях G/S (W/S) больше 98 (20) числовые множители могут уменьшаться линейно по G/S (W/S) до величины 24 при $G/S = 490$ (28,6 при $W/S = 100$).

(3) V_c не должно быть больше $0,9 V_H$ на уровне моря.

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

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

(1) V_D/M_D не должно быть меньше $1,25 V_c/M_c$; и

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

(i) $1,4 V_{c \min}$ (для самолетов нормальной категории и переходной категории);

(ii) $1,5 V_{c \min}$ (для самолетов многоцелевой категории);

(iii) $1,55 V_{c \min}$ (для самолетов акробатической категории).

(3) При значениях G/S (W/S) больше 98 (20) числовые множители в подпункте (2) настоящего пункта могут уменьшаться линейно по G/S (W/S) до величины 1,35 при $G/S = 490$ ($W/S = 100$).

(4) Соответствие подпунктам (1) и (2) настоящего пункта не требуется доказывать, если V_c/M_c выбрано так, что минимальный запас скорости между V_c/M_c и V_D/M_D равен большей из следующих величин:

(i) приращению скорости после ввода самолета в пикирование из установившегося полета при V_c/M_c и полета его в течение 20 с по траектории на $7,5^\circ$ ниже первоначальной, а затем перевода на кабрирование с перегрузкой 1,5 (с приращением по $0,5g$). 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 — на режиме, потребном для V_c/M_c . В момент кабрирования можно допустить уменьшение мощности и применение аэродинамических тормозных устройств, управляемых летчиком;

(ii) 0,05 числа M (на высотах, для которых установлено M_D).

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

(1) V_A не должна быть меньше, чем $V_s \sqrt{n_{\max}^{(a)}}$,

где

(i) V_s — вычисленная скорость сваливания с убранными закрылками при расчетном весе, обычно определяемая на основании максимальных коэффициентов нормальной подъемной силы самолета ($C_{N \max}$); и

(ii) $n_{\max}^{(a)}$ — максимальная эксплуатационная перегрузка.

(2) Значение V_A не должно быть больше значения V_c , использованного при расчете.

(д) **Расчетная скорость при максимальной интенсивности порыва V_p .** Для определения скорости V_p принимаются следующие условия:

(1) V_p не должна быть меньше, чем скорость, определяемая точкой пересечения линии, представляющей максимальный коэффициент аэродинамической силы $C_{N \max}$, с ли-

нией 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

(i) n_g — положительная перегрузка самолета от порыва при скорости V_c в соответствии с 23.341 и при рассматриваемом весе; и

(ii) V_{s1} — скорость сваливания при убранных закрылках при рассматриваемом весе.

(2) Не требуется, чтобы скорость V_s была больше скорости V_c .

23.337. Эксплуатационные маневренные перегрузки

(а) Максимальная эксплуатационная маневренная перегрузка $n_{\max}^{(a)}$ не должна быть меньше, чем:

$$(1) \quad 2,1 + \frac{10890}{G + 4540} \left(2,1 + \frac{24000}{W + 10000} \right) \text{ для самолетов нормальной категории и са-}$$

молетов переходной категории, но при условии, что $n_{\max}^{(a)}$ не должна быть больше 3,8.

Здесь G — вес самолета в кг.

(2) 4,4 для самолетов многоцелевой категории;

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

(б) Минимальная маневренная перегрузка не должна быть меньше, чем:

(1) 0,4 от величины положительной перегрузки для самолетов нормальной и многоцелевой категории и самолетов переходной категории;

(2) — 6,0 (по абсолютной величине) для самолетов акробатической категории.

(с) 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

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

$$n = 1 \pm \frac{k_g - U_{de} \cdot V \cdot C_y^a}{16 \cdot G/S},$$

где

$$k_g = \frac{0,88 m_g}{5,3 + m_g} \text{ — коэффициент ослабления порыва;}$$

$$m_g = \frac{2 \cdot G/S}{b \cdot \rho \cdot C_y^a \cdot g} \text{ — коэффициент масс самолета;}$$

U_{de} — эффективная скорость порыва в соответствии с 23.333 (с), м/с (фут/с);

ρ — плотность воздуха, кгс·с²/м⁴ (слэг/фут³) («слэг» — масса, которой сила в 1 фунт придает ускорение, равное 1 футу в секунду);

G/S (W/S) — удельная нагрузка на крыло, кгс/см² (фунт/фут²);

b (с) — средняя геометрическая хорда, м (футы);

g — ускорение свободного падения, м/с² (фут/с²);

V — индикаторная скорость самолета, м/с (узлы);

C_y (с) — производная коэффициента нормальной подъемной силы самолета по углу атаки (1/радиан) 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 C_L (1/радиан), 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.

23.345. Устройства для увеличения подъемной силы

(а) 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 пределах диапазона, определяемого следующими условиями:

(1) Маневренные — до эксплуатационной перегрузки 2,0 и перегрузки 0;

(2) От восходящих и нисходящих порывов со скоростью 7,6 м/с (25 футов/с), направленных нормально траектории горизонтального полета.

(б) Предполагается, что V_F не должна быть меньше, чем большая из двух скоростей — $1,4 V_s$ или $1,8 V_{SF}$, где V_s — вычисленная скорость сваливания с убранными закрылками при расчетном весе; V_{SF} — вычисленная скорость сваливания с полностью выпущенными закрылками при расчетном весе.

Однако, если применяется автоматическое устройство для ограничения нагрузок на закрылки, самолет может быть рассчитан на критические сочетания воздушной скорости и положения закрылков, обеспечиваемые этим устройством.

(с) При проектировании закрылков и поддерживающих конструкций необходимо учитывать:

(1) Встречный воздушный порыв, имеющий скорость 7,6 м/с (25 фут/с) (индикаторная скорость);

(2) Влияние спутной струи в соответствии с 23.457 (б).

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

(е) Требования параграфа 23.457 и настоящего параграфа могут выполняться по отдельности или вместе.

23.347. Условия несимметричного полета

Предполагается, что самолет подвергается воздействию условий несимметричного полета, указанных в параграфах 23.349 и 23.351. Неуравновешенные аэродинамические моменты относительно центра тяжести должны быть уравновешены точным расчетом или расчетом в запас с учетом основных масс, создающих противодействующие инерционные силы.

23.349. Случай крена

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

(а) Несимметричные нагрузки на крыло в зависимости от категории самолета. Если нижеследующие значения не приводят к нереальным нагрузкам, то угловые ускорения крена могут быть получены путем изменения условий симметричного полета 23.333 (д) следующим образом:

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

(2) Для самолетов нормальной и многоцелевой категорий и самолетов переходной категории в позиции 1 предполагается, что 100% аэродинамической нагрузки на полуразмах крыла действуют с одной стороны плоскости симметрии и 70% этой нагрузки действуют с другой стороны. Для самолетов расчетным весом более 454 кг (1000 фунтов) это последнее процентное отношение можно увеличивать линейно по мере увеличения веса, имея 75% при весе 5670 кг (12500 фунтов), до максимального полного полетного веса самолета.

(б) 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 22.333 (d):

$$c_m = -0,01 - \delta_e,$$

где

c_m — приращение коэффициента момента;

δ_e — отклонение элерона вниз в критических условиях, градусы.

23.351. Случай скольжения

Самолет должен быть рассчитан на **нагрузки от скольжения**, действующие на поверхности вертикального хвостового оперения в случаях, указанных в параграфах с 23.441 до 23.445.

23.361. Крутящий момент двигателя

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

(1) Предельный крутящий момент двигателя, соответствующий взлетной мощности и скорости воздушного винта, действующих одновременно с 75% максимальной эксплуатационной нагрузки в подпункте 1 параграфа 23.333 (d);

(2) Максимальный крутящий момент двигателя, указанный в 23.361 (с), действующий одновременно с максимальной эксплуатационной нагрузкой в подпункте 1 параграфа 23.333 (d); и

(3) Для турбовинтовых двигателей, в дополнение к условиям подпунктов (1) и (2) настоящего пункта (а), максимальный крутящий момент двигателя, соответствующий взлетной мощности и скорости воздушного винта, умноженной на коэффициент, учитывающий отказ системы управления воздушным винтом, включая быстрое флюгирование винта, действующие одновременно с перегрузкой $1g$ в горизонтальном полете. При отсутствии точного метода расчета следует использовать коэффициент 1,6.

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

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

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

(с) Нагрузка от максимального крутящего момента двигателя, указанная в подпункте (а) (2) настоящего параграфа, получается умножением величины среднего крутящего момента при максимальной продолжительной мощности на коэффициент:

(1) 1,25 для турбовинтовых двигателей;

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

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

23.363. Боковая нагрузка на установку двигателя

(а) Для каждого двигателя его установка и поддерживающая его конструкция должны быть рассчитаны на предельную **перегрузку**, действующую в боковом направлении (боковую нагрузку на установку) и равную не менее чем:

(1) 1,33; и

(2) одной трети предельной **перегрузки** для подпункта 1.

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

(A) 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 редукционного 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 редукционного 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 летчика 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 летчика следует определять в запас, учитывая характеристики рассматриваемой комбинации двигатель — воздушный винт — самолет.

(b) Можно считать, что корректирующее действие летчика происходит в момент достижения максимального угла рыскания. Величину корректирующего действия можно определять в соответствии с предельными усилиями летчика, 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.

23.371. Гироскопические нагрузки

На турбинных самолетах установка каждого двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на гироскопические нагрузки, возникающие на режиме

максимальной продолжительной мощности в одном из следующих случаев:

- (а) Условия, указанные в 23.351 и 23.423;
- (б) Все возможные сочетания следующих условий:
 - (1) скорость рыскания 2,5 рад/с;
 - (2) скорость тангажа 1 рад/с;
 - (3) нормальная перегрузка 2,5;
 - (4) максимальная продолжительная тяга.

(А) Для самолетов, которым разрешен режим штопора, установка двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на нагрузки, возникающие как при прямом, так и при обратном штопоре. Величина угловой скорости W_y при штопоре или маневре принимается в соответствии с указанными в ТТЗ, но не менее приведенных ниже. Для прямого штопора берутся величина нормальной перегрузки $N_y = 3,5$ и четыре варианта сочетания угловых скоростей: $W_y = 3,5$ рад/с и $W_x = -2,0$ рад/с; $W_y = -3,5$ рад/с и $W_x = -2,0$ рад/с; $W_y = 2,0$ рад/с и $W_x = -3,5$ рад/с; $W_y = -2,0$ рад/с и $W_x = 3,5$ рад/с; для обратного штопора берутся $N_y = -1,0$ и те же сочетания угловых скоростей.

Учитывается воздействие на двигатель инерционных 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:

(а) Самолет должен быть рассчитан на случай симметричных маневров и порывов, которые приведены в параграфах 23.333, 23.337 и 23.341, и на нагрузки от маневров со скольжением и от боковых порывов, которые приведены в параграфах 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;

(б) Если в этих устройствах предусматривается автоматическое управление или ограничение нагрузки, то самолет должен быть рассчитан на случай маневров и порывов, которые указаны в пункте (а) настоящего параграфа, при таких скоростях полета и соответствующих положениях этих устройств, которые допускаются их механизмом.

НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТИ И СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ

23.391. Нагрузки на поверхности управления

(а) Считается, что нагрузки на поверхности управления, указанные в параграфах от 23.397 до 23.459, имеют место в случаях, которые описаны в параграфах от 23.331 до 23.351.

23.395. Нагрузки на систему управления

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

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

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

(b) Коэффициент 125% рассчитанных 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 летчика, используемые в расчете, действуют на соответствующие рукоятки управления или опорные площадки педалей, как они действовали бы в полете, и уравниваются в точках присоединения проводки управления к кабаникам поверхностей управления.

23.397. Предельные 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 летчиком 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 более высокие нагрузки на поверхности управления, чем летчик.

(b) __. Предельные усилия и моменты, прикладываемые летчиком:

Орган управления	Максимальные усилия или моменты для расчетного веса, равного или меньшего
Элерон	
Ручка управления	30,4 кг
Штурвал (3)	22,7 D кгм (4)
Руль высоты	
Ручка управления	75,8 кг
Штурвал (симметрично)	90,8 кг
Штурвал (несим.) (5)	90,8 кг
Руль направления	90,8 кг

(1) для расчетного веса (G) (W), большего 2270 кг (5000 фунтов), указанные максимальные значения могут быть увеличены линейно по весу до 1,18 от указанных значений при расчетном весе 5670 кг, а для самолетов переходной категории — до 1,35 от указанных значений при расчетном весе 8620 кг;

(2) —;

(3) часть проводки управления элеронами, для которой этот случай является расчетным, должна быть также рассчитана на действие одной тангенциальной силы, предельное значение момента от которой в 1,25 раза больше момента пары сил, определенного по этой таблице;

(4) D — диаметр штурвала в метрах;

(5) несимметричное усилие должно быть приложено к одному из обычных мест захвата на периметре штурвала управления.

(А) Детали управления рулем направления должны быть дополнительно рассчитаны на нагрузки, равные 100 кгс и действующие одновременно на обе педали.

23.399. Двойное управление

Каждая система двойного управления должна быть рассчитана на нагрузки от летчиков, действующих как в одном, так и в противоположном направлении. Усилие каждого летчика должно быть не менее:

(a) 75% усилий, достигаемых в параграфе 23.397 (b);

(d) —.

23.401. Одновременное действие элеронами и рулями (стабилизатором)

В этом случае детали управления должны быть проверены на одновременное действие нагрузок при управлении:

- рулем высоты (управляемым стабилизатором) и рулем направления;
- рулем высоты (управляемым стабилизатором) и элеронами;
- рулем направления и элеронами.

Величину этих нагрузок следует принять равной 75% эксплуатационных нагрузок случаев изолированного нагружения (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 летчик 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 летчика. В этих случаях считается, что триммеры отклонены в направлении, помогающем летчику. 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 триммера, которое, вероятно, может иметь место в диапазоне режимов полета при любом используемом случае нагружения.

23.415. Случай порыва ветра на земле

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

- (1) Нагрузки должны передаваться только от кабачиков поверхностей управления на ближайшие упоры и поддерживающие их конструкции;
- (2) Нагрузки определяются по следующей формуле:

$$M_{ш} = k \cdot d \cdot S \cdot q,$$

где

$M_{ш}$ — шарнирный момент;

d — средняя хорда поверхности управления за осью вращения;

S — площадь поверхности управления за осью вращения;

q — скоростной напор при расчетной скорости не ниже $2 \sqrt{G/S} + 4,45$ (м/с), но при условии, что расчетная скорость не должна превышать 26,8 м/с;

k — коэффициент предельного шарнирного момента от порывов ветра на земле, приведенный в пункте (б) 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).

(б) Коэффициент k предельного шарнирного момента для порывов ветра на земле должен приниматься следующий:

Поверхность	k	Положение органов управления
(а) элерон	0,75	Колонка управления зафиксирована в среднем положении
(б) элерон	$\pm 0,50$	Элероны отклонены на максимальный угол; на одном элероне момент «+», на другом «-»
(с) руль высоты	$\pm 0,75$	(с) руль высоты отклонен вверх на максимальный угол («-»)
(д)		(д) руль высоты отклонен вниз на максимальный угол («+»)
(е) руль направления	$\pm 0,75$	(е) руль направления в нейтральном положении
(ф)		(ф) руль направления отклонен на максимальный угол

(А) 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.

ПОВЕРХНОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

23.421. Балансировочные нагрузки

(а) Балансировочная нагрузка горизонтального оперения — это нагрузка, необходимая для сохранения равновесия в любых заданных условиях полета при нулевом ускорении тангажа.

(б) — Поверхности горизонтального оперения должны быть рассчитаны на балансировочные нагрузки, имеющие место в любой точке на огибающей предельных маневров и при условиях для закрылков, указанных в 23.345.

23.423. Маневренные нагрузки

Каждая поверхность горизонтального оперения должна быть рассчитана на маневренные нагрузки, возникающие в следующих случаях:

(а) — При скорости V_A руль высоты резко отклоняется (1) на максимальный угол вверх и (2) на максимальный угол вниз, причем эти углы ограничиваются либо упорами управления, либо усилием летчика в зависимости от того, что является расчетным.

(А) Случаи, указанные в настоящем пункте, включают в себя нагрузки, соответствующие тем, которые могут иметь место при «контролируемом маневре» (маневр, при котором управление по тангажу резко отклоняется в одном направлении, а затем резко — в противоположном), и такие отклонения и временные характеристики, которые исключают превышение предельной маневренной перегрузки.

(1) **Контролируемый маневр для самолетов нормальной и многоцелевой категорий и самолетов переходной категории.** Самолет первоначально находится в полете в уравновешенном состоянии с перегрузкой $n = 1$ при любой скорости в диапазоне от V_A до V_D , необходимо исследовать контролируемые продольные маневры до значений перегрузки (n_{II} и n_{III}), при этом перегрузки достигают максимальной величины в переходном режиме.

$$n_{II} = n_{\max}^3(a),$$

$$|n_{III}| \leq 1 - \Delta n_{\text{ман}}, \text{ но } |n_{II}| \leq |n_{\min}(a)|.$$

Здесь $\Delta n_{\text{ман}} = n_{\max}^3(a) - 1$.

Принимается, что маневры выполняются следующим образом: руль высоты резко отклоняется в одном направлении, затем в другом до положения, значительно далее исходного положения, прежде чем возвратиться к нему. Для приближенной оценки фактических перемещений руля высоты может быть принята следующая математическая формула:

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

где

δ — угол отклонения поверхности управления; и

ω — круговая частота незатухающих собственных короткопериодических колебаний самолета как жесткого тела, но не менее чем:

$$\frac{2\pi \cdot a}{T},$$

где

$$T = \frac{4 \cdot V_A}{V};$$

V_A — скорость маневрирования; и

V — рассматриваемая скорость.

При этом обе скорости выражаются в одинаковых единицах. Как правило, достаточно проанализировать три четверти периода отклонения, если принять, что возвращение органа управления производится более плавно.

Указанная выше скорость отклонения органа продольного 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, крайними положениями системы управления и любым другим косвенным путем, определяемым ограничениями в выходных характеристиках системы управления, как, например, моментом сваливания или максимальной скоростью, задаваемой для бустерной системы управления.

Если усилия в органах управления (в том числе усилия на ручке управления на единицу нормального ускорения) и другие усилия необычайно малы и не меняются, как обычно, в зависимости от скорости, следует принимать особые меры предосторожности, чтобы избежать вызываемой этим увеличением опасности разрушения конструкции самолета.

(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 $n_{\text{исх}}$. Принимается, что маневр выполняется следующим образом:

руль высоты отклоняется на величину, необходимую для достижения в переходном процессе перегрузки n_y , а затем в момент достижения перегрузки n_y руль возвращается в исходное положение. Отклонение руля 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_y :

$n_{исх}$	1	1	$n^3_{min(a)}$	$n^3_{max(a)}$
n_y	$n^3_{max(a)}$	$n^3_{min(a)}$	$n^3_{max(a)}$	$n^3_{min(a)}$

Величина отклонения руля высоты ограничивается (помимо конструктивного ограничения или ограничения по мощности бустера) максимальным усилием пилота, задаваемым в 23.397.

Для определения нагрузок на оперение при контролируемых маневрах можно использовать упрощенные методы.

23.425. Нагрузки от воздушных порывов.

(а) Каждая поверхность горизонтального хвостового оперения должна быть рассчитана на нагрузки, возникающие:

(1) от порывов со скоростями, указанными в 23.333(с) и действующими при убранных закрылках;

(2) от восходящих и нисходящих порывов с номинальной интенсивностью 7,6 м/с (25 футов/с) при скорости V_F в соответствии с условиями, которые указаны в 23.345(а) (2).

(b) —

(с) При определении полной нагрузки на горизонтальное оперение для случаев, указанных в пункте (а) настоящего параграфа, вначале надо определить исходные балансирующие нагрузки на оперение для установившегося полета без ускорений с соответствующими расчетными скоростями V_F , V_C и V_D . Дополнительная нагрузка на оперение, возникающая от порывов, должна добавляться к исходной балансирующей нагрузке на оперение для получения полной нагрузки на оперение.

(d) В случае отсутствия более точного расчета дополнительную нагрузку на оперение от порыва следует считать по формуле

$$Y_{н.в} = 0,06 \cdot c_{y_{го}}^a \cdot V \cdot U_{de} \cdot S \left(1 - \frac{de}{da} \right),$$

где

$Y_{н.в} (L_M)$ — дополнительная нагрузка на горизонтальное оперение, кгс (фунты);

U_{de} — эффективная скорость порыва, м/с (футы/с);

V — индикаторная скорость самолета, м/с (узлы);

$c_{y_{го}}^a (\alpha_{ht})$ — наклон кривой коэффициента подъемной силы горизонтального оперения (1/радиан);

$S (S_{ht})$ — площадь горизонтального оперения, м² (фут²);

$\left(1 - \frac{de}{da} \right)$ — коэффициент скоса потока.

23.427. Несимметричные нагрузки

(а) Горизонтальное хвостовое оперение, элементы конструкции, к которым оно крепится, и хвостовая часть фюзеляжа должны быть рассчитаны на несимметричные нагрузки, возникающие при скольжении и от воздействия спутной струи от 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):

(1) можно считать, что 100% максимальной нагрузки случая симметричного полета действует на поверхность управления на одну сторону плоскости симметрии; а

(2) по другую сторону должен прикладываться следующий процент этой нагрузки:

$$\% = 100 - 10 \cdot (n^3_{\max(a)} - 1),$$

где

$n^3_{\max(a)}$ — заданная положительная маневренная перегрузка;

но эта величина не должна быть больше 80 и менее 50%.

(c)

(А) Необходимо рассмотреть совместное нагружение горизонтального и однокилевого вертикального оперений во всех случаях, предусмотренных для изолированного симметричного нагружения горизонтального оперения в параграфах 23.421, 23.423(А) 23.425 и для изолированного нагружения вертикального оперения в параграфах 23.441 и 23.443.

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

$$n^3_{\text{совм}} = 1 + 0,75 \cdot (n^3 - 1),$$

где

n^3 — перегрузка рассматриваемого случая при изолированном нагружении;

$n^3_{\text{совм}}$ — перегрузка при совместном нагружении.

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

$$n_I = 1;$$

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

$$n_{III} = 1 - 0,75 \cdot \Delta n_{\max}, \text{ но } |n_{III}| \leq |1 - 0,75 (1 - n^3_{\min(a)})|.$$

Для самолетов акробатической категории маневренные нагрузки определяются из расчетов, аналогичных расчетам в изолированных случаях нагружения [23.423(В) (2)], но при этом должны быть приняты следующие сочетания перегрузок $n_{\text{исх}}$ и n_y :

$n_{\text{исх}}$	n_y
1	$0,75 (n^3_{\max(a)} - 1)$
1	$-0,75 (n^3_{\min(a)} + 1)$
$1 - 0,75 (n^3_{\min(a)} + 1)$	$0,75 (n^3_{\max(a)} + n^3_{\min(a)})$
$1 - 0,75 (n^3_{\max(a)} - 1)$	$-0,75 (n^3_{\max(a)} + n^3_{\min(a)})$

Дополнительный маневр на скорости V_A совместно со случаями нагружения вертикального оперения не рассматривается.

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

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

При совместном нагружении горизонтального и вертикального оперений нагрузку на горизонтальное оперение следует считать действующей несимметрично в соответствии с углом скольжения, определенным в 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 вертикального оперения).

(В) При расположении горизонтального оперения на вертикальном следует дополнительно рассмотреть совместное нагружение вертикального оперения нагрузками, приходящими на него в изолированных случаях нагружения (23.441 и 23.443), и горизонтального оперения несимметричной нагрузкой. Нагрузка на горизонтальное оперение в этом случае равна уравнивающей нагрузке горизонтального полета.

Несимметрию в распределении нагрузки между половинами горизонтального оперения следует определять на основе испытаний в аэродинамических трубах при полном угле скольжения соответствующего случая нагружения вертикального оперения.

ПОВЕРХНОСТИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

23.441. Маневренные нагрузки

(а) При скоростях до V_A и скорости V_D поверхности вертикального оперения должны рассчитываться на перечисленные ниже условия применения. При расчете нагрузок на оперение скорость рыскания можно принять равной нулю:

(1) — При полете самолета без ускорений и рыскания принимают, что руль направления может резко отклоняться на угол, равный:

— $\sigma_{H_{огр}}$ — при скоростях до V_A для самолетов нормальной и многоцелевой категорий и переходной категории и при скоростях до V_C для самолетов акробатической категории;
— $1/3 \sigma_{H_k}$ — при скорости V_D , но не более угла, допускаемого физической силой летчика.

Здесь $\sigma_{H_{огр}}$ — угол, допускаемый упорами управления или физической силой летчика, что меньше;

σ_{H_k} — угол, допускаемый упорами управления.

(2) — При отклонении руля направления, определяемом в подпункте (1) настоящего пункта, принимается, что самолет достигает максимального угла скольжения;

(3) — При максимальном угле скольжения, определяемом в подпункте (2) настоящего пункта, принимается, что руль направления возвращается в нейтральное положение (кроме случая ограничения физической силы летчика).

(b) — .

(c) — .

23.443. Нагрузки от воздушных порывов

(а) Поверхности вертикального оперения в полете без ускорений при скорости V_C должны выдерживать боковые порывы с интенсивностью, указанной в 23.333 (с) 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 ветра, перпендикулярные плоскости симметрии. Должны быть рассмотрены эти порывы и скорости самолета, соответствующие приведенным условиям, как указано в параграфах 23.341 и 23.345. Профиль порыва должен быть такой, как указано в параграфе 23.333 (с) (2) (1).

(c) — .

(А) При отсутствии более точного метода расчета нагрузку от порыва следует определять по формуле

$$P_{н.в} = \pm 0,05 \cdot \eta_{\beta} \cdot c_{z_{во}}^2 \cdot V \cdot U_{де} \cdot S_{во}, \text{ кгс.}$$

— Здесь $S_{во}$ — площадь вертикального оперения, m^2 .

Рассматриваются те же высоты и скорости полета, V , м/с, и принимаются значения бокового порыва, U_{de} , м/с, те же, что и для вертикального порыва в 23.425.

Коэффициент η_{β} следует определять по формуле

$$\eta_{\beta} = 1 + e^{\frac{\tau \cdot a}{b}};$$

где

$$a = \frac{m_y^{\omega_y}}{2 \cdot r_y^{-2}}; \quad b = \sqrt{\frac{-\mu \cdot m_y^{\beta}}{r_y^{-2}} - a^2};$$

$$\mu = \frac{2 \cdot m}{\rho_H \cdot S \cdot l}; \quad r_y^{-2} = \frac{J_y}{m \left(\frac{1}{2}\right)^2};$$

$$\omega_y = \frac{\omega_y l}{2 \cdot V_{ист}}.$$

Здесь $V_{ист}$ — истинная скорость полета;

ρ_H — плотность воздуха на высоте полета;

m — масса самолета;

J_y — массовый момент инерции самолета относительно оси Y ;

m_y^{β} — производная коэффициента момента рыскания самолета по углу скольжения;

$m_y^{\omega_y}$ — производная коэффициента момента рыскания самолета по безразмерной угловой скорости.

Производную коэффициента боковой силы вертикального оперения по углу скольжения $c_{z_{во}}^{\beta}$ следует определять по результатам испытаний в аэродинамических трубах жестких моделей полного самолета и самолета без вертикального оперения при числе M , соответствующем рассматриваемой скорости полета.

(d) —.

23.445. Разнесенное (двухкилевое) вертикальное оперение

(а) Если на горизонтальном хвостовом оперении установлено разнесенное вертикальное оперение, то поверхности оперения должны быть рассчитаны на одновременное действие максимальной нагрузки на горизонтальное оперение и соответствующих нагрузок на вертикальное оперение, вызванных эффектом концевых шайб. Эти последние нагрузки не требуется суммировать с другими нагрузками на вертикальное оперение.

(б) При распределении между киллями 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. Кроме того, если часть разнесенного вертикального оперения находится выше, а часть — ниже горизонтального, то расчетная удельная нагрузка на вертикальное оперение (нагрузка на единицу площади), соответствующая 23.441 и 23.443, должна прикладываться:

(1) к части вертикального оперения, находящейся выше горизонтального, а 80% этой нагрузки — к части, находящейся ниже; и

(2) к части вертикального оперения, находящейся ниже горизонтального, а 80% этой нагрузки — к части, находящейся выше.

(с) Применяя условия рыскания, указанные в 23.441 и 23.443, к вертикальным поверхностям, рассмотренным в пункте (б) настоящего параграфа, необходимо учитывать влияние концевых шайб на разнесенное оперение.

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

ЭЛЕРОНЫ, ЗАКРЫЛКИ И СПЕЦИАЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

23.455. Элероны

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

(1) При нейтральном положении в условиях симметричного полета; и

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

(i) — резкое максимальное отклонение управления элеронами;

— при V_A для самолетов нормальной и многоцелевой категорий;

— при V_A и 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 подпункте (2) (i);

(iii) отклонение при скорости V_D , достаточное для создания угловой скорости крена не ниже 1/3 скорости, получаемой в подпункте (2) (i).

(b) — .

23.457. Закрылки

(а) Закрылки, приводящие их механизмы и поддерживающие их конструкции, должны быть рассчитаны на критические нагрузки, возникающие в полете с выпущенными закрылками при любом положении закрылков. Если применяется автоматическое устройство для ограничения нагрузок на закрылки, то расчет можно производить на критические сочетания воздушной скорости и положения закрылков, допускаемые этим устройством.

(b) Влияние спутной струи от винта, соответствующее взлетной мощности, должно учитываться при скорости не ниже $1,4V$, где V — расчетная скорость сваливания при расчетном весе с полностью убранными закрылками. При определении влияния спутной струи перегрузка может приниматься равной 1,0.

23.459. Специальные устройства

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

НАЗЕМНЫЕ НАГРУЗКИ

23.471. Общие положения

Эксплуатационные нагрузки на земле, указанные в настоящем разделе, считаются внешними нагрузками и инерционными силами, действующими на конструкцию самолета. В каждом указанном случае наземных нагрузок внешние реакции должны быть уравновешены поступательными и вращательными инерционными силами на основании точного расчета или расчета в запас.

23.473. Условия нагружения на земле и основные предположения

(а) Требования настоящего раздела к наземным нагрузкам должны удовлетворяться при расчетном максимальном весе, за исключением требований параграфов 23.479, 23.481

и 23.483, 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) ____.

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

(1) При посадке со скоростью снижения, равной $V = 0,9066 (G/S)^{1/4}$, м/с, ($V = 4,4 (W/S)^{1/4}$, фут/с), при условии, что эта скорость должна быть не больше 3,05 м/с (10 фут/с) и не может быть меньше 2,15 м/с (7 фут/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 (А).

(e) Разрешается сделать допущение о том, что подъемная сила крыла, не превышающая двух третей 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 предельной перегрузки, соответствующей потребным предельным скоростям снижения) должны проводиться в соответствии с параграфом 23.723 (a).

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

(А) Должно быть показано объективными данными, что при действии нагрузок, соответствующих поглощению амортизацией максимальной работы, не будут иметь место разрушения конструкции шасси или такое снижение их прочности, которое может привести к опасным последствиям.

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

23.477. Схемы шасси

Параграфы от 23.479 до 23.483 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; и

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

Положение, указанное в параграфе (a) (2) (i) данного раздела, можно использовать при анализе, требуемом в нижеследующем параграфе (a) (2) (ii) данного раздела.

(b) При исследовании условий посадки лобовые силы, которые воспроизводят силы, необходимые для раскрутки шин и колес до посадочной скорости, должны надлежащим образом сочетаться с соответствующими одновременными вертикальными реакциями земли; предполагается наличие подъемной силы крыла и коэффициента трения скольжения шины, равного 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 шины не могут быть меньше 25% максимальных вертикальных реакций земли (пренебрегаем подъемной силой крыла).

(c) —

(A) Для определения нагрузок от раскрутки колес (при наличии трения скольжения шины) рассматриваются следующие комбинации вертикальной и лобовой составляющих, приложенных на 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 шины о землю может быть установлен с учетом влияния скорости скольжения и давления в шине. 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 колесе лобовую нагрузку, действующую назад и составляющую не менее 25% от максимальной вертикальной реакции земли, следует сочетать с максимальной реакцией земли, заданной в параграфе 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 направленной вперед нагрузки. 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 параграфе (a)(1) или параграфе (a)(2)(ii) данного раздела. 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 каждой части самолета, берется меньшее.

(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 из диаграммы обжатия амортизации как максимальное усилие на опору при поглощении эксплуатационной работы, равной 0,015G (0,015W). 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.

23.485. Условия действия боковой нагрузки

(а) Для случая действия боковой нагрузки на основные стойки шасси принимается, что самолет находится в горизонтальном положении, касаются земли только основные колеса, а амортизатор и шины обжаты до их статических положений.

(б) Предельная вертикальная перегрузка должна быть равна 1,33, при этом вертикальная реакция земли поровну распределена между основными колесами.

(с) Предельная боковая инерционная перегрузка должна быть равна 0,83, при этом боковая реакция земли распределена между основными колесами так, что:

(1) $0,5G(W)$ действует на одной стойке шасси к борту фюзеляжа; и

(2) $0,33G(W)$ действует на другой стойке от борта фюзеляжа.

(А) 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 работы следует принять такой же, как и в параграфе 23.473. Реакция земли должна быть приложена в точке касания колеса с землей и наклонена вверх и вбок так, что боковой компонент равен 0,33 ее значения в случае поглощения эксплуатационной работы и 0,25 в случае поглощения максимальной работы;

(2) Для ориентирующегося или управляемого носового колеса может быть принято, что часть момента боковой силы относительно оси ориентировки носового колеса, равная значению, задаваемому в 23.499 (е) (2), воспринимается на оси ориентировки, а остальная часть момента воспринимается парой сил на оси колеса. Если момент боковой силы относительно оси ориентировки носового колеса получается меньше значения, задаваемого в 23.499 (е) (2), то должны быть приняты величины момента и силы по 23.499 (е) (2).

23.487. Обратный удар при посадке

(а) Шасси и конструкция его крепления должны быть исследованы на действие нагрузок, имеющих место во время отскока самолета от посадочной полосы.

(б) При полностью разжатом шасси и при отсутствии контакта с землей на неподдрессоренные (подвижные) части стоек шасси воздействует перегрузка 20,0. Эта перегрузка должна действовать в направлении движения неподдрессоренных (подвижных) частей стоек шасси, когда они достигнут их граничного положения при выдвигении относительно поддрессоренных (неподвижных) частей шасси.

23.491. Разбег при взлете

Принимается, что шасси и конструкция самолета подвергаются воздействию нагрузок не ниже тех, которые определены при условиях, описанных в 23.233.

23.493. Условия качения с торможением

Согласно условиям качения с торможением, при которых амортизатор и шины обжаты до их статических положений, принимается следующее:

(а) Предельная вертикальная перегрузка должна быть 1,33, однако вертикальная реакция на колесо не должна быть меньше 75% нагрузки, заданной в параграфе 23.473.

(б) Положения самолета и контакты с землей должны быть такими же, какие описаны в параграфе 23.479 для горизонтальных посадок.

(с) Лобовая реакция, равная вертикальной реакции на колесе, 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 предельном тормозном моменте.

(А) 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 уравнивается инерционными силами вращения;

(3) на самолетах с хвостовым колесом равнодействующая реакция земли должна проходить через центр тяжести самолета.

23.495. Разворот

Принимается, что самолет в статическом положении выполняет установившийся разворот при помощи управляемой носовой стойки или применения достаточной дифференциальной тяги двигателей так, что предельные перегрузки, приложенные в центре тяжести, составляют 1,0 по вертикали и 0,5 по горизонтали. Боковая реакция земли на каждом колесе должна составлять 0,5 вертикальной реакции.

23.497. Дополнительные условия для хвостовых колес

При определении наземных нагрузок на хвостовое колесо и подверженную нагружению поддерживающую конструкцию выполняется следующее:

(а) Для нагрузки от наезда на препятствие принимается, что предельная реакция земли, полученная в случае посадки с опущенным хвостом, действует вверх и назад через ось колеса под углом 45 градусов. Может быть принято, что амортизатор и шина обжаты до их статических положений.

Для хвостового колеса (костыля), амортизация которого не работает на передний удар, дополнительно следует рассмотреть нагружение лобовой силой, в два с половиной раза кратной стояночной нагрузке и действующей на оси колеса в направлении против полета. Вертикальная сила при этом принимается равной предельной реакции земли, полученной в 23.481. Для костыля лобовая сила действует в точке касания его с землей.

(б) При действии боковой нагрузки принимается, что предельная вертикальная реакция земли, равная статической 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° к продольной оси самолета от результирующей наземной нагрузки, проходящей через ось колеса;

(2) если используется стопор, механизм управления или демпфер шимми, то тоже принимается, что хвостовое колесо развернуто боковой нагрузкой, действующей в точке контакта с землей; и

(3) принимается, что амортизатор и шина обжаты до их статических положений.

(А) Нагружение при посадке с боковым ударом. Самолет считается находящимся в положении на трех точках. Должно быть рассмотрено одновременное действие компонентов нагрузки случая 23.497(а) и бокового компонента, равного 0,15 от вертикальной составляющей реакции земли. Кроме того, хвостовое колесо (костыль) должно быть проверено на действие одной боковой нагрузки, равной 0,2 от величины предельной реакции земли, полученной в 23.481. Боковая нагрузка приложена в точке касания колеса (костыля) с землей; принимается стояночное обжатие амортизации.

Для ориентирующегося хвостового колеса (костыля) 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 костыля с землей.

23.499. Дополнительные условия для носовых колес

При определении наземных нагрузок на носовые колеса и на подверженную нагружению поддерживающую конструкцию в допущении, что амортизаторы и шины находятся в их статических положениях, должны удовлетворяться следующие условия:

(а) При нагрузках, направленных назад, составляющие предельной силы на оси колеса должны быть:

- (1) Вертикальная составляющая 2,25 стояночной нагрузки на колесо; и
- (2) Лобовая составляющая 0,8 от вертикальной нагрузки.

(б) При нагрузках, направленных вперед, составляющие предельной силы на оси колеса должны быть:

- (1) Вертикальная составляющая 2,25 стояночной нагрузки на колесо; и
- (2) Направленная вперед составляющая 0,4 от вертикальной нагрузки.

(с) При боковых нагрузках составляющие предельной силы в точке контакта с землей должны быть:

- (1) Вертикальная составляющая 2,25 стояночной нагрузки на колесо; и
- (2) Боковая составляющая 0,7 от вертикальной нагрузки.

(А) 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. Носовое шасси, узлы его крепления и конструкция фюзеляжа перед центром тяжести должны быть рассчитаны на следующие нагрузки:

(1) Вертикальную перегрузку в центре тяжести самолета, равную 1,0.

(2) Направленную вперед силу в центре тяжести самолета, вызванную односторонним торможением колес основного шасси. Величина этой силы не должна превышать максимальную лобовую силу на одну стойку основного шасси, соответствующую пункту

(с) параграфа 23.493.

(3) Боковые и вертикальные нагрузки на носовую стойку шасси в точке соприкосновения с землей, определяемые из условия статического равновесия, однако боковая сила более 0,8 от вертикальной силы не принимается. 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 большей величины, чем указано в 23.499 (В) (2).

(В) Элементы конструкции носовой стойки шасси, механизм управления и демпфер шимми должны быть рассчитаны на нагружение крутящим моментом, создаваемым указанной в подпункте (А) (3) 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 снабжены предохранительным клапаном, ограничивающим усилие бустера (демпфера), то эксплуатационный момент от боковой составляющей нагрузки, уравниваемый бустером (демпфером), принимается не более суммы 1,15 максимального момента, создаваемого бустером (демпфером) при работающем клапане, и момента сил трения в системе разворота колеса.

23.505. — Зарезервировано.

! 23.507. Нагрузки при поднятии на домкратах

(а) Самолет должен быть спроектирован на нагрузки, возникающие при вывешивании самолета на домкратах при максимальном расчетном весе, с учетом следующих перегрузок для точек установки домкратов на стойках шасси в положении на трех точках и в точках установки домкратов для силовой конструкции планера в горизонтальном положении:

(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 уравниваться инерционными усилиями, так чтобы в результате не изменялось направление результирующих нагрузок в точках установки домкратов.

(с) Горизонтальные нагрузки должны рассматриваться во всех комбинациях с вертикальной нагрузкой.

(А) При поднятии самолета или его агрегатов стропами рассматривается действие перегрузки, равной 2,67.

! 23.509. Нагрузки при буксировке

При расчете буксировочных узлов, стойки и шасси и поддерживающей ее конструкции должны прикладываться буксировочные нагрузки, рассмотренные в настоящем параграфе.

(а) Буксировочные нагрузки, указанные в пункте (d) настоящего параграфа, должны рассматриваться отдельно. Эти нагрузки прикладываются 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, но вблизи плоскости симметрии самолета, то к ним прикладываются лобовые и боковые составляющие буксировочных нагрузок, определенные для вспомогательных (носовых или хвостовых) стоек шасси. Если буксировочные узлы расположены снаружи от основных стоек шасси, к ним прикладываются лобовые и боковые составляющие нагрузок, определенные для основного шасси.

(с) Буксировочные нагрузки, указанные в пункте (d) настоящего параграфа, должны уравниваться следующим образом:

(1) Боковая составляющая буксировочной нагрузки, прикладываемой к основному шасси, должна уравниваться 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 уравниваться 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 уравниваться силами инерции самолета.

(d) — Предписываются следующие величины буксировочных нагрузок, где $G(W)$ — максимальный расчетный вес самолета:

Буксировочный узел	Положение	Нагрузка		
		Величина	№ п/п	Направление
Основное шасси		$0,225 \cdot G(W)$ 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	$0,3 \cdot G(W)$	5	Вперед
			6	Назад
	Повернуто на 30° от плоскости симметрии	$0,3 \cdot G(W) *$	7	Вперед, в плоскости колеса
			8	Назад, в плоскости колеса
	Повернуто на предельный угол от плоскости симметрии	$0,15 \cdot G(W) *$	9	Вперед, в плоскости колеса
			10	Назад, в плоскости колеса

* Для промежуточных значений углов поворота вспомогательного шасси применяется линейная интерполяция величины буксировочного усилия.

(А) 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 $0,015 G(W)$. Однако:

— 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 (е) (2);

— если буксировка самолета производится только при работе системы управления носовой стойкой в режиме свободного ориентирования и об этом имеется соответствующая запись в РЛЭ, величина боковой силы выбирается из потребного момента для разворота носовой стойки на земле.

Для проверки прочности конструкции шасси и самолета от действия боковой силы следует рассматривать два варианта нагружения:

— действует боковая сила и стояночная нагрузка на стойку;

— одновременно с боковой силой и стояночной нагрузкой на стойку действует задаваемая в (d) буксировочная нагрузка.

(В) 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 (А). 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

(а) **Нагрузки при развороте.** Предполагается, что самолет разворачивается вокруг одной из основных стоек при следующих условиях:

(1) Колеса этой стойки заторможены; и

(2) К основному шасси и к поддерживающей его конструкции приложены нагрузки, соответствующие предельной вертикальной перегрузке, равной 1, и коэффициенту трения 0,8.

Однако крутящий момент, действующий в плоскости, параллельной земле и проходящей через ось колеса стойки, берется не меньше

$$\pm (90 + 0,002 \sqrt{G^3}) \text{ кгс-м, но не более } 10\,000 \text{ кгс-м,}$$

где G — расчетный посадочный вес (в кгс) для бетонированных аэродромов или расчетный вес для грунтовых.

(b) **Неравномерные нагрузки на шины.** Нагрузки, определенные для всех случаев посадки, рулежки и управляемого движения по земле, должны прикладываться поочередно в отношении 60:40 для бетонированных или 70:30 для грунтовых взлетных полос к парным колесам и шинам каждой стойки шасси со спаренными колесами.

(c) — .

(A) **Спущенные шины.** Влияние спущенных шин на прочность конструкции следует принять во внимание во всех случаях нагружения данного подраздела.

(1) **Случай посадки.** При одной спущенной шине предполагается, что нагрузка, прикладываемая к каждой стойке, составляет 60% от предельной нагрузки, прикладываемой к каждой стойке шасси в рассматриваемом случае посадки. Однако для случая посадки со сносом, который указан в параграфе 23.485, следует прикладывать 100% вертикальной нагрузки.

(2) **Случай рулежки и управляемое движение по земле.** При одной спущенной шине:

(i) перегрузки от боковой и/или лобовой нагрузок в центре тяжести самолета должны определяться по наибольшим расчетным нагрузкам вплоть до 50% от величин расчетных боковой и/или лобовой нагрузок, которые соответствуют наиболее тяжелым случаям нагружения при рулежке и управляемом движении по земле;

(ii) для случая качения с заторможенными колесами, указанного в параграфе 23.493, лобовые нагрузки на каждую заряженную шину должны быть не меньше нагрузок, действующих на каждую заряженную шину 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 шинах, но не должна быть меньше, чем 1,0 g; и

(iv) случай разворота вокруг одной из стоек шасси не рассматривается.

(3) **Случай буксировки.** При одной спущенной шине нагрузка при буксировке должна составлять 60% от нормированной нагрузки.

23.515. 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 копке с подвижной опорой. Испытания разрешается не проводить, если расчетами или специальными измерениями в процессе летных испытаний будет убедительно доказана безопасность от шимми.

НАГРУЗКИ НА ВОДЕ

23.521. Случай нагрузок на воде. —

Зарезервировано.

СЛУЧАИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ

23.561. Общие положения

(а) Конструкция самолета, хотя она и может быть повреждена в случае аварийной посадки, должна в соответствии с настоящим параграфом обеспечивать в этих условиях защиту всех пассажиров и членов экипажа.

(б) Конструкция должна быть спроектирована так, чтобы защитить всех пассажиров и членов экипажа в условиях аварийной посадки:

(1) При правильном пользовании креслами, поясными и плечевыми ремнями, предусмотренными в конструкции;

(2) Когда пассажиры и экипаж испытывают статические инерционные нагрузки, соответствующие следующим расчетным перегрузкам:

(i) вверх $3,0\ g$ — для самолетов нормальной, многоцелевой категорий и переходной категории и $4,5\ g$ — для самолетов акробатической категории;

(ii) вперед $9\ g$;

(iii) в сторону $2,25\ g$;

(iv) назад $1,5\ g$; и

(v) вниз $0,6\ g$;

(3) Когда грузы внутри кабины, которые могут нанести травмы пассажирам и экипажу, испытывают статические инерционные нагрузки, соответствующие следующим расчетным (разрушающим) перегрузкам:

(i) вверх $3,0\ g$;

(ii) вперед $18\ g$; и

(iii) в сторону $4,5\ g$.

(с) Все самолеты с убирающимся шасси должны быть спроектированы так, чтобы обеспечить защиту всех пассажиров и членов экипажа при посадке:

(1) С убраным шасси;

(2) С умеренной скоростью снижения;

(3) Исходя из предположения, при отсутствии более точного расчета, что:

(i) разрушающая инерционная перегрузка вниз равна $3,0$;

(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, учитывая следующее:

(1) Вероятность опрокидывания можно показать расчетом исходя из следующих условий:

(i) максимальный вес;

(ii) самая передняя центровка;

(iii) продольная перегрузка $9\ g$;

(iv) вертикальная перегрузка $1,0\ g$; и

(v) 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 (разрушающую) инерционную перегрузку вверх $3,0\ g$ и коэффициент трения с землей $0,5$.

23.562. Динамические условия аварийной посадки

(а) Каждая система «кресло + средства фиксации», предназначенная для использования на самолете нормальной, многоцелевой или акробатической категории или самолете переходной категории, 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, и

(2) человек подвергается воздействию нагрузок, возникающих в условиях, предписанных в настоящем параграфе.

(б) Каждая система «кресло + средства фиксации», предназначенная для использования членом экипажа или пассажиром на самолете нормальной, многоцелевой или акробатической категории или самолете переходной категории, 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 антропоморфический манекен номинальной массой 77 кг (170 фунтов).

(1) В первом виде испытаний изменение скорости должно составлять не менее 9,45 м/с (31 фут/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 (42 фут/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.

(3) Для учета коробления пола перед проведением второго вида испытаний, определенного подпунктом (б) (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 один из направляющих или узлов крепления должен быть предварительно нагружен для установки на 10° по «крену».

(с) При проведении динамических испытаний, выполняемых в соответствии с пунктом (б) настоящего параграфа, должно быть показано соответствие следующим требованиям:

(1) Система «кресло + средство 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 головы не превысил бы критерий травмирования головы (НІС), равный 1000 единиц;
- (ii) величина критерия травмирования головы (НІС) определяется по формуле

$$НІС = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\} \max,$$

где

t_1 — время начала интегрирования, с;

t_2 — время окончания интегрирования, с;

$(t_2 - t_1)$ — продолжительность основного удара головы, с;

$a(t)$ — результирующая перегрузка торможения в центре тяжести головы;

(iii) соответствие установленному предельному значению критерия травмирования головы (НІС) должно быть продемонстрировано путем измерения параметров удара головы в процессе динамических испытаний, предписанных в подпунктах (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 кг (1750 фунтов). Если для фиксации верхней части туловища человека используются двойные привязные ремни, то суммарные нагрузки в ремнях не должны превышать 907 кг (2000 фунтов);

(7) Сжимающая нагрузка, измеренная между тазом и поясничной областью позвоночника манекена, не должна превышать 680 кг (1500 фунтов);

(d) Может быть использован альтернативный подход, обеспечивающий эквивалентный или больший уровень защиты человека, чем требуемый в настоящем параграфе, если доказана его приемлемость.

ОЦЕНКА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ

23.571. Общие указания

(А) Вызванные воздействием переменных нагрузок недопустимые усталостные повреждения (предельные состояния), которые могут непосредственно привести к катастрофической или аварийной ситуации, должны быть практически невероятными.

Удовлетворение этому требованию должно подтверждаться результатами расчетов, результатами лабораторных (стендовых) и летных испытаний; исследованием фактических условий эксплуатации и нагруженности; опытом эксплуатации самолетов данного и аналогичных типов.

(В) Минимальная допустимая остаточная прочность в предельном состоянии, характеризующем наиболее неблагоприятным возможным расположением повреждения (частичного разрушения) по отношению к неповрежденной части конструкции, должна соответствовать нагрузке не менее 100 % эксплуатационной нагрузки статического случая нагружения, определяющего необходимую прочность рассматриваемого места конструкции в неповрежденном состоянии. Состояние конструкции должно также квалифицироваться как предельное, если возникшее повреждение может привести к опасным аэроупругим явлениям (флаттер, дивергенция, реверс органов управления и др.). Количественное определение допустимых размеров усталостного повреждения в предельных состояниях проводится расчетом и (или) испытаниями. Расчетное определение допускается при условии, что по опыту применения используемый метод расчета дает надежную оценку.

(С) Условиями обеспечения практической невероятности предельных состояний являются:

(1) установление методов и средств осмотра критических мест конструкции и сроков (в числе летных часов, полетов и др.) таких осмотров, чтобы возникновение предельного состояния до предстоящего осмотра было практически невероятным;

(2) установление таких сроков (в числе летных часов, полетов и др.) замен элементов или доработок конструкции, чтобы возникновение предельного состояния до предстоящей замены или доработки было практически невероятным.

23.572. — Определение условий обеспечения практической невероятности предельных состояний конструкции

(А) Интервал до первого осмотра определяется как наработка экземпляра конструкции (в летных часах, полетах и др.) от начала эксплуатации до предельного состояния. Интервал между осмотрами определяется как длительность (в летных часах, полетах и др.) роста усталостного повреждения конструкции от максимального не обнаруживаемого в эксплуатации размера до предельного состояния.

Определение требуемых значений долговечности проводится на основе испытаний и (или) расчетов. Расчетное определение допускается при условии, что по опыту применения используемый метод расчета дает надежные оценки. Должны быть применены необходимые запасы, учитывающие межэкземплярное рассеяние усталостной долговечности и условий эксплуатации и нагруженности. При определении максимального не обнаруживаемого размера повреждения необходимо учитывать характеристики надежности используемых средств и методов контроля, а также возможные отличия этих характеристик в эксплуатационных условиях по сравнению с лабораторными.

(В) В случае, если любой из предстоящих осмотров (в частности, первый) не проводится из-за его невозможности и (или) нецелесообразности, соответствующая наработка должна рассматриваться как срок проведения замены элемента или выполнения доработки конструкции.

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

(а) 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; и

(3) оцениваться с учетом влияния окружающих условий, таких, как температура и влажность, ожидаемых в эксплуатации.

(d) —

(А) Материал должен иметь сертификат.

23.605. Технология производства

(а) Применяемая технология производства должна обеспечивать постоянство требуемого качества изготовления конструкции. Если производственные процессы (такие, как склеивание, точечная сварка, термообработка) требуют строгого контроля для достижения

указанной цели, то эти процессы следует осуществлять в соответствии с утвержденными технологическими условиями.

(б) Каждый новый способ производства самолета должен подтверждаться программой испытаний.

23.607. Самоконтрящиеся гайки

Самоконтрящиеся гайки не разрешается использовать на любых болтах, подверженных вращению при эксплуатации, если помимо самоконтрящегося устройства не будет применено нефрикционное контрящее устройство.

23.609. Защита элементов конструкции

Каждый элемент конструкции должен:

(а) Быть соответствующим образом защищен от уменьшения или потери прочности в процессе эксплуатации по любой причине, включая:

- (1) климатическое воздействие;
- (2) коррозию; и
- (3) абразивные воздействия.

(б) Иметь средства для вентиляции и дренажа, если это необходимо для защиты.

23.611. Доступность

Должны быть обеспечены проверка и осмотр (включая осмотр основных элементов конструкции и систем управления), тщательное восстановление и замена любой составной части, требующей технического обслуживания, регулировки для обеспечения правильной установки и функционирования, смазки или ухода.

23.613. Прочностные характеристики материалов и их расчетные значения

(а) Прочностные характеристики материалов должны определяться на основании достаточного количества испытаний, с тем чтобы расчетные значения можно было устанавливать на основе статистики.

(б) Расчетные значения следует выбирать таким образом, чтобы вероятность недостаточной прочности любой конструкции из-за отклонения свойств материала была бы чрезвычайно малой.

(с) —

(А) 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).

23.615. Расчетные характеристики

(а) Расчетные характеристики, изложенные в 23.613 (А), можно использовать с соблюдением следующего:

(1) Когда приложенные нагрузки в конечном счете распределяются через один элемент в пределах узла, агрегата, причем разрушение этого элемента могло бы привести к нарушению целостности всей конструкции, должны соблюдаться гарантированные минимальные расчетные механические характеристики (значения «А»), 23.613 (А).

(2) Расчет статически неопределимых конструкций, у которых частичное разрушение отдельных элементов приводит к безопасному перераспределению приложенных нагрузок

на другие несущие элементы конструкции, можно производить на основе 90 %-й вероятности (значения «В»), — 23.613 (А).

Примерами могут служить лист с ребрами жесткости, многозаклепочные или многоболтовые соединения.

(3) Значения «А» и «В» определяются следующим образом:

(i) значение «А» — это значение, выше которого находится не менее 99 % всей совокупности значений с достоверностью 95 %;

(ii) значение «В» — это значение, выше которого находится 90 % всей совокупности значений с 95 %-й достоверностью.

(b) Можно использовать более высокие расчетные значения, чем гарантированные минимумы, требуемые в пункте (а) настоящего параграфа, если производится «дополнительный отбор» материала, при котором образец каждого отдельного элемента подвергается испытаниям перед его использованием, чтобы убедиться, что его фактическая прочность равна или выше расчетной.

(с) Поправочные коэффициенты для материала таких элементов конструкции, как листы со стрингерами и заклепочные соединения, можно не вводить, если в результате испытаний получены достаточные данные для вероятностного расчета, показывающего, что характеристики не менее 90 % элементов равны допустимым выбранным расчетным значениям или выше их.

23.619. Специальные коэффициенты безопасности

Коэффициент безопасности, предписанный в 23.303, следует умножать на соответствующие максимальные коэффициенты безопасности, предписанные в параграфах с 23.621 по 23.625, для каждой детали конструкции, прочность которой:

(1) ненадежна;

(2) может ухудшиться в процессе эксплуатации до обычной замены; или

(3) может значительно изменяться вследствие несовершенства технологических процессов или методов контроля.

26.621. Коэффициенты безопасности для отливок

(а) **Общие положения.** Коэффициенты, испытания и проверки, указанные в пунктах от (b) до (d) настоящего параграфа, должны применяться в дополнение к тем, которые необходимы для обеспечения обусловленной добротности литья. Проверки должны проводиться в соответствии с утвержденными техусловиями. Пункты (с) 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 смятия и поверхности смятия.** Коэффициенты безопасности для отливок, указанные в пунктах (с) и (d) настоящего параграфа:

(1) Не должны превышать 1,25 для напряжений смятия, независимо от применяемого метода контроля; и

(2) Не должны применяться к опорным поверхностям детали, коэффициент смятия которой превышает ее коэффициент безопасности для отливок.

(с) **Критические отливки.** Нижеследующие условия относятся ко всем отливкам, разрушение которых может воспрепятствовать продолжению безопасного полета и посадке самолета или привести к серьезным ранениям экипажа и пассажиров:

(1) Все критические отливки должны:

(i) иметь коэффициент безопасности для отливок не менее 1,25; и

(ii) проходить 100 %-й контроль визуальным, радиографическим и магнитным или проникающим методами или другими утвержденными эквивалентными неразрушающими методами контроля.

(2) Если критические отливки имеют коэффициент безопасности менее 1,50, необходимо подвергать статическим испытаниям три образца отливок на соответствие:

(i) требованиям к прочности параграфа 23.305 при разрушающей нагрузке, соответствующей коэффициенту безопасности для отливок 1,25; и

(ii) требованиям к деформации параграфа 23.305 при нагрузке в 1,15 раза больше предельной 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.** Нижеследующее относится ко всем отливкам, кроме указанных в пункте (с) настоящего параграфа:

(1) Кроме случаев, предусмотренных в подпунктах (2) и (3) настоящего пункта, коэффициенты безопасности для отливок и соответствующие проверки должны отвечать требованиям приведенной ниже таблицы:

Коэффициент безопасности для отливок	Метод контроля
2,0 и более	100 %-й визуальный контроль
менее 2,0, но более 1,5	100 %-й визуальный, магнитный или проникающий или эквивалентный неразрушающий метод контроля
от 1,25 до 1,50	100 %-й визуальный, магнитный или проникающий и радиографический или утвержденный эквивалентный неразрушающий метод контроля

(2) Если введена утвержденная процедура контроля качества, но невизуальными методами можно проверять меньший процент отливок, чем указано в подпункте (1) настоящего пункта.

(3) Для отливок, производимых по техусловиям, которые гарантируют механические свойства материала отливки и предусматривают показ этих свойств испытаниями образцов, выборочно вырезанных из отливок:

(i) можно брать коэффициент безопасности для отливок, равный 1,0;

(ii) эти отливки следует проверять в соответствии с требованиями для коэффициентов от 1,25 до 1,50 подпункта (1) настоящего пункта и испытывать в соответствии с подпунктом (с) (2) настоящего параграфа.

23.622. Коэффициенты безопасности для конструкций из композиционных материалов

Для силовых частей, узлов, деталей и элементов конструкции самолета, выполненных из композиционных материалов, вводится дополнительный коэффициент безопасности $f_{\text{доп}}$.

Если 100 % конструкций из композиционных материалов пооперационно и после окончательной сборки подвергаются визуальному, акустическому и ультразвуковому контролю, величина дополнительного коэффициента безопасности определяется в зависимости от разброса несущих свойств данных конструкций.

γ_k	0,08	0,10	0,15	0,20	0,25
$f_{\text{доп}}$	1,0	1,03	1,25	1,57	1,97

Примечание. Для промежуточных значений γ_k применяется линейная интерполяция между соседними значениями.

Коэффициент вариации γ_k , характеризующий разброс несущих свойств конструкций из композиционных материалов, определяется по результатам статических испытаний ряда одинаковых конструкций рассматриваемого типа или конструкций, аналогичных рассматриваемой, изготовленных по той же технологии и имеющих одинаковую с рассматриваемой конструкцией форму разрушения. При наличии ограниченного числа испытаний коэффициент вариации γ_k получается путем умножения выборочного коэффициента, полученного статистической обработкой результатов испытаний, на коэффициент η , определяемый в зависимости от числа испытаний конструкции (n):

n	3	4	5	6	8	10	15	20	30
η	1,5	1,44	1,37	1,33	1,26	1,22	1,14	1,1	1,0

При отсутствии данных о разбросе несущих свойств конструкции допускается использование статистических данных по разрушающим напряжениям, полученных на образцах (конструктивных элементах, панелях). При этом форма разрушения образцов должна соответствовать форме разрушения конструкции. Коэффициент вариации γ_k определяется через коэффициент вариации разрушающих напряжений образцов γ_σ с учетом числа испытанных образцов (см. выше) по следующей формуле:

$$\gamma_k = \sqrt{(\gamma_\sigma \cdot \gamma_\sigma)^2 + 0,0064}.$$

Если применяемые виды контроля отличаются от указанных выше, величина дополнительного коэффициента безопасности устанавливается по результатам специального анализа.

23.623. Коэффициенты безопасности в опорах

(а) Все детали, имеющие установочные зазоры (ходовая посадка) и подвергающиеся сотрясениям или вибрации, должны иметь коэффициент безопасности в опорах достаточно большой, чтобы учесть воздействие обычных для детали относительных перемещений.

(б) Для шарниров подвески поверхностей управления и узлов соединений системы управления соответствие коэффициентам, заданным соответственно в 23.657 и 23.693, означает удовлетворение требованиям пункта (а) настоящего параграфа.

23.625. Коэффициенты безопасности для стыковых узлов

Нижеследующие условия относятся ко всем стыковым узлам (детали или концевые устройства, соединяющие один элемент конструкции с другим):

(а) Для всех стыковых узлов, прочность которых не доказана испытаниями на предельные эксплуатационные и разрушающие нагрузки с воспроизведением действительных напряжений в стыковом узле и окружающих конструкциях, коэффициент безопасности для стыковых узлов, равный не менее 1,15, следует брать для всех деталей:

- (1) стыкового узла;
- (2) крепления; и
- (3) опор соединяемых элементов.

(б) 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).

(с) Для всех стыковых узлов, выполненных заодно с деталью, стыковым узлом 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, предписанные в 23.561, умноженные на равный 1,33 коэффициент безопасности для стыковых узлов.

23.627. Усталостная прочность

Прочность, конструкция детали и изготовление 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

(А) Должно быть показано специальными исследованиями (расчетами, испытаниями моделей, частотными испытаниями планера или его частей), что во всем диапазоне полетных масс 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 устанавливаются на основе опыта обеспечения безопасности от флаттера аналогичных конструкций и по результатам проведения специальных исследований, но в их число обязательно должны быть включены:

— жесткость на кручение и расстояние от оси жесткости до центра тяжести сечения основной поверхности; и

— демпфирование, массовая балансировка и жесткость проводки управления (и 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 массовая балансировка всех органов управления должна контролироваться в соответствии со специальной инструкцией.

(В) Расчеты и испытания моделей должны быть выполнены так, чтобы определить как симметричные, так и антисимметричные формы флаттера и их чувствительность к определяющим параметрам.

(С) 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 V_D ; и

(4) не имеется большого и резкого падения демпфирования при приближении к V_D .

Если схема самолета необычна или в результате проведенных исследований по пунктам (А) и (В) будет иметь место одно из следующих условий:

— флаттер возникает при скорости полета менее $1,25 V_D$;

— имеется резкая зависимость критической скорости флаттера от определяющего параметра;

— имеется необъяснимое несоответствие между результатами расчетного и экспериментального исследований,

летная проверка безопасности самолета от флаттера обязательна.

(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) индикаторная скорость самолета меньше 450 км/ч на высотах до 7500 м, а на больших высотах меньше чисел $M = 0,6$;

(2) крыло самолета не несет больших сосредоточенных масс, таких, как двигатели, подвески или топливные баки;

(3) самолет:

(i) не имеет Т-образного или двухбалочного оперения;

(ii) не имеет необычного распределения массовых характеристик или других конструктивных отличий, не позволяющих использовать упрощенные методы исследований;

(iii) не имеет полностью поворотных стабилизатора или кия.

(Е) Для самолетов с двигателями на крыле динамическая схема должна учитывать наличие значительных аэродинамических, инерционных, упругих и демпфирующих сил, действующих на винт, двигатель и узлы его крепления. Безопасность от флаттера должна быть обеспечена не только для исходного состояния этих параметров, но и при некотором их изменении.

(F) Должно быть показано отсутствие флаттера, дивергенции и реверса органов управления вплоть до V_D :

(1) Для самолетов, попадающих в классификацию подпунктов (D) (1), (D) (2) и (D) (3), после любого 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) При всех предусмотренных конфигурациях и для всех полетных масс, высот и режимов полета, начиная с наземных и вплоть до полета на скорости V_D , должна быть обеспечена устойчивость самолета при взаимодействии конструкции планера с 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 $+60^\circ$ модуль (амплитуда) АФЧХ не должен превышать 0,5. (Положение критической точки частотного критерия устойчивости принято в правой полуплоскости, 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.

23.631. Птицестойкость лобовых стекол

Лобовые стекла фонаря кабины, защищающие экипажи самолетов нормальной и многоцелевой категорий, а также элементы конструкции, несущие эти стекла, должны выдерживать удар птицы весом 0,9 кгс (2 фунта), а для самолетов переходной категории 1,8 кгс (4 фунта) при наиболее неблагоприятных температурных условиях. При этом в качестве расчетной истинной скорости соударения должна быть принята скорость, равная V_c на уровне моря или $0,85V_c$ на высоте 24000 м, что больше.

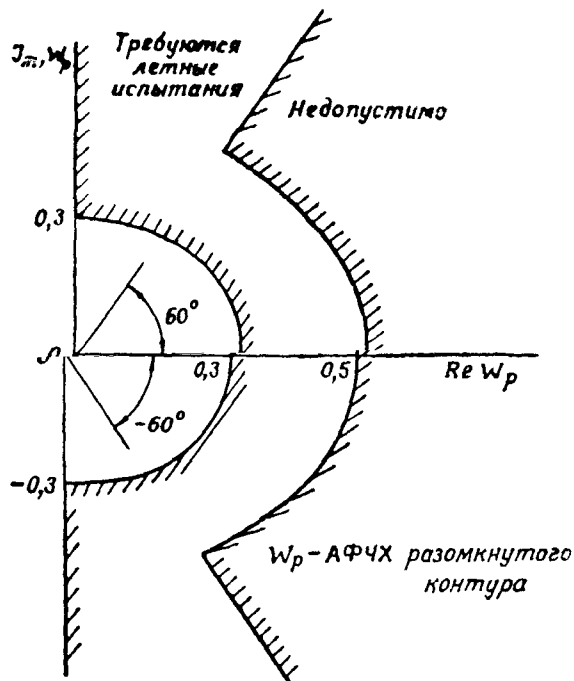


Рис. 1

КРЫЛЬЯ

23.641. Доказательство прочности

Прочность крыльев с работающей обшивкой должна быть доказана путем статических испытаний или сочетанием расчета на прочность и статических испытаний.

ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

23.651. Доказательство прочности

(а) Поверхность управления требуется испытывать 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 рулевых поверхностей хвостового оперения должна быть выполнена таким образом, чтобы исключалась интерференция между любыми двумя поверхностями или их креплениями, когда одна поверхность находится в крайнем положении, а другие отклоняются на полный угол.

(b) В случае применения регулируемого стабилизатора для него должны быть предусмотрены упоры, ограничивающие диапазон его отклонений такими углами, которые обеспечивают безопасность полета и посадки.

23.657. Шарниры подвески

(a) Шарниры подвески поверхностей управления, за исключением шарниров 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 шарнирах подвески с шариковыми и роликовыми подшипниками утвержденные номинальные характеристики подшипников не должны превышать.

(c) Шарниры подвески должны иметь достаточную прочность и жесткость при нагрузках, параллельных оси шарнира.

При отсутствии более точных данных инерционные нагрузки можно принять равными $K \cdot G$, где

- (1) $K = 24$ для вертикальных поверхностей;
- (2) $K = 12$ для горизонтальных поверхностей;
- (3) G — вес отклоняющейся поверхности.

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 шарниров подвески.

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

23.671. Общие положения

(a) Системы управления должны выполнять свои функции легко, плавно и стабильно.

(b) Рычаги управления системами должны быть расположены и обозначены так, чтобы обеспечивалось удобство в работе и предотвращалась возможность ошибок летчика и непреднамеренного действия.

(A) При отклонении рычагов управления должна быть обеспечена полная независимость отклонения поверхностей управления по крену и тангажу.

23.673. Основные системы управления полетом

(а) Основными являются такие системы управления полетом, которые непосредственно используются летчиком для управления самолетом по тангажу, крену и курсу.

(б) На самолетах, имеющих раздельные поверхности поперечного и путевого управления, должны быть приняты меры по уменьшению вероятности полной потери поперечного или путевого управления в случае отказа любого элемента систем.

(А) Жесткость механической проводки основной системы управления должна быть такой, чтобы уменьшение углов отклонения поверхностей управления под действием максимального эксплуатационного аэродинамического шарнирного момента не превышала 10 % от полного диапазона их отклонения.

(В) 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 исключить возможность расклевки самолета летчиком на любом эксплуатационном режиме полета.

(С) 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

(а) Системы управления должны иметь упоры, ограничивающие диапазон отклонения подвижных аэродинамических поверхностей, управляемых данными системами.

(б) Расположение упоров должно быть таким, чтобы изменение диапазона перемещения поверхности управления вследствие износа, слабину или разрегулировки натяжных устройств не оказывало отрицательного влияния на характеристики управления.

(с) Упоры должны выдерживать нагрузки, соответствующие расчетным условиям для системы управления.

23.677. Системы балансировки

(а) 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 вращения самолета. Кроме того, должны предусматриваться устройства, указывающие летчику положение балансировочного устройства по отношению к диапазону регулирования. Этот указатель должен быть виден летчику, спроектирован и установлен таким образом, чтобы предотвращались ошибки летчика.

(б) Балансировочные устройства должны быть спроектированы так, чтобы при отказе любого одного элемента в основной системе управления полетом управляемость самолетом была приемлемой для безопасного полета и посадки:

(1) На одномоторных самолетах — с устройством продольной балансировки;

(2) На многомоторных самолетах — с устройствами продольной и путевой балансировки.

(с) Если триммер не имеет весовой балансировки и в связи с этим не исключается возможность возникновения флаттера, то система управления триммером должна быть необратимой. Необратимые системы управления триммерами должны иметь достаточную жесткость и надежность на участке от триммера до места крепления к конструкции самолета устройства, обеспечивающего необратимость.

(д) Кроме того, для пассажирских самолетов должно быть продемонстрировано, что самолет безопасно управляется и летчик может выполнять все маневры и действия,

необходимые для выполнения безопасной посадки после любого возможного в эксплуатации вероятного электрического отказа в системе управления триммером, который вызывает увод триммера. — Такую демонстрацию следует проводить при критических весах самолета и положениях центра масс.

23.679. Стопоры системы управления

Если имеется устройство стопорения системы управления на земле или на воде, то должны быть предусмотрены средства: —

- (а) Безошибочного предупреждения летчика о включенном стопоре.
- (б) Предотвращения непроизвольного включения стопора в полете.

| 23.681. Статические испытания на расчетную нагрузку

(а) Соответствие требованиям настоящих Норм — должно быть доказано испытаниями, при которых:

(1) Выбором направления испытательных нагрузок создаются наиболее неблагоприятные условия нагружения системы управления; и

(2) Испытаниям подвергаются также все узлы, ролики и кронштейны, используемые для крепления системы к основной конструкции.

(б) Соответствие специальным коэффициентам для соединений системы управления, имеющих угловое перемещение, должно быть доказано расчетами или отдельными статическими испытаниями.

23.683. Испытания на функционирование

(а) Испытаниями на функционирование должно быть показано, что, когда поверхности управления приводятся в действие из кабины летчика при нагрузке системы, предписанной в пункте (б) настоящего параграфа, система работает без:

- (1) Заедания;
- (2) Чрезмерного трения; и
- (3) Чрезмерного отклонения органов управления.

(б) Предписываются следующие испытательные нагрузки:

(1) Для полной системы — меньшие из двух видов нагрузок, соответствующих эксплуатационным воздушным нагрузкам на данную поверхность или предельным усилиям летчика по 23.397 (б); и

(2) Для вспомогательных органов управления — нагрузки не ниже соответствующих максимальному усилию летчика в соответствии с 23.405.

| 23.685. Элементы системы управления

(а) Все элементы системы управления должны быть сконструированы и установлены таким образом, чтобы исключалось заедание, трение и соприкосновение их с пассажирами, грузами, незакрепленными предметами, а также образование влаги в местах, где замерзание может вызвать отказ системы управления.

(б) В кабине экипажа должны быть приняты меры, предотвращающие попадание посторонних предметов в такие места, где они могут вызвать заедание системы управления.

(с) Должны быть приняты меры, предотвращающие удары тросов или тяг о другие части самолета.

(д) Все элементы системы управления полетом должны быть так спроектированы и иметь четкую и постоянную маркировку, чтобы исключить возможность неправильной сборки, которая привела бы к нарушению функционирования системы управления.

23.687. Пружинные устройства

Надежность пружинных устройств, применяемых в системе управления, должна под-

тверждаться испытаниями, воспроизводящими условия эксплуатации, если отказ пружины может вызвать флаттер или привести к снижению безопасности полета.

23.689. Тросовые системы

(а) 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 (1/8 дюйма);

(2) тросовые системы должны быть спроектированы таким образом, чтобы исключалось опасное изменение натяжения тросов во всем диапазоне перемещений при эксплуатационных условиях и изменения температуры;

(3) должна быть обеспечена возможность визуального осмотра всех направляющих, роликов, наконечников и тандеров.

(б) Тип и размер ролика должны соответствовать применяемому тросу. Ролики должны быть снабжены установленными вблизи предохранительными устройствами против смещения и загрязнения тросов даже при их провисании. Все ролики должны находиться в одной плоскости с тросом во избежание трения троса о бортík ролика.

(с) Направляющие тросов должны устанавливаться таким образом, чтобы они не изменяли направление троса более чем на 3°.

(д) В системах управления не должны применяться находящиеся под воздействием нагрузки или имеющие подвижность серьги с осевыми шпильками, законтренные только шплинтами.

(е) Тандеры должны устанавливаться на участках троса, не имеющих угловых перемещений во всем диапазоне хода троса.

(ф) 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 меньше 3,175 мм (1/8 дюйма).

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 превышать.

23.697. Система управления закрылками

(а) Система управления закрылками крыла должна быть спроектирована таким образом, чтобы при отклонении закрылков в любое заданное положение, которое удовлетворяет требованиям и летным характеристикам данных требований, они не могли перемещаться из заданного положения, если только это перемещение не вызвано воздействием управления или работой автоматического устройства ограничения нагрузки на закрылок.

(б) Скорость перемещения закрылков в ответ на управляющие команды летчика или автоматических устройств должна обеспечивать удовлетворительные пилотажные и летные характеристики при установившихся и изменяющихся воздушной скорости, мощности двигателей и пространственном положении самолета.

23.699. Указатель положения закрылков

Должен быть предусмотрен указатель положения закрылков:

(а) 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) положение закрылков нелегко определить летчику 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 показа соответствия требованиям настоящих Норм АП-23 к летным характеристикам; и

(2) установка закрылков не удовлетворяет требованиям подпункта (a) (1) настоящего параграфа.

23.701. Взаимосвязь между закрылками

(a) Отклонение закрылков по обе стороны от плоскости симметрии самолета должно синхронизироваться какой-либо механической связью, если характеристики самолета не позволяют выполнять безопасный полет при убранных закрылках с одной стороны и выпущенных с другой.

(b) В случае применения механической связи на многомоторных самолетах она должна быть рассчитана на несимметричные нагрузки, возникающие в полете с переработавшими по одну сторону от плоскости симметрии двигателями и при работе остальных двигателей на взлетной мощности. Для одномоторных самолетов, а также для многомоторных самолетов, у которых нет влияния струи от 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, а поверхности закрылков по другую сторону свободны для движения и к ним прилагается полная мощность приводящей системы.

ШАССИ

23.721. Общие положения

К шасси легких самолетов — относятся следующие общие требования:

(a) Основные опоры шасси должны быть спроектированы так, чтобы в случае их разрушения из-за нерасчетных перегрузок на разбеге и пробеге (предполагается, что перегрузки действуют в направлениях вверх и назад) характер разрушения был таким, чтобы не возникла утечка из — топливной системы — количества топлива, достаточного для появления — пожара.

(b) — самолет должен быть спроектирован так, чтобы можно было осуществить управляемую посадку самолета на дорожку с покрытием при невыпуске одной или большего числа опор; при этом не должно происходить такого повреждения компонентов конструкции, которое могло бы вызвать утечку количества топлива, достаточного для появления — пожара.

(c) Соответствие требованиям настоящего параграфа может быть доказано расчетом или испытаниями, или тем и другим.

23.723. Испытания амортизации

(a) Должно быть показано, что максимальные коэффициенты эксплуатационной перегрузки, выбранные для расчета согласно 23.473 соответственно для взлетного и посадочного весов, не будут превышены.

Это должно быть показано испытаниями на поглощение энергии, за следующим исключением: для случаев увеличения ранее утвержденных взлетного и посадочного весов

разрешается использовать расчет на основе проведенных испытаний системы шасси с идентичными характеристиками энергопоглощения.

(b) —

(А) Максимальная энергия, которую должна воспринимать амортизационная система при динамическом приложении нагрузки, определяется следующими условиями:

(1) 1,5 эксплуатационной энергии при редуцированной массе, соответствующей расчетной посадочной массе самолета, и подъемной силе, задаваемой в 23.473 (е), и

(2) Если при указанных в (А) (1) энергии и подъемной силе величина вертикальной составляющей скорости в первый момент посадки получится меньше, чем 1,2 скорости снижения, задаваемой в 23.473 (д) (1), то дополнительно должно быть рассмотрено поглощение амортизационной системой максимальной работы при этой скорости снижения (23.473 (д) (1)) и подъемной силе самолета, равной весу.

23.725. Испытания на сброс при предельных условиях

(а) Если соответствие с 23.723 (а) доказывается испытаниями на свободное падение, то эти испытания должны проводиться на целом самолете или на агрегатах, состоящих из колеса, шины и амортизатора, собранных соответствующим образом.

Высота свободного падения должна быть не меньше, чем при определении по следующей формуле:

$$h = 0,042 \cdot (G/S)^{1/2}, \text{ м } (h = 3,6 \cdot (W/S)^{1/2}, \text{ дюймы}).$$

Однако высота свободного падения не должна быть меньше 0,234 м (9,2 дюйма) и может не превышать 0,475 м (18,7 дюйма).

(b) Если при испытаниях на свободное падение — влияние подъемной силы крыла представляется эквивалентным уменьшением веса, шасси должно сбрасываться с эффективным весом, равным:

$$G_e = G \cdot (h + (1 - L) \cdot d) / (h + d) \quad (W_e = W \cdot (h + (1 - L) \cdot d) / (h + d)),$$

где

G_e (W_e) — эффективный вес, используемый при испытаниях на сброс;

h — заданная высота свободного падения;

d — обжатие шины при ударе (при утвержденном давлении в шине) плюс вертикальная составляющая перемещения оси колеса относительно падающей массы;

$G = G_m$ ($W = W_m$) — для основных стоек шасси; равен статической нагрузке на основную стойку при горизонтальном положении самолета (при этом на самолетах с передней стойкой шасси передняя стойка не касается земли);

$G = G_r$ ($W = W_r$) — для хвостовых стоек; равен статической нагрузке на хвостовую стойку при стоянке с опущенным хвостом;

$G = G_n$ ($W = W_n$) — для носовых стоек; равен вертикальной составляющей статической реакции переднего колеса. Принимается, что масса самолета сосредоточена в центре тяжести и создает силу, соответствующую ускорению 1,0 g, направленную вниз, и 0,33 g — вперед; и

L — отношение принятой подъемной силы крыла к весу самолета, но не более 0,667.

(с) Предельная эксплуатационная инерционная перегрузка должна определяться точно или в запас при испытаниях на сброс с таким пространственным положением стоек шасси и при таких лобовых нагрузках, которые соответствуют условиям посадки.

(d) Значение d , используемое при вычислении G_e (W_e) в пункте (b) настоящего параграфа, не должно превышать фактического значения, полученного при испытаниях на сброс.

(е) Предельная эксплуатационная инерционная перегрузка должна определяться при испытаниях на сброс согласно пункту (b) настоящего параграфа по следующей формуле:

$$n = n_j G_e / G + L \quad (n = n_j W_e / W + L),$$

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; и $G, G_e (W, W_e)$ и L — те же, что и при вычислении в испытаниях на сброс.

(f) Величина « n », определенная в соответствии с пунктом (е), не должна превышать предельную эксплуатационную инерционную перегрузку, используемую в условиях посадки параграфа 23.473.

23.726. Динамические испытания на наземные нагрузки

(а) Если соответствие требованиям параграфов от 23.479 до 23.483 в отношении наземных нагрузок доказывается динамически, путем испытаний на сброс, то должно быть проведено одно испытание на сброс согласно 23.725, за исключением того, что высота сброса должна быть:

(1) В 2,25 раза больше высоты сброса, предписанной в 23.725 (а); или

(2) Достаточной для получения в 1,5 раза большей предельной эксплуатационной перегрузки.

(b) Для доказательства прочности следует использовать критические условия посадки при всех расчетных условиях, указанных в параграфах от 23.479 до 23.483.

23.727. Испытания на работоспособность при сбросах

(а) Если соответствие требованию к работоспособности параграфа 23.723 (b) доказывалось испытаниями на свободное падение, 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 в 23.723 (A) (1) и (2).

23.729. Система выпуска и уборки шасси

(а) **Общие положения.** Следующие требования относятся к самолетам с убирающимся шасси:

(1) Каждый механизм уборки шасси и поддерживающая его конструкция должны быть рассчитаны на максимальные полетные перегрузки 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 $1,6 V_{c1} (1,6 V_{s1})$ 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 $1,6 V_{c1} (1,6 V_{s1})$ с убранными закрылками.

(b) **Замок шасси.** Должны быть предусмотрены надежные средства (помимо давления жидкости или газа) для удержания шасси в выпущенном положении.

Если невозможно доказать, что выпуск шасси на любой скорости не будет опасным, то должны быть предусмотрены надежные устройства для фиксации шасси и створок в нужном убранном положении в полете.

(с) **Аварийный выпуск.** Сухопутный самолет с убирающимся шасси, которое не может быть выпущено 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 летчика о том, что шасси зафиксировано 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 шасси не выпущено полностью, или «убрано и зафиксировано», если шасси не полностью убрано. — 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 опоры 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 малого газа, а шасси не выпущено полностью и не зафиксировано замками. — Если имеется ручной выключатель указанного сигнального устройства, то сигнальная система должна быть спроектирована таким образом, чтобы последующая за выключением сигнализации уборка любого РУД в положение нормального захода на посадку и далее вызывала включение звуковой сигнализации;

(2) Устройство, которое действует непрерывно, когда закрылки отклонены в положение для нормального захода на посадку или за него, а шасси не выпущено полностью и не зафиксировано замками. — Датчик положения закрылков можно установить в любом удобном месте. В системе данного устройства разрешается использовать любую часть системы (включая генератор звукового сигнала) устройства, требуемого подпунктом (1) настоящего пункта.

(A) **Защита оборудования, установленного в нишах шасси.** Самолет, максимальный взлетный вес которого 2730 кг (6000 фунтов) или более, должен быть, насколько это возможно, спроектирован таким образом, чтобы можно было избежать опасности повреждения оборудования, расположенного в нишах шасси и необходимого для безопасного полета и посадки, вследствие:

(1) разрыва шины от перегрева, если эта возможность не исключена; и

(2) повреждения шины, если не показано, что ослабленная таким образом шина не может вызвать разрушительного действия.

Защита оборудования может быть осуществлена при помощи соответствующего размещения или экранирования.

В узел колеса и шины должны входить средства, позволяющие предотвратить разрыв шины из-за перегрева, вызванного эксплуатационной обстановкой (например, чрезмерным использованием тормозов).

23.731. Колеса

(a) Все основные, носовые и хвостовые колеса должны быть утвержденного типа.

(b) Максимальная по условиям стояночная нагрузка каждого колеса должна быть не меньше соответствующей статической реакции земли при:

(1) Расчетном максимальном весе;

(2) Критической центровке.

(с) Максимальная предельная по техусловиям нагрузка каждого колеса должна быть равна или больше максимальной предельной эксплуатационной радиальной нагрузки, определенной согласно соответствующим требованиям настоящих норм к наземным нагрузкам.

(А) Конструкция колес и тормозов должна обеспечивать их работоспособность при попадании в тормоза воды, грязи (либо иметь надежную защиту от их попадания).

(В) Все тормозные колеса должны быть оборудованы сигнализаторами превышения предельных температур.

| 23.733. Шины

(а) Каждое колесо шасси должно иметь шину, характеристики которой, согласованные с Компетентным органом, не превышаются:

(1) При нагрузке на шину каждого основного колеса, равной соответствующей статической реакции земли при расчетном максимальном весе и критической центровке; и

(2) При нагрузке на шины носовых колес (сравниваемой с динамическими характеристиками, которые установлены для подобных шин), равной реакции, полученной на носовом колесе при следующих условиях: масса самолета сосредоточена в наиболее критическом положении центра тяжести и находится под действием сил $1,0 G$ ($1,0 W$) вниз и $0,31 G$ ($0,31 W$) вперед (где G (W) — 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 шины специальной конструкции, то это должно быть отмечено на колесах ясной и хорошо видимой маркировкой. Маркировка должна включать в себя указания о типе шины, размерах, количестве слоев и опознавательное клеймо самой шины.

(с) На убирающемся шасси все шины при максимальных возможных в эксплуатации их размерах должны иметь зазор с окружающей конструкцией и системами, достаточный для исключения контакта между шиной и любой частью конструкции или систем.

| 23.735. Тормоза

(а) Должны быть предусмотрены такие тормоза, чтобы величина кинетической энергии, поглощаемой тормозной установкой каждого основного колеса, была не менее потребной величины поглощения кинетической энергии торможения, полученной любым из следующих методов:

(1) Определение 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 можно получить по следующей формуле:

$$E_k = (0,00395 \cdot G \cdot V^2) / N \quad (E_k = (0,0443 \cdot W \cdot V^2) / N),$$

E_k — кинетическая энергия на колесо, кгм;

G (W) — расчетный посадочный вес, кг;

V — скорость самолета, км/ч, величина V должна быть не меньше V_{so} (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 покрытием при работе критического двигателя на взлетной мощности, но не требуется, чтобы они исключали движение самолета с заторможенными колесами.

КОРПУСА И ПОПЛАВКИ ГИДРОСАМОЛЕТОВ

- 23.751. — Зарезервирован.
- 23.753. — Зарезервирован.
- 23.755. — Зарезервирован.
- 23.757. — Зарезервирован.

РАЗМЕЩЕНИЕ ЛЮДЕЙ И ГРУЗОВ

23.771. Кабина летчиков

В кабине экипажа:

(a) Кабина и ее оборудование должны обеспечивать летчикам 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 просов и тяг управления, должны быть так расположены относительно винтов, чтобы даже частично ни летчики, ни органы управления 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 летчиков

(a) Кабина экипажа должна быть свободна от яркого света (бликов) и отражений и сконструирована так, чтобы:

(1) Обзор у летчиков был достаточно широким, беспрепятственным и неискаженным для безопасной эксплуатации;

(2) Каждый летчик был защищен от проявлений погоды так, чтобы в условиях мерных атмосферных осадков не происходило чрезмерного ухудшения видимости по направлению движения при нормальном полете и посадке.

(b) Если запрашивается сертификация ночной эксплуатации, то соответствие пункту (a) настоящего параграфа следует доказывать испытаниями в ночном полете.

23.775. Лобовые стекла и окна

(a) Для внутренних панелей остекления должно использоваться безосколочное 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; и

(3) Влияние температуры и ее перепады.

(c) На самолетах с гермокабинами, на которых не выполняются условия безопасного разрушения по пункту (e) настоящего параграфа, защитный фонарь вместе с харак-

терной частью его установки должен быть подвергнут специальным испытаниям, воспроизводящим комбинированное воздействие длительных и циклических нагрузок от перепада давления и полетных нагрузок.

(d) Лобовое стекло и боковые окна, находящиеся впереди летчика, сидящего в нормальном полетном положении, должны иметь коэффициент пропускания света не менее 70 %.

(e) Если запрашивается сертификат для эксплуатации на высотах более 7620 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.

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 исключалась путаница в их непреднамеренном использовании.

(b) Органы управления должны быть расположены и установлены таким образом, чтобы сидящий летчик мог полностью и беспрепятственно перемещать любой орган управления и этому не мешали 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;

(2) на самолетах с одним двигателем и с тандемным расположением кресел — 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; и

(4) на самолетах с расположением кресел летчиков рядом и с двумя комплектами органов управления силовой установкой — на левом и правом пультах.

(d) Порядок размещения органов управления слева направо:

рычаг управления мощностью (тягой), управление воздушным винтом (числом об/мин) и управление составом смеси (на самолетах с газотурбинными двигателями — рычаг регулятора воздушного винта и выключатель подачи топлива);

рычаги управления тягой (РУД) должны быть по меньшей мере на 25 мм (1 дюйм) выше или длиннее (чтобы быть более заметными), чем органы управления винтом (об/мин) или смесью;

управление подогревом воздуха или дополнительным воздухом карбюратора должно находиться слева от рычага управления двигателем или, если он не на среднем пульте, то как минимум в 203 мм (8 дюймах) от органа управления смесью. Если же управление подогревом воздуха находится на среднем пульте, то оно должно устанавливаться сзади или ниже РУД;

органы управления наддувом должны быть установлены ниже или сзади органов управления 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, управление оборотами винта, смесью.

(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; и

(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 летчик при любом возможном положении кресла мог видеть и дотянуться до них, не передвигая кресла или основной орган управления.

(1) Для механического переключателя подачи топлива:

(i) в качестве указателя выбранного положения клапана подачи топлива должна использоваться стрелка, и она должна обеспечивать надежное обозначение и фиксировать выбранное положение клапана,

(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 надежным образом 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 клапана подачи топлива или электрический или цифровой переключатель одновременно являются перекрывающим 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

Перемещение и действие

(1) Основные органы управления

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

Закрылки (или вспомогательные устройства для увеличения подъемной силы)	Орган управления вперед или вверх — уборка закрылков или вспомогательных устройств
Триммеры (или эквивалентные им устройства)	Перемещение выключателя или механическое вращение органа управления — для аналогичного вращения самолета вокруг оси, параллельной оси органа управления. Ось управления тримме-

ром элерона может быть смещена для удобства выполнения летчиком необходимых действий. На самолетах с одним двигателем направление движения руки летчика должно совпадать с реакцией самолета на триммер руля направления, если летчику доступна только часть вращающегося элемента.

(b) Органы управления силовой установкой и агрегатами

(1) Силовая установка

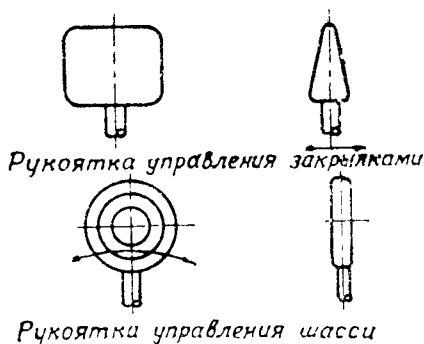
Рычаг мощности (тяги)	Вперед — увеличение поступательной тяги Назад — увеличение обратной тяги
Воздушные винты	Вперед — увеличение числа об/мин
Смесь	Вперед или вверх — обогащение смеси
Карбюратор, подогрев воздуха или дополнительный воздух	Вперед или вверх — охлаждение
Нагнетатели	Вперед или вверх — 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

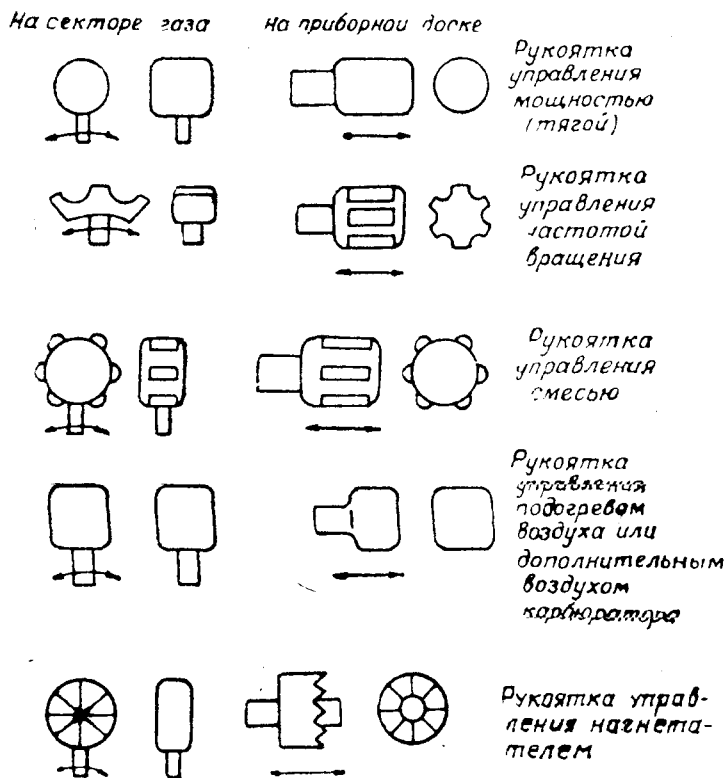
Переключатель топливных баков	Вниз — выпуск
Шасси	Направо — для правых баков, налево — для левых баков
Аэродинамические тормоза	Назад — выпуск

23.781. Форма рукояток органов управления в кабине

(а) Рукоятки органов управления закрылками и шасси должны соответствовать общим формам (но необязательно точным размерам или специфическим пропорциям), указанным на рисунке:



(b) Рукоятки органов управления силовой установкой должны соответствовать общим формам (но необязательно точным размерам или специфическим пропорциям), указанным на рисунке:



23.783. Двери

(a) Каждая отдельная кабина, предназначенная для размещения пассажиров, должна иметь, по крайней мере, одну легкодоступную наружную дверь, соответствующую требованиям.

(b) Ни одна пассажирская дверь не должна располагаться относительно диска любого воздушного винта так, чтобы это представляло опасность для лиц, пользующихся этой дверью.

(c) Все наружные двери для пассажиров или экипажа должны соответствовать следующим требованиям:

(1) Должны быть предусмотрены средства для запираания двери и предотвращения возможности ее случайного открытия в полете людьми, грузом или в результате механического повреждения.

(2) Дверь должна открываться изнутри 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 23.811 настоящей части.

(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 отпираться 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 категории и каждая дверь герметичного отсека на герметизируемом самолете должны соответствовать следующим требованиям:

(1) Должны быть предусмотрены средства для запираания каждой наружной двери, включая двери грузовых отсеков и служебные двери, и предотвращения возможности ее случайного открытия в полете людьми, грузом или в результате механического повреждения или разрушения одного элемента конструкции либо в процессе, либо после закрытия.

(2) Должна быть обеспечена возможность прямого визуального осмотра запирающего механизма для определения полного закрытия и запираания 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 запираании 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.

23.785. Кресла, спальные места, носилки, поясные ремни и плечевые привязные ремни

(a) Каждая система «кресло + средства фиксации» и ее опорная конструкция должны быть рассчитаны на обеспечение опоры для людей массой не менее 97,5 кг (215 фунтов) 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; и

(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 категории, должна состоять из кресла, поясных и плечевых привязных ремней, спроектированных таким образом, чтобы обеспечить защиту человека, требуемую в 23.562 настоящей части. 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 настоящей части.

(c) На самолетах переходной категории каждое кресло и его опорная конструкция должны быть рассчитаны на людей массой не менее 77 кг (170 фунтов) при воздействии на них статических инерционных нагрузок в результате действия расчетных перегрузок, указанных в 23.561 (b) (2) настоящей части, 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 на креслах переднего ряда и посредством поясных привязных ремней или поясных и плечевых привязных ремней 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 летчика должно быть спроектировано с учетом сил реакций, возникающих в результате приложения летчиком усилий к основным органам управления, как предписано в 23.395 настоящей части.

(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 человеком 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 действию статических инерционных нагрузок в результате воздействия расчетных перегрузок, предписанных в 23.561 (b) (2) настоящей части, или они должны удовлетворять критериям защиты человека согласно 23.562 настоящей части, 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 настоящей части в каждой системе «кресло + средства фиксации» могут использоваться особенности конструкции, такие, как смятие или отделение некоторых элементов, в противном случае 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 бы обитую торцевую стенку, брезентовую перегородку или эквивалентные средства, способные выдержать силы реакций от человека массой 97,5 кг (215 фунтов), который подвергается действию статических инерционных нагрузок в результате воздействия расчетных перегрузок, указанных в 23.561 (b) (2) настоящей части. 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; и

(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) настоящей части.

(п) Соответствие требованиям настоящего раздела к статической прочности кресел и спальных мест, утвержденных как часть конструкции типа, 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 разрушающих нагрузок.

23.787. Багажные и грузовые отсеки

(a) Каждый грузовой отсек должен быть рассчитан на указанную в его трафарете максимальную массу груза и на критическое распределение нагрузки при соответствующих максимальных перегрузках, относящихся к условиям нагружения в полете и на земле.

(b) 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.

(c) Должны быть предусмотрены средства защиты людей от травмирования содержимым любого багажного или грузового отсека, расположенного позади них и отделенного конструкцией, при действии направленной вперед разрушающей перегрузки 9 с учетом того, что в отсеке находится багаж или груз максимально допустимой массы.

(d) Грузовые отсеки должны быть сконструированы из материалов по меньшей мере трудносгораемых.

(e) 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) (2) настоящей части, учитывая максимально допустимую массу багажа или груза в кабине.

(f) Если в грузовом отсеке имеются лампы, то каждая лампа должна быть установлена таким образом, чтобы исключалась возможность контакта колбы лампы с грузом.

(g) Багажные отсеки, используемые на самолетах переходной категории, должны соответствовать требованиям пунктов (a), (b), (d) и (f) настоящего параграфа.

23.803. Аварийная эвакуация

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 пределах 90 с.

23.807. Аварийные выходы

(a) **Количество и расположение.** Расположение аварийных выходов должно обеспечивать эвакуацию без давки при любом вероятном положении самолета после аварии. Само-

лет 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 параграфу 23.783 настоящей части;

(2) Зарезервирован;

(3) Если кабина экипажа отделена от пассажирской кабины дверью, которая при небольшой аварии, вероятно, может блокировать эвакуацию летчиков, то в кабине экипажа должен быть выход. Тогда количество выходов, требуемое подпунктом (1) настоящего пункта, должно определяться отдельно для пассажирской кабины с учетом количества посадочных мест в этой кабине.

(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 размером 483×660 мм (19×26 дюймов). Дополнительные запирающие устройства, используемые для охраны самолета, должны быть рассчитаны на их преодоление обычными внутренними средствами открытия. 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) располагаться и маркироваться для обеспечения легкого его обнаружения и открытия даже в темноте;

(4) иметь приемлемые меры по предотвращению заклинивания при деформации фюзеляжа; и

(5) на самолетах акробатической категории — позволять каждому человеку быстро покинуть самолет с парашютом на любой скорости от V_{c0} (V_{s0}) до $V_{\max \max}$ (V_D).

(c) **Испытания.** Безотказное функционирование каждого аварийного выхода должно быть показано испытаниями.

(d) **Двери и выходы.** Кроме этого, к самолетам переходной категории относятся следующие требования:

(1) Пассажирская входная дверь должна классифицироваться как аварийный выход на уровне пола кабины. Если в такую дверь встроен эксплуатационный трап, то он должен быть спроектирован так, чтобы после воздействия инерционных нагрузок, указанных в 23.561, и при поломке одной или более стоек шасси трап не создавал бы препятствия в такой степени, которая снизила бы эффективность аварийной эвакуации через пассажирскую входную дверь. Каждый дополнительный требуемый аварийный выход, кроме выходов на уровне пола, должен быть расположен над крылом или должен быть снабжен приемлемым вспомогательным средством для спуска людей на землю. 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, и

(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 дверью и два — на противоположном борту.

(2) Должны быть предусмотрены средства запирания каждого аварийного выхода и предотвращения возможности его открытия в полете либо случайно людьми, либо 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.

23.811. Маркировка аварийных выходов

(а) Каждый аварийный выход и каждая наружная дверь в пассажирской кабине должны иметь наружную маркировку и легко идентифицироваться снаружи самолета посредством:

(1) заметной схемы визуальной идентификации; и

(2) постоянно закрепленного деколя или трафарета на аварийном выходе или рядом с ним, которые указывают способ открытия аварийного выхода, включая любые специальные указания, если это необходимо.

(б) 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 (1 дюйм) на красном фоне высотой 51 мм (2 дюйма). Надпись (табло) должна быть самосветящейся или иметь автономное внутреннее электрическое освещение с минимальной яркостью свечения не менее 0,5 нита (160 микроламбертов). Цвета надписи и фона могут быть изменены на противоположные, если освещение пассажирской кабины практически такое же.

23.813. Проход к аварийным выходам

На самолетах переходной категории проход к аварийным выходам типа иллюминаторов (окон) не должен перекрываться креслами или спинками кресел.

23.815. Ширина прохода

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 кабины	
	менее 635 мм (25 дюймов)	635 мм (25 дюймов) и более
10 — 19	229 мм (9 дюймов)	381 мм (15 дюймов)

23.831. Вентиляция

(а) Каждая из кабин пассажиров и экипажа должна иметь соответствующую вентиляцию. Концентрация окиси углерода не должна превышать 20 мг/м³ (одну часть на 62500 частей воздуха).

(б) В дополнение к этому на самолетах с герметической кабиной переходной категории 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 выполненным начиная с полного ее наддува и понижения избыточного давления до безопасных пределов.

НАДДУВ**23.841. Герметические кабины и система регулирования давления (СРД)**

(а) Если требуется сертификация для выполнения полетов на высотах более 9450 м (31 000 футов), то высота в кабине по давлению должна выдерживаться не более 4500 м

(15 000 футов) в случае любого вероятного отказа или неисправности системы наддува.

(б) 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 предохранительных 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 выровнять 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 3050 м (10 000 футов).

(А) Если максимальная эксплуатационная высота такова, что в кабине может поддерживаться высота, не превышающая 3050 м, то предупреждение поступает в виде загорания красной лампочки либо в виде звукового сигнала.

(В) Если максимальная эксплуатационная высота такова, что система регулирования давления не может поддерживать в кабине высоту 3050 м, то предупреждение поступает в виде загорания желтой лампочки. Для индикации неисправности системы регулирования давления должен быть предусмотрен второй сигнал в виде загорания красной лампочки или звукового сигнала. Этот сигнал должен быть установлен на срабатывание при высоте в кабине, не превышающей 4500 м.

(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 от 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

(а) **Испытания на прочность.** Вся гермокабина, включая двери, иллюминаторы, фонарь и клапаны, должна быть испытана как гермокабина (гермоемкость) на перепад давления, указанный в 23.365 (d).

(б) **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 влажностях 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 и нормального функционирования после проведения летных испытаний, предписанных в подпункте (3) настоящего пункта (b).

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА

23.851. Огнетушители

На самолетах переходной категории:

(a) По меньшей мере один ручной огнетушитель должен быть удобно размещен в кабине экипажа, и

(b) По меньшей мере один ручной огнетушитель должен быть удобно размещен в пассажирской кабине.

(A) Если кабина экипажа не отделена от пассажирского салона, допускается установка на самолете одного ручного огнетушителя, доступного с рабочего места летчика, отчетливо видимого и легко используемого пассажирами.

(B) Ручные огнетушители должны закрепляться быстросъемными соединениями, всегда быть готовыми к действию, иметь краткую инструктивную надпись по их применению.

23.853. Внутренняя отделка отсеков

Во всех отсеках, используемых экипажем или пассажирами:

(a) Материалы при испытании на горючесть должны удовлетворять требованиям Приложения F к настоящим правилам.

(b) Зарезервирован.

(c) Если курение 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 под свете отчетливо видны каждому пассажиру, сидящему в пассажирской кабине, при всех возможных условиях освещения; и

(ii) выполнены таким образом, чтобы экипаж мог включать и выключать под свет; и

(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 установке 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 25,0 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, электроизоляция, 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 охваченных подпунктом (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 правилам или другими эквивалентными методиками. Средняя длина обугливания не должна превышать 200 мм, а среднее время горения после удаления источника воспламенения не должно превышать 15 с. Отделяющиеся от испытываемого образца капли не должны гореть в среднем более 5 с после падения;

(iii) Пленка демонстрируемых кинофильмов должна быть огнебезопасной. — Если пленка движется по трубам, то они должны удовлетворять требованиям подпункта (d) (3) (ii) настоящего параграфа;

(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 в минуту при испытании их на горючесть в горизонтальном положении в соответствии с относящимися к ним пунктами Приложения F, — к правилам 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 подпунктах (d) (3) (i), (ii), (iii) или (iv) настоящего параграфа, должны иметь скорость горения не более 100 мм в минуту при испытании их на горючесть в горизонтальном положении в соответствии с относящимися к ним пунктами Приложения F к настоящим правилам или другими эквивалентными методиками.

(е) Трубопроводы, баки или оборудование, содержащие топливо, масло или другие воспламеняющиеся жидкости, не должны устанавливаться в таких отсеках, если не предусмотрены надлежащие экраны, изоляция или иные средства защиты, чтобы всякая поломка или отказ перечисленных в настоящем подпункте видов оборудования не создавали опасности возникновения пожара.

(f) Авиационные материалы, находящиеся с каabinной 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 °С в течение 15 минут. 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 правилам или по эквивалентной методике, — . Средняя длина обугливания не должна превышать 150 мм, а средняя продолжительность горения после удаления источника воспламенения не должна превышать 15 с. Отделяющиеся от испытываемого образца капли не должны гореть в среднем более 3 с после падения.

23.859. Противопожарная защита обогревателей

(а) **Пожароопасные зоны обогревателей.** Следующие пожароопасные зоны обогревателей должны быть защищены от пожара в соответствии с применимыми требованиями параграфов от 23.1182 до 23.1191 и параграфа 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.

(б) **Воздушные вентиляционные каналы.** Все воздушные вентиляционные каналы, проходящие через любую пожароопасную зону, должны быть огнестойкими. Кроме того:

(1) Если огнестойкие клапаны или другие средства равной эффективности не обеспечивают изоляцию, то воздушный вентиляционный канал, идущий от каждого обогревателя, должен быть огнестойким на достаточно большом участке, чтобы любой пожар, возникший в обогревателе, не выходил за пределы канала; и

(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.

(с) **Каналы подвода воздуха к камере сгорания.** Все каналы подвода воздуха к камере сгорания должны быть огнестойкими 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, и

(2) Канал подвода воздуха к камере сгорания не должен препятствовать быстрому отводу любой обратной вспышки, которая при наличии препятствия могла бы вызвать повреждение обогревателя.

(д) **Органы управления обогревателем. Общие требования.** Должны быть приняты меры для предотвращения опасного скопления воды или льда на (или в) любом элементе управления обогревателем, проводке системы управления и предохранительном устройстве.

(е) 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 что-либо из нижеследующего:

(А) Температура теплообменника превысит безопасные пределы;

(В) Температура воздуха для вентиляции превысит безопасные пределы;

(С) 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 подпункте (е) (1) (i) настоящего параграфа.

(2) Устройства, удовлетворяющие требованиям подпункта (1) (i) настоящего пункта (е) для любого отдельного обогревателя, должны:

(i) быть независимы от компонентов, обслуживающих любой другой обогреватель, теплоотдача которого важна для безопасной эксплуатации; и

(ii) держать обогреватель выключенным, пока он не будет повторно включен экипажем.

(f) **Воздухозаборники.** Все заборники воздуха для вентиляции и для горения должны быть расположены так, чтобы воспламеняющиеся жидкости и пары не могли проникнуть в систему обогревателя при любых условиях эксплуатации:

(1) При нормальных условиях, или

(2) В результате неисправности любого другого 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 соседние 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; и

(4) препятствий в выхлопной системе для отвода обратных вспышек во избежание повреждения 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 выхлопные устройства обогревателя должны быть защищены от опасного нарастания льда в любых условиях эксплуатации.

(А) Выхлопные устройства обогревателя должны обеспечивать максимальную пожарную безопасность при выводе за борт самолета нагретых газов или продуктов сгорания; при этом должно учитываться, что в случае неудачных запусков могут быть выбросы топлива.

(В) Дренажные трубки, выводимые за обшивку самолета, должны размещаться так, чтобы было исключено попадание дренируемых горючих жидкостей в воздухозаборники двигателей, гондолы двигателей и пожароопасные зоны самолета, а также скопление льда в дренажных трубках.

23.863. Защита от пожара систем с воспламеняющимися жидкостями

(а) В каждой зоне, куда возможно попадание воспламеняющихся жидкостей или 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.

(б) Соответствие требованиям пункта (а) 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, огнепроницаемые кожухи или применение пламегасящих составов.

(5) Способность тех компонентов самолета, которые являются критическими с точки зрения безопасности полета, выдерживать пожар и нагрев.

(с) 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.

(д) Должна быть определена и указана каждая зона, куда возможно попадание воспламеняющихся жидкостей или паров из-за утечки в жидкостной системе.

23.865. Противопожарная защита элементов управления полетом и других частей конструкции самолета

Части управления полетом, подмоторные рамы и другие элементы конструкции самолета, расположенные в двигательном отсеке, должны быть изготовлены из огнестойкого материала или экранированы так, чтобы они могли выдержать воздействие пламени с $t = 1100^\circ\text{C}$ в течение 15 минут.

ОЦЕНКА ЗАЩИТЫ ОТ МОЛНИИ

23.867. Защита конструкции от молнии

(а) Конструкция самолета должна быть защищена от катастрофических воздействий молнии.

(б) Для металлических деталей соответствие пункту (а) настоящего параграфа может быть подтверждено:

(1) правильной металлизацией деталей с каркасом; или

(2) таким проектированием частей, чтобы удар молнии не подвергал опасности самолет.

(с) Для неметаллических частей соответствие пункту (а) 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.

(А) Самолет должен быть защищен от катастрофических последствий из-за воздействия молнии на оборудование, системы и связанные с ними элементы.

(В) 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.

(С) Экипаж и пассажиры самолета должны быть защищены от поражения молнией.

РАЗНОЕ

23.871. Средства нивелировки

Должны быть предусмотрены средства для определения горизонтального положения самолета на земле.

РАЗДЕЛ Е — СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.901. Силовая установка

(а) В настоящих правилах считается, что силовая установка самолета включает в себя все компоненты, которые:

(1) Необходимы для создания тяги; и

(2) Обеспечивают безопасность основных двигательных установок.

(б) Каждая силовая установка должна быть изготовлена, собрана и установлена таким образом, чтобы:

(1) Обеспечивалась безопасная эксплуатация до максимальной высоты, для которой запрошено одобрение;

(2) Был доступ для необходимых осмотров и технического обслуживания;

(3) __. Вибрации двигателя не превышали значений, обоснованных при сертификации его типа.

(А) Основные составные части силовой установки должны быть электрически связаны металлизацией с другими частями самолета.

(с) Капоты двигателей и гондолы должны быть легкоъемными или легкооткрываемыми техническим составом, чтобы обеспечить доступ в двигательный отсек и осмотр его для предполетных проверок.

(d) Каждая газотурбинная силовая установка должна быть изготовлена, собрана и установлена таким образом, чтобы обеспечить непрерывную безопасную работу в ливень без опасной потери мощности или тяги в течение 3 мин на заданной взлетной мощности или тяге и на режиме полетного малого газа при содержании внешней воды в жидком состоянии не менее чем 4% по весу от расхода воздуха через двигатель.

(е) Установка должна удовлетворять:

(1) Инструкциям, которые должны быть одобрены в соответствии с действующими Правилами Сертификации и включать, по меньшей мере, следующее:

(i) Расположение и описание узлов крепления и монтажа двигателя и воздушного винта, способ крепления двигателя и воздушного винта на самолете, максимально допустимую нагрузку на узлы крепления и связанную с ними конструкцию.

(ii) Расположение и описание соединений двигателя и воздушного винта с агрегатами, трубопроводами, электропроводами, кабелями, каналами и капотами.

(iii) Габаритные чертежи двигателя и воздушного винта, включая габаритные размеры.

(2) Применяемым положениям настоящего раздела АП-23.

(Б) Каждая вспомогательная силовая установка должна отвечать соответствующим требованиям раздела Е.

23.903. Двигатели

(а) Сертификация типа двигателя

(1) Каждый двигатель должен иметь документ по итогам его сертификации как типа.

(2) Каждый газотурбинный двигатель должен: либо

(i) удовлетворять __ предписанным частью АП-33 требованиям по защищенности от недопустимых последствий при попадании в двигатель посторонних предметов; либо

(ii) иметь опыт эксплуатации на подобных по компоновке установках, свидетельствующий, что попадание посторонних предметов не приводило к каким-либо небезопасным состояниям.

(b) Газотурбинные двигательные установки. Для газотурбинных двигательных установок:

(1) Должны быть приняты конструктивные меры по сведению к минимуму опасности для самолета в случае повреждения ротора двигателя или пожара внутри двигателя, прожигающего его корпус см. параграф 23.903 (b) (1).

(2) Системы силовой установки, связанные с устройствами, системами и приборами управления двигателя, должны быть спроектированы так, чтобы было гарантировано, что не будут превышены эксплуатационные ограничения, нарушение которых неблагоприятно затрагивает прочность конструкции ротора турбины.

(c) 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 непрерывной нормальной работы остальных двигателей.

(d) Запуск и остановка (поршневой двигатель)

(1) Конструкция силовой установки должна быть такой, чтобы опасность возникновения пожара или механического повреждения двигателя или самолета в результате запуска двигателя в условиях, в которых запуск должен быть разрешен, была сведена к минимуму. Все необходимые для этого технические приемы запуска двигателя и связанные с этим ограничения должны быть разработаны и включены в «Руководство по летной эксплуатации» и в соответствующие эксплуатационные трафареты, если это требуется согласно 23.1541 (a) (2) настоящей части. Для многомоторных самолетов должны быть предусмотрены средства остановки и повторного запуска каждого двигателя в полете. Для одномоторных самолетов должны быть предусмотрены средства остановки двигателя в полете после его отказа, если авторотация воздушного винта может привести к раскрутке двигателя.

(2) Дополнительно к самолетам, перевозящим людей, относится следующее:

(i) Каждый компонент системы остановки двигателя, находящийся __ в пожароопасной зоне, должен быть, по меньшей мере, огнестойким.

(ii) Если для флюгирования или уменьшения сопротивления воздушного винта используются гидравлические системы, то магистрали этих систем должны быть, по меньшей мере, огнестойкими при эксплуатационных условиях их нагружения, которые могут ожидать во время вступления в работу систем.

(e) Запуск и остановка (газотурбинный двигатель). 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 «Руководство по летной эксплуатации» и в соответствующие эксплуатационные трафареты, если это требуется согласно 23.1541 (а) (2) настоящей части.

(2) Должны быть предусмотрены средства для прекращения горения топлива в камере сгорания и остановки вращения ротора каждого двигателя. Все компоненты средств, предусмотренные в соответствии с этим требованием, которые расположены в пожароопасной зоне, должны быть по меньшей мере огнестойкими.

Средства остановки вращения можно не предусматривать, если показано, что продолжающееся вращение не создает опасность для самолета. Дополнительно у самолетов, перевозящих людей, каждый компонент системы повторного запуска двигателя, находящийся в пожароопасной зоне, должен быть по меньшей мере огнестойким. Если для флюгирования или уменьшения сопротивления воздушного винта используются гидравлические системы, то магистрали этих систем должны быть по меньшей мере огнестойкими при их эксплуатационных нагрузках.

(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 «Руководство по летной эксплуатации» и в соответствующие эксплуатационные трафареты, если это требуется согласно 23.1541 (а) (2) настоящей части.

(4) В полете должно быть продемонстрировано, что, когда повторный запуск двигателей производится вслед за ложным запуском, все топливо или пары удаляются таким образом, что не возникает опасность пожара.

(f) **Способность к повторному запуску.** 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) Для самолетов с газотурбинными двигателями, если минимальная частота авторотации двигателей после выключения всех двигателей в полете недостаточна для обеспечения необходимой электрической мощности для зажигания, должен быть предусмотрен источник мощности, не зависящий от приводимой двигателем электрогенераторной системы, для обеспечения зажигания в полете с целью повторного запуска.

23.905. Воздушные винты

(а) Каждый воздушный винт должен иметь документ по итогам его сертификации как типа.

(б) Мощность двигателя и частота вращения вала винта не должны превышать пределы, в которых винт сертифицирован.

(с) Каждый флюгируемый воздушный винт должен иметь средства принудительного флюгирования (включаемые вручную) и средства вывода его из флюгерного положения в полете.

Флюгируемые винты многомоторных самолетов с турбовинтовыми двигателями также должны иметь автоматические системы флюгирования при отказе двигателя, если не доказано, что в наиболее критических условиях эксплуатации, когда потребуется флюгирова-

ние винта, имеющиеся на самолете средства сигнализации экипажу о состоянии силовой установки, другие средства уменьшения сопротивления винта и характеристики управляемости самолета позволяют обойтись только средствами принудительного флюгирования.

(d) Каждая составная часть системы управления шагом лопастей воздушного винта на самолете, которая не входит в полную комплектровку винта и не проходит сертификацию в составе последнего, включая части устройств управления и ограничения шага и части системы флюгирования, должна удовлетворять следующим требованиям — по долговечности:

(i) исключая случай, предусмотренный в пункте (d) (ii) этого параграфа, должна быть подвергнута испытанию на циклическую нагрузку с имитацией частоты и амплитуды нагрузок, которые эта часть будет воспринимать в течение 1000 ч эксплуатации воздушного винта;

(ii) соответствие пункту (d) (i) настоящего параграфа может быть показано путем рационального анализа, основанного на результатах испытаний подобных составных частей.

(А) Системы ограничения сопротивления воздушного винта и его флюгирования должны быть независимы от других потребителей силовой установки и самолета в части питания рабочим телом и электрической энергией, используемого для обеспечения их работы, управления и контроля.

23.907. Вибрация воздушного винта

Должно быть показано, что в нормальных эксплуатационных условиях вибрационные напряжения в каждом воздушном винте — не будут превышать величин, безопасность которых доказана — для длительной эксплуатации. Это должно быть показано на основании:

(1) Измерения напряжений непосредственно при испытании винта; или

(2) Установления подобия с силовыми установками, для которых такие измерения уже выполнены.

23.909. Турбонагнетатели

(a) Каждый турбонагнетатель должен быть одобрен при сертификации типа двигателя или должно быть доказано, что система турбонагнетателя:

(1) Может выдержать без появления дефекта длительное 150-часовое испытание на любом другом представительном двигателе, которое удовлетворяет соответствующим требованиям — части 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 удерживать обломки компрессора или турбины, которые отрываются на наибольшей частоте вращения, достигаемой при бездействующих устройствах регулирования нормальной частоты вращения.

23.925. Клиренс воздушного винта

При максимальном весе самолета, наиболее неблагоприятной центровке и наиболее неблагоприятной установке шага винта клиренс винта не должен быть меньше указанного ниже, если нет обоснования меньших клиренсов.

(а) **Клиренс с землей.** При стояночном обжатии шасси и при горизонтальном взлетном или рулежном положениях самолета, в зависимости от того, какое из них более критическое, между каждым винтом и землей должен быть клиренс не менее 178 мм (7 дюймов) (для каждого самолета с передним колесом) или 229 мм (9 дюймов) (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 винтом и землей при горизонтальном взлетном положении самолета, когда шина критического колеса полностью спущена и соответствующая стойка шасси обжата до упора. Положительный клиренс на самолетах с рессорной амортизацией доказывается при обжатии, соответствующем перегрузке 1,5.

(б) **Клиренс с водой.** Между каждым винтом и водой должен быть клиренс не менее 457 мм (18 дюймов), если соответствие требованию параграфа 23.939 нельзя доказать при меньшем клиренсе.

(с) **Клиренс с конструкцией.** Должен быть:

(1) Радиальный зазор не менее 25,4 мм (1 дюйм) между концами лопастей винта и конструкцией самолета плюс любой дополнительный радиальный зазор, необходимый для предохранения в случае вибрации;

(2) Продольный зазор не менее 12,7 мм (0,5 дюйма) между лопастями или коком винта и неподвижными частями самолета; и

(3) Положительный зазор между другими вращающимися частями винта или коком и неподвижными частями самолета.

23.929. Защита от обледенения двигательной установки

Воздушные винты (кроме деревянных) и другие составные части полностью комплектованных двигательных установок должны быть защищены от нарастания льда в той мере, как это необходимо для удовлетворительного функционирования без заметного снижения мощности в таких условиях обледенения, для которых просят провести сертификацию.

23.933. Системы реверсирования

(а) Системы реверсирования, предназначенные для использования только на земле, должны быть спроектированы так, чтобы при ожидаемых условиях эксплуатации никакой одиночный отказ __ в системе не приводил бы к нежелательному реверсированию тяги. Отказ структурных элементов системы можно не рассматривать, если его возможность практически невероятна.

(б) Системы реверсирования турбореактивных двигателей, предназначенные для использования в полете, должны быть спроектированы так, чтобы при ожидаемых условиях эксплуатации самолета, включая наземные, во время нормальной работы системы или из-за любого ее отказа (или обоснованно вероятной комбинации отказов) не возникали бы опасные условия, неприемлемые согласно применимым требованиям разделов В и А-0 настоящей части. Отказ структурных элементов системы можно не рассматривать, если возможность такого отказа __ практически невероятна.

(с) Каждая система реверсирования турбореактивных двигателей должна иметь средства, которые в случае неисправностей в ней предупреждали бы развитие двигателем поступательной тяги, большей, чем на режиме малого газа, исключая случай, когда двигатель может развивать любую более высокую поступательную тягу, если доказано, что сохраняется допустимое путевое управление одними аэродинамическими средствами при наиболее критических условиях реверсирования, ожидаемых в эксплуатации.

(д) Для турбовинтовых самолетов переходной категории применяются требования пунктов (б) и (с) настоящего параграфа. Соответствие настоящему параграфу должно быть доказано анализом отказов, испытанием или тем и другим для систем винтов, которые обеспечивают перемещение лопастей из положения полетного малого шага в положение

ние, которое значительно меньше положения лопастей винта на упоре полетного малого шага. Анализ может включать в себя и быть подкреплён анализом, выполненным для показа соответствия при сертификации типа воздушного винта и относящихся к нему составных частей. Зачёт может быть сделан по результатам соответствующего анализа и испытания, завершённого изготовителями двигателя и воздушного винта.

23.937. Системы ограничения сопротивления турбовинтовых двигательных установок

Системы ограничения сопротивления воздушных винтов самолетов с турбовинтовыми двигателями должны быть спроектированы так, чтобы никакой одиночный отказ любой системы в нормальной эксплуатации и особых ситуациях (см. Приложение П23.939(а)) не приводил бы к увеличению сопротивления воздушного винта сверх того, на которое спроектирован самолет в соответствии с требованиями к конструкции этой части АП-23. Отказ структурных элементов систем ограничения сопротивления не нужно рассматривать, если возможность такого отказа — практически невероятна.

23.939. Рабочие характеристики силовой установки

(а) Рабочие характеристики 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, недопустимые значения параметров, неустойчивость функционирования их систем и др. (см. Приложение П23.939 (а)).

(b) Зарезервирован.

(с) Вибрационные характеристики составных частей газотурбинного двигателя, чей отказ мог бы привести к катастрофе, не должны недопустимо измениться в составе силовой установки самолета при нормальной эксплуатации.

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, предписанной в параграфе 23.333. Это должно быть показано для наибольшей длительности ожидаемых перегрузок.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

23.951. Общие положения

(а) Каждая топливная система должна быть сконструирована и выполнена таким образом, чтобы обеспечивать подачу топлива с расходом и давлением, установленными для нормальной работы двигателя и вспомогательной силовой установки во всех ожидаемых условиях эксплуатации, включая все маневры, на которые запрашивается сертификация.

(b) Каждая топливная система должна быть выполнена так, чтобы:

(1) ни один баковый насос, подающий топливо в магистраль питания двигателя или ВСУ, не мог забирать топливо более чем из одного бака одновременно, или

(2) были предусмотрены средства, предотвращающие попадание воздуха в магистраль питания двигателя и ВСУ в количестве, способном вызвать нарушение их работы.

(с) Каждая топливная система газотурбинного двигателя должна обеспечивать длительную работу во всем диапазоне расходов и давлений на топливе, первоначально насы-

щенном водой при температуре 27 °С и содержащем 0,75 см³ свободной воды на 3,8 л топлива, охлажденном для воспроизведения наиболее критических условий обледенения, возможных в эксплуатации.

23.953. Независимость подачи топлива в двигатели

(а) 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 летчика для предотвращения потери мощности более чем одного двигателя.

(б) 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 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 опасности 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, подающей топливо в любой другой двигатель.

23.954. Защита топливной системы от молний

Конструкция и компоновка топливной системы должны предотвращать воспламенение паров топлива в системе от:

(а) Прямых ударов молний в зоны большой вероятности попадания грозового разряда;

(б) Скользящих разрядов молний в зонах большой вероятности скользящих разрядов; и

(с) Короны и стекающего разряда у выходных отверстий топливных дренажей.

23.955. Подача топлива в двигатели

(а) **Общие положения.** Обеспеченность подачи топлива в двигатели с давлением, достаточным для нормальной работы карбюратора, 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) Количество топлива в баке, из которого осуществляется подача топлива в двигатель, не должно превышать суммы, состоящей из величины невырабатываемого остатка топлива из этого бака, установленной согласно параграфу 23.959, и количества топлива, потребного для выполнения полета, демонстрирующего соответствие данному требованию;

(2) Если имеется топливный расходомер, то при оценке обеспеченности подачи топлива он должен быть блокирован, а подача топлива должна осуществляться в обход расходомера.

(б) **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.

(с) **Насосная система.** Величина расхода в каждой насосной системе подачи топлива (основной и резервной) в каждый поршневой двигатель должна составлять 125% от расхода, соответствующего взлетному режиму работы двигателя при максимальной мощности, утвержденной для взлета в соответствии с Нормами АП-33, или при меньшей мощности, выбранной и утвержденной для взлета в соответствии с принятыми требованиями АП-33.

(d) **Топливные системы ВСУ и системы перекачки топлива.** Пункты (b), (с) 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 режиму максимальной продолжительности работы двигателя, а не максимальному режиму;

(2) Перекачку топлива из небольшого вспомогательного бака в больший основной бак разрешается производить с меньшим расходом, чем расход, подаваемый на двигатель, при наличии соответствующего трафарета с указанием не включать перекачку топлива из вспомогательного бака в основной, пока в основном баке количество топлива не уменьшится до предусмотренной величины.

(e) **Системы с несколькими баками.** Если поршневой двигатель может питаться топливом более чем из одного бака, то должна быть предусмотрена возможность восстанавливать в горизонтальном полете полную мощность и давление топлива, поступающего в этот двигатель, не более чем за 10 с для одномоторных самолетов или за 20 с для многомоторных самолетов после переключения на любой заполненный топливом бак, когда становится очевидным нарушение работы двигателя вследствие окончания топлива в баке, из которого производилась подача топлива в этот двигатель.

(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.

Топливо должно подаваться в каждый двигатель под давлением и с температурой в пределах, указанных в эксплуатационной документации данного типа двигателя.

Проверку обеспеченности подачи топлива допускается производить на соответствующем стенде. Обеспеченность подачи топлива должна:

(1) быть продемонстрирована при наихудших условиях подачи топлива на самолете в отношении высоты полета, пространственного положения самолета и других условиях;

— при неработающих баковых насосах подкачки;

— при подаче топлива в два двигателя из одного бака с открытым краном кольцевания;

(2) автоматически поддерживаться для любого двигателя, пока не будет израсходовано все топливо, предназначенное для этого двигателя.

23.957. Перетекание топлива в объединенных баках

В объединенных баках, между которыми возможно перетекание топлива под действием массовых сил, должно быть исключено переполнение любого бака, которое бы привело к вытеканию топлива через дренажные трубопроводы при выработке топлива из баков до остатка, оговоренного в 23.959, если не предусмотрено использование всего топлива в баке.

23.959. Невырабатываемый остаток топлива в баках

Невырабатываемый остаток топлива — 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 летных маневрах, при которых производится забор топлива из данного бака. Не требуется рассматривать отказы компонентов топливной системы.

23.961. Работа топливной системы в условиях высокой температуры

Во всех топливных системах, в которых возможно испарение топлива, не должны образовываться паровые пробки, приводящие к нарушению работы двигателя, при использовании топлива с температурой 45 °С в критических условиях.

(А) Топливная система должна обеспечивать питание двигателей топливом, имеющим максимальную возможную величину давления насыщенного пара из тех сортов топлива, на которых может эксплуатироваться самолет, и температуру перед взлетом 45 °С:

(1) при нормально функционирующей системе — на всех режимах и высотах полета самолета;

(2) в случае неработающих баковых насосов подачи топлива в двигатель — на режимах полета, предусмотренных РЛЭ для этих условий работы системы.

23.963. Топливные баки. Общие положения

(а) Каждый топливный бак должен выдерживать без повреждений и потери нормированной герметичности вибрации, инерционные силы, массу топлива и нагрузку от конструкции, которым может подвергаться бак на самолете при эксплуатации.

(b) Оболочка каждого мягкого топливного бака должна быть принятого типа.

(с) Каждый топливный бак-отсек (бак-кессон) должен иметь легкоотъемные 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).

(е) Каждый указатель количества топлива (топливомер) должен быть проградуирован, как указано в 23.1337 (b), с учетом величины невырабатываемого остатка топлива, определяемого согласно 23.959.

(f) На самолетах переходной категории топливные баки, размещенные в фюзеляже, не должны разрушаться и терять герметичность при действии инерционных сил, указанных в 23.561 для случая аварийной посадки. Кроме того, эти баки должны располагаться таким образом, чтобы исключалась возможность трения баков о землю.

23.965. Испытания топливных баков

(а) 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/см² 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 воздействием предельных критических перегрузок от конструкции;

(3) Для каждого неметаллического бака, стенки которого поддерживаются конструкцией самолета, а сам бак принятой разработки с использованием обычного предназначенного для баков материала при натуральных или воспроизводящих узлах крепления — давление 0,14 кгс/см² — для первого бака данной конструкции. 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 без повреждения и потери нормированной герметичности должен выдерживать следующие испытания:

(1) Каждый полностью укомплектованный бак с его узлами крепления должен пройти вибрационные испытания в условиях, воспроизводящих натурные;

(2) Кроме случаев, указанных в подпункте (4) настоящего пункта, 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 отсутствует критическая частота вибрации, то частота вибрации при испытаниях, выраженная через число циклов колебаний в минуту, должна быть равна частоте вращения ротора двигателя на режиме максимальной продолжительности (максимальной продолжительной мощности), умноженной на 0,9;

(ii) если в нормальном рабочем диапазоне частоты вращения ротора двигателя имеется только одна критическая частота вибрации, то испытания должны проводиться на этой частоте;

(iii) если в нормальном рабочем диапазоне частоты вращения ротора двигателя окажется более чем одна критическая частота, то испытания должны проводиться при наиболее критической, т. е. большей частоте.

(4) При испытаниях в соответствии с (ii) и (iii) подпункта (3) настоящего пункта продолжительность испытаний должна быть такой, чтобы выполнить столько же циклов колебаний, сколько выполняется за 25 ч при частоте, указанной в (i) подпункта (3) настоящего пункта;

(5) Во время испытаний бак в сборе должен поворачиваться относительно оси, параллельной оси фюзеляжа, в течение 25 ч с частотой 15—25 полных циклов в минуту, отклоняясь на угол 15° в обе стороны от горизонтального положения, т. е. в сумме на 30° .

(с) Каждый бак-кессон, методы изготовления и герметизации которого не подтверждены как удовлетворительные прежними испытаниями или опытом эксплуатации, должны пройти вибрационные испытания, указанные в подпунктах от (1) до (4) пункта (b).

(d) Каждый бак с неметаллической оболочкой должен быть испытан на воздействие топлива при поворотах бака, описанного в подпункте (5) пункта (b) настоящего параграфа. при комнатной температуре топлива. Кроме того, образец оболочки, аналогичной конструкции, которая установлена на самолете, когда проводятся соответствующие испытания 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 бак. 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 такую 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 gondoly двигателя, лежащая непосредственно за основным выходом воздуха из двигательного отсека, не должна быть стенкой бака-кессона.

(d) На самолетах с несколькими двигателями топливные баки не должны находиться в отсеках с людьми. Если на самолете с одним двигателем топливный бак размещен в отсеке с людьми, то этот бак должен быть изолирован ограждением, не проницаемым для дыма и топлива и сообщаемым с атмосферой для дренажа и вентиляции. Если используются мягкие топливные баки, 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) настоящих норм; и

(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, не заполняемое топливом пространство объемом не менее 2% от емкости бака. Если топливо из переполненного бака не выливается через дренаж 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, если не выполняются следующие условия:

(1) Топливная система имеет отстойный резервуар (или камеру), в который происходит слив и емкость которого составляет 30 г на 30 л емкости бака;

(2) Выходные отверстия каждого топливного бака расположены так, что при нормальном стояночном положении самолета вода будет стекать из всех частей бака в отстойный резервуар (или камеру).

(A) Отстойник каждого бака должен иметь сливное устройство, обеспечивающее слив всего содержимого в отстойнике на земле.

(b) Слив из отстойников, отстойных камер и отстойных резервуаров, требуемых в пункте (a) настоящего параграфа, должен соответствовать требованиям к сливным устройствам, предписанным в 23.9999 (b).

23.973. Заправочная горловина топливного бака

(а) Заправочная горловина каждого топливного бака должна быть снабжена маркировкой, предписанной в 23.1557 (с).

(б) Должно быть исключено попадание пролитого топлива в отсек, где размещается топливный бак, или в любую другую часть самолета.

(с) Крышка каждой заправочной горловины должна обеспечивать герметичное закрытие горловины бака. В крышке допускаются небольшие отверстия для присоединения дренажа или прохода топливомера.

(д) На всех заправочных горловинах, за исключением горловин для заправки топливом под давлением, должны быть предусмотрены средства металлизации для соединения с наземным заправочным оборудованием.

23.975. Дренажи топливного бака и карбюратора

(а) 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) Объединенные баки с сообщающимися выходными отверстиями должны сообщаться и в верхней части баков;

(5) В любом дренажном трубопроводе не должно быть недренируемых участков, в которых может скапливаться влага при нормальном положении самолета на земле и в горизонтальном полете;

(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 в любом направлении на 1°.

(б) 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.

(с) На самолетах акробатической категории — 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 запрошена сертификация.

23.977. Заборник топлива из бака

(а) В системе подачи топлива в двигатель каждый заборник топлива из бака или вход бакового насоса должны быть снабжены сетчатым фильтром. Этот сетчатый фильтр должен:

(1) На самолетах с поршневыми двигателями иметь от 8 до 16 ячеек на 25 мм; и

(2) На самолетах с газотурбинными двигателями не пропускать частиц, которые могли бы препятствовать течению топлива или приводить к нарушению работы элементов топливной системы.

(b) Полная площадь каждого фильтра или защитной сетки на заборнике или на входе бакового насоса должна быть не менее чем в пять раз больше площади проходного сечения трубопровода подачи топлива из бака в двигатель.

(с) Диаметр фильтра, устанавливаемого на заборник топлива из бака, должен быть не меньше диаметра заборника.

(d) К каждому пальчиковому фильтру должен иметься доступ для осмотра и очистки.

23.979. Система заправки баков топливом под давлением

К системам заправки баков топливом под давлением относятся следующие требования:

(a) — В системе заправки топливом под давлением, в случае размещения приемного штуцера ниже уровня топлива в баке, 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 больше утвержденного для данного бака количества. Эти средства должны допускать контроль правильности срабатывания перед каждой заправкой бака топливом.

(с) Должны быть предусмотрены средства для предотвращения повреждения топливной системы в случае отказа средств автоматического закрытия, предписанных в пункте (b) настоящего параграфа.

(d) Все части топливной системы до бака, подвергающиеся воздействию давления при заправке, должны выдерживать давление, в 1,33 большее, и проверяться на разрушающее давление, не менее чем в 2 раза большее давлений при пульсациях, возможных при заправке.

КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

23.991. Топливные насосы

(a) — На самолетах с поршневыми двигателями, по меньшей мере, один насос на каждый двигатель должен приводиться непосредственно двигателем и должен удовлетворять требованиям 23.955. Такой насос считается основным насосом. Должен быть предусмотрен дополнительный насос для питания двигателя топливом сразу же после отказа любого основного насоса (кроме насоса непосредственного впрыска топлива, который сертифицируется как часть двигателя).

Привод для каждого дополнительного насоса должен быть независимым от привода соответствующего основного насоса.

(b) — На самолетах с газотурбинными двигателями:

(1) Требования, изложенные в 23.955, должны выполняться при отказе:

(i) любого насоса, за исключением насосов подкачки, установленных как часть двигателя и прошедших сертификацию в его составе, или

(ii) любого элемента самолета, обеспечивающего работу насоса, за исключением отказа двигателя, если насос, подающий топливо в этот двигатель, приводится от его коробки приводов.

(2) Если для выполнения требований 23.955 установлены два параллельно работающих насоса и один из них вступает в работу в случае нарушения работы первого, то первый насос называется основным, а второй — дополнительным. Если предусмотрен дополнительный насос, то при отказе основного насоса он должен включаться автоматически, чтобы поддерживать давление топлива, достаточное для предотвращения выключения двигателя.

(A) Если в топливных насосах при нарушении их герметичности возможно образование течи топлива, то должны быть предусмотрены меры для слива этого топлива за борт само-

лета. Слив топлива должен производиться в месте, где не создается опасности возникновения пожара. Для насосов, погруженных в топливо, дренаж не требуется.

(с) Средства предупредительной сигнализации. Если оба насоса (основной и дополнительный) работают одновременно, то должны быть предусмотрены средства сигнализации соответствующим членам летного экипажа о неисправности каждого из этих насосов.

(d) Приведение в действие и работа любого насоса не должны 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) Каждый трубопровод, соединенный с частями самолета, между которыми возможно относительное перемещение, должен обладать необходимой гибкостью.

(с) Каждое гибкое соединение в топливных магистралях, которое может находиться под давлением и подвергаться осевому нагружению, должно быть выполнено с применением гибкого шланга.

(d) Каждый гибкий шланг должен быть утвержденного типа, или следует показать, что он подходит для данного применения.

(е) Гибкие шланги, на которые могут оказать неблагоприятное воздействие 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 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; и

(2) Позволяющие соответствующим членам летного экипажа вновь быстро открывать каждый кран после того, как он был закрыт.

(с) 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.

(е) 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; и

(2) Иметь фиксированные положения переключателя баков, такие, 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

— В магистрали подачи топлива в двигатель или ВСУ до насоса объемного типа или регулирующей аппаратуры двигателя должен устанавливаться сетчатый или другой топливный фильтр. Такой топливный фильтр должен:

(а) Быть доступным для слива отстоя или очистки и иметь быстросъемную сетку или элемент;

(б) Иметь отстойник со сливом, за исключением случая, когда слив не нужен, если сетчатый или другой фильтр легко снимается для этой цели;

(с) 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; и

(д) Иметь пропускную способность, — обеспечивающую подачу топлива в двигатель на всех его режимах работы, и размер ячеек, обеспечивающих нормальную работу топливной системы двигателя при заправке в баки топлива с разрешенной эксплуатационной документацией степенью загрязнения.

(е) 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

(а) Должно быть предусмотрено, по крайней мере, одно или несколько сливных устройств, обеспечивающих безопасный слив из всей топливной системы при нормальном стояночном положении самолета.

(б) Все сливные устройства, требуемые пунктом (а) настоящего параграфа и параграфа 23.971, должны:

(1) Исключать возможность попадания сливаемого топлива на любые части самолета;

(2) Иметь ручное или автоматическое устройство для надежной фиксации в закрытом положении; и

(3) Иметь сливной кран:

(i) к которому обеспечен удобный подход и который можно легко открыть и закрыть; и

(ii) который расположен или защищен так, что исключает образование течи топлива в случае посадки с убраным шасси.

23.1001. Система аварийного слива топлива

(а) Если расчетный посадочный вес меньше разрешенного требованиями 23.473 (б), 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% в минуту от максимального веса, но не требуется, чтобы время, необходимое для аварийного слива топлива, было меньше 10 мин.

(б) Аварийный слив топлива должен быть продемонстрирован при максимальном весе, убранных закрылках и шасси и на следующих режимах:

(1) Планирование с убраным газом при скорости $1,4 V_{C1}$ ($1,4 V_{S1}$);

(2) Набор высоты при наибольшей скороподъемности с одним неработающим двигателем выполняется при неработающем критическом двигателе и при максимальной продолжительной мощности остальных двигателей; и\

(3) Горизонтальный полет при скорости $1,4V_{c1}$ ($1,4V_{s1}$), если результаты испытаний в условиях, указанных в подпунктах (1) и (2) настоящего пункта, показывают, что этот режим может быть критическим.

(с) В процессе летных испытаний, предписанных в пункте (b) настоящего параграфа, должно быть показано, что:

(1) Система аварийного слива топлива и ее использование не создают условия 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 75% максимальной продолжительной мощности.

(е) 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 при 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 доказано, 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 использовать аварийный слив 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) Каждый двигатель должен иметь независимую масляную систему, обеспечивающую питание его достаточным количеством масла с температурой, соответствующей длительному периоду работы двигателя.

(b) — Зарезервирован.

(с) 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.

(d) 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.

(А) Вспомогательная силовая установка самолета и привод постоянной частоты вращения генератора должны иметь самостоятельные масляные системы.

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.

(А) Используемая емкость масляного бака должна быть не меньше произведения продолжительности полета самолета в критических условиях эксплуатации на максимальный расход масла двигателем в тех же условиях плюс количество масла, необходимого для обеспечения стабильной циркуляции масла через двигатель на всех режимах его работы.

(б) **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.

(с) **Заливная горловина.** Каждая заливная горловина маслобака или штуцер централизованной заправки масла должны быть обозначены в соответствии с 23.1557 (с). —

(В) Заливная горловина маслобака должна быть выполнена таким образом, чтобы:

— свести до минимума риск неправильного ее закрытия крышкой;

— обеспечивалась герметизация маслобака;

— исключалась возможность ослабления уплотнения крышки горловины в полете.

(С) Всякое углубление в месте установки заливной горловины, в котором может скапливаться даже незначительное количество масла, должно иметь сливное устройство, обеспечивающее чистоту любой части самолета.

(d) **Суфлирование маслобака**

(1) — На каждом масляном баке должно быть предусмотрено суфлирующее устройство, соединяющее верхнюю точку воздушного пространства с картером двигателя и обеспечивающее эффективное суфлирование в ожидаемых условиях эксплуатации.

(2) Суфлирование масляного бака должно быть выполнено таким образом, чтобы полностью исключались 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.

(с) **Заборное устройство**

Заборное устройство не должно содержать никаких экранов или перегородок, снижающих прокачку масла ниже допустимого значения в рабочем диапазоне температур.

Диаметр входного 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 огнестойкого материала.

(f) **Мягкие баки**

Все мягкие маслобаки должны быть приемлемыми для такого вида использования.

(D) В расширительном пространстве каждого масляного 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.

(g) —

(Е) Мягкие баки и баки из композиционных материалов должны иметь маслостойкие уплотнительные соединения и крышки.

23.1015. Испытания масляного бака

Все масляные баки должны пройти испытания в соответствии с 23.965 со следующими изменениями:

(а) Вместо давлений, указанных в 23.965 (а), масляные баки следует испытывать на давление $0,35 \text{ кгс/см}^2$.

(б) 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 .

(с) Для баков с наддувом, используемых на газотурбинных двигателях, давление наддува при испытаниях должно быть равно сумме $0,35 \text{ кгс/см}^2$ и максимального рабочего давления в баке.

23.1017. Трубопроводы масляной системы и арматура

(а) **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.

(б) **Трубопроводы суфлирования.** Трубопроводы суфлирования должны быть выполнены так, чтобы:

(1) Конденсат водяных паров, который может замерзнуть и перекрыть магистраль, не должен накапливаться в какой-либо точке.

(2) Выброс из суфлирующего трубопровода не должен вызывать опасность возникновения пожара, и если предусматривается возможность вспенивания масла, то выброс пены не должен попадать на лобовое стекло кабины экипажа.

(3) Выход суфлирующего воздуха не должен осуществляться во всасывающую воздушную систему двигателя.

(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

(а) Каждая силовая установка с газотурбинным двигателем должна включать в себя полнопоточный сетчатый или другой масляный фильтр, отвечающий следующим требованиям:

(1) Каждый масляный фильтр, который имеет перепускной клапан, конструктивно должен быть выполнен так, чтобы при полной закупорке сетки или другого фильтрующего элемента обеспечивалась бы нормальная прокачка масла;

(2) Пропускная способность и емкость масляного фильтра (с учетом эксплуатационных ограничений, установленных для двигателя) должна быть достаточной для обеспечения нормального функционирования масляной системы на масле, загрязнение которого (в отношении размера и плотности частиц) может превышать допустимый класс чистоты, установленный для двигателя —;

(3) Масляный фильтр, если он не установлен на выходе из маслобака, должен иметь сигнальное устройство, указывающее загрязненность фильтрующего элемента до того, как грязь не заполнит всю емкость фильтра, соответствующую подпункту (а) (2) этого параграфа;

(4) Местоположение перепускного канала на фильтре должно быть таким, чтобы попадание собранных загрязнений в поток масла, поступающего в двигатель, было сведено к минимуму при перепуске масла;

(5) Масляный фильтр, не имеющий перепуска, кроме установленного на выходе из маслобака, должен быть оборудован средством для подключения к системе сигнализации в соответствии с 23.1305 (и).

(b) Каждая силовая установка с поршневым двигателем должна содержать сетчатый или другой масляный фильтр, конструкция которого предусматривает обеспечение нормальной подачи масла в двигатель при полном засорении фильтрующего элемента.

23.1020. Зарезервирован.

23.1021. Сливные устройства масляной системы

В масляной системе должна быть предусмотрена возможность безопасного слива масла. Каждое сливное устройство масляной системы должно:

(a) Быть легкодоступным;

(b) Иметь ручные или автоматические средства надежной фиксации его в закрытом положении.

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.

(А) Каждый воздухомасляной теплообменник должен быть расположен таким образом, чтобы в случае пожара пламя, выходящее из гондолы двигателя, не попадало непосредственно на теплообменник.

23.1027. Система флюгирования воздушного винта

(a) Если система флюгирования воздушного винта зависит от масляной системы, то в масляном баке, даже в случае отсутствия поступлений масла в бак, должен быть предусмотрен отсек для содержания определенного количества масла, предназначенного только для флюгерного насоса.

(b) Количество масла в отсеке должно быть достаточным для выполнения одного флюгирования.

(c) Конструкция системы должна обеспечивать введение винта во флюгер, что должно быть подтверждено, используя лишь то количество масла, которое удерживается во флюгерном отсеке бака.

(d) Система подачи масла должна исключать попадание осадков или других посторонних предметов на вход в систему флюгирования винта из масляного бака.

(А) Действия перекрывающих устройств не должны препятствовать использованию того количества масла, которое необходимо для работы системы флюгирования винта.

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

23.1041. Общие положения

Средства охлаждения силовой установки должны обеспечивать при работе на земле и в полете вплоть до максимальной высоты, на которую запрошен сертификат, поддержание температур компонентов силовой установки и жидкостей в двигателе в пределах установленных температурных ограничений, не допуская их перегрева или переохлаждения.

23.1043. Испытания охлаждения

(a) **Общие положения.** Соответствие требованиям 23.1041 должно быть показано в критических условиях эксплуатации на земле, воде и в полете до максимальной высоты, на которую запрошен сертификат. Для двигателей с турбонаддувом каждый турбоагрегат

должен работать на участке профиля набора высоты, для которого запрашивается работа с турбонагнетателем, и на том режиме, который соответствует заданным на него условиям эксплуатации.

Эти испытания проводятся с соблюдением следующих положений:

(1) Если испытания на максимальную температуру компонентов и жидкостей проводятся при температурах, отличающихся от максимальной температуры окружающей атмосферы, указанной в пункте (b) настоящего параграфа, 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 в соответствии с подпунктом (1) настоящего пункта (a), не должна превышать установленные пределы.

(3) Топливо, используемое при испытаниях охлаждения силовой установки с поршневыми двигателями, должно быть самого низкого сорта, одобренного для них, а составы смеси должны быть такими, которые используются в нормальной эксплуатации.

(4) — Зарезервирован.

(5) Каждый лодочный гидросамолет должен пройти испытания на маневрирование на воде, если имеются основания предполагать в эксплуатации продолжительные периоды такого маневрирования.

(b) **Температура окружающей атмосферы.** Максимальная температура окружающей атмосферы на уровне моря должна быть принята в соответствии с ожидаемыми условиями эксплуатации самолета, но не ниже $37,8^{\circ}\text{C}$ (100°F). Вертикальный температурный градиент принимается равным -2°C ($-3,6^{\circ}\text{F}$) на каждые 305 м (1000 футов) высоты над уровнем моря до достижения температуры $-56,5^{\circ}\text{C}$ ($-69,7^{\circ}\text{F}$), на больших высотах температура считается постоянной и равной $-56,5^{\circ}\text{C}$ ($-69,7^{\circ}\text{F}$). Однако для установок, предназначенных для эксплуатации в зимних условиях, заявитель может принять максимальную температуру окружающей атмосферы на уровне моря ниже $37,8^{\circ}\text{C}$ (100°F).

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).** Если не используется более точная коррекция, то поправки в температуры жидкостей в двигателе и компонентов силовой установки (исключая гильзы цилиндров), для которых установлены температурные пределы, должны вноситься путем прибавления к ним разности между максимальной температурой окружающей атмосферы и действительной температурой окружающего воздуха в момент первого достижения максимальной температуры компонента или жидкости, зафиксированной при испытаниях охлаждения.

(d) **Поправочный коэффициент для температур гильз цилиндров.** В температуры гильз цилиндров вносятся поправки путем прибавления к ним 0,7 от разности между максимальной температурой окружающей атмосферы 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 параграфа 23.1041 на этапах взлета, набора высоты, полета по маршруту, снижения и посадки с соблюдением соответствующих требований к летным характеристикам. Обычно для испытания силовой установки при низких температурах атмосферного воздуха считаются достаточными проверки запуска и работы в наземных условиях и режима длительного снижения в полете. Испытания охлаждения должны проводиться при такой конфигурации самолета и в таких эксплуатационных условиях, которые являются критическими для охлаждения на каждом этапе полета. При испытаниях охлаждения температура считается «стабилизированной», если она изменяется менее чем на 1°C (2°F) в минуту.

(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 уровней). Испытанию охлаждения на взлете должен предшествовать период, в течение которого температура жидкостей в двигателе и температура компонентов силовой установки стабилизируются при работе двигателей на режиме земного малого газа.

(c) Испытания охлаждения на каждом этапе 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

(a) Для каждого одномоторного самолета с поршневым двигателем испытания охлаждения двигателя при высоких температурах окружающей атмосферы должны проводиться следующим образом:

(1) Температуры двигателя должны быть стабилизированы в полете на режиме не ниже 75% максимальной продолжительной мощности.

(2) После того как температуры стабилизировались, следует начать набор высоты с наименьшей практически возможной высоты и выполнять его в течение 1 мин при взлетной мощности.

(3) По истечении 1 мин набор следует продолжить при максимальной продолжительной мощности не менее 5 мин после достижения наибольшей зафиксированной температуры.

(b) Набор высоты, требуемый в пункте (a) настоящего параграфа, следует проводить при скорости, не превышающей скорость, обеспечивающую наибольшую скороподъемность, при максимальной продолжительной мощности, кроме случаев, когда:

(1) Наклон траектории полета при скорости, выбранной для испытания охлаждения, равен или больше минимального требуемого угла набора высоты, определенного согласно параграфу 23.65.

(2) —.

(c) Испытания на этапах стабилизации и набора высоты проводятся при положениях юбки капота, выбранных заявителем.

(d) Для каждого многомоторного самолета с поршневыми двигателями, который удовлетворяет минимальным характеристикам набора высоты с одним неработающим двигателем, предусмотренным в параграфе 23.67(a) или 23.67(b) (1), испытания охлаждения в условиях высоких температур атмосферного воздуха должны проводиться следующим образом:

(1) Конфигурация самолета должна быть такой, как предусмотрено в параграфе 23.67(a) или 23.67(b) (1), за исключением того, что выше критической высоты работающие двигатели должны быть на режиме максимальной продолжительной мощности или при полностью открытом дросселе.

(2) Испытания на этапах стабилизации и набора высоты проводятся при положениях юбки капота, выбранных заявителем.

(3) Температуры работающих двигателей должны стабилизироваться в полете на режиме не ниже 75% максимальной продолжительной мощности.

(4) После того как температуры двигателя стабилизировались, набор высоты должен быть:

(i) начат с меньшей из двух высот: с высоты на 305 м (1000 футов) ниже критической высоты из условия скороподъемности (или, если это практически невозможно, с наименьшей высоты, допустимой местностью) или с высоты на 305 м (1000 футов) ниже высоты, на которой скороподъемность с одним неработающим двигателем равна $0,02 V_{so}^2$;

(ii) продолжен не менее 5 мин после того, как зафиксирована наибольшая температура;

(5) Набор высоты следует проводить при скорости, не превышающей наибольшую скорость, на которой может быть показано соответствие требованиям параграфа 23.67(a) или 23.67(b) (1) к набору высоты. — Если используемая скорость превышает скорость полета, обеспечивающую скороподъемность с одним неработающим двигателем, то на самолете должен быть указатель температуры головок цилиндров, предусмотренный в параграфе 23.1305(f).

(е) Для каждого многомоторного самолета с поршневыми двигателями, который не удовлетворяет минимальным характеристикам набора высоты с одним неработающим двигателем, предусмотренным в параграфе 23.67(a) или 23.67(b) (1), испытания охлаждения двигателей в условиях высоких температур атмосферного воздуха должны проводиться, как предписано в пункте (d) настоящего параграфа, за исключением того, что после стабилизации температур в полете набор высоты (или снижение для самолета с нулевой или отрицательной скороподъемностью при одном неработающем двигателе) должен быть:

(1) Начат с наименьшей возможной высоты над уровнем моря; и

(2) Проведен при скорости полета, обеспечивающей наибольшую скороподъемность (или при минимальной скорости снижения для самолета с нулевой или отрицательной скороподъемностью при одном неработающем двигателе).

(А) Для всех типов самолетов с поршневыми двигателями испытания охлаждения при низких температурах атмосферного воздуха должны проводиться следующим образом:

(1) Температуры двигателей должны быть стабилизированы в горизонтальном полете на максимальной высоте крейсерского полета при минимальной скорости;

(2) После того как температуры стабилизировались, следует выполнить снижение на режиме малого газа при скорости полета, обеспечивающей минимальную скорость снижения самолета до минимальной безопасной высоты ухода на второй круг;

(3) Испытания на режимах стабилизации и снижения проводятся при положениях юбки капота, выбранных заявителем.

ЖИДКОСТНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ

23.1061. Силовая установка.

(а) **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 опорами были прокладки, исключающие трение, и

(3) Во время заправки и в процессе работы в любой части системы, кроме расширительного бака, не должны задерживаться пар и воздух.

Прокладки должны быть неадсорбирующими или должны быть обработаны во избежание поглощения воспламеняющихся жидкостей.

(b) **Бак с охлаждающей жидкостью.** Емкость бака должна быть не менее 3,78 л (1 галлона) плюс 10% от емкости системы охлаждения.

Кроме того:

(1) Каждый бак с охлаждающей жидкостью должен без разрушения и потери нормированной герметичности 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, и

(3) Должна быть исключена возможность непреднамеренного заполнения расширительного пространства при нормальном стояночном положении самолета.

(с) **Заливная горловина.** Каждая заливная горловина бака с охлаждающей жидкостью должна быть обозначена, как указано в параграфе 23.1557(с). Кроме того:

(1) Должно быть исключено попадание пролитой жидкости в отсек бака с охлаждающей жидкостью или в любую часть самолета помимо самого бака, и

(2) Каждая заглубленная заливная горловина охлаждающей жидкости должна иметь сливное устройство, обеспечивающее непопадание сливаемой жидкости на какую-либо часть самолета.

(d) **Трубопроводы и арматура.** Все трубопроводы и арматура системы охлаждения должны отвечать требованиям параграфа 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.

(е) **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, и

(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) Обеспечивает непопадание жидкости на какую-либо часть самолета, и

(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 параграфом 23.965 со следующими изменениями:

(а) Испытания, требуемые в параграфе 23.965(а)(1), должны быть проведены аналогично, но с давлением, представляющим собой сумму следующих давлений: большего из двух давлений — давления, возникающего при максимальной разрушающей перегрузке с полным баком, или давления $0,25 \text{ кгс/см}^2$ ($3,5 \text{ фунт/кв. дюйм}$) и максимального рабочего давления системы, и

(b) Для бака с неметаллической оболочкой испытательной жидкостью должна быть охлаждающая жидкость, а не топливо, как предусмотрено в параграфе 23.965(d), испытания образца оболочки на плескание должны проводиться при рабочей температуре охлаждающей жидкости.

СИСТЕМА ПОДАЧИ ВОЗДУХА В ДВИГАТЕЛИ

23.1091. Подача воздуха

(а) Система подачи воздуха к каждому двигателю должна подавать необходимое для этого двигателя 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 внутри 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 внутри 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.

(с) На газотурбинных самолетах:

(1) Должны быть предусмотрены средства, исключающие попадание в систему воздухозаборников двигателя опасных в пожарном отношении количеств топлива, вытекающего или переливающегося из сливных и дренажных устройств или других частей системы с воспламеняющейся жидкостью.

(2) Входные каналы воздухозаборников должны быть расположены или защищены таким образом, чтобы свести к минимуму засасывание посторонних предметов на взлете, посадке и рулении.

23.1093. Защита от обледенения системы подачи воздуха

(а) 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 $-1,1^{\circ}\text{C}$ (30°F):

(1) Каждый самолет с невысокими двигателями, использующими обычные диффузорные карбюраторы, имеет подогреватель, обеспечивающий повышение температуры на 50°C (90°F) при работе двигателей на 75% максимальной продолжительной мощности.

(3) Каждый самолет с высотными двигателями, использующими карбюраторы, уменьшающие возможность обледенения, имеет подогреватель, обеспечивающий при работе двигателей на 60% максимальной продолжительной мощности повышение температуры на:

(i) 55°C (100°F); или

(ii) 22°C (40°F), если установлена жидкостная противообледенительная система,

отвечающая требованиям параграфов с 23.1095 по 23.1099.

(4) Каждый одномоторный самолет с невысоким двигателем, использующим карбюратор, уменьшающий возможность обледенения, имеет защищенный запасной источник воздуха с подогревом, не меньшим, чем обеспечиваемый воздухом для охлаждения двигателя при обдуве цилиндров.

(5) Каждый многомоторный самолет с невысокими двигателями, использующими карбюраторы, уменьшающие возможность обледенения, имеет подогреватель, обеспечивающий повышение температуры на 50°C (90°F) при работе двигателей на 75% максимальной продолжительной мощности.

(b) Газотурбинные двигатели

(1) Каждый газотурбинный двигатель и его воздухозаборная система должны работать во всем диапазоне полетной мощности двигателя (включая малый газ) в пределах ограничений, установленных для самолета, без накопления на элементах двигателя и воздухозаборной системы льда, который может оказать вредное воздействие на работу двигателя или привести к значительному снижению мощности тяги:

(i) в условиях обледенения, указанных в параграфе 23.1419;

(ii) в условиях снегопада и метели.

(2) Каждый газотурбинный двигатель должен работать в течение 30 минут на режиме малого газа на земле с располагаемым отбором воздуха для защиты двигателя от обледенения на данном критическом режиме без неблагоприятных последствий при температуре атмосферы между -9 и $-1,1^{\circ}\text{C}$ (между 15 и 30°F) и содержании жидкой воды в ней не ниже уровня $0,3 \text{ г/м}^3$ в виде капель со среднесреднрифметическим диаметром не ме-

нее 20 мк с последующей кратковременной работой на режиме взлетной мощности или тяги.

(с) Для самолетов с поршневыми двигателями, имеющими нагнетатель для сжатия воздуха перед подачей его в карбюратор, повышение температуры воздуха в результате сжатия на любой высоте может быть использовано для установления соответствия пункту (а) настоящего 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

(а) Если применяется жидкостная противообледенительная система карбюратора, то она должна одновременно обеспечивать расход жидкости на каждый двигатель в кг/ч не меньше 1,13 корня квадратного из максимальной продолжительной мощности двигателя (в фунтах/ч не меньше 2,5 корня квадратного из максимальной продолжительной мощности).

(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

(а) Емкость каждой жидкостной противообледенительной системы карбюратора:

(1) Должна быть не меньше большей из двух величин:

(i) требуемой для обеспечения расхода жидкости, указанного в параграфе 23.1095, в течение времени, равного 3% максимальной продолжительности полета самолета; или

(ii) необходимой для 20 мин работы при указанном расходе; и

(2) Может не превышать потребную для двух часов работы.

(b) Если располагаемый подогрев больше 28 °C (50 °F), но меньше 55 °C (100 °F), то емкость системы можно уменьшить пропорционально располагаемому повышению температуры сверх 28 °C (50 °F).

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:

(а) Обеспечивалась вентиляция подогревателя при работе двигателя в холодном воздухе;

(b) Обеспечивался осмотр деталей выхлопных патрубков, находящихся внутри него; и

(с) Обеспечивался осмотр критических деталей самого подогревателя.

23.1103. Каналы системы подачи воздуха

(а) Каждый канал системы подачи воздуха должен иметь дренаж, исключаяющий скопление топлива или влаги при нормальном стояночном и полетном положениях самолета. Дренаж не должен выводиться туда, где он может вызвать опасность пожара.

(b) Каждый канал, соединенный с частями конструкции, между которыми возможно относительное перемещение, должен иметь гибкие соединения.

23.1105. Защитные сетки системы подачи воздуха

Если в системе подачи воздуха применяются защитные сетки, то:

(а) Каждая сетка должна быть выше по потоку, чем карбюратор;

(b) Не должно быть сеток в любых частях системы подачи воздуха, которые являются единственными каналами, обеспечивающими подвод воздуха к двигателю, если не выполняются следующие условия:

- (1) Обеспечен подогрев не менее чем на 55 °C (100 °F); и
- (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.

23.1111. 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 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

(a) Каждая выхлопная система должна обеспечивать безопасный отвод выхлопных газов, исключающий опасность пожара или загрязнения любого отсека с людьми окисью углерода.

(b) Все части выхлопной системы, поверхности которых нагреваются до температур, способных воспламенить горючие жидкости, должны быть установлены или экранированы таким образом, чтобы утечки из систем, содержащих горючие жидкости или пары, не привели к пожару, вызванному попаданием жидкостей или паров на любую часть выхлопной системы, включая экраны выхлопной системы.

(c) Каждый компонент выхлопной системы должен быть отделен огнестойким экраном от близлежащих воспламеняемых частей самолета, находящихся вне отсека двигателя.

(d) Выхлопные газы не должны отводиться в опасной близости к любому сливному устройству топливной системы или маслосистемы.

(e) Выхлопные газы не должны отводиться туда, где они могут вызвать блики, серьезно влияющие на обзор для летчика ночью.

(f) Каждый компонент выхлопной системы должен обдуваться, чтобы не допускать местного перегрева.

(g) Если в выхлопной системе газотурбинного двигателя имеются значительные застойные зоны, то во избежание скопления в них топлива после неудачной попытки запуска двигателя 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.

23.1123. Выхлопной коллектор

(a) Каждый выхлопной коллектор должен быть огнестойким, устойчивым к коррозии и должен иметь средства, исключающие повреждение вследствие расширения при рабочих температурах.

(b) Каждый элемент выхлопного устройства должен крепиться так, чтобы выдерживать вибрационные и инерционные нагрузки в эксплуатации.

(с) Части выхлопного устройства, соединенные с компонентами, между которыми может иметь место относительное перемещение, должны иметь гибкие сочленения.

23.1125. Теплообменники на выхлопных газах

К самолетам с поршневыми двигателями относится следующее:

(а) Каждый теплообменник, работающий на выхлопных газах, должен быть изготовлен и установлен таким образом, чтобы выдерживать вибрационные, инерционные и другие нагрузки, которым он может подвергнуться при нормальной эксплуатации. Кроме того:

(1) Каждый теплообменник должен быть пригодным к длительной эксплуатации при высоких температурах и устойчивым к коррозии при воздействии выхлопных газов;

(2) Должны быть предусмотрены средства осмотра критических частей каждого теплообменника; и

(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 установки.

Общие положения

(а) Органы управления силовой установки должны быть расположены и установлены согласно параграфу 23.777 и должны быть обозначены согласно параграфу 23.155(а).

(b) Каждый орган управления с гибкой(тросовой) проводкой должен быть утвержденного типа.

(с) Каждый орган управления должен сохранять любое необходимое положение без:

(1) Постоянного внимания со стороны членов летного экипажа; или

(2) Тенденции смещаться под действием вибрации или нагрузок на управление.

(А) Максимальное усилие для перемещения органов управления мощностью или тягой, частотой вращения и шагом воздушного винта не должно превышать по абсолютной величине 5 кгс. Полуразность усилий на этих органах при прямом и обратном ходе не должна превышать 3 кгс.

(d) Каждый орган управления должен выдерживать эксплуатационные нагрузки без повреждений или чрезмерной деформации.

(е) На газотурбинных самолетах никакой одиночный отказ или возможная комбинация отказов в каждой системе управления силовой установки не должны приводить к нарушению любой необходимой для безопасности функции силовой установки.

(f) Те части управления силовой установки, 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; и

(2) Для кранов с сервоприводом — средства, показывающие членам экипажа, когда 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 органы управления для запуска, выключения и аварийного выключения имеющейся на самолете вспомогательной силовой установки.

23.1143. Органы управления двигателями

(а) Должны быть предусмотрены органы управления мощностью или тягой, запуском и выключением для каждого двигателя отдельно и отдельный орган управления для каждого нагнетателя, для которого он требуется.

(б) Органы управления мощностью, тягой и нагнетателем должны быть размещены так, чтобы обеспечить:

(1) Отдельное управление каждым двигателем и каждым нагнетателем; и

(2) Одновременное управление всеми двигателями и всеми нагнетателями.

(с) Каждый орган управления мощностью, тягой или нагнетателем должен обеспечивать уверенное и без запаздывания управление соответствующим двигателем или нагнетателем.

(д) Органы управления мощностью, тягой или нагнетателем каждого двигателя или нагнетателя должны быть независимыми от органов управления любого другого двигателя или нагнетателя.

(е) Для каждой системы впрыска жидкости (кроме топливной) и ее органов управления, не предусмотренных и не утвержденных как часть двигателя, заявитель должен доказать, в том числе испытаниями на самолете, что расход впрыскиваемой жидкости регулируется надлежащим образом и обеспечивается синхронное включение и выключение системы впрыска жидкости на симметрично расположенных двигателях.

(f) Органы управления выключением двигателя должны быть защищены от непроизвольного их перемещения (нажатия). Если орган управления мощностью или тягой включает устройство для отключения подачи топлива, то этот орган должен иметь средства предотвращения его непреднамеренного перемещения в положение отключения. Эти средства должны:

(1) иметь надежный замок или стопор в положении малого газа; и

(2) требовать отдельного и четкого определенного действия для перевода органа управления в положение отключения.

(А) Если перевод органа управления мощностью или тягой двигателя в полете в положение ниже полетного малого газа может привести к опасным для самолета последствиям, то этот орган должен иметь средства предотвращения непреднамеренного перемещения его в это положение.

23.1145. Переключатели зажигания

(а) Переключатели зажигания должны управлять работой каждой цепи зажигания каждого двигателя.

(б) На многомоторных самолетах должны быть предусмотрены средства быстрого выключения всей системы зажигания путем сведения всех переключателей в одну группу.

(с) Каждая группа переключателей зажигания, за исключением переключателей зажигания газотурбинных двигателей, для которых не требуется непрерывного зажигания, должна иметь защитные устройства, исключающие их случайное переключение.

23.1147. Органы регулирования смеси

Если имеются органы регулирования 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 на ощупь не спутать его с другими органами управления.

(а) Органы регулирования смеси должны быть сгруппированы и размещены таким образом, чтобы обеспечить:

- (1) Отдельное управление каждым двигателем, и
- (2) Одновременное управление всеми двигателями.

(б) Органы управления должны требовать отдельного и четко определенного действия для перемещения их в положение обеднения смеси или в выключенное положение.

23.1149. Органы управления частотой вращения и шагом винта

(а) Если имеются органы управления частотой вращения или шагом винта, то они должны быть сгруппированы и размещены таким образом, чтобы обеспечить:

- (1) Отдельное управление каждым винтом, и
- (2) Одновременное управление всеми винтами.

(б) Органы управления должны обеспечивать быструю синхронизацию всех винтов многомоторных самолетов.

(с) Органы управления частотой вращения и шагом винтов должны располагаться справа от рычагов управления мощностью двигателя и, по крайней мере, на 25 мм (1 дюйм) ниже их.

23.1153. Органы управления флюгированием винта

Если имеются органы управления флюгированием винта, то каждый орган должен иметь средства, исключающие непреднамеренное его перемещение.

23.1155. Реверсирование тяги и установка шага винта ниже полетного режима на газотурбинном двигателе

На газотурбинных силовых установках каждый орган управления реверсированием тяги и установками 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 полетного режима (для турбореактивного самолета — из режима 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

(а) Каждый агрегат, установленный на двигателе, должен:

- (1) Быть утвержден для установки на двигатель;
- (2) Крепиться устройствами, предусмотренными на двигателе; и
- (3) Быть герметизированным для предотвращения загрязнения маслосистемы двигателя и системы этого агрегата.

(б) 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.

(с) Каждый генератор с номинальной мощностью 6 кВт или больше должен быть спроектирован и установлен таким образом, чтобы свести к минимуму вероятность возникновения пожарной опасности в случае его неисправности.

(d) Дополнительно для самолетов переходной категории: если длительное вращение любого агрегата, приводимого двигателем, создает опасность в случае отказа агрегата, то должны предусматриваться средства его останова без нарушения нормальной работы двигателя.

23.1165. Система зажигания двигателя

(а) Каждая аккумуляторная система зажигания должна быть дополнена генератором, который автоматически включается как запасной источник электроэнергии, обеспечивающий дальнейшую работу двигателя в случае истощения любого аккумулятора.

(b) Емкость аккумуляторов и мощность генераторов должны быть достаточными для одновременного удовлетворения потребности в электропитании системы зажигания двигателя и максимальной потребности любых компонентов электросистемы, питаемых тем же источником.

(с) Система зажигания двигателя должна быть рассчитана на:

(1) Случай неработающего генератора;

(2) Случай полной разрядки аккумулятора, когда генератор работает на нормальных эксплуатационных частотах вращения; и

(3) Случай полной разрядки аккумулятора, когда генератор работает 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.

(е) 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.

23.1180. Противопожарная защита силовой установки. **Пожароопасные зоны**

(A) Пожароопасными зонами являются:

(1) Отсеки двигателей силовой установки;

(2) Отсек вспомогательной силовой установки.

(B) Каждая установленная пожароопасная зона должна отвечать требованиям параграфов 23.1189—23.1207.

23.1182. Зоны двигательного отсека за противопожарными перегородками

Компоненты, трубопроводы и арматура, за исключением предусмотренных в 23.1351(е), установленные вне пожароопасных зон, повреждение которых может привести к возникновению особых ситуаций хуже, чем усложнение условий полета, 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 в течение 15 минут.

В случае необходимости должны предусматриваться вентиляция и дренирование зон за противопожарными перегородками для их охлаждения и удаления горючих жидкостей и паров из этих зон.

23.1183. Трубопроводы, арматура и компоненты

(а) Кроме случаев, указанных в пункте (б) настоящего параграфа, все компоненты, трубопроводы и арматура, по которым проходят воспламеняющиеся жидкости, газ или воздух во всех зонах, подверженных опасности пожара двигателя, должны быть, по меньшей мере, огнестойкими. Баки с воспламеняющимися жидкостями и их опорные конструкции, являющиеся частью двигателя и присоединенные к нему, должны быть огнестойкими или закрыты огнестойким экраном. Соединения и прочие компоненты должны быть экранированы или установлены таким образом, чтобы не допустить воспламенения вытекающей воспламеняющейся жидкости.

Соответствие критериям огнестойкости материалов и компонентов должно быть показано испытаниями. Компоненты и материалы должны в условиях, указанных в 23.1191(f), не менее 15 минут выдерживать воздействие пламени.

Гибкие шланги в сборе (шланг и его заделка) должны быть утвержденного типа. Нестойкий к маслу материал на поршневом двигателе может быть неогнестойким и не закрытым огнестойким экраном, если его объем менее 23 л.

(б) Пункт (а) настоящего параграфа не относится:

(1) К трубопроводам и арматуре, уже одобренным как часть двигателя, получившего сертификат типа.

(2) К дренажным и сливным трубопроводам и их арматуре, повреждение которых не вызывает или не усиливает опасность пожара.

23.1184. Дренажирование и вентиляция пожароопасных зон

(а) Должно быть предусмотрено полное дренажирование каждой установленной пожароопасной зоны, чтобы свести к минимуму опасность возникновения пожара в случае отказа или неправильной работы элементов, содержащих воспламеняющиеся жидкости.

Устройства системы дренажирования должны быть:

(1) Эффективными в условиях, когда дренажирование является особо необходимым, и

(2) Расположены таким образом, чтобы выбрасываемая жидкость не создавала дополнительной опасности возникновения пожара.

(в) Каждая установленная пожароопасная зона должна вентилироваться, чтобы предотвратить скопление воспламеняющихся паров.

(с) Вентиляционные устройства должны быть расположены так, чтобы выходящие пары не создавали дополнительной опасности возникновения пожара.

(А) Воспламеняющиеся жидкости.

(а) Кроме встроенных маслоотстойников, в установленных пожароопасных зонах не должны размещаться никакие баки или емкости, которые являются частью систем, содержащих воспламеняющиеся жидкости или газы, за исключением случаев, когда содержащиеся жидкости, соединения и органы управления обеспечивают такую же степень безопасности, как и при расположении бака или емкости за пределами пожароопасной зоны.

(в) Между любым баком или емкостью и противопожарной перегородкой или кожухом, изолирующим установленную пожароопасную зону, должен быть предусмотрен воздушный зазор не менее 12,5 мм.

(с) Абсорбирующие материалы, расположенные вблизи содержащих воспламеняющиеся жидкости элементов системы, которые могут давать утечки, должны быть изолированы или отработаны таким образом, чтобы было исключено поглощение опасного количества жидкости.

23.1189. Перекрывные устройства

(а) Ко всем многомоторным самолетам, указанным в 23.67(а) или в 23.67(б) (1), 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 крана любого двигателя не должно отсекать подачу топлива остальным двигателям, которое поступает к ним при открытом положении этого крана.

(3) Срабатывание какого-либо перекрывного устройства не должно препятствовать последующему аварийному включению другого оборудования, например устройства флюгирования 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 перекрытия в двигательный отсек не должно проникать опасное количество воспламеняющейся жидкости.

(6) Должны быть предусмотрены средства защиты от непреднамеренных переключений 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) Маслбак составляет одно целое с двигателем или установлен на нем.

(2) Все компоненты маслосистемы, находящиеся снаружи двигателя, огнепроницаемы или расположены в зонах, подверженных воздействию пожара двигателя.

(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 установки крана.

23.1191. Противопожарные перегородки

(a) Каждый двигатель, вспомогательная силовая установка, обогреватель на жидком топливе и другие агрегаты, в которых происходит горение топлива, предназначенные для использования в полете, 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 из двигательного отсека в другие части самолета не могли проникать в опасных количествах жидкость, газы или пламя.

(c) Каждое отверстие в противопожарной перегородке или кожухе должно быть заглушено плотно пригнанными огнепроницаемыми уплотнениями, прокладками, втулками или арматурой, с тем чтобы противопожарная перегородка в целом соответствовала требованиям по огнепроницаемости.

(d) На одномоторных и многомоторных самолетах, не указанных в пункте (a) и подпункте (b) (1) параграфа 23.67, разрешается использовать огнестойкие заглушки, если:

(1) Каждый двигатель имеет рабочий объем не больше 16 л.

(2) Никакое отверстие в противопожарной перегородке или кожухе без заглушек не создает прохода опасного количества жидкости или пламени.

(e) Все противопожарные перегородки и кожухи должны быть огнепроницаемыми и защищенными от коррозии.

(f) Соответствие критериям огнепроницаемости материалов и компонентов должно быть показано следующим образом:

(1) Материалы и компоненты должны подвергаться воздействию пламени $1100 \pm 50^\circ\text{C}$.

(2) Листовые материалы размером 250×250 мм должны подвергаться воздействию пламени подходящей горелки.

(3) Пламя должно быть достаточным для поддержания требуемой температуры испытаний на площади 125×125 мм.

(г) Арматура и материалы противопожарной перегородки должны не менее 15 минут препятствовать проникновению пламени.

(h) Следующие материалы можно применять в противопожарных перегородках или кожухах 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.

(3) Белая жель толщиной 0,5 мм, покрытая сплавом олова и свинца.

(4) Монель-металл (медно-никелевый сплав) толщиной 0,5 мм.

(5) Арматура противопожарной перегородки из стали или медного сплава.

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 к противопожарным перегородкам параграфа 23.1191.

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. Слив из такого дренажа не должен производиться туда, где он может вызвать пожар.

(c) Капот должен быть по меньшей мере огнестойким.

(d) — Каждая часть капота, находящаяся за отверстиями в обшивке мотогондолы на расстоянии не менее 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 огнеупрочными.

(f) Все мотогондолы многомоторного 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 мотогондолы 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. Противопожарные системы. Системы пожаротушения

На самолетах переходной категории системы пожаротушения должны устанавливаться и проверяться на соответствие следующим требованиям:

(a) Каждый установленный пожароопасный отсек двигателя должен оснащаться системой пожаротушения, за исключением отсеков камеры сгорания, турбины и выхлопной трубы газотурбинного двигателя, в которых находятся воспламеняющиеся жидкости или газы и для которых продемонстрировано, что горение в этих отсеках контролируемо и управляемо.

(b) В системе пожаротушения количество огнегасительного состава, скорость разрядки и распределение разряжаемого состава должны быть достаточными для тушения пожара. Допускается применение индивидуальной системы одноразового действия.

(с) Система пожаротушения мотогондолы должна обеспечивать одновременное тушение пожара во всех пожароопасных зонах мотогондолы, имеющих противопожарную защиту.

(А) В электрической схеме управления системой пожаротушения должна быть предусмотрена возможность проверки целостности электрических цепей.

23.1197. Огнегасительные составы

К самолетам переходной категории относится следующее:

(а) Огнегасительные составы 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.

(А) Быть безопасными для обслуживающего персонала, членов экипажа и пассажиров в предусмотренных условиях применения, а также некоррозионно-активными.

(b) В случае применения токсичного огнегасительного 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 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 максимум 5 фунтов (2,27 кг) 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:

(а) Каждый огнетушитель должен иметь предохранительное устройство, — чтобы предотвратить разрушение баллона из-за избыточного внутреннего давления.

(b) Выход магистрали предохранительного устройства должен быть расположен таким образом, чтобы разряд огнегасительного состава не мог повредить конструкцию самолета. Кроме того, линия разряда должна быть расположена или защищена таким образом, чтобы предотвратить закупорку льдом или другими загрязнениями.

(с) Для каждого огнетушителя должны быть обеспечены средства, показывающие, находится ли он разряженным или находится ли давление зарядки ниже установленного минимума, необходимого для нормального функционирования.

(d) Температура огнетушителя должна выдерживаться в пределах определенного диапазона в ожидаемых условиях эксплуатации так, чтобы давление в нем:

(1) Не уменьшалось ниже величины, необходимой для обеспечения соответствующей скорости разряда огнетушителя или не превышало предела, вызывающего преждевременный разряд.

(е) Если для разрядки используются пиротехнические патроны, 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:

(а) Материалы, из которых изготовлена система пожаротушения, не должны вступать в химическую реакцию с любым огнегасительным составом, что может привести к опасности и для самолета.

(b) Каждый элемент системы пожаротушения, установленный в отсеке двигателя, должен изготавливаться из огнестойкого материала.

23.1203. Система пожарной сигнализации.

К многомоторным газотурбинным и многомоторным поршневым самолетам с турбонагнетателями и ко всем самолетам местных линий относится следующее:

(а) Должны быть обеспечены средства, гарантирующие быстрое обнаружение пожара в двигателем отсеке.

(б) Все сигнализаторы пожара должны быть сконструированы и установлены таким образом, чтобы они выдерживали вибрационные, инерционные и другие нагрузки, которые могут иметь место при эксплуатации.

(с) Сигнализаторы пожара и перегрева не должны быть чувствительными к воздействию масла, воды, других жидкостей или дыма, которые могут иметь место.

(д) Должны иметься средства, позволяющие экипажу контролировать в полете работу всех электрических цепей пожарной сигнализации.

(е) Проводка и другие компоненты всех систем пожарной сигнализации в двигателем отсеке должны быть, по меньшей мере, огнестойкими или их огнестойкость должна обеспечиваться изоляцией.

23.1207. Подтверждение требований

Если нет других указаний, то соответствие требованиям параграфов 23.1182—23.1203 должно быть подтверждено огневыми испытаниями на полноразмерном (натурном) стенде или одним или несколькими из следующих методов:

- (А) Результатами огневых испытаний пожароопасных отсеков сходной конфигурации;
- (В) Результатами огневых испытаний конструктивных элементов и узлов;
- (С) Результатами оценки данных эксплуатации самолетов с силовыми установками подобной конфигурации;
- (D) Теоретическим анализом.

ПРИЛОЖЕНИЕ

П23.903. (b) (1). Нелокализованные разрушения роторов двигателей (пояснительный материал и приемлемые методы определения соответствия)

1. Газотурбинные двигательные установки. В тех случаях, когда возможность удержания обломков роторов маршевых двигателей и ВГТД внутри корпуса не может быть подтверждена, приведенный ниже материал дает основу для установления соответствия НЛГС 23.903 (b) (1).

2. Рассмотрение конструкции самолета.

2.1. Должны быть приняты все практически возможные конструктивные меры для того, чтобы минимизировать на основе хороших инженерных решений риск катастрофического повреждения нелокализованными обломками ротора двигателя. К этим мерам должны относиться вопросы расположения двигателя относительно критических компонентов или зон самолета, таких, как:

- а. Другой двигатель (двигатели) (особенно расположенные с той же стороны самолета).
- б. Герметизированная часть фюзеляжа и другие ответственные конструктивные части.
- с. Район кабины пилота.
- д. Топливная система и топливные баки (следует учитывать попадание разлившегося топлива в отсеке двигателя и другие зоны самолета, где может возникнуть пожар).
- е. Существенные системы управления полетом, электрические системы и средства включения.

f. Системы пожаротушения двигателя.

g. Приборы, существенные для продолжения безопасного полета.

2.2. Практические конструктивные меры сведения к минимуму риска катастрофического повреждения могут включать в себя, например: размещение критических компонентов или систем вне уязвимых зон; дублирование и соответствующее разделение критических компонентов систем и/или защиту их прочными конструктивными элементами планера, принимая в расчет возможный риск одновременного повреждения, вызванного вылетом (в случайных направлениях) единичных обломков; размещение средств выключения таким образом, чтобы горючие жидкости могли быть изолированы в случае разрушения системы; использование защитных кожухов и отражающих экранов; меры предосторожности, направленные на исключение возможности соприкосновения горючих жидкостей из поврежденных линий или других компонентов с источниками возможного воспламенения; возможное резервирование конструкции или элементы предупреждения развития трещин для ограничения динамического распространения повреждений, вызываемых ударом обломков.

2.3. Если заявляется защита прочными элементами конструкции планера или отражающими экранами, или защитной обшивкой, то эффективность защиты должна быть продемонстрирована с помощью испытаний и/или анализа, базирующегося на данных испытаний с использованием модели разрушения двигателя, приведенной в пункте 3.

3. Модель разрушения двигателя. Анализ безопасности, требуемый пунктом 4 настоящего параграфа, должен быть выполнен с использованием указанных ниже моделей разрушения двигателя, если для конкретных типов двигателей не могут быть предъявлены доказательства, основанные на опыте эксплуатации или особенностях конструкции двигателя, объясняющие другие модели.

3.1. Отдельный обломок в одну треть часть диска. Предполагается, что кусок в одну треть часть диска имеет максимальный размер, относящийся к одной трети диска с одной третьей высоты лопаток, и угол разлета $\pm 3^\circ$ относительно плоскости вращения диска. При рассмотрении энергии масса диска должна равняться одной трети массы диска с лопатками, а его энергия — поступательной энергии (т. е. без энергии вращения) сектора (рис. 1П).

3.2. Маленькие обломки. Предполагается, что мелкие обломки имеют максимальный размер, соответствующий одной трети радиуса диска с лопатками и углом разлета $\pm 5^\circ$ относительно плоскости диска. При рассмотрении энергии масса принимается равной $1/30$ массы диска с лопатками и его энергия — это поступательная энергия (без энергии вращения) куска, движущегося со скоростью обода (рис. 2П).

3.3. Альтернативная модель разрушения двигателя. Для целей анализа в качестве модели разрушения двигателя, альтернативной приведенным в пунктах 3.1 и 3.2, допускается рассматривать отдельный кусок в одну треть диска с углом разлета $\pm 5^\circ$ при условии, что выполняются положения пунктов 2.1, 2.2 и 4.3(а) настоящего Приложения.

4. Методы определения соответствия — анализ безопасности.

4.1. Анализ следует выполнять с использованием модели разрушения двигателя, описанной в пункте 3, для определения вероятных критических зон самолета, которые могут поражаться обломками ротора, и для оценки последствий. Это следует определять относительно наиболее критических этапов полета.

4.1.1. Минимальная задержка на аварийное выключение двигателя принимается, по крайней мере, 15 с, но в любом случае не более 60 с в зависимости от обстоятельств, обусловленных нелокализованным разрушением двигателя. При этом принимается во внимание этап полета и тот факт, что вызванные нелокализованными обломками повреждения могут привести к значительному увеличению рабочей нагрузки и к задержке начала аварийных действий, например при срабатывании многочисленной сигнализации, что потребует от экипажа анализа сложившейся ситуации для определения причины.

4.1.2. Допускаются некоторое ухудшение характеристик и затруднения в использовании систем при условии безопасного продолжения полета. Следует учитывать поведение самолета при несимметричной тяге или условиях мощности совместно с любыми возмож-

ными повреждениями системы управления полетом, а также предсказуемый маневр самолета.

4.2. Следует представить схемы траекторий обломков относительно критических зон. Анализ должен предусматривать, по крайней мере, следующее:

а. Повреждение основной конструкции, включая герметическую кабину, подвески двигателей и управляющие поверхности.

б. Повреждение любых других двигателей и узлов их крепления (последствия от разброса обломков из другого двигателя (двигателей) не нужно рассматривать).

с. Повреждение систем и оборудования, необходимых для безопасного полета (включая системы индикации и контроля), системы управления полетом, тягой двигателя, систему подачи топлива в двигатель и средства выключения, а также системы сигнализации о пожаре и пожаротушения.

д. Выход пилота из строя (роторы двигателей не должны, как правило, размещаться на одной прямой с зоной кабины экипажа, однако положительный опыт эксплуатации, связанный с целостностью ротора и локализацией его обломков в аналогичных двигательных установках, может быть рассмотрен при оценке допустимости установки двигателей на одной прямой с зоной кабины экипажа).

е. Прободевание топливной системы, когда это может привести к попаданию топлива в кабину или отсеки двигателя и другие зоны самолета, что могло бы привести к пожару (взрыву).

ф. Повреждение топливной системы, особенно баков, приводящее к потере большого количества топлива.

г. Пробивание и разрушение противопожарных перегородок и дефлекторов, способствующее распространению пожара*.

4.3. Если приняты все практически возможные меры (см. пункт 2.1) и анализ безопасности, выполненный с использованием модели разрушения двигателя, описанной в пункте 3, показывает, что риск катастрофического повреждения по-прежнему существует для некоторых компонентов или систем самолета, то величина риска катастрофических повреждений должна быть определена. Принимается, что требования выполнены, если обеспечены уровни риска, указанные в пунктах а. и б. соответственно.

а. Отдельный обломок в одну треть диска. Не более чем 1 из 20 случаев катастрофического исхода при выбросе отдельного куска в одну треть диска, описанного в пункте 3.1.

б. Маленький обломок. Не более чем 1 из 40 случаев катастрофического исхода при выбросе маленького обломка, описанного в пункте 3.2.

4.4. Определенные для самолета уровни риска, обусловленные выбросом обломков роторов, являются средними значениями, полученными для всех дисков на всех двигателях самолета в предлагаемом типовом полете. Необязательно обеспечивать эти уровни риска для отдельных дисков или двигателей, а также на каждом этапе полета, если:

а. Никакой диск не имеет уровень риска, усредненный по всему полету, превышающий более чем в 2 раза значения, указанные в пункте 4.3**.

б. Если повреждения являются катастрофическими только на отдельных этапах полета, то в этом случае может быть принята в расчет относительная частота встречаемости разрушений роторов на этих этапах, базирующаяся на надежных данных. Может быть допущен больший уровень риска, если он соответствует только определенному этапу полета, например взлету. Относительный риск разрушения двигателя на конкретных этапах полета представлен на рис. 3П и дается по материалам Объединенного Королевства и США.

* Рассмотрение последствий разрушений должно включать в себя ухудшение летных и посадочных характеристик самолета.

** Целью этого пункта является обеспечение того, чтобы разрушение, приводящее к повторным разрушениям любого диска, имело ограниченное влияние на безопасность.

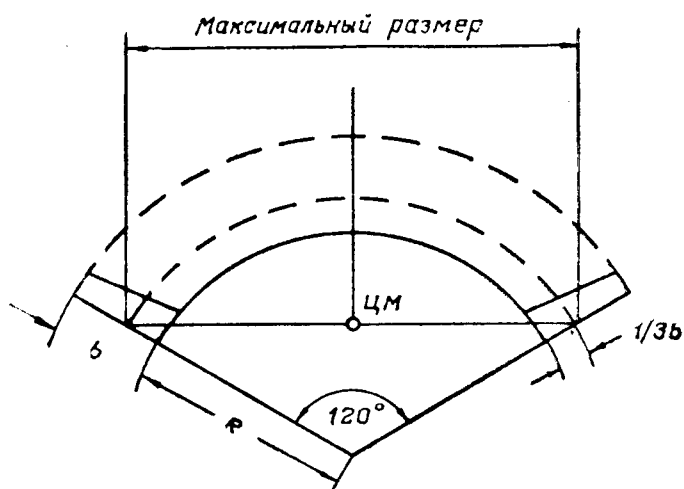


Рис. 1П. Обломок в 1/3 диска.
 R — радиус диска; b — длина лопатки

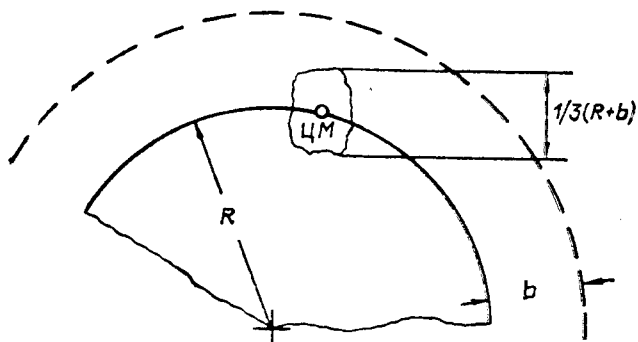


Рис. 2П. Маленький обломок
 R — радиус диска; b — длина лопатки: максимальный размер = $1/3 \cdot (R + b)$; масса обломка = $1/30$ массы диска с лопатками

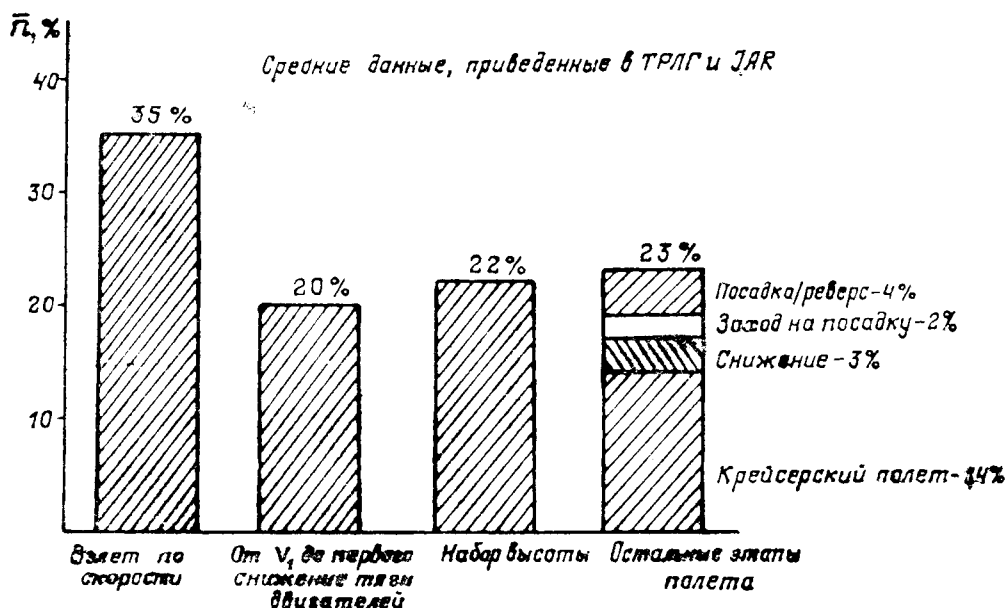


Рис. 3П. Распределение нелокализованных разрушений по этапам полета

П23.939(а). РАБОЧИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

П1.23.939(а). Общие положения

(а) В настоящем Приложении приводятся поясняющие сведения и общие требования к летным исследованиям силовой установки, которые необходимо выполнить в соответствии с 23.939(а). Общие положения П23.939(а) также применяются к другим видам летных исследований двигателей и воздушных винтов, которые проводятся для подтверждения соответствия требованиям раздела Е настоящих АП-23.

(б) К понятию «в полете» относятся все условия, начиная с момента наземного запуска двигателя до момента его выключения после посадки самолета.

(с) К понятию «условия эксплуатации» относятся все влияющие на работу двигателя, воздушного винта и объединенного с ними оборудования параметры (режимы) полета, параметры состояния и воздействия внешней среды, эксплуатационные факторы. Номенклатура и значения существенно влияющих (критических) условий эксплуатации, которые должны быть воспроизведены при летных исследованиях, определяются и обосновываются при разработке программ соответствующих испытаний, согласуемых с Полномочным органом.

Это должно выполняться на основе «Ожидаемых условий эксплуатации самолета», формируемых его Разработчиком в соответствии с 23.A-02 АП-23 с учетом рекомендаций, одобренных Полномочным Органом методическим документом.

В отдельных методически обоснованных, в том числе опытом сертификации аналогов, случаях допустим перенос (перерасчет) характеристик, полученных при испытаниях в определенных условиях, на другие, непосредственно не воспроизводившиеся условия.

(d) К понятию «аварийная эксплуатация» силовой установки относится эксплуатация ее отдельно рассматриваемых работоспособных двигательных установок в условиях, не характерных для типовых полетов, а возникающих при отказных состояниях других функциональных систем или при воздействии непредвиденных внешних факторов. К аварийной эксплуатации относятся, например, условия при взлете, полете и посадке с отказавшей второй двигательной установкой, при прерванном взлете из-за какого-либо отказа на самолете или из-за других причин, при аварийном снижении, при уходе на второй круг, при отказе основной системы электроснабжения, при отказе системы отбора воздуха, приводящем к его увеличению, при остановке и повторном запуске в полете работоспособного двигателя. Номенклатура и значения параметров аварийных условий эксплуатации для исследования рабочих характеристик силовой установки определяются на основе анализа требований раздела В — «Полет» АП-23. «Ожидаемых условий эксплуатации самолета», параграфов РЛЭ самолета, касающихся особых ситуаций, аварийной каabinной контрольной карты самолета *.

(e) Исследования, предписанные 23.939(a) АП-23 и настоящим Приложением, могут выполняться путем:

- летных испытаний двигателя и винта в составе сертифицируемого самолета;
- использования результатов летных испытаний двигателя и винта в составе подобной силовой установки другого самолета, в том числе летающей лаборатории;
- использования опыта эксплуатации двигателей и винтов таких типов на сертифицированных самолетах с подобными силовыми установками.

(i) При исследованиях следует оценить взаимодействие двигательных установок при их работе на одинаковых режимах и при разнорежимной работе, если это возможно, в том числе при имитации отказа одной из установок.

П2.23.939(a). Виды летных исследований двигателей

В процессе летных исследований двигателя следует оценить:

(a) Характеристики рабочего процесса двигателя на установившихся и неуставившихся режимах, в том числе при раздельном и допустимом РЛЭ одновременном включении потребителей отбираемого от двигателя воздуха и механической энергии, на всех типовых этапах полета и допустимых маневрах самолета, а также на режимах аварийной эксплуатации, установленных в соответствии с пунктом 1 (d) настоящего Приложения. При этом проверяется влияние отрицательных перегрузок с учетом требования 23.943 АП-23.

В соответствии с оценкой, которая должна быть сделана по результатам сертификационных исследований согласно части АП-23 и данным летных испытаний самолета, может потребоваться исследование в полете достаточности запасов газодинамической устойчивости двигателя в условиях эксплуатации, признанных критическими, с непосредственным воспроизведением факторов выработки ресурса и разброса характеристик отдельных экземпляров двигателей или при их имитации.

(b) Вибрационные характеристики двигателя с учетом требования 23.901(b) (3) АП-23.

(c) Функционирование систем двигателя: топливной, масляной, управления, контроля, защиты в условиях эксплуатации по пункту 2 (a) настоящего Приложения.

* Предъявляемые 23.939(a) АП-23 требования к рабочим характеристикам силовой установки относятся к ее эксплуатации в пределах эксплуатационных ограничений самолета и двигателя. Требования к характеристикам при эксплуатации в особых ситуациях за пределами эксплуатационных ограничений самолета (без выхода за предельные ограничения) должны устанавливаться конкретные для рассматриваемых условий, исходя из необходимости обеспечения безопасного завершения полета.

(d) Рабочие характеристики при длительной наработке на типовых режимах эксплуатации не менее двух экземпляров двигателей (для многодвигательного самолета — не менее одного полного комплекта двигателей) во время эксплуатационных испытаний самолета, предусмотренных Правилами сертификации гражданских воздушных судов, или любых других его испытаний. При этом наработка каждого экземпляра двигателя должна составлять:

— на самолетах, оснащенных газотурбинными двигателями, тип которых ранее не использовался на каком-либо сертифицированном самолете, — не менее 300 ч и в других случаях — не менее 150 ч.

После завершения длительной наработки один из экземпляров двигателей должен быть подвергнут разборке и дефектации.

ПЗ.23.939(а). Виды испытаний воздушного винта

В процессе летных исследований воздушного винта должно быть оценено следующее:

(а) Рабочие параметры (частота вращения, шаг) винта на установившихся и неуставившихся режимах на всех типовых этапах полета и допустимых маневрах самолета, в том числе на режимах полета согласно 23.33(b) (1), (с), (d) АП-23, а также на режимах аварийной эксплуатации, установленных в соответствии с пунктом 1(d) настоящего Приложения, и на режиме планирования согласно 23.33(b) (2) АП-23. При этом проверяется влияние отрицательных перегрузок на работу винта изменяемого шага с учетом требования 23.943 АП-23 и подтверждается отсутствие недопустимого сопротивления винта в каких-либо условиях.

(b) Функционирование систем винта изменяемого шага и объединенного с ним оборудования в условиях эксплуатации по пункту 3(а) настоящего Приложения.

(с) Обеспеченность защиты самолета от недопустимого сопротивления воздушного винта изменяемого шага и других опасных условий при имитациях отказов двигателя и отдельных систем (устройств) винта. Виды отказов выбираются для летной проверки в соответствии с анализом, проведенным согласно разделу 23.А—0 АП-23, с учетом требований 23.933, 23.937 АП-23.

РАЗДЕЛ F. ОБОРУДОВАНИЕ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

23.1301. Назначение и установка

Каждый вид установленного оборудования должен:

(а) 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;

(с) Устанавливаться в соответствии с ограничениями, предписанными для этого оборудования;

(d) Нормально работать после установки.

(А) Соответствовать требованиям, предъявляемым для подтверждения его пригодности к установке на самолет.

23.1303. Пилотажные и навигационные приборы

Требуются следующие пилотажно-навигационные приборы:

- (a) Указатель скорости;
- (b) Высотомер;
- (c) Магнитный указатель курса;

(d) 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:

(1) для самолетов с газотурбинными двигателями; и

(2) для других самолетов, для которых $V_{\max \text{ э}}/M_{\max}$ ($V_{\text{МО}}/M_{\text{МО}}$) и $V_{\max \text{ max}}/M_{\max \text{ max}}$ (V_D/M_D) установлены параграфом 23.335 (b) (4) и 23.1505 (c), если $V_{\max \text{ э}}/M_{\max \text{ э}}$ ($V_{\text{МО}}/M_{\text{МО}}$) больше, чем 0,8 ($V_{\max \text{ max}}/M_{\max \text{ max}}$) (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 $V_{\max \text{ э}} + 10 \text{ км/ч}$ ($V_{\text{МО}} + 6 \text{ узлов}$) или $M_{\max \text{ э}} + 0,01$ ($M_{\text{МО}} 0,01$).

Верхний предел производственного допуска для сигнализатора не должен превышать предписанной скорости сигнализации, а нижний предел должен исключать ложную сигнализацию.

23.1305. Приборы силовой установки

Требуются следующие приборы силовой установки:

(a) Топливомер для каждого топливного бака;

(b) Манометр масла для каждой маслосистемы двигателей и турбоагнетателей, не зависящей от других маслосистем;

(c) Термометр масла для каждой маслосистемы двигателей и турбоагнетателей, не зависящей от других маслосистем;

(d) Тахометр для каждого поршневого двигателя;

(e) Тахометр (показывающий частоту вращения роторов с установленным ограничением оборотов) для каждого газотурбинного двигателя;

(f) Термометр головок цилиндров:

(1) для каждого двигателя с воздушным охлаждением и створками на капоте и для каждого самолета, для которого доказывается соответствие параграфу 23.1041 при скорости, большей $V_{y \text{ нв}}$ (V_y); и

(2) для каждого самолета переходной категории с поршневыми двигателями;

(g) Манометр топлива для двигателей с насосной подачей;

(h) Указатель давления наддува:

(1) для каждого высотного двигателя;

(2) для каждого самолета переходной категории с поршневыми двигателями;

- (i) Масломер для каждого маслобака;
- (j) Термометр выхлопных газов для каждого газотурбинного двигателя;
- (k) Расходомер топлива:

(1) для каждого газотурбинного двигателя или топливного бака, если требуется вмешательство летчика для поддержания расхода в пределах ограничений; и

(2) для каждого газотурбинного двигателя силовой установки самолета переходной категории;

(l) Указатель, показывающий тягу двигателя или давление газовой струи, который может быть прямо связан с величиной тяги каждого турбореактивного двигателя; в указатель должен входить термометр окружающего воздуха, если он необходим для этой цели;

(m) Указатель крутящего момента для каждого турбовинтового двигателя;

(n) Средства индикации положения лопастей для каждого воздушного винта турбовинтового двигателя, которые должны показывать летному экипажу, когда угол установки лопастей винта становится ниже положения малого полетного шага. Этот индикатор должен давать показания раньше, чем лопасть повернется более чем на 8° ниже стопора полетного шага. Датчик индикации должен быть непосредственно связан с положением лопасти;

(o) Средство индикации или сигнализации положения, показывающее летному экипажу, когда реверс тяги находится в положении реверсирования тяги;

(p) Для турбонагнетателей поршневых двигателей, если установлены ограничения температуры воздуха на входе в карбюратор или температуры выхлопных газов, должны быть предусмотрены указатели каждой температуры, для которой установлено ограничение, если доказано, что это ограничение не может быть превышено при всех заданных режимах эксплуатации;

(q) Средства сигнализации минимального давления масла для каждого газотурбинного двигателя;

(r) Указатель температуры всасываемого воздуха для каждого двигателя, оборудованного подогревателем и имеющего ограничения температуры всасываемого воздуха, которые могут быть превышены за счет подогрева;

(s) Для каждого газотурбинного двигателя должен быть индикатор (сигнализатор), показывающий функционирование системы защиты от обледенения силовой установки;

(t) Для каждого газотурбинного двигателя должен быть индикатор топливного сетчатого или другого фильтра, требуемого в 23.997, указывающий загрязненность сетчатого или другого фильтра, прежде чем его пропускная способность достигнет уровня, установленного в соответствии с параграфом 23.997 (d), или средства сигнализации максимального допустимого перепада давления топлива на топливном фильтре каждого двигателя, если обеспечивается:

(1) требуемый расход топлива через перепускной предохранительный клапан при засорении фильтрующего элемента;

(2) необходимая степень фильтрации в течение максимальных сроков, предусмотренных для осмотров и чистки фильтров;

(u) Для каждого газотурбинного двигателя должны быть средства сигнализации о состоянии сетчатого или другого масляного фильтра, требуемого параграфом 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 параграфом 23.1019 (a) (2);

(v) Указатель функционирования любого обогревателя, применяемого для предотвращения заивания льдом компонентов топливной системы;

(w) Сигнализатор пожара должен быть на самолетах, соответствующих требованиям параграфа 23.1203.

23.1307. Вспомогательное оборудование

(a) Для каждого лица, находящегося на борту, должно быть предусмотрено сидение или спальное место установленного образца.

(b) Требуется следующее вспомогательное оборудование:

- (1) устройство быстрого отключения источников энергии;
- (2) источник электроэнергии достаточной мощности;
- (3) устройства защиты электросети.

23.1309. Оборудование, системы и установки

(a) Каждый вид оборудования, каждая система и каждая установка:

(1) при выполнении назначенных функций не должны оказывать неблагоприятного воздействия на выходные параметры, работу или точность:

(i) любого оборудования, важного для безопасной эксплуатации;

(ii) любого другого оборудования, если нет средств, информирующих пилота о последствиях;

(2) на однодвигательном самолете должны быть спроектированы таким образом, чтобы свести к минимуму опасность для самолета в случае вероятной неисправности или отказа;

(3) на многодвигательном самолете должны быть спроектированы таким образом, чтобы предотвратить опасность для самолета в случае вероятной неисправности или отказа.

(b)* Конструкция каждого вида оборудования, каждой системы и установки должна рассматриваться по отдельности и во взаимосвязи с другими системами и установками самолета, чтобы установить, зависит ли самолет от их функционирования с точки зрения безопасного продолжения полета и посадки, а для самолетов, не ограниченных условиями ПВП, еще установить, не уменьшает ли отказ системы в значительной степени возможности самолета или способность экипажа справиться с неблагоприятными условиями полета.

Каждый вид оборудования, каждая система и установка, которые по результатам такого рассмотрения определены как влияющие на обеспечение безопасного полета и посадки или как отказы которых значительно уменьшают возможности самолета или способность экипажа справиться с неблагоприятными условиями полета, должны быть спроектированы так, чтобы они отвечали следующим дополнительным требованиям:

(1) Они должны выполнять назначенные функции во всем диапазоне ОУЭ;

(2) При рассмотрении систем и связанных с ними компонентов отдельно и во взаимосвязи с другими системами:

(i) возникновение любой отказной ситуации, которая воспрепятствует безопасному завершению полета и посадки, должно быть практически невероятным;

* Для удовлетворения требований данного пункта должны быть выполнены требования раздела А — О.

(ii) возникновение любой отказной ситуации, которая значительно снижает возможности самолета или способность экипажа справиться с неблагоприятными условиями полета, должно быть невероятным.

(3) Должна быть обеспечена сигнализация, чтобы привлечь внимание экипажа к небезопасной работе системы, позволяющая экипажу предпринять корректирующие действия. 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.

(4) Соответствие требованиям пункта (b) (2) этого параграфа может доказываться анализом и, при необходимости, соответствующими наземными, летными и стендовыми испытаниями.

При анализе должны рассматриваться:

(i) возможные виды отказов, включая неисправности и повреждения от внешних источников;

(ii) вероятность множественных отказов и вероятность неконтролируемых отказов;

(iii) результирующее воздействие на самолет и лица на борту с учетом этапа и условий полета;

(iv) средства сигнализации для экипажа, требуемые действия экипажа по парированию отказов и способность экипажа обнаружить отказы.

(с) Каждый вид оборудования, каждая система, каждая установка, функционирование которых требуется данными нормами и для которых необходимы источники питания, являющиеся «важными» приемниками энергии. Источники питания и система должны быть способны обеспечить питание следующие приемники энергии в вероятных эксплуатационных комбинациях включения и вероятных продолжительностях работы:

(1) Приемники, соединенные с системой распределения при нормальном функционировании системы;

(2) Важные приемники после отказа:

(i) любого одного двигателя на двухдвигательном самолете; или

(ii) любых двух двигателей на самолетах с тремя или более двигателями; или

(iii) любого преобразователя энергии или аккумулятора;

(3) Важные приемники, для которых эксплуатационные правила данных норм требуют альтернативного источника питания, если это применимо, после любого отказа или неисправности в любой одной системе питания, системе распределения или другой системе приемника.

(А) По своему назначению приемники электрической энергии подразделяются на три категории:

Приемники первой категории, работа которых необходима для обеспечения безопасного завершения полета и посадки. При отказе основных источников электроэнергии электропитание этих приемников должно обеспечиваться от аварийных источников.

Приемники второй категории, работа которых необходима для безопасного продолжения запланированного полета и посадки по заданию на полет.

Приемники третьей категории, прекращение электропитания которых не влияет на обеспечение выполнения безопасного полета от взлета до посадки.

Приемники электроэнергии первой и второй категорий являются важными приемниками.

(d) При установлении соответствия пункту (с) (2) данного параграфа возможно контролируемое отключение приемников, не влияющих на безопасность во всех разрешенных условиях полета. При отказе двух двигателей на самолете с тремя и более двигателями можно не рассматривать приемники, не требующиеся в управляемом полете.

(е) Для подтверждения соответствия требованиям этого параграфа конструкции и установки системы электроснабжения и оборудования должны учитываться критические атмосферные и окружающие условия, включая влияние высокочастотных помех и влияние (как прямое, так и косвенное) ударов молнии.

Для оборудования, генерирующего, распределяющего и потребляющего электроэнергию, требуемого или используемого в соответствии с настоящими нормами, должна быть показана возможность обеспечения длительной безопасной работы в ожидаемых окружающих условиях испытаниями на внешние воздействия, анализом конструкции или ссылкой на имеющийся сравнимый опыт эксплуатации на других самолетах.

(f) В данном параграфе термин «система» относится ко всем пневматическим, электрическим, гидравлическим, механическим системам и системам силовой установки, включенным в конструкцию самолета, за исключением:

(1) Систем силовой установки, являющихся частью сертифицированного двигателя;

(2) Конструкций самолета (таких, как крыло, оперение, поверхности управления и их системы, фюзеляж, мотогондола, шасси и основные узлы их крепления), требования к которым приведены в разделах C и D настоящих норм.

23.1311. Системы электронных экранных приборов

(a) Требования к электронным экранным индикаторам, содержащиеся в настоящем параграфе, относятся к рабочему месту каждого пилота, требуемому стандартами летной годности или применяемыми эксплуатационными правилами для самолетов, подлежащих одобрению с целью эксплуатации в условиях полета по приборам.

(b) Электронные экранные индикаторы, требуемые в 23.1303 (a), (b) и (c), должны быть независимы от системы электроснабжения самолета.

(c) Электронные экранные индикаторы, включая и такие, особенности которых делают нецелесообразным отделение и независимость от систем приборов силовой установки, должны:

(1) Быть легко читаемы при всех условиях освещенности в кабине экипажа, включая прямой солнечный свет, имея в виду ожидаемый уровень яркости электронного индикатора в конце его срока службы. Специальные ограничения по сроку службы электронного индикатора должны быть включены в инструкции по поддержанию летной годности в соответствии с 23.1529;

(2) 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;

(3) Не препятствовать основной индикации параметров двигателя, необходимых любому пилоту, чтобы должным образом поддерживать или контролировать ограничения силовой установки во время режима запуска двигателя;

(4) Иметь независимые вторичные приборы пространственного положения и угловой скорости разворота, которые соответствуют 23.1321 (a), если основная система электронных экранных приборов пилота представляет эту информацию. Экраны приборов, которые расположены в соответствии с 23.1321 (d), считаются основными экранами. Прибор угловой скорости разворота не требуется, если установлена третья система прибора пространственного положения в соответствии с требованиями настоящих норм.

(5) Содержать воспринимаемые пилотом признаки, эквивалентные тем, которые были в приборе, замененном электронным экранным индикатором; и

(6) Содержать визуальные индикаторы маркировки прибора, требуемые параграфами с 23.1541 по 23.1553, или визуальные индикаторы, которые предупреждают пилота о ненормальных эксплуатационных значениях или приближении к установленным значениям ограничений для каждого параметра, который требуется индицировать в соответствии с настоящими нормами.

(d) 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 экипа-

жа без необходимости немедленных действий со стороны любого пилота для продолжения безопасной эксплуатации.

(е) 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 необходимо видеть этот параметр.

УСТАНОВКА ПРИБОРОВ

23.1321. Расположение и видимость приборов

(а) Все пилотажно-навигационные приборы и приборы силовой установки, предназначенные для использования любым летчиком во время взлета, начального набора высоты, захода на посадку и посадки должны быть расположены так, чтобы любой 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 многомоторных самолетах одинаковые приборы силовой установки должны располагаться таким образом, чтобы не было путаницы, к какому двигателю относится каждый прибор.

(с) Вибрация приборной доски не должна вызывать повреждения или снижения точности любого прибора.

(d) На самолетах с максимальным весом более 2720 кг (6000 фунтов) пилотажные приборы, требуемые параграфом 23.1303, должны быть сгруппированы на приборной доске и сцентрированы, насколько это практически возможно, относительно вертикальной плоскости, проходящей через линию визирования, когда летчик смотрит вперед. Кроме того:

(1) Прибор, который наиболее эффективно показывает пространственное положение самолета, должен занимать верхнее центральное положение;

(2) Прибор, который наиболее эффективно показывает воздушную скорость, должен располагаться слева в непосредственной близости от центрального верхнего прибора;

(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 23.1321 (d) (3);

(4) Прибор, который наиболее эффективно показывает направление полета, но не магнитный компас, требуемый параграфом 23.1303 (с), должен занимать положение непосредственно под центральным верхним прибором;

(5) Для подтверждения соответствия требованиям подпунктов с (d)(1) по (d)(4) этого параграфа могут использоваться экранные индикаторы, если они соответствуют требованиям параграфа 23.1311.

(е) 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 следующий цвет (если администрация не утвердит другого цвета):

- (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; и
- (d) Любой другой цвет, включая белый, — для ламп, не предусмотренных в пунктах от (a) до (c) настоящего параграфа, при условии, что цвет будет значительно отличаться от цветов, предписанных в пунктах от (a) до (c) настоящего параграфа, во избежание возможной путаницы.

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 большей из двух величин — 3% тарированной воздушной скорости или 10 км/ч (5 узлов) в следующих диапазонах скоростей:

(1) От $1,3 V_{C1}$ ($1,3 V_{S1}$) до $V_{\max \delta} / M_{\max \delta}$ (V_{MO} / M_{MO}) или V_{NE} (в зависимости от того, что подходит) — при убранных закрылках;

(2) От $1,3 V_{C1}$ ($1,3 V_{S1}$) до $V_{\max \delta}$ (V_{FE}) — при выпущенных закрылках.

(c) Дополнительно для самолетов переходной категории система индикации воздушной скорости должна иметь тарировку, которая показывает погрешность системы в полете и 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 .

(d) Для самолетов переходной категории информация, показывающая соотношение между приборной воздушной скоростью $V_{пр}$ и земной индикаторной скоростью $V_{ин}$ в соответствии с требованиями пункта (c) настоящего параграфа, должна быть представлена в Руководстве по летной эксплуатации самолета.

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 подпункте (b) (3) настоящего параграфа.

(b) Если для функционирования приборов, систем или устройств необходима система статического давления, то она должна отвечать требованиям подпунктов от (b) (1) до (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, и
- (iii) применяемые материалы были долговечными, отвечающими своему назначению и защищенными от коррозии;

(2) Герметичность системы статического давления должна быть такой, чтобы:

(i) **негерметизированные самолеты:** 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 (1000 футов) больше, чем высота, где находится самолет во время испытаний, без дополнительной откачки в течение одной минуты уменьшение высоты на указателе не должно превышать 30,5 м (100 футов);

(ii) **герметизированные самолеты:** 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 одной минуты уменьшение указываемой прибором высоты не должно превышать следующих величин: 2% эквивалентной высоты максимального перепада давления в кабине или 30,5 м (100 футов) 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, что 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 показа 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 (50 футов), то для резервной статической системы должна быть предусмотрена таблица поправок.

(с) 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; и

(2) Оба источника не оказались отключенными одновременно.

(d) На негерметизированные самолеты подпункт (с) (1) настоящего параграфа не распространяется, если можно показать, что тарировка системы статического давления при включении одного из источников статического давления не изменяется присутствием другого источника статического давления, включенного или отключенного.

(е) Каждая система должна быть сконструирована и установлена таким образом, чтобы ошибка в показаниях барометрической высоты на уровне моря в стандартной атмосфере, исключая инструментальную ошибку прибора, не была более ± 10 м (± 30 футов) на каждые 200 км/ч (100 узлов) скорости при соответствующей конфигурации самолета в диапазоне скоростей от $1,3V_{C_0}$ ($1,3V_{S_0}$) с выпущенными закрылками до $1,8V_{C_0}$ ($1,8V_{S_1}$) с убранными закрылками. Однако не требуется, чтобы погрешность была менее ± 10 м (± 30 футов).

(f) Для самолетов переходной категории тарировка системы измерения высоты, проведенная в соответствии с пунктом (е) настоящего параграфа, должна быть представлена в Руководстве по летной эксплуатации самолета.

23.1327. Магнитный указатель курса

(а) За исключением случая, указанного в пункте (б) настоящего параграфа:

(1) Каждый магнитный указатель курса должен устанавливаться таким образом, чтобы на его точность не оказывали чрезмерного влияния магнитные поля или вибрации самолета; и

(2) Остаточная девиация в горизонтальном полете не должна превышать 10° на любом курсе.

(б) 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 параграфом 23.1547 (е).

23.1329. Система автопилота (АП)

Если установлена система автопилота, то она должна отвечать следующим требованиям:

(а) Каждая система должна быть сконструирована таким образом, чтобы автопилот мог быть:

(1) Быстро и надежно отключен летчиками, чтобы он не препятствовал осуществляемому ими управлению самолетом, или

(2) Пересилен одним летчиком, позволяя ему управлять самолетом.

(б) Если нет автоматической синхронизации, то каждая система должна иметь средства, четко показывающие летчику согласование работы рулевой машинки относительно системы управления.

(с) 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 параграфе 23.779 для органов управления в кабине. Направление перемещения должно быть отчетливо указано на каждом органе управления или рядом с ним.

(д) Каждая система должна быть сконструирована таким образом, чтобы в пределах доступного летчику 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, считая, что корректирующее воздействие начинается в пределах приемлемого периода времени.

(е) 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, то требуются надежные средства блокировки и определения последовательности включения для предотвращения неправильной работы.

(ф) Должна быть предусмотрена защита от неблагоприятного взаимодействия объединенных компонентов при их неисправной работе.

(г) 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

(a) На всех самолетах:

(1) Каждый гироскопический прибор должен получать энергию от источников питания, достаточную для поддержания требуемой точности на всех скоростях выше скорости, обеспечивающей наибольшую скороподъемность.

(2) Каждый гироскопический прибор должен быть установлен таким образом, чтобы исключить неисправность от действия дождя, масла и других вредных воздействий.

(3) Должны быть предусмотрены средства, показывающие достаточность подаваемого прибору питания.

(b) На всех многомоторных самолетах:

(1) Должны быть, по меньшей мере, два независимых источника питания (с приводом не от одного и того же двигателя), ручное или автоматическое средство выбора каждого источника питания и средства, показывающие достаточность подаваемого каждым источником питания; и

(2) Установка и системы энергоснабжения должны быть сконструированы таким образом, чтобы:

(i) отказ одного прибора не влиял на нормальное энергоснабжение остальных приборов, и

(ii) отказ энергоснабжения от одного источника не влиял на нормальное энергоснабжение от любого другого источника.

23.1335. Системы директорного управления

Если установлена система директорного управления, то должны быть предусмотрены средства, показывающие экипажу текущий режим его работы. Положение селекторного переключателя не допускается в качестве средства индикации.

23.1337. Приборы силовой установки

(a) Приборы и трубопроводы приборов:

(1) Все трубопроводы приборов силовой установки должны отвечать требованиям параграфа 23.933.

(2) Все трубопроводы, несущие воспламеняющиеся жидкости, должны:

(i) иметь ограничительные отверстия или другие предохранительные устройства, расположенные у источника давления и служащие для предотвращения выброса избыточной жидкости в случае повреждения трубопровода; и

(ii) быть расположены и установлены таким образом, чтобы выброс жидкости не создавал опасности.

(3) Все приборы силовой установки, 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 галлонах или фунтах, или л (кг), с отчетливой маркировкой, показывающей, какая шкала из возможных применяется. Кроме того:

(1) Каждый топливомер должен быть проградуирован таким образом, чтобы показывать «нуль» в горизонтальном полете, когда количество оставшегося в баке топлива равно невыработанному остатку, определенному согласно параграфу 23.959;

(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) Баки, у которых выходные отверстия и воздушные пространства соединяются между собой, можно рассматривать как один бак, не требующий отдельных указателей; и

(5) Топлиномер не требуется для небольшого 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.

(с) **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); и

(2) В полете — членам летного экипажа, если имеется система перекачки масла или резервная система маслопитания.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СХЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

23.1351. Общие положения

(а) **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) при любых возможных условиях эксплуатации.

(2) Соответствие требованиям пункта (а) (1) настоящего параграфа должно быть показано:

(i) для самолетов нормальной, многоцелевой и спортивной категорий — анализом электрических нагрузок при всех вероятных сочетаниях и вероятных продолжительностях включений приемников электроэнергии или путем электрических измерений; и

(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; и

(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, за исключением генераторов переменного тока, установленных на самолетах нормальной, многоцелевой и спортивной категорий, для первоначального возбуждения и стабилизации которых может использоваться аккумуляторная батарея;

(3) Отказ или неисправность любого источника электроэнергии не должны вызывать ухудшения способности любого оставшегося источника питать приемники электроэнергии первой и второй категорий (жизненно важные для безопасности), за исключением

генераторов переменного тока, установленных на самолетах нормальной, многоцелевой и акробатической категорий, которым требуются аккумуляторные батареи для первоначального возбуждения или стабилизации и которые могут прекращать работу при отказах батарей;

(4) — Управление каждым источником электроэнергии должно обеспечивать независимую работу своего источника, за исключением органов управления генераторами переменного тока на самолетах нормальной, многоцелевой и акробатической категорий, от которых не требуется, чтобы они могли прерывать связь между таким генератором и его батареей, необходимой для первоначального возбуждения или для стабилизации генератора;

(5) Дополнительно для самолетов переходной категории:

(i) — если не показано, что потеря нормальной системы электроснабжения является практически невероятной, то для питания приемников электроэнергии первой категории, необходимых для завершения полета и выполнения безопасной посадки, должны устанавливаться аварийные (альтернативные) источники электропитания, не зависящие 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 при любых возможных 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; и

(v) для удовлетворения требований подпункта (b) (5) настоящего параграфа должна рассматриваться система распределения электроэнергии, включающая в себя распределительные шины, связанные с ними питающие провода, управляющие и защитные устройства.

(с) **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 длительной мощности;

(2) Аппаратура регулирования напряжения генератора должна надежно обеспечивать отдачу мощности генератором в установленных пределах;

(3) Каждый генератор постоянного тока должен иметь аппарат защиты от обратного тока, предназначенный для отключения генератора от аккумуляторной батареи и от других генераторов в случае протекания обратного тока, который может привести к повреждению этого генератора или недопустимому разряду аккумуляторной батареи.

(4) Должны быть предусмотрены средства, обеспечивающие немедленную сигнализацию членам экипажа об отказе любого генератора; и

(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 пожара в случае пожара в двигательном отсеке, во время которого поверхность противопожарной перегородки со стороны огня нагревается до 1100 °C (2000 °F) в течение 5 мин или до меньшей температуры, если таковая будет доказана заявителем.

(f) **Наземное питание.** Если предусмотрено подключение к самолету наземных источников электроэнергии и если эти наземные источники могут быть подключены к оборудованию, отличному от оборудования, используемого для запуска двигателей, то должны быть предусмотрены средства, гарантирующие невозможность питания систем электроснабжения самолета от наземных источников с обратной полярностью или обратным порядком чередования фаз.

Должны быть также предусмотрены средства, гарантирующие невозможность питания при перепутывании фазы и нейтрали, обрыве фидера наземного источника, недопустимом отклонении частоты или перенапряжении.

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 изложенные ниже требования.

(b) В течение любого вероятного режима заряда или разряда в аккумуляторах батареи должны поддерживаться безопасная температура и давление. При зарядке батарей (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; и

(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 батареями при нормальной работе или в результате любой возможной неисправности в системе заряда или в установке батарей.

(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, предотвращаю

щие 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.

(А) 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

(а) Защитные устройства, такие, как плавкие предохранители или автоматы защиты сети, должны устанавливаться во всех электрических цепях, кроме:

(1) Силовых цепей стартерных электродвигателей; и

(2) Цепей, в которых отсутствие предохранителей не представляет опасности.

(б) 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 БАНУ), не требуется. Под функционально зависимыми элементами понимаются такие элементы, отказ одного из которых приводит к прекращению функционирования всей группы элементов.

(с) 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; и

(2) При повреждении цепи или ее перегрузке устройство разрывало цепь независимо от положения рабочего органа управления.

(д) 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.

(е) В случае применения плавких предохранителей для использования в полете на борту самолета должны находиться запасные предохранители в количестве, равном большей из следующих величин:

— по одному каждого номинала, или

— 50% от каждого номинала.

23.1361. Устройство быстрого отключения источников энергии

(а) Должно быть предусмотрено устройство, позволяющее быстро отключать источники электроэнергии от основной шины. Места разъединения должны находиться рядом с источниками, которыми управляет это устройство.

(б) Если приемники электроэнергии защищены устройствами защиты сети, имеющими номинал не более 5 А и находящимися рядом с источником электроэнергии, то такие приемники могут подключаться к сети так, чтобы они оставались под током после отключения

источника от основной шины выключателем. Цепи таких приемников должны быть изолированы или иметь дополнительное защитное покрытие во избежание возможности загорания ими воспламеняющихся жидкостей или паров, выделяемых при утечках или повреждении систем, содержащих воспламеняющиеся жидкости.

(с) Устройство отключения или его орган управления должны быть установлены таким образом, чтобы они были легко различимы и доступны члену экипажа в полете.

23.1365. Электрические провода и оборудование

(а) Каждый электрический соединительный провод должен иметь достаточную площадь поперечного сечения жилы.

(б) Каждый провод и связанный с ним приемник электроэнергии, которые могут нагреваться в случае повреждения или перегрузки сети, должны быть, по меньшей мере, огнестойкими и не выделять опасных количеств ядовитого дыма.

(А) 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.

(В) Электрические провода, кабели и их монтажные устройства должны быть сконструированы и установлены следующим образом:

(1) Используемые электрические провода и кабели 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 параграфе 23.1357, чтобы при коротких замыканиях не возникала опасность пожара или появления дыма;

(2) Электрические провода, кабели, соединители и клеммные колодки должны иметь нестирающуюся маркировку;

(3) Электрические провода и жгуты должны быть смонтированы таким образом, чтобы был обеспечен доступ для осмотра, обслуживания и регулировки аппаратуры самолета без демонтажа жгутов и не была закрыта маркировка элементов, а риск механических повреждений проводов и жгутов и (или) повреждений, вызываемых воздействиями на них жидкостей, паров или источников тепла, был минимальным.

23.1367. Выключатели

Каждый выключатель должен:

(а) Выдерживать длительное протекание номинального тока;

(б) Иметь конструкцию, обеспечивающую достаточный зазор или изоляцию между токонесущими частями и корпусом, чтобы вибрации в полете не приводили к короткому замыканию;

(с) Быть доступным соответствующим членам летного экипажа; и

(д) Иметь маркировку, указывающую принцип действия, и цепь, к которой он относится.

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

23.1381. Освещение приборов

Освещение приборов должно:

(а) Делать каждый прибор и орган управления легко читаемым и различимым;

(б) Быть установлено таким образом, чтобы прямые и отраженные от козырька и другой поверхности лучи света не попадали в глаза пилоту;

(с) 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. Посадочно-рулежное освещение

(а) Все посадочные и рулежные (посадочно-рулежные) фары должны быть утвержденного типа.

(б) Все посадочные и рулежные (посадочно-рулежные) фары должны быть установлены таким образом, чтобы:

- (1) Пилоту не попадали в глаза нежелательные блики;
- (2) Пилот не подвергался неблагоприятному воздействию световых ореолов; и
- (3) Обеспечивалось достаточное освещение для посадки, руления и взлета ночью.

23.1385. Установка системы аэронавигационных огней

(а) **Общие положения.** Каждый элемент системы аэронавигационных огней должен соответствовать установленным требованиям настоящего параграфа, и каждая система в целом должна удовлетворять требованиям параграфов с 23.1387 по 23.1397.

(б) **Передние аэронавигационные огни.** Передние аэронавигационные огни должны быть красного и зеленого цветов свечения и 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.

(с) **Задний (хвостовой) аэронавигационный огонь.** Задний аэронавигационный огонь должен быть белого цвета свечения и устанавливаться как можно дальше на хвосте или на каждой законцовке крыла и быть утвержденного типа.

(д) **Схема питания.** Передние и задний аэронавигационные огни должны иметь единую электрическую схему питания.

(е) **Обтекатели огней и цветные фильтры.** Каждый обтекатель или цветной фильтр должен быть, по меньшей мере, самозатухающим и не изменять цвет или форму или заметно уменьшать коэффициент пропускания света в процессе нормальной эксплуатации.

23.1387. Двугранные углы аэронавигационных огней

(а) 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 (д) настоящего параграфа.

(б) Двугранный угол «Л» (левый) образуется двумя пересекающимися вертикальными плоскостями, одна из которых параллельна продольной оси самолета, а другая составляет угол 110° влево от первой, если смотреть вперед вдоль продольной оси самолета.

(с) 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.

(д) 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.

(е) Если задний аэронавигационный огонь, установленный в соответствии с параграфом 23.1385 (с) на максимально возможном удалении на хвосте самолета, не может излучать непрерывный свет в пределах угла «Х» (определение которого дано в пункте (д) настоящего параграфа), то общий угол затенения или углы затенения не должны превышать $0,04$ стерadian 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 хвостовой (задний) аэронавигационный огонь.

23.1389. Распределение и сила света аэронавигационных огней

(а) **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.** Сила света в горизонтальной плоскости (плоскость, включающая в себя продольную ось самолета и перпендикулярная плоскости симметрии самолета) должна быть равна или превышать значения силы света, приведенные в параграфе 23.1391.

(2) **Сила света в любой вертикальной плоскости.** Сила света в вертикальной плоскости (плоскость, перпендикулярная к горизонтальной плоскости) должна быть равна или превышать значения, указанные в параграфе 23.133, где I есть минимальное значение силы света, приведенное в параграфе 23.1391 для соответствующих углов в горизонтальной плоскости.

(3) **Сила света в зонах перекрытия смежных сигналов.** Сила света в любых зонах перекрытия смежных сигналов не должна превышать значений, приведенных в параграфе 23.1395, исключая случай, когда сила света основного светового пучка значительно выше минимальных значений силы света, указанных в параграфах 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 параграфе 23.1395, при этом сила света в зоне перекрытия А должна быть не более 10%, а в зоне перекрытия В — не более 2,5% от максимальной силы света аэронавигационных огней.

(с) **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 вправо и влево от продольной оси, измеренный вперед, град	Сила света, кд
Л и П (передний красный и зеленый)	от 0 до 10	40
	от 10 до 20	30
	от 20 до 110	5
X (задний белый)	от 110 до 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
0	1,00 I
от 0 до 5	0,90 I
от 5 до 10	0,80 I
от 10 до 15	0,70 I
от 15 до 20	0,50 I
от 20 до 30	0,30 I
от 30 до 40	0,10 I
от 40 до 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 параграфом 23.1389 (b) (3).

Зоны перекрытия	Максимальная сила света	
	Зона А, кд	Зона В, кд
Зеленый цвет в двугранном угле «L»	10	1
Красный цвет в двугранном угле «R»	10	1
Зеленый цвет в двугранном угле «A»	5	1
Красный цвет в двугранном угле «A»	5	1
Задний белый в двугранном угле «L»	5	1
Задний белый в двугранном угле «П»	5	1

Где —

(а) Зона А 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 В включает в себя все направления в смежном двугранном угле, которые проходят через источник света и пересекают общую граничную плоскость под углом больше 20° .

23.1397. Цветность аэронавигационных огней

Цветность аэронавигационных огней должна соответствовать следующим координатам цветности Международной Комиссии по освещению:

(a) **Авиационный красный цвет**

y — не больше 0,335,

z — не больше 0,002;

(b) **Авиационный зеленый цвет** —

x — не больше 0,440 — 0,320 y ,

x — не больше y — 0,170,

y — не меньше 0,390 — 0,170 x ;

(c) **Авиационный белый цвет** —

x — не меньше 0,300 и не больше 0,540,

y — не меньше x — 0,040 или y — 0,01, в зависимости от того, что меньше,

y — не больше $x + 0,02$ или 0,636 — 0,400 x ,

где y есть координата « y » излучателя Планка для рассматриваемой величины « x ».

23.1399. Стояночные огни

(a) Все стояночные огни (якорные огни), требуемые для гидросамолетов или амфибий, должны устанавливаться таким образом, чтобы они могли:

(1) Излучать белый свет, видимый не меньше чем за 3,2 км (2 мили) ночью в ясную погоду; и

(2) Излучать максимально возможный неэкранированный свет, когда самолет при- швартован или дрейфует на воде.

(b) Разрешается применять подвешиваемые снаружи огни.

23.1401. Система огней для предупреждения столкновения

(a) **Общие положения.** Если запрашивается сертификация для ночной эксплуатации, то 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 от (b) до (f) настоящего параграфа.

(b) **Зона действия.** Система должна содержать достаточное количество огней, чтобы охватить наиболее жизненно 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 стерadian.

(c) **Проблесковые характеристики.** Количество источников света, ширина светового пучка, скорость вращения и другие характеристики системы должны обеспечивать эффективную частоту вспышек не меньше 40 и не больше 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 более 180 циклов в минуту.

(d) **Цвет.** Каждый огонь предотвращения столкновений должен быть авиационным красным или авиационным белым и соответствовать требованиям параграфа 23.1397.

(е) **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 (е) настоящего параграфа. Расчет эффективной силы света должен проводиться в соответствии с выражением

$$I = \frac{1}{0,2 + (t_2 - t_1)^2} \int_{t_1}^{t_2} I(t) dt,$$

где

I — эффективная сила света (канделы);

$I(t)$ — мгновенное значение силы света в функции времени;

$(t_2 - t_1)$ — интервал времени между вспышками.

Обычно максимальное значение эффективной силы света достигается тогда, когда значения t_1 и t_2 выбраны таким образом, что эффективная сила света была равна мгновенной при t_1 и t_2 .

(i) **Минимальная сила света для 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
от 0 до 5	400
от 5 до 10	240
от 10 до 20	80
от 20 до 30	40
от 30 до 75	20

СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

23.1411. Общие положения

(а) Требуемое спасательное оборудование, предназначенное для приведения в действие членом летного экипажа в аварийной ситуации, такое, как, например, привод механизма автоматического ввода в действие спасательных плотов, должно быть легкодоступным.

(б) Должны быть предусмотрены места для размещения требуемого спасательного оборудования, которые должны:

(1) Быть расположены таким образом, чтобы к оборудованию был обеспечен свободный доступ, а его местоположение было бы очевидным;

(2) Защищать спасательное оборудование от повреждений при действии инерционных нагрузок, возникающих в результате воздействия расчетных перегрузок, установленных в 23.561 (б) (3) настоящей части.

23.1413. Поясные и плечевые привязные ремни

Каждый поясной и плечевой привязной ремень должен иметь запирающее устройство металлическими контактирующими элементами.

23.1415. Оборудование для спасения после аварийного приводнения

(а) Аварийные плавсредства и средства сигнализации, требуемые любыми правилами по производству полетов Авиационных Правил, должны быть размещены таким образом, чтобы они были легкодоступными для экипажа и пассажиров.

(b) Каждые спасательный плот и спасательный жилет должны быть утвержденного типа.

(c) Каждый спасательный плот, вводимый в действие автоматически или летчиком, 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 любыми правилами по производству полетов Авиационных Правил, должно быть доступным, удовлетворительно функционирующим и безопасным при его использовании.

| 23.1419. Защита от обледенения

Если требуется сертификация средств защиты от обледенения, то должно быть показано соответствие следующим требованиям:

(a) В Руководстве по летной эксплуатации самолета — должны быть приведены рекомендации по использованию оборудования для защиты от обледенения:

(b) — Расчетами, испытаниями, а также анализом с учетом условий эксплуатации самолета должно быть показано, что самолет может безопасно эксплуатироваться в условиях длительного и кратковременного обледенения, приведенных в Приложении П23.1419.

(c) Соответствие — отдельным требованиям настоящего раздела может быть показано на основе аналогии путем ссылки на результаты расчета и испытаний, выполненных при сертификации типа ранее сертифицированного самолета.

(d) — Члены экипажа должны быть обеспечены возможностью наблюдения за внешними поверхностями самолета при полете в условиях обледенения днем и ночью (путем наружного освещения или иными способами), если необходимость этого показана при установлении соответствия по пункту (b) настоящего раздела.

(A) Самолет должен быть оборудован средствами сигнализации об обледенении, если не показана возможность их отсутствия при установлении соответствия по пункту (b) настоящего раздела.

РАЗЛИЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

23.1431. Электронное оборудование

Радиооборудование и установки должны быть безопасными как сами по себе, так и по принципу действия и по своему воздействию на другие компоненты.

| 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 сверх — 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.

Безопасный предел — уровень давления, превышающий рабочее давление в 1,25 раза;

(4) Минимальное расчетное давление разрушения должно в — 3,0 раза превышать рабочее давление.

(б) **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.

(с) **Аккумуляторы.** Гидравлические аккумуляторы или емкости под давлением не должны устанавливаться на стороне противопожарной перегородки, обращенной к двигателю, если они не являются неотъемлемой частью двигателя или винта.

23.1437. Агрегаты многодвигательных самолетов

На многодвигательных самолетах важные для безопасной эксплуатации агрегаты, имеющие привод от двигателей, должны распределяться между двумя и более двигателями таким образом, чтобы отказ любого одного двигателя не уменьшал безопасность эксплуатации вследствие нарушения функционирования этих агрегатов.

23.1438. Система наддува и пневматическая система

(а) Элементы системы наддува должны быть испытаны давлением до разрушения и контрольным давлением, превышающим в 2 и 1,5 раза — рабочее давление.

Рабочее давление — максимальное установившееся давление, действующее на элемент системы наддува или пневматической системы на нормальных режимах, исключая переходные процессы.

(б) Элементы пневматической системы должны быть испытаны давлением до разрушения и контрольным давлением, превышающим соответственно в 3 и 1,5 раза — рабочее давление.

(с) Испытания, требуемые пунктами (а) и (б) настоящего параграфа, могут быть заменены анализом (расчетом, исследованием) или комбинацией анализа и испытаний, если компетентный государственный орган признает их эквивалентными требуемым испытаниям.

23.1439. Защитное дыхательное оборудование

(а) Для членов экипажа должно быть предусмотрено защитное дыхательное оборудование. Такое оборудование должно размещаться в местах, доступных во время полета.

(б) Защитное дыхательное оборудование, требуемое пунктом (а) настоящего параграфа или любым эксплуатационным правилом данной части, должно отвечать следующим требованиям:

(1) Оборудование должно быть рассчитано для защиты членов экипажа от воздействия дыма, окиси углерода 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;

(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 связи 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 бы носить очки для диоптринной коррекции отдельным членам экипажа.

(5) Оборудование должно обеспечивать подачу защитного кислорода для каждого члена экипажа в течение 15 минут при барометрической высоте в кабине 2400 м (8000 футов) при легочной вентиляции, равной 30 л в минуту (сухой газ при температуре 37 °С и окружающем давлении) (BTPD). Если используется защитно-дыхательное оборудование легочно-автоматического типа, то запас 300 л свободного кислорода, находящегося при температуре 21,1 °С (70 °F) и под давлением 760 мм рт. ст., считается достаточным для 15-минутной продолжительности 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 высоте в кабине 2400 м (8000 футов) (45 л/мин на уровне моря) и запас 600 л свободного кислорода, находящегося при температуре 21,1 °С (70 °F) и под давлением 760 мм рт. ст., считаются достаточными для 15-минутной продолжительности на указанной высоте и при указанной легочной вентиляции.

(6) Защитно-дыхательное оборудование должно удовлетворять требованиям пунктов (b) и (с) параграфа 23.1441.

(А) 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*, то это оборудование должно отвечать требованиям настоящего параграфа и параграфов 23.1442 — 23.1453. Может быть использовано переносное кислородное оборудование, отвечающее этим требованиям.

(b) Кислородная система должна быть безопасной по своей конструкции, по принципу действия и по своему воздействию на другие компоненты.

(с) Должны быть предусмотрены средства, позволяющие экипажу определять в полете количество кислорода, имеющегося в каждом источнике кислородного питания, или осуществлять контроль за поступлением кислорода потребителям.

(d) — .

23.1442. 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 случится на высоте и в пункте полета, которые являются самыми критическими с точки зрения необходимости в кислороде, 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.

(с) **Члены экипажа. Самолеты с негерметическими и герметическими кабинами.**

(1) При барометрической высоте в кабине более 3000 м до 3600 м (10 000... 12 000 футов) включительно кислородом должны обеспечиваться все члены экипажа, при-

* 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 его парциального давления.

нимающие участие в выполнении полета в соответствии с РЛЭ в течение той части полета на указанных высотах, которая продолжается более 30 минут, а на самолетах с гермокабинами — в течение всего полета при указанных барометрических высотах в кабине.

(2) При барометрической высоте в кабине свыше 3600 м (12 000 футов) 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 часов должно быть предусмотрено профилактическое кислородное питание. Запас кислорода рассчитывается исходя из того, что питание чистым кислородом или смесью с кислородом парциальным давлением в трахее не менее 150 мм рт. ст. производится в течение 10 минут через каждые 2 часа полета и перед снижением со средней легочной вентилиацией 10 л/мин (при температуре 37 °С, парциальном давлении водяных паров 47 мм рт. ст. и окружающем давлении (требования ВTPS)).

Для самолетов с герметическими кабинами потребное количество кислорода рассчитывается только для первой половины продолжительности полета на максимальную дальность.

(d) Пассажиры и бортпроводники. Самолеты с негерметическими и герметическими кабинами.

(1) При барометрической высоте в кабине более 3000 м до 4200 м (10 000... 14 000 футов) включительно должны обеспечиваться кислородным питанием 10% пассажиров от общего количества мест и все бортпроводники, но не менее 1 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 до 4500 м (14 000... 15 000 футов) включительно должны обеспечиваться кислородным питанием 30% пассажиров и все бортпроводники в течение всего полета на указанных высотах.

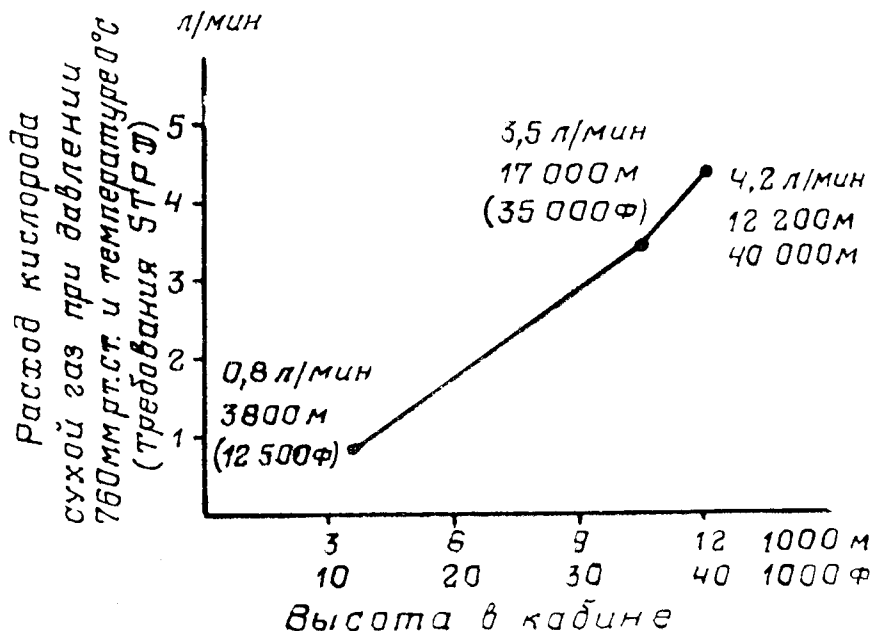
(3) При барометрической высоте в кабине выше 4500 м (15 000 футов) кислородным питанием должны обеспечиваться все пассажиры и бортпроводники в течение всего полета на этих высотах.

(4) При применении аварийной кислородной системы для пассажиров общее количество кислорода должно быть рассчитано не менее чем на 10 минут потребления всеми лицами, находящимися в пассажирской кабине, включая бортпроводников.

(5) При барометрической высоте в кабине более 2400 м (8000 футов) должно быть обеспечено терапевтическое питание кислородом не менее одного пассажира в течение всего полета на этой высоте.

23.1443. Минимальный массовый расход дополнительного кислорода

(а) Если для лиц, находящихся в самолете, установлено кислородное оборудование с непрерывной подачей, то расход этого кислорода, подаваемого каждому потребителю, должен быть не менее, чем показано на прилагаемом графике, на всех высотах до максимальной рабочей высоты самолета включительно.



(b) Члены экипажа.

(1) Там, где для членов экипажа применяется оборудование с непрерывной подачей кислорода, минимальный массовый расход дополнительного кислорода, потребляемый каждым членом экипажа, должен быть не менее предусмотренного пунктом (а) 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 (при температуре 37 °С, парциальном давлении водяных паров 47 мм рт. ст. и окружающем давлении (требования ВTPS)) и максимальном объеме воздуха, обмениваемого за цикл вдох-выдох, 700 см³ при постоянных интервалах между вдохами.

(2) Там, где для членов экипажа применяется кислородное оборудование легочно-автоматического типа, минимальный массовый расход кислорода для дыхания, потребляемый 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 (35 000 футов) включительно. При изменении барометрической высоты в кабине от 10 700 до 12 200 м (35 000 ... 40 000 футов) содержание кислорода должно равняться 95%. — В этих случаях легочная вентиляция составляет 20 л/мин (требования ВTPS). Должна быть предусмотрена для членов экипажа 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 указанных в пункте (а) 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 свыше 3000 м до 5600 м (10 000... 18 500 футов) включительно среднее парциальное давление кислорода в трахеях должно составлять не менее 100 мм рт. ст. при легочной вентиляции, равной 15 л/мин (при температуре 37 °С, парциальном давлении водяных паров 47 мм рт. ст. и окружающем давлении (требования BTPS)), и количестве воздуха, обмениваемого за цикл вдох-выдох, равного 700 см³, при дыхании с равными промежутками времени;

(ii) при барометрической высоте в кабине свыше 5600 м до 12 200 м (18 500... 40 000 футов) включительно среднее парциальное давление кислорода в трахеях должно составлять 84 мм рт. ст. при легочной вентиляции, равной 30 л/мин (требования BTPS), и количестве воздуха, обмениваемого за вдох-выдох, равного 1100 см³, 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. 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 сухого кислорода при температуре 0 °С и давлении 760 мм рт. ст. (требования 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 лица, которому следует подавать дополнительный кислород. Каждый раздаточный прибор должен:

- (1) обеспечивать эффективное использование кислорода, подаваемого в прибор;
- (2) закрывать нос и рот пользователя;
- (3) обладать способностью легко устанавливаться в правильном положении на лице пользователя;
- (4) иметь соответствующие средства удерживания в правильном положении на лице;
- (5) быть сконструированным таким образом, чтобы позволять членам экипажа использовать радиооборудование и переговариваться друг с другом на своих местах.

(d) На самолетах с герметической кабиной, предназначенных для эксплуатации на высотах полета более 7600 м (25 000 футов от среднего уровня моря), кислородно-раздаточный прибор, присоединенный к штуцеру кислородного питания, должен быть доступен для немедленного пользования каждым лицом, где бы оно ни сидело.

(e) Если запрашивается сертификация для полетов выше 9000 м (30 000 футов), то раздаточные приборы, обеспечивающие требуемый расход кислорода, должны автоматически подаваться каждому лицу, 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

(а) Для целей настоящего параграфа химический генератор кислорода определяется как прибор для производства кислорода посредством химической реакции.

(б) 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 опасно избыточного внутреннего давления.

(с) Помимо удовлетворения требований пункта (б) настоящего параграфа, каждый портативный химический генератор кислорода, рассчитанный на длительную работу при условии своевременной замены отработанного генераторного элемента, должен быть снабжен надписью, указывающей:

(1) расход кислорода, л/мин;

(2) продолжительность подачи кислорода сменным элементом генератора, мин; и

(3) предупреждения, что заменяемый элемент может быть горячим, кроме случаев, когда конструкция генератора такова, что температура поверхности не может превысить 38 °C (100 °F).

23.1451. Противопожарная защита кислородного оборудования

(а) Кислородное оборудование и его трубопроводы не должны находиться в зонах, отмеченных как пожароопасные.

(б) Кислородное оборудование и трубопроводы кислородной системы должны быть защищены от тепла, которое может выделяться в пожароопасной зоне или распространяться за ее пределы.

(с) — Зарезервирован.

23.1453. Защита кислородного оборудования от разрушения

(а) Каждый элемент системы должен обладать достаточной прочностью, чтобы выдерживать максимальные давления и температуры в сочетании с любыми внешними нагрузками, возникающими вследствие эксплуатационных нагрузок, которые могут действовать на эту часть в условиях эксплуатации.

(б) Источники давления в кислородной системе, трубопроводы, находящиеся между этими источниками, и перекрывные устройства должны быть:

(1) защищены от опасных температур; и

(2) расположены в таком месте, где вероятность и опасность их разрушения в случае аварийной посадки сведены к минимуму.

23.1457. Бортовые диктофоны

(а) Каждый бортовой диктофон, предусмотренный правилами эксплуатации, должен быть утвержден и должен устанавливаться таким образом, чтобы он мог осуществлять запись:

(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 использо-

вания четвертого канала в соответствии с требованиями подпункта (с) (4) (ii) настоящего параграфа.

(b) Отвечая требованиям, изложенным в пункте (а) (2) настоящего параграфа, в кабине летчика устанавливается микрофон, который должен располагаться в месте, наиболее удобном для записи переговоров, ведущихся с рабочих мест первого и второго летчиков, а также переговоров других членов экипажа с первым или вторым летчиком. Микрофон должен так размещаться и, если это необходимо, усилители и фильтры диктофона должны быть так отрегулированы или дополнены, чтобы получить практически наиболее высокую степень разборчивости записи, проводимой в условиях шума в кабине экипажа, и при ее воспроизведении. При оценке разборчивости записи могут применяться повторное прослушивание или повторный просмотр записи.

(с) Каждый бортовой диктофон должен быть установлен таким образом, чтобы та связь или те звуковые сигналы, которые определены в пункте (а) 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 ручного микрофона, авиагарнитур или громкоговорителя, используемых на рабочем месте первого пилота;

(2) на второй канал — от каждого микрофона на штанге, в дыхательной маске или 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 выше в подпункте (i), 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, если сигналы от этого источника не принимает другой канал;

(5) все звуки, принимаемые микрофонами, перечисленными в подпунктах (1), (2) и (4) настоящего пункта (с), должны, насколько это практически возможно, записываться непрерывно, независимо от положения кнопочного переключателя передатчика системы внутренней связи. Конструкция должна обеспечивать возможность того, чтобы местный эффект для летного экипажа создавался только при работе системы внутренней связи, системы оповещения пассажиров или радиопередатчиков.

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

(1) полученное им от шины электропитание обеспечивало максимальную надежную эксплуатацию диктофона и выдерживание им значительных или аварийных перегрузок;

(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.

(е) Контейнер диктофона должен размещаться и монтироваться с расчетом минимальной возможности поломки контейнера в результате удара при аварии и последующего 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 повредить 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.

23.1459. Бортовые самописцы

(a) Каждый бортовой самописец, предусмотренный требованиями настоящего раздела, должен устанавливаться так, чтобы:

(1) в него поступали данные о воздушной скорости, высоте и данные о направлении движения от источников, точность которых отвечает соответствующим требованиям 23.1323, 23.1325, 23.1327;

(2) датчик вертикального ускорения был прочно укреплен и размещен на продольной оси либо в принятом диапазоне центровок самолета, либо впереди или сзади от предельных центровок на расстоянии, не превышающем 25% средней аэродинамической хорды самолета;

(3) он питался электроэнергией от шины, обеспечивающей максимальную надежность работы бортового самописца, не создавая угрозы нормальной работе существенных или аварийных потребителей;

(4) имелось устройство для прослушивания или просмотра с целью предполетной проверки самописца на предмет правильности записи данных на носителе информации;

(5) исключая самописцы, питание к которым подается только от системы генератора, приводимого двигателем, были бы автоматические средства для того, чтобы одновременно остановить запись в самописце, имеющем устройство стирания, и прекратить работу всех устройств стирания записи не позднее чем через 10 мин после удара при аварии;

(6) имелось бы средство записи данных, на основании которых можно определить время каждой радиопередачи на систему УВД или с нее.

(b) Каждый некатапультируемый контейнер самописца должен устанавливаться и монтироваться таким образом, чтобы снизить до минимума вероятность разрушения контейнера в результате удара при катастрофе и повреждения самописца огнем. Для соответствия этому требованию контейнер самописца должен размещаться в хвостовой части как можно дальше, однако нет необходимости устанавливать его за герметичным отсеком и, кроме того, его не следует устанавливать в местах, где он может быть поврежден при катастрофе двигателями, расположенными сзади.

(c) Было установлено соотношение между данными бортового самописца о воздушной скорости, высоте и курсе и соответствующими показаниями (с учетом поправок) приборов первого пилота. Это соотношение должно охватывать диапазон воздушной скорости и диапазон высоты, на которые рассчитан самолет, на 360° по курсу. Эти соотношения должны устанавливаться на земле как обычно.

(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.

23.1461. Оборудование, содержащее роторы высоких энергий

(а) Оборудование, содержащее роторы высоких энергий, должно удовлетворять пунктам (в), (с) и (д) настоящего параграфа.

(в) Роторы высоких энергий, имеющиеся в оборудовании, не должны разрушаться при неисправностях, вибрациях, нарушениях скоростных и температурных режимов. Кроме того:

(1) Вспомогательные корпуса роторов должны удерживать обломки, образующиеся при разрушении лопаток роторов высокой энергии; и

(2) Регулирующие устройства, системы и приборы оборудования должны надежно обеспечивать, что в процессе эксплуатации не будет нарушено ни одно эксплуатационное ограничение, влияющее на целостность роторов высоких энергий.

(с) Должно быть показано испытаниями, что оборудование, содержащее роторы высокой энергии, может локализовать любое разрушение (отказ) ротора высокой энергии, которое происходит при наибольшей скорости, достижимой при неработающих устройствах регулирования нормальной скорости.

(д) Оборудование, содержащее роторы высокой энергии, должно быть расположено в таких местах, где разрушение ротора не будет подвергать опасности находящихся на борту людей или отрицательно влиять на продолжение безопасного полета.

ПРИЛОЖЕНИЕ**П23.1419****(а) Максимальное длительное обледенение.**

Температура наружного воздуха, °С	0	—10	—20	—30
Водность *, г/м³	0,8	0,6	0,3	0,2
Высота от 1200 м	до 5000	до 6000	до 8000	до 9500
Среднеарифметический диаметр капель, мкм	20			
Горизонтальная протяженность зоны обледенения, км	200			
Вертикальная протяженность, м	2000			

* Приведенные значения водности являются максимальными на высотах выше 1200 м. На высотах от 1200 до 300 м водность изменяется по линейному закону от соответствующего значения, указанного в таблице, до нуля на уровне моря, при этом на высотах менее 300 м водность принимается равной значению на высоте 300 м.

(b) Максимальное кратковременное обледенение.

Температура наружного воздуха, °C	0	—10	—20	—30	—40
Водность, г/м³	2,5	2,2	1,7	1,0	0,2
Диапазон высот, м	500... ...5000	500... ...6000	2000... ...8000	3000... ...9500	5000... ...11000
Среднеарифметический диаметр капель, мкм	20				
Горизонтальная протяженность зоны обледенения, км	5...10				

ПРИЛОЖЕНИЕ П23F. НЛГС

П23F. НЛГС. 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 в таких местах на самолете, 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 придаваемой к самолету и оборудованию технической документации должны обеспечивать правильную эксплуатацию, обслуживание, хранение и транспортировку оборудования. Оборудование должно иметь маркировку, обеспечивающую четкую идентификацию изделий.

п23Ф. НЛГС. 8.2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

8.2.2.4. На самолете, предназначенном для полетов по Правилам визуальных полетов (ПВП) с пассажирами, должно устанавливаться следующее оборудование:

Для двух пилотов:

а) у каждого пилота:

— прибор или индикатор приборной скорости с индикацией максимальной эксплуатационной приборной скорости ($V_{\text{max э}}$),

— прибор или индикатор барометрической высоты,

— прибор или индикатор углов крена и тангажа,

— индикатор скольжения;

б) общие для двух пилотов:

— автономный магнитный компас (типа КИ),

— часы с секундомером, стрелками или цифровым указателем, показывающие часы, минуты и секунды,

— индикатор температуры наружного воздуха.

Для одного пилота:

— приборы, перечисленные в пп. а) и б) данного пункта.

8.2.2.5. На самолете, предназначенном для полетов по Правилам полетов по приборам (ППП), кроме перечисленного в п. 8.2.2.4, должно устанавливаться следующее оборудование:

Для двух пилотов:

а) у каждого пилота:

— прибор или индикатор магнитного и (или) истинного (к магнитному или истинному меридиану) курсов, стабилизированных гироскопическими или эквивалентными, или вычислительными устройствами,

— прибор вертикальной скорости (вариометр),

— прибор угловой скорости разворота;

б) у первого пилота:

— резервный механический барометрический высотомер;

в) общие для двух пилотов:

— резервный авиагоризонт,

— сигнализатор достижения допустимых в эксплуатации углов крена.

Допускается выполнение полетов по ППП на самолете с 1 пилотом и не более 9 пассажирами, если на самолете установлены:

— автопилот, обеспечивающий стабилизацию и управление самолетом по трем осям.

При этом должно быть показано, что сертифицируемый самолет с автопилотом обеспечивает требования настоящих норм;

— приборы, перечисленные в п. 8.2.2.4 и в пп. а), б) и в) данного пункта, за исключением прибора угловой скорости разворота.

8.2.2.6. На самолете, кроме перечисленного в пунктах 8.2.2.4. и 8.2.2.5, должно устанавливаться следующее оборудование:

а) у каждого пилота:

— прибор или индикатор текущего числа M с индикацией максимального эксплуатационного числа M ($M_{\text{max э}}$) на самолете, имеющем ограничения по числу M .

Примечание. Допускается индигировать ограничения максимальной эксплуатационной приборной скорости и максимального эксплуатационного числа M посредством указателя (индекса) максимальной эксплуатационной приборной скорости;

б) общие для двух пилотов:

— индикатор текущего угла атаки с индикацией допустимого угла атаки на самолете, не имеющем естественных или искусственных признаков, предупреждающих о приближении к сваливанию,

— прибор или индикатор нормальной перегрузки с индикацией максимальной эксплуатационной перегрузки на самолете, имеющем ограничения по нормальной перегрузке,
 — индикатор координат места самолета на самолетах, летающих в условиях ППП по трассам протяженностью более 300 км при отсутствии в составе экипажа лица, свободного от пилотирования и выполняющего задачи обеспечения навигации (штурманские функции),

— сигнализатор максимальной эксплуатационной приборной скорости ($V_{\max \text{ э}}$);

в) прибор(ы) или индикатор(ы) с футовой шкалой высоты у пилотов в случае полета по трассам с футовыми измерениями высот эшелонов.

8.2.2.9. У одного из пилотов в условиях полета по ППП без дополнительных действий со стороны любого члена экипажа должны обеспечиваться индикация углов крена, тангажа и гироскопического (гироманитного) курса после возникновения в трактах измерения этих параметров любого единичного отказа, в том числе отказа электропитания. Должно быть обеспечено такое оповещение пилотов при появлении единичных отказов, которое исключает использование недостоверной информации по крену, тангажу и курсу.

8.2.2.11. 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 и электропитания, по сигналам, поступающим в прибор.

Примечание. Допускается отсутствие сигнализации отказа курса на радиоманитных индикаторах (РМИ).

8.2.2.12. На самолете, вмещающем более 10 пассажиров и предназначенном для полетов в условиях ППП, должны быть установлены средства, обеспечивающие выдачу пилотам сигналов в следующих условиях сближения с землей:

— при скорости снижения или скорости сближения с землей, находящейся под самолетом, превышающей установленные ограничения для данного режима;

— при потере высоты или изменении скорости снижения после взлета и при уходе на второй круг, превышающих установленные ограничения для указанных режимов;

— при отклонении ниже глассады, превышающем установленные ограничения на режиме захода на посадку по радиомаячным посадочным системам;

— при полете самолета ниже допустимой высоты в непосадочной конфигурации.

Значение порогов срабатывания средств сигнализации опасной близости земли должно быть выбрано таким, чтобы для вывода самолета в безопасный рекомендуемый РЛЭ режим полета не требовалось применения необычных методов пилотирования, а также превышения нормальной перегрузки $n = 1,5$ или ограничений, устанавливаемых РЛЭ, если они возникают при меньших значениях нормальной перегрузки.

8.2.2.13. Средства измерения и стабилизации заданной барометрической высоты должны иметь точностные и надежностные характеристики, обеспечивающие безопасное выполнение полета в действующей системе вертикального эшелонирования и соответствующие общим «Нормативным требованиям к техническим характеристикам средств вертикального эшелонирования». Для выполнения указанных выше требований на борту самолета должны быть установлены:

— не менее трех независимых трактов измерения барометрической высоты, из которых не менее двух должны быть обеспечены средствами автоматического контроля в полете,

— средства контроля и сигнализации отклонения от заданной высоты эшелона,

— средства передачи сигнала барометрической высоты в систему УВД,

— средства, обеспечивающие автоматическую (если она требуется) и ручную стабилизацию заданной высоты.

Для самолетов с максимальной крейсерской высотой полета не более 4200 м, а также самолетов, предназначенных для полетов по ПВП, допускается создание двух независимых трактов измерения высоты, отсутствие автоматического контроля и сигнализации откло-

нения от заданной высоты эшелона, а также отсутствие автоматической стабилизации заданной высоты полета.

Примечание. Независимыми считаются тракты измерения высоты, использующие различные системы статического давления. Наличие общего для двух систем статического давления пневмокрана не считается нарушением независимости.

8.2.3. СРЕДСТВА ОПРЕДЕЛЕНИЯ КУРСА

8.2.3.1. Средства определения курса в условиях полета для двух пилотов 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 первому и второму пилотам 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 резервном авиагоризонте 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, прекращение индикации пространственного положения самолета на индикаторах основных авиагоризонтов без сигнализации или полная потеря индикации пространственного положения самолета должны рассматриваться как катастрофическая ситуация, при этом должно выполняться требование АП 23.А-02 п. 3.3 применительно к катастрофическим ситуациям.

Прекращение индикации пространственного положения самолета на индикаторах основных авиагоризонтов на один час полета должно быть событием не более частым, чем маловероятное АП 23.А-02.

8.2.4.6. Резервный авиагоризонт должен быть подключен к 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 углов крена и тангажа в диапазоне $\pm 360^\circ$.

8.2.4.9. На самолете, имеющем ограничения по углу крена, сигнализация о достижении допустимых в эксплуатации углов крена должна быть предупреждающей и позволять пилотам, используя информацию о пространственном положении самолета, не допускать выхода самолета за предельные ограничения по крену.

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 изделий, используемых первым пилотом.

8.2.5.4. Для самолетов, предназначенных для полетов по ППП, первому пилоту с его рабочего места должна быть обеспечена возможность переключения его приборов, указы-

вающих барометрическую высоту, приборную скорость и вертикальную скорость, на одну из других систем восприятия статического и полного давлений, кроме системы второго пилота.

8.2.5.6. Приемники должны устанавливаться друг от друга на расстоянии, исключающем их одновременное механическое повреждение в полете (например, от столкновения с птицей).

8.2.5.7. Конструкция приемников и их размещение на самолете должны обеспечивать нормальную работу систем восприятия давлений в условиях возможного обледенения.

8.2.5.8. Экипажу должна быть обеспечена сигнализация об отказе электрических средств обогрева приемников. Невключение обогрева должно сигнализироваться как отказ.

8.2.5.9. Система восприятия воздушных давлений с подключенными потребителями, кроме мест выхода в атмосферу, должна удовлетворять требованиям по герметичности, указанным в таблице.

Нормы негерметичности систем полного давления

	Начальное значение давления, соответствующее скорости, км/ч	
	200	700
Спадание стрелки на 1 мин, соответствующее скорости, км/ч, не более	1	2

8.2.5.10. Трубопроводы должны быть снабжены устройствами, защищающими от скопления влаги (отстойниками), устанавливаемыми в местах, доступных для осмотра и слива конденсата. Внутренний диаметр трубопроводов систем статического и полного давлений должен быть не менее 6 и 4 мм соответственно. Коэффициент запаздывания на уровне земли каждой статической системы при подключении всех потребителей должен быть не более 0,4 с при питании датчиков САУ и не более 1,0 с — при питании пилотажно-навигационных приборов.

8.2.5.12. Для самолетов, летающих по ППП с двумя пилотами, основные приборы измерения и индикации барометрической высоты и приборной скорости у первого пилота должны иметь не зависящие от приборов второго пилота источники указанной информации и электропитания.

8.2.5.13. Трубопроводы полного и статического давлений и все изделия, подключаемые к ним, как основные, так и дополнительные, должны иметь маркировку штуцеров подвода давлений: полного — «Д» и статического — «С».

8.2.5.14. В случае установки футомера его контроль должен осуществляться в соответствии с аналогичными требованиями к высотомерам и в рамках той же системы контроля (8.2.2.13).

8.2.6. СРЕДСТВА АВТОМАТИЧЕСКОГО САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗОНАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ (Зарезервировано)

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. При этом на самолете обязательно выполнение следующих функций:

- стабилизация и управление углами крена и тангажа,
- стабилизация курса,
- стабилизация барометрической высоты полета,

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 должны 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 переключением штурвала), а также при изменениях режимов САУ, осуществляемых автоматически, сигнализация должна быть достаточно эффективной для предотвращения несвоевременного обнаружения пилотами включения 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:

а) 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 САУ,
- 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 АП должны размещаться на штурвалах первого и второго пилотов на стороне, противоположной рычагам управления двигателями. Органы быстрого отключения 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 затруднение 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.

8.2.7.17. Перемещение рычагов управления двигателями при работе АТД и их динамика должны соответствовать рекомендациям изготовителя двигателей.

8.2.8. ПРИБОР ИЛИ ДАТЧИК ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ НОРМАЛЬНОЙ ПЕРЕГРУЗКИ

8.2.8.1. Прибор или датчик для измерения нормальной перегрузки должны устанавливаться на самолете таким образом, чтобы обеспечивались измерение и индикация нормальной перегрузки с требуемой для данного самолета точностью.

**П23F. НЛГС. 8.3. РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ НАВИГАЦИИ,
ПОСАДКИ И УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ
(РТО НП и УВД)**

8.3.2. ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ

8.3.2.2. Должна быть обеспечена работа от аварийных источников электропитания, как минимум, одного из комплектов (если их несколько) следующих видов радиотехнического оборудования:

- аппаратуры посадки СП, ILS, маркерного приемника, MLS, оборудования посадки ДМВ диапазона или только маркерного приемника, если аппаратура СП, ILS, MLS, оборудование посадки ДМВ диапазона не является обязательной для данного типа самолета;
- радиокompаса.

Допускается подключение к аварийному источнику электропитания только одной из систем посадки, используемой на выбранном аэродроме.

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 для визуальной индикации экипажу и 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, 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 точностями и до высот, соответствующими 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 и в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются;
- выдачу информации о пролете маркерных радиомаяков (MRM) в виде визуальной и звуковой сигнализации, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование.

Примечания: 1. На самолетах, ожидаемыми условиями эксплуатации которых не предусматривается заход на посадку по курсоглиссадным маякам СП и ILS, определение и выдача информации о положении самолета относительно линии курса и глиссады не являются обязательными.

2. Конструктивное оборудование, обеспечивающее выдачу информации о пролете маркерных маяков в виде визуальной и звуковой сигнализации, а также возможность выдачи этой информации в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, может входить как в состав другого оборудования, так и использоваться самостоятельно.

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 $\pm 20^\circ$;

— 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 $\pm 90^\circ$. При этом чувствительность курсового приемника должна быть не хуже, чем наименьшее из значений $U_{\text{доп } 1}$ и $U_{\text{доп } 2}$, рассчитанное по формулам:

$$U_{\text{доп } 1} = 14,3 \cdot 10^{\frac{G_1 (\text{дБ})}{20}}; \quad U_{\text{доп } 2} = 32,1 \cdot 10^{\frac{G_2 (\text{дБ})}{20}},$$

где

$U_{\text{доп } 1}$ — допустимая чувствительность курсового приемника, рассчитанная для удаления 45 км (напряженность поля маяка 40 мкВ/м) при ориентации продольной оси самолета в пределах углов $\pm 20^\circ$ от направления на маяк, мкВ;

$U_{\text{доп } 2}$ — допустимая чувствительность курсового приемника, рассчитанная для удаления 18 км (напряженность поля маяка 90 мкВ/м) при ориентации продольной оси самолета в пределах углов $\pm 90^\circ$ от направления на маяк, мкВ;

G_1 — наименьшее возможное значение коэффициента усиления АФУ относительно полуволнового вибратора в секторе $\pm 20^\circ$ относительно направления полета в горизонтальной плоскости, определенное по результатам измерений на данном типе самолета, дБ.

G_2 — наименьшее возможное значение коэффициента усиления АФУ относительно полуволнового вибратора в секторе $\pm 90^\circ$ относительно направления полета в горизонтальной плоскости, определенное по результатам измерений на данном типе самолета, дБ.

8.3.4.2.1.3. Работоспособность глиссидного 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 $\pm 8^\circ$ от оси ВПП относительно глиссидного радиомаяка и отклонении продольной оси самолета в горизонтальной плоскости от направления на радиомаяк до $\pm 45^\circ$. При этом чувствительность глиссидного приемника должна быть не хуже, чем $U_{\text{доп}}$, рассчитанное по формуле

$$U_{\text{доп}} = 47,3 \cdot 10^{\frac{G (\text{дБ})}{20}},$$

где

$U_{\text{доп}}$ — допустимая чувствительность глиссидного приемника, рассчитанная для удаления 18 км (напряженность поля маяка 400 мкВ/м) при ориентации продольной оси самолета в пределах углов $\pm 45^\circ$ от направления на маяк, мкВ;

G — наименьшее возможное значение коэффициента усиления АФУ относительно полуволнового вибратора в секторе $\pm 45^\circ$ относительно направления полета в горизонтальной плоскости, определенное по результатам измерений на данном типе самолета, дБ.

8.3.4.2.1.4. Качество сигналов отклонения от линии курса и глиссады должно быть таким, чтобы обеспечивалось приемлемое качество пилотирования во 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 ± 200 м, над ближним (средним) МРМ — 300 ± 100 м, при угле наклона глиссады от $2,5$ до 3° .

8.3.4.2.2. Радиотехническое оборудование посадки MLS.

8.3.4.2.2.1. Радиотехническое оборудование посадки MLS должно обеспечивать при работе с наземными маяками MLS:

— определение положения самолета по азимуту, углу места и дальности относительно соответствующих маяков и определение положения самолета относительно заданной траектории с точностями и до высот, соответствующими посадочному минимуму, установленному для данного самолета;

— выдачу азимутальной, угломестной и дальномерной информации, информации об отклонении от заданной траектории и об отказах для визуальной индикации экипажу и в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются;

— прием разовых команд (запрет перестройки, воздух — земля, взлет — посадка), выдаваемых другими бортовыми системами, необходимых для обеспечения выполнения оборудованием MLS требуемых функций;

— выдачу электрических сигналов об основных и вспомогательных данных, передаваемых маяками MLS, и индикацию основных данных.

Примечание. Устройства индикации могут не входить в состав MLS.

8.3.4.2.2.2 Требование 8.3.4.2.2.1 должно обеспечиваться во всех ожидаемых условиях эксплуатации при минимальном значении допустимой плотности потока мощности в регламентируемой зоне действия системы.

8.3.4.2.2.3. Качество азимутальных, угломестных и дальномерных сигналов и основных данных должно быть таким, чтобы обеспечивалось приемлемое качество пилотирования во всех режимах захода на посадку, принятых для данного типа самолета.

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 точностями и до высот, соответствующими 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 для визуальной индикации экипажу и 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. Радиоконпасы (АРК).

8.3.4.3.1. Радиоконпас совместно с другим оборудованием должен обеспечивать:

— получение непрерывного отсчета курсового угла радиостанции (КУР) и выдачу информации об отказах для визуальной индикации экипажу и 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. На удалениях от радиостанции, где напряженность поля сигнала составляет 70 мкВ/м, погрешность по КУР должна быть не более $\pm 3'$ на КУР (0 и 180°), $\pm 5^\circ$ — на остальных КУР.

8.3.4.3.3. При пролете над приводной радиостанцией зона неустойчивой работы АРК не должна превышать высоты полета.

Примечание. На самолетах, на которых АРК является резервным средством навигации, допускается увеличение зоны неустойчивой работы АРК до 1,5 Н.

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 код и информационный код, включающий 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

$$D = 0,75 [4,12 (\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2})],$$

где

D — 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/ $\sqrt{м}$,

при работе со вторичными радиолокаторами, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

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 для визуальной индикации экипажу и 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

$$D = 0,75 [4,12 (\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2})],$$

где

D — дальность, км;

H_1 — высота установки антенны наземного радиомаяка, м;

H_2 — высота полета самолета, м;

0,75 — безразмерный коэффициент;

4,12 — масштабный коэффициент радиогоризонта, км/ $\sqrt{м}$,

на высотах до 9800 м при работе с наземными маяками, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

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 для визуальной индикации экипажу и 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

$$D = 0,75 [4,12 (\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2})],$$

где

D — дальность, км;

H_1 — высота установки антенны наземного радиомаяка, м;

H_2 — высота полета, самолета, м;

0,75 — безразмерный коэффициент;

4,12 — масштабный коэффициент радиогоризонта, км/ $\sqrt{\text{м}}$,

в секторе $\pm 30^\circ$ от продольной оси самолета и $0,8D$ для остальных боковых пеленгов при работе с наземными маяками, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

При этом чувствительность приемника VOR должна быть не хуже, чем наименьшее из значений $U_{\text{доп } 1}$ и $U_{\text{доп } 2}$, рассчитанное по формулам:

$$U_{\text{доп } 1} = 31,3 \cdot 10^{\frac{G_1}{20}} \text{ (дБ)}; \quad U_{\text{доп } 2} = 78,3 \cdot 10^{\frac{G_2}{20}} \text{ (дБ)},$$

где

$U_{\text{доп } 1}$ — допустимая чувствительность приемника VOR, рассчитанная для удаления D (напряженность поля маяка 90 мкВ/м) при ориентации продольной оси самолета в пределах углов $\pm 30^\circ$ от направления на маяк, мкВ;

$U_{\text{доп } 2}$ — допустимая чувствительность приемника VOR, рассчитанная для удаления $0,8D$ (напряженность поля маяка 225 мкВ/м) при ориентации продольной оси самолета за пределами углов $\pm 30^\circ$ от направления на маяк, мкВ;

G_1 — наименьшее возможное значение коэффициента усиления АФУ относительно полуволнового вибратора в секторе $\pm 30^\circ$ относительно продольной оси самолета, определенное по результатам измерений на данном типе самолета, дБ;

G_2 — наименьшее возможное значение коэффициента усиления АФУ относительно полуволнового вибратора в секторе $\pm 180^\circ$ относительно продольной оси самолета, определенное по результатам измерений на данном типе самолета, дБ.

8.3.4.7. Радиотехническое оборудование дальномерной системы ДМЕ.

8.3.4.7.1. Радиотехническое оборудование дальномерной системы ДМЕ 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 для визуальной индикации экипажу на собственный индикатор и (или) на пилотажно-навигационные приборы и 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

$$D = 0,75 [4,12 (\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2})],$$

где

D — дальность, км;

H_1 — высота установки антенны наземного радиомаяка, м;

H_2 — высота полета самолета, м;

0,75 — безразмерный коэффициент;

4,12 — масштабный коэффициент радиогоризонта, км/√м,

на высотах до 9800 м при работе с наземными маяками, регламентируемая зона действия которых обеспечивает эту дальность.

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, угле сноса и об отказах для визуальной индикации экипажу и в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются.

Примечание. Допускаются переходы ДИСС в режим «Память» при углах крена 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 системе экранной индикации) на расстоянии, достаточном для их обхода на безопасном удалении, а при прерывании отображения (вне зависимости от режима работы оборудования) — 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 для визуальной индикации экипажу и 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 при любых возможных условиях освещенности в кабине экипажа.

8.3.4.10. Радиотехническое оборудование дальней навигации.

Радиотехническое оборудование дальней навигации совместно с другим оборудованием должно обеспечивать в зоне действия наземных радиомаяков:

— определение местоположения самолета с точностью, необходимой для самолетовождения по установленным воздушным коридорам;

— выдачу информации о местоположении самолета и об отказах для визуальной индикации экипажу и в виде электрических сигналов в другое бортовое оборудование, если эти сигналы используются.

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 для визуальной индикации экипажу и 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 °С 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 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 (D) было не менее 1 м при соблюдении условия $H_a \geq 1,37 D$, где H_a — высота установки антенны над землей в момент касания шасси ВПП при посадке самолета.

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;

— плоскости поляризации передающей и приемной антенн совпадали;

— при наличии двух радиовысотомеров поляризация одноименных антенн должна быть взаимно ортогональна.

8.3.5.3. Требования к курсовым АФУ радиотехнического оборудования посадки ILS, СП.

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 $\pm 90^\circ$ относительно продольной оси самолета должна быть не более 12 дБ.

Примечания: 1. Рекомендуется, чтобы коэффициент усиления АФУ в горизонтальной плоскости в направлении полета по сравнению с максимумом излучения полуволнового вибратора был не менее минус 10 дБ при наличии одного или двух выходов и не менее минус 13 дБ при наличии трех выходов (с учетом затухания в фидерном тракте не более 1 дБ).

2. 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.

Примечание. При использовании курсовой антенны на самолете в качестве антенны угломерной системы VOR она должна также удовлетворять требованиям 8.3.5.10.

8.3.5.4. Требования к глиссадным АФУ радиотехнического оборудования посадки ILS, СП.

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 (КСВН) на входе АФУ должен быть не более 5.

8.3.5.4.3. Неравномерность распределения горизонтальной составляющей поля в горизонтальной плоскости в переднем секторе $\pm 45^\circ$ относительно продольной оси самолета должна быть не более 6 дБ.

Примечания: 1. Рекомендуется, чтобы коэффициент усиления АФУ в горизонтальной плоскости в направлении полета по сравнению с максимумом излучения полуволнового вибратора был не менее минус 12 дБ при наличии одного или двух выходов и не менее минус 15 дБ при наличии трех выходов (с учетом затухания фидерного тракта не более 2 дБ).

2. 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 (КСВН) 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 радиоконпасов.

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;

— выполнялись требования к размещению блока совмещенных антенн на самолете, изложенные в ЭД на радиоконпас.

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 (КСВН) АФУ должен быть:

— в диапазоне 837,5 \pm 4 МГц не более 5;

— в диапазоне 1030 ± 3 МГц не более 2;

— в диапазоне 740 ± 3 МГц не более 2,5.

8.2.5.7.3. Зона видимости АФУ, определенная на удалении 75% дальности действия от ответчика, не должна иметь провалов в горизонтальной плоскости при эксплуатационных углах крена и тангажа.

Примечание. Допускаются отдельные случайные пропадания отметки самолета на время одного-двух оборотов антенны наземного радиолокатора при скорости вращения не менее 6 об/мин.

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 ± 3 МГц;

— в передающем режиме — 1090 ± 3 МГц.

Поляризация поля — вертикальная.

8.3.5.8.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению (КСВН) АФУ должен быть не более 2.

8.3.5.8.3. Зона видимости АФУ, определенная на удалении 75% дальности действия от ответчика, не должна иметь провалов в горизонтальной плоскости при эксплуатационных углах крена и тангажа.

Примечание. Допускаются отдельные случайные пропадания отметки самолета на время одного-двух оборотов антенны наземного радиолокатора при скорости вращения не менее 6 об/мин.

8.3.5.8.4. Затухание в фидере между антенной и радиолокационным ответчиком должно быть 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 (КСВН) 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, определенная на расстоянии 75% дальности прямой видимости от радиомаяка, не должна иметь провалов в горизонтальной плоскости при полете с нулевыми кренами.

Неравномерность распределения горизонтальной составляющей поля в горизонтальной плоскости должна быть не более 12 дБ.

Примечания: 1. При установке на самолете двухантенного АФУ допускаются отдельные интерференционные провалы в боковых направлениях $90 \pm 40^\circ$ и $270 \pm 40^\circ$, не влияющие на работу оборудования.

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.

3. 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 (КСВН) 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.

Примечания: 1. Рекомендуется, чтобы коэффициент усиления АФУ в горизонтальной плоскости в направлении продольной оси самолета по сравнению с максимумом излучения полуволнового вибратора был не менее минус 12 дБ при наличии у АФУ одного выхода (с учетом затухания фидерного тракта не более 3 дБ).

2. 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 (КСВН) на входе АФУ должен быть не более 2.

8.3.5.11.3. Зона видимости АФУ, определенная на расстоянии 75% дальности прямой видимости от радиомаяка, не должна иметь провалов в горизонтальной плоскости при полете с нулевыми кренами.

8.3.5.11.4. Затухание в фидере между антенной и радиодальномером должно быть не более 5.

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 ± 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 ± 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.

8.3.5.14. Требования к АФУ оборудования дальней навигации.

8.3.5.14.1. Требования к антенне аппаратуры дальней навигации, не входящей в комплект поставки АДН.

8.3.5.14.1.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 10—130 кГц.

8.3.5.14.2. Поляризация поля — вертикальная.

8.3.5.14.1.3. Действующая высота ненаправленной антенны должна быть не менее 0,3 м, емкость — не менее 100 пФ, паразитная емкость — не более 10 пФ.

8.3.5.14.1.4. Антенна должна быть размещена в верхней или нижней части фюзеляжа в плоскости симметрии самолета.

8.3.5.14.2. Требования к блоку антенны, входящему в комплект поставки аппаратуры дальней навигации АДН.

8.3.5.14.2.1. Диапазон рабочих частот должен составлять 10—130 кГц.

8.3.5.14.2.2. Для обеспечения работы оборудования в соответствии с требованиями п. 8.3.4.10 блок антенны АДН должен быть размещен сверху или снизу фюзеляжа и ориентирован в направлении полета в горизонтальном положении таким образом, чтобы выполнялись требования к размещению, включая выбор места установки блока антенн, изложенные в ЭД на оборудование АДН.

8.3.5.15. Требования к АФУ радиотехнического оборудования посадки MLS.

8.3.5.15.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 5031—5090,7 МГц. Поляризация поля — вертикальная.

8.3.5.15.2. Для обеспечения работы оборудования в соответствии с требованиями п. 8.3.4.2.2 АФУ должны быть размещены на самолете таким образом, чтобы обеспечивались требуемые зоны обзора.

8.3.5.15.3. Коэффициент стоячей волны по напряжению (КСВН) на входе АФУ должен быть не более 2.

8.3.5.16. Требования к АФУ оборудования спутниковой навигации.

8.3.5.16.1. Диапазон рабочих частот АФУ должен составлять 1602—1616 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—808,0 МГц.

Поляризация поля — горизонтальная.

8.3.5.17.2. Коэффициент стоячей волны по напряжению (КСВН) 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 $\pm 90^\circ$ 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.

П23F. НЛГС. 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;

— 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

Состав РСО определяется исходя из ОУЭ сертифицируемого самолета.

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 четырех баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.1.3. Дальность двусторонней радиосвязи на курсовых углах 0 ± 30 и $180 \pm 30^\circ$ при горизонтальном положении самолета должна быть не менее 80% эффективного радиогоризонта на высоте крейсерского полета при качестве связи не хуже трех баллов по пятибалльной шкале.

Примечание. Значение эффективного радиогоризонта вычисляется по формуле

$$D = 4,12 (\sqrt{H_1} + \sqrt{H_2}),$$

где

D — 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 трех баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.1.5. Дальность двусторонней радиосвязи в нормальном режиме набора высоты и снижения, а также при максимальных кренах крейсерского полета должна быть не менее 60% эффективного радиогоризонта на высоте крейсерского полета при качестве связи не хуже трех баллов по пятибалльной шкале.

Примечание. Для самолетов с крейсерской высотой полета более чем 6000 м допускается выполнение требований пунктов 8.4.4.1.3—8.4.4.1.5 по дальности радиосвязи на любой высоте полета, но не менее чем 6000 м.

8.4.4.2. Радиостанции КВ диапазона.

8.4.4.2.1. Радиостанции КВ 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 трех баллов по пятибалльной шкале.

Примечание. Надежность связи обеспечивается комплексом организационно-технических мероприятий (прогнозирование частот связи, использование разнесенных наземных центров связи и т. д.).

8.4.4.3. Радиостанции СВ диапазона.

Радиостанции СВ диапазона должны обеспечивать в полярных широтах связь экипажей со службой УВД в случаях, когда связь через радиостанции МВ и КВ диапазонов не может быть осуществлена.

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 летчиков и бортпроводников, в том числе при рулежке 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 четырех баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.4.3. Качество оповещения пассажиров на всех этапах полета, в том числе при рулежке и на стоянке самолета, должно быть не хуже четырех 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 радиостанции и радиомаяки МВ диапазона должны обеспечивать передачу сигналов для привода поисково-спасательных средств к месту аварии. Аварийно-спасательные радиостанции МВ диапазона должны также обеспечивать радиосвязь членов экипажа потерпевшего аварию самолета и поисково-спасательных средств.

8.4.4.6.2. Аварийно-спасательные радиостанции КВ диапазона должны обеспечивать передачу сигналов бедствия и связь членов экипажа потерпевшего аварию самолета с наземными пунктами и поисково-спасательными средствами.

8.4.4.6.3. Аварийно-спасательные радиостанции и радиомаяки должны быть легкоъемными и размещены в местах, удобных для быстрого снятия при аварийной эвакуации.

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 четырех баллов по пятибалльной шкале на всех этапах полета (на фоне других сообщений внутренней или внешней связи допускается ухудшение разборчивости при условии выполнения требований, предъявляемых к звуковой сигнализации).

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 раздела 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 $+35^{\circ}\text{C}$ 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 2МОм на каждый полный или неполный киловольт при рабочем напряжении АФУ более 0,4 кВ.

Примечание. Допускается снижение сопротивления изоляции до 1 МОм, если обеспечивается соответствие оборудования требованиям раздела 8.4.

8.4.5.1.6. Конструкция и размещение на самолете соединений антенны с фидерным трактом и аппаратурой должны обеспечивать возможность 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. Рекомендуются, 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).

8.4.5.2. Требования к АФУ радиостанций МВ диапазона.

8.4.5.2.1. Коэффициент стоячей волны по напряжению (КСВН) на входе АФУ должен быть не более 3.

8.4.5.2.2. КПД фидера питания, соединяющего антенну с радиостанцией, должен быть не менее 0,5.

Примечание. В случае если дальность и качество связи обеспечиваются, КПД фидера питания не нормируется.

8.4.5.2.3. Неравномерность распределения вертикальной составляющей поля в горизонтальной плоскости не должна превышать 12 дБ.

Примечание. Допускается увеличение неравномерности на курсовых углах 90 ± 60 и $270 \pm 60^\circ$ в секторах, имеющих ширину не более 10° на уровне минус 14 дБ от максимума диаграммы направленности, если при этом выполняются требования 8.4.4.1.4.

8.4.5.3. Требования к АФУ радиостанций КВ и СВ диапазонов.

8.4.5.3.1. Антенны и антенные согласующие устройства (АСУ) должны обеспечивать настройку радиостанций во всем рабочем диапазоне частот в полете и на земле.

8.4.5.3.2. АСУ должны размещаться в непосредственной близости от антенны. Длина антенного ввода должна быть:

- не более 1 м для антенн емкостного типа;
- не более 0,25 м для антенн индуктивного типа.

Примечание. Антенным вводом считается находящаяся под металлической обшивкой самолета часть проводника, соединяющего АСУ и возбудитель антенны.

8.4.5.3.3. Антенный ввод должен быть надежно изолирован и закреплен, чтобы исключить возможность прикосновения к металлическим частям конструкции и нарушения изоляции ввода в процессе полета.

8.4.5.3.4. Конструкция элементов передающих АФУ должна обеспечивать работу установленного на самолете передатчика без коронирования и электрических пробоев.

8.4.5.3.5. Должно быть показано, что требования, приведенные в разделе 8.4 для КВ и СВ связи, выполняются при замене экземпляра радиостанции и (или) элементов АФУ с учетом рекомендаций, изложенных в эксплуатационной документации на самолет.

П23. F8.5-1. ИСПЫТАНИЯ СИСТЕМЫ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

(А) 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; и

(4) Образец каждого типа бортового электрооборудования, используемого на стенде, должен пройти испытания на соответствие требованиям распространяемых на него стандартов и технических условий.

(В) В тех случаях, когда невозможно достаточно точно воспроизвести на стенде условия полета при лабораторных испытаниях или при наземных испытаниях на самолете, должны проводиться летные испытания.

П23F. НЛГС. 8.7. КОМПОНОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА

8.7.1.4. Рабочее место летчика 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 видными и различимыми днем и ночью

в зависимости от ОУЭ. Текстовые сокращения надписей не должны допускать неоднозначности 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 первого пилота, должны располагаться «зеркально» по отношению к их расположению на рукоятках штурвала левого 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).

8.7.3.2. Вибрация приборной доски не должна затруднять считывание показаний приборов на всех этапах полета.

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 левого пилота вблизи основного прибора, показывающего пространственное положение самолета, либо в верхней части средней приборной доски пилотов и должен быть виден правому 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 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.

П23F. НЛГС. 8.8. СРЕДСТВА КОНТРОЛЯ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ (ВСУ)

8.8.3. ТРЕБОВАНИЯ К СОСТАВУ СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

8.8.3.1. Для контроля работы силовой установки на самолете должны быть установлены:

8.8.3.1.9. Средства сигнализации превышения допустимого значения частоты вращения роторов.

8.8.3.1.10. Средства сигнализации превышения допустимого значения температуры газа.

8.8.3.1.11. Средства сигнализации резервного остатка топлива.

8.8.3.1.16. Средства сигнализации появления стружки в масле каждого двигателя.

8.8.3.1.21. Средства сигнализации включения и выключения впрыска жидкости в компрессор, если на двигателе установлена такая система.

8.8.3.1.22. Средства сигнализации помпажа каждого двигателя.

8.8.3.3. На самолетах с газотурбинными двигателями, кроме средств, указанных в 8.8.3.1, должны быть установлены:

б) средства измерения и индикации положения рычага регулятора управления каждого двигателя;

г) средства сигнализации включения автоматического флюгирования воздушного винта каждого двигателя, оборудованного системой автоматического флюгирования.

8.8.4. ТРЕБОВАНИЯ К СОСТАВУ СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ВСУ

8.8.4.1. Для контроля работы ВСУ на самолете должны быть установлены:

8.8.4.1.1. Тахометр для измерения и индикации частоты вращения ротора двигателя.

8.8.4.1.2. Термометр для измерения и индикации температуры газа двигателя.

8.8.4.1.5. Средства сигнализации превышения предельно допустимого значения температуры газа.

8.8.4.1.6. Средства сигнализации минимального давления масла на входе в двигатель.

8.8.4.1.7. Средства сигнализации минимального давления топлива на входе в двигатель.

8.8.4.1.8. Средства сигнализации минимального остатка масла в маслобаке.

8.8.4.1.9. Средства сигнализации пожара в пожароопасных отсеках силовой установки.

8.8.4.1.10. Средства сигнализации выхода двигателя на режим, позволяющий производить отбор мощности от него.

8.8.5. На самолете должны быть установлены средства контроля работы силовой установки и ВСУ дополнительно к указанным в разделах 8.8.3 и 8.8.4, если они необходимы для обеспечения эксплуатации двигателя в пределах ограничений, оговоренных в РЭ на конкретный двигатель, самолет.

8.8.6. При отключении или отказе основных источников электроснабжения должны быть обеспечены электроснабжением от аварийных источников питания следующие средства контроля работы силовой установки и ВСУ:

8.8.6.1. Средства сигнализации, указанные в 8.8.3 и 8.8.4.

8.8.6.2. Термометры газа маршевых двигателей и двигателя ВСУ.

8.8.6.3. Тахометры маршевых двигателей и двигателя ВСУ.

8.8.6.4. Измеритель крутящих моментов для самолетов с ТВД.

8.8.6.5. Другие средства контроля работы силовой установки и ВСУ в соответствии с 8.8.5, если на конкретный двигатель и самолет предусмотрены специальные ограничения для этого случая.

ПЗФ. НЛГС. 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 с помощью следующих видов средств сигнализации — визуальных, звуковых и тактильных — о возникшей на самолете ситуации.

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, $\alpha_{доп}$, $n_{y\max}$ и другие), и сигналы, для которых $t_p < 15$ 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 $t_p > 15$ 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 сигналы 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 трех 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 в себя сигнал сильного привлекающего 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 должны 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 таких ошибок со стороны членов экипажа, 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 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 указания действия (например, «управляй креном», «выпусти шасси» 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 ЦСО (центрального сигнального огня) и районирующих табло должны выдаваться в проблесковом режиме. Проблесковый режим работы световых сигналов должен осуществляться с частотой от 2 до 5 Гц.

8.9.3.6. Сигнальные надписи следует выполнять цветными буквами на темном фоне.

8.9.3.7. Если нормами летной годности требуется сигнализация отказов на лицевой части электромеханических приборов и индикаторов, то она должна обеспечиваться с помощью выпадающих сигнальных флажков (планок) или шторок, перекрывающих в этом случае часть лицевой части 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 двух тональных звуковых сигналов должна обеспечиваться возможность их восприятия как двух отдельных 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 передаваться женским голосом и 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 текст их 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 применения его 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 ($n_{у\max}$).

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

(а) Должны быть установлены эксплуатационные ограничения, рассмотренные в параграфах с 23.1505 по 23.1527, и другие ограничения и информация, необходимые для безопасной эксплуатации.

(б) Эксплуатационные ограничения и информация, необходимые для безопасной эксплуатации, должны быть доведены до сведения членов экипажа, как предусмотрено в параграфах с 23.1541 по 23.1589.

23.1505. Ограничения скорости

(а) Максимальная, никогда не превышаемая, эксплуатационная скорость V_{NE} должна быть установлена так, чтобы она была —

(1) не меньше 0,9 минимального значения $V_{\max\max}(V_D)$, допускаемого в 23.335; и

(2) не больше, чем меньшая из двух величин —

(i) $0,9 V_{\max\max}(0,9 V_D)$, установленной параграфом 23.335, или 0,9 максимальной скорости, продемонстрированной в соответствии с 23.251.

(б) Максимальная скорость крейсерского полета по конструкции V_{No} должна быть установлена так, чтобы она была —

- (1) не меньше, чем минимальная величина V_c , допускаемая параграфом 23.335; и
- (2) не больше, чем меньшая из двух величин —

- (i) V_c , установленной в параграфе 23.335; или
- (ii) $0,89 V_{NE}$, установленной в пункте (а) этой части.

(с) Пункты (а) и (б) этого параграфа не относятся к самолетам с газотурбинными двигателями или самолетам, для которых расчетная предельная скорость $V_{\max \max}/M_{\max \max}$ (V_D/M_D) установлена в соответствии с 23.335 (б) (4). Для этих самолетов максимальная эксплуатационная скорость ($V_{\max \text{э}}/M_{\max \text{э}}$ (V_{MO}/M_{MO})) — скорость или число M 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. $V_{\max \text{э}}/M_{\max \text{э}}$ (V_{MO}/M_{MO}) должна устанавливаться так, чтобы она была не больше расчетной крейсерской скорости V_c/M_c , и так, чтобы она имела достаточный запас от $V_{\max \max}/M_{\max \max}$ (V_D/M_D) и максимальной скорости, предусмотренной согласно параграфу 23.251, для того, чтобы сделать весьма невероятным непреднамеренное превышение в эксплуатации скоростей, указанных последними. Запас между $V_{\max \text{э}}/M_{\max \text{э}}$ (V_{MO}/M_{MO}) и $V_{\max \max}/M_{\max \max}$ (V_D/M_D) или максимальной скоростью, согласно 23.251, должен быть не меньше, чем запас скорости, установленный между V_c/M_c и $V_{\max \max}/M_{\max \max}$ (V_D/M_D) согласно параграфу 23.335 (б), или запас скорости, заложенный как необходимый по результатам летных испытаний согласно параграфу 23.253.

23.1507. Маневренная скорость

Расчетная маневренная скорость V_A , определяемая согласно параграфу 23.335, должна быть установлена в качестве эксплуатационного ограничения.

23.1511. Максимальная скорость, при которой разрешается полет с отклоненными закрылками и(или) предкрылками

(а) Максимальная скорость, при которой разрешается полет с отклоненными закрылками и(или) предкрылками $V_{\max \text{э}} (V_{FE})$, должна устанавливаться так, чтобы она была —

(1) Не меньше, чем минимальная величина V_F , допускаемая параграфами 23.345 и 23.457; и

(2) Не больше, чем меньшая из двух величин —

- (i) V_F , установленной согласно параграфу 23.345, или
- (ii) V_F , установленной согласно параграфу 23.457.

(б) Могут быть установлены дополнительные комбинации положения закрылков и (или) предкрылков, воздушной скорости и режима работы двигателя, если прочность доказана для соответствующих расчетных случаев.

23.1513. Минимальная эволютивная скорость

Минимальная эволютивная скорость $V_{\min \text{эв}} (V_{MC})$, определяемая согласно параграфу 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

(а) 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.

(b) **Взлетный режим.** Взлетный режим силовой установки должен быть ограничен:

- (1) Максимальной частотой вращения, 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 подпунктах (1) и (3) настоящего пункта;
- (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, об/мин;
- (2) Максимально допустимым давлением наддува (для поршневых двигателей);
- (3) Максимально допустимой температурой газов в турбине (для газотурбинных двигателей);
- (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 они были по качеству не ниже требуемых для эксплуатации двигателей с ограничениями, указанными в пунктах (b) и (c) настоящего параграфа.

(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 показано соответствие охлаждения требованиям параграфов от 23.1041 до 23.1047.

23.1523. Минимальный летный экипаж

Должен быть установлен минимальный летный экипаж, достаточный для безопасной эксплуатации с учетом:

(a) Рабочей нагрузки каждого члена экипажа.

Дополнительно 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; и

(c) Типов эксплуатационных режимов, оговоренных в параграфе 23.1525.

23.1524. Максимальное число пассажирских мест

Должно быть установлено максимальное число пассажирских мест.

23.1525. Типы эксплуатационных режимов

Должны быть установлены типы эксплуатационных режимов, разрешенных для самолета, которые определяются категорией, выбранной для сертификации, и установленным оборудованием.

23.1527. Максимальная эксплуатационная высота

(а) Для самолетов с герметической кабиной должна быть установлена максимальная эксплуатационная высота полета, которая не может превышать 7620 м (25 000 футов), если не показано соответствие параграфу 23.775 (е).

(б) Для самолетов с газотурбинными двигателями и самолетов с турбонагнетателями максимальная высота, до которой разрешена эксплуатация, должна быть ограничена исходя из летных, прочностных, функциональных характеристик, характеристик силовой установки или оборудования.

| 23.1529. Указания по сохранению летной годности

Податель заявки должен подготовить приемлемые — указания по сохранению летной годности в соответствии с Приложением G к данной части Авиационных Правил. Указания могут быть не завершены в полном объеме на момент выдачи сертификата типа, если существует программа, гарантирующая завершение их разработки до поставки первого самолета или до выдачи стандартного сертификата летной годности в зависимости от того, какое из событий произойдет раньше.

ОБОЗНАЧЕНИЯ И ТРАФАРЕТЫ

| 23.1541. Общие положения

(а) На самолете должны быть:

(1) Обозначения и трафареты, указанные в параграфах от 23.1545 до 23.1567; и

(2) Любая другая дополнительная информация, обозначения на приборах и трафареты, требуемые для безопасной эксплуатации самолета необычной конструкции или с необычными эксплуатационными и пилотажными характеристиками.

(б) Все обозначения и трафареты, предписанные в пункте (а) настоящего параграфа:

(1) Должны располагаться на видных местах; и

(2) Не должны легко стираться, искажаться или становиться неясными.

(А) В сочетании с конструктивным исполнением составных частей самолета (в первую очередь штуцеров трубопроводов, электрокоммуникаций и их разъемов) должны сводить к минимуму вероятность неправильного демонтажа, монтажа и(или) регулировки указанных элементов конструкции при их техническом обслуживании и ремонте.

(с) Если самолет сертифицирован по более чем одной категории:

(1) Заявитель должен выбрать одну категорию, в соответствии с которой должны быть даны трафареты и обозначения; и

(2) Информация 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. Общие положения

На всех приборах.

(а) Если обозначения наносятся на защитное стекло прибора, то должны быть предусмотрены средства сохранения правильного положения стекла относительно шкалы; и

(б) Все дуги и линии должны быть достаточно широкими и должны располагаться так, чтобы летчик мог их ясно видеть.

23.1545. Указатель скорости

(а) Каждый указатель скорости должен быть размечен, как указано в пункте (б) настоящего параграфа, и отметки должны находиться около соответствующих приборных скоростей.

(б) Должны быть соблюдены следующие обозначения:

(1) Для непревышаемой скорости V_{NE} — радиальная красная линия.

(2) Для критического диапазона — желтая дуга от красной линии, предусмотренной подпунктом (1) настоящего пункта, до верхней границы зеленой дуги, предусмотренной подпунктом (3) настоящего пункта.

(3) Для нормального рабочего диапазона — зеленая дуга от нижней границы V_{c1} (V_{s1}) при максимальном весе и убранных шасси и закрылках до верхней границы максимальной для данного самолета крейсерской скорости V_{c0} (V_{s0}), установленной согласно параграфу 23.1505 (б).

(4) Для диапазона эксплуатации с отклоненными закрылками — белая дуга с нижней границей на V_{c0} (V_{s0}) при максимальном весе и верхней границей на максимально допустимой скорости полета с отклоненными закрылками и (или) предкрылками V_{max} (V_{FE}), установленной согласно параграфу 23.1511.

(5) Для наимыгоднейшей скорости набора высоты V_{HB}^{Vy} (V_y) — голубой сектор, простирающийся от скорости V_{HB}^{Vy} (V_y) на уровне моря до скорости V_{HB}^{Vy} (V_y) на:

(i) высоте 1525 м (5000 футов), если на этой высоте наибольшая скороподъемность при одном неработающем двигателе будет меньше 0,5 м/с (100 футов/мин), или

(ii) наибольшей кратной 305 м (1000 футов) высоте (не менее 1525 м (5000 футов)), на которой наибольшая скороподъемность при одном неработающем двигателе будет не меньше 0,5 м/с (100 футов/мин). На каждой стороне сектора должна быть надпись, показывающая высоту для соответствующей скорости V_{HB}^{Vy} (V_y).

(6) Для минимальной эволютивной скорости (при одном неработающем двигателе) $V_{min\text{эв}}$ (V_{MO}) — красная радиальная линия.

(с) Если V_{NE} или V_{NO} изменяются с высотой, то должны быть предусмотрены средства указания летчику соответствующих ограничений во всем диапазоне эксплуатационных высот.

(д) Подпункты с (1) по (3) пункта (б) и пункт (с) настоящего параграфа не относятся к самолетам, для которых установлена максимальная эксплуатационная скорость $V_{max\text{э}}/M_{max\text{э}}$ (V_{MO}/M_{MO}) в соответствии с 23.1505 (с). Для этих самолетов требуется или индикация максимальной эксплуатационной скорости, показывающая изменение $V_{max\text{э}}/M_{max\text{э}}$ (V_{MO}/M_{MO}) по высоте, или ограничения по сжимаемости (если таковые имеются), или должна быть нанесена радиальная красная линия, отмечающая $V_{max\text{э}}/M_{max\text{э}}$ (V_{MO}/M_{MO}) при наименьшем значении $V_{max\text{э}}/M_{max\text{э}}$ (V_{MO}/M_{MO}), установленном для любой высоты до максимальной эксплуатационной высоты самолета.

23.1547. Магнитный указатель курса

(а) На магнитном указателе курса или вблизи него должен быть трафарет, удовлетворяющий требованиям настоящего параграфа.

(б) Трафарет должен показывать остаточную девиацию прибора в горизонтальном полете с работающими двигателями.

(с) Трафарет должен указывать, проводилось ли списание девиации с включенными или выключенными радиоприемниками.

(д) 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 силовой установки

На каждом требуемом приборе силовой установки соответственно типу прибора:

(а) Каждый максимальный и, если необходимо, минимальный предел должен обозначаться красной радиальной линией или красной линией.

(б) Все диапазоны нормальной работы должны обозначаться зеленой дугой или зеленой линией, не выходящей за пределы максимального и минимального ограничений безопасной эксплуатации.

(с) Каждый взлетный и критический режим должен обозначаться желтой дугой или линией; и

(д) Каждый диапазон частоты вращения двигателя или винта, который ограничивается из-за чрезмерных вибрационных напряжений, должен 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

Если невырабатываемый остаток топлива в любом из баков превышает большую из двух величин: 3,8 л (1 галлон) или 5 % объема бака, то на топливомере этого бака должна быть нанесена красная дуга от зафиксированного при тарировке нулевого деления до наименьшего деления, получаемого в горизонтальном полете.

23.1555. Обозначения органов управления

(а) Все органы управления в кабине экипажа, за исключением основных рычагов управления самолетом и простых пусковых включателей кнопочного типа, должны быть четко обозначены относительно их назначения и принципа действия.

(б) Все вспомогательные органы управления должны быть обозначены соответствующим образом.

(с) Органы управления топливной системой силовой установки:

(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 определенной последовательности выработки каких-либо баков, то эта последовательность должна обозначаться на кране переключения этих баков или рядом с ними.

(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; и

(4) Каждый орган управления краном каждого двигателя многомоторного самолета должен иметь обозначение, показывающее положение, соответствующее каждому управляемому этим краном двигателю.

(д) 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.

(е) Органы управления вспомогательными агрегатами, вспомогательным и аварийным оборудованием:

(1) на самолетах с убирающимся шасси индикатор, требуемый в 23.729, должен обозначаться таким образом, чтобы летчик в любое время мог убедиться, что шасси зафиксировано в одном из своих крайних положений; и

(2) все органы управления аварийным оборудованием должны быть красного цвета и должны иметь обозначения, показывающие принцип их действия.

23.1557. Различные обозначения и надписи

(а) **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 массе, которые необходимы для удовлетворения требований по загрузке самолета.

(б) **Кресла.** Если максимально допустимая масса, на которую рассчитано кресло, меньше 77 кг (170 фунтов), то к конструкции кресла должен быть постоянно прикреплен трафарет, указывающий эту меньшую массу.

(с) Заливные горловины топливных и масляных баков

(1) На крышке топливной горловины или рядом с ней должны быть следующие обозначения:

(i) слово «топливо»;

(ii) на самолетах с поршневыми двигателями — низший допустимый сорт топлива;

(iii) на самолетах с газотурбинными двигателями — обозначение разрешенного топлива;

(iv) для систем заправки топливом под давлением — максимальное разрешенное давление заправки и слива топлива.

(2) На крышке масляной горловины или рядом с ней должно быть слово «масло».

(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.

(е) Напряжение цепи каждой установки постоянного тока должно быть четко указано рядом с розеткой подключения наземного питания.

(f) **Невырабатываемое топливо.** Если невырабатываемый остаток топлива в любом баке превышает большую из двух величин: 5 % емкости бака или 3,8 л (1 галлон), то рядом с топливометром этого бака должна находиться надпись, указывающая, что, когда на индикаторе топливометра при горизонтальном полете появляется «нуль», остаток топлива не может быть использован без риска для безопасности полета.

23.1559. Трафарет эксплуатационных ограничений

(а) В поле зрения летчика должен быть трафарет, гласящий:

(1) На самолетах, сертифицируемых по одной категории: «Обозначения и трафареты, установленные на этом самолете, содержат эксплуатационные ограничения, в пределах которых допускается эксплуатация этого самолета по категории _____ (вставить нужную категорию). Другие эксплуатационные ограничения, которые необходимо выполнять при эксплуатации этого самолета по этой категории, содержатся в Руководстве по летной эксплуатации самолета».

(2) На самолетах, сертифицируемых по более чем одной категории: «Обозначения и трафареты, установленные на этот самолет, содержат эксплуатационные ограничения, которые необходимо выполнять при эксплуатации этого самолета по категории _____ (вставить нужную категорию). Другие эксплуатационные ограничения, которые необходимо выполнять при эксплуатации этого самолета по этой категории _____ (вставить нужную категорию), содержатся в Руководстве по летной эксплуатации самолета».

(б) В поле зрения летчика должен быть трафарет, указывающий виды эксплуатации (например, визуальный полет, полет по приборам, дневные или ночные полеты) и метеосостояния (например, условия обледенения), которые разрешены для эксплуатации самолета или которые ему запрещены исходя из состава оборудования.

23.1561. Спасательное оборудование

(а) Спасательное оборудование должно иметь четкую маркировку с указанием способа его применения.

(б) Места размещения требуемого спасательного оборудования должны иметь маркировку, способствующую их обнаружению людьми на самолете.

23.1563. Трафареты скоростей

В поле зрения летчика и как можно ближе к указателю скорости должен быть трафарет скоростей с указанием:

(а) Расчетной маневренной скорости V_A ; и

(б) Максимальной скорости при выпуске — уборке шасси $V_{\text{max в. у. ш.}} (V_{LO})$.

23.1567. Трафарет фигур пилотажа

(а) На самолетах нормальной категории перед летчиком и в поле его зрения должен быть трафарет, гласящий: «Не разрешаются фигуры высшего пилотажа, включая штопор».

(б) На самолетах многоцелевой категории должны быть:

(1) Трафарет в поле зрения летчика, гласящий: «Разрешены только следующие фигуры высшего пилотажа _____ (перечислить утвержденные фигуры и рекомендуемые скорости входа в каждую из них)»; и

(2) На самолетах, не удовлетворяющих требованиям к штопору, установленным для самолетов акробатической категории, дополнительный трафарет, гласящий: «Штопор запрещен».

(с) На самолетах акробатической категории в поле зрения летчика 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.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА И УТВЕРЖДЕННЫЕ ИНСТРУКЦИИ

23.1581. Общие положения

(а) **Представление информации.** С каждым самолетом должно представляться «Руководство по летной эксплуатации самолета», которое должно содержать следующее:

(1) Информацию, требуемую параграфами от 23.1583 до 23.1589.

(2) Другую информацию, необходимую для безопасной эксплуатации вследствие необычных конструкции, эксплуатационных и пилотажных характеристик.

(б) **Утвержденная информация.**

(1) За исключением случаев, предусмотренных в пункте (б) (2) настоящего параграфа, каждая часть «Руководства по летной эксплуатации самолета», содержащая информацию, предписанную в параграфах от 23.1583 до 23.1589, должна быть утверждена, выделена, обозначена и должна ясно отличаться от всех неутвержденных частей «Руководства по летной эксплуатации самолета».

(2) Требования пункта (б) (1) настоящего параграфа применяются, если удовлетворяется следующее:

(i) каждая часть «Руководства по летной эксплуатации самолета», содержащая информацию, предписанную в параграфе 23.1583, должна быть ограничена только информацией и должна быть утверждена, обозначена и ясно отличаться от всех других частей «Руководства по летной эксплуатации самолета»;

(ii) информация, предписанная в параграфах от 23.1585 до 23.1589, должна быть определена в соответствии с применимыми требованиями настоящих норм и представлена полностью в согласованном Госавиарегистром виде;

(iii) для самолетов переходной категории рекомендуется формировать «Руководство по летной эксплуатации самолета» в соответствии с ГОСТ 24867—81 (с изменениями № 1 и 2*).

(3) Все страницы «Руководства по летной эксплуатации самолета», содержащие информацию, предписанную настоящим параграфом, должны быть применимы таким образом, чтобы они не могли легко стираться, портиться и перепутываться и чтобы можно было их вкладывать в Руководство, представляемое заявителем, или в папку, или в любой другой прочный переплет.

(с) Изменения утвержденных разделов Руководства по летной эксплуатации: «Ограничения», «Процедуры», «Характеристика» и «Загрузка» и соответствующих пунктов кабинных контрольных карт, подготавливаются разработчиком воздушного судна, утверждаются Госавиарегистром и вносятся в текст эксплуатантом. В случае использования электронных дисплеев для визуализации контрольных карт эксплуатант обязан вводить соответствующие изменения в изображения на дисплее.

(d) **Оглавление.** Каждое «Руководство по летной эксплуатации самолета» должно включать оглавление, если сложность «Руководства» указывает на необходимость этого.

(е) «Руководство по летной эксплуатации самолета» должно находиться в соответствующем (жестком) контейнере, легкодоступном летчику.

(А) Эксплуатант самолета должен предусматривать для использования пилотом в полете «кабинную контрольную карту» (Cockpit checklist), а для многомоторных самолетов и самолетов с убирающимся шасси еще и «аварийную кабинную контрольную карту» (Emergency cockpit checklist).

(1) Каждая кабинная контрольная карта должна соответствовать тексту РЛЭ и включать в себя следующие процедуры:

- (i) перед запуском двигателей;
- (ii) перед взлетом;
- (iii) крейсерский полет;
- (iv) перед посадкой;
- (v) после посадки;
- (vi) выключение двигателей.

(2) Каждая аварийная кабинная контрольная карта должна соответствовать тексту РЛЭ и включать в себя соответственно следующие процедуры:

- (i) аварийную эксплуатацию топливной, гидравлической, электрической и механической систем;
- (ii) аварийную эксплуатацию приборов и управления;
- (iii) другие аварийные процедуры, необходимые для безопасности.

(В) Эксплуатант разрабатывает и оформляет в специальной книге указания об устройстве и эксплуатации систем и оборудования. Содержание указаний не должно противоречить указаниям утвержденного РЛЭ, расширять приведенные в РЛЭ ограничения, условия эксплуатации.

23.1583. Эксплуатационные ограничения

(а) **Ограничения скорости.** Должна быть представлена следующая информация:

(1) Информация, необходимая для обозначения ограничений скорости на указателе согласно параграфу 23.1545, а также смысл каждого из этих ограничений и применяемый на указателе цветовой код.

(2) Скорости V_A , $V_{\max \text{ III}} (V_{LE})$ и $V_{\max \text{ в. у. ш.}} (V_{LO})$ и их значения.

(3) Дополнительно для самолетов переходной категории:

* ГОСТ 24867—81 — Руководство по летной эксплуатации самолетов (вертолетов) гражданской авиации. Общие требования к содержанию, построению, изложению и оформлению. — М., 1980.

(i) Максимальная эксплуатационная скорость $V_{\max \text{ э}}/M_{\max \text{ э}}$ ($V_{\text{МО}}/M_{\text{МО}}$) вместе с указанием, что эта скорость не должна преднамеренно превышать на любом режиме полета (набор высоты, крейсерский полет или снижение), за исключением случаев, когда для проведения летных испытаний или для тренировки летчиков разрешается бо́льшая скорость;

(ii) Если ограничение скорости основывается на явлениях сжимаемости воздуха, то включается указание, касающееся объяснения этого явления, вместе с информацией о признаках проявления сжимаемости, вероятном поведении самолета и рекомендуемых действиях для восстановления режима.

(iii) Ограничения воздушной скорости должны быть указаны в виде $V_{\max \text{ э}}, M_{\max \text{ э}}$ ($V_{\text{МО}}/M_{\text{МО}}$) вместо $V_{\text{НО}}$ и $V_{\text{НЕ}}$.

(b) **Ограничения по силовой установке.** Должна быть представлена следующая информация:

(1) Ограничения, требуемые параграфом 23.1521.

(2) Объяснения ограничений, если это необходимо.

(3) Информация, необходимая для маркировки приборов, требуемая параграфами с 23.1549 по 23.1553.

(c) **Вес (масса).** «Руководство по летной эксплуатации самолета» должно в себя включать:

(1) Максимальный вес; и

(2) Максимальный посадочный вес, если расчетный посадочный вес, выбранный заявителем, меньше максимального веса.

(3) Дополнительно для самолетов переходной категории максимальный взлетный вес для каждой высоты, температуры наружного воздуха и располагаемой длины ВПП в пределах, выбранных заявителем, не должен превышать вес, при котором:

(i) —

Потребная дистанция взлета, определенная по параграфу 23.59, равна располагаемой дистанции взлета.

(ii) —

Потребная длина разбега, определенная по параграфу 23.59, равна располагаемой длине разбега.

(iii) Самолет удовлетворяет требованиям параграфов 23.57, 23.67 к набору на взлете и в полете по маршруту с одним неработающим двигателем.

(iv) Дистанция прерванного взлета, определенная по параграфу 23.55, равна располагаемой дистанции прерванного взлета.

Примечания: 1. Располагаемая длина разбега (РДР) — длина ВПП, объявленная располагаемой и пригодной для разбега самолета, совершающего взлет.

2. Располагаемая дистанция взлета (РДВ) — располагаемая длина разбега плюс длина полосы, свободной от препятствий, если она предусмотрена.

3. Располагаемая дистанция прерванного взлета (РДПВ) — располагаемая длина разбега плюс длина концевой полосы безопасности (при наличии последней).

(v) Шум на местности не превышает уровней, установленных действующим стандартом.

(4) Дополнительно посадочный вес для каждой высоты, температуры наружного воздуха и располагаемой посадочной дистанции в диапазоне, выбранном заявителем. Максимальный посадочный вес не должен превышать:

(i) —

Вес, при котором потребная посадочная дистанция, определенная в соответствии с 23.75, равна располагаемой посадочной дистанции; или

(ii) Вес, при котором определено соответствие параграфу 23.77.

(e) **Маневры.** Следующие разрешенные маневры, соответствующие ограничениям скорости и неразрешенные маневры должны быть представлены, как предписано в настоящем параграфе.

(1) **Самолеты нормальной категории.** Для самолетов нормальной категории не разрешены фигуры высшего пилотажа, включая штопор. Если в соответствии с 23.221 (d) показано, что самолет можно характеризовать как «не входящий в штопор», то это должно быть записано. На других самолетах нормальной категории должен быть трафарет, предупреждающий от штопора.

(2) **Самолеты многоцелевой категории.** Для самолетов многоцелевой категории должны быть указаны разрешенные фигуры пилотажа, показанные в процессе летных испытаний типа, а также рекомендуемые скорости ввода. Никакие другие фигуры не разрешены. Если в соответствии с 23.221 (d) показано, что самолет можно характеризовать как «не входящий в штопор», то это утверждение должно быть записано.

(3) **Самолеты акробатической категории.** Для самолетов акробатической категории должны быть включены утвержденные фигуры пилотажа, показанные в процессе летных испытаний типа, а также рекомендуемые скорости ввода. В кабине экипажа должен быть трафарет с перечнем требуемых действий органами управления для вывода самолета из штопорных фигур.

(4) **Самолеты переходной категории.** Для самолетов переходной категории фигуры высшего пилотажа, включая штопор, не разрешены.

(f) **Перегрузка.** Должна быть представлена положительная перегрузка в единицах g .

(g) **Летный экипаж.** Если для безопасности требуется более одного летчика, то должны быть указаны численный состав и функции минимального летного экипажа.

(h) **Род эксплуатации.** Должны быть представлены условия эксплуатации (такие, как визуальный полет, полет по приборам, днем или ночью), которые разрешены или не разрешены для самолета, а также метеоусловия, при которых разрешается или не разрешается его эксплуатация. Все установленное оборудование, которое влияет на какое-либо эксплуатационное ограничение, должно быть перечислено с указанием его назначения в эксплуатации.

(i) Отменен.

(j) Отменен.

(k) **Максимальная эксплуатационная высота.** Должна быть указана максимальная эксплуатационная высота полета, установленная в соответствии с 23.1527.

(l) **Максимальное число пассажирских мест.** Должно быть указано максимальное число пассажирских мест.

23.1585. Правила эксплуатации

(a) Для каждого самолета должна представляться информация о правилах эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, а также информация, необходимая для безопасной эксплуатации, в том числе:

(1) Продемонстрированная скорость бокового ветра, правила и информация, относящиеся к эксплуатации самолета при боковом ветре; и

(2) Скорости, правила и информация, относящиеся к использованию следующих скоростей:

(i) рекомендуемая скорость набора высоты и ее изменение по высоте;

(ii) скорость $V_{HB}^0 (V_x)$ и ее изменение по высоте;

(iii) скорости захода на посадку, включая скорости перехода к режиму ухода на второй круг.

(b) Зарезервирован.

(A) Для однодвигательных самолетов — порядок действий, скорости и конфигурации для планирования после отказа двигателя.

(c) Информация для многомоторных самолетов должна в себя включать:

(1) Правила сохранения или восстановления управления самолетом при одном неработающем двигателе на скоростях выше и ниже $V_{min\text{ ЭВ}} (V_{mc})$.

(2) Правила выполнения посадки при одном неработающем двигателе и правила ухода на второй круг при одном неработающем двигателе, если возможно безопасное выполнение этого последнего маневра (в противном случае — предупреждение против попытки выполнения этого маневра).

(3) Правила взлета, установленные в соответствии с параграфом 23.51.

(d) Для многомоторных самолетов должны представляться информация по идентификации каждого эксплуатационного состояния, при котором для безопасности полета необходима независимость топливной системы, предписанная в параграфе 23.953, а также указания по приведению топливной системы в такую конфигурацию, которая может служить для показа соответствия указанному параграфу.

(e) Для каждого самолета в соответствии с параграфом 23.1353 (g) (2) или (g) (3) должны быть представлены правила отключения аккумуляторов от источника зарядки.

(f) Если невырабатываемый остаток топлива в любом баке превышает большую из двух величин: 5 % емкости бака или 3,8 л (1 галлон), то должна быть представлена информация, указывающая, что, когда на индикаторе топливомера в горизонтальном полете появляется «нуль», остаток топлива в этом баке не может быть использован безопасно.

(g) Должна быть представлена информация о полном количестве вырабатываемого топлива для каждого топливного бака.

(h) Дополнительно для самолетов переходной категории в «Руководстве по летной эксплуатации самолета» должны быть указаны процедуры повторного запуска газотурбинных двигателей в полете с учетом влияния высоты.

23.1587. Информация о характеристиках

(a) Общие положения. Для каждого самолета должна представляться следующая информация:

(1) Любая потеря высоты 30 м (100 футов) или любой угол тангажа более 30° на пикирование, имеющие место на этапе вывода из маневра, предписанного в 23.201 (c).

(2) Условия, при которых возможно безопасное использование всего расходуемого топлива каждого бака.

(3) Скорость сваливания V_{C_0} (V_{S_0}) при максимальном весе.

(4) Скорость сваливания V_{C_1} (V_{S_1}) при максимальном весе и при убранных закрылках и шасси и влияние углов крена до 60° на эту скорость сваливания.

(5) Взлетная дистанция, определенная в соответствии с параграфом 23.51; скорость на высоте 15 м (50 футов); конфигурация самолета (если она влияет); вид и состояние ВПП; — и относящаяся к делу информация о положении створок капота, использовании устройств управления траекторий полета и использовании системы уборки шасси.

(6) Посадочная дистанция, определенная в соответствии с параграфом 23.75; конфигурация самолета (если она влияет); положение поверхности, при котором проводились испытания, и относящаяся к делу информация о положении закрылков и использовании устройств управления траекторией полета.

(7) Установившийся градиент набора высоты, определенный в соответствии с параграфами 23.65 и 23.77; скорость; режим двигателей и конфигурация самолета.

(8) Приблизительный расчет влияния на взлетную дистанцию, посадочную дистанцию и установившийся градиент набора высоты (пункты (a) (5), (a) (6) и (a) (7) настоящего параграфа) при изменении:

(i) высоты от уровня моря до 2240 м (8000 футов); и

(ii) температуры на этих высотах от 33,3°C (60°F) ниже стандартной до 22,2°C (40°F) выше стандартной.

(9) Для поршневых самолетов — максимальная температура атмосферы, при которой показано соответствие охлаждения требованиям параграфов от 23.1041 до 23.1047.

(b) Самолеты с лыжным шасси. Для самолетов с лыжным шасси разрешается указать примерное уменьшение скороподъемности вместо полного перечня новых данных для лыжного варианта, если:

- (1) И в колесном, и в лыжном варианте шасси неубираемое.
- (2) Требования к скороподъемности не являются критическими.
- (3) Уменьшение скороподъемности в лыжном варианте невелико — 0,15—0,25 м/с (30—50 футов/мин).

(с) **Многomotorные самолеты.** Для многоmotorных самолетов, должна представляться следующая информация:

(1) Потеря высоты при сваливании с одним неработающим двигателем, показанная согласно 23.205 (измеряемая от высоты начала неуправляемого движения самолета по тангажу до высоты, на которой восстанавливается горизонтальный полет), и угол тангажа в процессе этого движения.

(2) Наивыгоднейшая скорость набора высоты или скорость наименьшего градиента снижения при одном неработающем двигателе.

(3) Скорость, используемая при показе соответствия требованиям к охлаждению и скороподъемности в параграфе 23.1047 (d) (5), если эта скорость больше скорости наибольшего градиента набора высоты с одним неработающим двигателем.

(4) Установившаяся величина градиента набора высоты, определенная в соответствии с параграфом 23.67, и воздушная скорость, режим двигателей и конфигурация самолета.

(5) Приблизительный расчет влияния на характеристики набора высоты, определенные в соответствии с параграфом 23.67, изменений:

(i) высоты от уровня моря до 2440 м (8000 футов) в условиях стандартной атмосферы и при крейсерской конфигурации; и

(ii) температуры на этих высотах от 33,3°C (60°F) ниже стандартной до 22,2°C (40°F) выше стандартной.

(d) **Самолеты переходной категории.** Дополнительно для самолетов переходной категории «Руководство по летной эксплуатации самолета» должно содержать, по крайней мере, следующую информацию:

(1) Достаточную информацию, чтобы можно было определить предельные взлетные веса согласно требованиям 23.1583 для всех температур и высот в пределах эксплуатационных ограничений самолета, выбранных заявителем;

(2) Условия, при которых была получена информация о летных характеристиках, включая скорость на высоте 15 м (50 футов), используемую для определения посадочной дистанции в соответствии с требованиями 23.75;

(3) Следующую информацию о летных характеристиках (определенную экстраполяцией и вычисленную для диапазона весов между максимальным посадочным и максимальным взлетным весами):

(i) набор высоты в посадочной конфигурации, определенный согласно 23.77; и

(ii) посадочную дистанцию, определенную согласно 23.75;

(4) Информацию о действиях, установленную в соответствии с ограничениями, и другую информацию, относящуюся к безопасной эксплуатации самолета, в виде рекомендованных процедур;

(5) Объяснение существенных или необычных характеристик управляемости самолета в полете и на земле; и

(6) Скорость в виде земной индикаторной скорости, соответствующую тем значениям, которые были определены при показе соответствия параграфу 23.53. Взлетные скорости.

23.1589. Информация о загрузке

Должна представляться следующая информация о загрузке:

(а) Вес и расположение каждой единицы оборудования, установленного при взвешивании самолета в соответствии с 23.25.

(b) Соответствующие указания по загрузке для каждого возможного случая загрузки в диапазоне от максимального до минимального веса, определенном в соответствии с 23.25, если этот случай может вывести центровку за:

- (1) Пределы, выбранные заявителем;
- (2) Пределы, в которых испытывалась конструкция; и
- (3) Пределы, в которых доказано соответствие каждому функциональному требованию.

ПРИЛОЖЕНИЕ

П23.1523. Критерии для определения минимального летного экипажа

При определении летного экипажа в соответствии с положениями параграфа 23.1523 учитывается следующее:

(a) Основные функции рабочей нагрузки:

- (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 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) Доступная 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 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, при 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 необходимости действий летного экипажа, связанных с потерей электрической или гидравлической энергии в силовых приводах систем управления самолетом или других важных систем.
- (8) Рабочей нагрузки летчика, связанной с навигацией и связью.
- (9) Возможность увеличения рабочей нагрузки в связи с любой аварией, которая может привести к другим авариям.

(10) Неспособность одного члена экипажа выполнять функции, если правила эксплуатации требуют, как минимум, двух членов летного экипажа.

(с) Вид разрешенной эксплуатации.

Определение вида разрешенной эксплуатации требует рассмотрения правил эксплуатации, которые будут применяться в отношении данного самолета. Если заявитель не требует утверждения более ограниченного вида эксплуатации, то предполагается, что каждый самолет, которому выдается свидетельство о летной годности в соответствии с требованиями, изложенными в данной части, может совершать полеты по приборам.

ПРИЛОЖЕНИЕ П23.G — УКАЗАНИЯ ПО СОХРАНЕНИЮ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

23.G.1. Общие положения

(а) Данное Приложение определяет требования к подготовке указаний по сохранению летной годности, как того требует параграф 23.1529.

(б) Указания по сохранению летной годности каждого самолета должны включать в себя указания по сохранению летной годности каждого двигателя и воздушного винта (в дальнейшем называемых «изделиями»), каждого устройства, предусмотренного требованиями данного раздела, и всю необходимую информацию о взаимодействии этих устройств и изделий с самолетом. Если к устройству или к изделию, установленному на самолете, его изготовитель не представил указаний по сохранению летной годности, то указания по сохранению летной годности самолета должны включать в себя дополнительную информацию по этим изделиям, существенно необходимую для сохранения летной годности самолета.

(с) Податель заявки должен представить __ программу, в которой следует показать, как будут распространяться изменения к указаниям по сохранению летной годности, составленные подателем заявки или изготовителями изделий и устройств, установленных на самолете.

(А) Все положения указаний по сохранению летной годности должны быть сформулированы четко и сводить к минимуму вероятность неоднозначного их толкования.

(В) Методы эксплуатации элементов систем, состав и периодичность работ по плановому техническому обслуживанию и ремонту (ТОиР) самолета, предусмотренных указаниями, должны быть обоснованы результатами специального анализа материалов оценки надежности и отказобезопасности конструкции и систем самолета, выполненного в соответствии с принятыми правилами и методиками.

П23.G.2. Формат

(а) Указания по сохранению летной годности должны быть составлены в форме программы ТОиР самолета и руководства или руководств в зависимости от объема имеющихся данных.

(б) Формат программы ТОиР и руководства или руководств должен обеспечивать удобное размещение материала.

(А) Наименования и содержание программы ТОиР и руководства или руководств должны соответствовать действующим национальным стандартам.

П23.G.3. Содержание

__ Указания по сохранению летной годности должны содержать следующие руководства (или разделы) и информационные сведения:

(а) Руководство или раздел по технической эксплуатации самолета.

(1) Вводную информацию, содержащую объяснение особенностей конструкции самолета, и данные в объеме, необходимом для выполнения ТОиР.

(2) Описание конструкции самолета и его систем и установок, включая двигатели, воздушные винты и устройства.

(3) Основную руководящую и справочную информацию, описывающую управление и работу элементов и систем самолета, включая соответствующие специальные процедуры и ограничения.

(4) Информацию по обслуживанию самолета, включающую подробные сведения о точках обслуживания, емкости баков и баллонов, типах используемых специальных жидкостей, давлениях в различных системах, размещении съемных панелей, предназначенных для обеспечения проверки (осмотра) и обслуживания, расположении точек смазки, используемых смазочных материалах, оборудовании, необходимом для обслуживания самолета, указания и ограничения по буксировке самолета, информацию по его швартовке на стоянке, подъему на подъемники и нивелировке.

— Рекомендуемые периоды между контрольно-восстановительными работами (ремонтами) и необходимые ссылки на раздел «Ограничения летной годности» также должны быть представлены.

(5) — Информацию по поиску мест отказов и повреждений с описанием возможных отказов и повреждений, способов их обнаружения и действий по их устранению.

(6) — Информацию о порядке и методах снятия и замены изделий или их составных частей со всеми необходимыми мерами предосторожности.

(7) — Другие общие технологические указания, включая методы контроля систем при работе на земле, нивелировки, взвешивания и определения положения центра тяжести, подъема на подъемники и крепления, а также ограничения по хранению.

(8) — Схемы размещения люков и панелей доступа при ТОиР и информацию, необходимую для обеспечения доступа для проверки и осмотра в случае отсутствия смотровых панелей.

(9) — Подробные сведения о применении специальных методов контроля, включая рентгенографический и ультразвуковой контроль, если даны указания о применении таких методов.

(10) — Информацию, необходимую для выполнения заключительных работ и защитной обработки конструкции после проверок и осмотров.

(11) — Все данные, относящиеся к крепежным элементам и узлам конструкций, такие, как их маркировка, рекомендации по отбраковке и допустимые значения момента затяжки.

(12) — Перечень необходимого специального инструмента.

(13) — Для самолетов переходной категории должна быть дополнительно представлена следующая информация:

- электрические нагрузки в различных системах;
- методы балансировки поверхностей управления;
- обозначения основных и второстепенных элементов конструкции;
- специальные методы ремонта, предусмотренные на самолете.

(А) Программу ТОиР, являющуюся основой для отработки регламента ТОиР самолета.

(1) Общую характеристику системы ТОиР самолета и ожидаемых условий эксплуатации.

(2) Эксплуатационно-технические характеристики самолета как объекта ТОиР.

(3) План ТОиР, отражающий методы эксплуатации и режимы ТОиР всех элементов конструкции и систем самолета, информацию по планированию работ для каждой составной части самолета, его двигателей, вспомогательных силовых установок, воздушных винтов, агрегатов, приборов и оборудования, в которой указываются рекомендуемые пе-

риоды ТОиР (очистки, осмотры, регулировки, проверки и смазки) и объем контрольно-восстановительных работ, а также других работ, рекомендуемых для указанных сроков.

(4) Принципы материально-технического и информационного обеспечения, а также оценку эффективности системы ТОиР самолета.

П23.G.4. Раздел «Ограничения летной годности»

В документы, отражающие указания по сохранению летной годности, должен входить раздел «Ограничения летной годности», который должен четко отделяться и легко отличаться от остальных разделов документов. В этом разделе должны быть указаны каждый из предписанных сроков обязательной замены изделий, интервалов между проверками и осмотрами конструкции и соответствующие процедуры проверок и осмотров, требуемые для сертификации типа. Если указания по сохранению летной годности составлены из нескольких документов, то раздел, предписанный данным параграфом, должен быть включен в основной документ. —

ПРИЛОЖЕНИЕ П23.F — ПРИЕМЛЕМАЯ ПРОЦЕДУРА ИСПЫТАНИЙ САМОЗАТУХАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ УСТАНОВЛЕНИЯ СООТВЕТСТВИЯ ТРЕБОВАНИЯМ 23.853 (С)

(а) **Условия испытаний.** Образцы должны быть выдержаны при температуре $21,1 \pm 2,8$ °C и относительной влажности 50 ± 5 % до достижения равновесия влажности или в течение 24 часов. Одновременно можно брать из кондиционированной атмосферы только по одному образцу и непосредственно перед воздействием на него пламени.

(в) **Форма образцов.** Материалы должны испытываться либо в виде участков, вырезанных из готовых деталей, которые устанавливаются на самолете, либо в виде образцов, имитирующих вырезанные участки: например, образец, вырезанный из плоского листа материала, или модель готовой детали. Образец можно вырезать из любой части готовой детали, однако такие готовые изделия, как сотовые панели, нельзя разделять для испытаний. Толщина образца должна быть не больше минимальной толщины, установленной для применения на самолете, за следующим исключением: толстые детали из пенопласта должны испытываться при толщине 12,0 мм. Что касается тканей, то для определения наиболее критических условий воспламеняемости их следует подвергать испытаниям в направлениях как основы, так и утка. При проведении испытаний, указанных в пункте (д) настоящего Приложения F, образец следует помещать в металлическую рамку таким образом, чтобы:

- (1) надежно фиксировались длинные кромки и верхняя кромка;
- (2) незакрытая поверхность образца имела, как минимум, ширину 50 мм и длину 305,00 мм, кроме случая, когда фактический размер на самолете меньше; и
- (3) кромка, к которой подносится пламя горелки, не должна быть отделенным или защищенным краем образца, а должна представлять собой реальное поперечное сечение материала или детали, установленной на самолете.

(с) **Аппаратура.** Кроме случая, предусмотренного в пункте (е) настоящего Приложения F, испытания должны проводиться в шкафу без тяги, причем испытания в вертикальном и в горизонтальном положениях по утвержденным методикам. Образцы, которые по своим габаритам не могут уместиться в шкафу, должны испытываться в аналогичных условиях отсутствия тяги.

(д) **Испытания в вертикальном положении.** Должны быть испытаны, как минимум, три образца и результаты испытаний осреднены. У тканей направление переплетений, соответствующее наиболее критическим условиям воспламеняемости, должно быть параллельно

самоу длинному 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, отрегулированным на высоту пламени 38,0 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. Приложение пламени должно производиться по оси нижней кромки образца. Пламя следует подвести на 60 с, а затем удалить. Следует регистрировать продолжительность горения, длину обугленного участка и продолжительность горения капель, если таковые имеются. Длина обугливания, определяемая согласно указаниям пункта (е) настоящего Приложения F, должна измеряться с точностью до одной десятой доли дюйма (0,1 дюйма = 2,54 мм).

(е) Горизонтальные испытания. Должны быть испытаны, как минимум, три образца, и результаты испытаний должны быть 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 верхом 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 записана средняя скорость обугливания.

(f) Длина обугливания. Длина обугливания — это расстояние от первоначальной кромки до самого дальнего видимого повреждения испытываемого образца в результате удара 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.