

Международные стандарты
и Рекомендуемая практика



Приложение 8
к Конвенции
о международной гражданской авиации

Летная годность воздушных судов

Настоящее издание включает все поправки, принятые Советом до 25 февраля 2010 года, и с 18 ноября 2010 года заменяет все предыдущие издания Приложения 8.

Сведения о применении Стандартов и Рекомендуемой практики содержатся в разделах 1.1, 2.1, 3.1 и 4.1 части II, разделе 1.1 частей IIIA и IVA, разделе 1.1 частей IIIB, IVB, V, VI и VII и в предисловии.

Издание одиннадцатое
Июль 2010 года

Международная организация гражданской авиации

**Международные стандарты
и Рекомендуемая практика**



**Приложение 8
к Конвенции
о международной гражданской авиации**

Летная годность воздушных судов

Настоящее издание включает все поправки, принятые Советом до 25 февраля 2010 года, и с 18 ноября 2010 года заменяет все предыдущие издания Приложения 8.

Сведения о применении Стандартов и Рекомендуемой практики содержатся в разделах 1.1, 2.1, 3.1 и 4.1 части II, разделе 1.1 частей IIIA и IVA, разделе 1.1 частей IIIB, IVB, V, VI и VII и в предисловии.

Издание одиннадцатое
Июль 2010 года

Международная организация гражданской авиации

Опубликовано отдельными изданиями на русском, английском, арабском, испанском, китайском и французском языках
МЕЖДУНАРОДНОЙ ОРГАНИЗАЦИЕЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ.
999 University Street, Montréal, Quebec, Canada H3C 5H7

Информация о порядке оформления заказов и полный список агентов по продаже и книготорговых фирм размещены на веб-сайте ИКАО www.icao.int.

Издание первое, 1949.
Издание десятое, 2005.
Издание одиннадцатое, 2010.

Приложение 8. Летная годность воздушных судов

Номер заказа: AN 8
ISBN 978-92-9231-560-3

© ИКАО, 2010

Все права защищены. Никакая часть данного издания не может воспроизводиться, храниться в системе поиска или передаваться ни в какой форме и никакими средствами без предварительного письменного разрешения Международной организации гражданской авиации.

ПОПРАВКИ

Об издании поправок сообщается в дополнениях к КATALOGу изданий ИКАО; Каталог и дополнения к нему имеются на веб-сайте ИКАО www.icao.int. Ниже приводится форма для регистрации поправок.

РЕГИСТРАЦИЯ ПОПРАВКИ И ИСПРАВЛЕНИЙ

ПОПРАВКИ			
№	Дата начала применения	Дата внесения	Кем внесено
1–102	Включены в настоящее издание		
103	30/10/11	–	ИКАО
104	14/11/13	–	ИКАО
105-A	10/11/16	–	ИКАО

ИСПРАВЛЕНИЯ			
№	Дата выпуска	Дата внесения	Кем внесено

ОГЛАВЛЕНИЕ

	<i>Страница</i>
ПРЕДИСЛОВИЕ	(xv)
ЧАСТЬ I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ	I-1
ЧАСТЬ II. ПРОЦЕДУРЫ СЕРТИФИКАЦИИ И ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ.....	II-1-1
ГЛАВА 1. Сертификация типа	II-1-1
1.1 Применимость	II-1-1
1.2 Требования к конструированию, предусмотренные соответствующими нормами летной годности	II-1-2
1.3 Доказательство соблюдения соответствующих норм летной годности.....	II-1-2
1.4 Сертификат типа	II-1-3
ГЛАВА 2. Производство	II-2-1
2.1 Применимость	II-2-1
2.2 Производство воздушных судов, двигателей и воздушных винтов	II-2-1
2.3 Производство частей воздушного судна.....	II-2-1
2.4 Утверждение производства	II-2-1
ГЛАВА 3. Сертификат летной годности	II-3-1
3.1 Применимость	II-3-1
3.2 Выдача и поддержание действительности сертификата летной годности	II-3-1
3.3 Стандартная форма сертификата летной годности.....	II-3-2
3.4 Ограничения, устанавливаемые для воздушного судна, и информация.....	II-3-2
3.5 Временная утрата летной годности	II-3-2
3.6 Повреждение воздушного судна.....	II-3-2
ГЛАВА 4. Поддержание летной годности.....	II-4-1
4.1 Применимость	II-4-1
4.2 Обязанности Договаривающихся государств, касающиеся поддержания летной годности...	II-4-1
ГЛАВА 5. Управление безопасностью полетов.....	II-5-1
ЧАСТЬ III. ТЯЖЕЛЫЕ САМОЛЕТЫ.....	IIIА-1-1
ЧАСТЬ IIIА. 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	IIIА-1-1

	<i>Страница</i>
ГЛАВА 1. Общие положения	ША-1-1
1.1 Применимость	ША-1-1
1.2 Число двигателей	ША-1-1
1.3 Эксплуатационные ограничения.....	ША-1-2
1.4 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета.....	ША-1-2
1.5 Доказательство соответствия	ША-1-2
ГЛАВА 2. Полет	ША-2-1
2.1 Общие положения	ША-2-1
2.2 Летно-технические характеристики	ША-2-1
2.3 Летные качества	ША-2-3
ГЛАВА 3. Конструкции	ША-3-1
3.1 Общие положения	ША-3-1
3.2 Воздушные скорости	ША-3-1
3.3 Нагрузки в полете	ША-3-2
3.4 Нагрузки от воздействия земли и водной поверхности.....	ША-3-2
3.5 Различные нагрузки	ША-3-3
3.6 Флаттер, дивергенция и вибрация	ША-3-3
3.7 Усталостная прочность.....	ША-3-3
ГЛАВА 4. Проектирование и производство.....	ША-4-1
4.1 Общие положения	ША-4-1
ГЛАВА 5. Двигатели	ША-5-1
5.1 Область применения	ША-5-1
5.2 Проектирование, производство и эксплуатация.....	ША-5-1
5.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения.....	ША-5-1
5.4 Испытания.....	ША-5-1
ГЛАВА 6. Воздушные винты	ША-6-1
6.1 Область применения	ША-6-1
6.2 Проектирование, производство и эксплуатация.....	ША-6-1
6.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения.....	ША-6-1
6.4 Испытания.....	ША-6-1
ГЛАВА 7. Силовая установка.....	ША-7-1
7.1 Общие положения	ША-7-1
7.2 Компоновка и эксплуатация.....	ША-7-1
ГЛАВА 8. Приборы и оборудование	ША-8-1
8.1 Необходимые приборы и оборудование	ША-8-1
8.2 Установка приборов и оборудования	ША-8-1
8.3 Аварийно-спасательное оборудование	ША-8-1
8.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения.....	ША-8-1
ГЛАВА 9. Эксплуатационные ограничения и информация.....	ША-9-1
9.1 Общие положения	ША-9-1
9.2 Эксплуатационные ограничения.....	ША-9-1
9.3 Эксплуатационная информация и правила	ША-9-2
9.4 Информация о летно-технических характеристиках	ША-9-3

	<i>Страница</i>
9.5 Руководство по летной эксплуатации самолета	ША-9-3
9.6 Маркировка и пояснительные надписи.....	ША-9-3
ГЛАВА 10. Поддержание летной годности: информация по техническому обслуживанию	ША-10-1
10.1 Общие положения	ША-10-1
10.2 Информация о техническом обслуживании	ША-10-1
10.3 Информация в программе технического обслуживания.....	ША-10-1
10.4 Информация о техническом обслуживании, обусловленная утверждением конструкции типа	ША-10-1
ГЛАВА 11. Безопасность	ША-11-1
11.1 Самолеты, выполняющие внутренние коммерческие полеты	ША-11-1
11.2 Наименее опасное место размещения бомбы	ША-11-1
11.3 Защита кабины летного экипажа	ША-11-1
11.4 Проектирование внутренних элементов конструкции самолета	ША-11-1
ЧАСТЬ ШВ. Самолеты с массой более 5700 кг, заявка на сертификацию которых была представлена 2 марта 2004 года или после этой даты.....	ШВ-1-1
ГЛАВА 1. Общие положения	ШВ-1-1
1.1 Применимость	ШВ-1-1
1.2 Эксплуатационные ограничения.....	ШВ-1-1
1.3 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета.....	ШВ-1-2
1.4 Доказательство соответствия	ШВ-1-2
ГЛАВА 2. Полет	ШВ-2-1
2.1 Общие положения	ШВ-2-1
2.2 Летно-технические характеристики	ШВ-2-1
2.3 Летные качества	ШВ-2-3
2.4 Устойчивость и управляемость.....	ШВ-2-4
ГЛАВА 3. Конструкция.....	ШВ-3-1
3.1 Общие положения	ШВ-3-1
3.2 Масса и распределение массы	ШВ-3-1
3.3 Предельные нагрузки.....	ШВ-3-1
3.4 Прочность и деформация.....	ШВ-3-1
3.5 Воздушные скорости	ШВ-3-1
3.6 Прочность	ШВ-3-2
3.7 Живучесть	ШВ-3-3
3.8 Долговечность конструкции	ШВ-3-3
3.9 Особые факторы.....	ШВ-3-4
ГЛАВА 4. Проектирование и производство.....	ШВ-4-1
4.1 Общие положения	ШВ-4-1
4.2 Особенности проектирования систем	ШВ-4-2
4.3 Аэроупругость	ШВ-4-4
4.4 Особенности размещения людей на борту	ШВ-4-4
4.5 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества	ШВ-4-5
4.6 Меры на случай аварийной посадки.....	ШВ-4-5
4.7 Наземное обслуживание	ШВ-4-5

	<i>Страница</i>
ГЛАВА 5. Силовая установка.....	ШВ-5-1
5.1 Двигатели.....	ШВ-5-1
5.2 Воздушные винты.....	ШВ-5-1
5.3 Комплекс силовой установки.....	ШВ-5-1
ГЛАВА 6. Системы и оборудование.....	ШВ-6-1
6.1 Общие положения.....	ШВ-6-1
6.2 Установка приборов и оборудования.....	ШВ-6-2
6.3 Аварийно-спасательное оборудование.....	ШВ-6-2
6.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения.....	ШВ-6-2
6.5 Защита от электромагнитных помех.....	ШВ-6-2
6.6 Защита от обледенения.....	ШВ-6-3
ГЛАВА 7. Эксплуатационные ограничения и информация.....	ШВ-7-1
7.1 Общие положения.....	ШВ-7-1
7.2 Эксплуатационные ограничения.....	ШВ-7-1
7.3 Эксплуатационная информация и процедуры.....	ШВ-7-2
7.4 Информация о летно-технических характеристиках.....	ШВ-7-3
7.5 Руководство по летной эксплуатации.....	ШВ-7-3
7.6 Маркировка и пояснительные надписи.....	ШВ-7-3
7.7 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании.....	ШВ-7-4
ГЛАВА 8. Ударостойкость и безопасность кабины.....	ШВ-8-1
8.1 Общие положения.....	ШВ-8-1
8.2 Расчетные нагрузки при аварийной посадке.....	ШВ-8-1
8.3 Противопожарная защита кабины.....	ШВ-8-1
8.4 Эвакуация.....	ШВ-8-2
8.5 Освещение и маркировка.....	ШВ-8-2
8.6 Спасательное оборудование.....	ШВ-8-2
ГЛАВА 9. Условия работы и человеческий фактор.....	ШВ-9-1
9.1 Общие положения.....	ШВ-9-1
9.2 Летный экипаж.....	ШВ-9-1
9.3 Эргономика.....	ШВ-9-1
9.4 Факторы условий работы.....	ШВ-9-2
ГЛАВА 10. Авиационная безопасность.....	ШВ-10-1
10.1 Самолеты, выполняющие внутренние коммерческие полеты.....	ШВ-10-1
10.2 Наименее опасное место размещения бомбы.....	ШВ-10-1
10.3 Защита кабины летного экипажа.....	ШВ-10-1
10.4 Проектирование внутренних элементов конструкции самолета.....	ШВ-10-1
ЧАСТЬ IV. ВЕРТОЛЕТЫ.....	IVA-1-1
ЧАСТЬ IVA. Вертолеты, заявка на сертификацию которых была представлена 22 марта 1991 года или после этой даты, но до 13 декабря 2007 года.....	IVA-1-1
ГЛАВА 1. Общие положения.....	IVA-1-1
1.1 Применимость.....	IVA-1-1
1.2 Ограничения.....	IVA-1-1

	<i>Страница</i>
1.3 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета	IVA-1-2
1.4 Доказательство соответствия	IVA-1-2
ГЛАВА 2. Полет	IVA-2-1
2.1 Общие положения	IVA-2-1
2.2 Летно-технические характеристики	IVA-2-1
2.3 Летные качества	IVA-2-4
ГЛАВА 3. Конструкции	IVA-3-1
3.1 Общие положения	IVA-3-1
3.2 Воздушные скорости	IVA-3-1
3.3 Ограничения по числу оборотов несущего(их) винта(ов)	IVA-3-2
3.4 Нагрузки в полете	IVA-3-2
3.5 Нагрузки от воздействия земли и водной поверхности	IVA-3-2
3.6 Различные нагрузки	IVA-3-3
3.7 Флаттер, дивергенция и вибрация	IVA-3-3
3.8 Усталостная прочность	IVA-3-3
ГЛАВА 4. Проектирование и производство	IVA-4-1
4.1 Общие положения	IVA-4-1
ГЛАВА 5. Двигатели	IVA-5-1
5.1 Область применения	IVA-5-1
5.2 Проектирование, производство и эксплуатация	IVA-5-1
5.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения	IVA-5-1
5.4 Испытания	IVA-5-1
ГЛАВА 6. Несущий винт, система трансмиссии и силовая установка	IVA-6-1
6.1 Общие положения	IVA-6-1
6.2 Проектирование, производство и эксплуатация	IVA-6-1
6.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения	IVA-6-1
6.4 Испытания	IVA-6-2
6.5 Соответствие ограничениям для двигателей, несущего винта и системы трансмиссии	IVA-6-2
6.6 Управление числом оборотов двигателя	IVA-6-2
6.7 Повторный запуск двигателя	IVA-6-2
6.8 Компоновка и эксплуатация	IVA-6-2
ГЛАВА 7. Приборы и оборудование	IVA-7-1
7.1 Необходимые приборы и оборудование	IVA-7-1
7.2 Установка приборов и оборудования	IVA-7-1
7.3 Аварийно-спасательное оборудование	IVA-7-1
7.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения	IVA-7-1
ГЛАВА 8. Электрические системы	IVA-8-1
ГЛАВА 9. Эксплуатационные ограничения и информация	IVA-9-1
9.1 Общие положения	IVA-9-1
9.2 Эксплуатационные ограничения	IVA-9-1
9.3 Эксплуатационная информация и правила	IVA-9-2
9.4 Информация о летно-технических характеристиках	IVA-9-3

	<i>Страница</i>
9.5 Руководство по летной эксплуатации вертолета.....	IVA-9-3
9.6 Маркировка и пояснительные надписи.....	IVA-9-3
ЧАСТЬ IVB. Вертолеты, заявка на сертификацию которых была представлена 13 декабря 2007 года или после этой даты.....	IVB-1-1
ГЛАВА 1. Общие положения	IVB-1-1
1.1 Применимость	IVB-1-1
1.2 Эксплуатационные ограничения.....	IVB-1-1
1.3 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета.....	IVB-1-2
1.4 Доказательство соответствия	IVB-1-2
ГЛАВА 2. Полет	IVB-2-1
2.1 Общие положения	IVB-2-1
2.2 Летно-технические характеристики	IVB-2-1
2.3 Летные качества	IVB-2-3
2.4 Устойчивость и управляемость.....	IVB-2-4
ГЛАВА 3. Конструкция.....	IVB-3-1
3.1 Общие положения	IVB-3-1
3.2 Масса и распределение массы	IVB-3-1
3.3 Предельные нагрузки.....	IVB-3-1
3.4 Прочность и деформация.....	IVB-3-1
3.5 Воздушные скорости	IVB-3-1
3.6 Ограничения по числу оборотов несущего(их) винта(ов).....	IVB-3-2
3.7 Нагрузки.....	IVB-3-2
3.8 Нагрузки от воздействия земли и водной поверхности.....	IVB-3-2
3.9 Различные нагрузки	IVB-3-3
3.10 Усталостная прочность.....	IVB-3-3
3.11 Особые факторы.....	IVB-3-3
ГЛАВА 4. Проектирование и производство.....	IVB-4-1
4.1 Общие положения	IVB-4-1
4.2 Особенности проектирования систем	IVB-4-2
4.3 Флаттер	IVB-4-2
4.4 Особенности размещения людей на борту	IVB-4-3
4.5 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества	IVB-4-3
4.6 Меры на случай аварийной посадки.....	IVB-4-3
4.7 Наземное обслуживание	IVB-4-4
ГЛАВА 5. Несущие винты и силовая установка.....	IVB-5-1
5.1 Двигатели.....	IVB-5-1
5.2 Несущие винты и комплекс силовой установки.....	IVB-5-1
ГЛАВА 6. Системы и оборудование	IVB-6-1
6.1 Общие положения	IVB-6-1
6.2 Установка приборов и оборудования	IVB-6-2
6.3 Аварийно-спасательное оборудование	IVB-6-2
6.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения.....	IVB-6-2
6.5 Защита от электромагнитных помех	IVB-6-2
6.6 Защита от обледенения.....	IVB-6-3

	Страница
ГЛАВА 7. Эксплуатационные ограничения и информация.....	IVB-7-1
7.1 Общие положения	IVB-7-1
7.2 Эксплуатационные ограничения.....	IVB-7-1
7.3 Эксплуатационная информация и процедуры	IVB-7-2
7.4 Информация о летно-технических характеристиках	IVB-7-3
7.5 Руководство по летной эксплуатации	IVB-7-3
7.6 Маркировка и пояснительные надписи.....	IVB-7-3
7.7 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании.....	IVB-7-3
ГЛАВА 8. Ударостойкость и безопасность кабины	IVB-8-1
8.1 Общие положения	IVB-8-1
8.2 Расчетные нагрузки при аварийной посадке	IVB-8-1
8.3 Противопожарная защита кабины	IVB-8-1
8.4 Эвакуация.....	IVB-8-2
8.5 Освещение и маркировка	IVB-8-2
ГЛАВА 9. Условия работы и человеческий фактор	IVB-9-1
9.1 Общие положения	IVB-9-1
9.2 Летный экипаж	IVB-9-1
9.3 Эргономика.....	IVB-9-1
9.4 Факторы условий работы	IVB-9-2
ЧАСТЬ V. ЛЕГКИЕ САМОЛЕТЫ: САМОЛЕТЫ С МАССОЙ СВЫШЕ 750, НО НЕ БОЛЕЕ 5700 КГ, ЗАЯВКА НА СЕРТИФИКАЦИЮ КОТОРЫХ БЫЛА ПРЕДСТАВЛЕНА 13 ДЕКАБРЯ 2007 ГОДА ИЛИ ПОСЛЕ ЭТОЙ ДАТЫ	V-1-1
ГЛАВА 1. Общие положения	V-1-1
1.1 Применимость	V-1-1
1.2 Эксплуатационные ограничения.....	V-1-1
1.3 Особенности и характеристики, не обеспечивающие безопасность полета.....	V-1-2
1.4 Доказательство соответствия	V-1-2
ГЛАВА 2. Полет	V-2-1
2.1 Общие положения	V-2-1
2.2 Летно-технические характеристики	V-2-1
2.3 Летные качества	V-2-3
2.4 Устойчивость и управляемость.....	V-2-4
ГЛАВА 3. Конструкция.....	V-3-1
3.1 Общие положения	V-3-1
3.2 Масса и распределение массы	V-3-1
3.3 Предельные нагрузки.....	V-3-1
3.4 Прочность и деформация.....	V-3-1
3.5 Воздушные скорости	V-3-1
3.6 Прочность	V-3-2
3.7 Живучесть	V-3-2
3.8 Долговечность конструкции	V-3-3
3.9 Основные факторы.....	V-3-3

	Страница
ГЛАВА 4. Проектирование и производство.....	V-4-1
4.1 Общие положения	V-4-1
4.2 Особенности проектирования систем	V-4-2
4.3 Аэроупругость	V-4-3
4.4 Особенности размещения людей на борту	V-4-3
4.5 Электрическая металлизация и защита от молнии и статического электричества	V-4-3
4.6 Меры на случай аварийной посадки.....	V-4-3
4.7 Наземное обслуживание	V-4-4
ГЛАВА 5. Силовая установка.....	V-5-1
5.1 Двигатели	V-5-1
5.2 Воздушные винты	V-5-1
5.3 Комплекс силовой установки.....	V-5-1
ГЛАВА 6. Системы и оборудование	V-6-1
6.1 Общие положения	V-6-1
6.2 Установка приборов и оборудования	V-6-2
6.3 Аварийно-спасательное оборудование	V-6-2
6.4 Аэронавигационные огни и огни предотвращения столкновения.....	V-6-2
6.5 Защита от электромагнитных помех	V-6-2
6.6 Защита от обледенения.....	V-6-2
ГЛАВА 7. Эксплуатационные ограничения и информация.....	V-7-1
7.1 Общие положения	V-7-1
7.2 Эксплуатационные ограничения.....	V-7-1
7.3 Эксплуатационная информация и процедуры	V-7-2
7.4 Информация о летно-технических характеристиках	V-7-3
7.5 Руководство по летной эксплуатации	V-7-3
7.6 Маркировка и пояснительные надписи.....	V-7-3
7.7 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании.....	V-7-3
ГЛАВА 8. Ударостойкость и безопасность кабины	V-8-1
8.1 Общие положения	V-8-1
8.2 Расчетные нагрузки при аварийной посадке	V-8-1
8.3 Противопожарная защита кабины	V-8-1
8.4 Эвакуация.....	V-8-2
8.5 Освещение и маркировка	V-8-2
ГЛАВА 9. Условия работы и человеческий фактор	V-9-1
9.1 Общие положения	V-9-1
9.2 Летный экипаж	V-9-1
9.3 Эргономика.....	V-9-1
9.4 Факторы условий работы	V-9-2
ЧАСТЬ VI. ДВИГАТЕЛИ	VI-1-1
ГЛАВА 1. Общие положения	VI-1-1
1.1 Применимость	VI-1-1
1.2 Установка и сопряжение двигателя.....	VI-1-1
1.3 Заявленные режимы работы, условия и ограничения.....	VI-1-1
1.4 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании.....	VI-1-2

	Страница
ГЛАВА 2. Проектирование и производство.....	VI-2-1
2.1 Эксплуатация.....	VI-2-1
2.2 Анализ отказов	VI-2-1
2.3 Материалы и технология производства	VI-2-1
2.4 Целостность	VI-2-1
ГЛАВА 3. Испытания.....	VI-3-1
ЧАСТЬ VII. ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ.....	VII-1-1
ГЛАВА 1. Общие положения	VII-1-1
1.1 Применимость	VII-1-1
1.2 Заявленные режимы работы, условия и ограничения.....	VII-1-1
1.3 Поддержание летной годности: информация о техническом обслуживании.....	VII-1-1
ГЛАВА 2. Проектирование и производство.....	VII-2-1
2.1 Эксплуатация.....	VII-2-1
2.2 Анализ отказов	VII-2-1
2.3 Материалы и технология производства	VII-2-1
2.4 Управление шагом и индикация	VII-2-1
ГЛАВА 3. Испытания и проверки	VII-3-1
3.1 Испытания устройства крепления лопастей	VII-3-1
3.2 Эксплуатационные и ресурсные испытания.....	VII-3-1

ПРЕДИСЛОВИЕ

Историческая справка

Стандарты и Рекомендуемая практика по летной годности воздушных судов были приняты Советом ИКАО 1 марта 1949 года в соответствии с положениями статьи 37 Конвенции о международной гражданской авиации (Чикаго, 1944 год) в виде Приложения 8 к Конвенции.

В части II Приложения содержались общие правила по летной годности, применимые ко всем воздушным судам, а в части III указывались минимальные характеристики летной годности самолетов, которые уже имели или должны иметь удостоверения о годности к полетам, классифицирующие их в соответствии с установленными категориями ИКАО. В части I содержались определения.

Четвертое Специализированное совещание по летной годности в сотрудничестве со Специализированным совещанием по производству полетов подготовило рекомендации относительно использования свода летно-технических характеристик, в которых величины набора высоты имели статус Рекомендуемой практики, вместо свода таких характеристик, содержавшегося в Приложении. Кроме того, Специализированное совещание по летной годности подготовило рекомендации относительно определенных аспектов сертификации по категориям ИКАО. По этим рекомендациям Совет утвердил включение альтернативного свода летно-технических характеристик в виде дополнения А, но при этом выразил мнение, что поскольку еще не достигнуто соглашение о Стандартах, охватывающих летно-технические характеристики самолетов, то отсутствует основа для сертификации самолетов по категории А ИКАО. Договаривающимся государствам настоятельно рекомендовалось воздержаться от такой сертификации до вступления в силу Стандартов, касающихся летно-технических характеристик самолетов, или до тех пор, пока Совет не примет решения относительно основополагающей политики в области летной годности.

На седьмой сессии Ассамблеи (июнь 1953 года) были одобрены уже предпринятые Советом и Аэронавигационной комиссией действия, касающиеся проведения фундаментального изучения вопроса о политике ИКАО в области международной практики по летной годности. Совету было поручено завершить это изучение как можно быстрее.

При проведении такого изучения Аэронавигационной комиссии оказывал помощь международный орган экспертов, названный "Группой экспертов по летной годности", который содействовал подготовке к проведению Третьей Аэронавигационной конференции.

В результате этих исследований была выработана пересмотренная политика в области международной практики по летной годности, которая была утверждена Советом в 1956 году. В соответствии с этой политикой был отменен принцип сертификации самолетов по категориям ИКАО. Вместо этого в Приложение 8 были включены Стандарты широкого плана, которые определяли для применения национальными полномочными органами комплекс минимальных требований, являющихся международной основой для признания государствами удостоверений о годности к полетам иностранных воздушных судов, выполняющих полеты по маршрутам, заканчивающимся на их территории или проходящим через их территорию, обеспечивая тем самым, наряду с прочими целями, защиту других воздушных судов, третьих лиц и собственности. Было выражено мнение, что таким образом соблюдается обязательство Организации согласно статье 37 Конвенции относительно принятия Международных стандартов по летной годности.

Было признано, что Стандарты ИКАО по летной годности не заменят национальных правил и что национальные нормы летной годности, содержащие полную и детальную информацию, которая рассматривается отдельными государствами в качестве необходимой, потребуются как основа для сертификации отдельных воздушных судов. Каждое государство установит свои всеобъемлющие и подробные нормы годности или изберет всеобъемлющие и

подробные нормы летной годности другого Договаривающегося государства. Уровень летной годности, устанавливаемый такими нормами, будет определяться Стандартами, дополненными, при необходимости, приемлемыми методами установления соответствия.

Во исполнение этих принципов настоящее Приложение было провозглашено основным документом, устанавливающим минимальные Стандарты, с учетом целей, предусмотренных статьей 33. Было также признано, что ко времени принятия Приложения в него могли быть не включены технические Стандарты не только для всех классов воздушных судов, но даже и для всех классов самолетов, если Совет считал, что в то время никакие технические Стандарты не требовались для введения в действие положений статьи 33. Кроме того, заявление о завершении процесса принятия или исправления Приложения в целях соблюдения положений статьи 33 не означало окончания работы ИКАО в области летной годности, поскольку сохранялась необходимость в продолжении международного сотрудничества по вопросам летной годности.

Пересмотренный текст Приложения 8, согласующийся с вышеупомянутыми принципами, был подготовлен на основе рекомендаций, сделанных Третьей Аэронавигационной конференцией (Монреаль, сентябрь – октябрь 1956 года). Часть III Приложения была ограничена Стандартами широкого плана, оговаривающими скорее цели, чем методы достижения этих целей. Однако для показа на примерах уровня летной годности, устанавливаемого некоторыми Стандартами широкого плана, были включены технические требования более подробного и количественного характера под названием "приемлемые методы установления соответствия" (АМС). Эти технические требования предназначались в помощь Договаривающимся государствам при установлении и применении всеобъемлющих и подробных национальных норм летной годности.

Принятие норм летной годности, устанавливающих значительно более низкий уровень летной годности, чем в приемлемых методах установления соответствия, считалось нарушением Стандартов, дополненных приемлемыми методами установления соответствия.

Пересмотренный текст Приложения 8 был включен в четвертое издание Приложения, которое заменило первое, второе и третье издания.

В соответствии с другой рекомендацией Третьей Аэронавигационной конференции Совет учредил в 1957 году Комитет летной годности, состоящий из экспертов по вопросам летной годности, имеющих большой опыт и отобранных из числа тех Договаривающихся государств и международных организаций, которые пожелали оказывать содействие работе Комитета.

Проводимая в настоящее время политика в области международной практики по летной годности. Была выражена некоторая озабоченность в отношении медленных темпов, наблюдавшихся на протяжении ряда лет в деле разработки дополнительных технических требований, предъявляемых к летной годности, в виде приемлемых методов установления соответствия. Было отмечено, что большинство приемлемых методов установления соответствия в Приложениях 6 и 8 было разработано в 1957 году, и поэтому они были применимы лишь к тем типам самолетов, которые находились в тот период в эксплуатации. Не было предпринято никаких шагов для обновления технических требований, содержащихся в этих приемлемых методах установления соответствия, и от Комитета летной годности также не поступило никаких рекомендаций о повышении до уровня АМС временных приемлемых методов установления соответствия (РАМС), разработанных с учетом перспективы такого возможного повышения. В связи с этим Аэронавигационная комиссия поручила Комитету летной годности проанализировать результаты своей работы с момента основания с тем, чтобы установить, достигнуты ли желаемые результаты, и рекомендовать любые изменения, которые способствовали бы улучшению разработки подробных технических требований, предъявляемых к летной годности.

Комитет летной годности провел на девятом совещании (Монреаль, ноябрь – декабрь 1970 года) подробное изучение этих проблем и рекомендовал отказаться от концепции разработки технических требований, предъявляемых к летной годности, в виде приемлемых методов установления соответствия и временных приемлемых методов установления соответствия и вместе с тем предусмотреть подготовку и опубликование ИКАО технического руководства по летной годности для включения инструктивного материала, предназначенного для оказания

содействия разработке и соблюдению единообразия национальных норм летной годности Договаривающимися государствами.

Аэронавигационная комиссия рассмотрела рекомендации Комитета летной годности в свете истории развития политики в области летной годности, утвержденной Советом в 1956 году, и пришла к выводу, что основные цели и принципы, на которых основана политика ИКАО в области летной годности, были правильными и не требовали значительных изменений. Был также сделан вывод, что медленные темпы разработки технических требований, предъявляемых к летной годности, в виде приемлемых методов установления соответствия и временных приемлемых методов установления соответствия обуславливались той степенью обязательного статуса приемлемых методов установления соответствия, которая выражена в следующей формулировке, включенной в предисловие четвертого и пятого изданий Приложения 8:

"Принятие норм, устанавливающих значительно более низкий уровень летной годности, чем в приемлемых методах установления соответствия, явилось бы нарушением Стандартов, дополненных этими приемлемыми методами установления соответствия".

Аэронавигационная комиссия рассмотрела несколько подходов к решению этой проблемы. В итоге Аэронавигационная комиссия пришла к выводу, что следует отказаться от идеи разработки технических требований к летной годности в виде АМС и РАМС, а ИКАО должна заявить, что обязательства государств в соответствии со статьей 33 Конвенции будут выполняться путем соблюдения Стандартов широкого плана в Приложении 8, дополненных, при необходимости, техническим инструктивным материалом по летной годности, не содержащим каких либо подлежащих неуклонному выполнению положений или обязательств. Следует также сохранить требование, согласно которому каждое Договаривающееся государство должно или установить свои собственные всеобъемлющие и подробные нормы летной годности, или избрать всеобъемлющие подробные нормы летной годности, установленные другим Договаривающимся государством.

15 марта 1972 года Совет ИКАО утвердил изложенный выше подход в качестве основы политики, проводимой ИКАО в области летной годности в настоящее время. В соответствии с этой политикой:

- a) цель Международных стандартов по летной годности состоит в определении предназначаемого для применения национальными компетентными органами минимального уровня летной годности, который составлял бы международную основу для признания государствами, согласно статье 33 Конвенции, удостоверений о годности к полетам иностранных воздушных судов, выполняющих полеты по маршрутам, заканчивающимся на их территории или проходящим через их территорию, обеспечивая тем самым, помимо прочего, защиту других воздушных судов, третьих сторон и собственности;
- b) Стандарты, разработанные для достижения цели, указанной в пункте a), рассматриваются Советом как отвечающие в необходимом объеме и деталях обязательствам Организации в соответствии со статьей 37 Конвенции принимать Международные стандарты по летной годности;
- c) Международные стандарты по летной годности, принятые Советом, признаны как полный свод международных правил, необходимый для введения в силу и выполнения прав и обязательств, вытекающих из статьи 33 Конвенции;
- d) технические Стандарты по летной годности в Приложении 8 представлены как технические требования широкого плана, оговаривающие скорее цели, чем методы выполнения этих целей. ИКАО признает, что в качестве основы для сертификации летной годности каждого воздушного судна отдельными государствами необходимо иметь национальные нормы летной годности, в которых охватывается круг соответствующих вопросов настолько полно и настолько подробно, насколько это, по мнению отдельных государств, является необходимым;

- е) для оказания государствам помощи в применении Стандартов Приложения 8 и в единообразной разработке их собственных национальных всеобъемлющих норм следует разработать и незамедлительно опубликовать на рабочих языках Организации подробный инструктивный материал.

Совет также утвердил выпуск инструктивного материала по летной годности под названием "*Техническое руководство по летной годности*". При этом подразумевалось, что инструктивный материал до его выпуска будет рассмотрен Аэронавигационной комиссией. Однако этот материал не будет иметь официального статуса, и его основное назначение заключается в обеспечении Договаривающихся государств руководством по разработке соответствующих норм летной годности, упомянутых в п. 3.2.2 части II Приложения.

Текст Приложения 8, согласующийся с политикой в области международной практики по летной годности, утвержденной Советом 15 марта 1972 года, был разработан Аэронавигационной комиссией.

В таблице А указывается происхождение поправок, а также перечень соответствующих принципиальных вопросов и даты принятия этого Приложения и поправок Советом, а также даты вступления в силу и начала их применения.

Аэронавигационная комиссия 6 июня 2000 года рассмотрела, в свете введения процесса сертификации типа, рекомендацию Группы экспертов по сохранению летной годности и Исследовательской группы по летной годности о введении концепции сертификата типа. Комиссия пришла к выводу о том, что этот используемый и известный в международной практике сертификат уже включен в *Техническое руководство по летной годности* (Doc 9051) и что его введение дополняет процесс сертификации типа, приводя текст Приложения 8 в соответствие с его международным применением для обеспечения летной годности.

Было отмечено также, что государство регистрации, которое наделено полномочиями выдавать или придавать силу сертификатам летной годности в соответствии со статьей 31 Конвенции, и государство разработчика могут быть разными государствами, выполняющими разные функции и обязанности и, следовательно, несущими разную ответственность. В этой связи требования, регулирующие выдачу сертификатов типа согласно применяемым положениям Приложения 8, не являются частью "минимальных стандартов", в соответствии с которыми сертификаты летной годности выдаются и им придается сила, а также обеспечивается их признание действительными согласно статье 33 Конвенции.

7 октября 2003 года Аэронавигационная комиссия рассмотрела рекомендации Группы экспертов по летной годности и в свете того факта, что легкие воздушные суда с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 750, но не более 5700 кг стали более широко использоваться в международной аэронавигации, согласилась включить впервые в Приложение Стандарты по летной годности легких самолетов, обеспечив соответствие текста Приложения 8 его международному применению.

Применимость

Применимость Стандартов указывается в разделах 1.1, 2.1, 3.1 и 4.1 части II, разделе 1.1 частей IIIA и IVA и в разделе 1.1 частей IIIB, IVB, V, VI и VII. Даты начала их применения установлены с учетом положений статьи 41 Конвенции. Однако Совет рекомендовал более ранние сроки применения Стандартов, насколько практически возможно.

Соответствующие Стандарты части I Приложения 6. В главе 5 части I Приложения 6, в которой рассматриваются летно-эксплуатационные ограничения самолетов, содержатся Стандарты, дополняющие Стандарты по летной годности Приложения 8. Стандарты обоих Приложений ставят широкие цели. Стандарты главы 5 части I Приложения 6 дополнены инструктивным материалом в виде дополнений на зеленых страницах, которые показывают на примерах уровень летно-технических характеристик, предусмотренных Стандартами.

Совет настоятельно предлагает Договаривающимся государствам не предъявлять к прибывающим самолетам эксплуатационных требований, отличных от тех, которые установлены государством регистрации, при условии, что эти требования не ниже, чем Стандарты, содержащиеся в главе 5 части I Приложения 6, измененного с учетом поправки 2, в разделе 2.2 части IIIA и в разделе 2.2 частей IIIB, IVB и VB настоящего издания Приложения 8.

Действия Договаривающихся государств

Уведомление о различиях. Внимание Договаривающихся государств обращается на обязательство, налагаемое статьей 38 Конвенции, по которому Договаривающимся государствам надлежит уведомлять Организацию о любых различиях между их национальными правилами и практикой и содержащимися в настоящем Приложении Международными стандартами и любыми поправками к ним. Договаривающимся государствам предлагается своевременно информировать Организацию о любых различиях, которые могут впоследствии возникнуть, или об устранении каких-либо различий, уведомление о которых было представлено ранее. После принятия каждой поправки к настоящему Приложению Договаривающимся государствам будет незамедлительно направляться конкретная просьба представить уведомление о различиях.

Использование текста Приложения в национальных правилах. 13 апреля 1948 года Совет принял резолюцию, в которой обратил внимание Договаривающихся государств на желательность использования ими в своих национальных правилах, насколько это практически возможно, точной формулировки тех Стандартов ИКАО, которые носят нормативный характер, а также практически уведомления об отклонениях от Стандартов, в том числе о любых дополнительных национальных правилах, имеющих важное значение для безопасности или регулярности аэронавигации. Положения части II настоящего Приложения, там где это было возможно, сформулированы таким образом, чтобы облегчить их включение, без существенных изменений текста, в национальное законодательство. Положения частей IIIA и IIIB настоящего Приложения, с другой стороны, применимы к самолетам посредством использования национальных норм, которые являются более всеобъемлющими и подробными, чем Стандарты, в результате чего резолюция Совета от 13 апреля 1948 года не относится к частям IIIA и IIIB.

Информация, касающаяся национальных норм, устанавливающих соответствие с Приложением. Государствам предлагается уведомлять Организацию об установлении или выборе ими соответствующих норм летной годности, о которых упоминается в п. 3.2.2 части II. Государствам, установившим свои нормы, предлагается представить экземпляр таких норм с последующими поправками и любую соответствующую пояснительную документацию к ним. Государствам, избравшим нормы других Договаривающихся государств с целью соблюдения положений п. 3.2.2 части II, предлагается указать нормы, которыми они намерены пользоваться.

Использование инструктивного материала, содержащегося в Руководстве по летной годности (Doc 9760). Договаривающимся государствам предлагается принять во внимание, что материал *Руководства по летной годности* предназначен для того, чтобы ориентироваться на него при разработке подробных и всеобъемлющих национальных норм летной годности с целью соблюдения их единообразия. Этот материал не имеет статуса, обязывающего к неукоснительному использованию, и Договаривающиеся государства совершенно свободно могут отходить от него как в деталях, так и в методах. От государств не требуется сообщать о каких-либо различиях, которые могут существовать между их подробными национальными правилами и практикой и соответствующим материалом *Руководства по летной годности*.

Статус составных частей Приложения

Приложения состоят из указанных ниже частей, которые, однако, необязательно присутствуют в каждом Приложении; эти части имеют следующий статус:

1. *Материал собственно Приложения:*

- a) *Стандарты и Рекомендуемая практика*, принятые Советом в соответствии с положениями Конвенции. Они определяются следующим образом:

Стандарт. Любое требование к физическим характеристикам, конфигурации, материальной части, техническим характеристикам, персоналу или правилам, единообразное применение которого признается необходимым для обеспечения безопасности и регулярности международной аэронавигации и которое Договаривающиеся государства будут соблюдать согласно Конвенции. В случае невозможности соблюдения Стандарта Совету в обязательном порядке направляется уведомление в соответствии со статьей 38.

Рекомендуемая практика. Любое требование к физическим характеристикам, конфигурации, материальной части, техническим характеристикам, персоналу или правилам, единообразное применение которого признается желательным в интересах безопасности, регулярности и эффективности международной аэронавигации и которое Договаривающиеся государства будут стремиться соблюдать в соответствии с Конвенцией.

- b) *Добавления*, содержащие материал, который сгруппирован отдельно для удобства пользования, но является составной частью Стандартов и Рекомендуемой практики, принятых Советом.
- c) *Определения* употребляемых в Стандартах и Рекомендуемой практике терминов, которые не имеют общепринятых словарных значений и нуждаются в пояснениях. Определение не имеет самостоятельного статуса, но является важной частью каждого Стандарта и Рекомендуемой практики, в которых употребляется термин, поскольку изменение значения термина может повлиять на смысл требований.
- d) *Таблицы и рисунки*, которые дополняют или иллюстрируют тот или иной Стандарт или Рекомендуемую практику, где на них делается ссылка; они являются частью соответствующего Стандарта и Рекомендуемой практики и имеют тот же статус.

2. *Материал, утвержденный Советом для опубликования вместе со Стандартами и Рекомендуемой практикой:*

- a) *Предисловия*, содержащие исторические справки и пояснения к действиям Совета, а также разъяснение обязательств государств по применению Стандартов и Рекомендуемой практики, вытекающих из Конвенции и резолюции о принятии.
- b) *Введения*, содержащие пояснительный материал, помещаемый в начале частей, глав или разделов Приложения для облегчения понимания порядка применения текста.
- c) *Примечания*, включаемые где это необходимо в текст, чтобы дать фактологическую информацию или ссылки, имеющие отношение к соответствующим Стандартам и Рекомендуемой практике; эти примечания не являются составной частью Стандартов и Рекомендуемой практики.
- d) *Дополнения*, содержащие материал, который дополняет Стандарты и Рекомендуемую практику или служит руководством по их применению.

Выбор языка

Настоящее Приложение принято на шести языках: русском, английском, арабском, испанском, китайском и французском. Каждому Договаривающемуся государству предлагается выбрать для целей внутреннего использования

и для других предусмотренных Конвенцией целей текст на одном из указанных языков непосредственно или в переводе на свой язык и соответственно уведомить Организацию.

Редакционная практика

Для быстрого определения статуса каждого положения принят следующий порядок: *Стандарты* печатаются светлым прямым шрифтом, *Рекомендуемая практика* – светлым курсивом с добавлением впереди слова "**Рекомендация**"; *примечания* – светлым курсивом с добавлением впереди слова "*Примечание*".

Следует иметь в виду, что при формулировании технических требований на русском языке применяется следующее правило: в тексте Стандартов глагол ставится в настоящем времени, изъявительном наклонении, а в Рекомендуемой практике используются вспомогательные глаголы "следует" или "должен" в соответствующем лице с инфинитивом основного глагола.

Используемые в настоящем документе единицы измерения соответствуют Международной системе единиц (СИ), как указано в Приложении 5 к Конвенции о международной гражданской авиации. В тех случаях, когда Приложение 5 допускает использование альтернативных единиц, не входящих в систему СИ, эти единицы указываются в скобках после основных единиц. В тех случаях, когда приводятся единицы двух систем, нельзя считать, что пары значений равнозначны и взаимозаменяемы. Однако можно исходить из того, что при исключительном использовании единиц той или другой системы обеспечивается эквивалентный уровень безопасности полетов.

Любая ссылка на какой-либо раздел настоящего документа, обозначенный номером и/или имеющий заголовок, относится ко всем его подразделам.

Таблица А. Поправки к Приложению 8

<i>Поправка(и)</i>	<i>Источник(и)</i>	<i>Вопрос(ы)</i>	<i>Даты принятия, вступления в силу, начала применения</i>
1-е издание	Первое и Второе специализированные совещания по летной годности (1946 г. и 1947 г.)	–	1 марта 1949 г. 1 августа 1949 г. 1 сентября 1949 г.
1 – 63 (2-е издание)	Третье и Четвертое специализированные совещания по летной годности (1949 г. и 1951 г.)	–	26 января 1950 г. 1 января 1951 г. 1 февраля 1951 г.
64 – 83	Третье и Четвертое специализированные совещания по летной годности (1949 г. и 1951 г.)	–	13 ноября 1951 г. 15 апреля 1952 г. 15 мая 1952 г.
84 (3-е издание)	Четвертое Специализированное совещание по летной годности (1951)	Включение альтернативного свода летно-технических характеристик в виде дополнения	2 декабря 1952 г. 1 мая 1953 г. 1 июня 1953 г.
85 (4-е издание)	Третья Аэронавигационная конференция (1956)	Пересмотренный текст, соответствующий новой политике в области международной практики по летной годности, которая была одобрена Советом. Включение в качестве "приемлемых методов установления соответствия" части III Приложения 8, ограниченной Стандартами широкого плана, оговаривающими цели с более подробными примерами уровня летной годности	13 июня 1957 г. 1 октября 1957 г. 1 декабря 1957 г. или 13 июня 1960 г., в зависимости от даты подачи заявки на сертификацию самолета
86 (5-е издание)	Четвертое совещание Комитета летной годности	Изменение Стандартов по аэронавигационным огням и введение требований к огням предотвращения столкновений	13 декабря 1961 г. 1 апреля 1962 г. 13 декабря 1964 г.

Поправка(и)	Источник(и)	Вопрос(ы)	Даты принятия, вступления в силу, начала применения
87	Предложение Комитета США по расширению границ стандартной атмосферы	Измененное определение стандартной атмосферы	12 ноября 1963 г. 1 апреля 1964 г. 12 ноября 1966 г.
88	В результате принятия поправки 2 к Приложению 7	Измененное определение "воздушного судна" и исправление п. 2.2.3.2 b) части III для учитывания самолетов с тремя двигателями	8 ноября 1967 г. 8 марта 1968 г. 22 августа 1968 г.
89	В результате принятия Приложения 16	Введение ссылки на Стандарты сертификации по шуму, которые содержатся в Приложении 16 и Приложении 6	2 апреля 1971 г. 2 августа 1971 г. 6 января 1972 г.
90	Девятое совещание Комитета летной годности (1970)	Исключение из 5-го издания Приложения двух приемлемых методов установления соответствия летно-техническим характеристикам самолетов	10 декабря 1971 г. 10 апреля 1972 г. 7 декабря 1972 г.
91 (6-е издание)	Действия Совета, вытекающие из решений девятого совещания Комитета летной годности	Новый текст, согласующийся с политикой в области международной практики по летной годности. Исключение "приемлемых методов установления соответствия"; инструктивный материал будет включен в <i>Техническое руководство по летной годности</i>	16 марта 1973 г. 30 июля 1973 г. 23 мая 1974 г.
92	Десятое совещание Комитета летной годности	Введение положений, относящихся к передаче информации о сохранении летной годности. Включение примечания относительно аренды, фрахтования воздушных судов и обмена ими	3 апреля 1974 г. 3 августа 1974 г. 27 февраля 1975 г.
93	Исследование Аэронавигационной комиссии	Пересмотр положений, касающихся наружных бортовых огней, для приведения этих положений в соответствие с новыми положениями, содержащимися в Приложениях 2 и 6	22 марта 1982 г. 22 июля 1982 г. 22 марта 1985 г.
94 (7-е издание)	Четырнадцатое совещание Комитета летной годности (1981)	Введение новых положений, касающихся информации об отказах, неисправностях, дефектах и других проявлениях, и включение единиц СИ для введения соответствия с положениями Приложения 5	6 декабря 1982 г. 6 апреля 1983 г. 24 ноября 1983 г.
95 (8-е издание)	Предложение государств; исследования Совета и Аэронавигационной комиссии; третье совещание Группы экспертов HELIOPS	Расширение пределов стандартной атмосферы; уточненные положения, касающиеся выживания при аварии и противопожарной защиты; введение положений летной годности для вертолетов	22 марта 1988 г. 31 июля 1988 г. 22 марта 1991 г.
96	Совещание группы экспертов по сохранению летной годности (CAP/3)	Включение обязанностей и определения государства разработчика, изменение обязанностей сторон, занимающихся передачей информации о сохранении летной годности; включение новых требований, касающихся обеспечения информации о техническом обслуживании	22 марта 1994 г. 25 июля 1994 г. 10 ноября 1994 г.
97	Исследование Секретариата при содействии со стороны Исследовательской группы ISAD	Изменения к разделу "Особенности проектирования"; определение наименее опасного места размещения бомбы и добавление новой главы 11, содержащей положения, касающиеся безопасности	12 марта 1997 г. 21 июля 1997 г. 6 ноября 1997 г. 12 марта 2000 г.
98 (9-е издание)	Пятое совещание Группы экспертов по сохранению летной годности (CAP/5); исследования Аэронавигационной комиссии	<p>a) Новые определения "аспекты человеческого фактора", "возможности человека", "ремонт", "сертификат типа", "техническое обслуживание";</p> <p>b) изменение структуры части II с разбивкой ее на четыре главы: "Сертификат типа", "Производство", "Сертификат летной годности" и "Сохранение летной годности";</p> <p>c) изменение положений части II с целью введения концепции сертификата типа и управления производством;</p> <p>d) изменение структуры части III с разбивкой ее на часть IIIA (включает те же положения, которые содержатся в существующей части III Приложения 8, восьмое издание, включая поправку 97, за исключением условий применимости и перекрестных ссылок) и часть IIIB (новая);</p> <p>e) изменение положений (старой части III) в части IIIB, касаю-</p>	2 марта 2001 г. 16 июля 2001 г. 2 марта 2004 г.

Поправка(и)	Источник(и)	Вопрос(ы)	Даты принятия, вступления в силу, начала применения
99	Исследования Аэронавигационной комиссии	<p>щихся летно-технических характеристик, устойчивости, управляемости и противопожарной защиты грузовых отсеков, и новые положения, касающиеся условий в кабине, электрической металлизации, аварийной посадки, электромагнитных помех, защиты от обледенения и программного обеспечения систем;</p> <p>f) положения, касающиеся перевода на английский язык сертификатов летной годности;</p> <p>g) новые положения, касающиеся человеческого фактора</p> <p>a) Изменение названия части ША;</p> <p>b) изменение положений, касающихся применимости, с целью отражения включения в Приложение 8 Рекомендуемой практики, а также изменение применимости частей ША и ШВ таким образом, чтобы некоторые положения применялись только к тяжелым самолетам с конкретной максимальной сертифицированной взлетной массой и пассажироместимостью;</p> <p>c) изменение положений частей ША и ШВ Приложения 8, касающихся проектирования, изготовления и обеспечения безопасности самолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек, заявка на сертификацию которых была представлена соответственно 12 марта 2000 года или после этой даты и 2 марта 2004 года или после этой даты, включение Рекомендуемой практики для воздушных судов с максимальной сертифицированной взлетной массой 5700–45 500 кг;</p> <p>d) включение Рекомендуемой практики, касающейся обеспечения безопасности самолетов, осуществляющих внутренние коммерческие перевозки;</p> <p>e) включение положений, касающихся безопасности всех самолетов, которые в соответствии с требованиями Приложения 6 должны иметь обеспечивающую дополнительную защиту дверь кабины летного экипажа утвержденной конструкции, и предусматривающих также дополнительную защиту перегородок, полов и потолков;</p> <p>f) включение в часть ШВ положений, касающихся эксплуатационной информации и правил и предусматривающих определение наименее опасного места размещения бомбы</p>	<p>22 мая 2003 г. 13 октября 2003 г. 20 мая 2006 г.</p>
100 (10-е издание)	Первое совещание Группы экспертов по летной годности	<p>a) Новые определения таких терминов, как категория А, категория В, повреждение от дискретного воздействия, двигатель, огнестойкость, термостойкость и достаточное доказательство; новое примечание к термину "критический двигатель";</p> <p>b) изменение определения ремонта;</p> <p>c) изменение положений части II, обеспечивающее включение в Приложение новых частей, изменение главы 3 с целью уточнения положений, касающихся ограничений, при которых поврежденному воздушному судну разрешается выполнить некоммерческий рейс на аэродром, где может быть восстановлена его летная годность, а также реорганизация главы 4 с целью уточнения обязанностей государств;</p> <p>d) изменение положений части ША, касающихся применимости и эксплуатационных ограничений, доказательства соответствия;</p>	<p>13 декабря 2004 г. 13 апреля 2005 г. 13 декабря 2007 г.</p>

Поправка(и)	Источник(и)	Вопрос(ы)	Даты принятия, вступления в силу, начала применения
101	Секретариат	<p>е) изменение положений части ШВ, касающихся применимости, эксплуатационных ограничений, летно-технических характеристик, характеристик устойчивости, конструкции, проектирования и производства, силовой установки, эксплуатационных ограничений, ударостойкости и безопасности кабины, условий работы и человеческого фактора;</p> <p>ф) реструктуризация части IV в часть IVA (содержит те же положения, что и часть IV Приложения 8 (издание девятое), включая поправку 99, за исключением условий применимости и перекрестных ссылок) и часть IVB (новая);</p> <p>г) включение новых частей V "Легкие самолеты", VI "Двигатели" и VII "Воздушные винты"</p>	<p>4 марта 2009 г. 20 июля 2009 г. 18 ноября 2010 г.; 14 ноября 2013 г.</p>
102 (11-е издание)	Рекомендации 12-го совещания Рабочей группы полного состава Группы экспертов по летной годности (AIRP/WG/WHL/12); предложение Секретариата об изменении структуры Приложения 8	<p>а) Поправка вводит новые определения с целью согласовать их терминологию, используемую в Приложениях 6 и 8;</p> <p>б) изменение структуры Приложения 8 в целях приведения его формата и структуры в соответствие с другими Приложениями;</p> <p>в) принятие нынешней передовой отраслевой практики, в частности обновление положения о проектировании воздушных судов с целью отразить современную практику и указать дату применения каждого измененного Стандарта, касающегося проектирования</p>	<p>24 февраля 2010 г. 12 июля 2010 г. 18 ноября 2010 г.; 24 февраля 2013 г.</p>
103	Секретариат	Поправка требует при проектировании и изготовлении бортовых систем пожаротушения и/или противопожарной защиты в двигателях, вспомогательных силовых установках (ВСУ) и туалетах использовать альтернативные галону огнегасящие составы	<p>13 июня 2011 г. 30 октября 2011 г. 31 декабря 2014 г.</p>
104	Специальное совещание Группы экспертов по управлению безопасностью полетов (SMP/SM/1)	Перенос положений по управлению безопасностью полетов в Приложение 19	<p>25 февраля 2013 г. 15 июля 2013 г. 14 ноября 2013 г.</p>
105-A	Группа экспертов по летной годности (AIRP), Целевая группа по защите информации о безопасности полетов (SIP TF), 1-е совещание Группы экспертов по управлению безопасностью полетов (SMP/1)	Положения в отношении организаций, ответственных за конструкции типа и изготовление двигателей и воздушных винтов для распространения сферы применения СУБП на эти организации	<p>2 марта 2016 г. 11 июля 2016 г. 10 ноября 2016 г.</p>

МЕЖДУНАРОДНЫЕ СТАНДАРТЫ И РЕКОМЕНДУЕМАЯ ПРАКТИКА

ЧАСТЬ I. ОПРЕДЕЛЕНИЯ

В тех случаях, когда нижеуказанные термины употребляются в Стандартах и Рекомендуемой практике по летной годности воздушных судов, они имеют следующие значения:

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, которую аэродромный полномочный орган объявил 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, двигателя или воздушного винта.

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

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

Примечание. В случае регистрации воздушного судна какого либо международного эксплуатационного агентства – не на основе национальной принадлежности – государства, входящие в это агентство, обязаны солидарно нести ответственность, которая в соответствии с Чикагской конвенцией возлагается на государство регистрации. См. в связи с этим резолюцию Совета от 14 декабря 1967 года о национальной принадлежности и регистрации воздушных судов, эксплуатируемых международными эксплуатационными агентствами, которая приводится в документе "Политика и инструктивный материал в области экономического регулирования международного воздушного транспорта" (Doc 9587).

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 Договаривающееся государство признает в качестве достаточных для подтверждения соответствия конкретному требованию к летной годности.

Зона взлета и конечного этапа захода на посадку (FATO). 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 FATO 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.

Конструкция типа. Набор данных и информации, необходимый для определения типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта в целях установления летной годности.

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

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

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

Примечание. Некоторые воздушные суда могут иметь несколько равным образом критических двигателей. В таком случае выражение "критический двигатель" означает один из этих критических двигателей.

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

Примечание. Характеристики допустимого пламени приведены в ИСО 2685.

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

Ожидаемые условия эксплуатации. Условия, которые стали известны из практики или возникновение 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 прочих факторов, влияющих на безопасность полета. Ожидаемые условия эксплуатации не включают:

- а) экстремальные условия, которых можно успешно избежать путем использования соответствующих правил эксплуатации;
- б) 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.

Организация, ответственная за конструкцию типа. Организация, которая владеет сертификатом типа или равноценным документом в отношении типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта, выданным Договаривающимся государством.

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. Совокупность процессов, обеспечивающих соответствие воздушного судна, двигателя, воздушного винта или составной части действующим требованиям к летной годности и поддержание в состоянии, соответствующем условиям безопасной эксплуатации, на протяжении срока их службы.

Посадочная поверхность. Часть поверхности аэродрома, которую аэродромный полномочный орган объявил располагаемой для нормального пробега по земле или по воде воздушных судов, выполняющих посадку в определенном направлении.

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 (удостоверению о годности к полетам). Действие, в результате которого Договаривающееся государство вместо выдачи собственного удостоверения о годности к полетам признает удостоверение, выданное любым другим Договаривающимся государством, в качестве равноценного его собственному удостоверению.

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.

Ремонт. Восстановление летной годности авиационного изделия, определяемой соответствующими 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 типа. Документ, выданный Договаривающимся государством для определения конструкции типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта и подтверждения того, что эта конструкция отвечает соответствующим нормам летной годности данного государства.

Примечание. В некоторых Договаривающихся государствах в отношении типа двигателя или воздушного винта может быть выдан документ, равноценный сертификату типа.

Силовая установка. Система, состоящая из всех двигателей, компонентов системы привода (если имеется) и воздушных винтов (если установлены), их агрегатов, 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 Договаривающимся государством для рассматриваемого класса воздушных судов, двигателей или воздушных винтов (см. п. 3.2.2 части II настоящего Приложения).

Стандартная атмосфера. Атмосфера, определенная следующим образом:

- a) воздух является идеальным сухим газом;
- b) физические константы воздуха являются следующими:
 - средняя молярная масса на уровне моря:
 $M_0 = 28,964\ 420 \times 10^{-3}$ кг/моль;
 - атмосферное давление на уровне моря:
 $P_0 = 1\ 013,25$ гПа;
 - температура на уровне моря:
 $t_0 = 15$ °С,
 $T_0 = 288,15$ К;
 - плотность на уровне моря:
 $\rho_0 = 1,225\ 0$ кг/м³;
 - температура таяния льда:
 $T_1 = 273,15$ 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	11,0	-6,5
11,0	20,0	0,6
20,0	32,0	+1,0
32,0	47,0	+2,8
47,0	51,0	0,0
51,0	71,0	-2,8
71,0	80,0	-2,0

Примечание 1. Стандартный геопотенциальный метр имеет значение, равное $9,80665 \text{ м}^2/\text{с}^2$.

Примечание 2. См. Doc 7488, где указаны зависимости между переменными величинами и даны таблицы, содержащие соответствующие значения температуры, давления, плотности и геопотенциальной высоты.

Примечание 3. В Doc 7488 также приводятся удельный вес, динамическая вязкость, кинематическая вязкость и скорость распространения звука на различных абсолютных высотах.

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

Примечание. Характеристики допустимого пламени приведены в ИСО 2685.

Техническое обслуживание. Проведение работ, необходимых для обеспечения сохранения летной годности воздушного судна, включая контрольно-восстановительные работы, проверки, замены, устранение дефектов, выполняемые как в отдельности, так и в сочетании, а также практическое осуществление модификации или ремонта.

ЧАСТЬ II. ПРОЦЕДУРЫ СЕРТИФИКАЦИИ И ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

Примечание. Хотя Конвенция о международной гражданской авиации возлагает на государство регистрации определенные функции, которые это государство уполномочено или обязано выполнять в зависимости от обстоятельств, Ассамблея одобрила резолюцию A23-13, согласно которой государство регистрации может оказаться не в состоянии выполнить соответствующим образом свои обязанности в тех случаях, когда воздушные суда, в частности воздушные суда без экипажа, арендуются, фрахтуются или обмениваются эксплуатантом другого государства, и согласно которой Конвенция в таких случаях может не определять соответствующим образом права и обязанности государства эксплуатанта до того момента, пока статья 83 bis Конвенции не вступит в силу. Таким образом, Совет настаивал на том, что если в вышеупомянутых случаях государство регистрации сочтет невозможным надлежащим образом выполнять возложенные на него Конвенцией функции, оно передаст государству эксплуатанта, при условии его согласия, те функции государства регистрации, которые государство эксплуатанта может выполнять лучшим образом. Предполагалось, что до вступления в силу статьи 83 bis Конвенции вышеупомянутые действия будут предприниматься только в целях практического удобства и не будут противоречить ни положениям Чикагской конвенции, касающимся обязанностей государства регистрации, ни интересам какого либо третьего государства. Однако, поскольку 20 июня 1997 года статья 83 bis вступила в силу, соглашения о передаче таких функций будут распространяться на Договаривающиеся государства, которые ратифицировали соответствующий Протокол (Doc 9318), после выполнения условий, предусмотренных статьей 83 bis.

ГЛАВА 1. СЕРТИФИКАЦИЯ ТИПА

1.1 Применимость

Стандарты настоящей главы применяются ко всем воздушным судам, а также двигателям и воздушным винтам, если сертификация типа была произведена отдельно, заявка на сертификацию которых была представлена Договаривающемуся государству 13 июня 1960 года или после этой даты, за исключением того, что:

- a) положения п. 1.4 настоящей части применяются только к тому типу воздушных судов, заявка на сертификат типа которых представлена государству разработчика 2 марта 2004 года или после этой даты;
- b) 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;
- c) положения п. 1.2.5 настоящей части применяются только к тому типу воздушных судов, заявка на сертификат типа которых представлена государству разработчика 31 декабря 2014 года или после этой даты.

Примечание. Как правило, заявка на выдачу сертификата типа подается изготовителем, если воздушное судно, двигатель или воздушный винт 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 Договаривающимся государством для сертификации типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта или для любого изменения такой сертификации типа, являются таковыми, что их соблюдение будет гарантировать соблюдение Стандартов части II настоящего Приложения и, где это применимо, Стандартов частей III, IV, V, VI или VII настоящего Приложения.

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, двигателя или воздушного винта какие-либо требования к конструированию, предусмотренные соответствующими нормами летной годности, или Стандарты частей III, IV, V, VI или VII становятся непригодными, Договаривающееся государство применяет 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, двигателя или воздушного винта какие-либо требования к конструированию, предусмотренные соответствующими нормами летной годности, или Стандарты частей III, IV, V, VI или VII становятся недостаточными, вводятся дополнительные к ним требования, которые, по мнению Договаривающегося государства, обеспечивают, по крайней мере, эквивалентный уровень безопасности полетов.

Примечание. ИКАО опубликовала Руководство по летной годности (Doc 9760), содержащее соответствующий инструктивный материал.

1.2.5 В утвержденном в соответствии с положениями частей III, IV и V настоящего Приложения 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 (1987)*, в том виде, в котором он включен в 8-е издание *Руководства 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 галонам" Комитета ЮНЕП по техническим вариантам заменителей галонов и докладе ФАУ № DOT/FAA/AR-99-63 "Альтернативы использованию галонов в системах пожаротушения воздушных судов".

1.3 Доказательство соблюдения соответствующих норм летной годности

1.3.1 Представляется утвержденный проект, включающий в себя такие чертежи, технические отчеты и документы, которые необходимы для определения конструкции воздушного судна, двигателя или воздушного винта и демонстрации соблюдения требований к конструированию, предусмотренных соответствующими нормами летной годности.

Примечание. В некоторых государствах для упрощения утверждения проекта утверждается организация-разработчик.

1.3.2 Воздушное судно, двигатель или воздушный винт подвергаются таким проверкам и наземным и летным испытаниям, которые сочтены государством необходимыми для того, чтобы продемонстрировать соблюдение требований к конструированию, предусмотренных соответствующими нормами летной годности.

1.3.3 Помимо установления соответствия воздушного судна, двигателя или воздушного винта требованиям к конструированию, предусмотренным соответствующими нормами летной годности, Договаривающиеся государства предпринимают любые другие действия, которые они считают необходимыми для задержания утверждения проекта, если известно или предполагается, что воздушное судно, двигатель или воздушный винт обладают опасными особенностями, в отношении которых не обеспечивается специальная защита в соответствии с этими требованиями.

1.3.4 Договаривающееся государство, утверждающее конструкторскую документацию на модификацию, ремонт или заменяющую часть, осуществляет такое утверждение на основе достаточного доказательства того, что воздушное судно, двигатель или воздушный винт соответствуют нормам летной годности, которые использовались для выдачи сертификата типа, изменениям к ним или более поздним требованиям, установленным государством.

Примечание 1. Хотя ремонт может быть выполнен в соответствии с перечнем требований, которые были выбраны для первоначальной сертификации типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта, и при этом может быть показано соблюдение этих требований, в отношении некоторых ремонтов может потребоваться показать их соответствие последним применяемым сертификационным требованиям. В таких случаях государства могут осуществлять утверждение конструкторской документации на ремонт с учетом последнего перечня требований, касающихся данного типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта.

Примечание 2. В некоторых государствах утверждение конструкторской документации на модификацию воздушного судна, двигателя или воздушного винта удостоверяется путем выдачи дополнения к сертификату типа или измененного сертификата типа.

1.4 Сертификат типа

1.4.1 Государство разработчика, получив достаточное доказательство того, что тип воздушного судна (или тип двигателя или воздушного винта, если они сертифицированы отдельно) отвечает требованиям к конструированию, предусмотренным соответствующими нормами летной годности, выдает сертификат типа, который определяет конструкцию типа и удостоверяет его утверждение.

1.4.2 В том случае, когда другое Договаривающееся государство, которое не является государством разработчика, выдает сертификат типа в отношении некоторого типа воздушного судна, двигателя или воздушного винта, оно осуществляет это на основе достаточного доказательства того, что данный тип воздушного судна, двигателя или воздушного винта отвечает требованиям к конструированию, предусмотренным соответствующими нормами летной годности.

ГЛАВА 2. ПРОИЗВОДСТВО

2.1 Применимость

Стандарты настоящей главы применяются к производству всех воздушных судов, двигателей, воздушных винтов и их соответствующих частей.

2.2 Производство воздушных судов, двигателей и воздушных винтов

Государство-изготовитель обеспечивает при выпуске из производства годность к полетам каждого воздушного судна, двигателя или воздушного винта, в том числе их соответствующих частей, изготавливаемых субподрядчиками и/или поставщиками.

2.3 Производство частей воздушного судна

Договаривающееся государство, принимая на себя ответственность за производство частей воздушного судна, изготавливаемых на основании утверждения конструкторской документации, упомянутого в п. 1.3.4 части II, обеспечивает годность к полетам этих частей воздушного судна.

2.4 Утверждение производства

2.4.1 При утверждении производства воздушного судна, двигателя, воздушного винта или их соответствующей части, Договаривающееся государство, обладающее юрисдикцией в отношении организации, ответственной за производство:

- a) изучает подтверждающие данные и проводит инспекцию производственных мощностей и процессов, с тем чтобы определить соблюдение организацией-изготовителем соответствующих требований к производству;
- b) добивается от организации-изготовителя введения и обеспечения функционирования системы качества или системы инспекционного контроля производства, с тем чтобы гарантировать при выпуске из производства годность к полетам каждого экземпляра воздушного судна, двигателя, воздушного винта или его составной их соответствующей части, изготавливаемых данной организацией, либо субподрядчиками и/или поставщиками.

Примечание 1. Как правило, для упрощения надзора за производством утверждается организация-изготовитель.

Примечание 2. В тех случаях, когда государство-изготовитель не является одновременно Договаривающимся государством, в котором производятся соответствующие части, могут достигаться приемлемые для обоих государств соглашение или договоренность, определяющие полномочия государства-изготовителя в области надзора за деятельностью организаций, изготавливающих соответствующие части.

2.4.2 Организация-изготовитель в отношении каждого изготавливаемого ею воздушного судна, двигателя, воздушного винта и их соответствующей части 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 Обеспечивается сохранность таких документов, которые позволяют установить происхождение каждого воздушного судна, двигателя, воздушного винта и их соответствующей части и их тождественность с утвержденной конструкторской и производственной документацией.

Примечание. Происхождение воздушного судна, двигателя, воздушного винта и их соответствующей части определяется сведениями об изготовителе, дате изготовления, серийном номере или иной информацией, с помощью которой можно установить историю их производства.

2.4.4 В тех случаях, когда государство-изготовитель не является государством разработчика, заключаются приемлемые для обоих государств соглашение или договоренность с целью:

- a) гарантировать наличие у организации-изготовителя права доступа к утвержденным для изготовления проектным данным;
- b) определить ответственность каждого государства в отношении проектирования, изготовления и поддержания летной годности воздушного судна, двигателя или воздушного винта.

ГЛАВА 3. СЕРТИФИКАТ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

Примечание. Используемый в настоящих Стандартах термин "сертификат летной годности" означает удостоверение о годности к полетам, упоминаемое в статье 31 Конвенции.

3.1 Применимость

Стандарты 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 соответствующим национальным полномочным органам для сертификации до 13 июня 1960 года.

3.2 Выдача и поддержание действительности сертификата летной годности

3.2.1 Сертификат летной годности выдается Договаривающимся государством на основе удовлетворительного доказательства того, что это воздушное судно отвечает требованиям к конструированию, предусмотренным соответствующими нормами летной годности.

3.2.2 Договаривающееся государство не выдает или не придает силу сертификату летной годности, на признание которого оно рассчитывает в соответствии со статьей 33 Конвенции о международной гражданской авиации, если оно не имеет достаточного доказательства соответствия воздушного судна применимым Стандартам настоящего Приложения, обеспечив соблюдение соответствующих норм летной годности.

3.2.3 Сертификат летной годности возобновляется или сохраняет свою действительность в соответствии с законами государства регистрации при условии, что государство требует, чтобы сохранение летной годности воздушного судна определялось путем проведения регулярных проверок через соответствующие промежутки времени, учитывая при этом срок и характер эксплуатации, или на основании такой системы контроля, принятой государством, которая обеспечит получение по меньшей мере равноценных результатов.

3.2.4 Когда воздушное судно, имеющее действительный сертификат летной годности, выданный одним Договаривающимся государством, вносится в реестр другого Договаривающегося государства, то новое государство регистрации, выдавая свой сертификат летной годности, может в целом или частично считать предыдущий сертификат летной годности достаточным доказательством соответствия воздушного судна применимым Стандартам настоящего Приложения вследствие его соответствия соответствующим нормам летной годности.

Примечание. Некоторые Договаривающиеся государства содействуют переводу воздушного судна в реестр другого государства путем выдачи "экспортного сертификата летной годности" или документа с подобным названием. Такой документ, хотя и не являющийся действительным для цели выполнения полетов, служит подтверждением экспортирующим государством положительных результатов последней проверки состояния летной годности воздушного судна. Инструктивный материал, касающийся выдачи "экспортного сертификата летной годности", содержится в Руководстве по летной годности (Doc 9760).

3.2.5 В том случае, когда государство регистрации вместо выдачи своего собственного сертификата летной годности признает действительным сертификат летной годности, выданный другим Договаривающимся государством, оно устанавливает его действительность соответствующим документом, который должен храниться вместе с этим сертификатом, признавая его в качестве эквивалента национального сертификата. Срок действия документа о

признании не превышает срока действия сертификата летной годности, признаваемого действительным. Государство регистрации обеспечивает определение сохранения летной годности воздушного судна в соответствии с п. 3.2.3.

3.3 Стандартная форма сертификата летной годности

3.3.1 Сертификат летной годности содержит информацию, указываемую на рис. 1, и он в целом соответствует этой форме.

3.3.2 Если сертификаты летной годности выпускаются не на английском языке, они включают перевод на английский язык.

Примечание. Согласно статье 29 Конвенции о международной гражданской авиации сертификат летной годности должен иметься на борту каждого воздушного судна, занятого в международной аэронавигации.

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. При этом предоставляются также дополнительные инструкции и информация, необходимые для обеспечения его безопасной эксплуатации.

3.5 Временная утрата летной годности

Неспособность сохранить годность воздушного судна к полетам, которая определяется соответствующими требованиями к летной годности, приводит к тому, что воздушное судно становится непригодным к эксплуатации, пока не будет вновь восстановлена его годность к полетам.

3.6 Повреждение воздушного судна

3.6.1 В случае повреждения воздушного судна государство регистрации решает, является ли это повреждение таким, что судно утратило годность к полетам, определяемую соответствующими нормами летной годности.

3.6.2 Если повреждение произошло или было обнаружено, когда воздушное судно находилось на территории другого Договаривающегося государства, то полномочные органы этого государства имеют право воспрепятствовать данному воздушному судну продолжать полет при условии немедленного уведомления об этом государства регистрации и направления ему всех необходимых подробных сведений для принятия решения, указанного в п. 3.6.1.

3.6.3 Когда государство регистрации считает, что нанесенное воздушному судну повреждение сделало его непригодным к полетам, то это государство запрещает возобновление полетов данного воздушного судна, пока не будет восстановлена его летная годность. Однако в исключительных случаях государство регистрации может, установив особые ограничения, разрешить этому воздушному судну выполнить некоммерческий рейс для перелета до аэродрома, на котором будет восстановлена его летная годность. При установлении особых ограничений государство регистрации учитывает все ограничения, предложенные Договаривающимся государством, которое первоначально в соответствии с п. 3.6.2 запретило воздушному судну продолжать его полет. Это Договаривающееся государство разрешает выполнение такого полета или полетов с соблюдением установленных ограничений.

3.6.4 Когда государство регистрации считает, что нанесенное воздушному судну повреждение не делает его непригодным к полетам, этому воздушному судну разрешается продолжать полет.

*	<i>Государство регистрации Полномочный орган, выдавший сертификат</i>		*
СЕРТИФИКАТ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ			
1. Национальные и регистрационные знаки	2. Изготовитель и обозначение воздушного судна изготовителем**	3. Серийный номер воздушного судна	
4. Категории и/или применение***			
5. Настоящий сертификат летной годности выдан в соответствии с Конвенцией о международной гражданской авиации от 7 декабря 1944 года и †..... и относится к вышеупомянутому воздушному судну, которое считается пригодным к полетам при условии, что его техническое обслуживание и эксплуатация соответствуют вышеуказанному и установленным эксплуатационным ограничениям. Дата выдачи Подпись			
† Приводится ссылка на соответствующие нормы летной годности.			
6. ****			

* Для использования государством регистрации.

** Обозначение воздушного судна изготовителем должно содержать тип и модель воздушного судна.

*** Это место обычно используется для указания сертификационного базиса, т. е. сертификационных требований, которым соответствует конкретное воздушное судно, и/или разрешенной эксплуатационной категории полетов воздушного судна, например коммерческие воздушные перевозки, авиационные спецработы или частные полеты.

**** Это место предназначено или для периодического утверждения действительности сертификата (с указанием даты окончания срока действия), или для подтверждения того, что воздушное судно находится под систематическим непрерывным контролем.

Рис. 1

ГЛАВА 4. ПОДДЕРЖАНИЕ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

4.1 Применимость

Стандарты настоящей главы применяются ко всем воздушным судам, двигателям, воздушным винтам и их соответствующим частям.

4.2 Обязанности Договаривающихся государств, касающиеся поддержания летной годности

Примечание. Инструктивный материал в отношении требований к поддержанию летной годности содержится в Руководстве по летной годности (Doc 9760).

4.2.1 Государство разработчика

4.2.1.1 Государство разработчика воздушного судна:

- а) передает каждому Договаривающемуся государству, которое согласно п. 4.2.3 а) уведомило государство разработчика воздушного судна о том, что оно занесло данное воздушное судно в свой реестр, и любому другому Договаривающемуся государству по его просьбе любые общеприменимые сведения, которые оно считает необходимыми для поддержания летной годности и безопасной эксплуатации воздушного судна, включая любые двигатели и воздушные винты (в дальнейшем именуемые обязательной информацией о поддержании летной годности), и уведомление о приостановлении действия или аннулировании сертификата типа.

Примечание 1. Выражение "обязательная информация о сохранении летной годности" подразумевает включение обязательных требований в отношении модификации, замены частей или проверки воздушного судна и внесения поправок в эксплуатационные ограничения и правила. Среди такой информации имеется информация, которая выпускается Договаривающимися государствами в виде директив по летной годности.

Примечание 2. Циркуляр 95 "Сохранение летной годности воздушных судов, находящихся в эксплуатации" содержит необходимую информацию для оказания Договаривающимся государствам помощи в установлении контактов с компетентными органами других Договаривающихся государств в целях сохранения летной годности воздушных судов, находящихся в эксплуатации;

Примечание 3. Если государство разработчика воздушного судна убеждается в том, что обязательная информация о поддержании летной годности, ранее выпущенная государством разработчика двигателя или воздушного винта согласно п. 4.2.1.2, полностью охватывает вопрос поддержания летной годности, то государству разработчика воздушного судна не нужно повторно передавать эту информацию Договаривающимся государствам, которые уже были информированы

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

- i) получения информации, представляемой в соответствии с п. 4.2.3 f);
 - ii) принятия решений о необходимости и сроках мероприятий в отношении летной годности;
 - iii) разработки необходимых мероприятий в отношении летной годности;
 - iv) 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.

4.2.1.2 Государство разработчика двигателя или воздушного винта, которое не является государством разработчика воздушного судна:

- а) передает по запросу любую информацию о поддержании летной годности государству разработчика воздушного судна и любому другому Договаривающемуся государству.

Примечание. В то время как общую ответственность за передачу обязательной информации о поддержании летной годности несет государство разработчика воздушного судна, признается, что некоторые государства разработчика двигателя или воздушного винта передают обязательную информацию о поддержании летной годности непосредственно государствам регистрации и другим Договаривающимся государствам. Преимущество такой практики состоит в ускоренной передаче обязательной информации о поддержании летной годности и обработке такой информации в обычном порядке согласно п. 4.2.3 d). Однако в том случае, если государство разработчика воздушного судна впоследствии передает обязательную информацию о поддержании летной годности в дополнение к такой информации государства разработчика двигателя или воздушного винта, то обязательная информация о поддержании летной годности, исходящая от государства разработчика воздушного судна, должна обладать приоритетом в случае несоответствия информации.

- б) в отношении самолетов и вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой соответственно более 5700 кг и 3175 кг обеспечивает наличие системы для:
- i) получения информации, представляемой в соответствии с п. 4.2.3 f);
 - ii) принятия решений о необходимости и сроках мероприятий в части летной годности;
 - iii) разработки необходимых мероприятий в части летной годности.

4.2.1.3 В тех случаях, когда государство разработчика модификации не является государством разработчика модифицируемого воздушного судна, двигателя или воздушного винта, государство разработчика модификации передает обязательную информацию о поддержании летной годности всем государствам, имеющим модифицированные воздушные суда в своих реестрах.

4.2.1.4 В тех случаях, когда для данного воздушного судна, двигателя или воздушного винта, государство-изготовитель не является государством разработчика, государство разработчика обеспечивает наличие соглашения, приемлемого для обоих государств, предусматривающего сотрудничество организации-изготовителя с организацией, ответственной за конструкцию типа, в оценке информации о конструкции, изготовлении и эксплуатации воздушного судна, двигателя или воздушного винта.

4.2.2 Государство-изготовитель

Государство-изготовитель в том случае, когда оно не является государством разработчика, обеспечивает достижение между обоими государствами соответствующего соглашения, предусматривающего сотрудничество организации-изготовителя с организацией, ответственной за конструкцию типа, в оценке информации о конструкции, изготовлении и эксплуатации воздушного судна, двигателя или воздушного винта.

4.2.3 Государство регистрации

Государство регистрации:

- a) в том случае, когда оно впервые заносит в свой реестр воздушное судно определенного типа, государством разработчика которого оно не является, и выдает сертификат летной годности или придает этому сертификату силу в соответствии с положениями п. 3.2 настоящей части, обеспечивает уведомление государства разработчика о том, что оно занесло указанное воздушное судно в свой реестр;
- 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 поддержание летной годности воздушного судна в течение его срока службы, включая требования к обеспечению того, что воздушное судно:
 - i) по-прежнему отвечает соответствующим нормам летной годности после модификации, ремонта или установки заменяющей части и
 - ii) поддерживается в пригодном для выполнения полетов состоянии с соблюдением требований к техническому обслуживанию, изложенных в Приложении 6 и, когда они применимы, частях III, IV, V, VI и VII настоящего Приложения;
- d) по получении от государства разработчика обязательной информации о сохранении летной годности непосредственно одобряет обязательную информацию или оценивает полученную информацию и предпринимает соответствующие действия;
- e) обеспечивает передачу соответствующему государству разработчика всей обязательной информации о поддержании летной годности, подготовленной им как государством регистрации в отношении данного воздушного судна;
- f) обеспечивает наличие системы, в рамках которой информация об отказах, неисправностях, дефектах и других происшествиях, 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 конструкцию типа этого воздушного судна. Во всех случаях, когда такая информация относится к двигателю или воздушному винту, она направляется как в организацию, ответственную за конструкцию типа двигателя или воздушного винта, так и в организацию, ответственную за конструкцию типа воздушного судна. В тех случаях, когда связанные с обеспечением безопасности полетов аспекты поддержания летной годности касаются модификации, государство регистрации обеспечивает наличие системы передачи вышеуказанной информации организации, ответственной за проект модификации.

4.2.4 Все Договаривающиеся государства

В отношении самолетов и вертолетов с максимальной сертифицированной взлетной массой соответственно более 5700 и 3175 кг каждое Договаривающееся государство устанавливает тип информации, которая должна сообщаться его полномочному органу по летной годности эксплуатантами, организациями, ответственными за конструкцию типа, и организациями по техническому обслуживанию. Устанавливаются также процедуры передачи такой информации.

ГЛАВА 5. УПРАВЛЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ

Примечание. Положения, касающиеся управления безопасностью полетов для организаций, ответственных за конструкцию типа или изготовление воздушных судов, содержатся в Приложении 19. Дополнительный инструктивный материал содержится в Руководстве по управлению безопасностью полетов (РУБП) (Doc 9859).

ЧАСТЬ III. ТЯЖЕЛЫЕ САМОЛЕТЫ

ЧАСТЬ IIIА. 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

Примечание. Положения части IIIА аналогичны положениям, содержащимся в части III Приложения 8 (девятое издание, включающее поправку 99), за исключением измененных условий применимости и перекрестных ссылок.

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость

1.1.1 Стандарты 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 соответствующим национальным полномочным органам для сертификации 13 июня 1960 года или после этой даты, но до 2 марта 2004 года.

1.1.2 Стандарты, 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 соответствующим национальным полномочным органам для сертификации 22 марта 1985 года или после этой даты, но до 2 марта 2004 года.

1.1.3 За исключением тех Стандартов и Рекомендуемой практики, в отношении которых предусматривается иная применимость, Стандарты и Рекомендуемая практика настоящей части применяются к самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг, предназначенным для международных перевозок пассажиров, грузов или почты.

Примечание. Нижеследующие Стандарты не содержат количественных требований, сравнимых с требованиями национальных норм летной годности. Согласно п. 1.2.1 части II эти Стандарты должны быть дополнены требованиями, разработанными, принятыми или признанными Договаривающимися государствами.

1.1.4 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных национальных 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 широкого плана настоящей части.

1.1.5 Если это не оговорено особо, Стандарты 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 Стандартам 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 вероятность авиационных происшествий, имеющих место в результате возникновения таких условий, была крайне малой.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся выражения "крайне малая вероятность", содержится в Руководстве по летной годности (Doc 9760).

1.3.2 Устанавливаются ограничения диапазонов любых параметров, изменение которых может поставить под угрозу безопасность эксплуатации самолета, например массы, центровки, распределения нагрузок, скоростей, абсолютной или барометрической высоты, в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих Стандартов настоящей части, при этом не требуется учитывать сочетания тех условий, которые в принципе не могут быть реализованы.

Примечание 1. Ограничения максимальных эксплуатационных масс и центровок могут изменяться, например, в зависимости от высоты и различаемых этапов полета, т. е. взлета, полета по маршруту, посадки.

Примечание 2. В качестве основных ограничений, устанавливаемых для самолета, могут рассматриваться, например, следующие параметры:

- 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).

Примечание 3. Максимальная эксплуатационная масса может быть ограничена в результате применения Стандартов сертификации по шуму (см. Приложение 16, том I, и части I и II Приложения 6).

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 Стандартам, предписанным в главе 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, в частности, не требует исключительно высокой квалификации или повышенного внимания пилота.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся возможностей человека, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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 максимальные взлетную и посадочную массы самолета в зависимости, например, от:

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

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

2.2.2.1 Взлет

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

- a) 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.
- b) 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 на основе правил производства полетов, в соответствии с которыми самолет должен эксплуатироваться (согласно п. 5.2 части I Приложения 6), 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).

2.2.3.1.2 *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.

2.2.3.2 *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, когда применяется п. 5.2.11 части I Приложения 6.

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 (например, при разворотах, скольжениях, изменении режима мощности двигателей, изменении конфигурации самолета), 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, помимо всего прочего, 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 (например, конфигураций самолета и диапазона его скоростей), 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.

2.3.4 Сваливание

2.3.4.1 *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.

2.3.4.2 *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 дресселирование работающих двигателей при выводе самолета из сваливания.

2.3.4.3 *Скорости сваливания.* Для конфигурации, соответствующей каждому этапу полета (т. е. 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.

2.3.5 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

Стандарты 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

При отсутствии других указаний 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.

3.1.2 Предельные нагрузки

При отсутствии других указаний, 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:

- a) V_A – расчетная скорость маневрирования;
- b) V_B – скорость, при которой конструкция может выдерживать вертикальный порыв, обладающий максимальной скоростью, принимаемой в соответствии с п. 3.3.2;
- c) 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. Во внимание принимаются случаи как несимметричного, так и симметричного нагружения. 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 прочие 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 прочие нагрузки (аэродинамические нагрузки на поверхности управления, наддув кабины, влияние работы двигателей, нагрузки за счет изменений конфигурации и т. п.), 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 (т. е. 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 вероятность опасного усталостного разрушения конструкции самолета при действии повторных нагрузок и вибрационных нагрузок в ожидаемых условиях эксплуатации является крайне малой.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся выражения "крайне малая вероятность", содержится в Руководстве по летной годности (Doc 9760).

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.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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, принимая во внимание 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

Особое внимание уделяется таким особенностям проектирования, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом. К таким особенностям проектирования относятся по крайней мере следующие:

- 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) **Рекомендация.** 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, должны проектироваться, монтироваться и физически размещаться 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 внимание уделяется, как минимум, расположению и четкому обозначению органов управления и приборов, обеспечению быстрого обнаружения аварийных ситуаций, направлению отклонения рычагов управления; внимание уделяется также вентиляции, отоплению и уровню 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 Стандартах настоящего Приложения и частях I и II Приложения 6.
- 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.

- г) *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, например, вызванного взрывным или зажигательным устройством или опасными грузами.
- 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) **Рекомендация.** *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 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.*
- 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) **Рекомендация.** *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, должны обеспечиваться 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 числа 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 достаточные меры для того, чтобы свести к минимуму риск нанесения при наземном обслуживании (буксировке, подъеме домкратами и т. п.) 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

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

5.2 Проектирование, производство и эксплуатация

Двигатель со своими агрегатами 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 чтобы продемонстрировать достаточный запас, позволяющий 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

Стандарты главы 6 применяются к воздушным винтам всех типов.

6.2 Проектирование, производство и эксплуатация

Воздушный винт вместе с его агрегатами 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 чтобы продемонстрировать правильную и надежную работу механизмов управления и изменения шага 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.

ГЛАВА 7. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

7.1 Общие положения

7.1.1 Применяемые Стандарты

Силовая установка отвечает Стандартам главы 4 и Стандартам настоящей главы.

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 вероятность 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 (например, режимах мощности двигателя, положениях и ускорениях самолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей) 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 общему Стандарту п. 4.1.6 е) предусматривается следующее:

- a) *Изоляция.* Такие зоны изолируются огнестойким материалом от остальных отсеков самолета, в которых возникновение пожара представило бы угрозу, являющуюся препятствием к продолжению полета; при этом обращается внимание на возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.
- b) *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.
- c) *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.
- d) *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.

Примечание 1. Приборы и оборудование, требуемые сверх минимума, необходимого для выдачи удостоверения о годности к полетам, указаны в частях I и II Приложения 6 для определенных обстоятельств или определенного вида маршрутов.

Примечание 2. При разработке приборов и оборудования и проектировании учитываются аспекты человеческого фактора.

Примечание 3. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683) и документе "Инструктивный материал, касающийся человеческого фактора, в системах организации воздушного движения (АТМ)" (Doc 9758).

8.2 Установка приборов и оборудования

Установка приборов и оборудования отвечает Стандартам 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 Приложением 2 "Правила полетов" 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 1. Вполне возможно, что огни будут наблюдаться на различных фонах, включая типовое освещение городов, чистое звездное небо, освещенную лунной водную поверхность и дневные условия с низкой фоновой

* См. п. 1.1.2 настоящей части.

освещенностью. Кроме того, ситуации риска столкновения, вероятнее всего, будут возникать в аэродромных диспетчерских зонах, в которых воздушные суда маневрируют на промежуточных и низких эшелонах полета при скоростях сближения, которые вряд ли превысят 900 км/ч (500 уз).

Примечание 2. Конкретные технические условия на внешние бортовые огни самолета содержатся в Руководстве по летной годности (Дос 9760).

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

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

Примечание. С целью предотвращения упомянутых в п. 8.4.2 явлений в некоторых случаях потребуется предусмотреть средства, с помощью которых пилот сможет уменьшить интенсивность проблесковых огней.

ГЛАВА 9. ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

9.1 Общие положения

Эксплуатационные ограничения, в пределах которых определяется соответствие Стандартам настоящего Приложения, 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 прочих соображений. 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, при этом среди прочих факторов учитывается возможность доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможность выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

Примечание. См. части I и II Приложения 6 "Эксплуатация воздушных судов" в отношении тех обстоятельств, при которых в состав летного экипажа включаются лица сверх минимума, который определен настоящим Приложением.

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 порогового времени, установленного в соответствии с п. 4.7 части I Приложения 6.

Примечание. Максимальное время, установленное в соответствии с п. 4.7 части I Приложения 6 для конкретного маршрута, может быть меньше величины, определенной в соответствии с п. 9.2.7, в силу соответствующих эксплуатационных соображений.

9.3 Эксплуатационная информация и правила

9.3.1 Приемлемые виды эксплуатации

Перечисляются конкретные виды эксплуатации, как предусмотренные в частях I и II Приложения 6, так и общепризнанные, 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. Обычно в массу пустого самолета 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 самолету и необходимые для обеспечения его безопасности. Сюда включаются правила, которым должен следовать экипаж 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 должны устанавливаться 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.

9.6 Маркировка и пояснительные надписи

9.6.1 Маркировка и пояснительные надписи на приборах, оборудовании, органах управления и т. д. 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 (например, при буксировке, заправке топливом и т. д.), 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. Эта информация включает сведения, указанные в пп. 10.2, 10.3 и 10.4.

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

Рекомендация. *Международные стандарты и Рекомендуемая практика, изложенные в настоящей главе, должны применяться всеми Договаривающимися государствами 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

Рекомендация. *На всех самолетах, которые в соответствии с требованиями главы 13 части I Приложения 6 должны иметь дверь кабины летного экипажа утвержденной конструкции и заявка на изменение сертификата типа которых с целью включения конструкции производного типа представлена соответствующему национальному полномочному органу, 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.*

Примечание. *Стандарты и Рекомендуемая практика, касающиеся требований к двери кабины летного экипажа на всех коммерческих пассажирских самолетах, содержатся в главе 13 части I Приложения 6.*

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, внимание уделяется проектированию элементов, которые затруднят скрытое размещение оружия, взрывчатых веществ или других опасных предметов на борту воздушного судна и упростят процедуры поиска таких предметов.

**ЧАСТЬ ШВ. 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 Стандарты настоящей части применимы ко всем самолетам, которые указаны в п. 1.1.2 и заявка на выдачу сертификата типа которых представлена соответствующим национальным полномочным органам 2 марта 2004 года или после этой даты.

1.1.2 За исключением тех Стандартов и Рекомендуемой практики, в отношении которых предусматривается иная применимость, Стандарты и Рекомендуемая практика настоящей части применяются ко всем самолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 5700 кг, предназначенным для международных перевозок пассажиров, грузов или почты.

Примечание 1. Самолеты, о которых идет речь в п. 1.1.2, относятся в ряде государств к самолетам транспортной категории.

Примечание 2. Нижеследующие Стандарты не содержат количественных требований, сравнимых с требованиями национальных норм летной годности. Согласно п. 1.2.1 части II эти Стандарты должны быть дополнены требованиями, разработанными, принятыми или признанными Договаривающимися государствами.

1.1.3 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных национальных 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 Стандартами широкого плана настоящей части.

1.1.4 Если это не оговорено особо, Стандарты 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 Стандартам настоящей части устанавливается исходя из допущения относительно того, что самолет эксплуатируется в пределах заданных ограничений. Ограничения устанавливаются с учетом коэффициентов безопасности, чтобы вероятность авиационных происшествий, имеющих место по причине нарушения этих ограничений, была крайне малой.

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

Примечание 1. Максимальная эксплуатационная масса и диапазоны центровки могут изменяться, например, в зависимости от абсолютной высоты и конкретных эксплуатационных условий, например взлет, полет по маршруту, посадка.

Примечание 2. Максимальная эксплуатационная масса может быть ограничена в результате применения Стандартов сертификации по шуму (см. Приложение 16, том I, и части I и II Приложения 6).

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 Стандартам, предписанным в данной главе, 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, в частности, не требует исключительно высокой квалификации или повышенного внимания летного экипажа.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся возможностей человека, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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 максимальные взлетную и посадочную массы самолета в зависимости, например, от:

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

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

2.2.5 Взлет

- a) 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.
- b) 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.
- c) 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

- a) 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.
- b) 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 на основе правил производства полетов, в соответствии с которыми самолет должен эксплуатироваться (согласно п. 5.2 части I Приложения б), 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 должен быть сертифицирован.

- a) *Взлет.* Данные о взлетных характеристиках включают дистанцию прерванного взлета и траекторию взлета.
- b) *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 b)). 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.
- d) *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.

- e) *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, когда применяется п. 5.2.11 части I Приложения 6.

2.3 Летные качества

2.3.1 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.

2.3.2 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 (например, при разворотах, скольжениях, изменении режима мощности или тяги двигателей, изменении конфигурации самолета), 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. Этот Стандарт, среди всего прочего, 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, 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 (например, конфигураций самолета и диапазона его скоростей), 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 невероятным. 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 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 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 (т. е. 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.

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

При отсутствии других указаний 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

При отсутствии других указаний, 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 подвергся 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. Кроме того, расчетные воздушные скорости должны с достаточным запасом превышать 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, принимая во внимание 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, принимая во внимание предусмотренное техническое обслуживание и различные условия эксплуатации;
- i) любые другие нагрузки, например нагрузки, связанные с управлением полетом, наддувом кабины, работой двигателей, или динамические нагрузки, обусловленные изменениями установившейся конфигурации.

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 привязными ремнями находящихся на борту людей;
- 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 с учетом принципов допустимого разрушения, насколько это возможно, таким образом, что в течение всего срока службы обеспечивается крайне малая вероятность 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) 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 с учетом принципов допустимого повреждения и безопасного разрушения, насколько 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, конструкцию можно было проектировать 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 (т. е. 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.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению человеческого фактора (Doc 9683).

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, принимая во внимание 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

Особое внимание уделяется проектированию элементов, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом. К ним относятся, по крайней мере, следующие:

- a) *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 невероятным; 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) **Рекомендация.** 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 внимание уделяется, как минимум, расположению и четкому обозначению органов управления и приборов, обеспечению быстрого обнаружения аварийных ситуаций, направлению отклонения рычагов управления; внимание уделяется также вентиляции, отоплению и уровню 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 Стандартах настоящего Приложения и в частях I и II Приложения 6.
- 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 не локализованного 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 т. д.*
- 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, например, вызванного взрывным или зажигательным устройством или опасными грузами.
- 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) **Рекомендация.** *На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 5700, но не более 45 500 кг 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.*
- 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 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) **Рекомендация.** *На самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой свыше 5700, но не более 45 500 кг должны обеспечиваться 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. Уделяется внимание сведению 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 также защита самолета от катастрофических последствий воздействия молнии. Должное внимание уделяется материалам, используемым 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 членов 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 т. п.) 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

Стандарты части VI настоящего Приложения применяются к каждому двигателю, который используется на самолете в качестве основной двигательной установки.

5.2 Воздушные винты

Стандарты части VII настоящего Приложения 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:

- a) схема установки сводит к минимуму опасные для самолета последствия разрушения вращающихся частей двигателя или пожара двигателя, при котором прогорает корпус двигателя;
- b) 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 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 вероятность 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 или отказ любой системы, которая может оказать влияние на работу двигателя, не будет:

- a) препятствовать продолжению безопасной работы оставшегося(ихся) двигателя(ей);
- b) 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. 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 (например, режимах мощности и тяги двигателя, положениях и ускорениях самолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей) 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 общему Стандарту п. 4.2 f) предусматривается следующее:

- a) *Изоляция.* Такие зоны изолируются огнестойким материалом от остальных отсеков самолета, в которых возникновение пожара представило бы угрозу, являющуюся препятствием к продолжению полета; при этом обращается внимание на возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.
- b) *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.
- c) *Обнаружение пожара.* Обеспечивается достаточное число датчиков системы сигнализации о пожаре, расположенных таким образом, чтобы позволить быстрое обнаружение возникновения любого пожара в таких зонах.
- d) *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.

Примечание 1. Приборы и оборудование, требуемые сверх минимума, необходимого для выдачи сертификата летной годности, указаны в частях I и II Приложения 6 для определенных обстоятельств или определенного вида маршрутов.

Примечание 2. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683) и в документе "Основные принципы учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения (АТМ)" (Doc 9758).

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

- a) 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;
- b) они выполняют свои заданные функции во всех ожидаемых условиях эксплуатации;
- c) 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 настоящего раздела, в частности пп. 6.1.2 а) и 6.1.2 б).

Примечание. Некоторые государства допускают использование национальных или международных отраслевых стандартов для обеспечения разработки (разработка, проверка и апробирование) комплексного электронного оборудования и системных программных средств.

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 Приложением 2 "Правила полетов" 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. Вполне возможно, что огни будут наблюдаться на различных фонах, включая типовое освещение городов, чистое звездное небо, освещенную лунной водную поверхность и дневные условия с низкой фоновой освещенностью. Кроме того, ситуации риска столкновения, вероятнее всего, будут возникать в аэродромных диспетчерских зонах, в которых воздушные суда маневрируют на промежуточных и низких эшелонах полета при скоростях сближения, которые вряд ли превысят 900 км/ч (500 уз).

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.

Примечание. С целью предотвращения упомянутых в п. 6.4.2 явлений в некоторых случаях потребуется предусмотреть средства, с помощью которых пилот сможет корректировать интенсивность проблесковых огней.

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 Стандартам настоящего Приложения, 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 прочих соображений. 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, при этом среди прочих факторов учитывается возможность доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможность выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

Примечание. См. части I и II Приложения 6 "Эксплуатация воздушных судов" в отношении тех обстоятельств, при которых в состав летного экипажа включаются лица сверх минимума, который определен настоящим Приложением.

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 порогового времени, установленного в соответствии с п. 4.7 части I Приложения 6.

Примечание. Максимальное время, установленное в соответствии с п. 4.7 части I Приложения 6 для конкретного маршрута, может быть меньше величины, определенной в соответствии с п. 7.2.8, в силу соответствующих эксплуатационных соображений.

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.

Примечание. Обычно в массу пустого самолета 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.

7.3.3 Правила эксплуатации

Приводятся правила эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, соответствующие данному самолету и необходимые для обеспечения его безопасности. Сюда включаются правила, которым должен следовать экипаж 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 должны устанавливаться 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 выше 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 т. д. 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 т. д.), 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. Эта информация включает сведения, указанные в пп. 7.7.2, 7.7.3 и 7.7.4.

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 Обязательные требования 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. 7.7.3.

Примечание. Обязательные требования, указанные в качестве условия утверждения типовой конструкции, часто называются сертификационными требованиями к техническому обслуживанию (CMR) и/или ограничениями летной годности.

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, например аварийных трапов и плотов.

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 прочее обслуживание.

Примечание. Интерфейс "человек – машина" часто оказывается слабым звеном в эксплуатационных условиях, поэтому необходимо обеспечивать, чтобы самолет был управляемым на всех этапах полета (в том числе 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. Особое внимание уделяется критическим этапам полета и критическим ситуациям, которые по обоснованным предположениям могут иметь место в течение срока службы самолета, например локализованный отказ двигателя или попадание в зону сдвига ветра.

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 уделяется внимание условиям 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

Рекомендация. *Международные стандарты и Рекомендуемая практика, изложенные в настоящей главе, должны применяться всеми Договаривающимися государствами 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 с требованиями главы 13 части I Приложения 6 должны иметь дверь кабины летного экипажа утвержденной конструкции и заявка на выдачу сертификата типа которых впервые представлена соответствующему национальному полномочному органу 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 **Рекомендация.** *На всех самолетах, которые в соответствии с требованиями главы 13 части I Приложения 6 должны иметь дверь кабины летного экипажа утвержденной конструкции и заявка на изменение сертификата типа которых с целью включения конструкции производного типа представлена соответствующему национальному полномочному органу 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.*

Примечание. Стандарты и Рекомендуемая практика, касающиеся требований к двери кабины летного экипажа на всех коммерческих пассажирских самолетах, содержатся в главе 13 части I Приложения 6.

10.4 Проектирование внутренних элементов конструкции самолета

На всех самолетах с максимальной сертифицированной взлетной массой более 45 500 кг или пассажироместимостью свыше 60 человек уделяется внимание проектированию элементов, которые затруднят скрытое размещение оружия, взрывчатых веществ или других опасных предметов на борту воздушного судна и упростят процедуры поиска таких предметов.

ЧАСТЬ IV. ВЕРТОЛЕТЫ

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

Примечание. Положения части IVA аналогичны положениям части IV Приложения 8 (девятое издание), за исключением измененных условий применимости и перекрестных ссылок.

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость

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

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

Примечание. Нижеследующие Стандарты не содержат количественных требований, сравнимых с требованиями национальных норм летной годности. Согласно п. 1.2.1 части II эти Стандарты должны быть дополнены требованиями, разработанными, принятыми и признанными Договаривающимися государствами.

1.1.3 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных национальных 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 Стандартами широкого плана настоящей части.

1.1.4 Если это не оговорено особо, Стандарты 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 Стандартам 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 вероятность авиационных происшествий, имеющих место в результате возникновения таких условий, была практически невероятной.

1.2.2 Устанавливаются ограничения диапазонов масс, значений центровки, распределения нагрузок, скоростей и внешние условия, в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих Стандартов настоящей части, при этом не требуется учитывать сочетание тех условий, которые в принципе не могут быть реализованы.

Примечание 1. Ограничения максимальной эксплуатационной массы и центровки могут изменяться, например, в зависимости от высоты или различаемых этапов полета, т. е. взлета, полета по маршруту, посадки.

Примечание 2. В качестве основных ограничений, устанавливаемых для вертолета, могут рассматриваться, например, следующие параметры:

- 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.

Примечание 3. Максимальная эксплуатационная масса может быть ограничена в результате применения Стандартов сертификации по шуму (см. том I Приложения 16 и часть III Приложения 6).

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 Стандартам, предписанным в главе 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, в частности, не требует исключительного мастерства или повышенного внимания пилота.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся возможностей человека, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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 поверхности, – 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 максимальные взлетную и посадочную массы вертолета в зависимости, например, от замеренных на взлетной или посадочной площадке данных:

- превышения, или
- барометрической высоты, или
- барометрической высоты и температуры окружающего воздуха,

так чтобы он легко мог использоваться при применении национальных норм к летно-эксплуатационным ограничениям, устанавливаемым для вертолета.

2.2.2.1 Взлет

- a) 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.
- b) 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

- a) 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) работает(ют) в пределах установленных ограничений.
- b) 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 правил производства полетов, в соответствии с которыми вертолет должен эксплуатироваться (согласно п. 5.1.2 части III Приложения б), 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 должен быть сертифицирован.

2.2.3.1 *Взлет.* Данные о взлетных характеристиках включают требуемую 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) двигателя (двигатель) работа(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 требуемое 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 (Vy) или скорость набора высоты при наивыгоднейшем угле (Vx) 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 Стандартам 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 (например, при разворотах, скольжении, изменении режима мощности двигателей, изменении конфигурации вертолета), 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. Этот Стандарт, помимо всего прочего, 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 должно иметь 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 (например, конфигураций вертолета и диапазона его скоростей), 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

Стандарты 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

При отсутствии других указаний 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.

3.1.2 Предельные нагрузки

При отсутствии других указаний 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. Во внимание принимаются случаи как несимметричного, так и симметричного нагружения. 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 прочие 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 прочие нагрузки (аэродинамические нагрузки на поверхности управления, наддув кабины, влияние работы двигателей, нагрузки за счет изменений конфигурации, нагрузки за счет внешней массы и т. п.), 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 т. п.) при каждом соответствующем сочетании скорости и мощности.

3.8 Усталостная прочность

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

Примечание 1. 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".

Примечание 2. Инструктивный материал, касающийся выражения "крайне малая вероятность", содержится в Руководстве по летной годности (Doc 9760).

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.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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, принимая во внимание 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

Особое внимание уделяется проектированию элементов, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом. К ним относятся, по крайней мере, следующие:

- 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.
 - i) Каждый орган и система управления работают легко, плавно и надежно в соответствии со своим функциональным назначением.
 - ii) Каждый элемент системы управления полетом спроектирован таким образом, чтобы свести к минимуму вероятность неправильной сборки, что могло бы привести к неправильной работе системы.
- b) *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 внимание уделяется, как минимум, расположению и четкому обозначению органов управления и приборов, обеспечению быстрого обнаружения аварийных ситуаций, направлению отклонения рычагов управления; внимание уделяется также вентиляции, отоплению и уровню шума.
- c) *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.
- 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. 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 Стандартах настоящего Приложения и в части III Приложения 6.
- e) *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.
- f) *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 числа членов 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 т. п.) 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

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

5.2 Проектирование, производство и эксплуатация

Двигатель со своими агрегатами 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:

- a) *Калибровка мощности.* Проводятся испытания для установления характеристик мощности как нового двигателя, так и прошедшего испытания, указанные в подпунктах b) и c). По окончании всех предписанных испытаний отсутствует чрезмерное уменьшение мощности.
- b) *Работа двигателя.* Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что запуск, режим малого газа, приемистость, вибрация, раскрутка и другие характеристики являются удовлетворительными, а также чтобы продемонстрировать достаточный запас, позволяющий предотвратить детонацию, помпаж или другие опасные явления, которые могут возникать в двигателе рассматриваемого типа.
- c) *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, включая несущий винт и систему трансмиссии, должна отвечать Стандартам главы 4 и Стандартам настоящей главы.

6.2 Проектирование, производство и эксплуатация

Несущий винт и система трансмиссии вместе с их агрегатами 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 (например, приборная скорость), 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 чтобы продемонстрировать правильную и надежную работу 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 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 вероятность 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 эксплуатации 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 (например, режимах мощности двигателя, положениях и ускорениях вертолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей) 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 общему Стандарту п. 4.1.6 е) предусматривается следующее:

- a) *Изоляция.* Такие зоны изолируются огнестойким материалом от остальных отсеков вертолета, в которых возникновение пожара представило бы угрозу, являющуюся препятствием к продолжению полета; при этом обращается внимание на возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.
- b) *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.
- c) *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.
- d) *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.

Примечание 1. Приборы и оборудование, требуемые сверх минимума, необходимого для выдачи удостоверения о годности к полетам, указаны в части III Приложения 6 для конкретных обстоятельств или определенного вида маршрутов.

Примечание 2. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683) и в "Основных принципах учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения (АТМ)" (Doc 9758).

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 Приложением 2 "Правила полетов" 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.

Примечание 1. Вполне возможно, что огни будут наблюдаться на различных фонах, включая типовое освещение городов, чистое звездное небо, освещенную лунной водную поверхность и дневные условия с низкой фоновой освещенностью. Кроме того, ситуации риска столкновения, вероятнее всего, будут возникать в аэродромных диспетчерских зонах, в которых воздушные суда маневрируют на промежуточных и низких эшелонах полета при скоростях сближения, которые вряд ли превысят 900 км/ч (500 уз).

Примечание 2. Конкретные технические условия на внешние бортовые огни вертолета содержатся в Руководстве по летной годности (Дос 9760).

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.

Примечание. С целью предотвращения упомянутых в п. 7.4.2 явлений в некоторых случаях потребуется предусмотреть средства, с помощью которых пилот сможет уменьшить интенсивность проблесковых огней.

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 Стандартам настоящего Приложения, 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 прочих соображений. 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, при этом среди прочих факторов учитывается возможность доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможность выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

Примечание. См. часть III Приложения 6 "Эксплуатация воздушных судов" в отношении тех обстоятельств, при которых в состав летного экипажа включаются лица сверх минимума, который определен настоящим Приложением.

9.3 Эксплуатационная информация и правила

9.3.1 Приемлемые виды эксплуатации

Перечисляются конкретные виды эксплуатации, как предусмотренные в части III Приложения 6, так и общепризнанные, 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. Обычно в массу пустого вертолета не включается масса экипажа и коммерческой загрузки, расходного 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. Сюда включаются правила, которым должен следовать экипаж 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 т. д. 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 (например, при буксировке, заправке топливом), которые могли бы остаться незамеченными и создать угрозу безопасности последующих полетов вертолетов.

ЧАСТЬ IVB. 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 Стандарты настоящей части применимы ко всем вертолетам, которые указаны в п. 1.1.2 и заявка на выдачу сертификата типа которых представлена соответствующим национальным полномочным органам 13 декабря 2007 года или после этой даты.

1.1.2 За исключением тех Стандартов и Рекомендуемой практики, в отношении которых предусматривается иная применимость, Стандарты и Рекомендуемая практика настоящей части применяются к вертолетам с максимальной сертифицированной взлетной массой более 750 кг, предназначенным для международных перевозок пассажиров, грузов или почты.

Примечание. Нижеследующие Стандарты не содержат количественных требований, сравнимых с требованиями национальных норм летной годности. Согласно п. 1.2.1 части II они должны быть дополнены требованиями, установленными, принятыми или признанными Договаривающимися государствами.

1.1.3 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных национальных 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 Стандартами настоящей части.

1.1.4 Если это не оговорено особо, Стандарты 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 содержащимся в данной части Стандартам 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, например массы, центровки, распределения нагрузок, скоростей, температуры окружающего воздуха и абсолютной высоты, в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих Стандартов настоящей части.

Примечание 1. Ограничения максимальной эксплуатационной массы и центровки могут меняться, например в зависимости от высоты и различаемых этапов полета, т. е. взлета, полета по маршруту, посадки.

Примечание 2. Максимальная эксплуатационная масса может быть ограничена в результате применения Стандартов сертификации по шуму (см. Приложение 16, том I, и часть III Приложения б).

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 Стандартам, предписанным в настоящей главе, 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, в частности, не требует исключительного мастерства или повышенного внимания летного экипажа.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся возможностей человека, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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

- a) 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.
- b) 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

- a) Обеспечивается возможность выполнить безопасную посадку на подготовленную посадочную поверхность после полной потери мощности, возникающей в ходе нормального крейсерского полета.
- b) 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, с учетом которых вертолет должен быть сертифицирован, при этом для вертолетов-амфибий дополнительно учитывается состояние водной поверхности и скорость течения.

- a) *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 (VTOSS), 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.
- l) *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 Стандартам 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 (например, при разворотах, скольжении, изменении режима мощности двигателей, изменении конфигурации вертолета), 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, помимо всего прочего, 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 должно иметь 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 (например, конфигураций вертолета и диапазона его скоростей), 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

При отсутствии других указаний 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

При отсутствии других указаний 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. Принимаются во внимание случаи как несимметричного, так и симметричного нагружения. 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 прочие 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 прочие нагрузки (аэродинамические нагрузки на поверхности управления, усилия пилота, крутящий момент двигателя, нагрузки за счет изменения конфигурации, внешние нагрузки и т. п.), 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 (т. е. 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.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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, принимая во внимание 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

Особое внимание уделяется проектированию элементов, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом. К ним относятся, по крайней мере, следующие:

- a) *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.
- b) *Кабина экипажа.* Кабина экипажа проектируется таким образом, чтобы экипаж мог использовать органы управления без необоснованной концентрации внимания или усталости.
- c) *Обзор из кабины экипажа.* Компоновка 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. Уделяется внимание сведению к минимуму телесных повреждений 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 Кроме того, вертолет защищен от катастрофических последствий воздействия молнии. Должное внимание уделяется материалам, используемым 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 членов 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 членов 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 т. п.) 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

Стандарты части VI настоящего Приложения 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 Стандартам п. 5.2.

5.2.2 Проектирование, производство и эксплуатация

- a) Несущие винты и системы привода несущих винтов вместе с их агрегатами 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.
- b) 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.

- a) *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 (например, приборная скорость), которые влияют на эти максимальные и минимальные величины.
- b) *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 чтобы продемонстрировать правильную и надежную работу 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 компоновается 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

вероятность такого отказа не является крайне малой) не мог привести к бóльшей 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 компонуются 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:

- a) препятствовать продолжению безопасной работы оставшегося(ихся) двигателя(ей) или
- b) требовать немедленного вмешательства любого члена экипажа для продолжения безопасной работы, помимо действий, 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 (например, режимах мощности двигателя, положениях и ускорениях вертолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей) 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 общему Стандарту п. 4.2 е) предусматривается следующее:

- a) *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 (прочие вертолеты); при этом обращается внимание на возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.
- b) *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.
- c) *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.

- d) *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.

Примечание 1. Приборы и оборудование, требуемые сверх минимума, необходимого для выдачи сертификата летной годности, указаны в части III Приложения 6 для определенных обстоятельств или определенного вида маршрутов.

Примечание 2. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683) и в "Основных принципах учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения (АТМ)" (Doc 9758).

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

- a) 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;
- b) они выполняют свои заданные функции во всех ожидаемых условиях эксплуатации;
- c) 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, в частности пп. 6.1.2 а) и 6.1.2 б).

Примечание. Некоторые государства допускают использование национальных или международных отраслевых стандартов для обеспечения разработки (разработка, проверка и апробирование) комплексного электронного оборудования и системных программных средств.

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 Приложением 2 "Правила полетов" 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.

Примечание. Вполне возможно, что огни будут наблюдаться на различных фонах, включая типовое освещение городов, чистое звездное небо, освещенную лунной водную поверхность и дневные условия с низкой фоновой освещенностью. Кроме того, ситуации риска столкновения, вероятнее всего, будут возникать в аэродромных диспетчерских зонах, в которых воздушные суда маневрируют на промежуточных и низких эшелонах полета при скоростях сближения, которые вряд ли превысят 900 км/ч (500 уз).

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.

Примечание. Для избежания последствий, упомянутых в п. 6.4.2, в некоторых случаях потребуется обеспечить средства, с помощью которых пилот сможет корректировать интенсивность проблесковых огней.

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 настоящего Приложения, 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 прочих соображений. 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, при этом среди прочих факторов учитывается возможность доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможность выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

Примечание. См. часть III Приложения 6 "Эксплуатация воздушных судов" в отношении тех обстоятельств, при которых в состав летного экипажа включаются лица сверх минимума, который определен настоящим Приложением.

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.

Примечание. Обычно в массу пустого вертолета не включается масса экипажа, коммерческой загрузки и расходного топлива; она включает массу всего постоянного балласта, неотработанного топлива и полную массу масла и жидкостей в гидросистеме и системе охлаждения двигателей.

7.3.3 Правила эксплуатации

Приводятся правила эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, соответствующие данному вертолету и необходимые для обеспечения его безопасности. Сюда включаются правила, которым должен следовать экипаж 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 т. д. 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 т. д.), 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. Эта информация включает сведения, указанные в пп. 7.7.2, 7.7.3 и 7.7.4.

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 Обязательные требования 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. 7.7.3.

Примечание. Обязательные требования, указанные в качестве условия утверждения типовой конструкции, часто называются сертификационными требованиями к техническому обслуживанию (CMR) и/или ограничениями летной годности.

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;
- e) функционирование выходов;
- f) размещение у выходов и вес оборудования для эвакуации, например аварийных трапов и плотов.

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 прочее обслуживание.

Примечание. Интерфейс "человек – машина" часто оказывается слабым звеном в эксплуатационных условиях, поэтому необходимо обеспечивать, чтобы вертолет был управляемым на всех этапах полета (в том числе при любом 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 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. Особое внимание уделяется критическим этапам полета и критическим ситуациям, которые по обоснованным предположениям могут иметь место в течение срока службы вертолета, например отказ двигателя.

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 уделяется внимание условиям работы летного экипажа, в том числе:

- a) влиянию таких факторов авиационной медицины, как шум и вибрация;
 - b) влиянию физических сил в процессе нормального полета.
-

ЧАСТЬ V. 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 ЭТОЙ ДАТЫ

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость

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

1.1.2 За исключением тех Стандартов и Рекомендуемой практики, в отношении которых предусматривается иная применимость, Стандарты и Рекомендуемая практика 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.

Примечание 1. Самолеты, упомянутые в п. 1.1.2, относятся к самолетам нормальной, многоцелевой и акробатической категориям.

Примечание 2. Нижеследующие Стандарты не содержат количественных требований, сравнимых с требованиями национальных норм летной годности. Согласно п. 1.2.1 части II они должны быть дополнены требованиями, разработанными, принятыми или признанными Договаривающимися государствами.

1.1.3 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных национальных 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 Стандартами настоящей части.

1.1.4 Если это не оговорено особо, Стандарты 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 Стандартам настоящей части устанавливается исходя из допущения о том, что самолет эксплуатируется в пределах заданных ограничений. Ограничения устанавливаются с учетом коэффициентов безопасности, чтобы вероятность авиационных происшествий по причине нарушения этих ограничений была крайне малой.

1.2.2 Устанавливаются ограничения диапазонов любых параметров, изменение которых может поставить под угрозу безопасность эксплуатации самолета, например массы, центровки, распределения грузов, скоростей, температуры окружающего воздуха и абсолютной высоты, в пределах которых демонстрируется соблюдение всех соответствующих Стандартов настоящей части.

Примечание 1. Максимальная эксплуатационная масса и диапазоны центровки могут изменяться, например, в зависимости от конкретной абсолютной высоты и конкретных эксплуатационных условий, например взлет, полет по маршруту, посадка.

Примечание 2. Максимальная эксплуатационная масса может быть ограничена в результате применения Стандартов сертификации по шуму (см. том I Приложения 16 и части I и II Приложения б).

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 Стандартам, предписанным в данной главе, 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, в частности, не требует исключительного мастерства или повышенного внимания летного экипажа.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся возможностей человека, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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:

- a) 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;
- b) 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 максимальные взлетную и посадочную массы в зависимости, например, от:

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

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

2.2.5 Взлет

- a) 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.
- b) 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

- a) 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.
- b) 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.
- c) 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 должен быть сертифицирован.

- a) *Взлет.* Данные о взлетных характеристиках включают дистанцию, необходимую для взлета и достижения выбранной высоты над взлетной поверхностью. Она должна определяться 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.
- b) *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.
- c) *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 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.

2.3.2 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 (например, при разворотах, скольжениях, изменении режима мощности или тяги двигателей, изменении конфигурации самолета), 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, помимо всего прочего, 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 (например, конфигураций самолета и диапазона его скоростей), 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 вероятность возникновения любого отказа или режима, который потребует исключительных усилий или мастерства пилота для восстановления устойчивости самолета, является чрезвычайно малой.

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 (т. е. 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

При отсутствии других указаний 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

При отсутствии других указаний 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. Кроме того, расчетные воздушные скорости должны с достаточным запасом превышать 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, принимая во внимание 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) коррозия и другое ухудшение состояния, принимая во внимание предусмотренное техническое обслуживание и различные условия эксплуатации;
- i) любые другие нагрузки, например нагрузки, связанные с управлением полетом, наддувом кабины, работой двигателей, или динамические нагрузки, обусловленные изменениями установившейся конфигурации.

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) поглощение энергии авиационной конструкцией, креслами и привязными ремнями, предназначенными для людей, находящихся на борту, и
- b) возможность покидания в возможно кратчайшее время.

3.8 Долговечность конструкции

В конструкции самолета реализуются принципы допустимого повреждения, безопасного ресурса или отказоустойчивости, и она является таковой, что в течение его срока службы исключается вероятность разрушения с катастрофическими последствиями, учитывая при этом в соответствующих случаях:

- a) ожидаемые условия;
- b) ожидаемые повторяющиеся в эксплуатации нагрузки;
- c) ожидаемые вибрации, обусловленные аэродинамическим взаимодействием или внутренними источниками;
- d) температурные циклы;
- e) повреждение от случайного или дискретного воздействия;
- f) возможную коррозию или другие виды ухудшения состояния;
- g) 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 (т. е. 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.

Примечание. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683).

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, принимая во внимание 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

Особое внимание уделяется проектированию элементов, которые оказывают влияние на способность летного экипажа сохранять управление полетом. К ним относятся, по крайней мере, следующие:

- a) *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.
- b) *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.
- 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 внимание уделяется, как минимум, расположению и четкому обозначению органов управления и приборов, обеспечению быстрого обнаружения аварийных ситуаций, направлению отклонения рычагов управления; внимание уделяется также вентиляции, отоплению и уровню 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 в виде умеренного дождя 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 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 в настоящем Приложении, а также в частях I и II Приложения 6.
- f) *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. Уделяется внимание сведению 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 и
- b) предотвращение опасного накопления электростатического заряда.

4.5.2 Самолет также защищается от катастрофических последствий воздействия молний. Должное внимание уделяется материалам, используемым 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 членов 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 (например, буксировки, подъема домкратами). При этом могут учитываться меры безопасности, обеспечиваемые введением ограничений и инструкций в отношении таких операций.

ГЛАВА 5. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

5.1 Двигатели

Стандарты части VI настоящего Приложения применяются к каждому двигателю, который используется на самолете в качестве основной двигательной установки.

5.2 Воздушные винты

Стандарты части VII настоящего Приложения 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:

- a) схема установки сводит к минимуму опасные для самолета последствия разрушения вращающихся частей двигателя или пожара двигателя, при котором прогорает корпус двигателя;
- b) 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 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 вероятность такого отказа не является крайне маловероятной) не мог привести к ббльшей 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 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:

- a) препятствовать продолжению безопасной работы оставшегося(ихся) двигателя(ей) или
- b) 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 (например, режимах мощности и тяги двигателя, положениях и ускорениях самолета, атмосферных условиях, температурах рабочих жидкостей) 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 общему Стандарту п. 4.2 f) предусматривается следующее:

- a) *Изоляция.* Такие зоны изолируются огнестойким материалом от остальных отсеков самолета, в которых возникновение пожара представило бы угрозу, являющуюся препятствием к продолжению полета; при этом обращается внимание на возможные очаги возникновения пожара и пути его распространения.
- b) *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.

- с) *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.

Примечание 1. Приборы и оборудование, требуемые сверх минимума, необходимого для выдачи сертификата летной годности, указаны в частях I и II Приложения 6 для определенных обстоятельств или определенного вида маршрутов.

Примечание 2. Инструктивный материал, касающийся аспектов человеческого фактора, содержится в Руководстве по обучению в области человеческого фактора (Doc 9683) и в "Основных принципах учета человеческого фактора в системах организации воздушного движения (АТМ)" (Doc 9758).

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

- a) 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;
- b) они выполняют свои заданные функции во всех ожидаемых условиях эксплуатации;
- c) 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, в частности пп. 6.1.2 а) и 6.1.2 б).

Примечание. Некоторые государства допускают использование национальных или международных отраслевых стандартов для обеспечения разработки (разработка, проверка и апробирование) комплексного электронного оборудования и системных программных средств.

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 Приложением 2 "Правила полета" 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.

Примечание. Вполне возможно, что огни будут наблюдаться на различных фонах, включая типовое освещение городов, чистое звездное небо, освещенную лунной водную поверхность и дневные условия с низкой фоновой освещенностью. Кроме того, ситуации риска столкновения, вероятнее всего, будут возникать в аэродромных диспетчерских зонах, в которых воздушные суда маневрируют на промежуточных и низких эшелонах полета при скоростях сближения, которые вряд ли превысят 900 км/ч (500 уз).

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.

Примечание. С целью предотвращения упомянутых в п. 6.4.2 явлений в некоторых случаях потребуется предусмотреть средства, с помощью которых пилот сможет корректировать интенсивность проблесковых огней.

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 Стандартам настоящего Приложения, 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 прочих соображений. 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, при этом среди прочих факторов учитывается возможность доступа соответствующих членов экипажа ко всем необходимым органам управления и приборам, а также возможность выполнения правил, предписанных для аварийных обстоятельств.

Примечание. См. части I и II Приложения 6 "Эксплуатация воздушных судов" в отношении тех обстоятельств, при которых в состав летного экипажа включаются лица сверх минимума, который определен настоящим Приложением.

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.

Примечание. Обычно в массу пустого самолета 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.

7.3.3 Правила эксплуатации

Приводятся правила эксплуатации в нормальных и аварийных условиях, соответствующие данному самолету и необходимые для обеспечения его безопасности. Сюда включаются правила, которым должен следовать экипаж 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 должны устанавливаться 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 т. д. 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 т. д.), 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. Эта информация включает сведения, указанные в пп. 7.7.2, 7.7.3 и 7.7.4.

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.

Примечание. Разработка первоначальной информации для программы технического обслуживания при сертификации типа воздушного судна иногда осуществляется в рамках органа, называемого Советом по вопросам технического обслуживания (MRB), или в процессе подготовки инструкций по сохранению летной годности.

7.7.4 Обязательные требования 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. 7.7.3.

Примечание. Обязательные требования, указанные в качестве условия утверждения типовой конструкции, часто называются сертификационными требованиями к техническому обслуживанию (CMR) и/или ограничениями летной годности.

ГЛАВА 8. УДАРСТОЙКОСТЬ 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, например аварийных трапов и плотов.

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 прочее обслуживание.

Примечание. Интерфейс "человек – машина" часто оказывается слабым звеном в эксплуатационных условиях, поэтому необходимо обеспечивать, чтобы самолет был управляемым на всех этапах полета (в том числе 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 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. Особое внимание уделяется критическим этапам полета и критическим ситуациям, которые по обоснованным предположениям могут иметь место в течение срока службы самолета, например локализованный отказ двигателя или попадание в зону сдвига ветра.

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 уделяется внимание условиям 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.
-

ЧАСТЬ VI. ДВИГАТЕЛИ

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость

1.1.1 За исключением случаев, оговоренных ниже, Стандарты настоящей части применяются к двигателям всех типов, используемым в качестве основных двигательных установок в соответствии с требованиями частей ШВ, IVB и V. Стандарты настоящей части применимы к типу двигателя на момент подачи заявки на утверждение типа соответствующему национальному полномочному органу.

Примечание. Нижеследующие Стандарты не содержат количественных требований, сравнимых с требованиями национальных норм летной годности. Согласно п. 1.2.1 части II эти Стандарты должны быть дополнены требованиями, разработанными, принятыми или признанными Договаривающимися государствами.

1.1.2 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных национальных норм для двигателей, указанных в п. 1.1.1, по крайней мере в основном эквивалентен уровню, предусматриваемому общими стандартами 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. Эта информация включает сведения, указанные в пп. 1.4.2, 1.4.3 и 1.4.4.

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 Обязательные требования 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 IIIВ, IVВ или V настоящего Приложения и, если это 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 (например, дисков) 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 узлов 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:

- a) *Калибровка мощности.* Проводятся испытания для установления характеристик мощности или тяги как нового двигателя, так и прошедшего испытания, указанные в пп. b) и c). По окончании всех предписанных испытаний отсутствует чрезмерное ухудшение мощности.
- b) *Работа двигателя.* Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что запуск, режим малого газа, приемистость, вибрация, заброс оборотов и другие характеристики являются удовлетворительными, а также чтобы продемонстрировать достаточный запас, позволяющий предотвратить детонацию, помпаж или другие опасные явления, которые могут возникать в двигателе рассматриваемого типа.
- c) *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.
- d) *Условия эксплуатации.* Проводятся испытания для обеспечения гарантии того, что характеристики двигателя являются удовлетворительными с учетом условий эксплуатации.

Примечание. Условия эксплуатации могут включать в себя столкновения с птицами, попадание в дождь и град, электромагнитные помехи и грозовые разряды.

ЧАСТЬ VII. ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость

1.1.1 Стандарты настоящей части применимы ко всем воздушным винтам в соответствии с требованиями частей IIIВ и V. Стандарты настоящей части применимы к воздушному винту на момент подачи заявки на утверждение типа соответствующему национальному полномочному органу.

Примечание. Нижеследующие Стандарты не содержат количественных требований, сравнимых с требованиями национальных норм летной годности. Согласно п. 1.2.1 части II эти Стандарты должны быть дополнены требованиями, разработанными, принятыми и признанными Договаривающимися государствами.

1.1.2 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных национальных норм для воздушных винтов, указанных в п. 1.1.1, по крайней мере в основном эквивалентен уровню, предусматриваемому общими Стандартами настоящей части.

1.2 Заявленные режимы работы, условия и ограничения

Заявляются режимы мощности и все эксплуатационные условия и ограничения, которыми следует 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. Эта информация включает сведения, указанные в пп. 1.3.2, 1.3.3 и 1.3.4.

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 Обязательные требования 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 настоящего Приложения, 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 (например, лопастей) 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:

- a) *Работа воздушного винта.* Проводятся испытания для демонстрации надлежащей и надежной работы системы управления шагом винта.
- b) *Выносливость.* Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, числа оборотов и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности воздушного винта.
- c) *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.

— КОНЕЦ —

ЧАСТЬ VII. ВОЗДУШНЫЕ ВИНТЫ

ГЛАВА 1. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1 Применимость

1.1.1 Стандарты настоящей части применимы ко всем воздушным винтам в соответствии с требованиями частей IIIВ и V. Стандарты настоящей части применимы к воздушному винту на момент подачи заявки на утверждение типа соответствующему национальному полномочному органу.

Примечание. Нижеследующие Стандарты не содержат количественных требований, сравнимых с требованиями национальных норм летной годности. Согласно п. 1.2.1 части II эти Стандарты должны быть дополнены требованиями, разработанными, принятыми и признанными Договаривающимися государствами.

1.1.2 Уровень летной годности, определяемый соответствующими частями всеобъемлющих и подробных национальных норм для воздушных винтов, указанных в п. 1.1.1, по крайней мере в основном эквивалентен уровню, предусматриваемому общими Стандартами настоящей части.

1.2 Заявленные режимы работы, условия и ограничения

Заявляются режимы мощности и все эксплуатационные условия и ограничения, которыми следует 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. Эта информация включает сведения, указанные в пп. 1.3.2, 1.3.3 и 1.3.4.

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 Обязательные требования 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 настоящего Приложения, 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 (например, лопастей) 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:

- a) *Работа воздушного винта.* Проводятся испытания для демонстрации надлежащей и надежной работы системы управления шагом винта.
- b) *Выносливость.* Проводятся достаточно продолжительные испытания при таких режимах мощности, числа оборотов и других эксплуатационных условиях, которые необходимы для проверки надежности и долговечности воздушного винта.
- c) *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.

— КОНЕЦ —

