

МИНИСТЕРСТВО ТРАНСПОРТА РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

РАСПОРЯЖЕНИЕ
от 15 мая 2003 г. N HA-119-р

**ОБ УТВЕРЖДЕНИИ "ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ
К ЕДИНИЧНЫМ ЭКЗЕМПЛЯРАМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАЦИИ
ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ (ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ ЕДИНИЧНЫХ ЭКЗЕМПЛЯРОВ
АЭРОСТАТИЧЕСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ)"
И "ТЕХНИЧЕСКИХ ТРЕБОВАНИЙ К ЕДИНИЧНЫМ ЭКЗЕМПЛЯРАМ
АЭРОСТАТИЧЕСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАЦИИ
ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ"**

В целях реализации положений Приказа Министерства транспорта Российской Федерации от 17 апреля 2003 г. N 118 "Об утверждении Федеральных авиационных правил "Положение о порядке допуска к эксплуатации единичных экземпляров воздушных судов авиации общего назначения" (зарегистрирован в Министерстве юстиции Российской Федерации 23 апреля 2003 г., регистрационный N 4441) предлагаю:

1. Утвердить "Технические требования к единичным экземплярам воздушных судов авиации общего назначения (за исключением единичных экземпляров аэростатических воздушных судов авиации общего назначения)" (Приложение N 1) и "Технические требования к единичным экземплярам аэростатических воздушных судов авиации общего назначения" (Приложение N 2).

2. Контроль за исполнением настоящего распоряжения возложить на руководителя Департамента поддержания летной годности гражданских воздушных судов и технического развития гражданской авиации А.В. Елистратова.

Первый заместитель Министра
А.В. НЕРАДЬКО

Приложение N 1
к распоряжению
Минтранса России
от 15 мая 2003 г. N HA-119-р

**ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ
К ЕДИНИЧНЫМ ЭКЗЕМПЛЯРАМ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАЦИИ
ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ (ЗА ИСКЛЮЧЕНИЕМ ЕДИНИЧНЫХ ЭКЗЕМПЛЯРОВ
АЭРОСТАТИЧЕСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАЦИИ
ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ)**

1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Настоящие "Технические требования к единичным экземплярам воздушных судов авиации общего назначения (за исключением единичных экземпляров аэростатических воздушных судов авиации общего назначения)" (далее - Требования) применимы к единичным экземплярам воздушных судов авиации общего назначения (за исключением единичных экземпляров аэростатических воздушных судов авиации общего назначения) (далее - ЕЭВС), имеющим:

максимальный сертифицированный взлетный вес не более 1800 кг;
не более чем четыре человека на борту.

Требования применимы к ЕЭВС независимо от того, имеют ли они "жесткие" или "гибкие" несущие поверхности, управляются ли они обычными поверхностями управления или другими способами.

При проведении оценки соответствия конкретного ЕЭВС Требования принимаются за базовые и уточняются в программе проведения работ по оценке соответствия ЕЭВС установленным требованиям к ЕЭВС (далее - Программа).

Для ЕЭВС разрешены только неакробатические полеты, которые включают в себя:
любой маневр, необходимый для осуществления нормального полета;
сваливание;

крутые развороты, при которых угол крена не превышает 60°.

Требования относятся ко всем ЕЭВС, если отсутствуют какие-либо указания на обратное.

Учитывая особенности конструкции ЕЭВС, имеющих:

максимальную взлетную массу не более 450 кг в сухопутном варианте и не более 495 кг в гидроварианте;

количество людей на борту не более двух;
посадочную и взлетную дистанции не более 300 метров;
скорость сваливания не более 65 км/ч,
в настоящие Требования включены специальные требования, которые распространяются на указанные ЕЭВС. Объем требований при оценке соответствия указанных ЕЭВС определяется Программой.

Для целей настоящих Требований используются сокращения и определения:

- EAS – индикаторная скорость;
- CAS – индикаторная земная скорость;
- JAS – приборная скорость (по прибору);
- VA – расчетная маневренная скорость, EAS;
- VC – расчетная крейсерская скорость, EAS;
- VD – расчетная скорость пикирования, EAS;
- VNE – непревышаемая скорость;
- VDF – продемонстрированная в полете скорость пикирования, EAS;
- VF – расчетная скорость с выпущенными закрылками, CAS;
- VFE – скорость с выпущенными закрылками. Максимальная скорость CAS с закрылками в предписанном выпущенном положении;
- VLO – скорость уборки-выпуска шасси. Максимальная скорость, CAS, при которой можно безопасно выпустить или убрать шасси;
- VSO – скорость сваливания (или, если невозможно достичь скорости сваливания, минимальная скорость установившегося полета), CAS, с закрылками в посадочной конфигурации;
- VSl – скорость сваливания (или, если невозможно достичь скорости сваливания, минимальная скорость установившегося полета), CAS, при этом конфигурация ЕЭВС соответствует рассматриваемому случаю.

Раздел 1. ПОЛЕТ

1.1. Общие положения

1.1.1. Подтверждение соответствия.

Соответствие всем требованиям данного раздела должно быть подтверждено испытаниями ЕЭВС в объеме, определяемом Программой, с учетом заявленного веса, центровки и загрузки.

Если управление осуществляется методом весовой балансировки, то должно быть показано, что качество управления при максимальном и минимальном весе отвечает требованиям, установленным в п. 1.1.2.

1.1.2. Ограничения по распределению загрузки.

Заявителем должны быть выбраны диапазоны веса и центровки, в пределах которых обеспечивается безопасная эксплуатация ЕЭВС.

Диапазон центровок должен быть не меньше диапазона, соответствующего весу каждого находящегося на борту человека: от 55 кг - минимального веса только пилота до максимального обозначенного на трафарете веса пилота и пассажира; при этом также учитывается изменение количества горючего от нуля до полной заправки. Обозначенный на трафарете максимальный вес человека на борту должен быть не менее 90 кг.

Примечание. Возможность уменьшения обозначенного на трафарете максимального веса человека на борту должна быть согласована с органом по сертификации.

1.1.3. Весовые ограничения.

1.1.3.1. Максимальный вес. Максимальный вес должен быть установлен таким образом, чтобы он:

- не превышал наибольшего веса, выбранного заявителем;
- не превышал максимального расчетного веса, равного наибольшему весу, при котором обеспечено выполнение всех применимых требований к условиям нагружения конструкции и всех применимых требований к полету;
- был не меньше веса, слагаемого из веса пустого ЕЭВС, веса находящихся на борту людей, из расчета 90 кг на человека, а также веса необходимого минимального оборудования и полного запаса топлива.

1.1.4. Вес пустого ЕЭВС и соответствующая центровка.

1.1.4.1. Вес пустого ЕЭВС и соответствующая центровка должны определяться путем взвешивания ЕЭВС:

а) с:

- закрепленным балластом;
- требуемым минимальным составом оборудования;
- невырабатываемым остатком топлива, полным запасом масла и, при необходимости, с жидкостями для гидросистемы и для охлаждения двигателя;

б) без пилота и пассажира.

1.1.4.2. Состояние пустого ЕЭВС при определении его веса должно быть однозначно установлено и легко воспроизводимо.

1.2. Летные характеристики

1.2.1. Общие положения.

Соответствие требованиям к летным характеристикам, изложенным в данном разделе, должно быть продемонстрировано при максимальном весе, при безветрии, в условиях стандартной атмосферы на уровне моря, при мощности двигателя, не превышающей максимально заявленной.

1.2.2. Скорость сваливания.

1.2.2.1. VSO является скоростью сваливания (CAS), если таковая достижима, или минимальной скоростью установившегося полета, при которой ЕЭВС управляем, с двигателем, работающим на режиме малого газа или выключенным, в зависимости от того, при каком условии получается большая величина VSO, и:

- в посадочной конфигурации ЕЭВС;
- при максимальном весе.

1.2.2.2. VSI является скоростью сваливания (CAS), если таковая достижима, или минимальной скоростью установившегося полета, при которой ЕЭВС управляем, с двигателем, работающим на режиме малого газа или выключенным, и:

- в той же конфигурации, что и в испытаниях с использованием VSI;
- при максимальном весе.

1.2.2.3. VSO и VSI должны определяться летными испытаниями с использованием процедуры, описанной в п. 1.5.1.

1.2.3. Взлет.

Взлетная дистанция при максимальном весе и безветрии от начала разбега ЕЭВС до достижения высоты 15 м на скорости, не меньшей чем большая из скоростей $1,3VSI$ или $VSI + 10$ узлов ($VSI + 18,5$ км/ч), должна определяться при взлете с сухой ровной поверхности с низким травяным покровом.

1.2.4. Набор высоты.

Должно быть определено время набора высоты от момента отрыва до высоты 1000 футов (305 м) над аэродромом, приведенное к условиям международной стандартной атмосферы на уровне моря. Оно не должно превышать четырех минут при следующих условиях:

- с мощностью двигателя, не превышающей взлетную;
- с убранными шасси и без превышения ограничений по температуре, установленных в п. 4.4.1.

1.2.5. Скорость снижения.

Должна быть определена наивыгоднейшая скорость снижения в полете выключенным двигателем при максимальном весе.

1.2.6. Посадка.

Должна быть определена дистанция при посадке на сухую ровную поверхность с коротким травяным покрытием при максимальном весе и безветрии с начальной высоты 15 метров. Скорость на высоте 15 м должна быть рекомендованной скоростью захода на посадку, но не менее $1,3VSO$ или $VSO + 10$ узлов ($VSO + 18,5$ км/ч), в зависимости от того, какая из этих скоростей больше при работе двигателя на режиме, указанном в Руководстве по летной эксплуатации.

1.3. Управляемость и маневренность

1.3.1. Общие положения.

1.3.1.1. ЕЭВС должен быть безопасно управляемым и маневренным на режимах:

- взлета при максимальной взлетной мощности;
- набора высоты;
- горизонтального полета;
- снижения;
- посадки с работающим и выключенным двигателем; а также
- при внезапном отказе двигателя.

1.3.1.2. Необходимо обеспечить возможность постепенного перехода от одного режима полета к другому (включая развороты и скольжения) без особых навыков пилотирования, больших физических усилий и психологического напряжения, а также без опасности превышения максимальной эксплуатационной перегрузки в любых вероятных условиях эксплуатации, на всех допустимых режимах работы двигателя, включая влияние изменения мощности и внезапного отказа двигателя. Небольшие отклонения от рекомендованной техники пилотирования не должны приводить к опасным условиям полета.

1.3.1.3. Любые необычные особенности летных характеристик, выявленные во время летных испытаний, проводимых с целью подтверждения соответствия Требованиям, а также любые существенные изменения летных характеристик, вызываемые дождем, должны быть определены на всех допустимых режимах работы двигателя.

1.3.1.4. Если усилия на рычагах управления значительны, то их величина должна быть получена количественными измерениями. Эти усилия не должны превышать ограничений, приведенных в следующей таблице для обычных трехосных систем управления. Это требование должно удовлетворяться при работе двигателя на всех допустимых режимах.

Приложение усилия	Продольное управление (тангаж)	Поперечное управление (крен)	Управление (рысканье)	Закрылки, шасси
Кратковременное приложение усилия, daN (кгс)	20 (20)	10 (10)	40 (40)	10 (10)
Продолжительное приложение усилия, daN (кгс)	2 (2)	1,5 (1,5)	10 (10)	

1.3.2. Продольное управление.

1.3.2.1. Необходимо обеспечить запас пикирующего момента на любой скорости, меньшей, чем 1,3VSI, позволяющий осуществить быстрое уменьшение угла тангажа и восстановление скорости до значения 1,3VSI.

Условия испытаний. Все возможные конфигурации и режимы работы двигателя при триммировании на скорости 1,3VSI (если имеются триммеры).

1.3.2.2. На соответствующих режимах полета необходимо обеспечить возможность изменения конфигурации ЕЭВС (выпуск и уборка шасси, закрылков и т.д.) без использования исключительного летного мастерства и без превышения усилий управления, определенных в п. 1.3.1.4.

1.3.2.3. Необходимо обеспечить возможность увеличения угла тангажа на скорости пикирования VDF при всех разрешенных центровках и режимах работы двигателя.

1.3.3. Поперечное и путевое управление.

1.3.3.1. При использовании соответствующей комбинации отклонений органов управления должна быть обеспечена возможность изменения направления разворота с креном от 30° до 60° на противоположное за время, не превышающее 5 секунд, на скоростях от 1,3VSI и до VNE.

1.3.3.2. (Применяется только в случае управления методом весовой балансировки.) При изменении направления устойчивого разворота с креном 60° на противоположное с использованием максимального управления по крену на скорости между 1,6VSI и VA не должна возникнуть необходимость вмешательства в управление для парирования крена, с тем чтобы избежать крена более чем на 60° в противоположном направлении до достижения горизонтального положения крыльев.

1.3.3.3. Испытания, требуемые пунктами 1.3.3.1 и 1.3.3.2, должны быть проведены:

- с убранными шасси и закрылками и с выпущенными шасси и закрылками, где это применимо;
- без неуправляемых тенденций к кренению или несанкционированно больших угловых скоростей крена;
- так, чтобы любое несанкционированное изменение угла тангажа во время маневров было легко парируемым.

1.3.4. Усилие на рычаге продольного управления при маневрах.

Усилия на рычаге продольного управления во время разворотов или при выходе из маневров должны быть такими, чтобы при постоянной скорости увеличение перегрузки требовало возрастания усилия на рычаге управления. В случае обычных систем управления минимальная величина этого усилия, необходимая для достижения максимальной эксплуатационной перегрузки на данном режиме, должна быть не менее 7 кг на всех скоростях, при которых указанная перегрузка может быть получена без сваливания, с убранными закрылками и, где это применимо, с убранными шасси.

Для ЕЭВС, управляемых с помощью весовой балансировки, величина усилий, необходимых для создания максимальной эксплуатационной перегрузки, должна быть согласована с органом по сертификации.

1.3.5. Балансировка.

В диапазоне скоростей от 1,3VSI до 2VSI должна обеспечиваться продольная, поперечная и путевая балансировка ЕЭВС при всех режимах работы двигателя и предельных центровках.

1.4. Устойчивость

1.4.1. Общие положения.

ЕЭВС должен удовлетворять условиям п. 1.4.2 - 1.4.5 (включительно). Кроме того, должно быть показано, что ЕЭВС обладает соответствующей устойчивостью и "ощущением" управления (статической устойчивостью) в любых условиях нормальной эксплуатации.

1.4.2. Продольная статическая устойчивость.

1.4.2.1. При условии и в диапазоне скоростей, определенных в п. 1.4.3, градиент усилия по скорости на рычаге продольного управления должен быть положительным и иметь такое значение, чтобы любое существенное изменение скорости приводило к изменению усилия на рычаге управления, отчетливо ощущаемому пилотом.

1.4.2.2. На режимах продольной балансировки ЕЭВС относительное отклонение воздушной скорости от исходного значения, когда нарушаются условия балансировки ЕЭВС, не должно превышать 10%.

1.4.2.3. Если ЕЭВС не имеет триммера в системе продольного управления, то требование пункта (1) должно выполняться в диапазоне скоростей, указанном в п. 1.3.5, при любых конфигурациях.

1.4.3. Демонстрация продольной статической устойчивости.

Наклон кривой усилий на рычаге управления по скорости должен быть постоянным в следующих условиях:

1.4.3.1. Набор высоты:

- при 1,4VSI;
- с убраннным шасси;
- с закрылками в положении набора высоты;
- при максимальной мощности.

1.4.3.2. Крейсерский полет:

- при максимальной скорости горизонтального полета и при VNE;
- с убраннным шасси;
- с убраннными закрылками.

1.4.3.3. Заход на посадку:

- на рекомендованной скорости;
- с закрылками в посадочном положении;
- с выпущенным шасси;

- с двигателем, работающим на обычном режиме захода на посадку, а также с выключенным двигателем.

1.4.4. Поперечная и путевая устойчивость.

1.4.4.1. На режиме установившегося прямолинейного полета, когда органы поперечного и путевого управления постепенно отклоняются в противоположных направлениях, любому увеличению угла скольжения должно соответствовать возрастание отклонения органа поперечного управления. Эта зависимость не обязательно должна быть линейной.

1.4.4.2. При скольжении все усилия на рычагах управления должны монотонно возрастать с ростом угла скольжения. Эти зависимости не обязательно должны быть линейными, но градиенты усилий по углу скольжения не должны изменять знак.

1.4.5. Динамическая устойчивость.

1.4.5.1. Любое короткопериодическое колебание, за исключением связанных боковых колебаний, возникающее в диапазоне между скоростью сваливания и VDF, должно интенсивно демпфироваться при основных рычагах управления:

- освобожденных;
- в фиксированном положении.

1.4.5.2. Любые связанные боковые колебания, возникающие в диапазоне между скоростью сваливания и VDF, должны демпфироваться при основных рычагах управления:

- освобожденных;
- в фиксированном положении.

Это требование должно удовлетворяться при работе двигателя на всех разрешенных режимах.

1.5. Режимы сваливания

1.5.1. Сваливание в полете без крена.

Характер сваливания должен быть исследован для предельно передней и предельно задней центровок при максимальном и минимальном весе, определенном в п. 1.1.2.

1.5.1.1. Демонстрация сваливания должна проводиться путем уменьшения скорости с темпом приблизительно 1 узел за секунду (1,85 км/ч за секунду) в прямолинейном горизонтальном полете вплоть до сваливания, которое характеризуется опусканием "носа" или одновременным неуправляемым движением по тангажу и крену, либо до полного отклонения до упора рычага управления рулем высоты. До начала сваливания должна сохраняться возможность управления и стабилизации ЭЗВС по крену и рысканию прямым действием органов управления.

1.5.1.2. При выводе из режима сваливания должна быть обеспечена возможность не допустить увеличения угла крена более 20° нормальным действием органов управления. Не должно быть тенденции к штопору.

1.5.1.3. Должны быть определены потеря высоты от начала сваливания до восстановления горизонтального полета с использованием нормальных процедур и максимальный по абсолютному значению отрицательный угол тангажа.

1.5.1.4. Соответствие требованиям п. п. 1.5.1.1 - 1.5.1.3 данного подраздела должно быть продемонстрировано в следующих условиях:

- с закрылками во всех возможных положениях;
- с убраннным и выпущенным шасси;
- при балансировке триммером на скорости 1,4VSI (если имеется триммер);
- при мощности двигателя:

- а) соответствующей режиму малого газа;
- б) равной максимальной продолжительной мощности.

1.5.2. Сваливание в криволинейном полете.

1.5.2.1. При сваливании на режиме координированного разворота с углом крена 30° необходимо обеспечить возможность восстановления нормального горизонтального полета без возникновения тенденций к неуправляемому кренению или штопору.

1.5.2.2. Должна быть определена потеря высоты от начала сваливания до восстановления горизонтального полета путем применения обычных процедур вывода. Это требование должно удовлетворяться при всех режимах работы двигателя, указанных в п. 1.5.1.4, и любых возможных углах отклонения закрылков.

1.5.3. Вывод из сваливания.

1.5.3.1. ЕЭВС, не имеющий предупредительной сигнализации о приближении сваливания, может рассматриваться как приемлемый при условии, что когда происходит сваливание из режима прямолинейного полета, то:

сохраняется возможность управления и стабилизации по крену при нейтральном положении руля направления; и

не происходит заваливания на крыло при нейтральных элеронах и руле направления.

1.5.3.2. У ЕЭВС, не удовлетворяющего условиям п. 1.5.3.1, должны быть предусмотрены:

- сигнализация о приближении сваливания как в прямолинейном, так и в криволинейном полете с закрылками и шасси в любом нормальном положении;

- предупреждение о приближении сваливания не должно иметь место на обычных эксплуатационных скоростях, но должно обеспечиваться задолго до сваливания, чтобы позволить пилоту вернуться к безопасному режиму полета;

- предупреждение о сваливании может обеспечиваться посредством собственных аэродинамических свойств ЕЭВС (например, бафтинга) или с помощью устройства, создающего отчетливо различимые сигналы.

1.6. Штопор

1.6.1. Общие положения.

Вопрос выполнения преднамеренного штопора решает орган по сертификации.

1.7. Характеристики управляемости на земле

1.7.1. Путьевая устойчивость и управляемость.

Не должно быть тенденции к неуправляемому развороту на любой скорости, при которой ЕЭВС может эксплуатироваться на земле; кроме того, он должен иметь достаточную путьевую управляемость во время руления.

1.7.2. Взлет и посадка при боковом ветре.

Необходима проверка возможности безопасного взлета и посадки в условиях бокового ветра. На основе результатов этих испытаний в Руководство по летной эксплуатации вносятся рекомендации по эксплуатации ЕЭВС при боковом ветре.

1.8. Прочие требования к летным характеристикам

1.8.1. Вибрация и бафтинг.

Ни одна из частей ЕЭВС не должна подвергаться чрезмерной вибрации на всех скоростях, по меньшей мере вплоть до скорости VDF. Кроме того, во всех нормальных условиях полета не должно быть бафтинга настолько сильного, чтобы он препятствовал удовлетворительному управлению ЕЭВС, вызывал чрезмерное утомление экипажа или приводил к повреждению конструкции. Допускается бафтинг, удовлетворяющий этим ограничениям и предупреждающий о приближении сваливания. Это требование должно выполняться при работе двигателя на всех разрешенных режимах.

Раздел 2. ПРОЧНОСТЬ

2.1. Общие положения

2.1.1. Нагрузки.

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

2.1.1.2. При отсутствии специальных оговорок нагрузки, возникающие в воздухе, на земле должны быть уравновешены инерционными силами всех частей ЕЭВС. Распределение этих нагрузок может быть приближенным, взятым с запасом, или должно точно отражать фактические условия.

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

2.1.2. Коэффициент безопасности.

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

2.1.3. Прочность и деформация.

2.1.3.1. Конструкция должна выдерживать эксплуатационные нагрузки без появления опасных остаточных деформаций. При всех нагрузках, вплоть до эксплуатационных, деформации конструкции не должны влиять на безопасность эксплуатации. В особенности это относится к системе управления.

2.1.3.2. Конструкция должна выдерживать расчетные нагрузки без разрушения в течение не менее трех секунд.

2.1.4. Доказательства прочности.

2.1.4.1. Соответствие требованиям прочности и деформации, приведенным в п. 2.1.3, должно быть

подтверждено для каждого расчетного случая нагружения.

2.1.4.2. Определенные части конструкции должны соответствовать разделу 3 настоящих Требований.

Примечание. Требования к конструкции, содержащиеся в разделе 2, не включают все требования к конструкции, соответствие которых следует подтвердить.

2.2. Полетные нагрузки

2.2.1. Общие положения.

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

2.2.1.2. Соответствие требованиям настоящего раздела к полетным нагрузкам должно быть доказано:

- во всем диапазоне расчетных высот полета, в котором ожидается эксплуатация ЕЭВС;
- при всех требуемых сочетаниях веса и распределении полезной нагрузки.

2.2.2. Условия симметричного полета.

2.2.2.1. При определении нагрузок на крыло и поступательных инерционных нагрузок, соответствующих всем расчетным случаям симметричного нагружения в полете, которые указаны в п. 2.2.3 - 2.2.4, следует учитывать соответствующие уравнивающие нагрузки на горизонтальные стабилизирующие поверхности рациональным или консервативным методом.

2.2.2.2. Добавочные нагрузки на горизонтальные стабилизирующие поверхности при выполнении маневров должны уравниваться инерционными силами от угловых ускорений ЕЭВС рациональным или консервативным методом.

2.2.2.3. При вычислении нагрузок, возникающих в расчетных случаях нагружения, предполагается, что угол атаки изменяется внезапно без потерь скорости полета, до достижения заданного значения перегрузки. Угловые ускорения могут не учитываться.

2.2.2.4. Аэродинамические характеристики, необходимые для установления условий нагружения, должны проверяться испытаниями, расчетами или методом консервативной оценки.

При отсутствии более достоверной информации максимальный отрицательный коэффициент нормальной подъемной силы для жестких несущих поверхностей в обычной конфигурации может быть принят -0,8. В случае гибких несущих поверхностей необходимо согласование с органом по сертификации.

Если коэффициент продольного момента C_{m0} меньше чем $\pm 0,025$, то должен использоваться, по меньшей мере, коэффициент $\pm 0,025$ для крыла и горизонтальных стабилизирующих поверхностей.

2.2.3. Границы допустимых скоростей и перегрузок.

2.2.3.1. Общие положения.

Соответствие требованиям прочности должно быть показано при всех комбинациях воздушной скорости и перегрузки на границах и внутри огибающей условий полета, которая представляет собой огибающую полетных нагрузок, предусмотренных в пункте 2.2.3.2 настоящего подраздела, соответственно, при выполнении маневров.

2.2.3.2. Огибающая перегрузок при маневре дана на фиг. 1 <*>. Закрылки в положении крейсерского полета.

<*> Не приводится.

2.2.4. Расчетные воздушные скорости.

Выбранные расчетные воздушные скорости - индикаторные воздушные скорости (EAS):

2.2.4.1. Расчетная маневренная скорость V_A :

$$V_A = V_{S1} \sqrt{n_1},$$

где:

V_{S1} - расчетная скорость сваливания при расчетном весе с убранными закрывками и двигателем, работающим на режиме малого газа;

n_1 - максимальная положительная перегрузка.

2.2.4.2. Расчетная скорость полета с выпущенными закрывками V_F .

Для каждого посадочного положения V_F не должна быть меньше, чем большая из:

- $1,4V_S$, где V_S - вычисленная скорость сваливания с убранными закрывками и при максимальном весе;

- $2,0V_{SF}$, где V_{SF} - вычисленная скорость сваливания с полностью выпущенными закрывками и при максимальном весе.

2.2.4.3. Расчетная скорость пикирования V_D . Расчетная скорость пикирования может быть выбрана заявителем, но не должна быть меньше чем $1,4V_C$, где V_C - максимальная крейсерская скорость при максимальной тяге двигателя.

2.2.5. Эксплуатационные маневренные перегрузки.

Эксплуатационные маневренные перегрузки в координатах $V-n$ (см. фиг. 1) должны иметь, по крайней мере, следующие значения:

Категория	Неакробатический ЕЭВС
n1	+4,0
n2	+4,0
n3	-1,5
n4	-2,0

Отрицательные значения маневренных перегрузок для ЕЭВС с гибкими несущими поверхностями, имеющих ограниченную способность выдерживать отрицательные ускорения в полете, должны быть согласованы с органом по сертификации.

2.2.6. Нагрузки при выпущенных закрылках.

При наличии закрылков должно предполагаться, что ЕЭВС способен маневрировать до максимального значения эксплуатационной маневренной перегрузки 4,0 с закрылками в положениях от убранных до полностью выпущенных на скоростях V_F.

2.2.7. Условия несимметричного полета.

Предполагается, что ЛА подвергается воздействию условий несимметричного полета, указанных в п. 2.2.8 и 2.2.9. Неуравновешенные аэродинамические моменты относительно центра тяжести должны быть уравновешены с использованием рационального или консервативного метода силами инерции с учетом основных масс, создавших эти силы инерции.

2.2.8. Случай крена.

ЕЭВС должен быть рассчитан на нагрузки при крене, обусловленные отклонением органов поперечного управления на скоростях, указанных в п. 445, в сочетании с перегрузкой, достигающей, по меньшей мере, двух третей максимальных маневренных перегрузок, указанных в п. 2.2.5.

2.2.9. Случай скольжения.

ЕЭВС должен быть рассчитан на нагрузки от скольжения, действующие на вертикальное хвостовое оперение и указанные в п. 2.5.1.

2.2.10. Крутящий момент двигателя.

2.2.10.1. Узел крепления двигателя и поддерживающая его конструкция должны быть рассчитаны на следующие воздействия:

- максимальный крутящий момент, соответствующий взлетной мощности и скорости вращения воздушного винта, действующий одновременно с 75%-ной эксплуатационной нагрузкой в позиции А п. 2.2.3.2;

- максимальный крутящий момент, соответствующий максимальной продолжительной мощности и скорости вращения воздушного винта, действующий одновременно с эксплуатационной нагрузкой в позиции А п. 2.2.3.2.

2.2.10.2. Для обычных поршневых двигателей с положительным приводом к винту максимальный крутящий момент, который указан в пункте 2.2.10.1, получается умножением среднего крутящего момента на соответствующий коэффициент из следующей таблицы:

Тип двигателя	Двухтактный двигатель			Четырехтактный двигатель				
	1	2	3 и более	1	2	3	4	5 и более
Число цилиндров	1	2	3 и более	1	2	3	4	5 и более
Коэффициент	6	3	2	8	4	3	2	1,33

Примечание. "Положительный привод" включает в себя прямой привод, редукторный привод или зубчатую ременную передачу; для других приводов (например, центробежная муфта) и нетрадиционных двигателей соответствующий коэффициент должен быть согласован с органом по сертификации.

2.2.11. Боковая нагрузка на установку двигателя.

2.2.11.1. Узел крепления двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на эксплуатационную перегрузку, действующую в боковом направлении (боковую нагрузку на установку) и равную не менее чем одной трети эксплуатационной перегрузки

$A(-x \text{ n1})$ для позиции п. 2.2.3.2.

2.2.11.2. Боковая нагрузка, определенная в пункте 2.2.11.1 настоящего параграфа, может считаться не зависящей от других условий полета.

2.3. Нагрузки на поверхности и системы управления

2.3.1. Нагрузки на систему управления.

Каждая часть основной системы управления, расположенная между упорами органов управления и рулевыми поверхностями, должна быть рассчитана на нагрузки, соответствующие, по крайней мере, 125% нагрузок на поверхности управления, определенных в п. 2.4.1 - 2.5.1. Ни в коем случае нагрузка в любой части системы не должна быть меньше нагрузок, обусловленных 60% усилий пилота, указанных в п. 2.3.2.1.

2.3.2. Нагрузки, обусловленные эксплуатационными усилиями, прикладываемыми пилотом к рычагам управления.

2.3.2.1. Системы для непосредственного управления ЕЭВС относительно его продольной, поперечной и вертикальной осей (основная система управления), а также другие системы управления, влияющие на летные характеристики, и их крепления должны быть сконструированы таким образом, чтобы выдерживать до упоров (включая последние) эксплуатационные нагрузки, обусловленные прикладываемыми пилотом к рычагу управления усилиями, которые приведены в следующей таблице.

Режим управления	Усилие пилота на рычаге управления, daN (кг)	Способ приложения усилия в случае системы управления с одним рычагом
Тангаж	75 (75)	Перемещение ручки управления
Крен	30 (30)	Отклонение ручки в стороны
Рыскание и другие виды ножного управления	90 (90)	Нажатие на одну педаль управления рулем направления
Самостоятельные органы управления	24 (24)	Перемещение рычага управления от себя и на себя

В случае систем с балансирующим управлением и других нетрадиционных систем управления (например, рычаги управления, расположенные сбоку) применение меньших усилий пилота должно быть согласовано с органом по сертификации, если можно продемонстрировать, что значения усилий, приведенные в таблице, использовать нельзя.

2.3.2.2. Система путевого управления должна быть рассчитана на нагрузки, равные 1000daN (100 кгс) и действующие одновременно на каждую педаль.

2.3.3. Двойное управление.

Система двойного управления должна быть рассчитана на нагрузки от пилотов:

2.3.3.1. Действующих в одном и том же направлении.

2.3.3.2. Действующих в противоположных направлениях, причем усилие каждого пилота составляет 0,75 нагрузки, указанной в п. 2.3.2.1.

2.3.4. Вспомогательные системы управления.

Вспомогательные органы управления, которые включают в себя управление системой уборки или выпуска шасси, закрылками, триммерами и т.д., должны быть рассчитаны на вероятные максимальные усилия, которые пилот может приложить к этим органам управления.

2.3.5. Жесткость системы управления и ее натяжение.

2.3.5.1. Управление пилотом рулевыми или вспомогательными поверхностями не должен препятствовать упругий люфт проводки управления.

Способ приложения усилия в случае однорычажной системы управления:

Режим управления	Усилие пилота, daN (кг)	Способ приложения усилия в случае однорычажной системы управления
Тангаж	40 (40)	Перемещение ручки управления от себя и на себя
Крен	20 (20)	Отклонение в сторону ручки управления
Рыскание	45 (45)	Нажатие на одну педаль управления рулем направления

2.3.5.2. В случае тросовых систем управления должно быть установлено допустимое регулировочное натяжение тросов с учетом возможных изменений температуры (см. п. 3.3.8).

2.4. Горизонтальные стабилизирующие поверхности

2.4.1. Балансировочные нагрузки.

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

2.4.1.2. Горизонтальная стабилизирующая поверхность должна быть рассчитана на балансировочные нагрузки, имеющиеся в любой точке на огибающей условий полета при выполнении маневров и при условиях для закрылков, указанных в п. 2.2.3 и 2.2.6, соответственно.

2.4.2. Маневренные нагрузки.

Горизонтальные стабилизирующие поверхности должны быть рассчитаны на самые большие нагрузки, возможные в осуществляемых пилотом маневрах по тангажу на всех скоростях вплоть до VD.

2.4.3. Несимметричные нагрузки.

Влияние спутной струи на нагружение неподвижных поверхностей и руля направления должно учитываться, если таковое предполагается.

2.5. Вертикальные стабилизирующие поверхности

2.5.1. Маневренные нагрузки.

Вертикальные стабилизирующие поверхности должны быть рассчитаны на маневренные нагрузки, обусловленные:

2.5.1.1. На скорости VA полным отклонением органов путевого управления.

2.5.1.2. На скорости VD отклонением органа путевого управления на 1/3 полной величины.

2.6. Дополнительные условия для стабилизирующих поверхностей

2.6.1. Комбинированные нагрузки на стабилизирующие поверхности.

2.6.1.1. Когда ЕЭВС находится в условиях нагружения, соответствующих позиции А или D в координатах V-n на фиг. 1 (в зависимости от того, какое условие дает большую балансирующую нагрузку), то нагрузки на горизонтальные стабилизирующие поверхности должны сочетаться с нагрузками на вертикальные стабилизирующие поверхности, указанные в п. 2.5.1.

Должно предполагаться, что 75% нагрузок согласно п. 2.4.2 (для горизонтальных стабилизирующих поверхностей) и п. 2.5.1 (для вертикальных стабилизирующих поверхностей) действует одновременно.

2.6.1.2. Несимметричное нагружение. Стабилизирующие поверхности и фюзеляж должны быть рассчитаны на несимметричные нагрузки на стабилизирующие поверхности, которые обусловлены наибольшими симметричными маневренными нагрузками, указанными в п. 2.4.2, таким образом, чтобы 100% нагрузки на горизонтальные стабилизирующие поверхности (нагрузка на единицу площади) было приложено к горизонтальным стабилизирующим поверхностям с одной стороны плоскости симметрии и 70% - с другой.

2.7. Элероны

2.7.1. Элероны.

Элероны должны быть рассчитаны на нагрузки в системе управления, соответствующие следующим условиям:

2.7.1.1. На скорости VA при полном отклонении элерона.

2.7.1.2. На скорости VD при отклонении элерона на 1/3 полной величины.

2.8. Нагрузки на земле

2.8.1. Общие положения.

Эксплуатационные нагрузки на земле, указанные в этом разделе, следует считать внешними и инерционными силами, которые действуют на конструкцию ЕЭВС. В каждом указанном случае нагружения на земле внешние реакции должны быть уравновешены поступательными и вращательными инерционными силами рациональным или консервативным способом.

2.8.2. Шасси - амортизация ударов.

2.8.2.1. Должно быть установлено, что шасси способно поглощать энергию, обусловленную падением ЛА с максимально допустимым взлетным весом без предельного обжатия амортизатора и пневматика, с высоты h:

$$h = \frac{G}{S} \times \left(\frac{1}{2} \right) \quad ,$$

где:

h - высота сброса (см);

G - максимально допустимый взлетный вес (кг);

S - площадь крыла (кв. м).

2.8.2.2. Соответствие должно быть установлено для следующих положений по тангажу:

а) горизонтальное положение, при котором основные и носовое колеса (если таковое имеется) касаются земли одновременно;

б) горизонтальное положение, при котором основные колеса касаются земли, а носовое колесо (если таковое имеется) едва приподнято над землей;

в) положение с опущенным хвостом, при котором хвостовое колесо или конструкция хвостовой части едва приподняты над землей.

2.8.2.3. Должно быть определено, что носовое шасси способно поглощать энергию спереди, равную 100% той энергии, которую носовое шасси должно поглощать вертикально согласно п. 2.8.2.2.б.

2.8.3. Прочность в условиях посадки.

2.8.3.1. ЕЭВС должен иметь коэффициенты безопасности по эксплуатационной и расчетной нагрузке, соответственно, 1,0 и 1,5 при посадке, когда подъемная сила равна весу. Нагрузки прилагаются следующим образом:

- посадка только на основные колеса - посадка на 2 или 1 колесо;

- во всех положениях, от положения с полностью поднятой носовой частью до положения, когда

носовое колесо находится вблизи земли, диапазон нагрузок на каждое колесо составляет:

вертикальная нагрузка	- до 2G (максимально допустимый взлетный вес)
боковая нагрузка	- до 0,5G в каждом направлении
силы, действующие вперед и назад	- от 0,25G вперед до 0,5G назад для колес без тормозов; - от 0,4G вперед до 0,8G назад для колес с тормозами

- при посадке на одно колесо перечисленные выше нагрузки прилагаются только к одной стороне;
- посадка на три точки - нагрузки на носовое колесо и основные колеса находятся в диапазоне:

вертикальная нагрузка	- 1,5G на все 3 колеса
боковая нагрузка	- до 0,5G на носовое колесо, 0,375G на основное колесо в любом направлении
силы, действующие вперед и назад	- от 0,25G вперед до 0,5G назад на носовое колесо, от 0,1875G вперед до 0,375G назад на основные колеса

Хвостовые колеса и костыли могут быть менее прочными, чем часть конструкции ЛА, к которой они прикрепляются.

Велосипедные шасси. Для тех конфигураций шасси, у которых колеса расположены в ряд по центральной линии, колесо, ближайшее к центру тяжести ЕЭВС, должно рассматриваться как основное, и к нему должны прилагаться нагрузки в два раза большие величин, определенных для основных колес. Другое колесо должно рассматриваться либо как носовое, либо как хвостовое, в зависимости от обстоятельств.

2.9. Случаи аварийной посадки

2.9.1. Общие положения.

2.9.1.1. ЕЭВС, несмотря на вероятность его повреждения в условиях аварийной посадки, должен в соответствии с настоящим подразделом обеспечивать в этих условиях защиту каждого человека.

2.9.1.2. Конструкция ЕЭВС должна быть спроектирована так, чтобы защитить каждого человека в условиях аварийной посадки при правильном пользовании поясными и плечевыми ремнями, предусмотренными в конструкции, в следующих ситуациях:

когда каждый человек испытывает по отдельности расчетные инерционные силы, соответствующие ускорениям, значения которых даны в следующей таблице:

вверх:	4,5g
вперед:	9,0g
вбок:	3,0g
вниз:	4,5g

2.9.1.3. Каждый ЕЭВС с убирающимся шасси должен быть сконструирован так, чтобы обеспечить защиту каждого человека при посадке с убраным шасси в следующих условиях:

- при расчетной силе инерции, действующей вниз, соответствующей ускорению 3,0g;
- при коэффициенте трения о землю, равном 0,5.

2.9.1.4. За исключением, указанным в п. 3.29, опорная конструкция должна быть спроектирована так, чтобы при нагрузках, вплоть до определенных в пункте 2.9.1.2 данного параграфа, удерживать любой элемент массы, который при отрыве в случае аварийной посадки может нанести травмы человеку на борту.

2.9.1.5. Там, где разрушение всей конструкции подвески двигателя или ее части может привести к тому, что двигатель оторвется и траектория его движения может пройти через любую часть кабины пилота или топливных баков, конструкция подвески должна быть рассчитана на то, чтобы выдерживать силы инерции, соответствующие ускорению 15g в этом направлении.

2.9.1.6. Топливные баки должны выдерживать силы инерции, определенные в пункте 2.9.1.2 настоящего подраздела, без разрушения.

2.10. Другие нагрузки

2.10.1. Нагрузки, обусловленные сосредоточенными массами.

Средства крепления для всех сосредоточенных масс, являющихся частью оборудования (включая балласт, необходимый для регулировки положения центра тяжести), должны выдерживать полетные нагрузки и нагрузки на земле, соответствующие максимальным расчетным перегрузкам, включая условия аварийной посадки, указанные в п. 2.9.1.

Раздел 3. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

3.1. Общие положения

Прочность любого элемента конструкции, имеющего важное значение для безопасной эксплуатации, которая не может быть оценена точным расчетом, должна обеспечиваться соответствующими коэффициентами безопасности в п. 3.1.8, методами эксплуатации и ограничениями ожидаемыми условиями эксплуатации (ОУЭ).

3.1.1. Материалы.

Пригодность и долговечность материалов, использованных для изготовления деталей, поломка которых может отрицательно повлиять на безопасность, должны определяться с учетом опыта и соответствовать установленным стандартам и принятым спецификациям, гарантирующим прочность и другие свойства, принятые в расчетных данных.

3.1.2. Технология производства.

Применяемая технология производства должна обеспечивать надежность, качество изготовления конструкции, сохранение первоначальной прочности в реальных условиях эксплуатации.

3.1.3. Контровка соединений.

Все соединения в основной конструкции, в системе управления и в других механических системах, которые оказывают существенное влияние на безопасную эксплуатацию ЛА, должны быть выполнены с использованием утвержденных средств контровки. В частности, самоконтрящиеся гайки не разрешается использовать на болтах, подверженных вращению во время эксплуатации, если помимо самоконтрящего устройства не будет применено нефрикционное контрящее устройство.

3.1.4. Защита элементов конструкций.

Каждый элемент конструкции должен соответствующим образом быть защищен от снижения или потери прочности в процессе эксплуатации по любой причине, включая климатические воздействия, коррозию, абразивное воздействие, и иметь средства для вентиляции и дренажа.

3.1.5. Обеспечение доступа.

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

3.1.6. Обеспечение монтажа и демонтажа.

Конструкция должна быть такой, чтобы при ее монтаже и демонтаже персоналом без специальной подготовки вероятность ее повреждения или остаточной деформации, особенно в местах с затрудненным визуальным контролем, была крайне маловероятной. Конструкция должна быть такой, чтобы исключалась вероятность неправильного монтажа.

ЕЭВС должен быть приспособлен для визуального контроля правильности сборки.

3.1.7. Прочностные характеристики материала и их расчетные значения.

3.1.7.1. Расчетные значения должны выбираться таким образом, чтобы вероятность недостаточной прочности конструкции из-за отклонения свойств материала была бы крайне маловероятной.

3.1.7.2. Влияние температур на допустимые напряжения, используемые при расчете ответственных элементов или узлов конструкции, должно учитываться, если значительный тепловой эффект имеется при нормальных условиях эксплуатации.

3.1.7.3. Если воздействие окружающей среды может вызвать снижение прочности и/или изменение жесткости материалов, использованных в основной конструкции, то эти характеристики должны соответствующим образом учитываться при конструировании.

3.1.8. Специальные коэффициенты безопасности.

3.1.8.1. Коэффициент безопасности, предписанный в п. 2.1.2, должен быть умножен на соответствующие комбинации специальных коэффициентов, указанных в п. 3.1.8.1, 3.1.9 - 3.1.12, 3.2.2 и 3.3.8.

3.1.8.2. Для каждой части конструкции, не рассмотренной в п. 3.1.9 - 3.1.12, 3.2.2 и 3.3.8, прочность которой:

- неопределенна;
- может снижаться в процессе эксплуатации до плановой замены; или
- может значительно изменяться вследствие несовершенства технологических процессов или методов контроля; специальный коэффициент безопасности должен быть подобран таким образом, чтобы разрушение данной части из-за недостаточной прочности было невероятным.

3.1.9. Коэффициенты безопасности для отливок, поковок и сварных узлов.

Для отливок, поковок и сварных узлов, которые контролируются визуальными методами, должен использоваться коэффициент безопасности 2,0.

3.1.10. Коэффициенты безопасности для опор.

3.1.10.1. Коэффициент безопасности для опор с болтовым или штифтовым соединением должен быть умножен на специальный коэффициент 2,0 для учета:

- относительного перемещения при эксплуатации; и
- соединений с зазором (при свободной посадке) и подверженных сотрясениям и/или вибрации.

3.1.10.2. Для шарниров подвески поверхностей управления и узлов соединений системы управления соответствие коэффициентам безопасности, указанным в п. 3.2.2 и 3.3.8, означает удовлетворение требованиям пункта 3.1.10.1 данного подраздела.

3.1.11. Коэффициенты безопасности для стыковых узлов (фитингов).

Для всех стыковых узлов (детали, используемые для соединения одного элемента конструкции с другим) должны соблюдаться следующие условия:

3.1.11.1. Для всех стыковых узлов (фитингов), прочность которых не подтверждена испытаниями на эксплуатационную и расчетную нагрузки, при которых фактические напряжения воспроизводятся в стыковом узле и прилегающей к нему конструкции, дополнительный коэффициент безопасности, равный, по крайней мере, 1,15, должен относиться:

- ко всем частям стыкового узла;
- к деталям крепления;
- к местам соединения частей узла.

3.1.11.2. Для всех стыковых узлов, выполненных за одно целое с деталью, стыковым узлом считается часть всего узла до того места, где сечение становится типичным для данного элемента конструкции.

3.1.11.3. Для поясных и плечевых ремней должно быть доказано расчетом, испытаниями или и тем и другим вместе, что их крепления к основной конструкции ЛА способны выдержать инерционные нагрузки, предписанные в п. 2.9.1; коэффициент безопасности для стыковых узлов должен быть умножен на коэффициент 1,33.

3.1.11.4. При использовании только двух шарниров на каждой поверхности управления или закрылке коэффициент безопасности для данных шарниров и прикрепленных элементов основной конструкции должен быть умножен на коэффициент 1,5.

3.1.12. Коэффициент безопасности для тросов.

Предельный коэффициент безопасности 2,0 от номинальной прочности троса должен применяться ко всем тросам, использованным в конструкции и в основных системах управления.

3.1.13. Усталостная прочность.

В конструкции следует избегать, насколько это практически возможно, концентраторов и зон повышенных напряжений и учитывать влияние вибрации. Не должны использоваться материалы с низкими характеристиками трещиностойкости, и все узлы, особенно в силовом каркасе, должны быть доступны для осмотра. Не должны использоваться краски или покрытия, дающие эластичные пленки.

3.1.14. Предупреждение флаттера и жесткость конструкции.

3.1.14.1. Конструкция ЕЭВС должна исключать возникновение флаттера, дивергенции несущих поверхностей и реверса органов управления в любой конфигурации и при каждой соответствующей величине скорости, по крайней мере, до VD. На управляемость и устойчивость ЕЭВС не должны оказывать опасное влияние деформации конструкции; демпфирование должно быть достаточным для обеспечения быстрого затухания аэроупругих колебаний на соответствующих скоростях.

3.1.14.2. Соответствие пункту 3.1.14.1 должно быть показано путем:

- систематических летных испытаний с возбуждением флаттера при скоростях до VDF. Эти испытания должны подтвердить отсутствие быстрого уменьшения демпфирования при приближении к скорости VDF;
- летных испытаний для обоснования того, что при приближении к скорости VDF:
 - а) эффективность управления относительно всех трех осей не снижается необычно быстро; и
 - б) отсутствуют признаки появления дивергенции крыла, стабилизатора и фюзеляжа в результате изменений статической устойчивости и условий балансировки.

3.2. Поверхности управления

3.2.1. Установка.

3.2.1.1. Установка управляемых поверхностей должна быть выполнена таким образом, чтобы исключалось взаимодействие между любыми поверхностями или их креплениями, когда одна из поверхностей находится в фиксированном положении, а другие отклоняются в полном диапазоне их углового отклонения.

Это требование должно выполняться:

- при приложении эксплуатационных нагрузок (положительных или отрицательных) ко всем поверхностям управления в полном диапазоне их углового отклонения;
- при приложении эксплуатационных нагрузок на конструкцию ЛА, кроме поверхностей управления.

3.2.1.2. В случае применения управляемого стабилизатора для него должны быть предусмотрены упоры, ограничивающие диапазон его отклонений такими углами, которые обеспечивают безопасность полета и посадки.

3.2.2. Узлы подвески.

3.2.2.1. Узлы подвески поверхностей управления, за исключением узлов с шариковыми и роликовыми подшипниками, должны иметь коэффициент безопасности не менее 6,67 по отношению к пределу прочности на смятие самого мягкого материала, использованного в опоре.

3.2.2.2. В шарнирах подвески с шариковыми и роликовыми подшипниками не должны превышать одобренные характеристики подшипников.

3.2.2.3. Узлы подвески должны иметь достаточную прочность и жесткость при нагрузках, параллельных оси узла.

3.2.3. Весовая компенсация.

Поддерживающие элементы и крепления сосредоточенных весовых балансиров, используемых в конструкции поверхностей управления, должны быть рассчитаны на перегрузки:

3.2.3.1. 24g - перпендикулярно плоскости поверхности управления.

3.2.3.2. 12g - в продольном (по отношению к ЛА) направлении.

3.2.3.3. 12g - параллельно оси шарниров подвески.

3.3. Системы управления

3.3.1. Общие положения.

Все системы управления должны выполнять свои функции легко, плавно и стабильно.

3.3.2. Упоры.

3.3.2.1. Все системы управления должны быть снабжены упорами, которые надежно ограничивают диапазон отклонения всех подвижных аэродинамических поверхностей, управляемых данной системой.

3.3.2.2. Расположение упоров должно быть таким, чтобы изменение диапазона перемещения поверхности управления вследствие износа, ослабления или разрегулировки натяжных устройств не оказывало отрицательного влияния на характеристики управления.

3.3.2.3. Упоры должны выдерживать нагрузки, соответствующие расчетным условиям для системы управления.

3.3.2.4. При использовании систем балансирного управления в тех местах, где нельзя применять обычные упоры, ограничивающие реакцию на отклонение рычага управляющим воздействием пилота, должно быть показано, что усилие пилота не может вызвать превышения безопасной нагрузки на конструкцию благодаря определенному диапазону перемещения балансира или рычага управления.

3.3.3. Системы триммирования.

3.3.3.1. 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 в соответствии с направлением движения ЕЭВС.

Кроме того, должны предусматриваться устройства, указывающие пилоту положение балансировочного устройства по отношению к диапазону регулирования. Этот указатель должен быть виден пилоту, спроектирован и установлен таким образом, чтобы предотвращались ошибки пилота.

3.3.3.2. Управление триммерами должно быть необратимым, если триммер не имеет соответствующей весовой балансировки и в связи с этим не исключается возможность возникновения флаттера. Необратимые системы управления триммерами должны иметь достаточную жесткость и надежность на участке от триммера до места крепления к конструкции ЕЭВС устройства, обеспечивающего необратимость.

3.3.4. Стопоры системы управления.

Если имеется устройство стопорения системы управления на земле, то должны быть предусмотрены средства:

безошибочного предупреждения пилота о включенном стопоре;
предотвращения непроизвольного включения стопора в полете.

3.3.5. Испытания на функционирование.

Испытаниями на функционирование должно быть показано, что, когда поверхности управления приводятся в действие из кабины от усилий пилота, предписанных в п. 1.3.1.4, система работает без:

- заедания;
- чрезмерного трения;
- отклонения органов управления свыше нормы.

3.3.6. Элементы системы управления.

3.3.6.1. Все элементы системы управления должны быть сконструированы и установлены таким образом, чтобы исключалось заклинивание, трение и соприкосновение их с грузами, пассажирами, незакрепленными предметами или замерзание влаги в местах, где это может вызвать отказ системы управления.

3.3.6.2. В кабине пилота должны быть предусмотрены меры, предотвращающие попадание посторонних предметов в такие места, где они могут вызвать заклинивание системы управления.

3.3.6.3. Должны быть предусмотрены меры, предотвращающие удары тросов или тяг о другие части ЕЭВС.

3.3.6.4. Все элементы системы управления полетом должны быть так спроектированы и иметь такую четкую и постоянную маркировку, чтобы исключить возможность неправильной сборки, которая привела бы к нарушению функционирования системы управления.

3.3.7. Пружинные устройства.

Надежность пружинных устройств, применяемых в системе управления, должна подтверждаться соответствующей конструкцией, имеющимся опытом эксплуатации, подтверждающими малую вероятность отказа, который может вызвать флаттер или снижение безопасности полета.

3.3.8. Тросовые системы.

3.3.8.1. Все используемые тросы, узлы крепления тросов, тандеры, заплетки тросов и ролики должны быть утвержденного типа. Кроме того:

- тросы диаметром менее 2,0 мм не должны применяться в основных системах управления;
- тросовые системы должны быть спроектированы таким образом, чтобы исключалась возможность опасного изменения в натяжении тросов во всем рабочем диапазоне их перемещений при эксплуатационных условиях и изменениях температуры;
- должна быть обеспечена возможность визуального осмотра всех направляющих тросов, роликов, наконечников и тандеров.

3.3.8.2. Тип и размер ролика должны соответствовать применяемому тросу. Ролики должны быть

снабжены установленными вблизи предохранительными устройствами, которые предотвращают смещение и соскакивание тросов, даже при их провисании. Каждый ролик должен находиться в плоскости троса, чтобы исключить трение троса о бортик ролика.

3.3.8.3. Направляющие тросов должны быть установлены таким образом, чтобы они не изменяли направления троса более чем на 3° , за исключением случаев, где испытаниями или экспериментальным путем обоснована приемлемость больших значений. Радиус кривизны направляющих не должен быть меньше, чем радиус направляющего ролика для этого же троса.

3.3.8.4. Тандеры должны устанавливаться на участках троса, не имеющих угловых перемещений во всем диапазоне.

3.3.9. Соединения.

Узлы 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, из которого изготавливается опора.

3.3.10. Управление закрылками.

3.3.10.1. Система управления закрылками должна быть спроектирована таким образом, чтобы при отклонении закрылков в любое заданное положение, которое удовлетворяет требованиям и летным характеристикам данных требований, закрылки не должны перемещаться из заданного положения (если только это перемещение не вызвано воздействием управления), если только не обосновано, что такое перемещение не является опасным.

3.3.10.2. Каждый закрылок должен быть спроектирован таким образом, чтобы исключить его непреднамеренный выпуск или перемещение. Усилия пилота на рычаге управления и скорость перемещения на любой допустимой скорости полета должны быть такими, чтобы не создавалась угроза безопасной эксплуатации ЕЭВС.

3.3.11. Взаимосвязь между закрылками.

Если ЕЭВС не обладает безопасными летными характеристиками с закрылками, убранными с одной стороны и выпущенными с другой, то отклонение закрылков по обе стороны от плоскости симметрии ЕЭГС должно быть синхронизировано путем механической связи.

3.4. Шасси

3.4.1. Общие положения.

ЕЭВС должен быть спроектирован таким образом, чтобы мог осуществлять посадку на поверхности с невысоким травяным покрытием, не подвергая опасности пассажиров и пилота.

3.5. Конструкция кабины

3.5.1. Общие положения.

Кабина и ее оборудование должны обеспечивать пилоту выполнение обязанностей без чрезмерной концентрации внимания или усталости.

3.5.2. Обзор из кабины пилота.

Каждая кабина должна быть спроектирована таким образом, чтобы:

3.5.2.1. Достигался достаточно широкий, беспрепятственный и неискаженный обзор для обеспечения безопасной эксплуатации.

3.5.2.2. Дождь не оказывал существенного влияния на обзор по траектории полета при нормальном полете и во время посадки.

3.5.3. Лобовые стекла и окна.

Лобовые стекла и окна, если таковые имеются, должны быть выполнены из материала, который не может потускнеть и быть причиной серьезных повреждений при разрушении.

3.5.4. Органы управления в кабине.

3.5.4.1. Каждый орган управления в кабине должен быть размещен таким образом, чтобы обеспечить удобное управление им и предотвратить возможность путаницы и его непреднамеренное перемещение.

3.5.4.2. Органы управления должны быть установлены и расположены относительно сидений пилота (пилотов) таким образом, чтобы обеспечивалось полное и беспрепятственное перемещение каждого органа управления без какого-либо отрицательного влияния на это перемещение конструкции кабины и одежды пилота(ов) (включая зимнюю одежду).

3.5.4.3. На ЕЭВС с системой двойного управления должна быть предусмотрена возможность оперирования следующими вспомогательными органами управления в обоих направлениях с каждого из двух сидений пилотов:

- рычагом (рычагами) управления двигателем;
- закрылками;
- триммером; и
- механизмом открытия и отстрела фонаря.

3.5.4.4. Для вспомогательных органов управления ЕЭВС должно обеспечиваться любое необходимое положение, не требующее постоянного внимания пилота(ов) и не меняющееся под воздействием нагрузки или вибрации. Органы управления должны иметь достаточную прочность, чтобы выдерживать эксплуатационные нагрузки без разрушения или чрезмерного отклонения.

3.5.5. Перемещение и действие органов управления, расположенных в кабине пилота.

Органы управления, расположенные в кабине, должны быть спроектированы таким образом, чтобы их действие было следующим:

3.5.5.1. Для ЕЭВС с системами управления по трем осям:

Органы управления	Перемещение и действие
Крен	направо (по часовой стрелке) - правое крыло вниз
Тангаж	назад - кабрирование
рыскание	нажатие на правую педаль - правый разворот
триммирование	соответственно направлению перемещения основных органов управления
закрылки	взятие ручки управления на себя - закрылки вниз или выпускаются
РУД	вперед - мощность возрастает
шаг воздушного винта	вперед - шаг винта увеличивается
Смесь	вперед или вверх - обогащение смеси
переключатели	вниз - отключение

3.5.5.2. Для ЕЭВС с другими системами управления (неаэродинамическими системами управления по трем осям) реакция на перемещение основных органов управления должна быть описана в РЛЭ.

Действие вспомогательных органов управления должно соответствовать направлению перемещения основных органов управления, как определено в п. 3.5.5.1.

3.5.6. Цветовая маркировка рычагов управления в кабине.

Аварийные органы управления должны быть окрашены в красный цвет.

3.5.7. Кресла и привязные ремни.

3.5.7.1. Каждое кресло и его опорная конструкция должны быть рассчитаны на человека весом не менее предписанного п. 1.1.3.1.в с учетом максимальных значений перегрузки для каждого соответствующего условия нагружения в полете и на земле, включая условия аварийной посадки, предписанные в п. 2.9.1.

3.5.7.2. Кресла, включая подушки, не должны деформироваться под воздействием полетных нагрузок, указанных в п. 2.2.3, до такой степени, чтобы пилот не мог свободно работать с органами управления или по ошибке приводить их в действие.

3.5.7.3. Прочность привязных ремней должна быть не ниже прочности, определяемой расчетными нагрузками в воздухе и на земле, а также условиями аварийной посадки согласно п. 2.9.1.2 с учетом размеров привязных ремней и схемы расположения кресел.

3.5.7.4. Каждый привязной ремень должен крепиться таким образом, чтобы надежно удерживать пилота в его первоначальном сидячем или откинута назад положении при ускорениях в полете и в условиях аварийной посадки.

3.5.8. Предупреждение телесных повреждений.

Жесткие детали конструкции или жестко закрепленные элементы оборудования должны иметь обивку там, где это необходимо для защиты людей от телесных повреждений при небольших разрушениях.

3.5.9. Багажный отсек.

3.5.9.1. Каждый багажный отсек должен быть рассчитан на максимальный вес груза, указанный на его трафарете, и на критическое распределение нагрузки при соответствующих максимальных значениях перегрузки, относящихся к установленным (Требованиями) условиям нагружения в полете и на земле.

3.5.9.2. Должны быть предусмотрены средства для предотвращения возникновения опасности телесных повреждений людей из-за перемещения содержимого багажного отсека при действии сил инерции, соответствующих расчетным ускорениям, которые предписаны в п. 2.9.1.2.

3.5.10. Аварийный выход.

3.5.10.1. Кабина должна быть спроектирована таким образом, чтобы обеспечивалось беспрепятственное и быстрое аварийное покидание летательного аппарата людьми, находящимися на борту.

3.5.10.2. В случае закрытой кабины пилота система открытия должна действовать легко и просто. Она должна функционировать быстро и быть рассчитана на использование каждым пассажиром или членом экипажа, пристегнутыми ремнями к креслу, а также людьми, находящимися снаружи кабины.

3.5.11. Вентиляция.

3.5.11.1. При наличии закрытой кабины должна быть предусмотрена вентиляция, обеспечивающая нормальные условия полета.

Раздел 4. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

4.1. Общие положения

4.1.1. Силовая установка.

4.1.1.1. Силовая установка ЕЭВС включает в себя каждый компонент, который:

- необходим для создания тяги;

- обеспечивает безопасность двигательной установки.

4.1.1.2. Каждая силовая установка должна быть изготовлена, собрана и установлена таким образом, чтобы:

- обеспечивалась безопасная эксплуатация;
- имелся доступ для необходимых осмотров и технического обслуживания.

4.1.1.3. Электрические соединения должны быть такими, чтобы не было разности потенциалов между элементами силовой установки и другими частями летательного аппарата, которые обладают электропроводностью.

4.1.2. Совместимость.

Заявитель должен продемонстрировать, что каждая комбинация двигателя, выхлопной системы и воздушного винта удовлетворительно функционирует и надежна при эксплуатации в пределах ограничений, указанных в п. 6.1.2 и 6.1.7.

4.1.3. Защита от фрагментов винта и осколков, отражаемых лопастями винта.

Должны быть приняты меры для предотвращения катастрофических последствий в результате:

- обрыва части лопасти винта или целой лопасти; или
- отражения осколков лопастью винта.

4.1.4. Клиренс воздушного винта.

Если установлен воздушный винт без защитного кожуха, то клиренс (минимальное расстояние) винта при максимальном весе, наиболее неблагоприятной центровке, наиболее неблагоприятной установке шага винта и с учетом вероятной упругости конструкции ЕЭВС не должен быть меньше указанных величин:

4.1.4.1. Клиренс до земли. Зазор между винтом и землей должен составлять, по меньшей мере, 180 мм (для ЕЭВС, имеющего шасси с носовым колесом) или 230 мм (для ЕЭВС, имеющего шасси с хвостовым колесом) при стояночном обжатии шасси, а также в горизонтальном нормальном положении или в положении руления в зависимости от того, какое из них наиболее критическое. Кроме того, должен быть положительный зазор между винтом и землей в горизонтальном взлетном положении в следующих условиях:

- шина критического колеса полностью спущена и соответствующая амортизационная стойка статически обжата; и
- критическая амортизационная стойка предельно обжата (до упора), а шина колеса находится под статической нагрузкой.

4.1.4.2. Расстояние до других частей ЕЭВС. Должны быть предусмотрены следующие зазоры:

- радиальный зазор, по крайней мере, 25 мм между концами лопастей винта и другими частями ЕЭВС, плюс дополнительный радиальный зазор, необходимый для предупреждения опасных вибраций;
- радиальный зазор, по меньшей мере, 100 мм от элементов системы управления ЕЭВС или других деталей, способных сильно отклоняться, когда они полностью отклонены для уменьшения зазоров;
- продольный зазор, по крайней мере, 13 мм между лопастями воздушного винта и другими частями ЕЭВС; и

- положительный зазор между всеми вращающимися частями винта и обтекателем винта, а также другими частями ЛА во всех эксплуатационных условиях.

4.1.4.3. Положение винта (винтов) относительно пилота и пассажира. Должно быть предусмотрено расположение воздушного винта (винтов) на таком удалении от пилота и пассажира, чтобы последние, сидя в кресле и будучи пристегнуты ремнями, не могли по неосторожности быть задеты винтом. Должна иметься возможность для любого пассажира войти в ЕЭВС и спуститься из него на землю на безопасном расстоянии от ометаемой поверхности воздушного винта.

4.2. Топливная система

4.2.1. Общие положения.

4.2.1.1. Каждая топливная система должна быть сконструирована и выполнена таким образом, чтобы обеспечивалась подача топлива с расходом и давлением, установленными для нормальной работы в ожидаемых условиях эксплуатации.

4.2.1.2. Каждая топливная система должна быть выполнена так, чтобы любой топливный насос мог забирать топливо не более чем из одного бака. Системы подачи топлива самотеком должны питать двигатель только из одного бака, если только топливные емкости не соединены между собой таким образом, чтобы гарантировалась равная подача из всех взаимосвязанных баков.

4.2.1.3. Система топливоподачи должна быть выполнена так, чтобы в процессе эксплуатации не возникали паровые пробки.

4.2.3. Подача топлива в двигатель.

4.2.3.1. Система подачи топлива самотеком. Расход в системах подачи топлива в двигатель самотеком (основной и резервной) должен составлять 150% расхода, соответствующего взлетному режиму работы двигателя.

4.2.3.2. Насосные системы. Расход в каждой насосной системе подачи топлива (основной и резервной) должен составлять 125% расхода, соответствующего взлетному режиму работы двигателя максимальной мощности.

4.2.4. Невырабатываемый остаток топлива в баках.

Невырабатываемый остаток топлива в каждом баке должен устанавливаться не менее того количества, при котором наблюдается первый признак нарушения работы двигателя при наиболее неблагоприятных условиях подачи топлива во время взлета, набора высоты, захода на посадку и посадки.

Эта величина не должна составлять более 5% емкости бака.

4.2.5. Топливные баки.

Общие положения.

4.2.5.1. Каждый топливный бак должен выдерживать без повреждений вибрации, инерционные силы, массу топлива и нагрузки от конструкции, которым он может подвергаться при эксплуатации.

4.2.5.2. В случае, когда плескание топлива в баке может вызвать существенные изменения центровки ЕЭВС, должны быть предусмотрены средства для уменьшения плескания в приемлемых пределах.

4.2.6. Испытания топливных баков.

Каждый топливный бак должен выдерживать без повреждения или утечки избыточное давление 1,5psi (0,1 кгс/кв. см).

4.2.7. Установка топливных баков.

4.2.7.1. Каждый топливный бак должен крепиться таким образом, чтобы не возникали концентрированные нагрузки на бак, вызванные массой топлива.

Кроме того, для предотвращения истирания, если это возможно, между баком и поддерживающей его конструкцией должны устанавливаться прокладки и материалы, используемые для крепления бака и прокладок в элементах крепления, должны быть неабсорбирующими или должны быть соответственно обработаны во избежание поглощения топлива.

4.2.7.2. Каждый отсек топливного бака должен иметь вентиляцию и дренаж для предупреждения скопления воспламеняющихся жидкостей и паров. Каждый отсек, смежный с баком, также должен иметь вентиляцию и дренаж.

4.2.7.3. Топливный бак не должен располагаться там, куда может проникнуть пожар от двигателя.

4.2.7.4. Должно быть продемонстрировано, что расположение топливного бака не препятствует эксплуатации любой части ЛА или передвижениям пилота и пассажира (пассажиров), а также что в случае утечки топливо не попадает непосредственно на кого-либо из людей на борту.

4.2.7.5. Разрушение конструкции, которое может быть обусловлено грубой посадкой с повышением максимально допустимых нагрузок на шасси, но в рамках условий аварийной посадки, указанных в п. 2.9.1, не должно вызывать разрушения топливных баков или топливных трубопроводов.

4.2.8. Отстойник топливного бака.

4.2.8.1. Каждый топливный бак должен иметь отстойник со сливом, рабочая емкость которого при эксплуатации во всех нормальных положениях на земле и в полете должна быть не менее 0,1% емкости бака или 120 куб. см в зависимости от того, какая из этих величин больше. Возможен также следующий альтернативный вариант:

- топливная система имеет отстойный резервуар или камеру, в которую происходит слив, емкостью 25 куб. см;

- выходное отверстие каждого топливного бака расположено так, что при нормальном стояночном положении ЕЭВС вода будет стекать из всех частей бака в отстойный резервуар или камеру;

- каждый заборник топливного бака должен быть сконструирован и расположен таким образом, чтобы содержимое отстойника не могло попасть в магистраль подачи топлива в двигатель.

4.2.8.2. Система слива должна быть легкодоступной и простой в обращении.

4.2.8.3. Каждое сливное устройство топливного бака должно иметь ручное или автоматическое устройство для надежной фиксации в закрытом положении.

4.2.9. Заправочная горловина топливного бака.

Каждая заправочная горловина топливного бака должна размещаться вне отсеков персонала. Должно быть исключено попадание пролитого топлива в отсек, где размещается бак, или в любую другую часть ЕЭВС, кроме самого топливного бака.

4.2.10. Дренаж топливных баков.

Каждый топливный бак должен иметь дренаж в верхней части.

Кроме того:

4.2.10.1. Каждый выход из дренажа в атмосферу должен быть расположен и выполнен таким образом, чтобы свести к минимуму возможность его забивания льдом или другими посторонними предметами.

4.2.10.2. Дренаж должен быть выполнен так, чтобы исключить сифонирование топлива из бака в условиях нормальной эксплуатации.

4.2.10.3. Каждый дренаж должен быть выведен за пределы ЕЭВС.

4.2.11. Топливный фильтр.

4.2.11.1. Между заборником топлива из бака и входом в карбюратор (либо в приводимый двигателем насос, если таковой имеется) должен устанавливаться топливный фильтр.

4.2.11.2. Каждый фильтр должен быть доступен для слива отстоя и очистки.

4.2.12. Трубопроводы и арматура топливной системы.

4.2.12.1. Каждый топливный трубопровод должен быть установлен и закреплен так, чтобы он не испытывал чрезмерной вибрации и выдерживал нагрузки от давления топлива и воздействий полетных перегрузок.

4.2.12.2. Каждый топливный трубопровод, соединенный с частями ЕЭВС, между которыми возможно относительное перемещение, должен обладать необходимой гибкостью.

4.2.12.3. Должно быть показано, что каждый гибкий шланг подходит для данного применения.

4.2.12.4. Каждый топливный трубопровод и топливная арматура, размещенные в зонах, подверженных опасности возникновения пожара двигателя, должны быть, по крайней мере, огнестойкими.

4.2.12.5. При утечке из любого топливопровода или соединения топливо не должно попадать на горячие поверхности или оборудование, в результате чего может возникнуть пожар, а также топливо не

должно попадать непосредственно на людей на борту.

4.2.13. Топливные краны и органы управления.

4.2.13.1. Должны быть предусмотрены средства, позволяющие пилоту быстро перекрывать в полете подачу топлива к двигателю.

4.2.13.2. Участок топливного трубопровода между топливным краном и карбюратором должен быть по возможности более коротким.

4.2.13.3. Каждый топливный кран должен иметь либо ограничитель положения, либо эффективные фиксаторы с положениями "открыт" или "закрыт".

4.3. Масляная система

4.3.1. Общие положения.

4.3.1.1. Если в двигателе имеется масляная система, то она должна обеспечивать питание его необходимым количеством масла с температурой, не превышающей допустимую для непрерывной эксплуатации ЕЭВС.

4.3.1.2. Каждая масляная система должна иметь полезную емкость, соответствующую продолжительности полета ЕЭВС.

4.3.2. Масляные баки.

4.3.2.1. Каждый масляный бак должен быть установлен так, чтобы:

- отвечать требованиям п. 4.2.7.1, 4.2.7.2 и 4.2.7.4;

- выдерживать любые вибрационные, инерционные и гидравлические нагрузки, которым он может подвергаться в ожидаемых условиях эксплуатации.

4.3.2.2. Уровень масла должен легко контролироваться без удаления каких-либо частей капота (за исключением крышки люка масляного бака) или применения инструментов.

4.3.2.3. Масляный бак, установленный в отсеке двигателя, должен быть выполнен из огнестойкого материала.

4.3.3. Испытания масляных баков.

Каждый масляный бак должен проходить испытания в соответствии с требованиями п. 4.2.6 для топливных баков со следующими изменениями: давление при испытаниях должно быть равным 5psi (0,35 кгс/кв. см).

4.3.4. Трубопроводы и арматура масляной системы.

4.3.4.1. Каждый масляный трубопровод должен удовлетворять требованиям п. 4.2.12, а трубопроводы и арматура должны быть выполнены из огнестойкого материала.

4.3.4.2. Трубопроводы суфлирования двигателя должны быть расположены так, чтобы:

- конденсат водяных паров или масла, который может замерзнуть или перекрыть магистраль, не накапливался в какой-либо точке трубопровода;

- выбросы системы суфлирования не создавали опасности возникновения пожара в случае вспенивания масла и не вызывали попадания выбрасываемого масла на людей или на остекленные кабины пилота;

- выброс из системы суфлирования не производился в систему подвода воздуха к двигателю.

4.4. Система охлаждения

4.4.1. Общие требования.

Должно быть предусмотрено охлаждение силовой установки (СУ) для поддержания температуры частей СУ и жидкостей в двигателе в пределах ограничений, установленных конструктором двигателя, или же в пределах ограничений, установленных конструктором ЕЭВС, во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

4.5. Система подвода воздуха

4.5.1. Подвод воздуха.

Система подвода воздуха к двигателю должна обеспечивать подвод необходимого количества воздуха к двигателю во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

4.6. Выхлопная система

4.6.1. Общие положения.

4.6.1.1. Выхлопная система должна обеспечивать безопасный отвод выхлопных газов, исключая опасность пожара или загрязнения любого отсека с людьми окисью углерода.

4.6.1.2. Каждый элемент выхлопной системы, поверхности которого нагреваются до температур, при которых возможно воспламенение горючих жидкостей и паров, должен быть установлен или экранирован 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.

4.6.1.3. Каждый элемент выхлопной системы должен быть отделен огнестойкими экранами от близлежащих воспламеняемых частей ЕЭВС.

4.6.1.4. Выхлопные газы не должны отводиться в опасной близости к любому сливному (дренажному)

устройству топливной или масляной системы.

4.6.1.5. Каждый компонент выхлопной системы должен обдуваться, чтобы не допускать местного перегрева.

4.6.2. Выхлопной коллектор.

4.6.2.1. Каждый выхлопной коллектор должен быть огнестойким и иметь средства, исключающие повреждение вследствие расширения при рабочих температурах.

4.6.2.2. Система выхлопа и шумоглушения должна крепиться так, чтобы выдерживать вибрационные и инерционные нагрузки в ожидаемых условиях эксплуатации.

4.6.2.3. Части выхлопного устройства, соединенные с компонентами, между которыми может возникать относительное перемещение, должны иметь гибкие соединения.

4.7. Органы управления и агрегаты силовой установки

4.7.1. Общие положения.

Те части управления силовой установкой, которые расположены в двигательном отсеке и должны сохранять рабочее состояние во время пожара, должны быть, по меньшей мере, огнестойкими.

4.7.2. Выключатели зажигания.

4.7.2.1. Должен быть предусмотрен выключатель для каждой цепи зажигания.

4.7.2.2. Каждая цепь зажигания должна иметь собственный выключатель без необходимости использования какого-либо другого выключателя для приведения ее в действие.

4.7.2.3. Выключатели зажигания должны быть установлены так, чтобы исключалась возможность их непреднамеренного приведения в действие.

4.7.2.4. Выключатель зажигания не должен использоваться в качестве общего выключателя для других цепей.

4.7.3. Органы управления частотой вращения.

Частота вращения и шаг воздушного винта должны быть ограничены до значений, обеспечивающих безопасную работу в нормальных условиях эксплуатации.

4.7.3.1. Во время взлета и набора высоты с оптимальной скороподъемностью воздушный винт должен ограничивать частоту вращения ротора двигателя при полностью открытом дросселе до величины, не превышающей максимально допустимую частоту вращения.

4.7.3.2. В процессе планирования на скорости VNE с закрытым дросселем или неработающим двигателем воздушный винт должен ограничивать частоту вращения до величины, составляющей не более 110% максимально допустимой частоты вращения двигателя или винта, в зависимости от того, какая из указанных величин меньше.

4.7.4. Системы зажигания.

Каждая аккумуляторная система зажигания должна быть дополнена генератором, который автоматически включается как запасной источник электроэнергии, обеспечивающей дальнейшую работу двигателя в случае истощения любого аккумулятора.

4.7.5. Капоты и мотогондола.

Если двигатель закапотирован, то:

4.7.5.1. Каждый капот должен быть сконструирован и закреплен так, чтобы он мог противостоять любым вибрационным, инерционным и аэродинамическим нагрузкам, которым он может подвергаться в эксплуатации.

4.7.5.2. Должны быть предусмотрены средства быстрого и полного дренажирования из любой части капота при нормальном стояночном и полетном положениях. Такой слив из дренажа не должен производиться туда, где он может вызвать пожар.

4.7.5.3. Капот должен быть, по меньшей мере, огнестойким.

4.7.5.4. Любая часть конструкции ЕЭВС, расположенная за отверстиями в капоте отсека двигателя на расстоянии не менее 600 мм, должна быть, по меньшей мере, огнестойкой.

4.7.5.5. Все детали капота, подверженные воздействию высокой температуры из-за их близости к каналам выхлопной системы, должны быть огнестойкими.

Раздел 5. ОБОРУДОВАНИЕ

5.1. Общие положения

5.1.1. Назначение и установка.

5.1.1.1. Каждый вид требуемого оборудования должен:

- быть такого типа и конструкции, которые соответствуют его заданному назначению;

- устанавливаться в соответствии с ограничениями, предписанными для этого оборудования, и нормально работать после установки.

5.1.1.2. Приборы и другое оборудование не могут сами по себе или посредством их воздействия на ЛА создавать угрозу для его безопасной эксплуатации.

5.1.2. Пилотажные и навигационные приборы.

Необходимы следующие пилотажно-навигационные приборы:

- указатель воздушной скорости;

- высотомер.

5.1.3. Приборы контроля силовой установки.

Необходимы следующие приборы контроля силовой установки:

5.1.3.1. Те указатели давления, температуры и частоты вращения, которые требуются изготовителем двигателя или которые необходимы для того, чтобы двигатель работал в пределах ограничений.

5.1.3.2. Топливомер для каждого топливного бака, видимый пилоту в положении с пристегнутыми ремнями.

5.1.3.3. Масломер для каждого бака, например, в виде щупа.

5.1.4. Дополнительное оборудование.

Для каждого лица, находящегося на борту, должен быть предусмотрен привязной ремень, способный удерживать пассажира (пилота) под воздействием сил, обусловленных в условиях аварийной посадки согласно п. 2.9.1.

5.2. Установка приборов

5.2.1. Расположение и видимость приборов.

Пилотажные и навигационные приборы должны четко различаться и быть хорошо видны каждому пилоту.

5.2.2. Системы полного и статического давления.

5.2.2.1. Каждый прибор и приемник статического давления должны соединяться с атмосферой таким образом, чтобы на точность приборов наименьшее влияние оказывали скорость, открытие и закрытие окон, влага и другие внешние факторы.

5.2.2.2. Системы полного и статического давления должны быть сконструированы и установлены таким образом, чтобы:

- обеспечивалось надежное удаление влаги;

- не допускались истирание трубопроводов, а также чрезмерная деформация или пережатие в местах их изгибов;

- применяемые материалы были долговечными, отвечающими назначению и защищенными от коррозии.

5.2.3. Приборы контроля силовой установки.

5.2.3.1. Приборы и трубопроводы приборов.

Все трубопроводы приборов контроля силовой установки, несущие воспламеняющиеся жидкости под давлением, должны отвечать требованиям п. 4.2.12.

Все трубопроводы приборов контроля силовой установки, несущие воспламеняющиеся жидкости под давлением, должны иметь ограничительные отверстия или предохранительные устройства, расположенные у источника давления и служащие для предотвращения выброса избыточной жидкости в случае повреждения трубопровода.

5.2.3.2. Каждый открытый визуальный указатель, используемый в качестве топливомера, должен быть защищен от повреждения.

5.3. Электрические системы и оборудование

5.3.1. Конструкция и установка аккумуляторных батарей.

5.3.1.1. Каждая аккумуляторная батарея должна быть сконструирована и установлена согласно требованиям, приведенным в данном параграфе.

5.3.1.2. В ЕЭВС не должны накапливаться в опасных количествах взрывоопасные или токсичные газы, выделяемые любой батареей при нормальной эксплуатации или в случае любой вероятной неисправности в системе зарядки или установки батареи.

5.3.1.3. Вызывающие коррозию жидкости или газы, которые могут выделяться из аккумуляторной батареи, не должны повреждать окружающие конструкции самолета и расположенное рядом жизненно важное оборудование.

5.3.2. Электрические кабели и оборудование.

5.3.2.1. Каждый соединительный электрический провод должен обладать способностью выдерживать предписанную ему нагрузку, быть смонтирован так, чтобы свести к минимуму возможность коротких замыканий и повреждения огнем.

5.3.2.2. Для каждого вида электрического оборудования должна быть предусмотрена защита от перегрузки. Каждое предохранительное устройство должно обеспечивать защиту не более одной цепи, важной для безопасности полета.

5.3.3. Навигационные огни.

Если навигационные огни установлены, то они должны быть одобренного типа.

5.4. Различное оборудование

5.4.1. Бортовое радио и радионавигационное оборудование.

Все предусмотренное бортовое радиооборудование должно отвечать следующим требованиям:

5.4.1.1. Бортовое оборудование должно быть безопасно само по себе по принципу действия и не оказывать неблагоприятного воздействия на безопасную эксплуатацию ЕЭВС и его оборудования.

5.4.1.2. Оборудование, средства контроля и управления должны быть установлены таким образом, чтобы к ним обеспечивался свободный доступ. Они должны быть установлены так, чтобы обеспечивался их достаточный обдув для предупреждения перегрева.

5.4.1.3. Все бортовое оборудование должно быть одобрено компетентным органом.

Раздел 6. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ О НИХ

6.1. Общие положения

6.1.1. Должны быть установлены эксплуатационные ограничения, рассмотренные в п. 6.1.2 - 6.1.7, и другие ограничения и информация, необходимая для безопасной эксплуатации.

Эксплуатационные ограничения и информация, необходимая для безопасной эксплуатации, должны быть доведены до сведения пилота, как предусмотрено в соответствии с п. 6.2.1 - 6.3.3.

6.1.2. Ограничения воздушной скорости.

6.1.2.1. Все ограничения скорости полета должны быть приведены в значениях приборной скорости (JAS).

6.1.2.2. Непревышаемая скорость VNE не должна быть больше величины, составляющей 0,90 максимальной скорости пикирования, достигнутой при летных испытаниях (VDF).

6.1.2.3. Максимальная скорость, продемонстрированная при испытаниях, VDF не должна превышать расчетную скорость пикирования VD.

6.1.3. Маневренная скорость.

Маневренная скорость не должна превышать расчетную маневренную скорость VA, как определено в п. 2.2.4.1.

6.1.4. Скорость полета с выпущенными закрылками.

При каждом эксплуатационном положении закрылков максимальная скорость полета с выпущенными закрылками VFE не должна быть больше величины, составляющей 0,9 скорости VF, определенной в п. 2.2.4.2, на которую была рассчитана конструкция.

6.1.5. Скорость полета с выпущенными шасси.

Максимальная скорость полета с выпущенными шасси VLO должна быть установлена для убирающегося шасси, если ее величина меньше непревышаемой скорости VNE.

6.1.6. Вес и центровка.

6.1.6.1. Максимальный вес, определенный в п. 1.1.3.1.а, должен быть установлен в качестве эксплуатационного ограничения.

6.1.6.2. Предельные центровки, определенные в п. 1.1.2, должны быть установлены в качестве эксплуатационных ограничений.

6.1.6.3. Вес пустого ЕЭВС и соответствующие центровки должны быть определены в соответствии с п. 1.1.4.

6.1.7. Ограничения по силовой установке.

Ограничения, накладываемые на силовую установку, должны быть установлены таким образом, чтобы они не превышали соответствующих пределов по двигателю и воздушному винту, за исключением тех случаев, когда разработчик ЕЭВС удовлетворительно обосновал более высокие ограничения, безопасные для эксплуатации силовой установки на этом ЕЭВС.

6.1.8. Руководство по технической эксплуатации.

Заявитель должен разработать Руководство по технической эксплуатации, содержащее информацию, которая, по его мнению, важна для правильного технического обслуживания. В нем, по меньшей мере, должно быть рассмотрено следующее:

6.1.8.1. Описание систем.

6.1.8.2. Инструкции по смазке, содержащие сведения о периодичности смазки, смазочных материалах и жидкостях, которые следует применять в различных системах.

6.1.8.3. Давления и электрические нагрузки, прилагаемые к различным системам.

6.1.8.4. Допуски и регулировки, необходимые для правильного функционирования, включая отклонения рулей.

6.1.8.5. Методы нивелировки, перемещения и буксировки на земле.

6.1.8.6. Методы балансировки поверхностей управления, а также максимально допустимые значения люфта в системе управления, зазоры на шарнирах.

6.1.8.7. Обозначения основных и вспомогательных частей конструкции.

6.1.8.8. Периодичность и перечень контрольных операций для надлежащего технического обслуживания.

6.1.8.9. Специальные методы ремонта применительно к ЕЭВС.

6.1.8.10. Специальные методы контроля.

6.1.8.11. Перечень специальных инструментов.

6.1.8.12. Данные о сборке ЕЭВС, регулировке относительного положения частей ЕЭВС, необходимые для правильной эксплуатации ЕЭВС.

6.1.8.13. Ресурсные ограничения (замена или ремонт) деталей, компонентов и агрегатов, если такие ограничения имеются.

6.1.8.14. Материалы, требующиеся для мелкого ремонта.

6.1.8.15. Рекомендации по уходу и чистке.

6.1.8.16. Инструкции по сборке и демонтажу.

6.1.8.17. Сведения о такелажных узлах, а также о мерах, которые следует применять для предупреждения повреждений во время транспортирования на земле.

6.1.8.18. Перечень обозначений и трафаретов с указанием их расположения.

6.2. Обозначения и трафареты

6.2.1. Общие положения.

6.2.1.1. В ЕЭВС должны быть предусмотрены:

- обозначения и трафареты, определенные в п. 6.2.1.2 - 6.2.7; и
- любая дополнительная информация, обозначения на приборах и трафареты, необходимые для безопасной эксплуатации.

6.2.1.2. Все обозначения и трафареты согласно п. "а" данного параграфа:

- должны располагаться на видном месте; и
- не должны легко стираться, искажаться или затеняться.

6.2.1.3. Единицы измерения, использованные для обозначения воздушной скорости на трафаретах, должны быть те же, что и на соответствующих шкалах приборов.

6.2.2. Трафарет эксплуатационных ограничений.

Следующая информация должна быть отражена на трафаретах, легко видимых пилоту:

6.2.2.1. Ограничения воздушной скорости:

- непревышаемая скорость, VNE. И, если требуется,

6.2.2.2. Ограничения, накладываемые на силовую установку: давление, температура, частота вращения и другие ограничения, которые могут следовать из п. 6.1.7.

6.2.3. Компас.

Если предусмотрено использование компаса и если величина его девиации от воздействия всех магнитных полей составляет более 5° по всем курсам, то величины девиации для магнитных курсов должны быть определены с дискретностью не более 30° и трафарет с таблицей девиаций должен быть расположен около компаса.

6.2.4. Приборы контроля силовой установки.

На каждом требуемом приборе контроля силовой установки (в зависимости от типа) должны быть обозначены красной радиальной линией каждый максимальный и, если требуется, минимальный эксплуатационный предел.

6.2.5. Топливомер.

Каждый топливомер должен быть оттарирован так, чтобы считывался "нуль" во время горизонтального полета, когда количество топлива, оставшееся в баке, равно количеству невырабатываемого остатка топлива, определенному в соответствии с п. 4.2.4.

6.2.6. Обозначения органов управления.

6.2.6.1. Каждый орган управления в кабине пилота, кроме основных органов управления, должен иметь четкое обозначение соответственно своему назначению и принципу действия.

6.2.6.2. Цветная маркировка органов управления в кабине пилота должна отвечать требованиям п. 3.5.6.

6.2.6.3. Для органов управления силовой установкой:

- каждый переключатель топливных баков должен иметь обозначение положения, соответствующего отбору топлива из каждого бака;

- если в целях безопасности эксплуатации требуется выработка топлива из баков в определенной последовательности, то эта последовательность должна быть обозначена на переключателе выбора топливного бака или вблизи него.

6.2.7. Различные обозначения и трафареты.

6.2.7.1. Багажный отсек. Каждый багажный отсек должен иметь трафарет с указанием ограничений загрузки.

6.2.7.2. Горловины для заправки топлива и масла. К ним предъявляются следующие требования:

- на крышке заправочной горловины топливного бака или вблизи нее должна быть указана информация о наихудшем сорте топлива, его марке, а также о требуемом соотношении топлива и масла;

- на крышке заправочной горловины масляного бака или вблизи нее должна быть нанесена информация:

а) о сорте масла;

б) имеет ли оно моющие свойства или нет.

6.2.7.3. Топливные баки. Полезный объем каждого бака должен быть указан либо на переключателе, либо на топливомере (если таковой имеется), либо же на самом баке, если он полупрозрачный и уровень топлива виден пилоту в полете.

6.2.7.4. Запуск двигателя в полете. Должен быть установлен трафарет с указанием всех ограничений, которые следует учитывать при запуске двигателя в полете.

6.2.7.5. Загрузка. Если используется сбрасываемый балласт, то в месте расположения этого балласта должна быть надпись с инструкциями о правильном размещении и хранении сбрасываемого балласта согласно каждому условию загрузки в процессе использования.

Следующая информация должна быть отражена на трафаретах на каждом ЕЭВС, расположенных так, чтобы это было видно пилоту:

а) вес пустого летательного аппарата;

б) максимальный вес;

в) максимальная и минимальная загрузка кабины экипажа;

г) условия загрузки кабины экипажа при полете одного пилота в четырехместном ЛА.

6.2.7.6. Фигуры высшего пилотажа. На видном для пилота месте должен располагаться трафарет,

запрещающий фигуры высшего пилотажа и преднамеренного штопора.

6.3. Руководство по летной эксплуатации

6.3.1. Общие положения.

6.3.1.1. Руководство по летной эксплуатации должно быть разработано на каждый ЕЭВС. Каждое такое Руководство должно, по меньшей мере, содержать информацию, определенную в п. 6.3.2 - 6.3.3.

6.3.1.2. Дополнительная информация. Должна быть представлена любая информация, не указанная в п. 6.3.2 - 6.3.3 и необходимая для безопасной эксплуатации или требуемая из-за нестандартности конструкции, эксплуатационных или пилотажных характеристик.

6.3.1.3. Единицы измерений. Используемые единицы измерений должны быть те же, что и на шкалах бортовых приборов ЕЭВС.

6.3.2. Эксплуатационные ограничения.

6.3.2.1. Ограничения воздушной скорости. Должны быть представлены следующие ограничения:

- воздушной скорости VNE и, где требуется, VFE и VLO вместе с информацией о значениях этих ограничений;

- максимальной скорости ветра;

- накладываемые на силовую установку.

6.3.2.2. Ограничения веса. Должны быть представлены следующие ограничения:

- максимального веса;

- веса пустого ЕЭВС и центровки для этого веса;

- о размещении полезной загрузки.

6.3.2.3. Ограничения нагрузки. Должно быть предусмотрено следующее:

- ограничения по весу и предельным центровкам согласно п. 1.1.2 и 1.1.3 наряду с пунктами, касающимися веса пустого ЕЭВС согласно п. 1.1.4;

- информация, позволяющая пилоту определить, находятся ли центровка и распределение полезной загрузки при различных вариантах загрузки в пределах допустимого диапазона;

- информация о правильном размещении сбрасываемого балласта соответственно каждому режиму загрузки, для которого необходим балласт.

6.3.2.4. Маневры. Разрешенные маневры вместе с допустимыми диапазонами отклонения закрылков при этих маневрах.

6.3.2.5. Перегрузки при маневрах:

- перегрузки, соответствующие точке А на фиг. 1 в п. 2.2.3.2, если они допустимы при VA;

- перегрузки, соответствующие точке D на фиг. 1 в п. 2.2.3.2, пересчитанные на скорость VNE.

6.3.2.6. Виды применения. Должны быть определены условия эксплуатации летательного аппарата, например, в соответствии с правилами визуального полета. Должен быть определен минимальный перечень оборудования, необходимого для данных условий эксплуатации летательного аппарата.

6.3.2.7. Органы управления. Должны быть представлены зависимости хода рычагов управления и соответствующие им отклонения поверхностей управления.

6.3.3. Эксплуатационные данные и процедуры.

6.3.3.1. Должна быть предоставлена информация о правилах эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, а также другая информация, необходимая для безопасной эксплуатации.

6.3.3.2. Должна быть описана техника безопасного взлета и посадки с соответствующими дистанциями согласно п. 1.2.3 и 1.2.6 и даны рекомендации по взлету и посадке в условиях бокового ветра.

Должны быть определены максимальные составляющие бокового ветра, при которых были продемонстрированы взлет и посадка, и указано, какой из этих режимов является лимитирующим. Должна быть предоставлена информация о технике безопасной посадки с выключенными двигателями.

6.3.3.3. Должна быть дана следующая информация:

- наивыгоднейшая скорость набора высоты, которая не должна быть меньше скорости, которая использовалась для подтверждения соответствия п. 1.2.4;

- соотношение величины потери высоты и пройденного за то же время расстояния в полете, с выключенными двигателями, в спокойном воздухе;

- скорость сваливания при различных конфигурациях;

- потеря высоты от начала сваливания без крена до восстановления горизонтального полета, а также возникший при этом максимальный угол тангажа согласно п. 1.5.1;

- потеря высоты от начала сваливания в криволинейном полете до восстановления горизонтального полета согласно п. 1.5.2.

6.3.3.4. При необходимости выполнения особых процедур запуска двигателя в полете должна быть предоставлена соответствующая информация.

6.3.3.5. Должна быть обеспечена информация о безопасном порядке действий при сборке, установке и демонтаже, которые могут быть предприняты пилотом до и после полета, для предупреждения непреднамеренного повреждения ЕЭВС.

6.4. Формуляр

6.4.1. Общие положения.

Формуляр летательного аппарата должен содержать следующую информацию и разделы:

- о владельце;

- об эксплуатанте;
- об изготовителе, модели, номере, дате выпуска и индивидуальных особенностях;
- об удостоверении о годности к полетам, утвержденное уполномоченным органом;
- о порядке прохождения летно-технических экспертиз и инспекций летной годности;
- о комплектации образца;
- о ресурсах, сроках службы ЕЭВС и его комплектующих (оборудования);
- движение в эксплуатации;
- учет наработки;
- перечень регламентных работ и ремонтов;
- сведения о двигателе, воздушном винте, их комплектующих, регламентных работах, ремонтах и наработке.

Раздел 7. ДВИГАТЕЛИ

Если двигатель не имеет сертификата типа, то он должен сертифицироваться в составе ЕЭВС в соответствии с требованиями, устанавливаемыми Программой.

Раздел 8. ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

8.1. Расчет и конструкция

8.1.1. Материалы.

Пригодность и долговечность материалов, использованных для воздушных винтов, должна:

- 8.1.1.1. Быть обоснована опытным путем или испытаниями.
- 8.1.1.2. Удовлетворять спецификациям, которые гарантируют, что эти материалы имеют прочность и другие характеристики, принятые в расчетных данных.

8.1.2. Долговечность.

Расчет и конструкция воздушного винта должны обеспечивать сведение к минимуму вероятности его опасного состояния в период между ремонтами.

8.1.3. Управление шагом.

Если предусмотрена установка винта фиксированного шага с переставными лопастями или же винта с изменяемым шагом, то следует проконсультироваться с компетентным органом.

Если воздушный винт не имеет сертификата типа, то он должен сертифицироваться в составе ЕЭВС в соответствии с требованиями, устанавливаемыми Программой.

Раздел 9. СПЕЦИАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Применимость.

Настоящие специальные требования в дополнение и изменение общих требований распространяются на:

- дельтапланы - сверхлегкие планеры с жесткими первичными элементами конструкции, взлет и посадка которых производится ногами пилота;
- мотодельтапланы - дельтапланы с двигателем;
- дельталеты - мотодельтапланы, взлет и посадка которых проводится с мототележки;
- парапланы - сверхлегкие планеры без жестких первичных элементов конструкций, взлет и посадки которых производится ногами пилота;
- мотопарапланы - парапланы с двигателем.

9.1. Дельталеты

9.1.1. Продольные усилия при маневрах.

Продольные усилия на ручке управления во время разворотов или при выходе из маневров должны быть такими, чтобы при постоянной скорости увеличение нормальной перегрузки требовало возрастание толкающего усилия. В диапазоне скоростей от VSI до VNE должна обеспечиваться продольная и боковая балансировка при всех режимах работы силовой установки и предельных центровках.

9.1.2. Балансировочная скорость.

Балансировочная скорость с освобожденным управлением должна находиться в диапазоне от 1,15VSI до 0,85VNE.

9.1.3. Полет с освобожденным управлением.

В спокойной атмосфере дельталет должен сохранять все параметры движения, соответствующие режиму полета на балансировочной скорости с освобожденным управлением. Допускается спиральная неустойчивость, не требующая от пилота энергичного вмешательства для сохранения угла крена.

9.1.4. Антипикирующие устройства.

В конструкции крыла должны быть предусмотрены эффективные антипикирующие устройства.

9.1.5. Обеспечение положительного тангажа мототележки.

При всех вариантах эксплуатационной загрузки и неработающем двигателе должен обеспечиваться положительный угол тангажа мототележки в пределах от 3° до 10°.

9.1.6. Боковая нагрузка на килевую трубу.

Килевая труба дельталаета должна быть рассчитана на одновременное воздействие максимальной эксплуатационной нагрузки и боковой нагрузки, действующей в плоскости крыла, равной 0,5 веса снаряженной мототележки вместе с экипажем.

9.1.7. Резервирование узла подвески крыла.

Узел навески крыла должен иметь резервирование, обеспечивающее соединение мототележки и крыла в случае нарушения целостности основного узла.

9.2. Мотодельтапланы

9.2.1. Балансировка.

Балансировочная скорость МДП в полете при освобожденном управлении должна быть больше скорости, соответствующей минимальной вертикальной скорости при установившемся планировании, но не превышать скорости наивыгоднейшего планирования.

9.2.2. Сваливание.

После медленного выхода на закритические углы атаки должно быть возможным восстановление нормального режима полета без особого мастерства летчика и превышения угла крена больше чем 30°.

После энергичного увеличения угла тангажа до 30° сваливание не должно быть резким, и переход к нормальному режиму полета не должен требовать от летчика особого мастерства.

9.3. Дельтапланы

9.3.1. Антипикирующие устройства.

Каждый дельтаплан должен быть оснащен антипикирующими устройствами, обеспечивающими положительный кабрирующий момент относительно точки подвески пилота (дельтаплан при проведении проверки должен быть уравновешен).

9.3.2. Продольная устойчивость.

В диапазоне эксплуатационных скоростей дельтаплан должен обладать дополнительной продольной устойчивостью, т.е. при освобождении ручки управления на любой скорости полета, дельтаплан должен вернуться к скорости полета с брошенной ручкой.

9.3.3. Балансировка.

В установившемся планирующем полете дельтаплан должен быть полностью сбалансирован, т.е. усилия на ручке управления - отсутствовать. Дельтаплан должен совершать прямолинейный полет с брошенной ручкой управления в благоприятных метеорологических условиях в течение 10 секунд без изменения скорости.

9.3.4. Коэффициенты безопасности.

Для отдельных узлов и деталей применяются повышенные коэффициенты безопасности:

- для подвесной системы: $f = 2,5$;
- для купола (обшивки): $f = 5$;
- для деталей, в процессе эксплуатации которых происходит уменьшение прочности, а также для деталей, о нагружении которых нет точной информации: $f = 3$.

9.3.5. Точка подвеса пилота.

Точка подвеса пилота должна быть зафиксирована. Необходимо исключить возможность непредвиденного и самопроизвольного ее перемещения.

9.3.6. Флаттер.

В диапазоне эксплуатационных скоростей на куполе дельтаплана не должно быть флаттерных колебаний. Допускаются незначительные колебания концевых частей крыла и задней кромки на глубину не более 100 мм.

9.4. Парапланы

9.4.1. Применимость.

Требования распространяются на 4 категории парапланов (ПП):

- ТАНДЕМ В (Biplane) - параплан предназначен для полетов пилотов, имеющих квалификацию пилота-инструктора, с пассажиром;
- СТАНДАРТ S (Standard) - параплан предназначен для тренировочных полетов начинающих пилотов и пилотов-любителей; он должен обладать большим запасом устойчивости, хорошей управляемостью и быть несложным в эксплуатации;
- СПОРТ Р (Performance) - параплан предназначен для пилотов-спортсменов, имеющих 2-й спортивный разряд и выше;
- РЕКОРД С (Competition) - параплан предназначен для опытных пилотов, способных быстро действовать в нештатных ситуациях и правильно их анализировать.

9.4.2. Диапазон скоростей:

- S Стандарт: разность максимальной и минимальной скоростей не должна быть меньше 10 км/ч;
- Р Спорт: при работе дополнительных систем на торможение разность максимальной и минимальной скоростей не должна быть меньше 10 км/ч;
- С Рекорд: требования к диапазону скоростей не предъявляются;
- В Тандем: разность максимальной и минимальной скоростей не должна быть меньше 15 км/ч.

9.4.3. Дополнительные устройства управления.

При поджатых до минимума триммерах ПП должен выполнять как минимум в течение 10 с нормальный полет без отклонений от обычного режима.

При положении акселератора, соответствующем максимальной скорости, ПП должен выполнять как минимум в течение 10 с нормальный полет без отклонений от обычного режима.

9.4.4. Выход из срыва.

Стандарт: самостоятельный выход из срыва менее чем за 4 с при отклонениях по всем осям не более 45 град. Не допускается рысканье более чем на 90 град.

Спорт: самостоятельный выход из срыва менее чем за 4 с. Не допускаются отклонения от прежней траектории более чем на 90 град.

Рекорд: отклонения не более чем на 90 град.; переход в управляемый режим полета не более чем через 4 с после вмешательства пилота.

Тандем: самостоятельный возврат в нормальный режим полета менее чем за 4 с; отклонения не более чем на 90 град.

9.4.5. Выход из Б-срыва (или других описанных в РЛЭ).

Стандарт: отклонения от траектории не более 45 град.; допускаются складывания, не изменяющие направление полета; параплан должен самостоятельно возвращаться в управляемый полет с быстрым и медленным отпусканием Б-строп.

Спорт: отклонения не более чем на 90 град.; возвращение в управляемый полет не более 4 секунд после вмешательства пилота с быстрым и медленным отпусканием Б-строп.

Рекорд: отклонения от траектории не более чем на 90 град.; возврат в управляемый режим полета не более чем через 4 с после вмешательства пилота с быстрым отпусканием Б-строп.

Тандем: возврат в управляемый полет не более чем через 4 с после вмешательства пилота с учетом рекомендаций РЛЭ.

9.4.6. Выполнение виражей на 360 град.

Стандарт: разворот при помощи балансирующего управления (перекосом подвесной системы) должен происходить не более чем за 18 сек.

Спорт: разворот перекосом не более чем за 20 сек.

Рекорд: разворот перекосом не более чем за 23 сек.

Тандем: разворот перекосом не более чем за 23 сек.

9.4.7. Серия последовательных разворотов с кренами не менее 45 град. Но не более, чем указано в РЛЭ.

Стандарт: не должно быть складываний и отклонений от нормального режима.

Спорт: допустимы складывания с отклонениями от траектории не более чем на 90 град.

Рекорд: допустимы складывания с самопроизвольным возвратом параплана в нормальный режим полета и отклонениями не более чем на 90 град.

Тандем: не должно быть складываний и отклонений от нормального режима.

9.4.8. Выход из асимметричного складывания.

Стандарт и тандем: самопроизвольный возврат в управляемый режим полета менее чем за 4 сек. при отклонении от траектории не более чем на 180 град.

Спорт: если возврат в нормальный режим полета не произошел в течение 4 сек. или после разворота на 360 град., то пилот действует согласно РЛЭ, и параплан должен вернуться в управляемый режим полета, повернув еще не более чем на 90 град. и спустя не более 4 сек.

Рекорд: если возврат в нормальный режим полета не произошел после разворота на 360 град., то пилот действует согласно РЛЭ, и параплан должен вернуться в управляемый режим полета, развернувшись еще не более чем на 360 град. и спустя не более 4-х сек. от начала действий пилота.

9.4.9. Выход из удерживаемого асимметричного складывания.

Стандарт: самопроизвольный возврат в управляемый режим полета с разворотом не более чем на 360 град.

Спорт: если параплан не возвращается в нормальный полет после разворота на 360 град. или спустя 4 сек., то пилот действует согласно РЛЭ, и параплан должен вернуться в управляемый полет, повернув еще не более чем на 90 град. и спустя не более 4 сек. от начала действий пилота.

Рекорд: если параплан не возвращается в нормальный полет после разворота на 360 град. или спустя 4 сек., то пилот действует согласно РЛЭ, и параплан должен вернуться в управляемый полет, повернув еще не более чем на 360 град. и спустя не более 4 сек. от начала действий пилота.

Тандем: возврат в управляемый режим полета после не более чем 2-х разворотов на 360 град.

9.4.10. Выход из виража.

Стандарт: параплан должен самостоятельно возвращаться в прямолинейный полет, разворачиваясь при этом не более чем на 360 град.

Спорт: параплан может сделать разворот на 360 град. и повернуть при самопроизвольном возврате в прямолинейный полет не более чем на 90 град. в том же направлении, что и 1-й разворот.

Тандем: параплан должен самостоятельно возвращаться в прямолинейный полет, сделав еще не более 2-х разворотов на 360 град. в том же направлении, что и 1-й.

9.4.11. Выход из асимметричного срыва.

Стандарт: самостоятельный возврат в нормальный полет с отклонением от траектории не более чем на 90 град.

Спорт: если параплан не перешел в нормальный полет после разворота на 180 град., то пилот действует согласно РЛЭ, и параплан должен перейти в нормальный полет, повернув не более чем на 90 град.

Тандем: если возврат в нормальный, управляемый полет после разворота на 180 град. не произошел самостоятельно, то пилот действует согласно РЛЭ, и нормальный полет должен установиться с доворотом не более чем на 90 град.

9.4.12. Выход из фронтального складывания.

Стандарт: самостоятельный возврат в управляемый полет спустя не более 4 сек. при отклонении не более чем на 45 град.

Спорт: если самостоятельного возврата в управляемый полет спустя 4 сек. не произошло, то пилот действует согласно РЛЭ, и спустя еще 4 сек. параплан должен вернуться в нормальный, управляемый полет при отклонении от прежнего курса не более чем на 45 град. и от начального не более чем на 90 град.

9.4.13. Выход из спирали.

Стандарт: самостоятельный возврат в прямолинейный полет с доворотом не более чем на 360 град.

Спорт: самостоятельный возврат в прямолинейный полет с доворотом не более чем на 360 град.

Рекорд: если, довернув на 360 град., параплан продолжает выполнять спираль и не выходит в прямолинейный полет, то пилот действует согласно РЛЭ, и параплан должен вернуться в прямолинейный полет, довернув еще не более чем на 360 град.

Тандем: самостоятельный возврат в прямолинейный полет, не более чем за два витка спирали.

9.5. Мотопарапланы

9.5.1. Полет с освобожденным управлением.

При отпущенных стропах управления мотопараплан (МПП) должен выполнять прямолинейный полет в течение 10 секунд с постоянной скоростью.

9.5.2. Поперечная устойчивость.

При отпуске строп управления в криволинейном полете мотопараплан должен вернуться в прямолинейный полет.

9.5.3. Продольная устойчивость.

После максимального увеличения угла атаки без срыва потока, благодаря втягиванию строп управления, мотопараплан должен при освобождении строп управления возвратиться в течение 4 секунд в нормальный полет.

9.5.4. Поведение после подскладывания крыла.

При любой форме подскладывания крыла мотопараплана должно гарантироваться, что:

- восстановление первоначальной формы должно произойти без участия летчика или только благодаря воздействию на стропы управления;
- в результате не возникнет ни одного необратимого или выходящего за ограничения РЛЭ режима полета.

Приложение N 2
к распоряжению
Минтранса России
от 15 мая 2003 г. N HA-119-р

ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ К ЕДИНИЧНЫМ ЭКЗЕМПЛЯРАМ АЭРОСТАТИЧЕСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

Раздел 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1. Назначение.

1.1.1. Настоящие "Технические требования к единичным экземплярам аэростатических воздушных судов авиации общего назначения" (далее - Требования) содержат минимальные требования к единичным экземплярам аэростатических воздушных судов авиации общего назначения (далее - ЕЭ АВС) и распространяются на ЕЭ АВС: с объемом оболочки не более 3500 куб. м, массой незагруженного аэростата не более 450 кг, количеством людей на борту не более пяти, дирижаблей (не жестких, близких к статически равновесным) с объемом оболочки не более 4000 куб. м и количеством людей не более двух.

1.1.2. При проведении оценки соответствия конкретного объекта данные Требования принимаются за базовые и уточняются органом по сертификации в программе по оценке соответствия ЕЭ АВС (далее - Программа).

1.1.3. При изложении используются понятия:

ЕЭ АВС газонаполненный - аэростат, дирижабль, в котором подъемную силу создает газ легче воздуха;

ЕЭ АВС тепловой - аэростат, дирижабль, в котором подъемную силу создает нагретый воздух;

ЕЭ АВС комбинированный - аэростат, дирижабль, в котором подъемная сила создается как газом легче воздуха, так и подогревом несущего газа;

оболочка - конструкция, содержащая средство создания подъемной силы;

гондола - часть конструкции ЕЭ АВС, подвешенная под оболочкой и предназначенная для размещения лиц и оборудования, находящихся на борту ЕЭ АВС;

трапеция - подвесная система или сиденье в виде горизонтальной балки или платформы, подвешенной под оболочкой, и предназначенная для размещения лиц и оборудования, находящихся на борту ЕЭ АВС.

Раздел 2. ПОЛЕТ

2.1. Доказательство соответствия.

2.1.1. Летные характеристики должны быть обеспечены для любого значения масс в диапазоне вариантов загрузки.

2.1.2. Летные характеристики должны быть подтверждены:

- испытаниями ЕЭ АВС;

- расчетами, основанными на результатах испытаний и не уступающими им по точности.

2.1.3. Допуск на массу при проведении летных испытаний составляет +5% и -10%, кроме испытаний по п. 2.4.

2.1.4. При наличии опыта эксплуатации ЕЭ АВС заявитель предоставляет справку по летным характеристикам ЕЭ АВС (или отчет по результатам испытаний ЕЭ АВС).

2.2. Ограничения на массу.

2.2.1. Должен быть установлен диапазон значений массы, в пределах которой ЕЭ АВС может безопасно эксплуатироваться.

2.2.2. Максимальная масса. Максимальной массой является наибольшая масса, при которой подтверждены летные характеристики ЕЭ АВС.

2.2.3. Должна быть установлена величина допустимого "скачка" массы (сброс парашютистов, полезной нагрузки и др.). В Руководстве по летной эксплуатации должен быть определен порядок действий при скачкообразном изменении массы.

2.2.4. Таблицы ограничения массы полезного груза (в зависимости от высоты и температуры окружающего воздуха) на отдельном листе или в Руководстве по летной эксплуатации должны находиться на борту ЕЭ АВС.

2.3. Масса пустого аэростата.

Масса пустого ЕЭ АВС должна определяться путем взвешивания ЕЭ АВС вместе с установленным оборудованием, но без газа, используемого для создания подъемной силы, или топлива для источников тепла.

2.4. Летные характеристики - набор высоты.

ЕЭ АВС должен при полной загрузке (с допуском +5%) подниматься на высоту 92 метра в течение первой минуты после начала подъема при всех заявленных условиях эксплуатации.

2.5. Летные характеристики - неуправляемое снижение.

Руководством по летной эксплуатации ЕЭ АВС должен быть определен порядок действий в особых ситуациях, в т.ч. при неуправляемом снижении из-за отказа нагревателя, системы подачи топлива, системы измерения количества топлива, системы парашютного клапана, прогара оболочки и т.д.

2.6. Управляемость.

2.6.1. ЕЭ АВС должен обладать управляемостью и маневренностью, обеспечивающими безопасность во время подъема, набора высоты, спуска и посадки, и не требовать исключительных навыков пилотирования.

2.6.2. ЕЭ АВС должен обладать возможностью плавного изменения скорости набора высоты и спуска от нуля до максимального значения.

2.6.3. Для каждого ЕЭ АВС должны быть установлены предельные скороподъемность и скорость снижения.

2.6.4. Для любого ЕЭ АВС скороподъемность или скорость снижения в любом случае не должны превышать величины 5 м/сек.

Раздел 3. ПРОЧНОСТЬ

3.1. Нагрузки.

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.

3.2. Эксплуатационная перегрузка для полетных случаев.

При определении эксплуатационной нагрузки максимальная эксплуатационная перегрузка в полете должна быть не менее 1,4.

3.3. Коэффициент безопасности.

3.3.1. Коэффициент безопасности должен быть не менее:

- 5,0 - в конструкции оболочки;

- 5,0 - в конструкции всех композиционных или неметаллических деталей оснастки и креплений оболочки к гондоле, трапеции или другим средствам, обеспечивающим транспортировку лиц на борту;

- 1,5 - в остальных случаях;

- 3,0 - в конструкции деталей, о нагружении которых нет точной информации и в процессе

эксплуатации которых происходит уменьшение прочности.

3.3.2. Основные крепления оболочки к гондоле, трапеции и другим средствам транспортировки лиц на борту должны быть сконструированы так, чтобы их отказ был практически невероятен или чтобы любой единичный отказ не приводил к аварийной ситуации.

При рассмотрении коэффициентов безопасности необходимо учитывать воздействие критичной температуры и других эксплуатационных факторов или совместное их воздействие на прочность ЕЭ АВС.

3.3.3. При расчетах вес человека принимается равным 78 кг.

3.4. Прочность.

3.4.1. Конструкция должна выдерживать эксплуатационные нагрузки без разрушений.

3.4.2. Конструкция должна быть подвергнута испытаниям на способность выдерживать расчетные нагрузки в течение, по крайней мере, 3 секунд без разрушений. Испытания проводятся в случае нарушения целостности изделия на эксплуатационную нагрузку, согласованную с заявителем.

Для оболочки приемлемым считается испытание ее отдельной части, если она достаточно велика и включает в себя критические швы, соединения и элементы, к которым приложена нагрузка.

Раздел 4. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

4.1. Общая часть.

Пригодность каждой детали или части конструкции, влияющих на безопасность, должно быть подтверждено расчетом или испытаниями.

4.2. Материалы.

4.2.1. Пригодность и долговечность материалов должны определяться по опыту или путем проведения испытаний.

4.2.2. Материалы должны соответствовать утвержденным техническим условиям, гарантирующим прочность и другие свойства, принятые в расчетных данных.

4.2.3. Применение материала, марка которого неизвестна, не допускается.

4.3. Технология производства.

Применяемая технология производства должна обеспечивать требуемое качество изготовления конструкции. Если производственные процессы требуют строгого контроля для достижения указанной цели, то эти процессы должны проводиться в соответствии с утвержденными технологическими условиями.

4.4. Крепления.

В конструкции могут быть использованы только стандартные или подтвержденные разработчиком болты, шпильки, винты и заклепки.

Для всех этих болтов, шпилек и винтов должны использоваться стандартные или подтвержденные разработчиком приспособления и способы контроля, кроме тех случаев, когда показано, что в конструкции отсутствует вибрация. Самоконтрящиеся гайки не могут быть использованы с болтами, которые подвергаются вращению при эксплуатации.

4.5. Защита.

Каждая часть ЕЭ АВС должна быть защищена от разрушения или потери прочности из-за климатических условий, коррозии или других причин.

4.6. Мероприятия по проверке.

Должны быть предусмотрены средства, обеспечивающие тщательный контроль, проверки и регулировки деталей, требующих проведения мероприятий по техническому обслуживанию.

4.7. Коэффициент безопасности для стыковочных узлов.

Коэффициент безопасности для стыковочных узлов - дополнительный коэффициент, учитывающий ослабление конструкции в соединении.

Коэффициент безопасности для стыковочных узлов - не менее 1,15.

Прочность стыковочных узлов подтверждается испытаниями при максимальных эксплуатационных и расчетных нагрузках, при которых в соединениях и в окружающей их конструкции моделируются реальные условия нагружения с воспроизведением действующих напряжений в стыковочном узле и окружающей конструкции. Этот коэффициент относится ко всем стыковочным узлам (детали или концевые устройства, соединяющие один элемент конструкции с другим).

Для всех стыковочных узлов, выполненных заодно с деталью, стыковочным узлом считается часть всего узла до того места, где его сечение становится типичным для данного элемента конструкции.

4.8. Топливные баки (баллоны).

Топливный бак - емкость для жидкого топлива.

Баллон - сосуд высокого давления для газа или сжиженного газа.

4.8.1. Конструкция топливного бака (баллона) должна обеспечивать надежную работу нагревателя.

4.8.2. Топливные баки (баллоны), их крепления и соответствующая опорная конструкция должны выдерживать без опасных остаточных деформаций и разрушений нагрузки, возможные при эксплуатации.

4.8.3. Каждый топливный бак (баллон) для однобаллонной конструкции ЕЭ АВС и не менее 2-х топливных баков (баллонов) в комплекте многобаллонного ЕЭ АВС должны иметь указатели уровня топлива (устройства для контроля его количества) на земле или в полете, прокалиброванный в единицах объема или процентах от максимально допустимого объема топлива в баллоне.

4.8.4. Баллоны и их элементы, работающие под давлением, должны быть изготовлены на специализированных предприятиях, имеющих разрешение на производство такого рода работ.

4.8.5. Баллоны должны иметь отметку в паспорте и маркировку на баллоне о переосвидетельствовании на специализированном предприятии, имеющем право на производство такого

рода работ.

4.8.6. Каждый баллон должен иметь:

систему контроля максимально допустимого уровня заправки топлива;
дренажную систему для стравливания (слива) топлива при перезаправке;
предохранительный клапан.

4.9. Системы подачи топлива под давлением.

4.9.1. Система подачи топлива под давлением должна быть герметичной и работоспособной во всех условиях эксплуатации.

4.9.2. Система подачи топлива под давлением должна быть проверена:

на прочность пробным гидравлическим давлением $P_{пр} = 2P_{раб}$;

на герметичность давлением рабочей среды или воздуха $P_{пн} = 1,0...1,5P_{раб}$, где $P_{раб}$ - максимальное рабочее давление.

В течение испытаний все элементы системы должны сохранять работоспособность.

4.10. Нагреватели.

Нагреватель - устройство для подогрева несущего газа (обычно - воздуха) теплового или комбинированного ЕЭ АВС.

4.10.1. Требования к конструкции системы нагревателя:

- должна быть исключена возможность возникновения пожара;

- должны быть предусмотрены средства для защиты от теплового воздействия лиц, находящихся на борту, и элементов нагревателя.

Примечание. Рекомендуется дублировать основные системы, а именно: устанавливать не менее двух независимых систем питания, включение которых обеспечивается огневыми клапанами, а также устанавливать не менее двух дежурных горелок.

4.10.2. Должно быть показано, что система нагревателя (включая блок горелок, органы управления, топливные трубопроводы, топливные баки, регуляторы, управляющие клапаны и другие элементы) выполняет заданные функции во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

4.11. Системы управления.

4.11.1. Каждый элемент управления должен работать легко, плавно и достаточно надежно, чтобы обеспечить правильное выполнение его функций. Рычаги управления должны располагаться и идентифицироваться так, чтобы обеспечить удобство их использования и не допускать возможность их неправильного использования.

4.11.2. Каждая система управления и исполнительный механизм должны быть разработаны и размещены так, чтобы исключить заедание, изнашивание и контакт с пассажирами, грузами и другими объектами.

4.11.3. Должны быть приняты меры, чтобы посторонние предметы не мешали органам управления. Элементы системы управления должны иметь конструктивные особенности или ясную маркировку, исключающую неправильную сборку при регламентных работах или ошибочное использование в эксплуатации.

4.11.4. Каждый газонаполненный ЕЭ АВС должен иметь автоматический или управляемый клапан и рукав, который мог бы выпускать газ со скоростью не менее 3% от общего объема всей оболочки в минуту, когда ЕЭ АВС находится под максимальным рабочим давлением.

Конец клапанной аэростатной стропы газонаполненного ЕЭ АВС должен быть двухцветный - белый и синий (либо фиолетовый).

4.11.5. Каждый тепловой ЕЭ АВС должен иметь средство для обеспечения управляемого выпуска теплого воздуха во время полета.

Конец стропы для управления клапаном выпуска теплого воздуха теплового ЕЭ АВС должен быть красного цвета.

Конец стропы для управления боковым клапаном (клапаном маневра) теплового ЕЭ АВС должен быть белого цвета.

4.11.6. Каждый тепловой ЕЭ АВС должен иметь устройство индикации максимальных температур поверхности оболочки, которые могут иметь место во время эксплуатации. Индикатор должен быть в поле зрения пилота и должен иметь маркировку, указывающую предельную безопасную температуру материала оболочки.

4.12. Балласт.

Каждый газонаполненный ЕЭ АВС должен иметь приспособление для безопасного хранения и управляемого сброса балласта. Балласт должен состоять из материала, который при его сбросе во время полета не причинил бы вреда лицам, находящимся на земле.

4.13. Канат торможения (гайдроп).

Канат торможения (гайдроп) должен иметь жесткий конец необходимой длины, исключающий возможность запутывания в деревьях, проводах и других предметах на земле.

4.14. Средство для выпуска газа из оболочки.

4.14.1. Каждый ЕЭ АВС должен иметь средство для экстренного выпуска газа из оболочки для проведения безопасной посадки в случае аварии.

4.14.2. Каждый газонаполненный ЕЭ АВС должен быть оснащен разрывной аэростатной стропой.

4.15. Разрывная аэростатная стропа.

Разрывная аэростатная стропа должна быть сконструирована и размещена так, чтобы исключить ее запутывание.

Сила, которую необходимо приложить к разрывной стропе, должна быть не меньше 11,5 кг и не больше 34,0 кг.

Конец разрывной аэростатной стропы, который используется пилотом, должен быть красного цвета.

Длина разрывной аэростатной стропы выбирается с учетом увеличения, по крайней мере, на 10% вертикального размера оболочки.

4.16. Трапедия, гондола и другие средства размещения лиц на борту.

4.16.1. Трапедия, гондола или другое средство транспортировки лиц, находящихся на борту, не должно вращаться отдельно от оболочки.

4.16.2. Каждый выступающий элемент трапедии, гондолы или другого средства транспортировки, который может травмировать лиц, находящихся на борту, должен иметь предохранительное покрытие.

4.17. Статический разряд.

Для обеспечения безопасности в конструкции каждого ЕЭ АВС, использующего в качестве несущего воспламеняющийся газ, должны быть предусмотрены соответствующие средства металлизации, которые бы исключили воздействие статических разрядов, влияющих на безопасность полета.

4.18. Ремни безопасности.

Должны быть предусмотрены ремни безопасности, подвесная система или другое удерживающее средство для каждого лица, находящегося на борту, кроме тех случаев, когда доказано, что их использование необязательно. При наличии ремней безопасности, подвесной системы или другого удерживающего средства их система крепления должна отвечать требованиям по прочности.

Данное требование не относится к ЕЭ АВС, где используется гондола.

4.19. Аэронавигационные огни.

4.19.1. Если аэронавигационные огни установлены, то они должны состоять из одного белого постоянного свечения и одного красного (белого) проблескового с эффективной частотой вспышек не менее 40 и не более 100 циклов в минуту.

4.19.2. Угол действия каждого огня в горизонтальной плоскости должен быть не менее 360°. Сила света должна обеспечиваться с установленными на огни обтекателями и цветными фильтрами и определяться в установленном режиме работы источника света при минимальном напряжении питания, определенном изготовителем.

4.19.3. Сила света аэронавигационного огня в горизонтальной плоскости, проходящей через источник света, должна быть не менее:

- для постоянного белого - 20 кандел;
- для проблескового красного или белого - 40 кандел.

4.19.4. Сила света в вертикальных плоскостях должна быть не менее указанной в таблице. Единице соответствует сила света в горизонтальной плоскости, указанная в п. 4.19.3 данного подраздела.

Углы выше и ниже горизонтали в любой вертикальной плоскости (градусы)	Минимальная интенсивность (единицы)
0	1,00
0 до 5	0,90
5 до 10	0,80
10 до 15	0,70
15 до 20	0,50
20 до 30	0,30
30 до 40	0,10
40 до 60	0,05

4.19.5. Постоянный белый огонь должен располагаться не более чем на 6,0 м ниже гондолы, трапедии или других средств транспортировки лиц, находящихся на борту. Проблесковый красный (белый) огонь должен располагаться не менее чем на 2,0 м и не более чем на 3,0 м ниже постоянного белого огня.

Должны быть предусмотрены средства для снятия и хранения огней.

4.19.6. Каждый цвет аэронавигационных огней должен соответствовать огням Международного Комитета по хроматичности освещения:

Авиационный красный: "у" - не больше чем 0,333 и "z" - не больше чем 0,002.

Авиационный белый:

- "х" - 0,300...0,540;
- "у" - не менее чем "х - 0,040" или "у - 0,010", в зависимости от того, какой из них меньше;
- "у" - не более чем "х + 0,020" или "0,636 - 0,0400х", где "у" - "у" координата полного излучателя для рассматриваемого значения "х".

Раздел 5. ОБОРУДОВАНИЕ

5.1. Функционирование и установка.

5.1.1. Каждый вид установленного оборудования должен:

- быть такого типа и конструкции, которое соответствует его заданному назначению;
- иметь четкую и нестираемую маркировку или, если элемент достаточно мал для маркировки, должен иметь бирку, указывающую его обозначение, назначение или эксплуатационные ограничения или любое приемлемое сочетание этих сведений;

- устанавливаться в соответствии с ограничениями, предписанными для этого оборудования, и нормально работать после установки.

5.1.2. Ни один вид установленного оборудования при выполнении своих функций, а также в случае возможного отказа не должен оказывать воздействие на функции другого оборудования, вызывающее опасные последствия.

5.1.3. Оборудование, системы и установки должны быть сконструированы так, чтобы в случае их возможного выхода из строя или отказа обеспечивалась безопасность полета ЕЭ АВС.

Раздел 6. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ДРУГИЕ СВЕДЕНИЯ

6.1. Общая часть.

6.1.1. Заявителем должны быть установлены следующие эксплуатационные ограничения и информация, необходимые для безопасной эксплуатации:

- ожидаемые условия эксплуатации;
- эксплуатационные ограничения, включая максимальную массу, определенную в п. 2.2;
- последовательность операций в нормальной и особых ситуациях;
- масса пустого аэростата согласно п. 2.3;
- скорость набора высоты согласно п. 2.4;
- допустимая предельная вертикальная скорость при наборе высоты или снижении;
- необходимая информация, отражающая особенности эксплуатационных характеристик аэростата;
- ограничения на хранение и транспортировку заправленных газовых баллонов в нерабочем положении;
- указания по пространственной ориентации заправленного газового баллона в процессе эксплуатации, транспортировки и хранения.

6.1.2. Информация должна быть в виде:

- Руководства по летной эксплуатации ЕЭ АВС;
- или плаката на борту ЕЭ АВС, который пилот может легко различать.

6.2. Указания по сохранению летной годности.

Указания по сохранению летной годности для каждого ЕЭ АВС должны включать указания по сохранению летной годности всех комплектующих изделий ЕЭ АВС, предусмотренных требованиями данного Приложения, и необходимую информацию о взаимодействии этих изделий между собой. Если указания по сохранению летной годности не представлены изготовителями комплектующих изделий ЕЭ АВС, то указания по сохранению летной годности ЕЭ АВС должны включать информацию по этим изделиям, существенно необходимую для сохранения летной годности ЕЭ АВС.

Все положения указаний по сохранению летной годности должны быть сформулированы четко и сводить к минимуму вероятность неоднозначного толкования.

6.2.1. Формат.

Указания по сохранению летной годности должны быть оформлены в виде Руководства (или Руководств), формат которого должен обеспечивать удобство пользования и размещения материала.

6.2.2. Содержание.

6.2.2.1. Текст Руководства (Руководств) должен быть на русском языке.

6.2.2.2. Рекомендуются следующие разделы Руководства (Руководств):

6.2.2.2.1. Техническое описание, содержащее:

- вводную информацию с объяснением конструктивных особенностей ЕЭ АВС и данными в объеме, необходимом для выполнения технического обслуживания, ремонта и эксплуатационных ограничений;

- описание конструкции ЕЭ АВС, его систем и установок;

- информацию по управлению и эксплуатации ЕЭ АВС, его частей и систем;

- информацию по техническому обслуживанию и регламентным работам, включая подробные сведения о местах обслуживания, в том числе форсунках, топливных баках, клапанах и пр.

6.2.2.2.2. Руководство по технической эксплуатации, содержащее:

- информацию по технической эксплуатации каждой части ЕЭ АВС (оболочки, органов управления, системы подвески, конструкции гондолы, топливных систем, приборов и нагревательного блока), которая предусматривает рекомендуемую периодичность чистки, наладки, смазки и проверки, сведения о допустимом износе и объемах работ, рекомендуемых для этих периодов. Должны быть приведены необходимые ссылки на раздел "Ограничения летной годности" Руководства;

- описание возможных отказов и повреждений, способов их обнаружения и действий по их устранению;

- перечень и методы проведения проверок после выполнения вынужденной посадки;

- инструкцию по подготовке ЕЭ АВС к хранению, включая ограничения по хранению;

- инструкцию по ремонту оболочки ЕЭ АВС, его гондолы или трапеции.

6.2.2.2.3. Руководство по летной эксплуатации, содержащее:

- каждое эксплуатационное ограничение, включая максимальную массу;

- последовательность операций в нормальной и особых ситуациях;

- массу пустого ЕЭ АВС;

- ограничения на скороподъемность и скорость спуска.

6.2.2.2.4. Регламент технического обслуживания, содержащий минимальный объем и периодичность выполнения плановых работ по техническому обслуживанию ЕЭ АВС.

6.2.3. Раздел ограничений летной годности.

Руководство (Руководства) должны содержать раздел "Ограничения летной годности", который должен быть четко выделен и легко отличаться от остальных разделов документа.

В данном разделе должны быть указаны:

- условия эксплуатации ЕЭ АВС;
- сроки обязательной замены комплектующих изделий;
- периодичность проведения проверок конструкции и методы их проведения;
- требования к топливу;
- допускаемые повреждения и дефекты;
- температура оболочки;
- ограничения массы полезного груза;
- экипировка экипажа;
- требования к месту старта и посадки ЕЭ АВС;
- меры безопасности.

6.3. Требования к внешнему виду.

Внешняя поверхность оболочки должна иметь контрастный цвет или цвета, чтобы быть заметной во время полета.

Допускается использовать разноцветные знамена, вымпелы, накладные полотнища, если они достаточно велики и имеют контрастные цвета, чтобы ЕЭ АВС был хорошо виден в полете.

6.4. Необходимое основное оборудование.

6.4.1. На каждом ЕЭ АВС обязательны:

- высотомер;
- указатель вертикальной скорости (вариометр).

6.4.2. Для тепловых ЕЭ АВС обязателен:

- топливомер (см. п. 4.9);
- индикатор температуры оболочки.

6.4.3. Для газонаполненных ЕЭ АВС обязателен компас.

Раздел 7. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ К ДИРИЖАБЛЯМ

На дирижабли дополнительно распространяются требования, содержащиеся в "Требованиях к единичным экземплярам воздушных судов авиации общего назначения (за исключением единичных экземпляров аэростатических воздушных судов авиации общего назначения)", касающиеся требований к силовой установке, системе управления, конструкции кабины и бортовому оборудованию.