

ТУРКМЕНИСТАН



ГОСУДАРСТВЕННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Лётная годность воздушных судов Часть 1.

Издание первое – 2019 г.

Ашхабад 2019

ОГЛАВЛЕНИЕ

Лист внесения изменений и дополнений.....	2
Оглавление.....	3
Определения и общие положения.....	5
Процедуры сертификации и сохранения лётной годности:	
Сертификация типа.....	10
Производство.....	12
Сертификат лётной годности.....	13
Поддержания лётной годности Воздушного Судна.....	17
Тяжёлые самолёты.....	19
Полёт.....	21
Конструкции.....	25
Проектирование и производство.....	27
Двигатели.....	30
Воздушные винты.....	31
Силовая установка.....	32
Приборы и оборудование.....	33
Эксплуатационные ограничения и информация.....	34
Поддержание лётной годности: Информация по техническому обслуживанию.....	36
Безопасность.....	37
Самолёты более 5700кг.заявка на сертификацию которых была представлена 2-марта 2004-года или после этой даты.....	38
Полёт.....	43
Конструкция.....	46
Проектирование и производство.....	50
Силовая установка.....	52
Системы и оборудование.....	54
Эксплуатационные ограничения и информация.....	56
Ударостойкость и безопасность кабины.....	58
Условия работы и человеческий фактор.....	59
Авиационная безопасность.....	59
Вертолёты заявка на сертификацию которых была представлена 22-марта 1991-года или после этой даты, но до 13-декабря 2007-года.....	60
Полёт.....	61
Конструкции.....	65
Проектирование и производство.....	67
Двигатели.....	69
Несущий винт, система трансмиссии и силовая установка.....	70
Приборы и оборудование.....	72
Электрические системы.....	73
Эксплуатационные ограничения и информация.....	73
Вертолёты, заявка на сертификацию которых была представлена 13-декабря 2007-года или после этой даты.....	75
Полёт.....	76
Конструкция.....	80
Проектирование и производство.....	82

Несущие винты и силовая установка.....	85
Системы и оборудование.....	88
Эксплуатационные ограничения и информация.....	89
Ударостойкость и безопасность кабины.....	92
Условия работы и человеческий фактор.....	93
Лёгкие самолёты: Самолёты с массой свыше 750кг. заявка на сертификацию которых была представлена 13-декабря 2007-года или после этой даты.....	94
Полёт.....	95
Конструкция.....	99
Проектирование и производство.....	101
Силовая установка.....	104
Системы и оборудование.....	106
Эксплуатационные ограничения и информация.....	108
Ударостойкость и безопасность кабины.....	110
Условия работы и человеческий фактор.....	111
Двигатели.....	112
Проектирование и производство.....	113
Испытания.....	114
Воздушные винты.....	114
Проектирование и производство.....	115
Испытания проверки.....	116

ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1. Определения:

Нижеуказанные термины имеют следующие значения:

АГАТ. Агентство «Туркменховаеллары» Министерства Промышленности и коммуникаций Туркменистана.

Авиационное изделие. Любое воздушное судно, двигатель, воздушный винт или часть, устанавливаемая на воздушное судно.

Аспекты человеческого фактора. Принципы, применимые к процессам проектирования, сертификации, подготовки кадров, технического обслуживания и эксплуатационной деятельности в авиации и нацеленные на обеспечение безопасного взаимодействия между человеком и другими компонентами системы посредством надлежащего учета возможностей человека.

Барометрическая высота. Атмосферное давление, выраженное в величинах абсолютной высоты, соответствующей этому давлению по стандартной атмосфере.

Вертолет. Воздушное судно тяжелее воздуха, которое поддерживается в полете в основном за счет реакций воздуха с одним или несколькими несущими винтами, вращаемыми силовой установкой вокруг осей, находящихся примерно в вертикальном положении.

Вертолет с летно-техническими характеристиками класса 1. Вертолет с такими летно-техническими характеристиками, что при отказе двигателя он может выполнить посадку в зоне прерванного взлета или безопасно продолжить полет до соответствующей зоны приземления.

Вертолет с летно-техническими характеристиками класса 2. Вертолет с такими летно-техническими характеристиками, что в случае отказа двигателя он может безопасно продолжать полет, за исключением тех случаев, когда отказ имеет место до достижения характерной точки после взлета или после характерной точки до посадки, когда может потребоваться выполнение вынужденной посадки.

Вертолет с летно-техническими характеристиками класса 3. Вертолет с такими летно-техническими характеристиками, что в случае отказа двигателя в любой точке на траектории должна выполняться вынужденная посадка.

Взлетная поверхность. Часть поверхности аэродрома, который объявлен государством (органом гражданской авиации) располагаемой для нормального разбега по земле или по воде воздушного судна, выполняющего взлет в определенном направлении.

Воздушное судно. Любой аппарат, поддерживаемый в атмосфере за счет его взаимодействия с воздухом, исключая взаимодействие с воздухом, отраженным от земной поверхности.

Возможности человека. Способности человека и пределы его возможностей, влияющие на безопасность и эффективность авиационной деятельности.

Государство-изготовитель. Государство, обладающее юрисдикцией в отношении организации, ответственной за окончательную сборку воздушного судна.

Государство разработчика. Государство, обладающее юрисдикцией в отношении организации, ответственной за конструкцию типа.

Государство регистрации. Государство, в реестр которого занесено воздушное судно.

Двигатель. Устройство, используемое или предназначенное для использования с целью приведения в движение воздушного судна. Оно включает, по крайней мере,

те компоненты и оборудование, которые необходимы для функционирования и контроля, но не включает воздушный винт/несущие винты (если они применяются). **Достаточное доказательство.** Совокупность документов или работ, которые государство признает в качестве достаточных для подтверждения соответствия конкретному требованию к летной годности.

Зона взлета и конечного этапа захода на посадку (ФАТО). Установленная зона, над которой выполняется конечный этап маневра захода на посадку до режима висения или посадка и с которой начинается маневр взлета. В тех случаях, когда ФАТО должна использоваться вертолетами с летно-техническими характеристиками класса 1, эта установленная зона включает располагаемую зону прерванного взлета.

Категория А. Применительно к вертолетам означает вертолет с несколькими двигателями, спроектированный с учетом особенностей двигателя и изоляции систем, определяемых в части IVB, и способный выполнять полеты, используя взлетные и посадочные данные, регламентируемые с учетом отказа критического двигателя, что обеспечивает достаточную установленную зону на земной поверхности и достаточные летные характеристики для безопасного продолжения полета или безопасного прекращения взлета.

Категория В. Применительно к вертолетам означает вертолет с одним двигателем или несколькими двигателями, который не отвечает стандартам категории А. Вертолеты категории В не имеют гарантированной возможности безопасно продолжать полет в случае отказа двигателя, что предполагает выполнение вынужденной посадки.

Компонент. Любое авиационное изделие, устанавливаемое на воздушное судно или часть авиационного изделия.

Конфигурация (применительно к самолету). Определенное сочетание положений таких подвижных элементов, как закрылки и шасси и другие части, влияющих на аэродинамические характеристики самолета.

Коэффициент безопасности. Расчетный коэффициент, принятый для учета возможности превышения расчетных нагрузок, а также учета неопределенностей при проектировании и производстве.

Крайне маловероятные условия отказа. Условия отказа, которые не ожидаются, что произойдут на воздушном судне во время всего его срока службы, но которые могут произойти небольшое количество раз при рассмотрении общего срока эксплуатации всех самолетов такого же типа, и максимальные приемлемые последствия которых классифицируются как опасные. Эти условия отказа могли бы снизить характеристики самолета или способность экипажа справиться с неблагоприятными условиями эксплуатации до такой степени, что произошло бы следующее:

- 1) существенное снижение уровня безопасности или функциональных возможностей;
- 2) полное истощение членов летного экипажа от сильного физического напряжения или чрезмерной нагрузки таким образом, что не было бы возможным полагаться на то, что они будут выполнять свои обязанности точно или полностью; или
- 3) серьезное или смертельное ранение какого-либо лица на борту, отличного от летного экипажа.

Критический(ие) двигатель(и). Любой двигатель, отказ которого оказывает наиболее неблагоприятное воздействие на характеристики воздушного судна, относящиеся к рассматриваемому случаю.

Примечание. В случае, когда воздушные суда имеют несколько равным образом критических двигателей, термин "критический двигатель" означает один из этих критических двигателей.

Огнестойкость. Способность выдерживать воздействие создаваемой пламенем высокой температуры в течение периода 15 мин.

Одобрено; утверждено. Принято государством как пригодное для определенной цели.

Ожидаемые условия эксплуатации. Условия, которые стали известны из практики или возникновения которых можно с достаточным основанием предвидеть в течение срока службы воздушного судна с учетом его назначения. Эти условия зависят от метеорологического состояния атмосферы, рельефа местности, функционирования воздушного судна, квалификации персонала и всех других факторов, влияющих на безопасность полета. Ожидаемые условия эксплуатации не включают:

a) экстремальные условия, которых можно успешно избежать путем использования соответствующих правил эксплуатации;

b) экстремальные условия, которые возникают настолько редко, что требование выполнять стандарты в отношении этих условий привело бы к обеспечению более высокого уровня летной годности, чем это необходимо и практически обосновано.

Перегрузка. Отношение установленной нагрузки к весу воздушного судна, причем эта нагрузка выражается в величинах аэродинамических и инерционных сил или сил взаимодействия с земной поверхностью.

Повреждение от дискретного воздействия. Повреждение конструкции воздушного судна, которое, вероятно, является результатом столкновения с птицей, нелокализованного разрушения лопаток вентилятора, нелокализованного разрушения двигателя, нелокализованного разрушения быстровращающихся деталей механизмов или аналогичных причин.

Поддержание летной годности. Выполнение технического обслуживания, ремонта и/или любых других мероприятий для обеспечения постоянного соответствия воздушного судна, двигателя, воздушного винта или составной части нормам летной годности и годности их к эксплуатации в пределах установленного срока эксплуатации.

Посадочная поверхность. Часть поверхности аэродрома, которая объявлена государством (органом гражданской авиации) располагаемой для нормального пробега по земле или по воде воздушных судов, выполняющих посадку в определенном направлении.

Практически маловероятные условия отказа. Условия отказа, которые так маловероятны, что их возникновение не ожидается в течение всего срока службы (эксплуатации) всех воздушных судов такого же типа. Максимальные приемлемые последствия таких условий классифицируются как катастрофические (могушие привести к авиационному происшествию). Такие условия отказа могли бы привести к:

1) многочисленным человеческим жертвам лиц на борту; или

2) потере трудоспособности или смерти члена летного экипажа, как правило, с потерей воздушного судна.

Предельные нагрузки. Максимальные нагрузки, которые могут возникать в ожидаемых условиях эксплуатации.

Пригодный для выполнения полетов. Состояние воздушного судна, двигателя, воздушного винта или составной части, при котором они соответствуют их

утвержденной конструкции и условиям их безопасной эксплуатации.

Придание силы (сертификату летной годности). Действие, в результате которого государство вместо выдачи сертификата летной годности признает сертификат летной годности, выданный другим государством, в качестве равноценного его сертификату летной годности.

Примечание. Термин «сертификат летной годности» означает то же, что термин «удостоверение о годности к полетам», упоминаемый в статье 31 Конвенции о международной гражданской авиации.

Разрушающая (расчетная) нагрузка. Предельная нагрузка, умноженная на соответствующий коэффициент безопасности.

Расчетная взлетная масса. Максимальная масса воздушного судна, которая при расчетах на прочность конструкции принимается за массу воздушного судна, предусматриваемую в начале разбега при взлете.

Расчетная масса при рулении. Максимальная масса воздушного судна, с учетом которой обеспечивается прочность конструкции при нагрузках, вероятных во время движения воздушного судна по земле до начала взлета.

Расчетная посадочная масса. Максимальная масса воздушного судна, которая при расчетах на прочность конструкции принимается за массу воздушного судна, предусматриваемую при посадке.

Рекомендуемая практика (рекомендация). Любое положение в авиационных правилах агентства «Туркменховаёллары», единообразное применение которого является желательным в интересах безопасности, регулярности и эффективности полетов или деятельности гражданской авиации.

Ремонт. Выполнение технического обслуживания и/или любых других работ для восстановления летной годности воздушного судна, двигателя, воздушного винта или составной части воздушного судна в соответствии с нормами летной годности.

Самолет. Воздушное судно тяжелее воздуха, приводимое в движение силовой установкой, подъемная сила которого в полете создается в основном за счет аэродинамических реакций на поверхностях, остающихся неподвижными в данных условиях полета.

Сертификат летной годности. Документ, выдаваемый государством регистрации, и подтверждающий о том, что данное воздушное судно отвечает требованиям к конструированию, предусмотренным соответствующими нормами летной годности. (Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации).

Силовая установка. Система, состоящая из всех двигателей, компонентов системы привода (если имеется) и воздушных винтов (если установлены), их оборудования, вспомогательных частей, топливной системы и системы смазки, установленных на воздушном судне; к ней не относятся несущие винты вертолета.

Соответствующие нормы летной годности. Всеобъемлющие и подробные нормы летной годности, установленные, принятые или признанные государством для рассматриваемого класса воздушных судов, двигателей или воздушных винтов. (Приложение 8 к Конвенции о международной гражданской авиации).

Срок службы (безопасный ресурс). Предельная продолжительность эксплуатации воздушного судна или части или компонента воздушного судна в часах, циклах (влетах и посадках или запусках и выключениях соответственно) или календарном времени, установленная организацией, ответственной за типовую конструкцию воздушного судна или часть или компонент воздушного судна, или государством регистрации, по достижении которой или ранее воздушное судно или соответственно часть или компонент воздушного судна подлежит техническому

обслуживанию, ремонту или независимо от своего технического состояния полному прекращению его эксплуатации в соответствии с тем, что из этих действий предписано указанной организацией или государством регистрации соответственно.

Примечание. Термин «назначенный ресурс», который используется отдельными организациями, ответственными за типовую конструкцию воздушного судна или часть или компонент воздушного судна, применяется этими организациями для обозначения срока службы, по достижении которой эксплуатация воздушного судна или соответственно части или компонента воздушного судна подлежит замене или полному прекращению его эксплуатации. Термин «межремонтный ресурс», который используется отдельными организациями, ответственными за типовую конструкцию воздушного судна или часть или компонент воздушного судна, применяется этими организациями для обозначения срока службы, по достижении которой воздушное судно или соответственно часть или компонент воздушного судна подлежит техническому обслуживанию и/или ремонту в соответствии с тем, что из этих действий предписано указанной организацией.

Стандартная атмосфера. Атмосфера, определенная следующим образом:

а) воздух является идеальным сухим газом;

б) физические константы воздуха являются следующими:

– средняя молярная масса на уровне моря: $M_0 = 28,964\ 420 \cdot 10^{-3}$ кг/моль;

– атмосферное давление на уровне моря: $P_0 = 1\ 013,25$ гПа;

– температура на уровне моря: $t_0 = 15^\circ$ С, $T_0 = 288,15$ К;

– плотность на уровне моря: $\rho_0 = 1,225\ 0$ кг/м³;

– температура таяния льда: $T_I = 273,15$ К;

– универсальная газовая постоянная: $R^* = 8,314\ 32$ Дж/(К ×

моль); с) температурные градиенты являются следующими:

Геопотенциальная высота (км)		Температурный градиент (по шкале Кельвина на стандартный геопотенциальный километр)
от	до	
-5,0	11	-6,5
11	20	0,6
20	32	1
32	47	2,8
47	51	0
51	71	-2,8
71	80	-2,0

Примечание. Стандартный геопотенциальный метр имеет значение, равное $9,80665$ м²/с².

Термостойкость. Способность выдерживать воздействие создаваемой пламенем высокой температуры в течение периода 5 мин.

Техническое обслуживание. Проведение контрольно-восстановительных работ, проверок, замен и/или устранение дефектов, выполняемые как в отдельности, так и в сочетании для поддержания летной годности воздушного судна, двигателя,

воздушного винта или составной части воздушного судна в соответствии с нормами летной годности, включая осуществление модификации или ремонта.

ПРОЦЕДУРЫ СЕРТИФИКАЦИИ И ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ:

ГЛАВА 1.

СЕРТИФИКАЦИЯ ТИПА

1.1 Применимость:

Нормы настоящей главы применяются ко всем воздушным судам тех типов, заявка на сертификацию которых была представлена 13 июня 1960 года или после этой даты, за исключением того, что:

а) положения п. 1.4 настоящей части применяются только к тому типу воздушных судов, заявка на сертификат типа которых представлена 2 марта 2004 года или после этой даты;

б) положения п. 1.4 настоящей части применяются только к тому типу двигателя или воздушного винта, заявка на сертификат типа которых представлена государству разработчика 10 ноября 2016 года или после этой даты;

с) положения п. 1.2.5 настоящей части применяются только к тому типу воздушных судов, заявка на сертификат типа которых представлена 31 декабря 2014 года или после этой даты.

Примечание. Как правило, заявка на выдачу сертификата типа подается изготовителем воздушного судна, если воздушное судно данного типа планируется для серийного производства.

1.2 Требования к конструированию, предусмотренные соответствующими нормами летной годности.

1.2.1 Требования к конструированию, предусмотренные соответствующими нормами летной годности, которые используются для сертификации типа применительно к классу воздушных судов или для любого изменения такой сертификации типа, являются таковыми, что их соблюдение будет гарантировать соблюдение норм части II и, где это применимо, частей III, IV, V, VI или VII настоящих Правил.

1.2.2 Конструкция не обладает какими-либо особенностями или характеристиками, которые делают ее небезопасной в ожидаемых условиях эксплуатации.

1.2.3 В том случае, когда вследствие особенностей конструкции конкретного воздушного судна какие-либо требования к конструированию, предусмотренные соответствующими нормами летной годности, или нормами частей III, IV, V, VI или VII становятся непригодными, применяются соответствующие требования, которые будут обеспечивать, по крайней мере, эквивалентный уровень безопасности полетов.

1.2.4 В том случае, когда вследствие особенностей конструкции конкретного воздушного судна какие-либо требования к конструированию, предусмотренные соответствующими нормами летной годности, или нормами частей III, IV, V, VI или VII становятся недостаточными, вводятся дополнительные к ним требования, которые, обеспечивая, по крайней мере, эквивалентный уровень безопасности

полетов.

1.2.5 В утвержденном в соответствии с положениями частей ШВ, IVB и V настоящих Правил проекте воздушного судна в бортовых системах пожаротушения или противопожарной защиты в туалетах, двигателях и вспомогательных силовых установках используются огнегасящие составы, не указанные в Монреальском протоколе по веществам, разрушающим озоновый слой от 16 сентября 1987 года, в том виде, в котором он включен в Руководство по Монреальскому протоколу по веществам, разрушающим озоновый слой (приложение А, группа II).

Примечание. Информация относительно огнегасящих составов содержится в Техническом примечании № 1 "Новые технические альтернативы галлонам" Комитета Программы Организации Объединенных Наций по окружающей среде (ЮНЕП) по техническим вариантам заменителей галлонов и докладе Федеральной авиационной администрации Соединенных Штатов Америки (ФАУ) № DOT/FAA/AR-99-63 "Альтернативы использованию галлонов в системах пожаротушения воздушных судов".

1.3 Обеспечение соблюдения соответствующих норм летной годности.

1.3.1 Утвержденный проект воздушного судна, включает в себя чертежи, технические отчеты и документы, которые необходимы для определения конструкции воздушного судна и демонстрации соблюдения требований к конструированию, предусмотренных соответствующими нормами летной годности.

1.3.2 Воздушное судно подвергается проверкам и наземным и летным испытаниям, которые необходимы для того, чтобы продемонстрировать соблюдение требований к конструированию, предусмотренных соответствующими нормами летной годности.

1.3.3 Проект воздушного судна не утверждается, если известно или предполагается, что воздушное судно обладает опасными особенностями, в отношении которых не обеспечивается специальная защита в соответствии с этими требованиями.

1.3.4 Утверждение конструкторской документации на модификацию, ремонт или заменяющую часть, осуществляется на основе достаточного доказательства того, что воздушное судно соответствует нормам летной годности, которые использовались для выдачи сертификата типа, включая изменения к ним, и удостоверяется путем выдачи дополнения к сертификату типа или измененного сертификата типа.

1.4 Сертификат типа.

1.4.1 Сертификат типа выдается на основе доказательства того, что тип воздушного судна отвечает требованиям к конструированию, предусмотренным соответствующими нормами летной годности.

1.4.2 В том случае, когда Туркменистан не является государством разработчика, и выдает сертификат типа воздушного судна, она осуществляет это на основе доказательства того, что данный тип воздушного судна отвечает требованиям к конструированию, предусмотренным соответствующими нормами летной годности. В некоторых случаях, Туркменистан, как член Межгосударственного авиационного комитета (МАК), может передать право на выполнение сертификации предприятий, производящих авиационную технику и выдачу Сертификата типа на экземпляр ВС соответствующим отделам МАК.

ГЛАВА 2. ПРОИЗВОДСТВО

2.1 Применимость:

Нормы настоящей главы применяются к производству всех воздушных судов и частей воздушных судов.

2.2 Производство воздушных судов:

Государство-изготовитель обеспечивает годность к полетам каждого воздушного судна, в том числе частей воздушного судна, изготавливаемых субподрядчиками и/или поставщиками.

2.3 Производство частей воздушного судна

Части воздушного судна, изготавливаемые на основании утвержденной конструкторской документации, должны соответствовать требованиям летной годности, установленным для этих частей или воздушного судна, на котором устанавливаются эти части.

2.4 Утверждение производства:

2.4.1 При утверждении производства воздушного судна или частей воздушного судна:

а) изучаются подтверждающие данные, и проводится инспекция производственных мощностей и процессов с тем, чтобы определить соблюдение изготовителем соответствующих требований к производству;

б) изготовитель обеспечивает надлежащую подготовку производства и функционирование системы качества или системы инспекционного контроля производства с тем, чтобы гарантировать годность к полетам каждого экземпляра воздушного судна или его составной части, изготавливаемых данной организацией, либо субподрядчиками и/или поставщиками.

2.4.1.1 В тех случаях, когда Туркменистан является государством-изготовителем, но не является государством, в котором производятся составные части воздушного судна, Туркменистан заключает с таким государством приемлемые для обеих сторон соответствующее соглашение, определяющие полномочия Туркменистана как государства-изготовителя в области надзора за деятельностью организаций, изготавливающих составные части воздушных судов.

2.4.2 Изготовитель в отношении каждого изготавливаемого ею воздушного судна или составной части воздушного судна является держателем сертификата или иного утверждения проекта в соответствии с п. 1.3 части II либо имеет право доступа к утвержденной для целей производства конструкторской документации в рамках соглашения или договоренности.

2.4.3 Держатель документов, указанных в п. 2.4.2, обеспечивает сохранность таких документов, которые включают сведения об изготовителе, дате изготовления, серийном номере и/или иную информацию, которые позволяют установить происхождение воздушного судна и его частей, а также тождественность этих документов с утвержденной конструкторской и производственной документацией.

2.4.4 В тех случаях, когда Туркменистан является государством-изготовителем, но не является государством разработчика, орган гражданской авиации Туркменистана обеспечивает заключение с государством разработчика соответствующее соглашение или договоренность с целью:

а) гарантировать наличие у изготовителя права доступа к утвержденным для изготовления проектным данным;

б) определить ответственность Туркменистана и этого другого государства в отношении проектирования, изготовления и поддержания летной годности воздушных судов.

ГЛАВА 3.

СЕРТИФИКАТ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

3.1 Применимость:

Нормы настоящей главы применяются ко всем воздушным судам, за исключением пп. 3.3 и 3.4, которые не применяются ко всем воздушным судам таких типов, прототип которых был представлен для сертификации до 13 июня 1960 года.

Порядок выдачи, приостановление и аннулирование сертификатов летной годности легких и сверхлегких воздушных судов авиации общего назначения регулируется иными нормативными правовыми актами Туркменистана.

3.2 Выдача и поддержание действительности сертификата летной годности.

3.2.1 Сертификат летной годности выдается сроком на 2 года.

3.2.2 Сертификат летной годности не выдается или ему не придается сила, признание которого рассчитывается в соответствии со статьей 33 Конвенции о международной гражданской авиации, если не имеется достаточного доказательства соответствия воздушного судна применимым стандартам настоящих Правил, обеспечив соблюдение соответствующих норм летной годности.

3.2.3 Сертификат летной годности возобновляется или сохраняет свою действительность при условии, что сохранность летной годности воздушного судна определяется путем проведения регулярных проверок, проводимых через каждые 6 месяцев от даты выдачи сертификата летной годности, учитывая при этом срок и характер эксплуатации. Сертификат летной годности теряет силу, и воздушное судно не выполняет полет, когда не соблюдаются нижеследующие требования:

а) воздушное судно сохраняет соответствие его типовой конструкции, утвержденной государством регистрации, включая следующее:

1) любые модификации и ремонты выполнялись в соответствии с процедурами и порядком, утвержденными государством регистрации;

2) замена любых компонентов, частей, оборудования или материалов соответствуют требованиям к проектированию конструкции, и установлены в соответствии с предписанными процедурами;

3) имеются все маркировочные и пояснительные надписи (таблички), предусмотренные государством регистрации в документ об утверждении типовой конструкции;

4) руководство по летной эксплуатации включает все изменения, утвержденные государством регистрации в качестве обязательных;

5) в случае допуска к эксплуатации воздушного судна с какими-либо неработоспособными системами, компонентами или оборудованием, влияющими на летную годности, это осуществляется в соответствии с минимальным перечнем оборудования (MEL);

б) в случае допуска к эксплуатации воздушного судна с какими-либо отсутствующими частями конструкции планера, это осуществляется в соответствии с руководством по летной эксплуатации или перечнем допустимых отклонений в конфигурации (CDL);

7) любое не отремонтированное повреждение находится в пределах допусков, приемлемых для государства регистрации в соответствии с руководством по ремонту конструкции планера данного типа воздушного судна;

б) поддерживается летная годность воздушного судна, включая следующее:

1) техническое обслуживание воздушного судна осуществляется в соответствии с программой, утвержденной государством регистрации;

2) если применимо, воздушное судно эксплуатируется в рамках программы контроля уровня надежности, включая мониторинг тенденций изменения параметров двигателя, и приняты все корректирующие меры по устранению любых недопустимых тенденций;

3) техническое обслуживание соответствует всем сертификационным требованиям к техническому обслуживанию по предписанной для них периодичности;

4) техническое обслуживание выполняется в соответствии со всеми модификациями или проверками, предписанными государством регистрации в качестве обязательных;

5) срок службы любых частей воздушного судна не превышает срока службы, установленного организацией, ответственной за типовую конструкцию, или государством регистрации;

б) данные о массе и центровке воздушного судна соответствуют требованиям государства регистрации, включая, при необходимости, требованиям повторного взвешивания и/или системе ведения записей об изменении массы и центровки;

7) учетные записи воздушного судна соответствуют требованиям государства регистрации (в случае Туркменистана соответствует требованиям части I авиационных правил Туркменистана «Эксплуатация воздушных судов»).

3.2.3.1 Сертификат летной годности теряет силу также при:

1) приостановке или прекращении действия, отзыве или аннулировании сертификата типа данного воздушного судна;

2) исключении воздушного судна из регистрации в АГАТ;

3) снятия с эксплуатации всех определённых серийных номеров или экземпляра воздушного судна данного типа.

3.2.3.2 Во всех случаях прекращения действия, отзыва или аннулирования сертификата летной годности, держатель такого сертификата (эксплуатант или владелец воздушного судна, если на это эксплуатант не уполномочен) в течение 5 рабочих дней возвращает такой сертификат в АГАТ, если иной более длительный срок не согласован с АГАТ.

3.2.3.3 Сертификат летной годности подлежит замене при:

1) порче или утере, факт которых подтвержден соответствующим актом или другим соответствующим документом, подписанным комиссией, созданной агентством «Туркменховаёллары», или другим соответствующим полномочным органом;

2) изменении данных, вносимых в сертификат летной годности.

3.2.4 Когда воздушное судно, имеющее действительный сертификат летной годности, выданный другим государством, вносится в реестр «Туркменховаёллары», то АГАТ, при выдаче своего сертификата летной годности может в целом или частично считать предыдущий сертификат летной годности достаточным доказательством соответствия воздушного судна применимым нормам настоящих

Правил и соответствующим нормам летной годности.

3.2.4.1 В случае снятия воздушного судна с регистрации в АГАТ и внесения его в реестр другого государства, АГАТ по просьбе владельца или эксплуатанта воздушного судна, когда эксплуатант воздушного судна уполномочен на это владельцем воздушного судна, может выдать "экспортный сертификат летной годности". Такой сертификат является документом, подтверждающим, что воздушное судно прошло проверку, и на момент выдачи такого сертификата является пригодным к полетам в соответствии с нормами летной годности государства регистрации, но не обладает статусом сертификата летной годности, выдаваемым в соответствии со статьей 33 Конвенции о международной гражданской авиации, и не является действительным для выполнения коммерческих или международных полетов. Формы экспортного сертификата летной годности и заявления на выдачу экспортного сертификата летной годности, указаны соответственно в Правилах Государственной регистрации гражданских воздушных судов Туркменистана.

3.2.5 В том случае, когда государство регистрации вместо выдачи своего собственного сертификата летной годности признает действительным сертификат летной годности, выданный другим государством, оно определяет сохранность летной годности воздушного судна в соответствии с п. 3.2.3, и удостоверяет это выдачей сертификата о признании или другого соответствующего документа, который хранится вместе с признаваемым сертификатом. Срок действия сертификата о признании (документа) не превышает срока действия сертификата летной годности, признаваемого действительным.

3.3 Форма сертификата летной годности:

3.2.4.2 Формы сертификата летной годности и заявления на выдачу сертификата летной годности указаны соответственно в Руководстве по выдаче сертификатов лётной годности гражданских воздушных судов Туркменистана. Сертификат летной годности содержит перевод на английский язык.

3.4 Ограничения, устанавливаемые для воздушного судна, и информация

К каждому воздушному судну прилагается руководство по летной эксплуатации, таблицы, схемы или другие документы, содержащие утвержденные ограничения, в пределах которых это воздушное судно считается годным к полетам, как это определено соответствующими требованиями к летной годности, включая дополнительные инструкции и информацию, необходимые для обеспечения его безопасной эксплуатации.

3.5 Утрата летной годности:

3.5.1 Временная утрата летной годности:

3.5.1.1 Воздушное судно является временно утратившим летную годности и непригодным к эксплуатации в течение любого периода, если его летная годности не отвечает соответствующими требованиями к летной годности, и не будет вновь восстановлена в соответствии с этими требованиями.

3.5.2 Специальное разрешение:

3.5.2.1 Несмотря на требования п. 3.5.1.1, воздушному судну с временной утратой летной годности или не соответствующему требованиям для выдачи сертификата летной годности, АГАТ может выдать разовое специальное разрешение на полет (далее – специальное разрешение) или полеты, составляющие в целом один перелет до пункта назначения, в следующих случаях:

а) выполнение испытательного полета после модификации или ремонта для выдачи дополнения к сертификату типа;

b) перегонка воздушного судна к месту выполнения технического обслуживания или хранения;

c) перегонка воздушного судна к месту поставки новому эксплуатанту (владельцу); или

d) эвакуация воздушного судна с места, где имеется опасность для воздушного судна, или при форс-мажорных обстоятельствах.

3.5.2.2 Специальное разрешение выдается на основе рассмотрения заявления на выдачу специального разрешения, документов, прилагаемых к этому заявлению, а также проведения осмотра воздушного судна.

3.5.2.3 Специальное разрешение выдается или специальный полет осуществляется в соответствии со следующими требованиями:

1) специальное разрешение находится на борту воздушного судна в течение всего полета, выполняемого согласно этому разрешению;

2) регистрационные знаки нанесены (имеются) на воздушном судне;

3) на борту не перевозится ни одно лицо или имущество за плату или по найму;

4) ни одно лицо не перевозится на борту воздушного судна, за исключением лиц, присутствие которых является необходимым для целей полета, и если такие лица уведомлены о содержании разрешения на полет и состоянии летной годности воздушного судна;

5) воздушное судно должно управляться экипажем, который уведомлен о цели полета и имеет соответствующие сертификаты или свидетельства, выданные или признанные действительными государством регистрации;

6) полет выполняется таким образом, чтобы обойти районы, где полеты могут создавать опасность лицам или имуществу;

7) полет выполняется в пределах эксплуатационных ограничений, установленных в руководстве по летной эксплуатации воздушного судна, а также других ограничений государства регистрации, установленных на конкретный полет;

8) полет выполняется в пределах срока действия разрешения;

9) на воздушном судне выполняются все необходимые виды технического обслуживания в той степени, в которой это обеспечивает безопасное выполнение указанного полета, и в установленном порядке оформляется свидетельство о техническом обслуживании.

3.5.2.4 Если полет предусматривает пролет через другие государства, отличные от государства регистрации, эксплуатанту воздушного судна следует получить разрешения соответствующих полномочных органов этих государств до начала полета.

3.5.2.5 Формы специального разрешения и заявления на выдачу специального разрешения указаны соответственно в «Руководстве по выдаче сертификатов лётной годности гражданских Воздушных судов Туркменистана».

3.5.3 Утрата летной годности и прекращение эксплуатации

3.5.3.1 Эксплуатант в установленном порядке обеспечивает надлежащую утилизацию воздушного судна и его частей или компонентов, которые не пригодны для эксплуатации и/или эксплуатация которых в установленном порядке прекращена.

3.6 Повреждение воздушного судна:

3.6.1 В случае повреждения воздушного судна решение о годности воздушного судна к полетам при данном повреждении принимает государство

регистрации на основе соответствующих норм летной годности.

3.6.2 Если повреждение гражданского воздушного судна, зарегистрированного в другом государстве, произошло или было обнаружено, когда оно находилось на территории Туркменистана, АГАТ имеет право запретить вылет данного воздушного судна с немедленным уведомлением об этом государства регистрации и направления ему всех необходимых подробных сведений для принятия решения, указанного в п. 3.6.1.

3.6.3 Когда нанесенное воздушному судну повреждение делает его непригодным к полетам, возобновление полетов данного воздушного судна не разрешается до тех пор, пока не будет восстановлена его летная годности, за исключением случаев, когда государство регистрации, установив особые ограничения и с учетом ограничений, предложенных государством, которое запретило воздушному судну продолжить полет, выдает разрешение этому воздушному судну выполнить некоммерческий полет для перелета до аэродрома, на котором будет восстановлена его летная годности.

3.6.4 Когда государство регистрации принимает решение о том, что нанесенное воздушному судну повреждение не делает его непригодным к полетам, этому воздушному судну разрешается продолжить полет.

ГЛАВА 4.

ПОДДЕРЖАНИЕ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

4.1 Применимость:

Нормы настоящей главы применяются ко всем воздушным судам за исключением легких и сверхлегких воздушных судов авиации общего назначения.

4.2 Обязанности государств, касающиеся поддержания летной годности

4.2.1 В случае, когда Туркменистан является государством разработчика:

4.2.1.1 В случае, когда Туркменистан является государством разработчика воздушного судна АГАТ:

а) передает каждому государству, которое согласно п. 4.2.3 а) уведомило АГАТ о том, что оно занесло данное воздушное судно в свой реестр, и любому другому государству по его просьбе любые общеприменимые сведения, которые необходимы для сохранения летной годности воздушного судна, включая двигатели и воздушные винты в соответствующих случаях, и для обеспечения безопасной эксплуатации воздушного судна (далее – «обязательная информация о сохранении летной годности»), и уведомление о приостановлении действия или аннулировании сертификата типа.

Термин "обязательная информация о сохранении летной годности" включает обязательные требования в отношении модификации, замены частей или проверки воздушного судна и внесения поправок в эксплуатационные ограничения и правила, а также информация, которая выпускается государствами в виде директив по летной годности.

б) в отношении самолетов и вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой соответственно более 5700 и 3175 кг обеспечивает наличие системы:

- 1) получения информации, представляемой в соответствии с п. 4.2.3 f);
- 2) принятия решений о необходимости и сроках мероприятий в отношении

летней годности

3) разработки необходимых мероприятий в отношении летной годности;

4) распространения о них информации, включая сведения, предусматриваемые в п. 4.2.1.1 а);

с) в отношении самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг обеспечивает наличие программы сохранения целостности конструкции для обеспечения летной годности самолета. Эта программа включает конкретную информацию о предотвращении коррозии, и ее устранении;

d) в том случае, когда Туркменистан является государством-изготовителем, но не является государством разработчика, орган гражданской авиации «Туркменховаёллары» обеспечивает заключение с государством разработчика соответствующего соглашения, предусматривающего сотрудничество изготовителя с организацией, ответственной за типовую конструкцию, в оценке поступающей информации об опыте эксплуатации воздушного судна.

4.2.1.2 В случае, когда Туркменистан является государством разработчика двигателя или воздушного винта, но не является государством разработчика воздушного судна, АГАТ передает по запросу государства разработчика воздушного судна и любого другого государства любую информацию о сохранении летной годности.

4.2.1.3 В тех случаях, когда Туркменистан является разработчиком модификации, но не является государством разработчика модифицируемого изделия, АГАТ передает обязательную информацию о поддержании летной годности всем государствам регистрации модифицированных воздушных судов.

4.2.2 В случае, когда Туркменистан является государством-изготовителем воздушного судна, но не является государством разработчика, АГАТ обеспечивает заключение с государством разработчика соответствующего соглашения, предусматривающего сотрудничество изготовителя с организацией, ответственной за типовую конструкцию, в оценке поступающей информации об опыте эксплуатации воздушного судна.

4.2.3 В случае, когда Туркменистан является государством регистрации воздушного судна:

a) в том случае, когда воздушное судно данного типа впервые заносится в реестр АГАТ, государством разработчика которого она не является, и выдает сертификат летной годности или придает этому сертификату силу в соответствии с положениями п. 3.2 настоящей части, орган гражданской авиации обеспечивает уведомление государства разработчика о том, что данное воздушное судно занесено в реестр воздушных судов АГАТ;

b) определяет сохранение летной годности воздушного судна согласно действующим соответствующим требованиям к летной годности применительно к данному воздушному судну;

c) разрабатывает или принимает требования, обеспечивающие сохранение летной годности воздушного судна в течение его срока службы, включая требования к обеспечению того, что воздушное судно:

1) по-прежнему отвечает соответствующим нормам летной годности после модификации, ремонта или установки заменяющей части и

2) поддерживается в пригодном для выполнения полетов состоянии с соблюдением требований к техническому обслуживанию;

d) по получении от государства разработчика обязательной информации о сохранении летной годности непосредственно одобряет обязательную информацию

или оценивает полученную информацию и предпринимает соответствующие действия;

е) обеспечивает передачу государству разработчика изделия или модификации всей обязательной информации о поддержании летной годности, подготовленной им как государством регистрации в отношении данного воздушного судна;

ф) обеспечивает наличие системы, в рамках которой информация об отказах, неисправностях, дефектах и других случаях, которые оказывают или могут оказывать отрицательное воздействие на поддержание летной годности самолетов и вертолетов, максимальная сертифицированная взлетная масса которых превышает соответственно 5700 и 3175 кг, передается организации, ответственной за типовую конструкцию этого воздушного судна, и когда касается модификации, организации, ответственной за проект модификации.

4.2.3.1 В случае регистрации воздушного судна какого-либо международного эксплуатационного агентства (не на основе национальной принадлежности), в которое входит АГАТ, АГАТ солидарно с государствами, входящими в это агентство, несет ответственность, которая в соответствии с Конвенцией о международной гражданской авиации возлагается на государство регистрации.

4.2.4 Информация об отказах, неисправностях, дефектах и других случаях, которые оказывают или могут оказывать отрицательное воздействие на поддержание летной годности самолетов и вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой соответственно более 5700 и 3175 кг, соответственно эксплуатируемых эксплуатантами или разрабатываемых организациями, ответственными за конструкцию типа, или обслуживаемых организациями по техническому обслуживанию, зарегистрированными в АГАТ, передается указанными эксплуатантами и организациями в АГАТ.

ТЯЖЕЛЫЕ САМОЛЕТЫ

САМОЛЕТЫ С МАССОЙ БОЛЕЕ 5700 КГ, ЗАЯВКА НА СЕРТИФИКАЦИЮ КОТОРЫХ БЫЛА ПРЕДСТАВЛЕНА 13 ИЮНЯ 1960 ГОДА ИЛИ ПОСЛЕ ЭТОЙ ДАТЫ, НО ДО 2 МАРТА 2004 ГОДА

ГЛАВА 1.

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость:

1.1.1 Нормы настоящей части, за исключением оговоренных в п. 8.4, применимы ко всем самолетам, указанным в п. 1.1.3 и относящимся к типам, прототип которых был представлен для сертификации 13 июня 1960 года или после этой даты, но до 2 марта 2004 года.

1.1.2 Нормы, оговоренные в п. 8.4 настоящей части, применимы ко всем самолетам, указанным в п. 1.1.3 и относящимся к типам, прототип которых был представлен для сертификации 22 марта 1985 года или после этой даты, но до 2 марта 2004 года.

1.1.3 За исключением тех норм и рекомендаций, в отношении которых предусматривается иная применимость, нормы и рекомендации настоящей части применяются к самолетам с максимальной сертифицированной взлетной

массой более 5700 кг, предназначенным для международных перевозок пассажиров, грузов или почты.

1.1.4 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных норм летной годности, упомянутых в п. 1.2.1 части II, для самолетов, указанных в п. 1.1.3, по крайней мере, в основном эквивалентен общему уровню, определяемому стандартами настоящей части.

1.1.5 Если это не оговорено иначе, нормы применимы ко всему самолету, включая силовую установку, системы и оборудование.

1.2 Число двигателей.

Самолет имеет не менее двух двигателей.

1.3 Эксплуатационные ограничения

1.3.1 Ограничения устанавливаются для самолета, его силовой установки и оборудования (см. п. 9.2). Соответствие нормам настоящей части устанавливается исходя из допущения относительно того, что самолет эксплуатируется в пределах заданных ограничений. Ограничения устанавливаются с достаточным запасом по отношению к условиям, препятствующим обеспечению безопасности полета самолета, чтобы возможность авиационных происшествий, имеющих место в результате возникновения таких условий, была крайне маловероятной.

1.3.2 Устанавливаются ограничения диапазонов любых параметров, изменение которых может поставить под угрозу безопасность эксплуатации самолета (массы, центровки, распределения нагрузок, скоростей, абсолютной или барометрической высоты и других подобных параметров), в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих норм настоящей части, при этом не требуется учитывать сочетания тех условий, которые в принципе не могут возникать или иметь место на практике.

Примечание. В качестве основных ограничений, устанавливаемых для самолета, могут рассматриваться, такие параметры, как:

- максимальная сертифицированная взлетная масса,
- максимальная сертифицированная масса при рулении,
- максимальная сертифицированная посадочная масса,
- максимальная сертифицированная масса без заправки топливом,
- предельно передняя и предельно задняя центровки при различных конфигурациях самолета (взлетной, полетной, посадочной).

1.4 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета
В пределах всех ожидаемых условий эксплуатации исключается наличие у самолета каких либо особенностей или характеристик, не обеспечивающих безопасность полета.

1.5 Доказательство соответствия

1.5.1 Соблюдение соответствующих требований к летной годности определяется на основе данных, полученных в результате проведения либо испытаний, теоретических расчетов, либо расчетов, основанных на материалах испытаний, при условии, что в каждом случае получаемая точность расчетов обеспечивает такой же уровень летной годности, как и при непосредственном проведении испытаний.

1.5.2 Испытания, указанные в п. 1.5.1, проводятся таким образом, чтобы в достаточной степени гарантировать надежность и правильность функционирования самолета, его элементов и оборудования в ожидаемых условиях эксплуатации.

ГЛАВА 2.

ПОЛЕТ

2.1 Общие положения:

2.1.1 Соответствие нормам главы 2 устанавливается путем проведения летных или других испытаний одного самолета или нескольких самолетов того типа, для которого требуется сертификат летной годности, или с помощью расчетов, основанных на материалах этих испытаний, при условии что полученные путем расчетов результаты обеспечивают такую же точность, как и результаты, полученные при непосредственном проведении испытаний, или воспроизводят эти результаты испытаний с запасом.

2.1.2 Соответствие каждому стандарту устанавливается для всех применяемых сочетаний масс и центровок самолета в пределах того диапазона нагрузок, для которого требуется проведение сертификации.

2.1.3 В случае необходимости устанавливаются соответствующие конфигурации самолета для определения его летных характеристик на различных этапах полета и для исследования его летных качеств.

2.2 Летно-технические характеристики:

2.2.1 Общие положения:

2.2.1.1 Данные о летно-технических характеристиках самолета определяются в достаточном объеме и приводятся в руководстве по летной эксплуатации самолета в целях представления эксплуатантам необходимой информации для определения полной массы самолета на основе специфических для предполагаемого полета значений соответствующих эксплуатационных параметров с тем, чтобы полет мог быть выполнен с достаточной степенью гарантии в отношении обеспечения минимального безопасного уровня летно-технических характеристик.

2.2.1.2 Соблюдение летно-технических характеристик, предписанных для самолета, учитывает возможности человека и не требует исключительно высокой квалификации или повышенного внимания пилота.

2.2.1.3 Летно-технические характеристики, предписанные для самолета, совместимы с условиями, оговоренными в п. 1.3.1, и условиями эксплуатации логически оправданных сочетаний тех систем и оборудования самолета, использование которых может повлиять на его летно-технические характеристики.

2.2.2 Минимальные летно-технические характеристики

При максимальной массе, установленной (см. п. 2.2.3) для взлета и посадки в зависимости от превышения аэродрома над уровнем моря или барометрической высоты в условиях стандартной атмосферы или в указанных атмосферных условиях при отсутствии ветра, а для гидросамолетов – в указанных условиях при спокойном состоянии воды, самолет способен

обеспечивать достижение минимальных характеристик, указанных, соответственно, в пп. 2.2.2.1 и 2.2.2.2 без учета препятствий или длины разбега (пробега) по ВПП или водной поверхности. Примечание. Настоящий стандарт позволяет предписывать в руководстве по

летной эксплуатации самолета максимальную взлетную и максимальную посадочную массы самолета в зависимости от:

- превышения аэродрома, или
- барометрической высоты на уровне аэродрома, или
- барометрической высоты и температуры окружающего воздуха на уровне

аэродрома, и других соответствующих условий так, чтобы он легко мог использоваться при применении национальных норм к летно-эксплуатационным ограничениям, устанавливаемым для самолета.

2.2.2.1 Взлет:

а) Самолет обладает способностью выполнять взлет, допуская отказ критического двигателя (см. п. 2.2.3), при работе остальных двигателей в пределах ограничений их взлетной мощности.

б) По окончании периода, в течение которого может быть использован режим взлетной мощности, самолет обладает способностью продолжать набор высоты при неработающем критическом двигателе и при работе остальных двигателей в пределах их максимального продолжительного режима мощности до высоты, которую он может выдерживать и на которой он может выполнять круг над аэродромом.

с) Минимальные летно-технические характеристики на всех этапах взлета и набора высоты являются достаточными для того, чтобы в условиях, слегка отличающихся от идеализированных условий, для которых предписаны данные о летно-технических характеристиках (см. п. 2.2.3), были обеспечены пропорциональные отклонения от предписанных значений.

2.2.2.2 Посадка:

а) В случае прерванного захода на посадку самолет обладает способностью, начиная этот маневр в конфигурации захода на посадку и при неработающем критическом двигателе, продолжать полет до такой точки, от которой он сможет выполнить повторный заход на посадку.

б) В случае прерванной посадки самолет обладает способностью, начиная этот маневр в посадочной конфигурации, совершить набор высоты со всеми работающими двигателями.

2.2.3 Летно-технические характеристики, предписываемые в руководстве по летной эксплуатации самолета.

Летно-технические характеристики определяются и предписываются в руководстве по летной эксплуатации таким образом, чтобы их применение в соответствии с установленными правилами производства полетов, обеспечивало удовлетворительное с точки зрения безопасности соответствие летно-технических характеристик самолета с условиями на аэродромах и маршрутах, на которых он может использоваться. Данные о летно-технических характеристиках определяются и предписываются для нижеследующих этапов полета, при этом учитываются диапазоны масс, высот (абсолютных или барометрических), скоростей ветра, уклонов взлетных и посадочных поверхностей для сухопутных самолетов, состояние водной поверхности, плотность воды и скорость течения для гидросамолетов, а также любые другие эксплуатационные параметры, применительно к которым самолет должен быть сертифицирован.

2.2.3.1 Взлет. Данные о взлетных характеристиках включают дистанцию прерванного взлета и траекторию взлета.

2.2.3.1.1 Дистанция прерванного взлета. Дистанция прерванного взлета представляет собой расстояние, необходимое для разбега и остановки, а для гидросамолета – для разбега и уменьшения скорости до достаточно малого значения, допуская внезапный отказ критического двигателя в точке, расположенной от линии старта не ближе, чем точка отказа, предполагаемая при определении траектории взлета (см. п. 2.2.3.1.2).

2.2.3.2 Траектория взлета. Траектория взлета включает разбег по земле или

воде, начальный набор высоты и набор высоты при взлете, предполагая внезапный отказ критического двигателя во время взлета (см. п. 2.2.3.1.1). Траектория взлета предписывается в руководстве по летной эксплуатации самолета до некоторой высоты, которую самолет может выдерживать и на которой он может выполнять круг над аэродромом. Набор высоты при взлете производится на скорости, не меньшей, чем безопасная скорость взлета, определенная в соответствии с п. 2.3.1.3. Полет по маршруту. Характеристики набора высоты при полете по маршруту представляют собой характеристики набора высоты (или снижения) при полетной конфигурации самолета, когда:

а) один критический двигатель не работает и

б) два критических двигателя не работают (у самолетов с тремя и более двигателями).

Режим мощности работающих двигателей не превышает режима максимальной продолжительной мощности.

2.2.3.3 Посадка. Посадочная дистанция представляет собой горизонтальное расстояние, которое проходит самолет от точки, находящейся на траектории захода на посадку и расположенной на выбранной высоте над посадочной поверхностью, до той точки на посадочной поверхности, где самолет полностью останавливается, а для гидросамолета – до точки, в которой скорость гасится до достаточно малого значения. Выбираемая высота над посадочной поверхностью и скорость захода на посадку увязываются соответствующим образом с практикой производства полетов. Эта дистанция может быть дополнена необходимым запасом расстояния. В этом случае между выбранной высотой над посадочной поверхностью, скоростью захода на посадку и запасом расстояния устанавливается соответствующая взаимосвязь с учетом, как нормальных условий эксплуатации, так и допустимых отклонений от них.

Примечание. Если посадочная дистанция включает запас расстояния, указанный в настоящем стандарте, то нет необходимости учитывать предполагаемые отклонения в технике пилотирования при выполнении захода на посадку и посадки.

2.3 Летные качества:

Самолет соответствует стандартам п. 2.3 на всех высотах вплоть до ожидаемой максимальной высоты, относящейся к данному конкретному требованию, при всех температурных условиях, которые возможны на рассматриваемой высоте и предписаны для самолета.

2.3.1 Управляемость: Самолет сохраняет управляемость и маневренность во всех ожидаемых условиях эксплуатации, при этом обеспечивается возможность плавного перехода от одного режима полета к другому (при разворотах, скольжениях, изменении режима мощности или тяги двигателей, изменении конфигурации самолета и других подобных режимах), не требуя от пилота исключительно высокого мастерства, повышенного внимания или чрезмерных физических усилий даже в случае отказа какого-либо двигателя. Устанавливается техника управления самолетом, обеспечивающая безопасность на всех этапах полета и при всех конфигурациях самолета, для которых предписаны соответствующие летно-технические характеристики.

Примечание. Данный стандарт также предназначен обеспечивать эксплуатацию самолета при отсутствии заметной атмосферной турбулентности, а также для гарантии того, что турбулентное состояние воздуха не приводит к чрезмерному ухудшению летных качеств.

2.3.1.1 Управляемость на земле (или на воде). Самолет управляем на земле (или на воде) во время руления, взлета или посадки в ожидаемых условиях эксплуатации.

2.3.1.2 Управляемость при взлете. Самолет сохраняет управляемость в случае внезапного отказа критического двигателя в любой момент взлета, когда методика пилотирования самолета соответствует той, которая предусматривается для предписанных в руководстве по летной эксплуатации траекторий взлета и дистанций прерванного взлета.

2.3.1.3 Безопасная скорость взлета. Безопасная скорость взлета, принятая при определении взлетных характеристик самолетов (после отрыва от земли или воды), обеспечивает достаточный запас относительно скорости сваливания и минимальной скорости, при которой самолет сохраняет управляемость после внезапного отказа критического двигателя.

2.3.2 Балансировка:

Самолет имеет такую балансировку и такие другие характеристики, которые гарантируют, что требования, предъявляемые к вниманию пилота и его способности выдерживать желаемые условия полета, не являются чрезмерными, учитывая при этом этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. Это положение применяется как к условиям нормальной эксплуатации, так и к условиям отказа одного или нескольких двигателей, для которых установлены летно-технические характеристики.

2.3.3 Устойчивость:

Самолет обладает такой устойчивостью в отношении его других летно-технических характеристик, прочности конструкции и наиболее вероятных условий эксплуатации (конфигураций самолета, диапазона его скоростей и других подобных условий), которая не допускает, чтобы требования, предъявляемые к пилоту в отношении концентрирования внимания, были чрезмерными, учитывая этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. Однако устойчивость самолета не является такой, когда предъявляемые к усилиям пилота требования становятся чрезмерными и безопасности самолета угрожает отсутствие или недостаточность маневренности в аварийных условиях.

2.3.3.1 Сваливание: Предупреждение о близости сваливания. В случае приближения самолета к сваливанию в прямолинейном полете и во время разворота при работе всех двигателей или при одном неработающем двигателе, при всех допустимых конфигурациях самолета и режимах мощности двигателей, исключая условия, которые считаются незначительными для обеспечения безопасности полета, пилот получает ясное и недвусмысленное предупреждение о близости сваливания. Предупреждение о близости сваливания и другие характеристики самолета позволяют пилоту прекратить процесс развития сваливания после появления предупреждающих признаков и полностью сохранить управление самолетом, не изменяя режим мощности двигателя.

2.3.3.2 Поведение самолета после сваливания. При любых конфигурациях самолета и режимах мощности двигателей, в отношении которых считается важной способность к выходу из сваливания, поведение самолета после сваливания не носит столь экстремального характера, чтобы, не превышая ограничений по воздушной скорости или перегрузке, влияющей на прочность, было трудно быстро вывести его из сваливания. Допускается дросселирование работающих двигателей при выводе самолета из сваливания.

2.3.3.3 Скорости сваливания. Для конфигурации, соответствующей каждому

этапу полета (взлету, полету по маршруту, посадке), устанавливаются скорости сваливания или минимальные скорости установившегося полета. Одно из значений мощности, используемых при установлении скоростей сваливания, не превышает значения, необходимого для получения нулевой тяги при скорости, незначительно превышающей скорость сваливания.

2.3.4 Флаттер и вибрация:

Путем проведения соответствующих испытаний демонстрируется отсутствие вероятности возникновения флаттера и чрезмерной вибрации всех частей самолета при всех его конфигурациях и скоростях полета в пределах эксплуатационных ограничений (см. п. 1.3.2). Не допускается тряска, способная нарушить управление самолетом, вызвать повреждения конструкции или чрезмерную утомляемость экипажа.

Примечание. Тряска, предупреждающая о близости сваливания, считается желательной, и устранение такой тряски не предусматривается.

ГЛАВА 3.

КОНСТРУКЦИИ

3.1 Общие положения:

Нормы главы 3 применяются к конструкции, включающей все элементы и части самолета, разрушение которых может создать для него серьезную опасность.

3.1.1 Масса и распределение массы:

Если не оговорено иначе, все нормы, касающиеся конструкции, соблюдаются при значениях массы в пределах возможного диапазона и при наиболее неблагоприятном распределении массы в пределах эксплуатационных ограничений, на основе которых требуется проведение сертификации.

3.1.2 Предельные нагрузки:

Если не оговорено иначе, внешние нагрузки и соответствующие инерционные нагрузки или силы сопротивления, полученные для различных условий нагружения, указанных в пп. 3.3, 3.4 и 3.5, рассматриваются как предельные нагрузки.

3.1.3 Прочность и деформации:

При различных условиях нагружения, указанных в пп. 3.3, 3.4 и 3.5, не допускается, чтобы какой либо элемент конструкции самолета подвергался опасной деформации при всех нагрузках вплоть до предельной включительно. Конструкция самолета способна выдерживать разрушающую расчетную нагрузку.

3.2 Воздушные скорости:

3.2.1 Расчетные воздушные скорости:

Устанавливаются такие расчетные воздушные скорости, с учетом которых рассчитывается конструкция самолета на прочность, чтобы выдерживать маневренные нагрузки и нагрузки от порывов в соответствии с положениями п. 3.3. При установлении расчетных воздушных скоростей рассматриваются следующие скорости:

а) V_A – расчетная скорость маневрирования;

б) V_B – скорость, при которой конструкция может выдерживать вертикальный порыв, обладающий максимальной скоростью, принимаемой в соответствии с п. 3.3.2;

с) V_C – скорость, которая, как предполагается, не будет превышать в нормальном крейсерском полете с учетом возможного влияния возмущений при полете в турбулентной атмосфере;

d) V_D – максимальная скорость пикирования, которая в такой достаточной мере превышает скорость, указанную в подпункте с), чтобы исключалась вероятность превышения такой расчетной скорости в результате непредвиденного увеличения скорости в ожидаемых условиях эксплуатации с учетом летных качеств и других характеристик самолета;

e) $V_{E1} - V_{En}$ – максимальные скорости, при которых возможен выпуск закрылков или шасси или возможны другие изменения конфигурации.

Скорости V_A , V_B , V_C и V_E , указанные в подпунктах а), b), с) и e), превышают скорость сваливания самолета на достаточную величину для предотвращения потери управляемости при полете в турбулентной атмосфере.

3.2.2 Ограничения по воздушной скорости:

В руководство по летной эксплуатации самолета как часть эксплуатационных ограничений (см. п. 9.2.2) включаются ограничения по воздушной скорости, определенные на основе соответствующих расчетных воздушных скоростей с добавлением в надлежащих случаях необходимых запасов согласно п. 1.3.1.

3.3 Нагрузки в полете:

Условия нагружения в полете, приведенные в пп. 3.3.1, 3.3.2 и 3.5, рассматриваются для диапазона значений массы и ее распределений, указанных в п. 3.1.1, и при воздушных скоростях, установленных в соответствии с п. 3.2.1. Учитываются случаи, как несимметричного, так и симметричного нагружений. Аэродинамические, инерционные и другие нагрузки, возникающие в результате предписанных условий нагружения, распределяются таким образом, чтобы они приближались к фактическим условиям нагружения или воспроизводили эти условия с запасом.

3.3.1 Маневренные нагрузки:

Маневренные нагрузки рассчитываются на основе перегрузок при маневрах, допускаемых эксплуатационными ограничениями. Их величина устанавливается не ниже тех значений, которые согласно имеющемуся опыту соответствуют ожидаемым условиям эксплуатации.

3.3.2 Нагрузки от порывов:

Нагрузки от порывов рассчитываются для тех значений скоростей и градиентов вертикальных и горизонтальных порывов, которые согласно статистическим или другим имеющимся данным будут соответствовать ожидаемым условиям эксплуатации.

3.4 Нагрузки от воздействия земли и водной поверхности:

Конструкция способна выдерживать все нагрузки от реакции земли или поверхности воды, возникающие при рулении, взлете и посадке.

3.4.1 Условия посадки:

Условия посадки с расчетной взлетной и с расчетной посадочной массой включают такие симметричные и несимметричные положения самолета в момент соприкосновения с землей или водой, а также такие скорости снижения и другие факторы, влияющие на нагрузки, действующие на конструкцию, которые могут иметь место в ожидаемых условиях эксплуатации.

3.5 Различные нагрузки:

В дополнение к маневренным нагрузкам, нагрузкам от порывов, воздействия земли

и водной поверхности (или одновременно с этими нагрузками) рассматриваются все другие нагрузки (аэродинамические нагрузки на поверхности управления, наддув кабины, влияние работы двигателей, нагрузки за счет изменений конфигурации и другие подобные нагрузки.), которые могут возникать в ожидаемых условиях эксплуатации.

3.6 Флаттер, дивергенция и вибрация:

Конструкция самолета рассчитывается таким образом, чтобы при скоростях полета, находящихся как в пределах эксплуатационных ограничений, так и на достаточную величину превышающих эти ограничения, которые соответствуют положениям п. 1.3.1, не возникали такие явления, как флаттер, дивергенция конструкции (неустойчивая деформация конструкции, вызванная аэродинамическими нагрузками) и потеря управляемости в результате деформации конструкции. Обеспечивается такая достаточная прочность конструкции, чтобы она выдерживала вибрации и тряску, которые могут возникать в ожидаемых условиях эксплуатации.

3.7 Усталостная прочность:

Прочность и технология изготовления конструкции самолета таковы, что возможность опасного усталостного разрушения конструкции самолета при действии повторных нагрузок и вибрационных нагрузок в ожидаемых условиях эксплуатации является крайне маловероятной.

ГЛАВА 4.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО

4.1 Общие положения:

Детали проектирования и производства в достаточной степени гарантируют, что все части самолета будут способны эффективно и надежно работать в ожидаемых условиях эксплуатации. Они основываются на практике, которая, как показывает опыт, является удовлетворительной или которая подтверждается специальными испытаниями, или другими соответствующими исследованиями, или теми и другими вместе. Они также учитывают аспекты человеческого фактора.

4.1.1 Подтверждающие испытания:

Работа всех подвижных частей, имеющих существенное значение для безопасной эксплуатации самолета, демонстрируется с помощью соответствующих испытаний, чтобы подтвердить их правильное функционирование во всех возможных для этих частей эксплуатационных условиях.

4.1.2 Материалы:

Все материалы, используемые при изготовлении тех частей самолета, которые имеют существенное значение для его безопасной эксплуатации, отвечают утвержденным техническим требованиям. Утвержденные технические требования представляют собой такие требования, в результате введения которых все материалы, одобренные как удовлетворяющие им, будут обладать основными свойствами, предусмотренными в проекте.

4.1.3 Технология производства:

Применяется такая технология производства и сборки, которая обеспечивает постоянство качества конструкции, обладающей надежностью с точки зрения сохранения прочности при эксплуатации.

4.1.4 Предохранение:

Конструкция предохраняется от снижения или потери прочности в ходе эксплуатации вследствие атмосферных воздействий, коррозии, износа или других

причин, которые могут остаться незамеченными, учитывая тот уровень технического обслуживания, который будет обеспечиваться при эксплуатации самолета.

4.1.5 Проверка:

Принимаются надлежащие меры, позволяющие проводить любые необходимые проверки, замену или ремонт тех деталей и частей самолета, которые в этом нуждаются, либо на периодической основе, либо после попадания в необычно сложные условия эксплуатации.

4.1.6 Особенности проектирования систем:

Особенности проектирования, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом, включают, по крайней мере, следующее:

a) Органы и системы управления. Органы и системы управления проектируются таким образом, чтобы сводить к минимуму возможность заедания, выполнения непреднамеренных маневров или самопроизвольного включения стопорных устройств поверхностей управления.

b) Живучесть систем:

1) Системы самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, проектируются, монтируются и физически размещаются отдельно таким образом, чтобы в максимальной степени обеспечить возможность безопасного продолжения полета и посадки после любого события, приведшего к повреждению конструкции или систем самолета.

2) Системы самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 5700, но не более 45 500 кг, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, следует проектировать, монтировать и физически размещать отдельно таким образом, чтобы в максимальной степени обеспечить возможность безопасного продолжения полета и посадки после любого события, приведшего к повреждению конструкции или систем самолета.

c) Кабина экипажа. Кабина экипажа проектируется таким образом, чтобы свести к минимуму возможность неправильного или затруднительного использования экипажем органов управления вследствие усталости членов экипажа, путаницы или каких либо препятствий. При этом учитывается, как минимум, расположение и четкое обозначение органов управления и приборов, обеспечение быстрого обнаружения аварийных ситуаций, направление отклонения рычагов управления, вентиляция, отопление и уровень шума.

d) Обзор из кабины экипажа. Для безопасной эксплуатации самолета компоновка кабины экипажа является такой, чтобы обеспечивался достаточно широкий, незатененный и неискаженный обзор, при этом исключается появление бликов и отражений, мешающих обзору. Лобовое стекло кабины экипажа проектируется таким образом, чтобы обеспечивать в условиях выпадения осадков достаточный обзор для нормального выполнения полета, а также для выполнения захода на посадку и посадки.

e) Меры на случай аварийных ситуаций. Обеспечиваются средства, которые либо автоматически предотвращают, либо позволяют членам летного экипажа устранять аварийные ситуации, связанные с предвидимыми отказами оборудования и систем, выход из строя которых будет угрожать безопасности самолета. Принимаются достаточные меры к тому, чтобы было обеспечено поддержание

необходимых функций после отказов двигателя или систем в том объеме, в каком такие отказы учтены в ограничениях на летно-технические и эксплуатационные характеристики, предусмотренных в нормах настоящих правил.

f) Меры предосторожности против пожаров. Конструкция самолета и материалы, используемые при его изготовлении, включая материалы интерьера салона, заменяемые при значительном обновлении салона, являются такими, что они сводят к минимуму возможность пожара в полете и на земле, а также сводят к минимуму выделение дыма и токсичных газов в случае пожара. Обеспечиваются средства для локализации или обнаружения и ликвидации очагов пожара, которые могут возникнуть, таким образом, чтобы для самолета не создавалось никакой дополнительной опасности.

g) Тушение пожара. На самолетах, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, системы пожаротушения в грузовых отсеках, включая их огнегасящие вещества, проектируются с учетом возможности внезапного возникновения интенсивного пожара (вызванного взрывным или зажигательным устройством или опасными грузами или другими возможными причинами).

h) Защита людей на борту самолета:

1) На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, при проектировании самолета принимаются меры к тому, чтобы предотвратить возможность разгерметизации кабины и вредного действия дыма или других токсичных газов, в том числе выделяемых взрывными или зажигательными устройствами или опасными грузами, которые могут привести к потере работоспособности находящихся на борту людей.

2) На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 5700, но не более 45 500 кг, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, при проектировании самолета следует принимать меры к тому, чтобы предотвратить возможность разгерметизации кабины и вредного действия дыма или других токсичных газов (в том числе выделяемых взрывными или зажигательными устройствами или опасными грузами), которые могут привести к потере работоспособности находящихся на борту людей.

i) Защита кабины летного экипажа от дыма и газов.

1) На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, обеспечиваются средства сведения к минимуму вероятности проникновения в кабину летного экипажа дыма, газов и ядовитых паров, образующихся в результате взрыва или пожара на самолете.

2) На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 5700, но не более 45 500 кг, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, следует обеспечивать средства сведения к минимуму вероятности проникновения в кабину летного экипажа дыма, газов и ядовитых паров, образующихся в результате взрыва или пожара на самолете.

4.1.7 Меры на случай аварийной посадки:

4.1.7.1 В конструкции самолета предусматриваются средства для защиты находящихся на борту людей в случае аварийной посадки от пожара и последствий непосредственного воздействия перегрузок при торможении, а также от телесных повреждений, связанных с воздействием перегрузок при торможении на внутрикабинное оборудование самолета.

4.1.7.2 Обеспечиваются средства для быстрого покидания самолета в условиях, возникновение которых вероятно после аварийной посадки. Эти средства предусматриваются с учетом пассажироместимости самолета и количества мест для его экипажа.

4.1.7.3 Внутренняя компоновка салона, расположение и количество аварийных выходов, включая средства указания и освещения аварийных выходов и подходов к ним, являются такими, что они обеспечивают эвакуацию из самолета в условиях, возникновение которых вероятно после аварийной посадки.

4.1.7.4 Самолеты, сертифицированные с учетом возможности вынужденной посадки на воду, проектируются таким образом, чтобы в максимальной степени гарантировать безопасную эвакуацию пассажиров и членов экипажа при вынужденной посадке на воду.

4.1.8 Наземное обслуживание:

При проектировании самолета принимаются меры для того, чтобы свести к минимуму риск нанесения при наземном обслуживании (буксировке, подъеме домкратами и других подобных видах обслуживания.) повреждений, которые могут остаться незамеченными, деталям и частям самолета, имеющим существенное значение для обеспечения его безопасной эксплуатации. При этом могут учитываться меры безопасности, обеспечиваемые введением ограничений и инструкций в отношении такого рода наземного обслуживания.

ГЛАВА 5.

ДВИГАТЕЛИ

5.1 Область применения:

Нормы главы 5 применяются к двигателям всех типов, используемым на самолете в качестве основных двигателей.

5.2 Проектирование, производство и эксплуатация:

Двигатель со всем его оборудованием проектируется и изготавливается таким образом, чтобы он надежно работал в пределах установленных ограничений в ожидаемых условиях эксплуатации, когда он установлен на самолете надлежащим образом в соответствии с положениями главы 7 и, если это необходимо, оборудован соответствующим воздушным винтом.

5.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения:

Заявляются режимы мощности и атмосферные условия, на основе которых они рассчитаны, а также все эксплуатационные условия и ограничения, которыми следует руководствоваться при эксплуатации двигателя.

5.4 Испытания:

Двигатель данного типа удовлетворительно проходит такие испытания, какие необходимы для проверки действительности заявленных режимов работы, условий и ограничений, а также для гарантии удовлетворительной и надежной работы. Испытания, по крайней мере, включают следующее:

а) Калибровка мощности. Проводятся испытания для установления

характеристик мощности или тяги, как нового двигателя, так и прошедшего испытания, указанные в подпунктах б) и с). По окончании всех предписанных испытаний отсутствует чрезмерное уменьшение мощности.

б) Работа двигателя. Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что запуск, режим малого газа, приемистость, вибрация, раскрутка и другие характеристики являются удовлетворительными, а также демонстрации достаточности запаса, позволяющего предотвратить детонацию, помпаж или другие опасные явления, которые могут возникать в двигателе рассматриваемого типа.

с) Выносливость. Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, значениях тяги, числах оборотов и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности двигателя. Эти испытания охватывают также работу в условиях, превышающих заявленные ограничения, но в той степени, в какой эти ограничения могут превышать при действительной эксплуатации

ГЛАВА 6.

ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

6.1 Область применения:

Нормы главы 6 применяются к воздушным винтам всех типов.

6.2 Проектирование, производство и эксплуатация:

Воздушный винт вместе со всем его оборудованием проектируется и изготавливается таким образом, чтобы он надежно работал в пределах установленных эксплуатационных ограничений в ожидаемых условиях эксплуатации, когда он соответствует двигателю и установлен на самолете согласно положениям главы 7.

6.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения:

Заявляются режимы работы и все эксплуатационные условия и ограничения, которые предназначены для регламентирования эксплуатации воздушного винта.

6.4 Испытания:

Воздушный винт данного типа удовлетворительно проходит такие испытания, какие необходимы для гарантии его удовлетворительной и надежной работы в пределах заявленных режимов работы, условий и ограничений. Испытания, по крайней мере, включают следующее:

а) Работа воздушного винта. Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что прочностные и вибрационные характеристики и характеристики заброса оборотов являются удовлетворительными, а также демонстрации правильности и надежности работы механизмов управления и изменения шага винта.

б) Выносливость. Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, числах оборотов и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности воздушного винта.

ГЛАВА 7.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

7.1 Общие положения:

7.1.1 Применяемые стандарты:

Силовая установка отвечает нормам настоящей главы и главы 4.

7.1.2 Соответствие ограничениям для двигателей и воздушных винтов: Силовая установка проектируется таким образом, чтобы двигатели и воздушные винты (если они имеются) могли быть использованы в ожидаемых условиях эксплуатации. В условиях, указанных в руководстве по летной эксплуатации самолета, самолет способен эксплуатироваться без превышения ограничений, установленных для двигателей и воздушных винтов в соответствии с положениями глав 5, 6 и 7.

7.1.3 Управление числом оборотов двигателя:

В тех силовых установках, в которых продолжающееся вращение ротора отказавшего двигателя повышает опасность возникновения пожара или серьезного разрушения конструкции, обеспечиваются средства, позволяющие экипажу прекратить в полете это вращение или уменьшить число его оборотов до безопасного уровня.

7.1.4 Повторный запуск двигателя:

Обеспечиваются средства для повторного запуска двигателя в полете на абсолютных высотах вплоть до заявленной максимальной высоты.

7.2 Компоновка и эксплуатация:

7.2.1 Независимость двигателей:

Силовая установка комплектуется и монтируется таким образом, чтобы каждый двигатель с его системами мог управляться и эксплуатироваться независимо от других двигателей, и чтобы обеспечивалась, по крайней мере, одна такая компоновка силовой установки и систем, при которой любой отказ, если возможность такого отказа не является крайне маловероятной, не мог привести к большей потере мощности, чем при полном отказе критического двигателя.

7.2.2 Вибрация воздушных винтов:

Определяются вибрационные напряжения в воздушных винтах, и эти напряжения не превышают значений, которые, как было выявлено, являются безопасными в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для самолета.

7.2.3 Охлаждение:

Система охлаждения способна поддерживать температуру силовой установки в установленных пределах (см. п. 7.1.2) при температурах окружающего воздуха вплоть до максимальной, соответствующей предполагаемым условиям эксплуатации самолета. В руководстве по летной эксплуатации самолета предписываются значения максимальной, а если необходимо, и минимальной температур окружающего воздуха, в пределах которых силовая установка пригодна для эксплуатации.

7.2.4 Системы силовой установки:

Топливная, масляная системы, система входного устройства, включающая воздухозаборник и подводный канал, и другие системы силовой установки обеспечивают работу каждого двигателя в соответствии с установленными требованиями при всех условиях, определяющих работу систем (режимах мощности двигателя, положениях и ускорениях самолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей и других подобных условиях) в пределах

ожидаемых условий эксплуатации.

7.2.5 Противопожарная защита:

Для тех зон силовой установки, где потенциальная опасность пожара особенно велика вследствие близкого расположения источников воспламенения к горючим материалам, в дополнение к стандарту п. 4.1.6 е) предусматривается следующее:

а) Изоляция. Такие зоны изолируются огнестойким материалом от остальных отсеков самолета, в которых возникновение пожара представило бы угрозу, являющуюся препятствием к продолжению полета, учитывая возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.

б) Воспламеняющиеся жидкости. Элементы систем, содержащие воспламеняющиеся жидкости и расположенные в таких зонах, способны не допускать утечку жидкостей в условиях пожара. Обеспечиваются средства, позволяющие экипажу перекрывать подачу воспламеняющихся жидкостей в такие зоны при возникновении пожара.

в) Система сигнализации о пожаре. Обеспечивается достаточное число датчиков системы сигнализации о пожаре, расположенных таким образом, чтобы позволить быстрое обнаружение возникновения любого пожара в таких зонах.

г) Тушение пожара. Такие зоны обеспечиваются системой пожаротушения, способной ликвидировать любой пожар, который может в них возникнуть, если только степень изоляции, количество горючего, огнестойкость конструкции и другие факторы являются такими, что любой пожар, который может возникнуть в данной зоне, не будет угрожать снижением безопасности самолета.

ГЛАВА 8.

ПРИБОРЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

8.1 Необходимые приборы и оборудование:

Самолет оснащается утвержденными приборами и оборудованием, необходимым для обеспечения безопасности полета в ожидаемых условиях эксплуатации. Они включают приборы и оборудование, необходимые экипажу для безопасной эксплуатации самолета в пределах его эксплуатационных ограничений.

8.2 Установка приборов и оборудования:

Установка приборов и оборудования отвечает нормам главы 4.

8.3 Аварийно-спасательное оборудование:

Предписанное аварийно-спасательное оборудование, которое, как ожидается, в случае аварии будет использоваться или применяться экипажем или пассажирами, является доступным, надежным, легко распознаваемым, а методы его применения указываются с помощью четкой маркировки.

8.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения:

8.4.1 Огни, предусмотренные для самолетов, находящихся в полете или на рабочей площади аэродрома, имеют такую интенсивность, цвет, зону действия и другие характеристики, которые обеспечивают пилоту другого воздушного судна или наземному персоналу время, необходимое для интерпретации сигналов и выполнения требуемого маневра для предотвращения столкновения. Конструкция таких огней должным образом учитывает условия, в которых они смогут выполнять эти функции.

Примечание. Вероятно, что огни будут наблюдаться на различных фонах, включая типовое освещение городов, чистое звёздное небо, освещённую луной водную поверхность и дневные условия с низкой фоновой освещённостью. Ситуации риска

столкновения, вероятнее всего, могут возникать в аэродромных диспетчерских зонах, в которых воздушные суда маневрируют на промежуточных и низких эшелонах полета при скоростях сближения, которые вероятно не будут превышать 900 км/ч (500 уз).

8.4.2 Огни устанавливаются на самолетах таким образом, чтобы свести к минимуму возможность того, что они:

- a) отрицательно скажутся на удовлетворительном выполнении экипажем своих обязанностей или
- b) смогут вызвать опасное ослепление внешнего наблюдателя.

ГЛАВА 9.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

9.1 Общие положения:

Эксплуатационные ограничения, в пределах которых определяется соответствие нормам настоящих Правил, вместе с любой другой информацией, необходимой для обеспечения безопасной эксплуатации самолета, доводятся до сведения заинтересованных лиц с помощью руководства по летной эксплуатации самолета, а также маркировки, пояснительных надписей и таких других средств, благодаря которым это может быть сделано достаточно эффективно. Указанные ограничения и информация представляются, по крайней мере, в объеме, предусмотренном пп. 9.2, 9.3 и 9.4.

9.2 Эксплуатационные ограничения:

Ограничения, в отношении которых существует риск, что они могут быть превышены в полете, и которые определяются количественно, выражаются в приемлемых единицах, и в их значения при необходимости вносятся поправки с учетом ошибок в измерениях, позволяющие по имеющимся в распоряжении летного экипажа приборам легко определять те моменты, когда эти ограничения достигаются.

9.2.1 Ограничения нагрузок:

Ограничения нагрузок охватывают все предельные массы, предельные значения центровки, предельные значения распределения массы и предельные нагрузки на пол (см. п. 1.3.2).

9.2.2 Ограничения воздушной скорости:

Ограничения воздушной скорости охватывают все значения скорости (см. п. 3.2), которые устанавливаются с учетом целостности конструкции или летных качеств самолета или других оснований. Эти скорости указываются для соответствующих конфигураций самолета и других относящихся к ним факторов.

9.2.3 Ограничения, устанавливаемые для силовой установки:

Ограничения, устанавливаемые для силовой установки, включают все ограничения, предписанные для различных элементов силовой установки, смонтированных на самолете (см. пп. 7.1.2 и 7.2.3).

9.2.4 Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем:

Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем, включают все ограничения, предписанные для различных элементов оборудования и систем, смонтированных на самолете.

9.2.5 Различные ограничения:

Различные ограничения включают любые необходимые ограничения в отношении условий, которые считаются неблагоприятными для безопасной эксплуатации самолета (см. п. 1.3.1).

9.2.6 Ограничения, устанавливаемые для летного экипажа:

Ограничения, касающиеся летного экипажа, устанавливают минимальное число членов летного экипажа, необходимое для эксплуатации самолета, с учетом возможности доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможности выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

9.2.7 Ограничение времени полета после отказа системы или двигателя:

Ограничения, устанавливаемые для систем, включают максимальное время полета, для которого определена надежность систем, учитываемая при выдаче разрешения на производство полетов самолетов с двумя газотурбинными двигателями с превышением установленного порогового времени.

Примечание. Максимальное время, установленное в соответствии с авиационными правилами АГАТ для конкретного маршрута, может быть меньше величины, определенной в соответствии с п. 9.2.7, в зависимости от конкретных эксплуатационных условий.

9.3 Эксплуатационная информация и правила:

9.3.1 Приемлемые виды эксплуатации:

Перечисляются конкретные виды эксплуатации, предусмотренные в авиационных правилах АГАТ а также другие общепризнанные виды эксплуатации, для которых на основании соответствия определенным требованиям была продемонстрирована годность самолета.

9.3.2 Данные о нагружении:

Данные о нагружении включают величину массы пустого самолета (с указанием условий, при которых выполнялось взвешивание), сведения о соответствующем положении центра тяжести, а также о точках и линиях отсчета, относительно которых указаны предельные значения центровки.

Примечание. Масса пустого самолета не включает массу экипажа и коммерческой загрузки, расходуемого топлива и сливаемого масла. Она включает массу всего постоянного балласта, неотработанного топлива, несливаемого масла, полную массу жидкостей в гидросистеме и системе охлаждения двигателей.

9.3.3 Правила эксплуатации:

Приводятся правила эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, соответствующие данному самолету и необходимые для обеспечения его безопасности, включая порядок действий (экипажа) при отказе одного или нескольких двигателей.

9.3.4 Сведения о пилотажных характеристиках:

Предоставляется достаточная информация о любых необычных или имеющих важное значение характеристиках самолета. Указываются скорости сваливания и минимальные скорости установившегося полета, которые устанавливаются в соответствии с п. 2.3.4.3.

9.3.5 Наименее опасное место размещения бомбы:

На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, определяется наименее опасное место, в котором могут быть размещены бомба или взрывное устройство с тем, чтобы свести к минимуму последствия для самолета в случае

детонации.

9.4 Информация о летно-технических характеристиках:

Информация о летно-технических характеристиках самолета представляется в соответствии с требованиями п. 2.2. Она включает сведения о различных конфигурациях самолета, режимах мощности и соответствующих скоростях, а также сведения, которые могут помочь летному экипажу получить на практике предписанные летно-технические характеристики.

9.5 Руководство по летной эксплуатации самолета:

Обеспечивается предоставление руководства по летной эксплуатации. В руководстве четко и ясно указывается, к какому конкретному самолету или серии самолетов оно относится. Руководство по летной эксплуатации включает, по крайней мере, ограничения, информацию и правила, предписанные в настоящей главе.

9.5.1 Маркировка и пояснительные надписи: Маркировка и пояснительные надписи на приборах, оборудовании, органах управления и других соответствующих местах включают такие ограничения или сведения, которые требуют непосредственного внимания летного экипажа в полете.

9.5.2 Обеспечиваются маркировка и пояснительные надписи или инструкции в целях предоставления наземному персоналу информации, имеющей важное значение с точки зрения предотвращения ошибок при наземном обслуживании (буксировке, заправке топливом и других подобных видах обслуживания), которые могли бы остаться незамеченными и создать угрозу безопасности последующих полетов самолетов.

ГЛАВА 10.

ПОДДЕРЖАНИЕ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ: ИНФОРМАЦИЯ ПО ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ

10.1 Общие положения:

Обеспечивается информация, которая используется при разработке методов поддержания летной годности самолета.

10.2 Информация о техническом обслуживании:

Информация о техническом обслуживании включает описание самолета и рекомендуемые методы выполнения работ по техническому обслуживанию. Такая информация включает инструктивные указания по диагностике дефектов.

10.3 Информация в программе технического обслуживания:

Программа технического обслуживания содержит информацию о работах по техническому обслуживанию и рекомендуемой периодичности их проведения.

10.4 Информация о техническом обслуживании, обусловленная

утверждением конструкции типа указываются работы по техническому обслуживанию и их периодичность, которые установлены в качестве обязательных государством разработчика при утверждении конструкции типа.

ГЛАВА 11. БЕЗОПАСНОСТЬ

11.1 Самолеты, выполняющие внутренние коммерческие полеты:

Нормы и рекомендации настоящей главы следуют применять в отношении самолетов, выполняющих внутренние коммерческие полеты (воздушные перевозки).

11.2 Наименее опасное место размещения бомбы:

При проектировании самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, предусматривается наименее опасное место размещения бомбы с тем, чтобы минимизировать воздействие бомбы на самолет и находящихся на борту людей.

11.3 Защита кабины летного экипажа:

На всех самолетах, которые в соответствии с главой 13 части I авиационных правилах АГАТ требуется иметь дверь кабины летного экипажа утвержденной конструкции и заявка на изменение сертификата типа которых с целью включения конструкции производного типа представлена государству, следует предусмотреть возможность усиления перегородок, полов и потолков кабины летного экипажа таким образом, чтобы они противостояли пробиванию пулями стрелкового оружия и осколками гранат, а также насильственному вторжению, если эти зоны являются доступными в полете для пассажиров и экипажа.

11.4 Проектирование внутренних элементов конструкции самолета:

На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек, заявка на сертификацию которых была представлена 12 марта 2000 года или после этой даты, исключается или сводится к минимуму возможность скрытого размещения оружия, взрывчатых веществ или других опасных предметов на борту воздушного судна, и обеспечивается максимально возможное быстрое проведение процедур поиска таких предметов.

САМОЛЕТЫ С МАССОЙ БОЛЕЕ 5700 КГ, ЗАЯВКА НА СЕРТИФИКАЦИЮ КОТОРЫХ БЫЛА ПРЕДСТАВЛЕНА 2 МАРТА 2004 ГОДА ИЛИ ПОСЛЕ ЭТОЙ ДАТЫ

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость:

1.1.1 Нормы настоящей части применимы ко всем самолетам, которые указаны в п. 1.1.2 и заявка на выдачу сертификата типа которых представлена 2 марта 2004 года или после этой даты.

1.1.2 За исключением тех норм и рекомендаций, в отношении которых предусматривается иная применимость, нормы и рекомендации настоящей части применяются ко всем самолетам с максимальной сертифицированной взлетной

массой более 5700 кг, предназначенным для международных перевозок пассажиров, грузов или почты.

1.1.2.1 Самолеты, указанные в п. 1.1.2, могут относиться к самолетам транспортной категории.

1.1.3 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных норм летной годности, упомянутых в п. 1.2.1 части II, для самолетов, указанных в п. 1.1.2, по крайней мере, в основном эквивалентен общему уровню, определяемому нормами настоящей части.

1.1.4 Если это не оговорено иначе, нормы применимы ко всему самолету, включая его силовую установку, системы и оборудование.

1.2 Эксплуатационные ограничения:

1.2.1 Ограничения устанавливаются для самолета, его силовой установки, систем и оборудования (см. п. 7.2). Соответствие нормам настоящей части устанавливается исходя из допущения относительно того, что самолет эксплуатируется в пределах заданных ограничений. Ограничения устанавливаются с учетом коэффициентов безопасности, чтобы возможность авиационных происшествий, имеющих место по причине нарушения этих ограничений, была крайне маловероятной.

1.2.2 Устанавливаются ограничения диапазонов любых параметров, изменение которых может поставить под угрозу безопасность эксплуатации самолета (массы, центровки, распределения нагрузок, скоростей, температуры окружающего воздуха и абсолютной высоты и других подобных параметров), в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих стандартов настоящей части.

1.3 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета
Во всех ожидаемых условиях эксплуатации исключается наличие у самолета каких-либо особенностей или характеристик, не обеспечивающих безопасность полета.

1.4 Доказательство соответствия:

Методы подтверждения выполнения соответствующих требований к летной годности обеспечивают в каждом случае такую фактическую точность, которая будет давать обоснованную уверенность в том, что самолет, его компоненты и оборудование соответствуют требованиям, надежны и правильно функционируют в ожидаемых условиях эксплуатации.

ГЛАВА 2.

ПОЛЕТ

2.1 Общие положения:

2.1.1 Соответствие нормам настоящей главы, устанавливается путем проведения летных или других испытаний одного самолета или нескольких самолетов того типа, для которого требуется сертификат типа, или с помощью расчетов (или других методов), основанных на материалах этих испытаний, при условии, что полученные путем расчетов (или других методов) результаты обеспечивают такую же точность, как и результаты, полученные при непосредственном проведении испытаний, или воспроизводят эти результаты испытаний с запасом.

2.1.2 Соответствие каждому стандарту устанавливается для всех применяемых сочетаний масс и центровок самолета в пределах того диапазона

нагрузок, для которого требуется проведение сертификации.

2.1.3 В случае необходимости устанавливаются соответствующие конфигурации самолета для определения его летных характеристик на различных этапах полета и для исследования его летных качеств.

2.2 Летно-технические характеристики:

2.2.1 Данные о летно-технических характеристиках самолета определяются в достаточном объеме и приводятся в руководстве по летной эксплуатации в целях представления эксплуатантам необходимой информации для определения полной массы самолета на основе специфических для предполагаемого полета значений соответствующих эксплуатационных параметров с тем, чтобы полет мог быть выполнен с достаточной степенью гарантии в отношении обеспечения минимального безопасного уровня летно-технических характеристик.

2.2.2 Реализация предписанных летно-технических характеристик самолета учитывает возможности человека и не требует исключительно высокой квалификации или повышенного внимания летного экипажа.

2.2.3 Летно-технические характеристики, предписанные для самолета, совместимы с условиями, оговоренными в п. 1.2.1, и условиями эксплуатации логически оправданных сочетаний тех систем и оборудования самолета, использование которых может повлиять на его летно-технические характеристики.

2.2.4 Минимальные летно-технические характеристики:

При максимальных массах, установленных (см. п. 2.2.7) для взлета и посадки в зависимости от превышения аэродрома над уровнем моря или барометрической высоты в условиях стандартной атмосферы или в указанных атмосферных условиях при отсутствии ветра, а для гидросамолетов – в указанных условиях при спокойном состоянии воды, самолет способен

обеспечивать достижение минимальных характеристик, указанных соответственно в пп. 2.2.5 и 2.2.6, без учета препятствий или длины разбега (пробега) по ВПП или водной поверхности. Примечание. Настоящий стандарт позволяет предписывать в руководстве по летной эксплуатации самолета максимальную взлетную и максимальную посадочную массы самолета в зависимости от:

- превышения аэродрома, или
- барометрической высоты на уровне аэродрома, или
- барометрической высоты и температуры окружающего воздуха на уровне аэродрома,

и других соответствующих условий так, чтобы он легко мог использоваться при применении национальных норм к летно-эксплуатационным ограничениям, устанавливаемым для самолета.

2.2.5 Взлет:

а) Самолет обладает способностью выполнять взлет, допуская отказ критического двигателя (см. п. 2.2.7), при работе оставшегося(ихся) двигателя(ей) в пределах ограничений их взлетной мощности или тяги.

б) По окончании периода, в течение которого может быть использован режим взлетной мощности или тяги, самолет обладает способностью продолжать набор высоты при неработающем критическом двигателе и при работе оставшегося(ихся) двигателя(ей) в пределах их номинальной мощности или тяги до высоты, которую он может выдерживать и на которой он может продолжать безопасный полет и выполнить посадку.

с) Минимальные летно-технические характеристики на всех этапах взлета и набора высоты являются достаточными для того, чтобы в условиях, слегка отличающихся от идеализированных условий, для которых предписаны данные о летно-технических характеристиках (см. п. 2.2.7), были обеспечены пропорциональные отклонения от предписанных значений.

2.2.6 Посадка:

а) В случае прерванного захода на посадку самолет обладает способностью, начиная этот маневр в конфигурации захода на посадку и при неработающем критическом двигателе, продолжать полет до такой точки, от которой он сможет выполнить повторный заход на посадку.

б) В случае прерванной посадки самолет обладает способностью, начиная этот маневр в посадочной конфигурации, совершить набор высоты со всеми работающими двигателями.

2.2.7 Регламентирование летно-технических характеристик:

Данные о летно-технических характеристиках определяются и регламентируются в руководстве по летной эксплуатации таким образом, чтобы их применение в соответствии с правилами производства полетов, обеспечивало безопасную связь летно-технических характеристик самолета с условиями на аэродромах и маршрутах, на которых он может использоваться. Данные о летно-технических характеристиках определяются и предписываются для нижеследующих этапов полета, при этом учитываются диапазоны масс, высот (абсолютных или барометрических), скоростей ветра, уклонов взлетных и посадочных поверхностей для сухопутных самолетов, состояние водной поверхности, плотность воды и скорость течения для гидросамолетов, а также любые другие эксплуатационные параметры, применительно к которым самолет сертифицируется.

а) Взлет. Данные о взлетных характеристиках включают дистанцию прерванного взлета и траекторию взлета.

б) Дистанция прерванного взлета. Дистанция прерванного взлета представляет собой расстояние, необходимое для разбега и остановки, а для гидросамолета – для разбега и уменьшения скорости до достаточно малого значения, допуская внезапный отказ критического двигателя в точке, расположенной от линии старта не ближе, чем точка отказа, предполагаемая при определении траектории взлета (см. п. 2.2.7 с). Для сухопутных самолетов эта дистанция основывается на использовании всех комплектов колесных тормозов при предельно допустимом их износе.

с) Траектория взлета. Траектория взлета включает разбег по земле или воде, начальный набор высоты и набор высоты при взлете, предполагая внезапный отказ критического двигателя во время взлета (см. п. 2.2.7 б)). Траектория взлета предписывается в руководстве по летной эксплуатации до некоторой высоты, после которой самолет может продолжать безопасный полет и выполнить посадку. Набор высоты при взлете производится на скорости, не меньшей, чем безопасная скорость взлета, определенная в соответствии с п. 2.3.2.4.

д) Полет по маршруту. Характеристики набора высоты при полете по маршруту представляют собой характеристики набора высоты (или снижения) при полетной конфигурации самолета, когда:

1) один критический двигатель не работает и

2) два критических двигателя не работают (у самолетов с тремя или более двигателями).

Режим работающего двигателя(ей) не превышает режима номинальной мощности

или тяги.

е) Посадка. Посадочная дистанция представляет собой горизонтальное расстояние, которое проходит самолет от точки, находящейся на траектории захода на посадку и расположенной на выбранной высоте над посадочной поверхностью, до той точки на посадочной поверхности, где самолет полностью останавливается, а для гидросамолета – до точки, в которой скорость гасится до достаточно малого значения. Выбираемая высота над посадочной поверхностью и скорость захода на посадку увязываются соответствующим образом с практикой производства полетов. Эта дистанция может быть дополнена необходимым запасом расстояния. В этом случае между выбранной высотой над посадочной поверхностью, скоростью захода на посадку и запасом расстояния устанавливается соответствующая взаимосвязь с учетом, как нормальных условий эксплуатации, так и допустимых отклонений от них. Для сухопутных самолетов эта дистанция основывается на использовании всех комплектов колесных тормозов при предельно допустимом их износе.

Примечание. Если посадочная дистанция включает запас расстояния, указанный в настоящем стандарте, то нет необходимости учитывать предполагаемые отклонения в технике пилотирования при выполнении захода на посадку и посадки.

2.3 Летные качества:

2.3.1 Самолет соответствует нормам п. 2.3 на всех высотах вплоть до ожидаемой максимальной высоты, относящейся к данному конкретному требованию, при всех температурных условиях, которые возможны на рассматриваемой высоте и предписаны для самолета.

2.3.2 Управляемость:

2.3.2.1 Самолет сохраняет управляемость и маневренность во всех ожидаемых условиях эксплуатации, при этом обеспечивается возможность плавного перехода от одного режима полета к другому (при разворотах, скольжениях, изменении режима мощности или тяги двигателей, изменении конфигурации самолета и других подобных режимах), не требуя от пилота исключительно высокого мастерства, повышенного внимания или чрезмерных физических усилий даже в случае отказа какого-либо двигателя. Устанавливается техника управления самолетом, обеспечивающая безопасность на всех этапах полета и при всех конфигурациях самолета, для которых предписаны соответствующие летно-технические характеристики.

Примечание. Эта норма также предназначен обеспечить эксплуатацию самолета при отсутствии заметной атмосферной турбулентности, а также для гарантии того, что турбулентное состояние воздуха не приводит к чрезмерному ухудшению летных качеств.

2.3.2.2 Управляемость на земле (или на воде). Самолет управляем на земле (или на воде) во время руления, взлета или посадки в ожидаемых условиях эксплуатации.

2.3.2.3 Управляемость при взлете. Самолет сохраняет управляемость в случае внезапного отказа критического двигателя в любой момент взлета, когда методика пилотирования самолета соответствует той, которая предусматривается для предписанных в руководстве по летной эксплуатации траекторий взлета и дистанций прерванного взлета.

2.3.2.4 Безопасная скорость взлета. Безопасная скорость взлета, принятая при определении взлетных характеристик самолета (после отрыва от земли или воды), обеспечивает достаточный запас относительно скорости сваливания и минимальной скорости, при которой самолет сохраняет управляемость после

внезапного отказа критического двигателя.

2.3.3 Балансировка:

Самолет имеет такую балансировку и такие другие характеристики, которые гарантируют, что требования, предъявляемые к вниманию пилота и его способности выдерживать желаемые условия полета, не являются чрезмерными, учитывая при этом этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. Это положение применяется как к условиям нормальной эксплуатации, так и к условиям отказа одного или нескольких двигателей, для которых установлены летно-технические характеристики.

2.4 Устойчивость и управляемость:

2.4.1 Устойчивость:

Самолет обладает такой устойчивостью в отношении его других летно-технических характеристик, прочности конструкции и наиболее вероятных условий эксплуатации (конфигураций самолета, диапазона его скоростей и других подобных условий), которая не допускает, чтобы требования, предъявляемые к пилоту в отношении концентрирования внимания, были чрезмерными, учитывая этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. Однако устойчивость самолета не является такой, когда предъявляемые к усилиям пилота требования становятся чрезмерными и безопасности самолета угрожает отсутствие или недостаточность маневренности в аварийных условиях. Показывается, что любое сочетание отказов или условий, которое потребует исключительного пилотажного мастерства, является практически маловероятным. Устойчивость может обеспечиваться естественными или искусственными способами или их сочетанием. Если выполнение требований к летным характеристикам зависит от системы повышения устойчивости или любой другой автоматической или приводной системы, показывается соблюдение положений п.

4.2 настоящей части.

2.4.2 Сваливание:

2.4.2.1 Предупреждение о близости сваливания. В случае приближения

самолета к сваливанию в прямолинейном полете и во время разворота при работе всех двигателей, при всех допустимых конфигурациях самолета и режимах мощности или тяги двигателей, исключая условия, которые считаются несущественными для обеспечения безопасности полета, пилот получает ясное и недвусмысленное предупреждение о близости сваливания. Предупреждение о близости сваливания и другие характеристики самолета позволяют пилоту прекратить процесс развития сваливания после появления предупреждающих признаков и полностью сохранить управление самолетом, не изменяя режим мощности или тяги двигателя.

2.4.2.2 Поведение самолета после сваливания. При любых конфигурациях самолета и режимах мощности или тяги двигателей, в отношении которых считается важной способность к выходу из сваливания, поведение самолета после сваливания не носит столь экстремального характера, чтобы, не превышая ограничений по воздушной скорости или перегрузке, влияющей на прочность, было трудно быстро вывести его из сваливания.

2.4.2.3 Скорости сваливания. Для конфигурации, соответствующей каждому этапу полета (взлету, полету по маршруту, посадке), устанавливаются скорости сваливания или минимальные скорости установившегося полета. Одно из значений мощности или тяги, используемых при установлении скоростей сваливания, не

превышает значения, необходимого для получения нулевой тяги при скорости, незначительно превышающей скорость сваливания.

2.4.3 Флаттер и вибрация:

2.4.3.1 Путем проведения соответствующих испытаний, анализа или любого приемлемого сочетания испытаний и анализа демонстрируется отсутствие флаттера и чрезмерной вибрации всех частей самолета при всех его конфигурациях и скоростях полета в пределах эксплуатационных ограничений (см. п. 1.2.2). Не допускается вибрация или тряска, способная вызвать повреждения конструкции.

2.4.3.2 Не допускается вибрация или тряска, способная нарушить управление самолетом или вызвать чрезмерную утомляемость летного экипажа. Примечание. Тряска, предупреждающая близости сваливания, считается желательной, и устранение такой тряски не предусматривается.

ГЛАВА 3.

КОНСТРУКЦИЯ

3.1 Общие положения:

3.1.1 Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, конструкция самолета проектируется, изготавливается и поставляется с инструкциями по ее техническому обслуживанию и ремонту с целью избежать разрушения с катастрофическими последствиями в течение всего срока ее службы.

3.1.2 Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, конструкция самолета проектируется, изготавливается и поставляется с инструкциями по ее техническому обслуживанию и ремонту с целью избежать разрушения с опасными и катастрофическими последствиями в течение всего срока ее службы.

3.2 Масса и распределение массы:

Если не оговорено иначе, все стандарты, касающиеся конструкции, соблюдаются при значениях массы в пределах возможного диапазона и при наиболее неблагоприятном распределении массы в пределах эксплуатационных ограничений, на основе которых требуется проведение сертификации.

3.3 Предельные нагрузки:

Если не оговорено иначе, внешние нагрузки и соответствующие инерционные нагрузки или силы сопротивления, полученные для различных условий нагружения, указанных в п. 3.6, рассматриваются как предельные нагрузки.

3.4 Прочность и деформация:

При различных условиях нагружения, указанных в п. 3.6, не допускается, чтобы какой либо элемент конструкции самолета подвергался опасной деформации при всех нагрузках вплоть до предельной включительно. Конструкция самолета способна выдерживать разрушающую расчетную нагрузку.

3.5 Воздушные скорости:

3.5.1 Расчетные воздушные скорости:

Устанавливаются такие расчетные воздушные скорости, с учетом которых рассчитывается конструкция самолета на прочность, чтобы выдерживать соответствующие маневренные нагрузки и нагрузки от порывов. Для

предотвращения непреднамеренных превышений вследствие возмущений или изменения атмосферных условий расчетные воздушные скорости обеспечивают достаточный запас для установления практических эксплуатационных ограничений воздушных скоростей, и значительно превышают скорость сваливания самолета для предотвращения потери управляемости в турбулентной атмосфере. Предусматриваются расчетная скорость маневрирования, расчетная скорость крейсерского полета, расчетная скорость пикирования и любые другие расчетные воздушные скорости, необходимые для использования конфигураций с большой подъемной силой или других специальных устройств.

3.5.2 Ограничения по воздушной скорости:

В руководство по летной эксплуатации как часть эксплуатационных ограничений (см. п. 7.2) включаются ограничения по воздушной скорости, определенные на основе соответствующих расчетных воздушных скоростей с добавлением в надлежащих случаях необходимых запасов согласно п. 1.2.1.

3.6 Прочность:

3.6.1 Все элементы конструкции проектируются с учетом выдерживания предполагаемых максимальных нагрузок, которые могут иметь место во всех ожидаемых условиях эксплуатации, без разрушения, остаточной деформации или нарушения выполняемой функции. При определении этих нагрузок учитываются следующие факторы:

- a) ожидаемый срок службы самолета;
- b) характеристики вертикальных и горизонтальных порывов, учитывая ожидаемые отклонения от профилей полетов, и варианты загрузки;
- c) спектр маневров, учитывая при этом отклонения от профилей полетов и варианты загрузки;
- d) ассиметричное, а также симметричное нагружение;
- e) нагрузки на земле и на воде, включая нагрузки при рулении, посадке и взлете, а также нагрузки при обслуживании на земле/воде;
- f) диапазон скоростей самолета, учитывая характеристики самолета, и эксплуатационные ограничения;
- g) нагрузки в результате вибрации и тряски;
- h) коррозию и другое ухудшение состояния, учитывая предусмотренное техническое обслуживание и различные условия эксплуатации;
- i) любые другие нагрузки, такие, как нагрузки, связанные с управлением полетом, наддувом кабины, работой двигателей, динамические нагрузки, обусловленные изменениями установившейся конфигурации или другие подобные нагрузки.

3.6.2 Аэродинамические, инерционные и другие нагрузки, возникающие в конкретных условиях нагружения, распределяются таким образом, чтобы обеспечивалась хорошая аппроксимация фактических условий или эти условия воспроизводились с запасом.

3.7 Живучесть:

Самолет проектируется таким образом, чтобы обеспечивалась максимальная возможная защита находящихся на борту людей в случае разрушения или повреждения конструкции вследствие соударения с землей, водой или объектом. Учитываются, по крайней мере, следующие факторы:

- a) возможное столкновение с птицами;
- b) поглощение энергии авиационной конструкцией, креслами и при

- c) вероятное поведение самолета при вынужденной посадке на воду;
- d) возможность покидания в кратчайшее возможное время.

3.8 Долговечность конструкции:

3.8.1 Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, самолет проектируется и изготавливается настолько это возможно, таким образом, что в течение всего срока службы возможность разрушения с катастрофическими последствиями является крайне маловероятной, учитывая при этом:

- a) ожидаемые условия;
- b) ожидаемые повторяющиеся в эксплуатации нагрузки;
- c) ожидаемые вибрации, обусловленные аэродинамическим взаимодействием или внутренними источниками;
- d) температурные циклы;
- e) случайные повреждения и повреждения от дискретных воздействий;
- f) возможную коррозию или другие виды ухудшения состояния;
- g) предусмотренное техническое обслуживание;
- h) возможные ремонты конструкции.

3.8.2 Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, самолет проектируется и изготавливается настолько это возможно, таким образом, что в течение всего срока службы исключаются разрушения с катастрофическими последствиями, учитывая при этом:

- a) ожидаемые условия;
- b) ожидаемые повторяющиеся в эксплуатации нагрузки;
- c) ожидаемые вибрации, обусловленные аэродинамическим взаимодействием или внутренними источниками;
- d) температурные циклы;
- e) случайные повреждения и повреждения от дискретных воздействий;
- f) возможную коррозию или другие виды ухудшения состояния;
- g) обширные повреждения от усталости;
- h) предусмотренное техническое обслуживание;
- i) возможные ремонты конструкции.

Примечание. Оговорка "насколько это возможно" вводится для обеспечения того, чтобы в тех случаях, когда эффективно реализовать в конструкции принцип допустимого повреждения невозможно в рамках ограничений, обусловленных геометрией, доступностью для инспекции и передовой практикой конструирования, конструкция могла быть спроектирована на основе принципа оценки усталости (безопасного ресурса). Типичным примером конструкций, при проектировании которых могут быть не реализованы принципы допустимого повреждения, являются шасси, монтажные опоры и крепления двигателя.

3.9 Особые факторы:

Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, прочностные свойства элементов конструкции (отливки, подшипники или арматура), которые изменяются в процессе производства, ухудшаются в процессе эксплуатации или, по какой-либо другой причине, учитываются соответствующим коэффициентом.

ГЛАВА 4.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО

4.1 Общие положения:

4.1.1 Особенности проектирования и производства в достаточной степени гарантируют, что все части самолета будут способны эффективно и надежно работать в ожидаемых условиях эксплуатации. Они основываются на практике, которая, как показывает опыт, является удовлетворительной или которая подтверждается специальными испытаниями или другими соответствующими исследованиями, или теми и другими вместе. При этом также учитываются аспекты человеческого фактора.

4.1.2 Подтверждение работы подвижных частей:

Работа всех подвижных частей, имеющих существенное значение для безопасной эксплуатации самолета, демонстрируется с помощью соответствующих испытаний, чтобы подтвердить их правильное функционирование во всех возможных для этих частей эксплуатационных условиях.

4.1.3 Материалы

Все материалы, используемые при изготовлении тех частей самолета, которые имеют существенное значение для его безопасной эксплуатации, отвечают утвержденным техническим требованиям. Утвержденные технические требования представляют собой такие требования, в результате введения которых все материалы, одобренные как удовлетворяющие им, будут обладать основными свойствами, предусмотренными в проекте. Учитывается влияние материалов на находящихся на борту самолета людей и других лиц на земле, а также на окружающую среду в целом в нормальных и аварийных ситуациях.

4.1.4 Технология производства:

Применяется такая технология производства и сборки, которая обеспечивает постоянство качества конструкции, обладающей надежностью с точки зрения сохранения прочности при эксплуатации.

4.1.5 Предохранение:

Конструкция предохраняется от снижения или потери прочности в ходе эксплуатации вследствие атмосферных воздействий, коррозии, износа или других причин, которые могут остаться незамеченными, учитывая тот уровень технического обслуживания, который будет обеспечиваться при эксплуатации самолета.

4.1.6 Проверка:

Принимаются надлежащие меры, позволяющие проводить любые необходимые проверки, замену или ремонт тех деталей и частей самолета, которые в этом нуждаются, либо на периодической основе, либо после попадания в необычно сложные условия эксплуатации.

4.2 Особенности проектирования систем:

Особенности проектирования элементов, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом, включают, по крайней мере, следующее:

а) Органы и системы управления. Органы и системы управления проектируются таким образом, что:

1) каждый орган и система управления работают легко, плавно и точно в соответствии со своим функциональным назначением;

2) продолжению безопасного полета и выполнению посадки самолета не препятствует:

i) любой единичный отказ в системе управления, который не является практически маловероятным; или

ii) любое событие, которое приводит к заклиниванию органа управления полетом в любом обычно встречающемся положении органов управления полетом;

3) сводится к минимуму возможность заедания, самопроизвольного срабатывания и непреднамеренного включения стопорных устройств поверхностей управления;

4) каждый элемент каждой системы управления полетом соответствующим образом проектируется или имеет четкое и постоянное клеймо, чтобы свести к минимуму вероятность неправильной сборки, которая может привести к нарушению работы системы.

b) Живучесть систем:

1) Системы самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек проектируются, монтируются и физически размещаются отдельно таким образом, чтобы в максимальной степени обеспечить возможность безопасного продолжения полета и посадки после любого события, приведшего к повреждению конструкции или систем самолета.

2) Системы самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 5700, но не более 45 500 кг следует проектировать, монтировать и физически размещать отдельно таким образом, чтобы в максимальной степени обеспечить возможность безопасного продолжения полета и посадки после любого события, приведшего к повреждению конструкции или систем самолета.

c) Кабина экипажа. Кабина экипажа проектируется таким образом, чтобы свести к минимуму возможность неправильного или затруднительного использования экипажем органов управления вследствие усталости членов экипажа, путаницы или каких либо препятствий. При этом учитывается, как минимум, расположение и четкое обозначение органов управления и приборов, обеспечение быстрого обнаружения аварийных ситуаций, направление отклонения рычагов управления, вентиляция, отопление и уровень шума.

d) Обзор из кабины экипажа. Для безопасной эксплуатации самолета компоновка кабины летного экипажа является такой, чтобы обеспечивался достаточно широкий, незатененный и неискаженный обзор, при этом исключается появление бликов и отражений, мешающих обзору. Лобовое стекло проектируется таким образом, чтобы обеспечивать в условиях выпадения осадков достаточный обзор для нормального выполнения полета, а также для выполнения захода на посадку и посадки.

e) Меры на случай аварийных ситуаций. Обеспечиваются средства, которые либо автоматически предотвращают, либо позволяют членам летного экипажа устранять аварийные ситуации, связанные с предвидимыми отказами оборудования и систем, выход из строя которых будет угрожать безопасности самолета. Принимаются достаточные меры к тому, чтобы было обеспечено поддержание необходимых функций после отказов двигателя или систем в том объеме, в каком такие отказы учтены в ограничениях на летно-технические и эксплуатационные характеристики, предусмотренных в Государственных авиационных правилах АГАТ.

f) Меры предосторожности против пожаров.

1) Конструкция самолета и материалы, используемые при его изготовлении, являются такими, что они сводят к минимуму риск пожара в полете и на земле, сводят к минимуму выделение дыма и токсичных газов в случае пожара и задерживают воспламенение в кабине в результате выделения тепла. Обеспечиваются средства для локализации или обнаружения и ликвидации очагов пожара, которые могут возникнуть, таким образом, чтобы для самолета не создавалось никакой дополнительной опасности. Установленные на самолетах туалеты оборудуются системой обнаружения дыма и встроенной системой пожаротушения каждого сборника использованных полотенец, бумаги и мусора.

2) На самолетах, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, принимаются конструктивные меры предосторожности в целях сведения до минимума риска нелокализованного пожара в тех местах самолета, где имеется большое количество проводов или оборудования, доступа к которым в полете, как правило, нет.

Примечание. Конструктивные меры предосторожности могут включать в себя выбор соответствующих материалов и видов оборудования, устанавливаемого в этих местах, а также уменьшение количества возможных источников воспламенения, как правило, путем предотвращения проникновения топлива или паров топлива, усиления требований к воспламеняемости электропроводки воздушного судна или улучшения обнаружения перегрева или дыма и индикации их наличия летным экипажем и другие необходимые меры.

g) Противопожарная защита грузовых отсеков:

1) Каждый грузовой отсек, доступный для члена экипажа на пассажирском самолете, оборудуется системой пожаротушения;

2) каждый грузовой отсек, недоступный для члена экипажа, оборудуется встроенной системой обнаружения пожара и встроенной системой тушения пожара;

3) системы пожаротушения в грузовых отсеках, включая их огнегасящие вещества, проектируются с учетом возможности внезапного возникновения интенсивного пожара (вызванного взрывным или зажигательным устройством или опасными грузами или другими возможными причинами).

h) Защита людей на борту самолета:

1) На самолетах, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты принимаются конструктивные меры предосторожности в отношении возможных случаев разгерметизации кабины и появления дыма или других токсичных газов, которые могут привести к потере работоспособности находящихся на борту людей.

2) Кроме того, на самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек при проектировании самолета принимаются меры к тому, чтобы предотвратить возможность разгерметизации кабины и появления дыма или других токсичных газов, выделяемых взрывными или зажигательными устройствами или опасными грузами, которые могут привести к потере работоспособности находящихся на борту людей.

3) На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 5700, но не более 45 500 кг при проектировании самолета следует принимать меры к тому, чтобы предотвратить возможность разгерметизации кабины и появления дыма или других токсичных газов, выделяемых взрывными или зажигательными устройствами или опасными грузами, которые могут привести к потере

работоспособности находящихся на борту людей.

i) Защита кабины летного экипажа от дыма и газов.

1) На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироемкостью свыше 60 человек обеспечиваются средства сведения к минимуму вероятности проникновения в кабину летного экипажа дыма, газов и ядовитых паров, образующихся в результате взрыва или пожара на самолете.

2) На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 5700, но не более 45 500 кг следует обеспечивать средства сведения к минимуму вероятности проникновения в кабину летного экипажа дыма, газов и ядовитых паров, образующихся в результате взрыва или пожара на самолете.

4.3 Аэроупругость:

Для выполнения положений п. 1.2.1 на самолете обеспечивается исключение флаттера, дивергенции конструкции и потери управляемости вследствие деформации конструкции и аэроупругих воздействий на всех скоростях в пределах и в достаточной мере за пределами расчетного диапазона их значений. Учитываются характеристики самолета и различия мастерства и рабочей нагрузки пилотов. Для исключения связанных с аэроупругостью проблем в течение срока службы самолета устанавливаются интервалы технического обслуживания, и осуществляется контроль.

4.4 Особенности размещения людей на борту:

4.4.1 Кресла и привязные ремни:

Обеспечиваются надлежащие кресла и привязные ремни для находящихся на борту людей, учитывая при этом вероятные нагрузки, возникающие в полете и при аварийной посадке, сведение к минимуму телесных повреждений находящихся на борту людей вследствие контакта с окружающими элементами конструкции в процессе эксплуатации самолета.

4.4.2 Условия в кабине:

Системы вентиляции, отопления и, где они применяются, наддува проектируются с учетом обеспечения в кабине надлежащих условий при выполнении предполагаемого полета и операций на земле или на воде. При проектировании систем учитываются также вероятные аварийные условия.

4.5 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества

4.5.1 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества обеспечивают:

a) защиту самолета, его систем, находящихся на борту людей и тех, кто соприкасается с самолетом на земле или на воде, от опасных воздействий молнии и электрического удара;

b) предотвращение опасного накопления электростатического заряда.

4.5.2 Обеспечивается защита самолета от катастрофических последствий воздействия молнии, учитывая материалы, используемые в конструкции самолета.

4.6 Меры на случай аварийной посадки:

4.6.1 В конструкции самолета предусматриваются средства для защиты находящихся на борту людей в случае аварийной посадки от пожара и последствий непосредственного воздействия перегрузок при торможении, а также от телесных повреждений, связанных с воздействием перегрузок при торможении на внутреннекабинное оборудование самолета.

4.6.2 Обеспечиваются средства для быстрого покидания самолета в условиях, возникновение которых вероятно после аварийной посадки. Эти средства предусматриваются с учетом пассажироместимости самолета и количества мест для его экипажа, и демонстрируется их приемлемость для использования по назначению.

4.6.3 Внутренняя компоновка салона, расположение и количество аварийных выходов, включая средства указания и освещения аварийных выходов и подходов к ним, являются такими, что они обеспечивают эвакуацию из самолета в условиях, возникновение которых вероятно после аварийной посадки.

4.6.4 Самолеты, сертифицированные с учетом возможности вынужденной посадки на воду, проектируются таким образом, чтобы в максимальной степени гарантировать безопасную эвакуацию пассажиров и членов экипажа при вынужденной посадке на воду.

4.7 Наземное обслуживание:

Принимаются достаточные меры для того, чтобы свести к минимуму риск нанесения при обычном наземном обслуживании (буксировке, подъеме домкратами и других подобных видах обслуживания) повреждений, которые могут остаться незамеченными, деталям и частям самолета, имеющим существенное значение для обеспечения его безопасной эксплуатации. При этом могут учитываться меры безопасности, обеспечиваемые введением ограничений и инструкций в отношении таких операций.

ГЛАВА 5.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

5.1 Двигатели:

Нормы части VI настоящих Правил применяются к каждому двигателю, который используется на самолете в качестве основной двигательной установки.

5.2 Воздушные винты:

Нормы части VII настоящих Правил применяются к каждому воздушному винту, который используется на самолете.

5.3 Комплекс силовой установки:

5.3.1 Соответствие ограничениям для двигателей и воздушных винтов

Комплекс силовой установки проектируется таким образом, чтобы двигатели и воздушные винты (если они имеются) надежно работали в ожидаемых условиях эксплуатации. В условиях, указанных в руководстве по летной эксплуатации, самолет способен эксплуатироваться без превышения ограничений, установленных для двигателей и воздушных винтов в соответствии с положениями настоящей главы и частей VI и VII.

5.3.2 Управление числом оборотов двигателя:

В тех силовых установках, в которых продолжающееся вращение ротора отказавшего двигателя повышает опасность возникновения пожара или серьезного разрушения конструкции, обеспечиваются средства, позволяющие экипажу прекратить в полете вращение отказавшего двигателя или уменьшить число его оборотов до безопасного уровня.

5.3.3 Установка газотурбинного двигателя При установке газотурбинного двигателя:

а) схема установки сводит к минимуму опасные для самолета последствия разрушения вращающихся частей двигателя или пожара двигателя, при котором прогорает корпус двигателя;

б) комплекс силовой установки проектируется с учетом обеспечения обоснованной гарантии в том, что те эксплуатационные ограничения двигателя, которые отрицательно влияют на целостность конструкции вращающихся частей, не превышаются в эксплуатации.

5.3.4 Повторный запуск двигателя:

Обеспечиваются средства для повторного запуска двигателя в полете на абсолютных высотах вплоть до заявленной максимальной высоты.

5.3.5 Компоновка и эксплуатация:

5.3.5.1 Независимость двигателей:

На самолетах, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, силовая установка компоуется и монтируется таким образом, чтобы каждый двигатель с его системами мог управляться и эксплуатироваться независимо от других двигателей и чтобы обеспечивалась, по крайней мере, одна такая компоновка силовой установки и систем, при которой любой отказ, если возможность такого отказа не является крайне маловероятной, не мог привести к бóльшей потере мощности, чем при полном отказе критического двигателя.

5.3.5.2 Независимость двигателей и их соответствующих систем:

На самолетах, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, двигатели с их соответствующими системами компоуются независимо друг от друга с целью обеспечить возможность работы, по крайней мере, в одной конфигурации, при которой отказ или неисправность любого двигателя или отказ любой системы, которая может оказать влияние на работу двигателя, не будет:

а) препятствовать продолжению безопасной работы оставшегося(ихся) двигателя(ей);

б) требовать немедленного вмешательства любого члена экипажа для про

5.3.5.3 Вибрация воздушных винтов:

Определяются вибрационные напряжения в воздушных винтах, и эти напряжения не превышают значений, которые, как было выявлено, являются безопасными в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для самолета.

5.3.5.4 Охлаждение:

Система охлаждения способна поддерживать температуру компонентов силовой установки и используемых в ней рабочих жидкостей в установленных пределах (см. п. 5.3.1) при температурах окружающего воздуха вплоть до максимальной, соответствующей предполагаемым условиям эксплуатации самолета. В руководстве по летной эксплуатации предписываются значения максимальной, а если необходимо, и минимальной температур окружающего воздуха, в пределах которых силовая установка пригодна для эксплуатации.

5.3.5.5 Системы силовой установки

Топливная и масляная системы, система забора воздуха и другие системы силовой установки обеспечивают работу каждого двигателя в соответствии с установленными требованиями при всех условиях, определяющих работу систем (режимах мощности и тяги двигателя, положениях и ускорениях самолета,

атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей и других соответствующих условиях) в пределах ожидаемых условий эксплуатации.

5.3.5.6 Противопожарная защита:

Для тех зон силовой установки, где потенциальная опасность пожара особенно велика вследствие близкого расположения источников воспламенения к горючим материалам, в дополнение к стандарту п. 4.2 f) предусматривается следующее:

а) Изоляция. Такие зоны изолируются огнестойким материалом от ост

угрозу, являющуюся препятствием к продолжению полета, учитывая возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.

б) Воспламеняющиеся жидкости. Элементы систем, содержащие воспламеняющиеся жидкости и расположенные в таких зонах, являются термостойкими. Для сведения к минимуму опасных последствий разрушения любого элемента, содержащего воспламеняющиеся жидкости, в каждой зоне предусматривается дренаж. Обеспечиваются средства, позволяющие экипажу перекрывать подачу воспламеняющихся жидкостей в такие зоны при возникновении пожара. В тех случаях, когда в таких зонах имеются источники воспламеняющихся жидкостей, все элементы соответствующей системы, находящиеся в данной зоне, включая опорную конструкцию, являются огнестойкими или защищаются от воздействия огня.

в) Обнаружение пожара. Обеспечивается достаточное число датчиков системы сигнализации о пожаре, расположенных таким образом, чтобы позволить быстрое обнаружение возникновения любого пожара в таких зонах.

д) Тушение пожара. Такие зоны обеспечиваются системой пожаротушения, способной ликвидировать любой пожар, который может в них возникнуть, если только степень изоляции, количество горючего, огнестойкость конструкции и другие факторы не являются такими, что любой пожар, который может возникнуть в данной зоне, не будет угрожать снижением безопасности полета самолета.

ГЛАВА 6.

СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

6.1 Общие положения:

6.1.1 Самолет оснащается утвержденными приборами, оборудованием и системами, включая системы наведения и управления режимами полета, необходимыми для обеспечения безопасности полета в ожидаемых условиях эксплуатации. Они включают приборы и оборудование, необходимые экипажу для безопасной эксплуатации самолета в пределах его эксплуатационных ограничений. При проектировании приборов и оборудования учитываются аспекты человеческого фактора.

6.1.2 Приборы, оборудование и системы, предусматриваемые в п. 6.1.1, проектируются и устанавливаются таким образом, что:

а) обеспечивается обратная зависимость между определяемыми в процессе оценки безопасности систем вероятностью особой ситуации и опасностью ее последствий для воздушного судна и находящихся на борту людей;

б) они выполняют свои заданные функции во всех ожидаемых условиях эксплуатации;

в) их взаимные электромагнитные помехи являются минимальными.

6.1.3 Предусматриваются средства предупреждения экипажа о небезопасных

состояниях систем в эксплуатации, обеспечивающие экипажу возможность предпринять корректирующие действия.

6.1.4 Источник электропитания:

Схема системы электропитания позволяет обеспечить силовые нагрузки в нормальных условиях эксплуатации самолета и основные силовые нагрузки после отказов, которые неблагоприятно влияют на систему генерирования электроэнергии в ожидаемых внешних условиях.

6.1.5 Обеспечение разработки комплексного электронного оборудования и системных программных средств:

Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, комплексное электронное оборудование и системные программные средства разрабатываются, проверяются и апробируются таким образом, чтобы системы, в которых они используются, выполняли заданные функции с учетом уровня безопасности полетов, который соответствует требованиям настоящей части (пп. 6.1.2 а) и 6.1.2 б)).

6.2 Установка приборов и оборудования:

Установка приборов и оборудования отвечает стандартам главы 4.

6.3 Аварийно-спасательное оборудование:

Предписанное аварийно-спасательное оборудование, которое, как ожидается, в случае аварии будет использоваться или применяться экипажем или пассажирами, является доступным, надежным и легко распознаваемым, а методы его применения указываются с помощью четкой маркировки.

6.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения:

6.4.1 Огни, предусмотренные "Правила полетов" для самолетов, находящихся в полете или на рабочей площадке аэродрома, имеют такую интенсивность, цвет, зону действия и другие характеристики, которые обеспечивают пилоту другого воздушного судна или наземному персоналу время, необходимое для интерпретации сигналов и выполнения требуемого маневра для предотвращения столкновения. Конструкция таких огней должным образом учитывает условия, в которых они смогут выполнять эти функции.

6.4.2 Огни устанавливаются на самолетах таким образом, чтобы свести к минимуму возможность того, что они отрицательно скажутся на удовлетворительном выполнении экипажем своих обязанностей.

6.5 Защита от электромагнитных помех:

Бортовые электронные системы, особенно имеющие критическое и важное значение для выполнения полета системы, защищаются от электромагнитных помех, обусловленных внутренними и внешними источниками.

6.6 Защита от обледенения:

В том случае, когда запрашивается сертификация для выполнения полетов в условиях обледенения, показывается способность самолета безопасно выполнять полет в условиях обледенения, которые могут встретиться во всех предполагаемых условиях эксплуатации.

ГЛАВА 7.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

7.1 Общие положения:

Эксплуатационные ограничения, в пределах которых определяется соответствие нормам настоящих Правил, вместе с любой другой информацией, необходимой для обеспечения безопасной эксплуатации самолета, доводятся до сведения заинтересованных лиц с помощью руководства по летной эксплуатации, а также маркировки, пояснительных надписей и таких других средств, благодаря которым это может быть сделано достаточно эффективно.

7.2 Эксплуатационные ограничения:

7.2.1 Ограничения, которые могут быть превышены в полете и которые определяются количественно, выражаются в приемлемых единицах. При необходимости эти ограничения корректируются с учетом ошибок в измерениях, что позволяет по имеющимся в распоряжении летного экипажа приборам легко определять те моменты, когда эти ограничения достигаются.

7.2.2 Ограничения нагрузок:

Ограничения нагрузок охватывают все предельные массы, предельные значения центровки, предельные значения распределения массы и предельные нагрузки на пол (см. п. 1.2.2).

7.2.3 Ограничения воздушной скорости:

Ограничения воздушной скорости охватывают все значения скорости (см. п. 3.5), которые устанавливаются с учетом целостности конструкции или летных качеств самолета или других оснований. Эти скорости указываются для соответствующих конфигураций самолета и других относящихся к ним факторов.

7.2.4 Ограничения, устанавливаемые для силовой установки:

Ограничения, устанавливаемые для силовой установки, включают все ограничения, предписанные для различных элементов силовой установки, смонтированных на самолете (см. пп. 5.3.1 и 5.3.5.4).

7.2.5 Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем

Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем, включают все ограничения, предписанные для различных элементов оборудования и систем, смонтированных на самолете.

7.2.6 Различные ограничения:

Различные ограничения включают любые необходимые ограничения в отношении условий, которые считаются неблагоприятными для безопасной эксплуатации самолета (см. п. 1.2.1).

7.2.7 Ограничения, устанавливаемые для летного экипажа:

Ограничения, касающиеся летного экипажа, устанавливают минимальное число членов летного экипажа, необходимое для эксплуатации самолета, с учетом возможности доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможности выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

7.2.8 Ограничение времени полета после отказа системы или двигателя:

Ограничения, устанавливаемые для систем, включают максимальное время полета, для которого определена надежность систем, учитываемая при выдаче разрешения на производство полетов самолетов с двумя газотурбинными двигателями с

превышением установленного порогового времени.

Примечание. Максимальное время, установленное в соответствии с правилами АГАТ для конкретного маршрута, может быть меньше величины, определенной в соответствии с п. 7.2.8, в зависимости от конкретных эксплуатационных условий.

7.3 Эксплуатационная информация и процедуры:

7.3.1 Разрешенные виды полетов:

Перечисляются конкретные виды полетов, для выполнения которых на основании соответствия определенным требованиям была продемонстрирована годность самолета.

7.3.2 Данные о нагружении:

Данные о нагружении включают величину массы пустого самолета (с указанием условий, при которых выполнялось взвешивание), сведения о соответствующем положении центра тяжести, а также о точках и линиях отсчета, относительно которых указаны предельные значения центровки.

7.3.3 Правила эксплуатации:

Приводятся правила эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, соответствующие данному самолету и необходимые для обеспечения его безопасности, включая порядок действий (экипажа) при отказе одного или нескольких двигателей.

7.3.4 Сведения о пилотажных характеристиках:

Предоставляется достаточная информация о любых необычных или имеющих важное значение характеристиках самолета. Указываются скорости сваливания и минимальные скорости установившегося полета, которые устанавливаются в соответствии с п. 2.4.2.3.

7.3.5 Наименее опасное место размещения бомбы:

На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек определяется наименее опасное место, в котором могут быть размещены бомба или другое взрывное устройство с тем, чтобы свести к минимуму последствия для самолета в случае детонации.

7.4 Информация о летно-технических характеристиках:

Информация о летно-технических характеристиках самолета представляется в соответствии с требованиями п. 2.2. Она включает сведения о различных конфигурациях самолета, режимах мощности или тяги и соответствующих скоростях, а также сведения, которые могут помочь летному экипажу получить на практике предписанные летно-технические характеристики.

7.5 Руководство по летной эксплуатации:

Обеспечивается предоставление руководства по летной эксплуатации. В руководстве четко и ясно указывается, к какому конкретному самолету или серии самолетов оно относится. Руководство по летной эксплуатации включает, по крайней мере, ограничения, информацию и правила, предписанные в пп. 7.2, 7.3, 7.4 и 7.6.1.

7.6 Маркировка и пояснительные надписи:

7.6.1 Маркировка и пояснительные надписи на приборах, оборудовании, органах управления и других соответствующих местах включают такие ограничения или сведения, которые требуют непосредственного внимания летного экипажа в полете.

7.6.2 Обеспечиваются маркировка и пояснительные надписи или инструкции в целях предоставления наземному персоналу информации, имеющей важное

значение с точки зрения предотвращения ошибок при наземном обслуживании (буксировке, заправке топливом и других подобных видах обслуживания), которые могли бы остаться незамеченными и создать угрозу безопасности последующих полетов самолетов.

7.7 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании:

7.7.1 Общие положения:

Обеспечивается информация, которая используется при разработке методов поддержания летной годности самолета.

7.7.2 Информация о техническом обслуживании:

Информация о техническом обслуживании включает описание самолета и рекомендуемые методы выполнения работ по техническому обслуживанию. Такая информация включает инструктивные указания в отношении выявления дефектов.

7.7.3 Информация в программе технического обслуживания:

Программа технического обслуживания содержит информацию о работах по техническому обслуживанию и рекомендуемой периодичности их проведения.

Примечание. Разработка первоначальной информации для программы технического обслуживания при сертификации типа самолета иногда осуществляется в рамках органа, называемого Советом по вопросам технического обслуживания (MRB).

7.7.4 Информация об обязательных требованиях к техническому обслуживанию, устанавливаемые при утверждении типовой конструкции

Обязательные требования к техническому обслуживанию (или сертификационные требования к техническому обслуживанию (SMR) и/или ограничения летной годности), которые установлены государством разработчика в качестве условия утверждения типовой конструкции, указываются в качестве таковых и включаются в информацию о техническом обслуживании, упомянутую в п. 7.7.3.

ГЛАВА 8.

УДАРОСТОЙКОСТЬ И БЕЗОПАСНОСТЬ КАБИНЫ

8.1 Общие положения:

При проектировании самолетов учитываются аспекты ударостойкости для повышения вероятности выживания находящихся на борту людей.

8.2 Расчетные нагрузки при аварийной посадке:

8.2.1 Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, определяются нагрузки при аварийной посадке (аварии) с тем, чтобы элементы внутренней отделки, облицовочные панели, несущую конструкцию и страховочное оборудование можно было спроектировать с учетом обеспечения максимальной выживаемости находящихся на борту людей. Подлежащие учету факторы включают:

- a) динамические воздействия;
- b) критерии фиксации предметов, которые могут представлять опасность;
- c) деформацию фюзеляжа в зонах аварийных выходов;
- d) целостность и расположение топливных баков;
- e) целостность электрических систем для исключения источников воспламенения.

8.2.2 Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена

24 февраля 2013 года или после этой даты, определяются нагрузки при аварийной посадке (аварии), с тем, чтобы элементы внутренней отделки, облицовочные панели, несущую конструкцию и страховочное оборудование можно было спроектировать с учетом обеспечения защиты находящихся на борту людей в условиях аварийной посадки. Подлежащие учету факторы включают:

- a) динамические воздействия;
- b) критерии фиксации предметов, которые могут представлять опасность;
- c) деформацию фюзеляжа в зонах аварийных выходов;
- d) целостность и расположение топливных баков;
- e) целостность электрических систем для исключения источников воспламенения.

8.3 Противопожарная защита кабины:

Кабина проектируется с учетом обеспечения защиты находящихся на борту людей от пожара в случае отказов систем в полете или аварийной ситуации. Подлежащие учету факторы включают:

- a) воспламеняемость материалов отделки кабины;
- b) огнестойкость и выделение дыма и ядовитых паров;
- c) наличие предохранительных устройств, обеспечивающих безопасную эвакуацию;
- d) оборудование обнаружения и ликвидации пожара.

8.4 Эвакуация:

На самолете предусматриваются достаточные аварийные выходы, обеспечивающие максимальную возможность эвакуации из кабины за соответствующий период времени. Подлежащие учету факторы включают:

- a) количество и конфигурацию размещения кресел;
- b) количество, расположение и размер выходов;
- c) маркировку выходов и наличие инструкций об их использовании;
- d) возможные блокировки выходов;
- e) функционирование выходов;
- f) размещение у выходов и вес оборудования для эвакуации, таких, как аварийные трапы и плоты и другого соответствующего оборудования.

8.5 Освещение и маркировка:

Обеспечивается аварийное освещение, которое обладает следующими характеристиками:

- a) независимость от основного источника электропитания;
- b) автоматически срабатывает при потере стандартного электропитания/ударе;
- c) визуально указывает путь к аварийным выходам в наполненной дымом кабине;
- d) обеспечивает освещение внутри и снаружи самолета при эвакуации;
- e) не создает дополнительной опасности в случае проливания топлива.

8.6 Спасательное оборудование

Самолет оснащается таким оборудованием, которое в максимальной степени обеспечивает экипажу и находящимся на борту людям возможность выживания в ожидаемых внешних условиях в течение обоснованного периода времени. Подлежащие учету факторы включают:

- a) количество спасательных плотов/спасательных жилетов;

- b) спасательное оборудование, соответствующее вероятным условиям;
- c) аварийные радиостанции и оборудование для пиротехнической сигнализации в случаях бедствия;
- d) автоматические аварийные радиомаяки.

ГЛАВА 9.

УСЛОВИЯ РАБОТЫ И ЧЕЛОВЕЧЕСКИЙ ФАКТОР

9.1 Общие положения:

Самолет проектируется с учетом обеспечения в пределах эксплуатационных ограничений безопасной деятельности его пассажиров и тех, кто осуществляет его эксплуатацию, техническое и другое обслуживание.

Примечание. Интерфейс "человек – машина" часто оказывается слабым звеном в эксплуатационных условиях, поэтому необходимо обеспечивать, чтобы самолет был управляемым на всех этапах полета, включая при ухудшении характеристик вследствие отказов, и чтобы экипаж и пассажиры не испытывали вредного воздействия условий, в которых они находятся в течение полета.

9.2 Летный экипаж:

9.2.1 Самолет проектируется таким образом, чтобы он мог безопасно и эффективно управляться летным экипажем. При проектировании учитываются различия в мастерстве и физиологии членов летного экипажа с учетом ограничений, действующих при выдаче свидетельств членам летного экипажа. Учитываются различные ожидаемые в условиях эксплуатации состояния самолета, включая выполнение полетов при ухудшении характеристик вследствие отказов.

9.2.2 Рабочая нагрузка на летный экипаж, предусматриваемая проектом самолета, является допустимой на всех этапах полета, включая критические этапы полета и критические ситуации, которые по обоснованным предположениям могут иметь место в течение срока службы самолета (локализованный отказ двигателя, попадание в зону сдвига ветра и другие подобные критические ситуации).

Примечание. На рабочую нагрузку могут оказывать влияние как когнитивные, так и физиологические факторы.

9.3 Эргономика:

При проектировании самолета учитываются эргономические аспекты, в том числе:

a) удобство пользования и предотвращение непреднамеренного неправильного пользования;

b) доступность;

c) рабочая среда летного экипажа;

d) стандартизация кабины;

e) эксплуатационная технологичность.

9.4 Факторы условий работы

При проектировании самолета учитываются условия работы летного экипажа, в том числе:

a) влиянию таких факторов авиационной медицины, как уровень кислорода, температура, влажность, шум и вибрация;

b) влиянию физических сил в процессе нормального полета; c) влиянию длительной работы на большой высоте;

d) физическому комфорту.

ГЛАВА 10.

АВИАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ

10.1 Самолеты, выполняющие внутренние коммерческие полеты:

Нормы и рекомендации настоящей главы следует применять в отношении самолетов, выполняющих внутренние коммерческие полеты (воздушные перевозки).

10.2 Наименее опасное место размещения бомбы:

При проектировании самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек предусматривается наименее опасное место размещения бомбы с тем, чтобы минимизировать воздействие бомбы на самолет и находящихся на борту людей.

10.3 Защита кабины летного экипажа:

10.3.1 На всех самолетах, которые в соответствии Государственными авиационными правилами АГАТ требуется иметь дверь кабины летного экипажа утвержденной конструкции и заявка на выдачу сертификата типа которых впервые представлена 20 мая 2006 года или после этой даты, перегородки, потолки и полы кабины летного экипажа проектируются таким образом, чтобы они противостояли пробиванию пулями стрелкового оружия и осколками гранат, а также насильственному вторжению, если эти зоны являются доступными в полете для пассажиров и экипажа.

10.3.2 На всех самолетах, которые в соответствии Государственными авиационными правилами АГАТ требуется иметь дверь кабины летного экипажа утвержденной конструкции и заявка на изменение сертификата типа которых с целью включения конструкции производного типа представлена 20 мая 2006 года или после этой даты, следует предусмотреть возможность усиления перегородок, полов и потолков кабины летного экипажа таким образом, чтобы они противостояли пробиванию пулями стрелкового оружия и осколками гранат, а также насильственному вторжению, если эти зоны являются доступными в полете для пассажиров и экипажа.

10.4 Проектирование внутренних элементов конструкции самолета

На всех самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек исключается или сводится к минимуму возможность скрытого размещения оружия, взрывчатых веществ или других опасных предметов на борту воздушного судна, и обеспечивается максимально возможное быстрое проведение процедур поиска таких предметов.

ВЕРТОЛЕТЫ

**ВЕРТОЛЕТЫ, ЗАЯВКА НА СЕРТИФИКАЦИЮ КОТОРЫХ БЫЛА
ПРЕДСТАВЛЕНА 22 МАРТА 1991 ГОДА ИЛИ ПОСЛЕ ЭТОЙ ДАТЫ, НО ДО
13 ДЕКАБРЯ 2007 ГОДА**

ГЛАВА 1.

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость:

1.1.1 Нормы настоящей части применимы ко всем вертолетам, указанным в п. 1.1.2 и относящимся к типам, прототип которых был представлен для сертификации 22 марта 1991 года или после этой даты, но до 13 декабря 2007 года.

1.1.2 Нормы настоящей части применяются к вертолетам, предназначенным для международных перевозок пассажиров, грузов или почты.

1.1.3 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных норм летной годности, упомянутых в п. 1.2.1 части II, для вертолетов, указанных в п. 1.1.2, по крайней мере, в основном эквивалентен общему уровню, определяемому нормами настоящей части.

1.1.4 Если это не оговорено иначе, нормы применимы ко всему вертолету, включая двигатели, системы и оборудование.

1.2 Ограничения:

1.2.1 Ограничения устанавливаются для вертолета, его силовых установок и оборудования (см. п. 9.2). Соответствие нормам настоящей части устанавливается исходя из допущения относительно того, что вертолет эксплуатируется в пределах заданных ограничений. Ограничения устанавливаются с достаточным запасом по отношению к любым условиям, препятствующим обеспечению безопасности вертолета, чтобы возможность авиационных происшествий, имеющих место в результате возникновения таких условий, была крайне маловероятной.

1.2.2 Устанавливаются ограничения диапазонов масс, значений центровки, распределения нагрузок, скоростей и внешние условия, в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих норм настоящей части, при этом не требуется учитывать сочетание тех условий, которые в принципе не могут возникать или иметь место на практике.

Примечание. В качестве основных ограничений, устанавливаемых для вертолета, могут рассматриваться такие параметры, как:

- максимальная сертифицированная взлетная масса (включая массу при отрыве от земли);
- максимальная сертифицированная масса при рулении на земле;
- максимальная сертифицированная посадочная масса;
- предельная передняя, предельная задняя и предельная боковая центровки при различных конфигурациях;
- максимальная сертифицированная масса при полетах с грузом на внешней подвеске.

1.3 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета

Во всех ожидаемых условиях эксплуатации исключается наличие у вертолета каких-либо особенностей или характеристик, не обеспечивающих безопасность полета.

1.4 Доказательство соответствия:

1.4.1 Соблюдение соответствующих требований к летной годности определяется на основе данных, полученных либо в результате проведения испытаний, теоретических расчетов, расчетов, основанных на материалах испытаний, либо с помощью других методов, при условии, что в каждом случае

получаемая точность данных обеспечивает такой же уровень летной годности, как и при непосредственном проведении испытаний.

1.4.2 Испытания, указанные в п. 1.4.1, проводятся таким образом, чтобы в достаточной степени гарантировать надежность и правильность функционирования вертолета, его элементов и оборудования в ожидаемых условиях эксплуатации.

ГЛАВА 2.

ПОЛЕТ

2.1 Общие положения:

2.1.1 Соответствие нормам главы 2 устанавливается путем проведения летных или других испытаний одного вертолета или нескольких вертолетов того типа, для которого требуется сертификат летной годности, или с помощью расчетов (или других методов), основанных на материалах этих испытаний, при условии, что полученные путем расчетов результаты обеспечивают такую же точность, как и результаты, полученные при непосредственном проведении испытаний, или воспроизводят эти результаты испытаний с запасом.

2.1.2 Соответствие каждому стандарту устанавливается для всех применяемых сочетаний масс и центровок вертолета в пределах того диапазона нагрузок, для которого требуется проведение сертификации.

2.1.3 В случае необходимости устанавливаются соответствующие конфигурации вертолета для определения его летных характеристик на различных этапах полета и для исследования его летных качеств.

2.2 Летно-технические характеристики

2.2.1 Общие положения

2.2.1.1 Данные о летно-технических характеристиках вертолета определяются в достаточном объеме и приводятся в руководстве по летной эксплуатации в целях предоставления эксплуатантам необходимой информации для определения полной массы вертолета на основе специфических для предполагаемого полета значений соответствующих эксплуатационных параметров с тем, чтобы полет мог быть выполнен с достаточной уверенностью в том, что в ходе полета будут обеспечиваться минимальные безопасные летно-технические характеристики.

2.2.1.2 Соблюдение летно-технических характеристик, предписанных для вертолета, учитывает возможности человека и не требует исключительного мастерства или повышенного внимания пилота.

2.2.1.3 Летно-технические характеристики, предписанные для вертолета, основаны на соблюдении положений п. 1.2.1 и на использовании логических сочетаний тех систем и оборудования вертолета, функционирование которых может влиять на летно-технические характеристики.

2.2.2 Минимальные летно-технические характеристики

При максимальной массе, установленной (см. п. 2.2.3) для взлета и посадки в зависимости от превышения взлетной или посадочной площадки над уровнем моря или барометрической высоты в условиях стандартной атмосферы или в указанных атмосферных условиях при отсутствии ветра, а для вертолетов, эксплуатирующихся с водной поверхностью, – в указанных условиях при спокойном состоянии воды, вертолет способен обеспечивать достижение минимальных характеристик,

указанных соответственно в пп. 2.2.2.1 и 2.2.2.2, без учета препятствий и длины зоны взлета и конечного этапа захода на посадку.

Примечание. Настоящий стандарт позволяет предписывать в руководстве по летной эксплуатации вертолета максимальную взлетную и максимальную посадочную массы вертолета в зависимости от:

- превышения, или
 - барометрической высоты, или
 - барометрической высоты и температуры окружающего воздуха,
- и других соответствующих условий так чтобы он легко мог использоваться при применении национальных норм к летно-эксплуатационным ограничениям, устанавливаемым для вертолета.

2.2.2.1 Взлет:

а) В случае отказа критического двигателя в точке принятия решения на взлете или после прохождения ее (для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 1) или в характерной точке после взлета или после нее (для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 2), вертолеты с летно-техническими характеристиками классов 1 и 2 обладают способностью продолжить безопасный полет при работе остальных двигателей в пределах установленных ограничений.

б) Минимальные летно-технические характеристики на всех этапах взлета и набора высоты являются достаточными для того, чтобы в условиях, слегка отличающихся от идеализированных условий, для которых предписаны данные о летно-технических характеристиках (см. п. 2.2.3), были обеспечены пропорциональные отклонения от предписанных значений.

2.2.2.2 Посадка:

а) В случае отказа критического двигателя в точке принятия решения о посадке или до нее (для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 1) или в характерной точке перед посадкой или до нее (для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 2), вертолет обладает способностью, начиная маневр в конфигурации захода на посадку, продолжить безопасный полет; оставшиеся(ийся) двигатели (двигатель) работают(ет) в пределах установленных ограничений.

б) В случае прерванной посадки вертолет обладает способностью, начиная этот маневр в посадочной конфигурации, совершить набор высоты со всеми работающими двигателями.

2.2.3 Летно-технические характеристики, предписываемые в руководстве по летной эксплуатации:

Летно-технические характеристики определяются и предписываются в руководстве по летной эксплуатации таким образом, чтобы их применение на основе установленных правил производства полетов, обеспечивало удовлетворительное с точки зрения безопасности соответствие летно-технических характеристик вертолета с условиями на аэродромах, вертодромах и маршрутах, на которых он может использоваться. Данные о летно-технических характеристиках определяются и предписываются для нижеследующих этапов полета, при этом учитываются диапазоны масс, высот (абсолютных или барометрических), скоростей ветра и другие внешние условия, а также состояние водной поверхности и скорость течения для вертолетов-амфибий и любые другие эксплуатационные параметры, применительно к которым вертолет сертифицируется.

2.2.3.1 Взлет. Данные о взлетных характеристиках включают потребную

взлетную дистанцию и траекторию взлета. Для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 1 они включают также и требуемую дистанцию прерванного взлета.

2.2.3.1.1 Точка принятия решения на взлете. (Только для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 1.) Точка принятия решения на взлете является точкой на этапе взлета, используемой при установлении взлетных характеристик, и после которой при неработающем критическом двигателе может быть или безопасно продолжен взлет, или выполнен прерванный взлет.

2.2.3.1.2 Потребная взлетная дистанция. (Только для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 1.) Потребной взлетной дистанцией является требуемое расстояние по горизонтали от начала взлета до точки, в которой достигаются безопасная взлетная скорость (VTOSS), заданная высота над взлетной поверхностью и положительный градиент набора высоты, после отказа критического двигателя в точке принятия решения на взлете, при этом оставшиеся(ийся) двигатели (двигатель) работают(ет) в пределах установленных эксплуатационных ограничений.

2.2.3.1.3 Потребная дистанция прерванного взлета. (Только для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 1.) Потребной дистанцией прерванного взлета является потребное расстояние по горизонтали от начала взлета до точки, в которой достигается полная остановка вертолета при прекращении взлета после отказа двигателя в точке принятия решения на взлете.

2.2.3.1.4 Потребная взлетная дистанция. (Только для вертолетов с летно-техническими характеристиками классов 2 и 3.) Потребной взлетной дистанцией является требуемое расстояние по горизонтали от начала взлета до точки, в которой достигаются наивыгоднейшая скорость набора высоты (V_y) или скорость набора высоты при наивыгоднейшем угле (V_x) или выбранная промежуточная скорость (при условии, что эта скорость не влечет за собой выполнение полета в пределах критических зон диаграмм "высота – скорость") и заданная высота над взлетной поверхностью при всех двигателях, работающих на взлетной мощности.

2.2.3.2 Полет по маршруту. Характеристики полета по маршруту представляют собой характеристики набора высоты, крейсерского полета или снижения, когда:

- a) один критический двигатель не работает;
- b) два критических двигателя не работают (у вертолетов с тремя или более двигателями);
- c) режим мощности работающего(их) двигателя(ей) не превышает режима мощности, для которой он(и) сертифицирован(ы).

2.2.3.3 Посадка. Данные о посадочных характеристиках включают требуемую посадочную дистанцию и (для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 1) точку принятия решения на посадке.

2.2.3.3.1 Точка принятия решения на посадке. (Для вертолетов с летно-техническими характеристиками класса 1.) Точка принятия решения на посадке является самой крайней точкой этапа захода на посадку, после которой может быть либо выполнена посадка, либо безопасно начато выполнение прерванной посадки (ухода на второй круг) при одном неработающем критическом двигателе.

2.2.3.3.2 Потребная посадочная дистанция. Потребная посадочная дистанция является требуемым расстоянием по горизонтали для посадки и полной остановки, начиная от точки, расположенной на заданной высоте над посадочной поверхностью.

2.3 Летные качества:

Вертолет соответствует нормам раздела 2.3 на всех высотах вплоть до ожидаемой максимальной высоты, относящейся к данному конкретному требованию, при всех температурных условиях, которые возможны на рассматриваемой высоте и предписаны для вертолета.

2.3.1 Управляемость:

Вертолет сохраняет управляемость и маневренность при всех ожидаемых условиях эксплуатации, при этом обеспечивается возможность плавного перехода от одного режима полета к другому (при разворотах, скольжении, изменении режима мощности или тяги двигателей, изменении конфигурации вертолета и других подобных режимах), не требуя от пилота исключительно высокого мастерства, повышенного внимания или чрезмерных физических усилий даже в случае отказа какого-либо двигателя. Устанавливается техника управления вертолетом, обеспечивающая безопасность на всех этапах полета и при всех конфигурациях вертолета, для которых предписаны соответствующие летно-технические характеристики.

Примечание. Эта норма также предназначен обеспечивать эксплуатацию вертолета при отсутствии заметной атмосферной турбулентности, а также для гарантии того, что турбулентное состояние воздуха не приводит к чрезмерному ухудшению летных качеств.

2.3.1.1 Управляемость на земле (или на воде). Вертолет управляем на земле (или на воде) во время руления, взлета или посадки в ожидаемых условиях эксплуатации.

2.3.1.2 Управляемость при взлете. Вертолет сохраняет управляемость в случае внезапного отказа критического двигателя в любой момент взлета, когда методика пилотирования вертолета соответствует той, которая предусматривается для взлетных данных.

2.3.2 Балансировка:

Вертолет имеет такую балансировку и такие возможности управления, которые гарантируют, что требования, предъявляемые к вниманию пилота и его способности выдерживать желаемые условия полета, не являются чрезмерными, учитывая при этом этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. В случае неисправности систем, связанных с органами управления, не имеет место какое либо значительное ухудшение характеристик управляемости.

2.3.3 Устойчивость:

Вертолет обладает такой устойчивостью в отношении его других летно-технических характеристик, прочности конструкции и наиболее вероятных условий эксплуатации (конфигураций вертолета, диапазона его скоростей и других подобных условий), которая не допускает, чтобы требования, предъявляемые к пилоту в отношении концентрирования внимания, были чрезмерными, учитывая этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. Однако устойчивость вертолета не является такой, когда предъявляемые к усилиям пилота требования становятся чрезмерными и безопасности вертолета угрожает отсутствие или недостаточность маневренности в аварийных условиях.

2.3.4 Режим авторотации:

2.3.4.1 Управление оборотами несущего винта. Характеристики режима авторотации вертолета обеспечивают такие условия, которые позволяют пилоту управлять оборотами несущего винта в пределах предписанных ограничений и

сохранить полное управление вертолетом.

2.3.4.2 Поведение вертолета после потери мощности. Поведение вертолета после потери мощности не достигает таких крайних пределов, которые затрудняют быстрое восстановление оборотов несущего винта без превышения ограничений вертолета по воздушной скорости или прочности.

2.3.4.3 Скорости в режиме авторотации. Устанавливаются скорости в режиме авторотации, соответствующие максимальной дальности и минимальной вертикальной скорости снижения.

2.3.5 Флаттер и вибрация:

Путем проведения соответствующих испытаний демонстрируется отсутствие вероятности возникновения флаттера и чрезмерной вибрации всех частей вертолета при всех его конфигурациях и скоростях полета в пределах эксплуатационных ограничений (см. п. 1.2.2). Не допускается вибрация, способная нарушить управление вертолетом, вызвать повреждения конструкции или чрезмерную утомляемость экипажа.

ГЛАВА 3.

КОНСТРУКЦИИ

3.1 Общие положения:

Нормы главы 3 применяются к конструкции, включающей все элементы и части вертолета, разрушение которых может создать для него серьезную опасность.

3.1.1 Масса и распределение массы:

Если не оговорено иначе, все нормы, касающиеся конструкции, соблюдаются при значениях массы в пределах возможного диапазона и при наиболее неблагоприятном распределении массы в пределах эксплуатационных ограничений, на основе которых требуется проведение сертификации.

3.1.2 Предельные нагрузки:

Если не оговорено иначе, внешние нагрузки и соответствующие инерционные нагрузки или силы сопротивления, полученные для различных условий нагружения, указанных в пп. 3.4, 3.5 и 3.6, рассматриваются как предельные нагрузки.

3.1.3 Прочность и деформации:

При различных условиях нагружения, указанных в пп. 3.4, 3.5 и 3.6, не допускается, чтобы какой либо элемент конструкции вертолета подвергался опасной деформации при всех нагрузках вплоть до предельной включительно. Конструкция вертолета способна выдерживать разрушающую расчетную нагрузку.

3.2 Воздушные скорости

3.2.1 Расчетные воздушные скорости

Устанавливаются такие расчетные воздушные скорости, с учетом которых рассчитывается конструкция вертолета на прочность, чтобы выдерживать маневренные нагрузки и нагрузки от порывов в соответствии с положениями п. 3.4.

3.2.2 Ограничения по воздушной скорости:

В руководство по летной эксплуатации вертолета как часть эксплуатационных ограничений (см. п. 9.2.2) включаются ограничения по воздушной скорости, определенные на основе соответствующих расчетных воздушных скоростей с добавлением в надлежащих случаях необходимых запасов согласно п. 1.2.1. В тех

случаях, когда ограничения воздушной скорости зависят от массы, распределения массы, оборотов несущего винта, мощности и других факторов, эти ограничения устанавливаются на основе критических комбинаций этих факторов.

3.3 Ограничения по числу оборотов несущего(их) винта(ов)

Устанавливается диапазон оборотов несущего(их) винта(ов), который:

а) при подаче мощности обеспечивает соответствующий запас для учета изменений оборотов несущего винта, возникающих при выполнении любого соответствующего маневра, и является увязанным с типом применяемого регулятора или синхронизатора;

б) при отсутствии подачи мощности позволяет выполнить любой соответствующий маневр на авторотации в диапазонах воздушной скорости и массы, для которых запрошена сертификация.

3.4 Нагрузки в полете:

Условия нагружения в полете, приведенные в пп. 3.4.1, 3.4.2 и 3.6, рассматриваются для диапазона значений массы и ее распределений, указанных в п. 3.1.1, и при воздушных скоростях, установленных в соответствии с п. 3.2.1. Учитываются случаи, как несимметричного, так и симметричного нагружений. Аэродинамические, инерционные и другие нагрузки, возникающие в результате предписанных условий нагружения, распределяются таким образом, чтобы они приближались к фактическим условиям нагружения или воспроизводили эти условия с запасом.

3.4.1 Маневренные нагрузки:

Маневренные нагрузки рассчитываются на основе перегрузок при маневрах, допускаемых эксплуатационными ограничениями. Их величина устанавливается не ниже тех значений, которые согласно имеющемуся опыту соответствуют ожидаемым условиям эксплуатации.

3.4.2 Нагрузки от порывов:

Нагрузки от порывов рассчитываются для тех значений скоростей вертикальных и горизонтальных порывов, которые согласно статистическим или другим имеющимся данным будут соответствовать ожидаемым условиям эксплуатации.

3.5 Нагрузки от воздействия земли и водной поверхности

Конструкция способна выдерживать все нагрузки от реакции земли или поверхности воды, возникающие при страгивании, рулении на земле и на воде, отрыве, приземлении и остановке вращения несущего винта.

3.5.1 Условия посадки:

Условия посадки с расчетной взлетной и с расчетной посадочной массой включают такие симметричные и несимметричные положения вертолета в момент соприкосновения с землей или водой, а также такие скорости снижения и другие факторы, влияющие на нагрузки, действующие на конструкцию, которые могут иметь место в ожидаемых условиях эксплуатации.

3.6 Различные нагрузки:

В дополнение к маневренным нагрузкам, нагрузкам от порывов, воздействия земли и водной поверхности (или одновременно с этими нагрузками) рассматриваются все другие нагрузки (аэродинамические нагрузки на поверхности управления, наддув кабины, влияние работы двигателей, нагрузки за счет изменений конфигурации, нагрузки за счет внешней массы и другие подобные нагрузки), которые могут возникать в ожидаемых условиях эксплуатации.

3.7 Флаттер, дивергенция и вибрация:

В любой части конструкции вертолета не возникает чрезмерной вибрации или

колебаний (земной резонанс, флаттер и другие подобные вибрации или колебания) при каждом соответствующем сочетании скорости и мощности.

3.8 Усталостная прочность:

Прочность и технология изготовления конструкции вертолета таковы, что возможность опасного усталостного разрушения конструкции вертолета при действии повторных нагрузок и вибрационных нагрузок в ожидаемых условиях эксплуатации является крайне маловероятной.

Примечание. Данный стандарт может быть соблюден путем установления "безопасных сроков службы" или характеристик "безопасного повреждения" конструкции с учетом наиболее вероятных величин и повторяемости нагрузок в ожидаемых условиях эксплуатации и при ожидаемом порядке проверок. Для некоторых частей конструкции может оказаться необходимым установить как характеристики "безопасного повреждения", так и "безопасные сроки службы".

ГЛАВА 4.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО

4.1 Общие положения:

Особенности проектирования и производства в достаточной степени гарантируют, что все части вертолета будут способны эффективно и надежно работать в ожидаемых условиях эксплуатации. Они основываются на практике, которая, как показывает опыт, является удовлетворительной или которая подтверждается специальными испытаниями или другими соответствующими исследованиями, или теми и другими вместе. При этом также учитываются аспекты человеческого фактора.

4.1.1 Подтверждающие испытания:

Работа всех подвижных частей, имеющих существенное значение для безопасной эксплуатации вертолета, демонстрируется с помощью соответствующих испытаний, чтобы подтвердить их правильное функционирование во всех возможных для этих частей эксплуатационных условиях.

4.1.2 Материалы:

Все материалы, используемые при изготовлении тех частей вертолета, которые имеют существенное значение для его безопасной эксплуатации, отвечают утвержденным техническим требованиям. Утвержденные технические требования представляют собой такие требования, в результате введения которых все материалы, одобренные как удовлетворяющие им, будут обладать основными свойствами, предусмотренными в проекте.

4.1.3 Технология производства:

Применяется такая технология производства и сборки, которая обеспечивает постоянство качества конструкции, обладающей надежностью с точки зрения сохранения прочности при эксплуатации.

4.1.4 Предохранение:

Конструкция предохраняется от снижения или потери прочности в ходе эксплуатации вследствие атмосферных воздействий, коррозии, износа или других причин, которые могут остаться незамеченными, учитывая тот уровень технического обслуживания, который будет обеспечиваться при эксплуатации вертолета.

4.1.5 Проверка:

Принимаются надлежащие меры к тому, чтобы позволить проводить любые необходимые проверки, замену или ремонт тех деталей и частей вертолета, которые в этом нуждаются, либо на периодической основе, либо после попадания в необычно сложные условия эксплуатации.

4.1.6 Особенности проектирования систем:

Особенности проектирования элементов, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом, включают, по крайней мере, следующее:

а) Органы и системы управления. Органы и системы управления проектируются таким образом, чтобы сводить к минимуму возможность заедания, выполнения непреднамеренных маневров или самопроизвольного включения стопорных устройств поверхностей управления.

1) Каждый орган и система управления работают легко, плавно и надежно в соответствии со своим функциональным назначением.

2) Каждый элемент системы управления полетом спроектирован таким образом, чтобы свести к минимуму вероятность неправильной сборки, что могло бы привести к неправильной работе системы.

б) Кабина экипажа. Кабина экипажа проектируется таким образом, чтобы свести к минимуму возможность неправильного или затруднительного использования экипажем органов управления вследствие усталости членов экипажа, путаницы или каких либо препятствий. При этом учитывается, как минимум, расположение и четкое обозначение органов управления и приборов, обеспечение быстрого обнаружения аварийных ситуаций, направление отклонения рычагов управления, вентиляция, отопление и уровень шума.

с) Обзор из кабины экипажа. Для безопасной эксплуатации вертолета компоновка кабины экипажа является такой, чтобы обеспечивался достаточно широкий, незатененный и неискаженный обзор, при этом исключается появление бликов и отражений, мешающих обзору. Лобовое стекло кабины экипажа проектируется таким образом, чтобы обеспечивать в условиях выпадения осадков достаточный обзор для нормального выполнения полета, а также для выполнения захода на посадку и посадки.

д) Меры на случай аварийных ситуаций. Обеспечиваются средства, которые либо автоматически предотвращают возникновение аварийных ситуаций, либо позволяют членам экипажа предпринимать необходимые действия при возникновении предвидимых отказов в работе оборудования и систем, угрожающих безопасности вертолета. Принимаются достаточные меры к тому, чтобы было обеспечено поддержание необходимых функций после отказов двигателя или систем в том объеме, в каком такие отказы учтены в ограничениях на летно-технические и эксплуатационные характеристики, предусмотренных Государственными авиационными правилами АГАТ.

е) Меры предосторожности против пожаров. Конструкция вертолета и материалы, используемые при его изготовлении, включая материалы интерьера салона, заменяемые при значительном обновлении салона, являются такими, что сводится к минимуму возможность пожара в полете и на земле и выделение дыма и токсичных газов в случае возникновения пожара. Обеспечиваются средства для локализации или обнаружения и ликвидации, где это возможно, всех доступных очагов пожара, которые могут возникнуть, таким образом, чтобы для вертолета не создавалось никакой дополнительной опасности.

ф) Защита людей на борту вертолета. При проектировании вертолета

принимаются меры к тому, чтобы предотвратить возможность разгерметизации кабины и вредного действия дыма или других токсичных газов, которые могут привести к потере работоспособности находящихся на борту людей.

4.1.7 Меры на случай аварийной посадки:

В конструкции вертолета предусматриваются средства для защиты находящихся на борту людей от пожара и последствий воздействия перегрузок при торможении во время аварийной посадки. Обеспечиваются средства для быстрого покидания вертолета в условиях, возникновение которых вероятно после аварийной посадки. Такие средства предусматриваются с учетом пассажироместимости вертолета и количества мест для его экипажа. Вертолеты, сертифицированные с учетом возможности вынужденной посадки на воду, проектируются таким образом, чтобы в максимальной степени гарантировать безопасную эвакуацию пассажиров и членов экипажа при вынужденной посадке на воду.

4.1.8 Наземное обслуживание:

При проектировании вертолета принимаются достаточные меры для того, чтобы свести к минимуму риск нанесения при наземном обслуживании (буксировке, подъеме домкратами и других подобных видах обслуживания) повреждений, которые могут остаться незамеченными, деталям и частям вертолета, имеющим существенное значение для обеспечения его безопасной эксплуатации. При этом могут учитываться меры безопасности, обеспечиваемые введением ограничений и инструкций в отношении такого рода наземного обслуживания.

ГЛАВА 5.

ДВИГАТЕЛИ

5.1 Область применения:

Нормы главы 5 применяются к двигателям всех типов, используемым на вертолете в качестве основных двигателей.

5.2 Проектирование, производство и эксплуатация:

Двигатель со всем его оборудованием проектируется и изготавливается таким образом, чтобы он надежно работал в пределах установленных ограничений в ожидаемых условиях эксплуатации, когда он установлен на вертолете надлежащим образом в соответствии с положениями главы 6, и вместе с соответствующей трансмиссией и несущим винтом.

5.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения:

Заявляются режимы мощности и атмосферные условия, на основе которых они рассчитаны, а также все эксплуатационные условия и ограничения, которыми следует руководствоваться при эксплуатации двигателя.

5.4 Испытания:

Двигатель данного типа удовлетворительно проходит такие испытания, какие необходимы для проверки действительности заявленных режимов работы, условий и ограничений, а также для гарантии удовлетворительной и надежной работы. Испытания включают, по крайней мере, следующее:

а) Калибровка мощности. Проводятся испытания для установления характеристик мощности, как нового двигателя, так и прошедшего испытания, указанные в подпунктах б) и с). По окончании всех предписанных испытаний отсутствует чрезмерное уменьшение мощности.

б) Работа двигателя. Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что запуск, режим малого газа, приемистость, вибрация, раскрутка и другие характеристики являются удовлетворительными, а также демонстрация достаточности запаса, позволяющего предотвратить детонацию, помпаж или другие опасные явления, которые могут возникать в двигателе рассматриваемого типа.

с) Выносливость. Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, оборотах двигателя и несущего винта и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности двигателя. Эти испытания охватывают также работу в условиях, превышающих заявленные ограничения, но в той степени, в какой эти ограничения могут превышать при действительной эксплуатации.

ГЛАВА 6.

НЕСУЩИЙ ВИНТ, СИСТЕМА ТРАНСМИССИИ И СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

6.1 Общие положения:

Силовая установка, несущий винт и система трансмиссии отвечают нормам настоящей главы и главы 4.

6.2 Проектирование, производство и эксплуатация:

Несущий винт и система трансмиссии вместе со всем их оборудованием проектируются и изготавливаются таким образом, чтобы они надежно работали в пределах установленных эксплуатационных ограничений в ожидаемых условиях эксплуатации, когда они соответствуют двигателю и установлены на вертолете согласно положениям настоящей главы.

6.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения:

Заявляются режимы работы и все эксплуатационные условия и ограничения, которые предназначены для регламентирования эксплуатации несущего винта и системы трансмиссии.

6.3.1 Ограничения максимальных и минимальных оборотов несущего винта

Устанавливаются максимальные и минимальные обороты несущих винтов в условиях, как их соединения, так и рассоединения с двигателями. Заявляются любые эксплуатационные условия (приборная скорость и другие соответствующие эксплуатационные условия), которые влияют на эти максимальные и минимальные величины.

6.3.2 Предупреждение о выходе оборотов несущего винта за минимальное и максимальное значения

Если вертолет вынужден приблизиться к ограничению по оборотам несущего винта при работающих двигателях или с неработающими двигателями, пилот обеспечивается ясной и четкой предупреждающей сигнализацией. Предупреждающие сигналы и начальные характеристики возникшего состояния позволяют пилоту остановить развитие этого состояния после срабатывания предупреждающей сигнализации и восстановить нормальный режим полета в пределах предписанных обычных ограничений, а также сохранять полное управление вертолетом.

6.4 Испытания:

Несущий винт и система трансмиссии удовлетворительно проходят такие испытания, какие необходимы для гарантии их удовлетворительной и надежной работы в пределах заявленных режимов работы, условий и ограничений. Испытания включают, по крайней мере, следующее:

а) Работа несущего винта и системы трансмиссии. Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что прочностные и вибрационные характеристики и характеристики заброса оборотов являются удовлетворительными, а также демонстрация правильности и надежности работы механизмов управления и изменения шага винта и механизмов муфты свободного хода.

б) Выносливость. Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, числах оборотов двигателя и несущего винта и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности несущего винта и системы трансмиссии.

6.5 Соответствие ограничениям для двигателей, несущего винта и системы трансмиссии:

Силовая установка проектируется таким образом, чтобы двигатели, несущий винт и система трансмиссии могли быть использованы в ожидаемых условиях эксплуатации. В условиях, указанных в руководстве по летной эксплуатации вертолета, вертолет способен эксплуатироваться без превышения ограничений, установленных для двигателей, несущего винта и системы трансмиссии в соответствии с положениями глав 5 и 6.

6.6 Управление числом оборотов двигателя:

В тех силовых установках, в которых продолжающееся вращение ротора отказавшего двигателя повышает опасность возникновения пожара или серьезного разрушения конструкции, обеспечиваются средства, позволяющие экипажу прекратить в полете это вращение или уменьшить число его оборотов до безопасного уровня.

6.7 Повторный запуск двигателя:

Обеспечиваются средства для повторного запуска двигателя в полете на абсолютных высотах вплоть до заявленной максимальной высоты.

6.8 Компоновка и эксплуатация:

6.8.1 Независимость двигателей:

Для вертолетов с летно-техническими характеристиками классов 1 и 2 силовая установка компоновка и монтируется таким образом, чтобы каждый двигатель с его системами мог управляться и эксплуатироваться независимо от других двигателей и чтобы обеспечивалась, по крайней мере, одна такая компоновка силовой установки и систем, при которой любой отказ, если возможность такого отказа не является крайне маловероятной, не мог привести к большей потере мощности, чем при полном отказе критического двигателя.

6.8.2 Вибрация несущего винта и системы трансмиссии

Определяются вибрационные напряжения в несущем винте и системе трансмиссии, и эти напряжения не превышают значений, которые, как было выявлено, являются безопасными в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для вертолета.

6.8.3 Охлаждение:

Система охлаждения способна поддерживать температуру силовой установки в установленных пределах (см. п. 6.5) при всех температурах окружающего воздуха, в которых предусматривается эксплуатации вертолета. В руководстве по

летной эксплуатация вертолета предписываются значения максимальной и минимальной температур воздуха, при которых силовая установка и система трансмиссии пригодны для эксплуатации.

6.8.4 Системы двигателя, несущего винта и системы трансмиссии:

Топливная и масляная системы, система входного устройства, а также другие системы двигателя, системы трансмиссии и каждого несущего винта обеспечивают их работу в соответствии с установленными требованиями при всех условиях, определяющих работу систем (режимах мощности двигателя, положениях и ускорениях вертолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей и других подобных условиях) в пределах ожидаемых условий эксплуатации.

6.8.5 Противопожарная защита:

Для обозначенных пожарных зон, где потенциальная опасность пожара особенно велика вследствие близкого расположения источников воспламенения к горючим материалам, в дополнение к стандарту п. 4.1.6 е) предусматривается следующее:

а) Изоляция. Такие зоны изолируются огнестойким материалом от остальных отсеков вертолета, в которых возникновение пожара представило бы угрозу, являющуюся препятствием к продолжению полета, учитывая возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.

б) Воспламеняющиеся жидкости. Элементы систем, содержащие воспламеняющиеся жидкости и расположенные в таких зонах, способны не допускать утечку жидкостей в условиях пожара. Обеспечиваются средства, позволяющие экипажу перекрывать подачу воспламеняющихся жидкостей в опасных количествах в такие зоны при возникновении пожара.

в) Система сигнализации о пожаре. Обеспечивается достаточное число датчиков системы сигнализации о пожаре, расположенных таким образом, чтобы позволить быстрое обнаружение возникновения любого пожара в таких зонах.

г) Тушение пожара. Такие зоны обеспечиваются системой пожаротушения, способной ликвидировать любой пожар, который может в них возникнуть, если только степень изоляции, количество горючего, огнестойкость конструкции и другие факторы являются такими, что любой пожар, который может возникнуть в данной зоне, не будет угрожать снижением безопасности вертолета.

ГЛАВА 7.

ПРИБОРЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

7.1 Необходимые приборы и оборудование:

Вертолет оснащается утвержденными приборами и оборудованием, необходимыми для обеспечения безопасности полета в ожидаемых условиях эксплуатации. Они включают приборы и оборудование, необходимые экипажу для безопасной эксплуатации вертолета в пределах его эксплуатационных ограничений. При проектировании приборов и оборудования учитываются аспекты человеческого фактора.

7.2 Установка приборов и оборудования:

Установка приборов и оборудования отвечает стандартам главы 4.

7.3 Аварийно-спасательное оборудование:

Предписанное аварийно-спасательное оборудование, которое, как ожидается, будет использоваться или применяться экипажем или пассажирами в случае аварии,

является надежным, легко доступным и легко распознаваемым, а метод его применения указывается с помощью четкой маркировки.

7.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения:

7.4.1 Огни, предусмотренные Государственными авиационными правилами АГАТ для вертолетов, находящихся в полете или на рабочей площадке аэродрома или вертодрома, имеют такую интенсивность, цвет, зону действия и другие характеристики, которые обеспечивают пилоту другого воздушного судна или наземному персоналу время, необходимое для интерпретации сигналов и выполнения требуемого маневра для предотвращения столкновения. Конструкция таких огней должным образом учитывает условия, в которых они смогут выполнять эти функции.

7.4.2 Огни устанавливаются на вертолетах таким образом, чтобы свести к минимуму возможность того, что они:

- a) отрицательно скажутся на удовлетворительном выполнении экипажем своих обязанностей или
- b) смогут вызвать опасное ослепление внешнего наблюдателя.

ГЛАВА 8.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

Электрическая система проектируется и устанавливается таким образом, чтобы обеспечить выполнение предназначенной ей функции в любых прогнозируемых эксплуатационных условиях.

ГЛАВА 9.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

9.1 Общие положения:

Эксплуатационные ограничения, в пределах которых определяется соответствие нормам настоящих Правил, вместе с любой другой информацией, необходимой для обеспечения безопасной эксплуатации вертолета, доводятся до сведения заинтересованных лиц с помощью руководства по летной эксплуатации вертолета, а также маркировки, пояснительных надписей и таких других средств, благодаря которым это может быть сделано достаточно эффективно. Указанные ограничения и информация представляются, по крайней мере, в объеме, предусмотренном пп. 9.2, 9.3 и 9.4.

9.2 Эксплуатационные ограничения:

Ограничения, в отношении которых существует риск, что они могут быть превышены в полете, и которые определяются количественно, выражаются в приемлемых единицах, и в их значения при необходимости вносятся поправки с учетом ошибок в измерениях, позволяющие по имеющимся в распоряжении летного экипажа приборам легко определять те моменты, когда эти ограничения достигаются.

9.2.1 Ограничения нагрузок:

Ограничения нагрузок охватывают все предельные массы, предельные значения центровки, предельные значения распределения массы и предельные нагрузки на пол (см. п. 1.2.2).

9.2.2 Ограничения воздушной скорости:

Ограничения воздушной скорости охватывают все значения скорости (см. п. 3.2), которые устанавливаются с учетом целостности конструкции или летных качеств вертолета или других оснований. Эти скорости указываются для соответствующих конфигураций вертолета и других относящихся к ним факторов.

9.2.3 Ограничения, устанавливаемые для силовой установки и системы трансмиссии:

Ограничения, устанавливаемые для силовой установки и системы трансмиссии, включают все ограничения, предписанные для различных элементов силовой установки, смонтированных на вертолете (см. пп. 6.5 и 6.6).

9.2.4 Ограничения, устанавливаемые для несущего винта:

Ограничения оборотов несущего винта включают максимальные и минимальные обороты несущего винта, устанавливаемые для условий с неработающими (авторотация) и работающими двигателями.

9.2.5 Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем

Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем, включают все ограничения, предписанные для различных элементов оборудования и систем, смонтированных на вертолете.

9.2.6 Различные ограничения:

Различные ограничения включают любые необходимые ограничения в отношении условий, которые считаются неблагоприятными для безопасной эксплуатации вертолета (см. п. 1.2.1).

9.2.7 Ограничения, устанавливаемые для летного экипажа:

Ограничения, касающиеся летного экипажа, устанавливают минимальное число членов летного экипажа, необходимое для эксплуатации вертолета, с учетом возможности доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможности выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

9.3 Эксплуатационная информация и правила:

9.3.1 Приемлемые виды эксплуатации:

Перечисляются конкретные виды эксплуатации, предусмотренные в Государственных авиационных правилах АГАТ, а также другие общепризнанные виды эксплуатации, для которых на основании соответствия определенным требованиям была продемонстрирована годность вертолета.

9.3.2 Данные о нагружении:

Данные о нагружении включают величину массы пустого вертолета (с указанием условий, при которых выполнялось взвешивание), сведения о соответствующем положении центра тяжести, а также о точках и линиях отсчета, относительно которых указаны предельные значения центровки.

Примечание. В массу пустого вертолета не включается масса экипажа и коммерческой загрузки, расходуемого топлива и сливаемого масла. Она включает массу всего постоянного балласта, неотработанного топлива, несливаемого масла, полную массу жидкостей в гидросистеме и системе охлаждения двигателей.

9.3.3 Правила эксплуатации:

Приводятся правила эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, соответствующие данному вертолету и необходимые для обеспечения его безопасности, включая порядок действий (экипажа) при отказе одного или нескольких двигателей.

9.3.4 Сведения о пилотажных характеристиках:

Предоставляется достаточная информация о любых необычных или имеющих важное значение характеристиках вертолета.

9.4 Информация о летно-технических характеристиках:

Информация о летно-технических характеристиках вертолета представляется в соответствии с требованиями п. 2.2. Она включает сведения о различных конфигурациях вертолета, режимах мощности и соответствующих скоростях в сочетании, а также сведения, которые могут помочь летному экипажу получить на практике предписанные летно-технические характеристики.

9.5 Руководство по летной эксплуатации вертолета:

Обеспечивается предоставление руководства по летной эксплуатации. В руководстве четко и ясно указывается, к какому конкретному вертолету или серии вертолетов оно относится. Руководство по летной эксплуатации включает, по крайней мере, ограничения, информацию и правила, предписанные в настоящей главе.

9.6 Маркировка и пояснительные надписи:

9.6.1 Маркировка и пояснительные надписи на приборах, оборудовании, органах управления и других соответствующих местах включают такие ограничения или сведения, которые требуют непосредственного внимания летного экипажа в полете.

9.6.2 Обеспечиваются маркировка и пояснительные надписи или инструкции в целях предоставления наземному персоналу информации, имеющей важное значение с точки зрения предотвращения ошибок при наземном обслуживании (буксировке, заправке топливом и других соответствующих видах обслуживания), которые могли бы остаться незамеченными и создать угрозу безопасности последующих полетов вертолетов.

ВЕРТОЛЕТЫ, ЗАЯВКА НА СЕРТИФИКАЦИЮ КОТОРЫХ БЫЛА ПРЕДСТАВЛЕНА 13 ДЕКАБРЯ 2007 ГОДА ИЛИ ПОСЛЕ ЭТОЙ ДАТЫ

ГЛАВА 1.

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость:

1.1.1 Нормы настоящей части применимы ко всем вертолетам, которые указаны в п. 1.1.2 и заявка на выдачу сертификата типа которых представлена 13 декабря 2007 года или после этой даты.

1.1.2 Если не оговорено иначе, нормы и рекомендации настоящей части применяются к вертолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 750 кг, предназначенным для международных перевозок пассажиров, грузов или почты.

1.1.3 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями

всеобъемлющих и подробных норм летной годности, упомянутых в п. 1.2.1 части II, вертолетов, указанных в п. 1.1.2, по крайней мере, в основном эквивалентен общему уровню, определяемому нормами настоящей части.

1.1.4 Если это не оговорено иначе, нормы применяются к вертолету в целом, включая его силовую установку, несущие винты, системы и оборудование.

1.2 Эксплуатационные ограничения:

1.2.1 Ограничения устанавливаются для вертолета, его силовой установки, несущих винтов, систем и оборудования (см. п. 7.2). Соответствие стандартам настоящей части устанавливается с учетом допущения о том, что вертолет эксплуатируется в пределах заданных ограничений. Учитываются последствия для безопасности полетов, обусловленные превышением этих эксплуатационных ограничений.

1.2.2 Устанавливаются ограничения диапазонов любых параметров, изменение которых может поставить под угрозу безопасность эксплуатации вертолета (массы, центровки, распределения нагрузок, скоростей, температуры окружающего воздуха и абсолютной высоты и других подобных параметров), в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих стандартов настоящей части.

1.3 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета
Во всех ожидаемых условиях эксплуатации исключается наличие у вертолета каких-либо особенностей или характеристик, не обеспечивающих безопасность полета.

1.4 Доказательство соответствия:

Методы подтверждения выполнения соответствующих требований к летной годности обеспечивают в каждом случае такую фактическую точность, которая будет давать обоснованную уверенность в соответствии требованиям, а также надежности и правильности функционирования вертолета, его элементов и оборудования в ожидаемых условиях эксплуатации.

ГЛАВА 2.

ПОЛЕТ

2.1 Общие положения:

2.1.1 Соответствие нормам настоящей главы устанавливается путем проведения летных или других испытаний одного вертолета или нескольких вертолетов того типа, для которого требуется сертификат типа, или с помощью расчетов (или других методов), основанных на материалах этих испытаний, при условии, что полученные путем расчетов (или других методов) результаты обеспечивают такую же точность, как и результаты, полученные при непосредственном проведении испытаний, или воспроизводят эти результаты испытаний с запасом.

2.1.2 Соответствие каждому стандарту устанавливается для всех применяемых сочетаний массы и центровки вертолета в пределах того диапазона условий загрузки, для которого запрашивается сертификация.

2.1.3 В случае необходимости устанавливаются соответствующие конфигурации вертолета для определения его летных характеристик на различных этапах полета и исследования его летных качеств.

2.2 Летно-технические характеристики:

2.2.1 Данные о летно-технических характеристиках вертолета определяются в достаточном объеме и приводятся в руководстве по летной эксплуатации в целях предоставления эксплуатантам необходимой информации для определения полной массы вертолета на основе специфических для предполагаемого полета значений соответствующих эксплуатационных параметров, с тем, чтобы полет мог выполняться с достаточной уверенностью в том, что в ходе полета будут обеспечиваться минимальные безопасные летно-технические характеристики.

2.2.2 Достижение летно-технических характеристик, предписанных для вертолета, учитывает возможности человека и не требует исключительного мастерства или повышенного внимания летного экипажа.

2.2.3 Летно-технические характеристики, предписанные для вертолета, основаны на соблюдении положений п. 1.2.1 и на использовании логических сочетаний тех систем и оборудования вертолета, функционирование которых может влиять на летно-технические характеристики.

2.2.4 Минимальные летно-технические характеристики:

При максимальных значениях массы, установленных (см. п. 2.2.7) для взлета и посадки в зависимости от барометрической высоты и температуры воздуха в месте взлета и посадки в штилевых условиях, а для полетов с водной поверхности – в указанных условиях при спокойном состоянии воды, вертолет способен обеспечить достижение минимальных летно-технических характеристик, указанных соответственно в пп. 2.2.5 и 2.2.6, без учета препятствий или длины зоны взлета и конечного этапа захода на посадку.

2.2.5 Взлет:

а) Летно-технические характеристики на всех этапах взлета и набора высота являются достаточными для обеспечения того, чтобы в условиях полета, слегка отличающихся от идеализированных условий, для которых предписаны данные о летно-технических характеристиках (см. п. 2.2.7), отклонения от предписанных значений не были несоразмерными.

б) Вертолет категории А в случае отказа критического двигателя в точке принятия решения при взлете или после нее способен продолжить безопасный полет с оставшимися двигателями, работающими в пределах утвержденных ограничений.

2.2.6 Посадка:

а) Обеспечивается возможность выполнить безопасную посадку на подготовленную посадочную поверхность после полной потери мощности, возникающей в ходе нормального крейсерского полета.

б) Вертолет категории А в случае отказа критического двигателя в точке принятия решения при посадке или до нее способен, начиная маневр в посадочной конфигурации, продолжить безопасный полет с оставшимся(ися) двигателем(ями), работающим(и) в пределах утвержденных ограничений.

2.2.7 Регламентирование летно-технических характеристик:

Данные о летно-технических характеристиках определяются и регламентируются в руководстве по летной эксплуатации согласно диапазонам значений массы, высоты, температуры и других переменных эксплуатационных параметров, для которых вертолет сертифицируется, при этом для вертолетов-амфибий дополнительно учитывается состояние водной поверхности и скорость течения.

а) Характеристики висения. Характеристики висения определяются как с

учетом, так и без учета влияния земли при всех работающих двигателях.

b) Набор высоты. Определяется установившаяся вертикальная скорость набора высоты при работе двигателя(ей) в пределах утвержденных ограничений.

c) Область "высот – скоростей" полета. Если при каких-либо сочетаниях относительной высоты и поступательной скорости (включая режим висения) невозможно после отказа критического двигателя выполнить безопасную посадку с оставшимся(ися) двигателем(ями) (если применимо), работающим(и) в пределах утвержденных ограничений, устанавливается область относительных "высот – скоростей" полета.

d) Дистанция взлета при всех работающих двигателях. В тех случаях, когда это предусматривается правилами эксплуатации, дистанция взлета при всех работающих двигателях представляет собой требуемое расстояние по горизонтали от начала взлета до точки, в которой достигается заданная скорость вплоть до скорости оптимального набора высоты (V_y) и заданная высота над взлетной поверхностью при работе всех двигателей, развивающих утвержденную требуемую взлетную мощность.

Кроме того, для вертолетов категории А:

e) Минимальные характеристики. Устанавливаются минимальные характеристики набора высоты применительно к взлету и посадке.

f) Точка принятия решения при взлете. Точка принятия решения при взлете представляет собой точку на этапе взлета, которая используется при определении взлетных характеристик и от которой при неработающем критическом двигателе может быть либо выполнен прерванный взлет, либо безопасно продолжен взлет.

g) Потребная дистанция взлета. Потребная дистанция взлета представляет собой требуемое горизонтальное расстояние от начала взлета до точки, в которой достигаются безопасная скорость взлета (V_{TOSS}), заданная высота над взлетной поверхностью и положительный градиент набора высоты после отказа критического двигателя в точке принятия решения при взлете, при этом оставшийся(иеся) двигатель(и) работает(ют) в пределах установленных эксплуатационных ограничений. Если схемы предусматривают полет хвостом вперед, включается расстояние движения задним ходом.

h) Потребная дистанция прерванного взлета. Потребная дистанция прерванного взлета представляет собой требуемое горизонтальное расстояние от начала взлета до точки, в которой вертолет полностью останавливается после отказа двигателя и прекращения взлета в точке принятия решения при взлете.

i) Траектория взлета: градиенты набора высоты. Определяющий траекторию взлета градиент набора высоты представляет собой установившийся(еся) градиент(ы) набора высоты при соответствующей(их) конфигурации(ях) с неработающим критическим двигателем от конца потребной дистанции взлета до определенной точки над взлетной поверхностью.

j) Набор высоты с неработающим двигателем. Набор высоты с неработающим двигателем представляет собой установившуюся вертикальную скорость набора высоты/снижения с неработающим критическим двигателем и при мощности работающего(их) двигателя(ей), не превышающей их сертифицированную мощность.

k) Точка принятия решения при посадке. Точка принятия решения при посадке представляет собой последнюю точку этапа захода на посадку, с которой может быть либо выполнена посадка, либо безопасно начато выполнение

прерванной посадки (ухода на второй круг) с неработающим критическим двигателем.

1) Потребная посадочная дистанция. Потребная посадочная дистанция представляет собой требуемое горизонтальное расстояние для выполнения посадки от точки траектории захода на посадку, расположенной на заданной высоте над посадочной поверхностью, до полной остановки с неработающим критическим двигателем.

2.3 Летные качества:

2.3.1 Вертолет соответствует нормам настоящего пункта на всех высотах вплоть до ожидаемой максимальной высоты, относящейся к данному конкретному требованию, при всех температурных условиях, которые возможны на рассматриваемой высоте и предписаны для вертолета.

2.3.2 Управляемость:

2.3.2.1 Вертолет сохраняет управляемость и маневренность при всех ожидаемых условиях эксплуатации, при этом обеспечивается возможность плавного перехода от одного режима полета к другому (при разворотах, скольжении, изменении режима мощности или тяги двигателей, изменении конфигурации вертолета и других подобных режимах), не требуя от пилота исключительно высокого мастерства, повышенного внимания или чрезмерных физических усилий даже в случае отказа какого-либо двигателя. Устанавливается техника управления вертолетом, обеспечивающая безопасность на всех этапах полета и при всех конфигурациях вертолета, для которых предписаны соответствующие летно-технические характеристики.

Примечание. Данный стандарт также предназначен обеспечивать эксплуатацию вертолета при отсутствии заметной атмосферной турбулентности, а также для гарантии того, что турбулентное состояние воздуха не приводит к чрезмерному ухудшению летных качеств.

2.3.2.2 Управляемость на земле (или на воде). Вертолет управляем на земле (или на воде) во время руления, взлета или посадки в ожидаемых условиях эксплуатации.

2.3.2.3 Управляемость при взлете. Вертолет сохраняет управляемость в случае внезапного отказа критического двигателя в любой момент взлета, когда методика пилотирования вертолета соответствует той, которая предусматривается для взлетных данных.

2.3.3 Балансировка:

Вертолет имеет такую балансировку и такие пилотажные характеристики, которые гарантируют, что требования, предъявляемые к вниманию пилота и его способности выдерживать желаемые условия полета, не являются чрезмерными, учитывая при этом этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. В случае неисправности систем, связанных с органами управления, не имеет место какое-либо значительное ухудшение пилотажных характеристик.

2.4 Устойчивость и управляемость:

2.4.1 Устойчивость:

Вертолет обладает такой устойчивостью в отношении его других летно-технических характеристик, прочности конструкции и наиболее вероятных условий эксплуатации (конфигураций вертолета, диапазона его скоростей и других подобных условий), которая не допускает, чтобы требования, предъявляемые к

пилоту в отношении концентрирования внимания, были чрезмерными, учитывая этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. Однако устойчивость вертолета не является такой, когда предъявляемые к усилиям пилота требования становятся чрезмерными и безопасности вертолета угрожает отсутствие или недостаточность маневренности в аварийных условиях.

2.4.2 Режим авторотации:

2.4.2.1 Управление оборотами несущего винта. Характеристики режима авторотации вертолета обеспечивают такие условия, которые позволяют пилоту управлять оборотами несущего винта в пределах предписанных ограничений и сохранять полное управление вертолетом.

2.4.2.2 Поведение вертолета после потери мощности. Поведение вертолета после потери мощности не достигает таких крайних пределов, которые затрудняют быстрое восстановление оборотов несущего винта без превышения ограничений вертолета по воздушной скорости или прочности.

2.4.2.3 Скорости в режиме ротации. Для вертолетов категории А устанавливаются скорости выполнения посадки в режиме авторотации. Для других вертолетов устанавливаются скорости в режиме авторотации, рекомендуемые для получения максимальной дальности и минимальной вертикальной скорости снижения.

2.4.3 Вибрация:

Не допускается вибрация или тряска, способная нарушить управление вертолетом.

2.4.4 Земной резонанс:

Вертолет не имеет опасной тенденции к раскачиванию на земле с вращающимся несущим винтом.

ГЛАВА 3.

КОНСТРУКЦИЯ

3.1 Общие положения:

3.1.1 Для вертолетов, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, конструкция вертолета проектируется, изготавливается и поставляется с инструкциями по ее техническому обслуживанию с целью избежать разрушения с катастрофическими последствиями в течение всего срока ее службы.

3.1.2 Для вертолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, конструкция вертолета проектируется, изготавливается и поставляется с инструкциями по ее техническому обслуживанию и ремонту с целью избежать разрушения с опасными и катастрофическими последствиями в течение всего срока ее службы.

Примечание. Конструкция включает фюзеляж, шасси, систему управления, лопасти и втулку несущего винта, пилон несущего винта и вспомогательные несущие поверхности.

3.2 Масса и распределение массы:

Если не оговорено иначе, все стандарты, касающиеся конструкции, соблюдаются при значениях массы в пределах возможного диапазона и при наиболее неблагоприятном распределении массы в пределах эксплуатационных ограничений, на основе которых требуется проведение сертификации.

3.3 Предельные нагрузки:

Если не оговорено иначе, внешние нагрузки и соответствующие инерционные нагрузки или силы сопротивления, полученные для различных условий нагружения, указанных в пп. 3.7, 3.8 и 3.9, рассматриваются как предельные нагрузки.

3.4 Прочность и деформация:

При различных условиях нагружения, указанных в пп. 3.7, 3.8 и 3.9, не допускается, чтобы какой-либо элемент конструкции вертолета подвергался опасной деформации при всех нагрузках вплоть до предельной включительно. Конструкция вертолета способна выдерживать разрушающую расчетную нагрузку.

3.5 Воздушные скорости:

3.5.1 Расчетные воздушные скорости:

Устанавливаются такие расчетные воздушные скорости, с учетом которых рассчитывается конструкция вертолета на прочность, чтобы выдерживать маневренные нагрузки и нагрузки от порывов в соответствии с положениями п. 3.7.

3.5.2 Ограничения по воздушной скорости:

В руководство по летной эксплуатации как часть эксплуатационных ограничений (см. п. 7.2.3) включаются ограничения по воздушной скорости, определенные на основе соответствующих расчетных воздушных скоростей с добавлением в надлежащих случаях необходимых запасов согласно п. 1.2.1. В тех случаях, когда ограничения воздушной скорости зависят от массы, распределения массы, абсолютной высоты, оборотов несущего винта, мощности и других факторов, эти ограничения устанавливаются на основе критических комбинаций этих факторов.

3.6 Ограничения по числу оборотов несущего(их) винта(ов):

Устанавливается диапазон оборотов несущего(их) винта(ов), который:

а) при подаче мощности обеспечивает соответствующий запас для учета изменений оборотов несущего винта, возникающих при выполнении любого соответствующего маневра, и увязан с типом применяемого регулятора или синхронизатора;

б) при отсутствии подачи мощности позволяет выполнить любой соответствующий маневр на авторотации в диапазонах воздушной скорости и массы, для которых запрошена сертификация.

3.7 Нагрузки:

3.7.1 Условия нагружения, приведенные в пп. 3.7, 3.8 и 3.9, учитывают диапазон значений массы и ее распределения, указанные в п. 3.2, диапазоны оборотов несущего винта, указанные в п. 3.6, и воздушные скорости, установленные в соответствии с п. 3.5.1. Учитываются случаи, как несимметричного, так и симметричного нагружений. Аэродинамические, инерционные и другие нагрузки, возникающие в результате характерных условий нагружения, распределяются таким образом, чтобы они приближались к фактическим условиям нагружения или воспроизводили эти условия с запасом с учетом всех ожидаемых условий эксплуатации.

3.7.2 Маневренные нагрузки:

Маневренные нагрузки рассчитываются на основе перегрузок при маневрах, допускаемых эксплуатационными ограничениями. Их величина устанавливается не ниже тех значений, которые согласно имеющемуся опыту соответствуют ожидаемым условиям эксплуатации.

3.7.3 Нагрузки от порывов:

Нагрузки от порывов рассчитываются для тех значений скоростей вертикальных и

горизонтальных порывов, которые согласно статистическим или другим имеющимся данным будут соответствовать ожидаемым условиям эксплуатации.

3.8 Нагрузки от воздействия земли и водной поверхности

3.8.1 В зависимости от конкретного случая конструкция способна выдерживать все нагрузки от реакции земли или поверхности воды, возникающие при страгивании, рулении на земле и на воде, отрыве, приземлении и остановке вращения несущего винта.

3.8.2 Условия посадки:

Условия посадки с максимальной сертифицированной взлетной массой и максимальной сертифицированной посадочной массой включают такие симметричные и несимметричные положения вертолета в момент соприкосновения с землей или водой, а также такие скорости снижения и другие факторы, влияющие на нагрузки, действующие на конструкцию, которые могут иметь место в ожидаемых условиях эксплуатации.

3.9 Различные нагрузки:

В дополнение к маневренным нагрузкам, нагрузкам от порывов, воздействия земли и водной поверхности или одновременно с этими нагрузками рассматриваются все другие нагрузки (аэродинамические нагрузки на поверхности управления, усилия пилота, крутящий момент двигателя, нагрузки за счет изменения конфигурации, внешние нагрузки и другие подобные нагрузки), которые могут возникать в ожидаемых условиях эксплуатации.

3.10 Усталостная прочность:

Прочность и технология изготовления конструкции вертолета являются таковыми, что исключается усталостное разрушение с катастрофическими последствиями в результате воздействия повторяющихся и вибрационных нагрузок в ожидаемых условиях эксплуатации. Учитываются деградация прочностных характеристик из-за воздействия внешних условий, случайные повреждения и другие вероятные разрушения.

3.11 Особые факторы:

Прочностные свойства элементов конструкции (отливки, подшипники или арматура), на которые влияют непостоянство технологических процессов, ухудшение свойств в эксплуатации или любая другая причина, учитываются соответствующим коэффициентом.

ГЛАВА 4.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО

4.1 Общие положения:

4.1.1 Особенности проектирования и производства в достаточной степени гарантируют, что все части вертолета будут способны эффективно и надежно работать в ожидаемых условиях эксплуатации. Они основываются на практике, которая, как показывает опыт, является удовлетворительной или которая подтверждается специальными испытаниями или другими соответствующими исследованиями, или теми и другими вместе. При этом учитываются аспекты человеческого фактора.

4.1.2 Подтверждение работы подвижных частей:

Демонстрируется работа всех подвижных частей, имеющих существенное значение

для безопасной эксплуатации вертолета, для подтверждения их правильного функционирования во всех возможных для этих частей эксплуатационных условиях.

4.1.3 Материалы:

Все материалы, используемые при изготовлении тех частей вертолета, которые имеют существенное значение для его безопасной эксплуатации, отвечают утвержденным техническим требованиям. Утвержденные технические требования представляют собой такие требования, в результате введения которых все материалы, одобренные как удовлетворяющие им, будут обладать основными свойствами, предусмотренными в проекте.

4.1.4 Технология производства:

Применяется такая технология производства и сборки, которая обеспечивает постоянство качества конструкции, обладающей надежностью с точки зрения сохранения прочности при эксплуатации.

4.1.5 Предохранение:

Конструкция предохраняется от снижения или потери прочности в ходе эксплуатации вследствие атмосферных воздействий, коррозии, износа или других причин, которые могут остаться незамеченными, учитывая тот уровень технического обслуживания, который будет обеспечиваться при эксплуатации вертолета.

4.1.6 Проверка:

Принимаются надлежащие меры к тому, чтобы позволить проводить любые необходимые проверки, замену или ремонт тех деталей и частей вертолета, которые в этом нуждаются, либо на периодической основе, либо после попадания в необычно сложные условия эксплуатации.

4.1.7 Критические части:

Определяются все критические части, используемые на вертолете, и устанавливаются процедуры, обеспечивающие осуществление контроля за требуемым уровнем целостности критических частей в процессе проектирования, изготовления и в течение срока службы этих частей.

4.2 Особенности проектирования систем:

Особенности проектирования элементов, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом, включают, по крайней мере, следующее:

а) Органы и системы управления. Органы и системы управления проектируются таким образом, чтобы сводить к минимуму возможность заедания, самопроизвольного срабатывания или непреднамеренного включения стопорных устройств поверхностей управления.

1) Каждый орган и система управления работают легко, плавно и точно в соответствии со своим функциональным назначением.

2) Каждый элемент каждой системы управления полетом соответствующим образом проектируется или имеет четкое и постоянное клеймо, чтобы свести к минимуму вероятность неправильной сборки, которая может привести к неправильной работе системы.

б) Кабина экипажа. Кабина экипажа проектируется таким образом, чтобы экипаж мог использовать органы управления без необоснованной концентрации внимания или усталости.

в) Обзор из кабины экипажа. Компонировка кабины экипажа является такой, чтобы обеспечивался достаточно широкий, незатененный и неискаженный обзор

для безопасной эксплуатации вертолета во всех ожидаемых условиях, с учетом которых запрашивается сертификация.

d) Меры на случай аварийных ситуаций. Обеспечиваются средства, которые либо автоматически предотвращают возникновение аварийных ситуаций, либо позволяют членам экипажа предпринимать необходимые действия при возникновении предвидимых отказов в работе оборудования и систем, угрожающих безопасности вертолета.

e) Меры предосторожности против пожара. Обеспечивается надлежащая защита вертолета от пожара.

f) Потеря работоспособности экипажа. Предусматриваются конструктивные меры защиты от появления токсичных газов, которые в нормальных условиях эксплуатации могут привести к потере трудоспособности летного экипажа.

4.3 Флаттер:

Не допускается флаттер любых аэродинамических поверхностей вертолета при всех сочетаниях значений скорости и мощности.

4.4 Особенности размещения людей на борту:

4.4.1 Кресла и привязные ремни:

Обеспечиваются надлежащие кресла и привязные ремни для находящихся на борту людей, учитывая при этом вероятные нагрузки, возникающие в полете и при аварийной посадке, сведение к минимуму телесные повреждения находящихся на борту людей вследствие контакта с окружающими элементами конструкции в процессе эксплуатации вертолета.

4.4.2 Условия в кабине:

Системы вентиляции проектируются с учетом обеспечения в кабине надлежащих условий при выполнении предполагаемого полета и операций на земле.

4.5 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества:

4.5.1 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества обеспечивают:

a) защиту вертолета, его систем, находящихся на борту людей и тех, кто соприкасается с вертолетом на земле или на воде, от опасных воздействий разряда молнии и электрического удара;

b) предотвращение опасного накопления электростатического заряда.

4.5.2 Вертолет защищен от катастрофических последствий воздействия молнии, учитывая материалы, используемые в конструкции вертолета.

4.6 Меры на случай аварийной посадки:

4.6.1 В конструкции вертолета предусматриваются средства для защиты находящихся на борту людей от пожара и последствий воздействия перегрузок при торможении во время аварийной посадки.

4.6.2 Для вертолетов, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, обеспечиваются средства для быстрого покидания вертолета в условиях, возникновение которых вероятно после аварийной посадки, и такие средства предусматриваются с учетом пассажироместимости вертолета и количества мест для его экипажа. Вертолеты, сертифицируемые с учетом возможности вынужденной посадки на воду, проектируются таким образом, чтобы обоснованно гарантировать безопасную эвакуацию пассажиров и членов экипажа при вынужденной посадке на воду.

4.6.3 Для вертолетов, заявка на сертификацию которых была представлена

24 февраля 2013 года или после этой даты, обеспечиваются средства для быстрого покидания вертолета в условиях, возникновение которых вероятно после аварийной посадки. Такие средства предусматриваются с учетом пассажироместимости вертолета и количества мест для его экипажа и демонстрируют свою пригодность для предполагаемой цели. Вертолеты, сертифицируемые с учетом возможности вынужденной посадки на воду, проектируются таким образом, чтобы обоснованно гарантировать безопасную эвакуацию пассажиров и членов экипажа при вынужденной посадке на воду.

4.7 Наземное обслуживание:

При проектировании принимаются достаточные меры для того, чтобы свести к минимуму риск нанесения при обычном наземном обслуживании (буксировке, подъеме домкратами и других подобных видах обслуживания) повреждений, которые могут остаться незамеченными, деталям и частям вертолета, имеющим существенное значение для обеспечения его безопасной эксплуатации. При этом могут учитываться меры безопасности, обеспечиваемые введением ограничений и инструкций в отношении таких операций.

ГЛАВА 5.

НЕСУЩИЕ ВИНТЫ И СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

5.1 Двигатели:

Нормы части VI настоящих Правил применяются к каждому двигателю, используемому на вертолете в качестве основной(ых) силовой(ых) установки(ок).

5.2 Несущие винты и комплекс силовой установки

5.2.1 Общие положения:

Комплекс силовой установки и несущие винты отвечают стандартам главы 4 и п. 5.2.

5.2.2 Проектирование, производство и эксплуатация

а) Несущие винты и системы привода несущих винтов вместе со всем их оборудованием проектируются и изготавливаются таким образом, чтобы они надежно работали в пределах установленных эксплуатационных ограничений в ожидаемых условиях эксплуатации, когда они надлежащим образом состыкованы с двигателем и установлены на вертолете в соответствии с положениями настоящей главы.

б) Применительно к вертолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 3175 кг или вертолетам, которые сертифицируются согласно стандарту категории А, проводится оценка несущих винтов и систем привода несущих винтов для подтверждения их безопасного функционирования во всем диапазоне условий эксплуатации. В том случае, когда такая оценка выявляет отказ, который может помешать безопасному продолжению полета и выполнению посадки вертолета, предусматриваются средства сведения к минимуму вероятности такого отказа.

5.2.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения

Заявляются режимы работы и все эксплуатационные условия и ограничения, которые предназначены для регламентирования эксплуатации несущих винтов и систем привода несущих винтов.

а) Ограничения максимальных и минимальных оборотов несущего винта. Устанавливаются максимальные и минимальные обороты несущих винтов в условиях, как их соединения, так и рассоединения с двигателями. Заявляются

любые эксплуатационные условия (приборная скорость и другие соответствующие эксплуатационные условия), которые влияют на эти максимальные и минимальные величины.

б) Предупреждение о выходе оборотов несущего винта за минимальные значения для вертолетов с одним двигателем и вертолетов с несколькими двигателями, не имеющих утвержденного устройства автоматического увеличения мощности при отказе двигателя. При приближении вертолета к ограничению по оборотам несущего винта при всех работающих двигателях или с одним неработающим двигателем пилот обеспечивается ясной и четкой предупреждающей сигнализацией. Предупреждающие сигналы и начальные характеристики возникшего состояния позволяют пилоту остановить развитие этого состояния после срабатывания предупреждающей сигнализации и восстановить нормальный режим полета в пределах предписанных обычных ограничений, а также сохранять полное управление вертолетом.

5.2.4 Испытания:

Несущие винты и системы привода несущих винтов удовлетворительно проходят такие испытания, какие необходимы для гарантии их удовлетворительной и надежной работы в пределах заявленных режимов работы, условий и ограничений. Испытания включают, по крайней мере, следующее:

а) Работа. Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что прочностные и вибрационные характеристики являются удовлетворительными, а также демонстрации правильности и надежности работы механизмов

управления и изменения шага винта и механизмов муфты свободного хода. Демонстрируется удовлетворительный уровень характеристик заброса оборотов на вертолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 3175 кг.

б) Выносливость. Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, числах оборотов двигателя и несущего винта и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности несущих винтов и систем привода несущих винтов.

5.2.5 Соответствие ограничениям для двигателей, несущего винта и системы привода несущего винта:

Силовая установка проектируется таким образом, чтобы двигатели, несущие винты и системы привода несущих винтов могли надежно функционировать в ожидаемых условиях эксплуатации. В условиях, указанных в руководстве по летной эксплуатации, вертолет способен эксплуатироваться без превышения ограничений, установленных для двигателей, несущих винтов и систем привода несущих винтов в соответствии с положениями настоящей главы и части VI.

5.2.6 Управление числом оборотов двигателя:

На вертолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 3175 кг и на вертолетах, которые сертифицируются согласно стандарту категории А, на которых продолжающееся вращение ротора отказавшего двигателя повышает опасность возникновения пожара или серьезного разрушения конструкции, обеспечиваются средства, позволяющие экипажу прекратить в полете вращение отказавшего двигателя или уменьшить число его оборотов до безопасного уровня.

5.2.7 Повторный запуск двигателя:

На вертолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 3175 кг и на вертолетах, которые сертифицируются согласно стандарту категории А, обеспечиваются средства для повторного запуска двигателя в полете на абсолютных высотах вплоть до заявленной максимальной высоты.

5.2.8 Компоновка и эксплуатация:

5.2.8.1 Независимость двигателей. На вертолетах категории А, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, силовая установка комплектуется и монтируется таким образом, чтобы каждый двигатель с его системами мог управляться и эксплуатироваться независимо от других двигателей и чтобы обеспечивалась, по крайней мере, одна такая компоновка силовой установки и систем, при которой любой отказ, если возможность такого отказа не является крайне маловероятной, не мог привести к большей потере мощности, чем при полном отказе критического двигателя.

5.2.8.2 Независимость двигателей и их соответствующих систем. На вертолетах категории А, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, двигатели с их соответствующими системами комплектуются независимо друг от друга с целью обеспечить возможность работы, по крайней мере, в одной конфигурации, при которой отказ или неисправность любого двигателя или отказ любой системы, которая может оказать влияние на работу любого двигателя, не будет:

а) препятствовать продолжению безопасной работы оставшегося(ихся) двигателя(ей) или

б) требовать немедленного вмешательства любого члена экипажа для продолжения безопасной работы, отличных от таковых, обычно предпринимаемых пилотом с использованием основных органов управления полетом.

5.2.8.3 Вибрация несущих винтов и систем привода несущих винтов. Определяются вибрационные напряжения в несущих винтах и системах привода несущих винтов, и эти напряжения не превышают значений, которые, как было выявлено, являются безопасными в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для вертолета.

5.2.8.4 Охлаждение. Система охлаждения способна поддерживать температуру компонентов силовой установки и используемых в ней рабочих жидкостей в установленных пределах (см. п. 5.2.5) при температурах окружающего воздуха, утвержденных для эксплуатации вертолета. В руководстве по летной эксплуатации предписываются значения максимальной и минимальной температуры окружающего воздуха, в пределах которых силовая установка была признана пригодной для эксплуатации.

5.2.8.5 Системы силовой установки. Топливная, масляная системы, система забора воздуха и другие системы, связанные с силовой установкой и несущим(и) винтом(ами), обеспечивают работу соответствующего двигателя согласно установленным требованиям при всех условиях, определяющих работу систем (режимах мощности двигателя, положениях и ускорениях вертолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей и других подобных условиях) в пределах ожидаемых условий эксплуатации.

5.2.8.6 Противопожарная защита. Для тех зон силовой установки, где потенциальная опасность пожара особенно велика вследствие близкого расположения источников воспламенения к горючим материалам, в дополнение к стандарту п. 4.2 е) предусматривается следующее:

а) Изоляция. Такие зоны изолируются термостойким материалом от остальных отсеков вертолета, в которых возникновение пожара будет представлять угрозу продолжению полета и выполнению посадки (вертолеты с максимальной сертифицированной массой более 3175 кг или категории А) или будет представлять угрозу безопасному выполнению посадки (другие вертолеты), учитывая возможные

очаги возникновения пожара и пути его распространения.

б) Воспламеняющиеся жидкости. Элементы систем, содержащие воспламеняющиеся жидкости и расположенные в таких зонах, являются термостойкими. Для сведения к минимуму опасных последствий разрушения любого элемента, содержащего воспламеняющиеся жидкости, в каждой зоне предусматривается дренаж. Обеспечиваются средства, позволяющие экипажу перекрывать подачу опасных объемов воспламеняющихся жидкостей в такие зоны при возникновении пожара. В тех случаях, когда в этих зонах имеются источники воспламеняющихся жидкостей, все элементы соответствующей системы, находящиеся в данной зоне, включая опорную конструкцию, являются огнестойкими или защищаются от воздействия огня.

с) Обнаружение пожара. В случае установки газотурбинных двигателей предусматривается достаточное количество датчиков сигнализации о пожаре, расположенных таким образом, чтобы обеспечить быстрое обнаружение любого пожара, который может возникнуть в таких зонах, если пожар не может быть легко замечен в полете пилотом, находящимся в кабине.

д) Тушение пожара. На вертолетах с газотурбинными двигателями и максимальной сертифицированной взлетной массой более 3175 кг такие зоны обеспечиваются системой пожаротушения, способной ликвидировать любой пожар, который может в них возникнуть, если только степень изоляции, количество горючих материалов, термостойкость конструкции и другие факторы не являются такими, что любой пожар, который может возникнуть в данной зоне, не будет угрожать безопасности полета вертолета.

ГЛАВА 6.

СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

6.1 Общие положения:

6.1.1 Вертолет оснащается утвержденными приборами, оборудованием и системами, необходимыми для обеспечения безопасности полета в ожидаемых условиях эксплуатации. Они включают приборы и оборудование, необходимые экипажу для безопасной эксплуатации вертолета в пределах его эксплуатационных ограничений. При проектировании приборов и оборудования учитываются аспекты человеческого фактора.

6.1.2 Приборы, оборудование и системы, предусматриваемые в п. 6.1.1, проектируются и устанавливаются таким образом, что:

а) для вертолета категории А обеспечивается обратная зависимость между определяемыми в процессе оценки безопасности систем вероятностью особой ситуации и опасностью ее последствий для воздушного судна и находящихся на борту людей;

б) они выполняют свои заданные функции во всех ожидаемых условиях эксплуатации;

с) их взаимные электромагнитные помехи сведены к минимуму.

6.1.3 Предусматриваются средства предупреждения экипажа о небезопасных состояниях систем в эксплуатации, обеспечивающие экипажу возможность предпринять корректирующие действия.

6.1.4 Источник электропитания:

Схема системы электропитания позволяет обеспечить силовые нагрузки в нормальных условиях эксплуатации и является таковой, что ни один единичный отказ или сбой не может ухудшить способность системы обеспечивать основные силовые нагрузки для безопасного выполнения полета.

6.1.5 Обеспечение разработки комплексного электронного оборудования и системных программных средств.

Для вертолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, комплексное электронное оборудование и системные программные средства разрабатываются, проверяются и апробируются таким образом, чтобы системы, в которых они используются, выполняли заданные функции с учетом уровня безопасности полетов, который соответствует требованиям настоящей части (пп. 6.1.2 а) и 6.1.2 б)).

6.2 Установка приборов и оборудования:

Установка приборов и оборудования отвечает нормам главы 4.

6.3 Аварийно-спасательное оборудование:

Предписанное аварийно-спасательное оборудование, которое, как ожидается, в случае аварии будет использоваться или применяться экипажем или пассажирами, является доступным, надежным и легко распознаваемым, а методы его применения указываются с помощью четкой маркировки.

6.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения:

6.4.1 Огни, предусмотренные Государственными авиационными правилами АГАТ для вертолетов, находящихся в полете или на рабочей площадке аэродрома или вертодрома, имеют такую интенсивность, цвет, зону действия и другие характеристики, которые обеспечивают пилоту другого воздушного судна или наземному персоналу время, необходимое для интерпретации сигналов и выполнения требуемого маневра для предотвращения столкновения. Конструкция таких огней должным образом учитывает условия, в которых они смогут выполнять эти функции.

6.4.2 Огни устанавливаются на вертолетах таким образом, чтобы свести к минимуму возможность того, что они отрицательно скажутся на удовлетворительном выполнении летным экипажем своих обязанностей.

6.5 Защита от электромагнитных помех:

Бортовые электронные системы, особенно имеющие критическое и важное значение для выполнения полета системы, защищаются соответствующим образом от электромагнитных помех, обусловленных внутренними и внешними источниками.

6.6 Защита от обледенения:

В том случае, когда требуется сертификация для выполнения полетов в условиях обледенения, показывается способность вертолета безопасно выполнять полет во всех условиях обледенения, которые могут встретиться во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

ГЛАВА 7.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

7.1 Общие положения:

Эксплуатационные ограничения, в пределах которых определяется соответствие

стандартам настоящих Правил, вместе с любой другой информацией, необходимой для обеспечения безопасной эксплуатации вертолета, доводятся до сведения заинтересованных лиц с помощью руководства по летной эксплуатации, а также маркировки, пояснительных надписей и таких других средств, благодаря которым это может быть сделано достаточно эффективно.

7.2 Эксплуатационные ограничения:

7.2.1 Ограничения, которые могут быть превышены в полете и которые определяются количественно, выражаются в приемлемых единицах. В значения этих ограничений при необходимости вносятся поправки с учетом ошибок в измерениях, позволяющие по имеющимся в распоряжении летного экипажа приборам легко определять те моменты, когда эти ограничения достигаются.

7.2.2 Ограничения нагрузок:

Ограничения нагрузок охватывают все предельные массы, предельные значения центровки, предельные значения распределения массы и предельные нагрузки на пол (см. п. 1.2.2).

7.2.3 Ограничения воздушной скорости:

Ограничения воздушной скорости охватывают все значения скорости (см. п. 3.5.2), которые устанавливаются с учетом целостности конструкции или летных качеств вертолета или других оснований. Эти скорости указываются для соответствующих конфигураций вертолета и других относящихся к ним факторов.

7.2.4 Ограничения, устанавливаемые для силовой установки:

Ограничения, устанавливаемые для силовой установки, включают все ограничения, предписанные для различных элементов силовой установки, смонтированных на вертолете (см. пп. 5.2.5 и 5.2.8.4).

7.2.5 Ограничения, устанавливаемые для несущего винта:

Ограничения оборотов несущего винта включают максимальные и минимальные обороты несущего винта, устанавливаемые для условий с неработающими (авторотация) и работающими двигателями.

7.2.6 Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем:

Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем, включают все ограничения, предписанные для различных элементов оборудования и систем, смонтированных на вертолете.

7.2.7 Различные ограничения:

Различные ограничения включают любые необходимые ограничения в отношении условий, которые считаются неблагоприятными для безопасной эксплуатации вертолета (см. п. 1.2.1).

7.2.8 Ограничения, устанавливаемые для летного экипажа:

Ограничения, касающиеся летного экипажа, устанавливают минимальное число членов летного экипажа, необходимое для эксплуатации вертолета, с учетом возможности доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможности выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

7.3 Эксплуатационная информация и процедуры:

7.3.1 Разрешенные виды полетов:

Перечисляются конкретные виды полетов, для выполнения которых на основании соответствия определенным требованиям была продемонстрирована годность вертолета.

7.3.2 Данные о нагружении:

Данные о нагружении включают величину массы пустого вертолета (с указанием условий, при которых выполнялось взвешивание), сведения о соответствующем положении центра тяжести, а также о точках и линиях отсчета, относительно которых указаны предельные значения центровки.

7.3.3 Правила эксплуатации:

Приводятся правила эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, соответствующие данному вертолету и необходимые для обеспечения его безопасности, включая порядок действий (экипажа) при отказе одного или нескольких двигателей.

7.3.4 Сведения о пилотажных характеристиках:

Предоставляется достаточная информация о любых необычных или имеющих важное значение характеристиках вертолета.

7.4 Информация о летно-технических характеристиках:

Информация о летно-технических характеристиках вертолета представляется в соответствии с требованиями п. 2.2. Она включает сведения о различных конфигурациях вертолета, режимах мощности и соответствующих скоростях, а также сведения, которые могут помочь летному экипажу получить на практике предписанные летно-технические характеристики.

7.5 Руководство по летной эксплуатации:

Обеспечивается предоставление руководства по летной эксплуатации. В руководстве четко и ясно указывается, к какому конкретному вертолету или серии вертолетов оно относится. Руководство по летной эксплуатации включает, по крайней мере, ограничения, информацию и правила, предписанные в пп. 7.2, 7.3, 7.4, и 7.6.1.

7.6 Маркировка и пояснительные надписи:

7.6.1 Маркировка и пояснительные надписи на приборах, оборудовании, органах управления и других соответствующих местах включают такие ограничения или сведения, которые требуют непосредственного внимания летного экипажа в полете.

7.6.2 Обеспечиваются маркировка и пояснительные надписи или инструкции в целях предоставления наземному персоналу информации, имеющей важное значение с точки зрения предотвращения ошибок при наземном обслуживании (буксировке, заправке топливом и других подобных видах обслуживания), которые могли бы остаться незамеченными и создать угрозу безопасности последующих полетов вертолетов.

7.7 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании.

7.7.1 Общие положения:

Обеспечивается информация, которая используется при разработке методов поддержания летной годности вертолета.

7.7.2 Информация о техническом обслуживании:

Информация о техническом обслуживании включает описание вертолета и рекомендуемые методы выполнения работ по техническому обслуживанию. Такая информация включает инструктивные указания в отношении выявления дефектов.

7.7.3 Информация в программе технического обслуживания:

Программа технического обслуживания содержит информацию о работах по техническому обслуживанию и рекомендуемой периодичности их проведения.

Примечание. Разработка первоначальной информации для программы технического обслуживания при сертификации типа вертолета иногда осуществляется в рамках

органа, называемого "Совет по вопросам технического обслуживания (MRB)", или в процессе подготовки инструкций по сохранению летной годности.

7.7.4 Информация об обязательных требованиях к техническому обслуживанию, устанавливаемые при утверждении типовой конструкции Обязательные требования к техническому обслуживанию (или сертификационные требования к техническому обслуживанию (SMR) и/или ограничения летной годности), которые установлены государством разработчика в качестве условия утверждения типовой конструкции, указываются в качестве таковых и включаются в информацию о техническом обслуживании, упомянутую в п. 7.7.3.

ГЛАВА 8.

УДАРОСТОЙКОСТЬ И БЕЗОПАСНОСТЬ КАБИНЫ

8.1 Общие положения:

При проектировании вертолетов учитываются аспекты ударостойкости для повышения вероятности выживания находящихся на борту людей.

8.2 Расчетные нагрузки при аварийной посадке:

Определяются нагрузки при аварийной посадке (аварии) с тем, чтобы элементы внутренней отделки, облицовочные панели, несущую конструкцию и страховочное оборудование можно было спроектировать с учетом обеспечения достаточной защиты находящихся на борту людей в условиях аварийной посадки. Подлежащие учету факторы включают:

- a) динамические воздействия;
- b) критерии фиксации предметов, которые могут представлять опасность;
- c) деформацию фюзеляжа в зонах аварийных выходов;
- d) целостность и расположение топливных баков;
- e) целостность электрических систем для исключения источников

воспламенения в зонах нахождения компонентов топлива.

8.3 Противопожарная защита кабины:

Кабина проектируется с учетом обеспечения защиты находящихся на борту людей от пожара в случае отказов систем в полете или аварийной ситуации. Подлежащие учету факторы включают:

- a) воспламеняемость материалов отделки кабины;
- b) термостойкость, а для вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 3175 кг и выделение дыма;
- c) наличие предохранительных устройств, обеспечивающих безопасную эвакуацию;
- d) Оборудование ликвидации пожара:

8.4 Эвакуация:

На вертолете предусматриваются достаточные аварийные выходы, обеспечивающие эвакуацию из кабины за соответствующий период времени. Подлежащие учету факторы, в зависимости от размеров и категории вертолета, включают:

- a) количество и конфигурацию размещения кресел;
- b) количество, расположение и размер выходов;
- c) маркировку выходов и наличие инструкций об их использовании;
- d) возможные блокировки

выходов; е) функционирование

выходов;

f) размещение у выходов и вес оборудования для эвакуации, таких, как аварийные трапы и плоты и другого соответствующего оборудования.

8.5 Освещение и маркировка:

На вертолетах, имеющих десять или более пассажирских кресел, обеспечивается аварийное освещение, обладающее следующими характеристиками:

a) независимость от основного источника электропитания;

b) на вертолетах, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, автоматическое включение при потере обычного электропитания/ударе;

c) визуально указывает аварийные выходы;

d) обеспечивает освещение внутри и снаружи вертолета при эвакуации.

ГЛАВА 9.

УСЛОВИЯ РАБОТЫ И ЧЕЛОВЕЧЕСКИЙ ФАКТОР

9.1 Общие положения:

Вертолет проектируется с учетом обеспечения в пределах эксплуатационных ограничений безопасной деятельности его пассажиров и тех, кто осуществляет его эксплуатацию, техническое и другое обслуживание.

9.2 Летный экипаж:

9.2.1 Вертолет проектируется таким образом, чтобы он мог безопасно и эффективно управляться летным экипажем. При проектировании учитываются различия в мастерстве и физиологии членов летного экипажа с учетом ограничений, действующих при выдаче свидетельств членам летного экипажа. Учитываются различные ожидаемые в условиях эксплуатации состояния вертолета, включая выполнение полетов при ухудшении характеристик вследствие отказов.

9.2.2 Рабочая нагрузка на летный экипаж, предусматриваемая проектом вертолета, является допустимой на всех этапах полета, включая критические этапы полета и критические ситуации, которые по обоснованным предположениям могут иметь место в течение срока службы вертолета (отказ двигателя и другие подобные критические ситуации).

Примечание. На рабочую нагрузку могут оказывать влияние как когнитивные, так и физиологические факторы.

9.3 Эргономика:

При проектировании вертолета учитываются эргономические аспекты, в том числе:

a) удобство пользования и предотвращение непреднамеренного неправильного пользования;

b) доступность;

c) рабочая среда летного экипажа;

d) стандартизация кабины;

e) эксплуатационная технологичность.

9.4 Факторы условий работы

При проектировании вертолета учитываются условия работы летного экипажа, в

том числе:

- а) влиянию таких факторов авиационной медицины, как шум и вибрация;
- б) влиянию физических сил в процессе нормального полета.

ЛЕГКИЕ САМОЛЕТЫ:

САМОЛЕТЫ С МАССОЙ СВЫШЕ 750 КГ, НО НЕ БОЛЕЕ 5700 КГ, ЗАЯВКА НА СЕРТИФИКАЦИЮ КОТОРЫХ БЫЛА ПРЕДСТАВЛЕНА 13 ДЕКАБРЯ 2007 ГОДА ИЛИ ПОСЛЕ ЭТОЙДАТЫ

ГЛАВА 1.

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость:

1.1.1 Нормы настоящей части применимы ко всем самолетам, которые указаны в п. 1.1.2 и заявка на выдачу сертификата типа которых представлена 13 декабря 2007 года или после этой даты.

1.1.2 За исключением тех норм и рекомендаций, в отношении которых предусматривается иная применимость, нормы и рекомендации настоящей части применяются ко всем самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 750, но не более 5700 кг, предназначенным для международных перевозок пассажиров, грузов или почты.

1.1.2.1 Самолеты, упомянутые в п. 1.1.2, могут относиться к самолетам нормальной, многоцелевой и акробатической категориям.

1.1.3 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных норм летной годности, упомянутых в п. 1.2.1 части II, для самолетов, указанных в п. 1.1.2, по крайней мере, в основном эквивалентен общему уровню, определяемому нормами настоящей части.

1.1.4 Если это не оговорено иначе, нормы применяются ко всему самолету, включая его силовые установки, системы и оборудование.

1.2 Эксплуатационные ограничения:

1.2.1 Ограничения устанавливаются для самолета, его силовых установок, систем и оборудования (см. п. 7.2). Соответствие нормам настоящей части устанавливается исходя из допущения о том, что самолет эксплуатируется в пределах заданных ограничений. Ограничения устанавливаются с учетом коэффициентов безопасности, чтобы возможность авиационных происшествий по причине нарушения этих ограничений была крайне маловероятной.

1.2.2 Устанавливаются ограничения диапазонов любых параметров, изменение которых может поставить под угрозу безопасность эксплуатации самолета (массы, центровки, распределения нагрузок, скоростей, температуры окружающего воздуха и абсолютной высоты и других подобных параметров), в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих стандартов настоящей части.

1.3 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета. Во всех ожидаемых условиях эксплуатации исключается наличие у самолета каких-либо особенностей или характеристик, не обеспечивающих безопасность полета.

1.4 Доказательство соответствия:

Методы подтверждения выполнения соответствующих требований к летной годности обеспечивают в каждом случае такую фактическую точность, которая будет давать обоснованную уверенность в соответствии требованиям, а также надежности и правильности функционирования самолета, его элементов и оборудования в ожидаемых условиях эксплуатации.

ГЛАВА 2.

ПОЛЕТ

2.1 Общие положения:

2.1.1 Соответствие нормам настоящей главы, устанавливается путем проведения летных или других испытаний одного самолета или нескольких самолетов того типа, для которого требуется сертификат типа, или с помощью расчетов (или других методов), основанных на материалах этих испытаний, при условии, что полученные путем расчетов (или других методов) результаты обеспечивают такую же точность, как и результаты, полученные при непосредственном проведении испытаний, или воспроизводят эти результаты испытаний с запасом.

2.1.2 Соответствие каждому стандарту устанавливается для всех применяемых сочетаний массы и центровки самолета в пределах того диапазона загрузки, для которого требуется проведение сертификации.

2.1.3 В случае необходимости устанавливаются соответствующие конфигурации самолета для определения его летных характеристик на различных этапах полета и для исследования его летных качеств.

2.2 Летно-технические характеристики:

2.2.1 Данные о летно-технических характеристиках самолета определяются в достаточном объеме и приводятся в руководстве по летной эксплуатации в целях предоставления эксплуатантам необходимой информации для определения полной массы самолета на основе специфических для предполагаемого полета значений соответствующих эксплуатационных параметров с тем, чтобы полет мог быть выполнен с достаточной уверенностью в том, что в ходе полета будут обеспечиваться минимальные безопасные летно-технические характеристики.

2.2.2 Соблюдение летно-технических характеристик, предписанных для самолета, учитывает возможности человека и не требует исключительного мастерства или повышенного внимания летного экипажа.

2.2.3 Летно-технические характеристики, предписанные для самолета, основаны на соблюдении положений п. 1.2.1 и на использовании логических сочетаний тех систем и оборудования самолета, функционирование которых может влиять на летно-технические характеристики.

2.2.4 Минимальные летно-технические характеристики:

Для самолетов, оснащенных несколькими газотурбинными двигателями или имеющих максимальную сертифицированную взлетную массу более 2721 кг, предписываются следующие минимальные летно-технические характеристики:

а) при максимальных массах, установленных (см. п. 2.2.7) для взлета и посадки в зависимости от превышения аэродрома над уровнем моря или барометрической высоты в условиях стандартной атмосферы или в указанных атмосферных условиях

при отсутствии ветра;

б) для гидросамолетов – в указанных условиях при спокойном состоянии воды самолет способен обеспечивать достижение минимальных характеристик, указанных соответственно в пп. 2.2.5 а) и 2.2.6 а) без учета препятствий или длины разбега (пробега) по ВПП или водной поверхности.

Примечание. Настоящий стандарт позволяет предписывать в руководстве по летной эксплуатации максимальную взлетную и максимальную посадочную массы в зависимости от:

– превышения аэродрома, или

– барометрической высоты на уровне аэродрома, или

– барометрической высоты и температуры окружающего воздуха на уровне аэродрома,

и других соответствующих условий так, чтобы он легко мог использоваться при применении национальных норм к летно-эксплуатационным ограничениям, устанавливаемым для самолета.

2.2.5 Взлет:

а) По окончании периода, в течение которого может быть использован режим взлетной мощности или тяги, самолет, имеющий несколько газотурбинных двигателей или максимальную сертифицированную взлетную массу более 2721 кг, обладает способностью продолжать набор высоты при неработающем критическом двигателе и при работе оставшегося(ихся) двигателя(ей) в пределах их номинального режима мощности или тяги до высоты, которую он может выдерживать и на которой он может продолжать безопасный полет и выполнить посадку.

б) Минимальные летно-технические характеристики на всех этапах взлета и набора высоты являются достаточными для того, чтобы в условиях, слегка отличающихся от идеализированных условий, для которых предписаны данные о летно-технических характеристиках (см. п. 2.2.7), были обеспечены пропорциональные отклонения от предписанных значений.

2.2.6 Посадка:

а) Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, конструкция самолетов с одним двигателем или одним воздушным винтом или самолетов с несколькими двигателями, которые не могут поддерживать положительный градиент набора высоты после отказа двигателя или воздушного винта, предусматривает возможность управления самолетом, в случае отказа двигателя или воздушного винта, для безопасного выполнения вынужденной посадки в благоприятных условиях.

б) В случае прерванного захода на посадку самолет, имеющий несколько газотурбинных двигателей или максимальную сертификационную взлетную массу более 2721 кг, обладает способностью, начиная этот маневр в конфигурации захода на посадку и при неработающем критическом двигателе, продолжать полет до такой точки, от которой можно выполнить повторный заход на посадку.

с) В случае прерванной посадки самолет обладает способностью, начиная этот маневр в посадочной конфигурации, совершить набор высоты со всеми работающими двигателями.

2.2.7 Регламентирование летно-технических характеристик:

Данные о летно-технических характеристиках определяются и регламентируются в руководстве по летной эксплуатации с тем, чтобы обеспечить безопасную связь летно-технических характеристик самолета с условиями на аэродромах и

маршрутах, на которых он может использоваться. Данные о летно-технических характеристиках определяются и предписываются для нижеследующих этапов полета, при этом учитываются диапазоны масс, высот (абсолютных или барометрических), скоростей ветра, уклонов взлетных и посадочных поверхностей для сухопутных самолетов, состояние водной поверхности, плотность воды и скорость течения для гидросамолетов, а также любые другие эксплуатационные параметры, применительно к которым самолет сертифицируется.

а) Взлет. Данные о взлетных характеристиках включают дистанцию, необходимую для взлета и достижения выбранной высоты над взлетной поверхностью. Она определяется для каждого значения массы, абсолютной высоты и температуры в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для взлета в следующих условиях:

- каждый двигатель развивает взлетную мощность,
- закрылки находятся во взлетном(ых) положении(ях),
- посадочное шасси выпущено.

б) Полет по маршруту. Характеристики набора высоты при полете по маршруту самолета с несколькими двигателями представляют собой характеристики набора высоты (или снижения) самолета в маршрутной конфигурации с неработающим критическим двигателем. Режим работающего(их) двигателя(ей) не превышает режима номинальной мощности или тяги.

в) Посадка. Посадочная дистанция представляет собой горизонтальное расстояние, которое проходит самолет от точки, находящейся на траектории захода на посадку и расположенной на выбранной высоте над посадочной поверхностью, до той точки на посадочной поверхности, где самолет полностью останавливается, а для гидросамолета – до точки, в которой скорость гасится до достаточно малого значения. Выбираемая высота над посадочной поверхностью и скорость захода на посадку увязываются соответствующим образом с практикой производства полетов. Эта дистанция может быть дополнена необходимым запасом расстояния. В этом случае между выбранной высотой над посадочной поверхностью, скоростью захода на посадку и запасом расстояния устанавливается соответствующая взаимосвязь с учетом, как нормальных условий эксплуатации, так и допустимых отклонений от них.

2.3 Летные качества:

2.3.1 Самолет соответствует нормам п. 2.3 на всех высотах, вплоть до ожидаемой максимальной высоты, относящейся к данному конкретному требованию, при всех температурных условиях, которые возможны на рассматриваемой высоте и предписаны для самолета.

2.3.2 Управляемость:

2.3.2.1 Самолет сохраняет управляемость и маневренность во всех ожидаемых условиях эксплуатации, при этом обеспечивается возможность плавного перехода от одного режима полета к другому (при разворотах, скольжениях, изменении режима мощности или тяги двигателей, изменении конфигурации самолета и других подобных режимах), не требуя от пилота исключительно высокого мастерства, повышенного внимания или чрезмерных физических усилий даже в случае отказа какого-либо двигателя. Устанавливается техника управления самолетом, обеспечивающая безопасность на всех этапах полета и при всех конфигурациях самолета, для которых предписаны соответствующие летно-технические характеристики.

Примечание. Данный стандарт также предназначен обеспечивать эксплуатацию

самолета при отсутствии заметной атмосферной турбулентности, а также для гарантии того, что турбулентное состояние воздуха не приводит к чрезмерному ухудшению летных качеств.

2.3.2.2 Управляемость на земле (или на воде). Самолет управляем на земле (или на воде) во время руления, взлета или посадки в ожидаемых условиях эксплуатации.

2.3.2.3 Управляемость при взлете. Самолет сохраняет управляемость в случае внезапного отказа критического двигателя в любой момент взлета.

2.3.2.4 Безопасная скорость взлета. Безопасная скорость взлета, принятая при определении взлетных характеристик самолета (после отрыва от земли или воды), обеспечивает достаточный запас относительно скорости сваливания и минимальной скорости, при которой самолет сохраняет управляемость после внезапного отказа критического двигателя.

2.3.3 Балансировка:

Самолет имеет такие балансировочные характеристики, которые гарантируют, что требования, предъявляемые к вниманию пилота и его способности выдерживать желаемые условия полета, не являются чрезмерными, учитывая при этом этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. Это положение применяется как к условиям нормальной эксплуатации, так и к условиям отказа одного или нескольких двигателей, для которых установлены летно-технические характеристики.

2.4 Устойчивость и управляемость:

2.4.1 Устойчивость:

Самолет обладает такой устойчивостью в отношении его других летно-технических характеристик, прочности конструкции и наиболее вероятных условий эксплуатации (конфигураций самолета, диапазона его скоростей и других подобных условий), которая не допускает, чтобы требования, предъявляемые к пилоту в отношении концентрирования внимания, были чрезмерными, учитывая этап полета, на котором возникают эти требования, и продолжительность их действия. Однако устойчивость самолета не является такой, когда предъявляемые к усилиям пилота требования становятся чрезмерными и безопасности самолета угрожает отсутствие или недостаточность маневренности в аварийных условиях. Устойчивость может обеспечиваться естественными или искусственными способами или их сочетанием. В тех случаях, когда для демонстрации соответствия стандартам настоящей части требуется искусственное обеспечение устойчивости, показывается, что возможность возникновения любого отказа или режима, который потребует исключительных усилий или мастерства пилота для восстановления устойчивости самолета, является практически маловероятной.

2.4.2 Сваливание:

2.4.2.1 Предупреждение о близости сваливания. В случае приближения самолета к сваливанию в прямолинейном полете и во время разворота при всех допустимых конфигурациях самолета, исключая условия, которые считаются незначительными для обеспечения безопасности полета, пилот получает ясное и недвусмысленное предупреждение о близости сваливания. Предупреждение о близости сваливания и другие характеристики самолета позволяют пилоту прекратить процесс развития сваливания после появления предупреждающих признаков и полностью сохранить управление самолетом, не изменяя режим мощности или тяги двигателя.

2.4.2.2 Поведение самолета после сваливания. При любых конфигурациях самолета и любых режимах мощности или тяги двигателей, в отношении которых считается важной способность к выходу из сваливания, поведение самолета после сваливания не носит столь экстремального характера, чтобы, не превышая ограничений по воздушной скорости или перегрузке, влияющей на прочность, было трудно быстро вывести его из сваливания.

2.4.2.3 Скорости сваливания. Для конфигурации, соответствующей каждому этапу полета (взлету, полету по маршруту, посадке), устанавливаются скорости сваливания или минимальные скорости установившегося полета. Одно из значений мощности или тяги, используемых при установлении скоростей сваливания, не превышает значения, необходимого для получения нулевой тяги при скорости, незначительно превышающей скорость сваливания.

2.4.3 Флаттер и вибрация:

2.4.3.1 Путем проведения соответствующих испытаний, анализа или любого приемлемого сочетания испытаний и анализа демонстрируется отсутствие флаттера и чрезмерной вибрации всех частей самолета при всех его конфигурациях и скоростях полета в пределах эксплуатационных ограничений (см. п. 1.2.2). Не допускается вибрация или тряска, способная вызвать повреждения конструкции.

2.4.3.2 Не допускается вибрация или тряска, способная нарушить управление самолетом или вызвать чрезмерную утомляемость летного экипажа. Примечание. Тряска, предупреждающая о близости сваливания, считается желательной, и устранение такой тряски не предусматривается.

2.4.4 Штопор:

Осуществляется демонстрация того, что самолет в нормальном полете не проявляет какой-либо тенденции к непреднамеренному входу в штопор. Если конструкция является таковой, что штопор разрешается или самолет с одним двигателем может непреднамеренно войти в штопор, осуществляется демонстрация того, что при нормальном использовании органов управления и без исключительного мастерства пилотирования самолет может быть выведен из штопора в пределах соответствующих ограничений вывода.

ГЛАВА 3.

КОНСТРУКЦИЯ

3.1 Общие положения:

Конструкция самолета проектируется, изготавливается и поставляется с инструкциями по ее техническому обслуживанию и ремонту с целью исключения разрушения с катастрофическими последствиями в течение ее срока службы.

3.2 Масса и распределение массы:

Если не оговорено иначе, все нормы, касающиеся конструкции, соблюдаются при значениях массы в пределах возможного диапазона и при наиболее неблагоприятном распределении массы в пределах эксплуатационных ограничений, на основе которых требуется проведение сертификации.

3.3 Предельные нагрузки:

Если не оговорено иначе, внешние нагрузки и соответствующие инерционные нагрузки или силы сопротивления, полученные для различных условий нагружения, указанных в п. 3.6, рассматриваются как предельные нагрузки.

3.4 Прочность и деформация:

При различных условиях нагружения, указанных в п. 3.6, не допускается, чтобы какой-либо элемент конструкции самолета подвергался опасной деформации при всех нагрузках вплоть до предельной включительно. Конструкция самолета способна выдерживать разрушающую расчетную нагрузку.

3.5 Воздушные скорости:

3.5.1 Расчетные воздушные скорости:

Устанавливаются такие расчетные воздушные скорости, с учетом которых рассчитывается конструкция самолета на прочность, чтобы выдерживать соответствующие маневренные нагрузки и нагрузки от порывов. Для предотвращения непреднамеренных превышений вследствие возмущений или изменения атмосферных условий расчетные воздушные скорости обеспечивают достаточный запас для установления практических эксплуатационных ограничений воздушных скоростей, и значительно превышают скорость сваливания самолета для предотвращения потери управляемости в турбулентной атмосфере. Предусматриваются расчетная скорость маневрирования, расчетная скорость крейсерского полета, расчетная скорость пикирования и любые другие расчетные воздушные скорости, необходимые для использования конфигураций с большой подъемной силой или других специальных устройств.

3.5.2 Ограничения по воздушной скорости:

В руководство по летной эксплуатации как часть эксплуатационных ограничений (см. п. 7.2) включаются ограничения по воздушной скорости, определенные на основе соответствующих расчетных воздушных скоростей с добавлением в надлежащих случаях необходимых запасов согласно п. 1.2.1.

3.6 Прочность:

3.6.1 Все элементы конструкции проектируются с учетом выдерживания ожидаемых во всех условиях эксплуатации максимальных нагрузок без разрушения, остаточной деформации или нарушения выполняемой функции. При определении этих нагрузок учитываются следующие факторы:

- a) ожидаемый срок службы самолета;
- b) характеристики вертикальных и горизонтальных порывов, учитывая ожидаемые отклонения от профилей полетов и варианты загрузки;
- c) спектр маневров, учитывая при этом отклонения от профилей полетов, и варианты загрузки;
- d) асимметричное, а также симметричное нагружение;
- e) нагрузки на земле и на воде, включая нагрузки при рулении, посадке и взлете, а также нагрузки при обслуживании на земле/воде;
- f) диапазон скоростей самолета, учитывая характеристики самолета и эксплуатационные ограничения;
- g) нагрузки в результате вибрации и тряски;
- h) коррозия и другое ухудшение состояния, учитывая предусмотренное техническое обслуживание и различные условия эксплуатации;
- i) любые другие нагрузки, такие, как нагрузки, связанные с управлением полетом, наддувом кабины, работой двигателей, или динамические нагрузки, обусловленные изменениями установившейся конфигурации и другие подобные нагрузки.

3.6.2 Аэродинамические, инерционные и другие нагрузки, возникающие в конкретных условиях нагружения, распределяются таким образом, чтобы

обеспечивалась хорошая аппроксимация фактических условий или эти условия воспроизводились с запасом.

3.7 Живучесть:

Самолет проектируется таким образом, чтобы обеспечивалась максимальная возможная защита находящихся на борту людей в случае разрушения или повреждения конструкции вследствие соударения с землей, водой или объектом. Учитываются, по крайней мере, следующие факторы:

- а) поглощение энергии авиационной конструкцией, креслами и привязными ремнями, предназначенными для людей, находящихся на борту, и
- б) возможность покидания в возможно кратчайшее время.

3.8 Долговечность конструкции:

В конструкции самолета допустимые повреждения, безопасный ресурс или отказоустойчивость таковы, что в течение его срока службы исключается вероятность разрушения с катастрофическими последствиями, учитывая при этом в соответствующих случаях:

- а) ожидаемые условия;
- б) ожидаемые повторяющиеся в эксплуатации нагрузки;
- с) ожидаемые вибрации, обусловленные аэродинамическим взаимодействием или внутренними источниками;
- д) температурные циклы;
- е) повреждение от случайного или дискретного воздействия;
- ф) возможную коррозию или другие виды ухудшения состояния;
- г) предусмотренное техническое обслуживание;
- h) возможные ремонты конструкции.

3.9 Особые факторы:

Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, прочностные свойства элементов конструкции (отливки, подшипники или арматура), которые изменяются в процессе производства, ухудшаются в процессе эксплуатации или по какой-либо другой причине, учитываются соответствующим коэффициентом.

ГЛАВА 4.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО

4.1 Общие положения:

4.1.1 Особенности проектирования и производства в достаточной степени гарантируют, что все части самолета будут способны эффективно и надежно работать в ожидаемых условиях эксплуатации. Они основываются на практике, которая, как показывает опыт, является удовлетворительной или которая подтверждается специальными испытаниями, или другими соответствующими исследованиями, или теми и другими вместе. При этом также учитываются аспекты человеческого фактора.

4.1.2 Подтверждение работы подвижных частей:

Демонстрируется работа всех подвижных частей, имеющих существенное значение для безопасной эксплуатации самолета, чтобы подтвердить их правильное функционирование во всех возможных для этих частей эксплуатационных условиях.

4.1.3 Материалы:

Все материалы, используемые при изготовлении тех частей самолета, которые имеют существенное значение для его безопасной эксплуатации, отвечают утвержденным техническим требованиям. Утвержденные технические требования представляют собой такие требования, в результате введения которых все материалы, одобренные как удовлетворяющие им, будут обладать основными свойствами, предусмотренными в проекте.

4.1.4 Технология производства:

Применяется такая технология производства и сборки, которая обеспечивает постоянство качества конструкции, обладающей надежностью с точки зрения сохранения прочности при эксплуатации.

4.1.5 Предохранение:

Конструкция предохраняется от снижения или потери прочности в ходе эксплуатации вследствие атмосферных воздействий, коррозии, износа или других причин, которые могут остаться незамеченными, учитывая тот уровень технического обслуживания, который будет обеспечиваться при эксплуатации самолета.

4.1.6 Проверка:

Принимаются надлежащие меры, позволяющие проводить любые необходимые проверки, замену или ремонт тех деталей и частей самолета, которые в этом нуждаются, либо на периодической основе, либо после попадания в необычно сложные условия эксплуатации.

4.2 Особенности проектирования систем:

Особенности проектирования элементов, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом, включают, по крайней мере, следующее:

а) Органы и системы управления. Органы и системы управления проектируются таким образом, чтобы сводить к минимуму возможность заедания, самопроизвольного срабатывания, включая предотвращение неправильной сборки, и непреднамеренного включения стопорных устройств поверхностей управления.

1) Каждый орган и система управления работают легко, плавно и точно в соответствии со своим функциональным назначением.

2) Каждый элемент каждой системы управления полетом соответствующим образом проектируется или имеет четкое и постоянное клеймо, чтобы свести к минимуму вероятность неправильной сборки, которая может привести к неправильной работе системы.

б) Живучесть систем. Системы самолета проектируются и монтируются таким образом, чтобы в максимальной степени обеспечить возможность безопасного продолжения полета и посадки после любых событий, приводящих к повреждению конструкции или систем самолета.

с) Кабина экипажа. Кабина экипажа проектируется таким образом, чтобы свести к минимуму возможность неправильного или затруднительного использования экипажем органов управления вследствие усталости членов экипажа, путаницы или каких-либо препятствий. При этом учитывается, как минимум, расположение и четкое обозначение органов управления и приборов, обеспечение быстрого обнаружения аварийных ситуаций, направление отклонения рычагов управления, вентиляция, отопление и уровень шума.

д) Обзор из кабины экипажа. Для безопасной эксплуатации самолета

компоновка кабины летного экипажа является такой, чтобы обеспечивался достаточно широкий, незатененный и неискаженный обзор, при этом исключается появление бликов и отражений, мешающих обзору. Лобовое стекло проектируется таким образом, чтобы обеспечивать в условиях выпадения осадков в виде умеренного дождя достаточный обзор для нормального выполнения полета, а также для выполнения захода на посадку и посадки.

е) Меры на случай аварийных ситуаций. Обеспечиваются средства, которые либо автоматически предотвращают возникновение аварийной ситуации, либо позволяют членам экипажа предпринимать необходимые действия при возникновении ситуаций, угрожающих безопасности самолета, вследствие предвидимых отказов в работе оборудования и систем. Принимаются достаточные меры к тому, чтобы было обеспечено продолжение функционирования важных систем в случае такого(их) отказа(ов) двигателя или системы (систем), который(е) предусмотрен(ы) стандартами по летно-техническим характеристикам и эксплуатационным ограничениям Государственных авиационных правил АГАТ.

ф) Меры предосторожности против пожаров. Конструкция самолета и материалы, используемые при его изготовлении, являются такими, что они сводят к минимуму риск пожара в полете и на земле и сводят к минимуму выделение дыма и токсичных газов в случае пожара.

g) Противопожарная защита грузовых отсеков.

1) Источники тепла в отсеке, которые способны вызвать возгорание груза или багажа, экранируются или изолируются для предотвращения такого возгорания.

2) Материалы конструкции каждого грузового и багажного отсека являются, по крайней мере, термостойкими.

h) Защита людей на борту самолета. При проектировании самолета принимаются меры к тому, чтобы предотвратить возможность разгерметизации кабины и появления дыма или других токсичных газов, которые могут привести к потере работоспособности находящихся на борту людей.

4.3 Аэроупругость:

Для выполнения положений п. 1.2.1 на самолете обеспечивается исключение флаттера, дивергенции конструкции, реверса органов управления и потери управляемости вследствие деформации конструкции и аэроупругих воздействий на всех скоростях в пределах и в достаточной мере за пределами расчетного диапазона их значений. Учитываются характеристики самолета.

4.4 Особенности размещения людей на борту:

4.4.1 Кресла и привязные ремни:

Обеспечиваются надлежащие кресла и привязные ремни для находящихся на борту людей, учитывая при этом вероятные нагрузки, возникающие в полете и при аварийной посадке, сведение к минимуму телесные повреждения находящихся на борту людей вследствие контакта с окружающими элементами конструкции в процессе эксплуатации самолета.

4.4.2 Условия в кабине:

Системы вентиляции, отопления и, где они применяются, наддува проектируются с учетом обеспечения в кабине надлежащих условий при выполнении предполагаемого полета и операций на земле или на воде. При проектировании систем учитываются также вероятные аварийные условия.

4.5 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества.

4.5.1 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества обеспечивают:

a) защиту самолета, его систем, находящихся на борту людей и тех, кто соприкасается с самолетом на земле или на воде, от опасных воздействий молнии и электрического удара и

b) предотвращение опасного накопления электростатического заряда.

4.5.2 Самолет также защищается от катастрофических последствий воздействия молний, учитывая материалы, используемые в конструкции самолета.

4.6 Меры на случай аварийной посадки:

4.6.1 В конструкции самолета предусматриваются средства для защиты находящихся на борту людей в случае аварийной посадки от пожара и последствий непосредственного воздействия перегрузок при торможении, а также от телесных повреждений, связанных с воздействием перегрузок при торможении на внутрикабинное оборудование самолета.

4.6.2 Обеспечиваются средства для быстрого покидания самолета в условиях, возникновение которых вероятно после аварийной посадки. Эти средства предусматриваются с учетом пассажироместимости самолета и количества мест для его экипажа, и демонстрируется их приемлемость для использования по назначению.

4.7 Наземное обслуживание:

Предусматриваются конструктивные меры и соответствующие процедуры для обеспечения безопасного наземного обслуживания (буксировки, подъема домкратами и других подобных видов обслуживания). При этом могут учитываться меры безопасности, обеспечиваемые введением ограничений и инструкций в отношении таких операций.

ГЛАВА 5.

СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

5.1 Двигатели:

Нормы части VI настоящих Правил применяются к каждому двигателю, который используется на самолете в качестве основной двигательной установки.

5.2 Воздушные винты:

Нормы части VII настоящих Правил применяются к каждому воздушному винту, который используется на самолете.

5.3 Комплекс силовой установки:

5.3.1 Соответствие ограничениям для двигателей и воздушных винтов:

Силовая установка проектируется таким образом, чтобы двигатели и воздушные винты (если они имеются) надежно работали в ожидаемых условиях эксплуатации. В условиях, указанных в руководстве по летной эксплуатации, самолет способен эксплуатироваться без превышения ограничений, установленных для двигателей и воздушных винтов в соответствии с положениями настоящей главы и частей VI и VII.

5.3.2 Управление числом оборотов двигателя:

В тех силовых установках, в которых продолжающееся вращение ротора отказавшего двигателя повышает опасность возникновения пожара или серьезного разрушения конструкции, обеспечиваются средства, позволяющие экипажу

прекратить в полете вращение отказавшего двигателя или уменьшить число его оборотов до безопасного уровня.

5.3.3 Установка газотурбинного двигателя. При установке газотурбинного двигателя:

а) схема установки сводит к минимуму опасные для самолета последствия разрушения вращающихся частей двигателя или пожара двигателя, при котором прогорает корпус двигателя;

б) силовая установка проектируется с учетом обеспечения обоснованной гарантии в том, что те эксплуатационные ограничения двигателя, которые отрицательно влияют на целостность конструкции вращающихся частей, не превышаются в эксплуатации.

5.3.4 Повторный запуск двигателя:

Обеспечиваются средства для повторного запуска двигателя в полете на абсолютных высотах вплоть до заявленной максимальной высоты.

5.3.5 Компоновка и эксплуатация:

5.3.5.1 Независимость двигателей. На самолетах, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, силовая установка комплектуется и монтируется таким образом, чтобы каждый двигатель с его системами мог управляться и эксплуатироваться независимо от других двигателей и чтобы обеспечивалась, по крайней мере, одна такая компоновка силовой установки и систем, при которой любой отказ (если возможность такого отказа не является крайне маловероятной) не мог привести к большей потере мощности, чем при полном отказе критического двигателя.

5.3.5.2 Независимость двигателей и их соответствующих систем. На самолетах, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, двигатели с их соответствующими системами комплектуются независимо друг от друга с целью обеспечить возможность работы, по крайней мере, в одной конфигурации, при которой отказ или неисправность любого двигателя и отказ или неисправность (включая разрушение в результате пожара в отсеке двигателя) любой системы (за исключением топливного бака, если установлен только один топливный бак), которая может оказать влияние на работу двигателя, не будет:

а) препятствовать продолжению безопасной работы оставшегося(ихся) двигателя(ей) или

б) требовать немедленного вмешательства любого члена экипажа для продолжения безопасной работы оставшегося(ихся) двигателя(ей).

5.3.5.3 Вибрация воздушных винтов. Определяются вибрационные напряжения в воздушных винтах, и эти напряжения не превышают значений, которые, как было выявлено, являются безопасными в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для самолета.

5.3.5.4 Охлаждение. Система охлаждения способна поддерживать температуру компонентов силовой установки и используемых в ней рабочих жидкостей в установленных пределах (см. п. 5.3.1) при температурах окружающего воздуха вплоть до максимальной, соответствующей предполагаемым условиям эксплуатации самолета.

5.3.5.5 Системы силовой установки. Топливная и масляная системы, система забора воздуха и другие системы силовой установки обеспечивают работу каждого двигателя в соответствии с установленными требованиями при всех условиях,

определяющих работу систем (режимах мощности и тяги двигателя, положениях и ускорениях самолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей и других подобных условиях) в пределах ожидаемых условий эксплуатации.

5.3.5.6 Противопожарная защита. Для тех зон силовой установки, где потенциальная опасность пожара особенно велика вследствие близкого расположения источников воспламенения к горючим материалам, в дополнение к стандарту п. 4.2 f) предусматривается следующее:

а) Изоляция. Такие зоны изолируются огнестойким материалом от остальных отсеков самолета, в которых возникновение пожара представило бы угрозу, являющуюся препятствием к продолжению полета, учитывая возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.

б) Воспламеняющиеся жидкости. Элементы систем, содержащие воспламеняющиеся жидкости и расположенные в таких зонах, являются термостойкими. Для сведения к минимуму опасных последствий разрушения любого элемента, содержащего воспламеняющиеся жидкости, в каждой зоне предусматривается дренаж. Обеспечиваются средства, позволяющие экипажу перекрывать подачу воспламеняющихся жидкостей в такие зоны при возникновении пожара. В тех случаях, когда в таких зонах имеются источники воспламеняющихся жидкостей, все элементы соответствующей системы, находящиеся в данной зоне, включая опорную конструкцию, являются огнестойкими или защищаются от воздействия огня.

в) Обнаружение пожара. Предусматривается достаточное количество датчиков сигнализации о пожаре, установленных таким образом, чтобы обеспечить быстрое обнаружение любого пожара, который может возникнуть в таких зонах на самолетах следующих типов: самолеты с несколькими газотурбинными двигателями или двигателями с турбонаддувом или самолеты, на которых затруднен обзор двигателя(ей) из кабины пилота.

ГЛАВА 6.

СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

6.1 Общие положения:

6.1.1 Самолет оснащается утвержденными приборами, оборудованием и системами, включая системы наведения и управления режимами полета, необходимыми для обеспечения безопасности полета в ожидаемых условиях эксплуатации. Они включают приборы и оборудование, необходимые экипажу для безопасной эксплуатации самолета в пределах его эксплуатационных ограничений. При проектировании приборов и оборудования учитываются аспекты человеческого фактора.

6.1.2 Приборы, оборудование и системы, предусматриваемые в п. 6.1.1, проектируются и устанавливаются таким образом, что:

а) обеспечивается обратная зависимость между определяемыми в процессе оценки безопасности систем вероятностью особой ситуации и опасностью ее последствий для воздушного судна и находящихся на борту людей;

б) они выполняют свои заданные функции во всех ожидаемых условиях эксплуатации;

в) их взаимные электромагнитные помехи являются минимальными.

6.1.3 Предусматриваются средства предупреждения экипажа о небезопасных состояниях систем в эксплуатации, обеспечивающие экипажу возможность предпринять корректирующие действия.

6.1.4 Источник электропитания:

Схема системы электропитания позволяет обеспечить питание потребителей электроэнергии в нормальных условиях выполнения полетов и является таковой, что никакие единичные отказы или неисправности не могут ухудшить способность системы обеспечить питание потребителей, которые необходимы для безопасного выполнения полета.

6.1.5 Обеспечение разработки комплексного электронного оборудования и системных программных средств

Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, комплексное электронное оборудование и системные программные средства разрабатываются, проверяются и апробируются таким образом, чтобы системы, в которых они используются, выполняли заданные функции с учетом уровня безопасности полетов, который соответствует требованиям настоящей части (пп. 6.1.2 а) и 6.1.2 б)).

6.2 Установка приборов и оборудования:

Установка приборов и оборудования отвечает нормам главы 4.

6.3 Аварийно-спасательное оборудование:

Предписанное аварийно-спасательное оборудование, которое, как ожидается, в случае аварии будет использоваться или применяться экипажем или пассажирами, является доступным, надежным и легко распознаваемым, а методы его применения указываются с помощью четкой маркировки.

6.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения

6.4.1 Огни, предусмотренные Государственными авиационными правилами АГАТ для самолетов, находящихся в полете или на рабочей площадке аэродрома, имеют такую интенсивность, цвет, зону действия и другие характеристики, которые обеспечивают пилоту другого воздушного судна или наземному персоналу время, необходимое для интерпретации сигналов и выполнения требуемого маневра для предотвращения столкновения. Конструкция таких огней должным образом учитывает условия, в которых они смогут выполнять эти функции.

6.4.2 Огни устанавливаются на самолетах таким образом, чтобы свести к минимуму возможность того, что они отрицательно скажутся на удовлетворительном выполнении экипажем своих обязанностей.

6.5 Защита от электромагнитных помех:

Бортовые электронные системы, особенно имеющие критическое и важное значение для выполнения полета системы, защищаются от электромагнитных помех, обусловленных внутренними и внешними источниками.

6.6 Защита от обледенения:

В том случае, когда запрашивается сертификация для выполнения полетов в условиях обледенения, показывается способность самолета безопасно выполнять полет в условиях обледенения, которые могут встретиться во всех предполагаемых условиях эксплуатации.

ГЛАВА 7.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

7.1 Общие положения;

Эксплуатационные ограничения, в пределах которых определяется соответствие нормам настоящих Правил, вместе с любой другой информацией, необходимой для обеспечения безопасной эксплуатации самолета, доводятся до сведения заинтересованных лиц с помощью руководства по летной эксплуатации, а также маркировки, пояснительных надписей и таких других средств, благодаря которым это может быть сделано достаточно эффективно.

7.2 Эксплуатационные ограничения:

7.2.1 Ограничения, которые могут быть превышены в полете и которые определяются количественно, выражаются в приемлемых единицах. При необходимости эти ограничения корректируются с учетом ошибок в измерениях, что позволяет по имеющимся в распоряжении летного экипажа приборам легко определять те моменты, когда эти ограничения достигаются.

7.2.2 Ограничения нагрузок:

Ограничения нагрузок охватывают все предельные массы, предельные значения центровки, предельные значения распределения массы и предельные нагрузки на пол (см. п. 1.2.2).

7.2.3 Ограничения воздушной скорости:

Ограничения воздушной скорости охватывают все значения скорости (см. п. 3.5.2), которые устанавливаются с учетом целостности конструкции или летных качеств самолета или других оснований. Эти скорости указываются для соответствующих конфигураций самолета и других относящихся к ним факторов.

7.2.4 Ограничения, устанавливаемые для силовой установки:

Ограничения, устанавливаемые для силовой установки, включают все ограничения, предписанные для различных элементов силовой установки, смонтированных на самолете (см. пп. 5.3.1 и 5.3.5.4).

7.2.5 Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем

Ограничения, устанавливаемые для оборудования и систем, включают все ограничения, предписанные для различных элементов оборудования и систем, смонтированных на самолете.

7.2.6 Различные ограничения:

Различные ограничения включают любые необходимые ограничения в отношении условий, которые считаются неблагоприятными для безопасной эксплуатации самолета (см. п. 1.2.1).

7.2.7 Ограничения, устанавливаемые для летного экипажа

Ограничения, касающиеся летного экипажа, устанавливают минимальное число членов летного экипажа, необходимое для эксплуатации самолета, с учетом возможности доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможности выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

7.3 Эксплуатационная информация и процедуры:

7.3.1 Разрешенные виды полетов:

Перечисляются конкретные виды полетов, для выполнения которых на основании соответствия определенным требованиям была продемонстрирована годность самолета.

7.3.2 Данные о нагружении:

Данные о нагружении включают величину массы пустого самолета (с указанием условий, при которых выполнялось взвешивание), сведения о соответствующем положении центра тяжести, а также о точках и линиях отсчета, относительно которых указаны предельные значения центровки.

7.3.3 Правила эксплуатации:

Приводятся правила эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, соответствующие данному самолету и необходимые для обеспечения его безопасности, включая порядок действий (экипажа) при отказе одного или нескольких двигателей.

7.3.4 Сведения о пилотажных характеристиках:

Предоставляется достаточная информация о любых необычных или имеющих важное значение характеристиках самолета. Указываются скорости сваливания и минимальные скорости установившегося полета, которые устанавливаются в соответствии с п. 2.4.2.3.

7.4 Информация о летно-технических характеристиках:

Информация о летно-технических характеристиках самолета представляется в соответствии с требованиями п. 2.2. Она включает сведения о различных конфигурациях самолета, режимах мощности или тяги и соответствующих скоростях, а также сведения, которые могут помочь летному экипажу получить на практике предписанные летно-технические характеристики.

7.5 Руководство по летной эксплуатации:

Обеспечивается предоставление руководства по летной эксплуатации. В руководстве четко и ясно указывается, к какому конкретному самолету или серии самолетов оно относится. Руководство по летной эксплуатации включает, по крайней мере, ограничения, информацию и правила, предписанные в пп. 7.2, 7.3, 7.4 и 7.6.1.

7.6 Маркировка и пояснительные надписи:

7.6.1 Маркировка и пояснительные надписи на приборах, оборудовании, органах управления и других соответствующих местах включают такие ограничения или сведения, которые требуют непосредственного внимания летного экипажа в полете.

7.6.2 Обеспечиваются маркировка и пояснительные надписи или инструкции в целях предоставления наземному персоналу информации, имеющей важное значение с точки зрения предотвращения ошибок при наземном обслуживании (буксировке, заправке топливом и других подобных видах обслуживания), которые могли бы остаться незамеченными и создать угрозу безопасности последующих полетов самолета.

7.7 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании.

7.7.1 Общие положения:

Обеспечивается информация, которая используется при разработке методов поддержания летной годности самолета.

7.7.2 Информация о техническом обслуживании:

Информация о техническом обслуживании включает описание самолета и рекомендуемые методы выполнения работ по техническому обслуживанию. Такая информация включает указания в отношении выявления дефектов.

7.7.3 Информация в программе технического обслуживания:

Программа технического обслуживания содержит информацию о работах по техническому обслуживанию и рекомендуемой периодичности их проведения.

7.7.4 Информация об обязательных требованиях к техническому обслуживанию, устанавливаемые при утверждении типовой конструкции Обязательные требования к техническому обслуживанию (или сертификационные требования к техническому обслуживанию (SMR) и/или ограничения летной годности), которые установлены государством разработчика в качестве условия утверждения типовой конструкции, указываются в качестве таковых и включаются в информацию о техническом обслуживании, упомянутую в п. 7.7.3.

ГЛАВА 8.

УДАРОСТОЙКОСТЬ И БЕЗОПАСНОСТЬ КАБИНЫ

8.1 Общие положения:

При проектировании самолетов учитывается ударостойкость для повышения вероятности выживания находящихся на борту людей.

8.2 Расчетные нагрузки при аварийной посадке:

8.2.1 Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена до 24 февраля 2013 года, определяются нагрузки при аварийной посадке (аварии), с тем, чтобы элементы внутренней отделки, облицовочные панели, несущую конструкцию и страховочное оборудование можно было спроектировать с учетом обеспечения максимальной выживаемости находящихся на борту людей. Подлежащие учету факторы включают:

- a) динамические воздействия;
- b) критерии фиксации предметов, которые могут представлять опасность;
- c) деформацию фюзеляжа в зонах аварийных выходов;
- d) целостность и расположение топливных баков;
- e) целостность электрических систем для исключения источников воспламенения.

8.2.2 Для самолетов, заявка на сертификацию которых была представлена 24 февраля 2013 года или после этой даты, определяются нагрузки при аварийной посадке (аварии), с тем, чтобы элементы внутренней отделки, облицовочные панели, несущую конструкцию и страховочное оборудование можно было спроектировать с учетом обеспечения защиты находящихся на борту людей в условиях аварийной посадки. Подлежащие учету факторы включают:

- a) динамические воздействия;
- b) критерии фиксации предметов, которые могут представлять опасность;
- c) деформацию фюзеляжа в зонах аварийных выходов;
- d) целостность и расположение топливных баков;
- e) целостность электрических систем для исключения источников воспламенения.

8.3 Противопожарная защита кабины

Кабина проектируется с учетом обеспечения защиты находящихся на борту людей от пожара в случае отказов систем в полете или аварийной ситуации. Подлежащие учету факторы включают:

- a) воспламеняемость материалов отделки кабины;

- b) огнестойкость и выделение дыма и ядовитых паров;
- c) наличие предохранительных устройств, обеспечивающих безопасную эвакуацию;
- d) оборудование обнаружения и ликвидации пожара.

8.4 Эвакуация:

На самолете предусматриваются достаточные аварийные выходы, обеспечивающие эвакуацию из кабины за соответствующий период времени. Подлежащие учету факторы, в зависимости от размеров самолета, включают:

- a) количество и конфигурацию размещения кресел;
- b) количество, расположение и размер выходов;
- c) маркировку выходов и наличие инструкций об их использовании;
- d) возможные блокировки выходов;
- e) функционирование выходов;
- f) размещение у выходов и вес оборудования для эвакуации, таких, как аварийные трапы и плоты и другого соответствующего оборудования.

8.5 Освещение и маркировка:

Аварийное освещение, если оно установлено, обладает следующими характеристиками:

- a) независимость от основного источника электропитания;
- b) автоматически срабатывает при потере стандартного электропитания/ударе;
- c) визуально указывает путь к аварийным выходам;
- d) обеспечивает освещение внутри и снаружи самолета при эвакуации;
- e) не создает дополнительной опасности в случае проливания топлива, аварийных посадок и незначительных ударных воздействий.

ГЛАВА 9.

УСЛОВИЯ РАБОТЫ И ЧЕЛОВЕЧЕСКИЙ ФАКТОР

9.1 Общие положения:

Самолет проектируется с учетом обеспечения в пределах эксплуатационных ограничений безопасной деятельности его пассажиров и тех, кто осуществляет его эксплуатацию, техническое и другое обслуживание.

9.2 Летный экипаж:

9.2.1 Самолет проектируется таким образом, чтобы он мог безопасно и эффективно управляться летным экипажем. При проектировании учитываются различия в мастерстве и физиологии членов летных экипажей с учетом ограничений, действующих при выдаче свидетельств членам летных экипажей. Учитываются различные ожидаемые в условиях эксплуатации состояния самолета, включая выполнение полетов при ухудшении характеристик вследствие отказов.

9.2.2 Рабочая нагрузка на летный экипаж, предусматриваемая проектом самолета, является допустимой на всех этапах полета, включая критические этапы полета и критические ситуации, которые по обоснованным предположениям могут иметь место в течение срока службы самолета (локализованный отказ двигателя, попадание в зону сдвига ветра и другие подобные критические ситуации).

Примечание. На рабочую нагрузку могут оказывать влияние как когнитивные, так и

физиологические факторы.

9.3 Эргономика:

При проектировании самолета учитываются эргономические аспекты, в том числе:

- a) удобство пользования и предотвращение непреднамеренного

неправильного пользования;

- b) доступность;
- c) рабочая среда летного экипажа;
- d) стандартизация кабины;
- e) эксплуатационная технологичность.

9.4 Факторы условий работы

При проектировании самолета учитываются условия работы летного экипажа, в том числе:

- a) влиянию таких факторов авиационной медицины, как уровень кислорода, температура, влажность, шум и вибрация;
- b) влиянию физических сил в процессе нормального полета;
- c) влиянию длительной работы на большой высоте;
- d) физическому комфорту.

ДВИГАТЕЛИ

ГЛАВА 1.

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость:

1.1.1 За исключением случаев, оговоренных ниже, нормы настоящей части применяются к двигателям всех типов, используемым в качестве основных двигательных установок в соответствии с требованиями частей IIIВ, IVВ и V. нормы настоящей части применимы к типу двигателя на момент подачи заявки на утверждение типа.

1.1.2 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных норм для двигателей, указанных в п. 1.1.1, по крайней мере, в основном эквивалентен уровню, предусматриваемому общими нормами настоящей части.

1.2 Установка и сопряжение двигателя:

1.2.1 Предоставляется вся необходимая информация для безопасного и правильного сопряжения двигателя с воздушным судном.

1.2.2 В инструкциях по установке конкретно указываются допущения, касающиеся условий, которые могут налагаться на двигатель после его фактической установки на воздушное судно.

1.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения

1.3.1 Заявляются режимы тяги или мощности и атмосферные условия, на основе которых они рассчитаны, а также все эксплуатационные условия и ограничения, которыми следует руководствоваться при эксплуатации двигателя.

1.3.2 В заданных п. 1.3.1 пределах двигатель создает необходимую тягу или мощность во всех заданных условиях полета с учетом влияния на окружающую

среду и ее условий.

1.4 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании

1.4.1 Общие положения:

Обеспечивается информация, которая используется при разработке методов поддержания летной годности двигателя.

1.4.2 Информация о техническом обслуживании:

Информация о техническом обслуживании включает описание двигателя и рекомендуемую технологию выполнения работ по техническому обслуживанию. Такая информация включает инструктивные указания по диагностике дефектов.

1.4.3 Информация в программе технического обслуживания:

Программа технического обслуживания содержит информацию о работах по техническому обслуживанию и рекомендуемой периодичности их проведения.

1.4.4 Информация об обязательных требованиях к техническому обслуживанию, устанавливаемые при утверждении типовой конструкции

Обязательные требования к техническому обслуживанию, которые установлены государством разработчика в качестве условия утверждения типовой конструкции, указываются в качестве таковых и включаются в информацию о техническом обслуживании, упомянутую в п. 1.4.3.

ГЛАВА 2.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО

2.1 Эксплуатация:

Двигатель проектируется и изготавливается таким образом, чтобы он надежно работал в пределах эксплуатационных ограничений в ожидаемых условиях его эксплуатации, когда он установлен в соответствии с положениями частей ШВ, IVB или V настоящих Правил и, если необходимо, оборудован утвержденным для установки воздушным винтом.

2.2 Анализ отказов:

Применительно к газотурбинным двигателям проводится оценка отказобезопасности двигателя с целью подтверждения безопасной работы двигателя во всем диапазоне эксплуатационных условий. Подготавливается сводная информация о всех предсказуемых отказах и сочетаниях отказов, которые приводят к опасным нарушениям работы двигателя. В том случае, когда первичный отказ единичных элементов (дисков и других соответствующих элементов) может привести к опасным последствиям для двигателя, обеспечивается соблюдение предписанных требований к целостности.

2.3 Материалы и технология производства:

При выборе материалов, технологий и процессов производства учитываются ожидаемые условия эксплуатации двигателя. Материалы, технология и процессы изготовления, используемые при производстве двигателя, обеспечивают предсказуемое и воспроизводимое поведение конструкции.

2.4 Целостность:

Демонстрируется целостность двигателя во всем рабочем диапазоне и обеспечивается ее сохранение в течение срока эксплуатации. Циклические

нагрузки, ухудшение окружающих условий и условий эксплуатации и вероятные последующие отказы части (компонента) не приводят к ухудшению целостности двигателя ниже допустимых уровней. В этой связи публикуются все необходимые указания для обеспечения сохранения летной годности.

ГЛАВА 3. ИСПЫТАНИЯ

Двигатель данного типа удовлетворительно проходит такие испытания, какие необходимы для проверки действительности заявленных режимов работы, условий и ограничений, а также для гарантии удовлетворительной и надежной работы. Испытания включают, по крайней мере, следующее:

а) Калибровка мощности. Проводятся испытания для установления характеристик мощности или тяги, как нового двигателя, так и прошедшего испытания, указанные в пп. б) и с). По окончании всех предписанных испытаний отсутствует чрезмерное ухудшение мощности.

б) Работа двигателя. Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что запуск, режим малого газа, приемистость, вибрация, заброс оборотов и другие характеристики являются удовлетворительными, а также демонстрации достаточности запаса, позволяющего предотвратить детонацию, помпаж или другие опасные явления, которые могут возникать в двигателе рассматриваемого типа.

с) Выносливость. Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, тяги, оборотах двигателя, температурах и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности двигателя. Эти испытания также охватывают работу в условиях, превышающих заявленные ограничения, но в той степени, в какой эти ограничения могут превышать при действительной эксплуатации.

д) Условия эксплуатации. Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что характеристики двигателя являются удовлетворительными с учетом условий эксплуатации, включая такие условия, как столкновение с птицами, попадание в дождь и град, электромагнитные помехи и грозовые разряды.

ВОЗДУШНЫЕВИНТЫ

ГЛАВА 1.

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость:

1.1.1 Нормы настоящей части применимы ко всем воздушным винтам в соответствии с требованиями частей ШВ и V, а также воздушному винту на момент подачи заявки на утверждение типа.

1.1.2 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных норм для воздушных винтов, указанных в п. 1.1.1, по крайней мере, в основном эквивалентен уровню, предусматриваемому общими нормами настоящей части.

1.2 Заявленные режимы работы, условия и ограничения:

Заявляются режимы мощности и все эксплуатационные условия и ограничения,

которыми предусмотрено руководствоваться при эксплуатации воздушного винта.

1.3 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании.

1.3.1 Общие положения:

Обеспечивается информация, которая используется при разработке методов поддержания летной годности воздушного винта.

1.3.2 Информация о техническом обслуживании:

Информация о техническом обслуживании включает описание воздушного винта и рекомендуемую технологию выполнения работ по техническому обслуживанию. Такая информация включает инструктивные указания по диагностике дефектов.

1.3.3 Информация в программе технического обслуживания:

Программа технического обслуживания содержит информацию о работах по техническому обслуживанию и рекомендуемой периодичности их проведения.

1.3.4 Информация об обязательных требованиях к техническому

обслуживанию, устанавливаемые при утверждении типовой конструкции
Обязательные требования к техническому обслуживанию, которые установлены государством разработчика в качестве условия утверждения типовой конструкции, указываются в качестве таковых и включаются в информацию о техническом обслуживании, упомянутую в п. 1.3.3.

ГЛАВА 2.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ПРОИЗВОДСТВО

2.1 Эксплуатация:

Воздушный винт проектируется и изготавливается таким образом, чтобы он надежно работал в пределах эксплуатационных ограничений в ожидаемых условиях его эксплуатации, когда он установлен в соответствии с положениями части ШВ или части V настоящих Правил, и обладал доказанной безопасностью.

2.2 Анализ отказов:

Выполняется оценка отказобезопасности воздушного винта с целью подтверждения безопасной работы воздушного винта во всем диапазоне эксплуатационных условий. Подготавливается сводная информация о тех отказах, которые могут привести к опасным последствиям для воздушного винта. В том случае, когда первичный отказ единичных элементов (лопастей и других соответствующих элементов) может привести к опасным последствиям для воздушного винта, обеспечивается соблюдение предписанных требований к целостности.

2.3 Материалы и технология производства:

При выборе материалов, технологий и процессов производства учитываются предполагаемые условия эксплуатации воздушного винта. Материалы, технология и процессы производства, используемые при изготовлении воздушного винта, обеспечивают предсказуемое и воспроизводимое поведение конструкции.

2.4 Управление шагом и индикация:

2.4.1 Никакая потеря обычного управления шагом лопастей воздушного винта не приводит к опасному превышению допустимых оборотов в предполагаемых условиях эксплуатации.

2.4.2 Ни один отказ или нарушение нормальной работы системы управления воздушным винтом в обычных или аварийных условиях эксплуатации не приводят

к самопроизвольному переходу лопастей воздушного винта в положение, при котором шаг винта в полете становится меньше допустимого. Последствия отказов структурных элементов можно не рассматривать, если вероятность такого отказа очень незначительна.

ГЛАВА 3.

ИСПЫТАНИЯ И ПРОВЕРКИ

3.1 Испытания устройства крепления лопастей:

Воздушные винты со съемными лопастями подвергаются воздействию центробежной нагрузки с достаточным запасом для гарантии удовлетворительной и надежной работы втулки и системы крепления лопастей при воздействии расчетных эксплуатационных нагрузок во всех предполагаемых условиях эксплуатации.

3.2 Эксплуатационные и ресурсные испытания:

Воздушный винт удовлетворительно проходит такие испытания, которые необходимы для гарантии его удовлетворительной и надежной работы в пределах заявленных режимов работы, условий и ограничений. Испытания включают, по крайней мере, следующее:

а) Работа воздушного винта. Проводятся испытания для демонстрации, надлежащей и надежной работы системы управления шагом винта.

б) Выносливость. Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, числа оборотов и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности воздушного винта.

в) Условия эксплуатации. За исключением изготовленных из древесины воздушных винтов фиксированного шага, результаты испытаний или анализа, основанного на испытаниях или опыте эксплуатации аналогичных конструкций, демонстрируют то, что воздушный винт способен выдерживать возможное столкновение с птицей или удар молнии без опасных для него последствий.