МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть ОЛС

НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ОЧЕНЬ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ

2006

gost.e-ecolog.ru

ЛИСТ УЧЕТА ИЗМЕНЕНИЙ

**к Части ОЛС «Нормы летной годности очень легких самолетов»,
2006 г.**

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу	№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу

№ п/п	Обозначение изменения	Дата вступления в силу

СОДЕРЖАНИЕ

Введение 9

РАЗДЕЛ А – ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 11
ОЛС.1. Назначение 11
ОЛС.3. Категории самолетов 11

РАЗДЕЛ В – ПОЛЕТ 13

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 13
ОЛС.21. Доказательство соответствия 13
ОЛС.23. Ограничения по распределению нагрузки 13
ОЛС.25. Весовые ограничения 13
ОЛС.29. Вес пустого самолета и соответствующая центровка 13
ОЛС.33. Пределы частоты вращения и шага воздушного винта 14

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ 14
ОЛС.45. Общие положения 14
ОЛС.49. Скорость сваливания 14
ОЛС.51. Взлет 14
ОЛС.65. Набор высоты 15
ОЛС.75. Посадка 15
ОЛС.77. Уход на второй круг 15

ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ 15
ОЛС.141. Общие положения 15

УПРАВЛЯЕМОСТЬ И МАНЕВРЕННОСТЬ 15
ОЛС.143. Общие положения 15
ОЛС.145. Продольное управление 16
ОЛС.153. Управление при посадке 16
ОЛС.155. Усилия управления рулем высоты при маневрах 16
ОЛС.157. Угловая скорость крена 16

БАЛАНСИРОВКА 16
ОЛС.161. Балансировка 16

УСТОЙЧИВОСТЬ 17
ОЛС.171. Общие положения 17
ОЛС.173. Статическая продольная устойчивость 17
ОЛС.175. Демонстрация статической продольной устойчивости 17
ОЛС.177. Статическая путевая и поперечная устойчивость 18
ОЛС.181. Динамическая устойчивость 18

РЕЖИМЫ СВАЛИВАНИЯ 19
ОЛС.201. Сваливание в полете без крена 19
ОЛС.203. Сваливание в криволинейном полете и динамическое сваливание 19
ОЛС.207. Предупреждение о приближении сваливания 20

РЕЖИМ ШТОПОРА 20
ОЛС.221. Режим штопора 20

ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ НА ЗЕМЛЕ И ВОДЕ 20
ОЛС.231. Продольная устойчивость и управляемость 20
ОЛС.233. Путевая устойчивость и управляемость 20
ОЛС.235. Условия руления 21
ОЛС.239. Брызгообразование 21

РАЗЛИЧНЫЕ ЛЕТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ ... 21
ОЛС.251. Вибрация и бафтинг ... 21

РАЗДЕЛ С – ПРОЧНОСТЬ ... 23

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ... **23**
ОЛС.301. Нагрузки ... 23
ОЛС.303. Коэффициент безопасности ... 23
ОЛС.305. Прочность и деформация ... 23
ОЛС.307. Доказательства прочности ... 23

ПОЛЕТНЫЕ НАГРУЗКИ ... 23
ОЛС.321. Общие положения ... 23
ОЛС.331. Условия симметричного полета ... 23
ОЛС.333. Границы допустимых скоростей и перегрузок ... 24
ОЛС.335. Расчетные воздушные скорости ... 24
ОЛС.337. Эксплуатационные маневренные перегрузки ... 25
ОЛС.341. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе ... 25
ОЛС.345. Устройства для увеличения подъемной силы ... 25
ОЛС.347. Условия несимметричного полета ... 26
ОЛС.349. Случай крена ... 26
ОЛС.351. Случай скольжения ... 26
ОЛС.361. Крутящий момент двигателя ... 26
ОЛС.363. Боковая нагрузка на подвеску двигателя ... 26
ОЛС.369. Особые условия нагружения для задних частей несущих поверхностей ... 26
ОЛС.373. Устройства для управления скоростью полета ... 27

НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТИ И СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ ... 27
ОЛС.391. Нагрузки на поверхности управления ... 27
ОЛС.395. Нагрузки на системы управления ... 27
ОЛС.397. Эксплуатационные усилия и моменты управления ... 27
ОЛС.399. Двойное управление ... 28
ОЛС.405. Вспомогательная система управления ... 28
ОЛС.407. Влияние нагрузки от триммеров ... 28
ОЛС.409. Триммеры ... 28
ОЛС.415. Случаи порыва ветра на земле ... 28

ПОВЕРХНОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ ... 29
ОЛС.421. Балансировочные нагрузки ... 29
ОЛС.423. Маневренные нагрузки ... 29
ОЛС.425. Нагрузки от воздушных порывов ... 30
ОЛС.427. Несимметричные нагрузки ... 30

ПОВЕРХНОСТИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ ... 31
ОЛС.441. Маневренные нагрузки ... 31
ОЛС.443. Нагрузки от воздушных порывов ... 31
ОЛС.445. Разнесенные вертикальные поверхности ... 31

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСЛОВИЯ ДЛЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ ... 32
ОЛС.447. Совместное нагружение хвостового оперения ... 32
ОЛС.449. Дополнительные нагрузки, прикладываемые к V-образным поверхностям хвостового оперения ... 32

ЭЛЕРОНЫ, ЗАКРЫЛКИ И СПЕЦИАЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА ... 32
ОЛС.455. Элероны ... 32

ОЛС.457. Закрылки 32
ОЛС.459. Специальные устройства 32

НАЗЕМНЫЕ НАГРУЗКИ 33
ОЛС.471. Общие положения 33
ОЛС.473. Условия нагружения на земле и основные предположения 33
ОЛС.477. Схемы шасси 33
ОЛС.479. Условия горизонтальной посадки 33
ОЛС.481. Условия посадки с опущенным хвостом 33
ОЛС.483. Условия посадки на одно колесо 33
ОЛС.485. Условия действия боковой нагрузки 33
ОЛС.493. Условия качения с торможением 34
ОЛС.497. Дополнительные условия нагружения для хвостовых колес 34
ОЛС.499. Дополнительные условия нагружения для носовых колес 34
ОЛС.505. Дополнительные требования для самолетов с лыжным шасси 34

НАГРУЗКИ НА ВОДЕ 34
ОЛС.521. Случаи нагрузок на воде 34

СЛУЧАИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ 35
ОЛС.561. Общие положения 35

ОЦЕНКА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ 35
ОЛС.572. Части конструкции, являющиеся критическими с точки зрения безопасности 35

РАЗДЕЛ D – ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ 37
ОЛС.601. Общие положения 37
ОЛС.603. Материалы и качество изготовления 37
ОЛС.605. Технологические процессы производства 37
ОЛС.607. Самоконтрящиеся гайки 37
ОЛС.609. Защита элементов конструкции 37
ОЛС.611. Обеспечение доступа 37
ОЛС.613. Прочностные характеристики материалов и их расчетные значения 37
ОЛС.615. Расчетные характеристики 37
ОЛС.619. Специальные коэффициенты безопасности 38
ОЛС.621. Коэффициенты безопасности для отливок 38
ОЛС.623. Коэффициенты безопасности для опор 38
ОЛС.625. Коэффициенты безопасности для стыковых узлов (фитингов) 38
ОЛС.627. Усталостная прочность 39
ОЛС.629. Флаттер 39

КРЫЛЬЯ 39
ОЛС.641. Доказательство прочности 39

ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ 39
ОЛС.651. Доказательство прочности 39
ОЛС.655. Установка 39
ОЛС.657. Узлы подвески 40
ОЛС.659. Весовая компенсация 40

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ 40
ОЛС.671. Общие положения 40
ОЛС.673. Основные системы управления полетом 40
ОЛС.675. Упоры 40
ОЛС.677. Системы балансировки 40
ОЛС.679. Стопоры системы управления 40

ОЛС.681. Статические испытания на расчетную нагрузку ... 40
ОЛС.683. Испытания на функционирование ... 41
ОЛС.685. Элементы системы управления ... 41
ОЛС.687. Пружинные устройства ... 41
ОЛС.689. Тросовые системы ... 41
ОЛС.693. Соединения ... 41
ОЛС.697. Система управления закрылками ... 42
ОЛС.699. Указатель положения закрылков ... 42
ОЛС.701. Взаимосвязь между закрылками ... 42

ШАССИ ... 42
ОЛС.723. Испытания амортизации ... 42
ОЛС.725. Испытания на сброс при эксплуатационных условиях ... 42
ОЛС.726. Динамические испытания на наземные нагрузки ... 43
ОЛС.727. Испытания на сброс при поглощении максимальной энергии ... 43
ОЛС.729. Система выпуска и уборки шасси ... 43
ОЛС.731. Колеса ... 44
ОЛС.733. Шины ... 44
ОЛС.735. Тормоза ... 45
ОЛС.737. Лыжи ... 45

КОРПУСА И ПОПЛАВКИ ... 45
ОЛС.751. Плавучесть основных поплавков ... 45
ОЛС.753. Конструкция основного поплавка ... 45
ОЛС.757. Вспомогательные поплавки ... 45

РАЗМЕЩЕНИЕ ЛЮДЕЙ И ГРУЗА ... 45
ОЛС.771. Кабина пилота ... 45
ОЛС.773. Обзор из кабины пилота ... 45
ОЛС.775. Лобовые стекла и окна ... 46
ОЛС.777. Органы управления в кабине ... 46
ОЛС.779. Перемещение и действие органов управления в кабине ... 46
ОЛС.781. Форма рукояток рычагов управления в кабине ... 47
ОЛС.783. Двери ... 48
ОЛС.785. Кресла, ремни безопасности и привязные ремни ... 48
ОЛС.787. Багажно-грузовой отсек ... 48
ОЛС.807. Аварийные выходы ... 49
ОЛС.831. Вентиляция ... 49

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА ... 49
ОЛС.853. Внутренняя отделка отсеков ... 49
ОЛС.857. Электрическая металлизация ... 49
ОЛС.863. Защита от пожара систем с воспламеняющимися жидкостями ... 49
ОЛС.865. Противопожарная защита элементов управления полетом и других частей конструкции самолета ... 49

РАЗНОЕ ... 49
ОЛС.871. Средства нивелировки ... 49

РАЗДЕЛ Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ... 51

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ ... 51
ОЛС.901. Силовая установка ... 51
ОЛС.903. Двигатель ... 51
ОЛС.905. Воздушный винт ... 51
ОЛС.907. Вибрация воздушного винта ... 51

ОЛС.909. Нагнетатель наддува 51
ОЛС.925. Клиренс воздушного винта 51
ОЛС.943. Отрицательная перегрузка 52

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА 52
ОЛС.951. Общие положения 52
ОЛС.955. Подача топлива в двигатель 52
ОЛС.957. Перетекание топлива в объединенных баках 53
ОЛС.959. Невырабатываемый остаток топлива в баках 53
ОЛС.961. Работа топливной системы в условиях высоких температур 53
ОЛС.963. Топливные баки: общие положения 53
ОЛС.965. Испытания топливных баков 53
ОЛС.967. Установка топливных баков 53
ОЛС.969. Расширительное пространство топливного бака 54
ОЛС.971. Отстойник топливного бака 54
ОЛС.973. Заправочная горловина топливного бака 54
ОЛС.975. Дренаж топливных баков и карбюраторов 54
ОЛС.977. Топливный фильтр 55

КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ 55
ОЛС.991. Топливные насосы 55
ОЛС.993. Трубопроводы и арматура топливной системы 55
ОЛС.995. Топливные краны и органы управления 55
ОЛС.999. Сливные устройства топливной системы 56

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА 56
ОЛС.1011. Общие положения 56
ОЛС.1013. Масляный бак 56
ОЛС.1015. Испытания масляного бака 56
ОЛС.1017. Трубопроводы масляной системы и арматура 56
ОЛС.1019. Масляные фильтры 57
ОЛС.1021. Сливные устройства масляной системы 57
ОЛС.1023. Масляные теплообменники 57

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ 57
ОЛС.1041. Общие положения 57
ОЛС.1047. Методика испытаний охлаждения для самолетов с поршневыми двигателями 57

ЖИДКОСТНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ 58
ОЛС.1061. Установка 58
ОЛС.1063. Испытания баков для охлаждающей жидкости 58

СИСТЕМА ПОДАЧИ ВОЗДУХА В ДВИГАТЕЛЬ 58
ОЛС.1091. Система подачи воздуха 58
ОЛС.1093. Защита от обледенения системы подачи воздуха 59
ОЛС.1101. Конструкция подогревателя воздуха, поступающего в карбюратор 59
ОЛС.1103. Каналы системы подачи воздуха 59
ОЛС.1105. Защитные сетки системы подачи воздуха 59

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА 59
ОЛС.1121. Общие положения 59
ОЛС.1123. Система выхлопа 60
ОЛС.1125. Теплообменники на выхлопных газах 60

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И АГРЕГАТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ 60
ОЛС.1141. Общие положения 60
ОЛС.1143. Органы управления двигателем 60
ОЛС.1145. Выключатели зажигания 60
ОЛС.1147. Органы регулирования состава смеси 60
ОЛС.1163. Агрегаты силовой установки 61
ОЛС.1165. Система зажигания двигателя 61
ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ 61
ОЛС.1182. Зоны двигательного отсека за противопожарными перегородками 61
ОЛС.1183. Трубопроводы, арматура и компоненты 61
ОЛС.1191. Противопожарные перегородки 61
ОЛС.1193. Капот и мотогондола 62
РАЗДЕЛ F – ОБОРУДОВАНИЕ 63
ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 63
ОЛС.1301. Назначение и установка 63
ОЛС.1303. Пилотажные и навигационные приборы 63
ОЛС.1305. Приборы силовой установки 63
ОЛС.1307. Вспомогательное оборудование 63
ОЛС.1309. Оборудование, системы и установки 63
УСТАНОВКА ПРИБОРОВ 63
ОЛС.1321. Расположение и видимость приборов 63
ОЛС.1322. Аварийные, предупреждающие и уведомляющие индикаторы 63
ОЛС.1323. Система измерения воздушной скорости 63
ОЛС.1325. Система статического давления 64
ОЛС.1327. Магнитный указатель курса 64
ОЛС.1331. Приборы, использующие питание 64
ОЛС.1337. Приборы силовой установки 64
ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ 65
ОЛС.1351. Общие положения 65
ОЛС.1353. Конструкция и установка аккумуляторной батареи 66
ОЛС.1357. Устройства защиты электросети 66
ОЛС.1361. Устройство быстрого отключения источников энергии 67
ОЛС.1365. Электрические провода и оборудование 67
ОЛС.1367. Выключатели 67
СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 67
ОЛС.1384. Внешние световые приборы 67
СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 67
ОЛС.1411. Общие положения 67
РАЗЛИЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ 67
ОЛС.1431. Электронное оборудование 67
ОЛС.1436. Гидравлические тормозные системы с ручным управлением 67
РАЗДЕЛ G – ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ 69
ОЛС.1501. Общие положения 69
ОЛС.1505. Ограничения скорости 69
ОЛС.1507. Маневренная скорость 69
ОЛС.1511. Скорость полета с отклоненными закрылками 69
ОЛС.1519. Вес и центр тяжести 69
ОЛС.1521. Ограничения по силовой установке 69

ОЛС.1525. Условия эксплуатации 70
ОЛС.1529. Руководство по технической эксплуатации 70
ОБОЗНАЧЕНИЯ И ТРАФАРЕТЫ 70
ОЛС.1541. Общие положения 70
ОЛС.1543. Обозначения на приборах. Общие положения 70
ОЛС.1545. Указатель воздушной скорости 70
ОЛС.1547. Магнитный указатель курса 71
ОЛС.1549. Приборы силовой установки 71
ОЛС.1551. Масломер 71
ОЛС.1555. Обозначения органов управления 71
ОЛС.1557. Различные обозначения и надписи 71
ОЛС.1559. Трафарет эксплуатационных ограничений 72
ОЛС.1561. Аварийно-спасательное оборудование 72
РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА И ОДОБРЕННЫЕ ИНСТРУКЦИИ 72
ОЛС.1581. Общие положения 72
ОЛС.1583. Эксплуатационные ограничения 72
ОЛС.1585. Эксплуатационные данные и процедуры 73
ОЛС.1587. Информация о характеристиках 73
ОЛС.1589. Информация о загрузке 74
ПРИЛОЖЕНИЯ
ПРИЛОЖЕНИЕ A – УПРОЩЕННЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА НАГРУЗОК ДЛЯ ОЧЕНЬ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ ТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ 75
ПРИЛОЖЕНИЕ B – НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ 83
ПРИЛОЖЕНИЕ C – ОСНОВНЫЕ СЛУЧАИ НАГРУЖЕНИЯ ПРИ ПОСАДКЕ 89
ПРИЛОЖЕНИЕ F – ПРИЕМЛЕМАЯ ПРОЦЕДУРА ИСПЫТАНИЙ САМОЗАТУХАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ УСТАНОВЛЕНИЯ СООТВЕТСТВИЯ ТРЕБОВАНИЯМ ОЛС.853(e) 91
ПРИЛОЖЕНИЕ H – ОБРАЗЕЦ РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ 93

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее издание является Частью ОЛС Авиационных правил «Нормы летной годности очень легких самолетов» (АП-ОЛС).

Настоящие Авиационные правила Часть ОЛС Авиационных правил «Нормы летной годности очень легких самолетов» утверждены Постановлением 25-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 12 мая 2006 года.

Перечень введенных изменений приведен в Листах учета изменений. Индексация изменения содержит: номер поправки, индекс И, номер изменения данного параграфа и через тире – номер параграфа. Также указывается, к какому пункту параграфа относится изменение и характер изменения (введен, изъят, изменен).

Структурно издание АП-ОЛС состоит из разделов A, B, C, D, E, F, G и Приложений A, B, C, F, H.

Разделы A, B, C, D, E, F, G и Приложения A, B, C, F, H по содержанию и нумерации параграфов гармонизированы с соответствующими параграфами Норм летной годности Европы CS VLA.

В настоящем издании, при введении дополнительных по отношению к CS VLA параграфов, в их обозначение после цифровой группы дополнительно вводится заглавная буква латинского алфавита (A, B, C…), а дополнительные пункты в параграфах обозначаются строчными буквами латинского алфавита со звездочкой (a*, b*, c*…).

РАЗДЕЛ А – ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

ОЛС.1. Назначение

(a) Настоящие Нормы содержат требования к летной годности для выдачи Сертификата типа и изменений к Сертификату типа для одно-и двухместных самолетов с одним поршневым двигателем (воспламенение от запальной свечи или от сжатия), с максимальной сертифицированной массой не более 750 кг и скоростью сваливания в посадочной конфигурации не более 83 км/ч (CAS). Эти Нормы действительны только для самолетов, выполняющих дневные полеты в условиях ПВП.

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

ОЛС.3. Категории самолетов

Настоящие Нормы предназначены только для самолетов неакробатического применения. Неакробатическое применение включает в себя:

(1) Все маневры, присущие нормальному полету;

(2) Режимы сваливания (кроме «колокола»); и

(3) Плоские «восьмерки», боевые развороты и крутые развороты с углом крена не более 60°.

РАЗДЕЛ В – ПОЛЕТ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

ОЛС.21. Доказательство соответствия

(a) Соответствие всем требованиям данного раздела должно быть обеспечено при всех установленных комбинациях веса самолета и центровки в пределах вариантов загрузки, для которых запрашивается Сертификат типа.

Соответствие этому требованию должно быть продемонстрировано:

(1) Посредством испытаний на самолете того типа, на который запрошен Сертификат, или посредством расчетов, основанных на результатах испытаний и не уступающих им по точности; и

(2) Посредством анализа всех возможных комбинаций веса и центровки, если по результатам исследованных комбинаций не может быть сделан обоснованный вывод о соответствии.

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

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

(c) Определение данных и характеристик в соответствии с требованиями данного раздела не должно требовать от пилота исключительного летного мастерства, психологической нагрузки или особо благоприятных условий.

(d) Должны быть рассмотрены значительные изменения летно-технических характеристик, возникшие вследствие воздействия на самолет дождя или налипания насекомых.

ОЛС.23. Ограничения по распределению нагрузки

Должны быть установлены диапазоны весов и центровок, в пределах которых возможна безопасная эксплуатация самолета, включая диапазон поперечных центровок, если допустимые варианты загрузки могут существенно влиять на поперечную центровку.

ОЛС.25. Весовые ограничения

(a) **Максимальный вес.** Максимальный вес – это наибольший вес, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям настоящих Норм.

Максимальный вес должен устанавливаться таким образом, чтобы он:

(1) Не превышал:

(i) наибольшего веса, выбранного Заявителем;

(ii) максимального расчетного веса, т.е. наибольшего веса, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям настоящих Норм к нагружению конструкции; или

(iii) наибольшего веса, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям настоящих Норм к летным характеристикам.

(2) При предположении, что вес каждого человека на борту равен не менее 86 кг, не менее веса:

(i) при всех занятых креслах, полностью заправленных маслобаках и с количеством топлива, достаточным для полета при работе двигателя на режиме максимальной продолжительной мощности не менее 1 ч; или

(ii) с одним пилотом, при полной заправке масла и топлива.

(b) **Минимальный вес.** Минимальный вес (наименьший вес, при котором доказывается соответствие всем применимым требованиям настоящих Норм) должен устанавливаться таким образом, чтобы он был не более суммы:

(1) Веса пустого самолета, определяемого в соответствии с ОЛС.29.

(2) Веса пилота, равного 55 кг; и

(3) Веса топлива, необходимого на 0,5 ч полета при работе двигателя на режиме максимальной продолжительной мощности.

ОЛС.29. Вес пустого самолета и соответствующая центровка

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

(1) Закрепленным балластом.

(2) Невырабатываемым остатком топлива, определяемым в соответствии с ОЛС.959; и

(3) Полным весом рабочих жидкостей, включая:

(i) масло;

(ii) гидравлическую жидкость, и

(iii) другие жидкости, необходимые для нормального функционирования систем самолета.

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

ОЛС.33. Пределы частоты вращения и шага воздушного винта

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

(b) Воздушный винт с неизменяемым в полете шагом должен отвечать следующим требованиям:

(1) При взлете и на начальном участке набора высоты со скоростью Vy воздушный винт должен ограничивать частоту вращения ротора двигателя при полностью открытом дросселе величиной, не превышающей максимально допустимую частоту вращения на взлете; и

(2) В процессе планирования на скорости V_{NE} с закрытым дросселем или при неработающем двигателе (при условии, что это не оказывает неблагоприятного влияния на двигатель) воздушный винт не должен вызывать раскрутку двигателя более чем до 110% частоты вращения максимального продолжительного режима.

(c) Воздушный винт изменяемого в полете шага без регулятора постоянной частоты вращения должен быть спроектирован таким образом, чтобы:

(1) При наименьшем возможном шаге соблюдалось соответствие пункту (b)(1) настоящего параграфа; и

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

(d) Воздушные винты изменяемого в полете шага с регулятором постоянной частоты вращения должны иметь:

(1) При работающем регуляторе: находящиеся в регуляторе средства для ограничения максимальной частоты вращения двигателя величиной, равной максимально допустимой взлетной частоте вращения; и

(2) При неработающем регуляторе: средство для ограничения максимальной частоты вращения двигателя величиной 103% от максимально допустимой взлетной частоты вращения при следующих условиях: шаг лопастей воздушного винта – минимально возможный; самолет неподвижен; ветер отсутствует; дроссель полностью открыт.

ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ОЛС.45. Общие положения

Если нет других указаний, соответствие требованиям настоящего раздела Норм к летным характеристикам должно удовлетворяться в условиях спокойного воздуха, стандартной атмосферы и на уровне моря.

ОЛС.49. Скорость сваливания

(a) Скорость V_{S0} является земной индикаторной скоростью сваливания, если таковая достижима, или минимальной скоростью установившегося полета, выраженной в км/ч (CAS), при которой самолет управляем при следующих условиях:

(1) Условия работы двигателя установлены в соответствии с пунктом (c) настоящего параграфа.

(2) Воздушный винт во взлетном положении.

(3) Шасси выпущено.

(4) Закрылки в посадочном положении.

(5) Створки капота закрыты.

(6) Центровка наиболее неблагоприятная в допустимом диапазоне; и

(7) Максимальный вес.

(b) Скорость V_{S0} не должна превышать 83 км/ч (CAS).

(c) Скорость V_{S1} является земной индикаторной скоростью сваливания, если таковая достижима, или минимальной скоростью установившегося полета, выраженной в км/ч (CAS), при которой самолет управляем при следующих условиях:

(1) Двигатель на режиме малого газа, дроссель закрыт.

(2) Воздушный винт во взлетном положении.

(3) Конфигурация самолета такая же, как при испытаниях, в которых используется V_{S1}; и

(4) Максимальный вес.

(d) Скорости V_{S0} и V_{S1} должны определяться летными испытаниями по методике, указанной в ОЛС.201.

ОЛС.51. Взлет

(a) Должна быть определена дистанция, потребная для взлета с сухой ровной твердой поверхности и набора высоты 15 м для пролета над препятствиями. Эта дистанция не должна превышать 500 м.

(b) Дистанция взлета должна определяться при привычных методах пилотирования в следующих условиях:

(1) Двигатель работает в пределах установленных эксплуатационных ограничений.

(2) Створки капота находятся в нормальном взлетном положении.

(c) При достижении высоты 15 м над уровнем поверхности взлета самолет должен иметь скорость не менее чем 1,3 V_{S1}.

(d) Началом измерения взлетной дистанции должна быть точка, в которой самолет имеет нулевую путевую скорость, за исключением гидросамолетов и самолетов-амфибий. Для них за начало измерений может быть принята точка, в которой будет достигнута путевая скорость не более 5,6 км/ч.

ОЛС.65. Набор высоты

Установившаяся вертикальная скорость набора высоты самолета должна быть не менее 2 м/с в следующих условиях:

(a) Режим работы двигателя не превышает взлетный.

(b) Шасси убрано.

(c) Закрылки во взлетном положении.

(d) Створки капота в положении, используемом при испытаниях системы охлаждения двигателя.

ОЛС.75. Посадка

Посадочная дистанция – расстояние по горизонтали от точки на высоте 15 м над посадочной поверхностью до полной остановки (или до путевой скорости 5,6 км/ч при посадке на воду гидросамолетов и самолетов-амфибий) – должна определяться в следующих условиях:

(a) Установившееся планирование при заходе на посадку должно выдерживаться до высоты 15 м с индикаторной скоростью не менее чем 1,3 V_{S1}.

(b) Посадка должна выполняться без превышения допустимых вертикальных перегрузок или стремления к подпрыгиванию, «козлению», капотированию и неуправляемому развороту на земле и воде.

(c) Должно быть продемонстрировано, что безопасный переход к условиям ухода на второй круг, указанным в ОЛС.77, может быть выполнен при исходных условиях, существующих на высоте 15 м.

ОЛС.77. Уход на второй круг

Для ухода на второй круг должна быть обеспечена возможность выдерживать:

(a) Установившийся угол набора высоты на уровне моря не менее 1/30; или

(b) Горизонтальный полет на высоте 1000 м со скоростью, при которой продемонстрирована безопасность перехода к уходу на второй круг при следующих условиях:

(1) Режим работы двигателя взлетный.

(2) Шасси выпущено.

(3) Закрылки в посадочном положении, однако, если закрылки можно безопасно убрать не более чем за 2 с без потери высоты и без резких изменений угла атаки или без использования исключительного летного мастерства, то они могут находиться в убранном положении.

ПИЛОТАЖНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

ОЛС.141. Общие положения

Самолет должен удовлетворять требованиям ОЛС.143–ОЛС.251 на высотах полета, ожидаемых в обычных условиях эксплуатации.

УПРАВЛЯЕМОСТЬ И МАНЕВРЕННОСТЬ

ОЛС.143. Общие положения

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

(1) Взлете.

(2) Наборе высоты.

(3) Горизонтальном полете.

(4) Снижении; и

(5) Посадке (на повышенной тяге и с убранным газом) с выпущенными и убранными закрылками.

(b) Должна быть обеспечена возможность плавного перехода от одного режима полета к другому (включая развороты и скольжения) безопасности превышения предельной эксплуатационной перегрузки на всех возможных режимах эксплуатации.

(c) Если существуют предельные условия вследствие больших усилий на рычагах управления самолетом, то в летных испытаниях должны быть получены количественные величины этих усилий, которые не должны превышать значений, указанных в таблице.

Условия приложения усилий на рычагах управления	Величина усилий, прикладываемых к рычагам управления, кгс			
	по тангажу	по крену	по курсу	Управление закрылками, триммерами, шасси т.п.
(a) Кратковременные усилия:				
– ручка управления	20	10		
– штурвал (усилия,прикладываемые к ободу)	25	20		
– педаль руля направления			40	
– другие органы управления	–	–	–	20
(b) Продолжительные усилия	2	1,5	10	20

ОЛС.145. Продольное управление

(a) Должна быть обеспечена возможность на любой скорости ниже 1,3 V_{S1} опустить нос самолета настолько, чтобы нарастание воздушной скорости создавало быстрый разгон до скорости 1,3 V_{S1}.

(1) Это должно быть продемонстрированопри всех возможных конфигурациях самолета, при максимальной продолжительной мощности, при мощности режима – малый газ и при условии балансировки самолета на скорости 1,3 V_{S1}.

(b) Должна быть обеспечена возможность на всех допустимых режимах полета изменять конфигурацию самолета (положение шасси, закрылков и т.д.) без превышения усилий на органах управления, указанных в ОЛС.143(c).

(c) Должна быть обеспечена возможность создания положительного угла тангажа на скорости V_{DF} при всех разрешенных центровках и режимах работы двигателя.

(d) Должна быть обеспечена возможность выдерживания установившегося прямолинейного полета и перехода к набору высоты, снижению и развороту без превышения усилий на органах управления, указанных в ОЛС.143(c).

(e) Должна быть обеспечена возможность выдерживания приблизительно горизонтального полета при быстрой уборке закрылков из любого положения в установившемся полете со скоростью 1,1 V_{S1}. При необходимости возможно увеличение режима работы двигателя, но не более максимального продолжительного.

(f) При любой установке триммеров в соответствии с требованиями ОЛС.161(b)(1) должна быть обеспечена возможность выполнения взлета, набора высоты, снижения и посадки при всех возможных конфигурациях самолета без каких-либо неблагоприятных последствий и с приемлемыми усилиями на органах управления.

ОЛС.153. Управление при посадке

Должна быть обеспечена возможность при планировании в посадочной конфигурации безопасного выполнения посадки при следующих условиях:

(a) Скорость планирования на 9 км/ч ниже скорости, установленной в соответствии с ОЛС.75, на сбалансированном самолете или в состоянии, как можно более близком к сбалансированному.

(b) На протяжении всего маневра положение триммеров не изменяется, а мощность при выравнивании не увеличивается; и

(c) Двигатель выключен.

ОЛС.155. Усилия управления рулем высоты при маневрах

Усилия на рычаге управления рулем высоты при разворотах или выходе из маневров должны возрастать при увеличении перегрузки. Должно быть продемонстрировано путем измерений, проводимых в полете, что усилия на рычаге управления при крейсерской конфигурации не менее 7 кг при достижении максимальной положительной перегрузки.

ОЛС.157. Угловая скорость крена

(a) **Взлет.** Должна быть обеспечена возможность, используя наиболее благоприятную комбинацию рычагов управления, из установившегося разворота с креном 30° изменять крен на 60° для изменения направления разворота на противоположное за время не более 5 с от момента начала изменения направления при следующих условиях:

(1) Закрылки во взлетном положении.

(2) Шасси убрано.

(3) Режим двигателя взлетный.

(4) Самолет сбалансирован на скорости 1,2 V_{S1} или в положении, наиболее близком к сбалансированному в прямолинейном полете.

(b) **Заход на посадку.** Должна быть обеспечена возможность, используя наиболее благоприятную комбинацию рычагов управления, из установившегося разворота с креном 30° изменять крен на 60° для изменения направления разворота на противоположное за время не более 4 с от момента начала изменения направления при следующих условиях:

(1) Закрылки выпущены.

(2) Шасси выпущено.

(3) Двигатель работает на режиме малого газа и на режиме, соответствующем горизонтальному полету; и

(4) Самолет сбалансирован на скорости 1,3 V_{S1}.

БАЛАНСИРОВКА

ОЛС.161. Балансировка

(a) **Поперечная и путевая балансировка.** Должна обеспечиваться поперечная и путевая балансировка самолета в горизонтальном полете на меньшей из скоростей – 0,9 V_H или V_C – при освобождении соответствующих рычагов управления (V_H – максимальная скорость горизонтального полета при работе двигателя на режиме максимальной продолжительной мощности).

(b) **Продольная балансировка.**

(1) Должна обеспечиваться продольная балансировка в горизонтальном полете на любой скорости от 1,4 V_{S1} до меньшей из скоростей: 0,9 V_H или V_C.

(2) Должна обеспечиваться продольная балансировка при:

(i) наборе высоты на режиме максимальной продолжительной мощности в полете на скорости V_Y с убранными шасси и закрылками;

(ii) заходе на посадку со скоростью планирования 1,3 V_{S1}, работе двигателя на режиме малого газа, с выпущенным шасси и закрылками в посадочном положении.

УСТОЙЧИВОСТЬ

ОЛС.171. Общие положения

Самолет должен обладать продольной, путевой и поперечной устойчивостью в соответствии с требованиями ОЛС.173–ОЛС.181. Кроме того, должно быть показано, что по ощущению пилота самолет обладает соответствующей устойчивостью и управляемостью (статической устойчивостью) в любых условиях, обычно встречающихся в эксплуатации, если летные испытания выявят необходимость подтверждения этого требования для безопасной эксплуатации.

ОЛС.173. Статическая продольная устойчивость

В условиях, описанных в ОЛС.175, и при указанной там балансировке самолета характеристики усилий на рычаге управления рулем высоты и трения в системе управления должны быть следующими:

(a) Для достижения и выдерживания скоростей менее балансировочной скорости должны требоваться тянущие усилия, а для достижения и выдерживания скоростей более указанной балансировочной скорости должны требоваться толкающие усилия. Это должно быть продемонстрировано на любой скорости, которая может быть получена, за исключением скоростей, на которых требуется приложить к рычагу управления усилия, превышающие 18 кгс, и скоростей более максимальной допустимой скорости или менее минимальной скорости установившегося полета без сваливания.

(b) При плавном снятии усилия с рычага управления на любой скорости в пределах диапазона, указанного в пункте (a) настоящего параграфа, скорость должна возвращаться к исходной балансировочной скорости с отклонением от последней в пределах ±10%.

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

ОЛС.175. Демонстрация статической продольной устойчивости

Статическая продольная устойчивость должна быть продемонстрирована в следующих условиях:

(a) **Набор высоты.** Кривая зависимости усилий на органах управления от скорости должна иметь наклон, соответствующий устойчивости в диапазоне ±15% от балансировочной скорости при следующих условиях:

(1) Закрылки в положении, соответствующем режиму набора высоты.

(2) Шасси убрано.

(3) Двигатель работает на режиме не менее 75% максимальной продолжительной мощности; и

(4) Самолет сбалансирован на скорости V_y, но не требуется, чтобы скорость была менее 1,4 V_{S1} или менее скорости, на которой демонстрировалось соответствие требованию ОЛС.1041 по охлаждению силовой установки.

(b) **Крейсерский полет.** Кривая зависимости усилий на рычаге управления от скорости должна иметь наклон, соответствующий устойчивости, в диапазоне ±15% от балансировочной скорости, но не превышая диапазон от 1,3 V_{S1} до V_{NE} для следующих условий:

(1) Закрылки убраны.

(2) Шасси убрано.

(3) 75% максимальной продолжительной мощности.

(4) Самолет сбалансирован для горизонтального полета.

(c) **Заход на посадку и посадка.** Кривая зависимости усилий на рычаге управления от скорости должна иметь наклон, соответствующий устойчивости на скоростях от 1,1 V_{S1} до V_{FE} или до 1,8 V_{S1}, если нет скорости V_{FE}, при следующих условиях:

(1) Закрылки в посадочном положении.

(2) Шасси выпущено.

(3) Двигатель работает на режиме малого газа.

(4) Самолет сбалансирован на скорости 1,3 V_{S1}.

ОЛС.177. Статическая путевая и поперечная устойчивость

(a) **Самолеты с тремя органами управления.** Для самолетов с тремя органами управления предъявляются следующие требования к устойчивости:

(1) Статическая путевая устойчивость, проявляющаяся как тенденция к выходу из скольжения без крена при освобождении руля направления, должна быть обеспечена при любом положении шасси и закрылков, соответствующих конфигурациям для взлета, набора высоты, крейсерского полета, захода на посадку. Она должна быть показана на всех режимах двигателя вплоть до максимальной продолжительной мощности и на скоростях от 1,2 V_{S1} вплоть до максимальной допустимой скорости для каждой конфигурации самолета. Угол скольжения при этих испытаниях должен соответствовать типу самолета. На больших углах скольжения, вплоть до таких, при которых используется полное отклонение руля направления, и на скоростях от 1,2 V_{S1} до V_A не должно возникать обратных усилий на педалях.

(2) Статическая поперечная устойчивость, проявляющаяся как тенденция к поднятию опущенного крыла при скольжении, должна быть обеспечена при всех положениях шасси и закрылков. Она должна быть показана при мощности двигателя вплоть до режима 75% максимальной продолжительной мощности на скоростях от 1,2 V_{S1} вплоть до максимально допустимой скорости для каждой исследуемой конфигурации. Должно быть продемонстрировано отсутствие статической поперечной неустойчивости на скорости 1,2 V_{S1}. При этих испытаниях угол скольжения должен соответствовать типу самолета, но ни в коем случае не быть менее получаемого в прямолинейном полете с креном 10°.

(3) В прямолинейном полете с установившимся скольжением на скорости 1,2 V_{S1} при любых положениях шасси и закрылков, для любой мощности двигателя вплоть до 50% максимальной продолжительной и при перемещении рычагов управления элеронами и рулем направления не менее чем на 50% от их максимального значения, усилия на них должны неуклонно возрастать (но не обязательно в постоянной пропорции) по мере увеличения угла скольжения. При больших углах скольжения, вплоть до угла, при котором используется полное отклонение руля направления или элеронов не должен возникать реверс усилий на педалях. При выдерживании постоянного курса скольжение должно сопровождаться достаточным креном. Быстрый ввод в максимальное скольжение и вывод из него не должны приводить к характеристикам неуправляемого полета.

(b) **Самолеты с двумя органами управления (или с упрощенным управлением).** Для самолетов с двумя органами управления предъявляются следующие требования к устойчивости:

(1) Путевая устойчивость самолета должна быть подтверждена демонстрацией того, что в каждой конфигурации может быть выполнено быстрое изменение крена от начального угла 45° в одном направлении до угла 45° в противоположном направлении без проявления опасных свойств при изменении угла скольжения.

(2) Поперечная устойчивость должна быть подтверждена демонстрацией того, что при освобожденных на 2 мин рычагах управления самолет не выходит на опасные угловые положения или скорости полета. Это должно выполняться в относительно спокойном воздухе и при условии, что самолет сбалансирован для прямолинейного горизонтального полета на меньшей из двух скоростей – 0,9 V_H или V_C – при убранных закрылках и шасси и при задней центровке.

ОЛС.181. Динамическая устойчивость

(a) Любое короткопериодическое колебание, за исключением связанных боковых колебаний, возникающее в диапазоне скоростей между скоростью сваливания и максимальной допустимой скоростью, соответствующих предусмотренной конфигурации самолета, должно быть сильно демпфированным при условии, что основные рычаги управления:

(1) Освобождены; и

(2) Находятся в фиксированном положении.

(b) Любые связанные боковые колебания («голландский шаг»), возникающие в диапазоне скоростей между скоростью сваливания и максимальной допустимой скоростью, соответствующих предусмотренной конфигурации самолета, должны демпфироваться до 1/10 амплитуды за 7 колебаний при условии, что основные рычаги управления:

(1) Освобождены; и

(2) Находятся в фиксированном положении.

РЕЖИМЫ СВАЛИВАНИЯ

ОЛС.201. Сваливание в полете без крена

(a) На самолете с независимыми органами поперечного и путевого управления должна быть обеспечена возможность управления креном посредством прямого воздействия поперечного управления и рысканием посредством прямого воздействия путевого управления вплоть до начала сваливания.

(b) На самолете с взаимосвязанными органами поперечного и путевого управления (две системы управления) и на самолете, имеющем лишь один из этих органов управления, должна быть обеспечена возможность управления креном посредством прямого воздействия поперечного управления, без создания чрезмерного рыскания, вплоть до начала сваливания.

(c) Характеристики сваливания самолета в полете без крена должны быть продемонстрированы в испытаниях следующим образом:

Скорость самолета должна уменьшаться путем отклонения рычага управления рулем высоты до скорости, несколько превышающей скорость сваливания. Затем посредством отклонения рычага управления рулем высоты на себя так, чтобы интенсивность падения скорости не превышала 1,8 км/ч в секунду, необходимо уменьшить скорость самолета вплоть до возникновения сваливания, проявляющегося как неуправляемое движение самолета вниз по тангажу, или до полного отклонения рычага управления рулем высоты до упора. После сваливания самолета допускается обычное использование рычага управления рулем высоты для вывода из сваливания.

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

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

(2) Если для вывода самолета из сваливания требуется изменение режима работы двигателя, то мощность должна быть такой, какая была бы использована в нормальных эксплуатационных процедурах, выбранных Заявителем для этого маневра. Однако мощность, используемая для восстановления горизонтального полета, не должна устанавливаться прежде, чем будет восстановлено управление полетом.

(e) Во время вывода из сваливания должна быть обеспечена возможность предотвращения крена или рыскания с углом более 15° путем обычного действия рычагами управления.

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

(1) Закрылки – убраны, отклонены полностью вниз и в промежуточных положениях, если таковые предусмотрены.

(2) Шасси – убрано и выпущено.

(3) Створки капота – в соответствии с конфигурацией.

(4) Двигатель – малый газ и 75% максимальной продолжительной мощности или тяги.

(5) Балансировка – на скорости 1,5 V_{S1} или на минимальной балансировочной скорости, в зависимости от того, что больше.

(6) Воздушный винт – в положении, соответствующем максимальной частоте вращения при положении РУД – малый газ.

ОЛС.203. Сваливание в криволинейном полете и динамическое сваливание

Характеристики сваливания в криволинейном полете и динамического сваливания должны быть продемонстрированы в испытаниях следующим образом:

(a) Необходимо создать и выдерживать координированный вираж с креном 30°. Затем следует снижать скорость равномерно, постоянно уменьшая радиус виража при помощи управления рулем высоты вплоть до возникновения сваливания или до полного отклонения руля высоты до упора. Интенсивность падения скорости должна быть постоянной и:

(1) При сваливании в криволинейном полете не должна превышать 1,8 км/ч в секунду; и

(2) При динамическом сваливании составлять 6–9 км/ч в секунду с установившимся ростом нормальной перегрузки.

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

(1) Чрезмерной потери высоты.

(2) Чрезмерного кабрирования.

(3) Неуправляемой тенденции к штопору.

(4) Превышения угла крена 60° в любом направлении, развившегося от первоначально установленного угла крена 30°; и

(5) Превышения максимальной допустимой скорости и максимальной допустимой перегрузки.

(c) Соответствие требованиям настоящего параграфа должно быть продемонстрировано при следующих условиях:

(1) Закрылки – убраны и отклонены полностью вниз для сваливания в криволинейном полете и динамического сваливания, а также в промежуточных положениях, если таковые предусмотрены.

(2) Шасси – убрано и выпущено.

(3) Створки капота – в соответствии с конфигурацией.

(4) Режим двигателя – 75% максимальной продолжительной мощности.

(5) Балансировка – на скорости 1,5 V_{S1} или на минимальной балансировочной скорости, в зависимости от того, что больше.

ОЛС.207. Предупреждение о приближении сваливания

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

(b) Предупреждение о приближении сваливания может обеспечиваться либо благодаря присущим самолету аэродинамическим свойствам, либо с помощью устройства, которое будет давать ясно различимое указание в предполагаемых условиях полета. Однако наличие только одного визуального устройства в кабине, требующего постоянного внимания экипажа, неприемлемо.

(c) Предупреждение о приближении сваливания должно начинаться на скорости, превышающей скорость сваливания не менее чем на 9 км/ч, но не более 18,5 км/ч, и продолжаться до возникновения сваливания.

РЕЖИМ ШТОПОРА

ОЛС.221. Режим штопора

(a) Самолет должен выходить из штопора за один виток или за 3 с (в зависимости от того, что произойдет раньше); при этом не допускается более одного дополнительного витка для вывода при обычно применяемых стандартных действиях рычагами управления.

Кроме того:

(1) Как при убранных, так и при выпущенных закрылках не должны превышаться соответствующие предельная воздушная скорость и максимальная положительная маневренная перегрузка.

(2) В процессе штопора или при выводе изнего не должно быть чрезмерных усилий, стремящихся отклонить рычаг управления тангажом на пилота.

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

В конфигурации с выпущенными закрылками закрылки можно убирать в процессе вывода.

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

(1) Вес самолета на 5% выше наибольшего заявленного веса.

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

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

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

ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ НА ЗЕМЛЕ И ВОДЕ

ОЛС.231. Продольная устойчивость и управляемость

(a) При эксплуатации на суше самолеты не должны иметь неконтролируемой тенденции к «козлению» и капотированию на взлете и посадке во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации. Тормоза колес должны работать плавно и не должны вызывать какой-либо чрезмерной тенденции к капотированию.

(b) Гидросамолеты и самолеты-амфибии не должны иметь опасных и неконтролируемых характеристик килевой качки при любой эксплуатационной скорости на воде.

ОЛС.233. Путевая устойчивость и управляемость

(a) Не должно быть неуправляемой тенденции к развороту на суше или на воде при скорости бокового ветра вплоть до 5 м/с под углом 90° на любой скорости движения, ожидаемой при эксплуатации самолета.

(b) Сухопутные самолеты должны иметь удовлетворительную управляемость при выполнении посадок с убранным газом и при нормальной посадочной скорости без необходимости применения особых навыков пилотирования или привлечения повышенного внимания, а также без использования тормозов и мощности двигателя для выдерживания прямолинейной траектории пробега.

(c) Самолет должен иметь достаточную путевую управляемость при рулении, как на суше так и на воде.

ОЛС.235. Условия руления

Амортизирующий механизм не должен повреждать конструкцию самолета при рулении, взлете и посадке по самой неровной поверхности, которая может встретиться в условиях нормальной эксплуатации на аэродромах, допущенных к эксплуатации.

ОЛС.239. Брызгообразование

Брызги не должны опасно ухудшать обзор пилотов или повреждать воздушный винт или другие части гидросамолета или самолета амфибии в процессе руления, взлета и посадки.

РАЗЛИЧНЫЕ ЛЕТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

ОЛС.251. Вибрация и бафтинг

Не должно возникать настолько сильной вибрации и бафтинга, в результате которых может произойти повреждение конструкции, и ни одна из частей самолета не должна подвергаться чрезмерной вибрации при всех соответствующих скоростях полета, вплоть до минимального значения V_D, определенного в соответствии с ОЛС.335. Кроме того, во всех нормальных условиях полета не должно быть бафтинга, настолько сильного, чтобы он препятствовал удовлетворительному управлению самолетом, вызывал чрезмерную усталость пилота или приводил к повреждению конструкции. В пределах этих ограничений допускается бафтинг, который предупреждает о приближении сваливания.

РАЗДЕЛ С – ПРОЧНОСТЬ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

ОЛС.301. Нагрузки

(a) Требования к прочности определены через эксплуатационные нагрузки (максимальные нагрузки, возможные в эксплуатации) и расчетные нагрузки (эксплутационные нагрузки, умноженные на предписанные коэффициенты безопасности). Если нет специальных оговорок, то под заданными нормированными нагрузками подразумеваются эксплуатационные нагрузки.

(b) Если нет специальных оговорок, то нагрузки, возникающие в воздухе, на земле или на воде, должны быть уравновешены инерционными силами всех частей самолета. Распределение этих нагрузок может быть приближенным, взятым с запасом или должно точно отражать фактические условия.

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

(d) Упрощенные критерии расчета конструкции, приведенные в настоящем разделе и в Приложениях к настоящим Нормам, можно использовать только для самолетов традиционных схем. Если используется Приложение А, то оно полностью заменяет параграфы ОЛС.321–ОЛС.457 настоящего раздела.

ОЛС.303. Коэффициент безопасности

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

ОЛС.305. Прочность и деформация

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

(b) Конструкция должна выдерживать расчетные нагрузки без разрушения в течение не менее 3 с. Однако, когда прочность конструкции подтверждается динамическими испытаниями, имитирующими реальные условия нагружения, требование о трех секундах не применяется.

ОЛС.307. Доказательства прочности

(a) Соответствие требованиям прочности и деформации, указанным в ОЛС.305, должно быть продемонстрировано для каждого расчетного случая нагружения.

Подтверждение прочности конструкции одними расчетами допускается лишь в том случае, если данная конструкция соответствует тем конструкциям, для которых, как показал опыт, примененный метод расчета является надежным. В остальных случаях должны проводиться подтверждающие статические испытания. Динамические испытания, в том числе летные испытания конструкции, считаются приемлемыми, если проводилась имитация расчетных условий нагружения.

(b) Определенные части конструкции должны быть подвергнуты испытаниям в соответствии с разделом D настоящих Норм.

ПОЛЕТНЫЕ НАГРУЗКИ

ОЛС.321. Общие положения

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

(b) Соответствие требованиям настоящего раздела к полетным нагрузкам должно быть продемонстрировано:

(1) Во всем диапазоне расчетных высот полета, в котором ожидается эксплуатация самолета.

(2) Для каждой практически возможной комбинации веса и полезной нагрузки в пределах эксплуатационных ограничений, определенных Руководством по летной эксплуатации.

ОЛС.331. Условия симметричного полета

(a) При определении нагрузок на крыло и поступательных инерционных нагрузок, соответствующих всем условиям симметричного полета, которые указаны в ОЛС.331–ОЛС.345, следует учитывать соответствующие балансировочные нагрузки на горизонтальное оперение точным расчетом или расчетом в запас.

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

ОЛС.333. Границы допустимых скоростей и перегрузок

(a) **Общие положения.** Соответствие требованиям настоящего раздела должно быть доказано при всех комбинациях воздушной скорости и перегрузки на и внутри огибающей условий полета (подобной огибающей, представленной в пункте (d) настоящего параграфа), которая представляет собой огибающую полетных нагрузок, предусмотренных в пунктах (b) и (c) настоящего параграфа соответственно при выполнении маневра и полета в неспокойном воздухе.

(b) **Ограничения для случая маневра.** За исключением случаев полета при максимальном (статическом) коэффициенте подъемной силы предполагается, что самолет подвергается симметричному нагружению при маневрах, при которых действуют нижеследующие эксплуатационные перегрузки:

(1) Положительная эксплуатационная маневренная перегрузка, указанная в ОЛС.337, при скоростях вплоть до V_D.

(2) Отрицательная эксплуатационная маневренная перегрузка, указанная в ОЛС.337, при скоростях вплоть до V_C.

(3) Перегрузка, величина которой линейно изменяется по скорости от величины, указанной для V_C, до нуля при V_D.

(c) **Ограничения для случая полета в неспокойном воздухе.**

(1) Предполагается, что в горизонтальном полете самолет подвергается воздействию симметричных вертикальных порывов. Возникающие в результате этого эксплуатационные перегрузки должны соответствовать условиям, которые определяются следующим образом:

(i) должно быть рассмотрено воздействие положительных (направленных вверх) и отрицательных (направленных вниз) порывов ветра интенсивностью 15,2 м/с на скорости V_C;

(ii) должно быть рассмотрено воздействие положительных и отрицательных порывов интенсивностью 7,6 м/с на скорости V_D.

(2) Предполагается, что:

(i) профиль порыва определяется по формуле

$$U = U_{de}/2\ [1 - \cos(2\pi s/25b)],$$

где

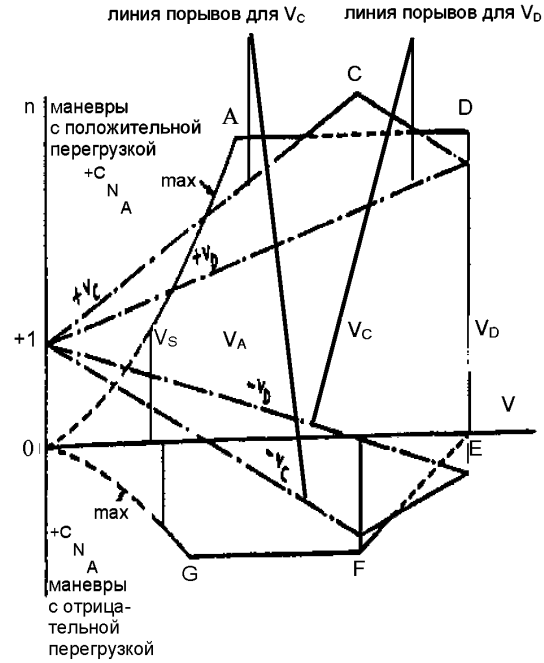
U_{de} – эффективная скорость порыва в соответствии с пунктом (c)(1) настоящего параграфа, м/с;

s – расстояние, пройденное в порыве, м;

b – средняя геометрическая хорда крыла, м;

(ii) перегрузки при полете в неспокойном воздухе изменяются линейно по скорости в диапазоне скоростей полета от V_C до V_D.

(d) **Допустимая область полета.**



– – – – огибающая максимальных эксплуатационных маневренных перегрузок

— · — огибающая максимальных эксплуатационных перегрузок от порывов

_____ общая огибающая максимальных эксплуатационных перегрузок

Условия в точке G не требуется рассматривать, если рассмотренны условия определенные в ОЛС.369

ОЛС.335. Расчетные воздушные скорости

Выбранные расчетные воздушные скорости являются индикаторными скоростями (EAS).

(a) **Расчетная крейсерская скорость V_C.** Для скорости V_C принимаются следующие условия:

(1) V_C в км/ч не может быть меньше, чем $27{,}7\sqrt{G/S}$,

где

G/S – нагрузка на крыло, кгс/м^2.

(2) Не требуется, чтобы скорость V_C была больше, чем 0,9 V_H на уровне моря.

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

(1) Скорость V_D не должна быть меньше 1,25 V_C.

(2) По отношению к $V_{C\,min}$ (потребной минимальной расчетной крейсерской скорости) величина V_D не должна быть меньше, чем 1,4 $V_{C\,min}$.

(c) **Расчетная маневренная скорость V_A.**

Для скорости V_A принимаются следующие условия:

(1) V_A не должна быть меньше, чем $V_S\sqrt{n_{MAX}}$, где

V_S – скорость срыва с убранными закрылками при расчетном весе, обычно вычисляемая на основании максимального коэффициента подъемной силы самолета (C_{NA}); и

n_{MAX} – эксплуатационная маневренная перегрузка.

(2) Не требуется, чтобы значение V_A было больше значения V_C, использованного при расчете.

ОЛС.337. Эксплуатационные маневренные перегрузки

(a) Положительная эксплуатационная маневренная перегрузка не должна быть меньше, чем 3,8.

(b) Отрицательная эксплуатационная маневренная перегрузка не должна быть больше, чем –1,5.

ОЛС.341. Перегрузки при полете в неспокойном воздухе

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

$$n = 1 + \frac{VK_gU_{de}\alpha}{16 \bullet G/S},$$

где

$K_g = \frac{0{,}88 \cdot \mu_g}{5{,}3 + \mu_g}$ – коэффициент ослабления порыва;

$\mu_g = \frac{2(G/S)}{\rho b \alpha g}$ – коэффициент масс самолета;

U_{de}– эффективная скорость порыва в соответствии с ОЛС.333(c), м/с;

ρ – плотность воздуха, кгс•с^2/м^4;

G/S – удельная нагрузка на крыло, кгс/м^2;

b – средняя геометрическая хорда крыла, м;

g – ускорение свободного падения, м/с^2;

V – индикаторная скорость самолета, м/с; и

α – производная коэффициента нормальной подъемной силы самолета (C_{NA}) по углу атаки (1/радиан) в случае одновременного действия нагрузок от порывов при полете в неспокойном воздухе на крыло и горизонтальное оперение при точном расчете. Можно пользоваться производной коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки C_L (1/радиан), если нагрузка от порыва при полете в неспокойном воздухе действует только на крыло, а нагрузка от порывов, действующая на горизонтальное оперение, рассматривается как отдельный расчетный случай.

ОЛС.345. Устройства для увеличения подъемной силы

(a) Если во время взлета, захода на посадку или при посадке используются закрылки или подобные им устройства для увеличения подъемной силы, то для расчета принимается, что при полностью отклоненных закрылках и на скоростях до V_F на самолет действуют нагрузки симметричных маневров и порывов, которые создают перегрузки в диапазоне, определяемом следующими условиями:

(1) Маневренные – до положительной эксплуатационной перегрузки 2,0.

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

(b) Предполагается, что V_F не должна быть меньше, чем большая из двух скоростей: 1,4 V_S или 1,8 V_{SF}, где V_S – вычисленная скорость срыва с убранными закрылками при расчетном весе, а V_{SF} – вычисленная скорость срыва с полностью выпущенными закрылками при расчетном весе.

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

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

(1) Влияние встречного порыва с индикаторной скоростью 7,6 м/с.

(2) Влияние спутной струи от воздушного винта в соответствии с ОЛС.457(b).

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

(e) Требования ОЛС.457 и настоящего параграфа могут выполняться по отдельности или вместе.

ОЛС.347. Условия несимметричного полета

Рассматривается нагружение самолета при несимметричном полете при условиях, указанных в ОЛС.349 и ОЛС.351. Неуравновешенные аэродинамические моменты относительно центра тяжести должны быть уравновешены точным расчетом или расчетом в запас с учетом основных масс, создающих противодействующие инерционные силы.

ОЛС.349. Случай крена

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

(a) **Несимметричная нагрузка.** Если приведенные ниже значения не приводят к нереальным нагрузкам, то угловые ускорения крена могут быть получены путем изменения условий симметричного полета, указанных в ОЛС.333(d), следующим образом: в позиции A (см. ОЛС.333(d)) предполагается, что 100% аэродинамической нагрузки на полуразмах крыла действует с одной стороны плоскости симметрии и 70% этой нагрузки действует с другой стороны.

(b) На нагрузки от отклонения элеронов при скоростях полета, указанных в ОЛС.455, в сочетании с перегрузкой самолета, составляющей по меньшей мере 2/3 величины положительной эксплуатационной маневренной перегрузки, принятой в расчете. Если приведенные ниже значения не приводят к нереальным нагрузкам, то влияние отклонения элеронов на крутящий момент крыла может быть учтено в критических условиях, указанных в ОЛС.333(d), путем добавления к коэффициенту момента профиля основной части крыла следующего приращения на участке крыла, занятом по размаху элероном, величины

$$\Delta C_m = -0{,}01\delta,$$

где

ΔC_m – приращение коэффициента момента;

δ – угол отклонения элерона вниз в критических условиях, град.

ОЛС.351. Случай скольжения

Самолет должен быть рассчитан на нагрузки от скольжения, действующие на вертикальные поверхности в случаях, указанных в параграфах ОЛС.441–ОЛС.445.

ОЛС.361. Крутящий момент двигателя

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

(1) Эксплуатационный крутящий момент двигателя, соответствующий взлетной мощности и скорости воздушного винта, действующий одновременно с 75% эксплуатационной нагрузки в позиции A, указанной в ОЛС.333(d).

(2) Эксплуатационный крутящий момент двигателя, соответствующий максимальной продолжительной мощности и скорости воздушного винта, действующий одновременно с эксплуатационной нагрузкой позиции A, указанной в ОЛС.333(d); и

(b) Эксплуатационный крутящий момент двигателя, указанный в пункте (a) настоящего параграфа, должен быть получен умножением среднего крутящего момента при заданной мощности и скорости воздушного винта на коэффициент:

(1) Для четырехтактных двигателей:

(i) 1,33 – для двигателей с пятью или более цилиндрами;

(ii) 2, 3, 4 или 8 – для двигателей с четырьмя, тремя, двумя или одним цилиндром соответственно.

(2) Для двухтактных двигателей:

(i) 2 – для двигателей с тремя или более цилиндрами;

(ii) 3 или 6 – для двигателей с двумя или одним цилиндром соответственно.

ОЛС.363. Боковая нагрузка на подвеску двигателя

(a) Подмоторная рама двигателя и поддерживающая ее конструкция должны быть рассчитаны на эксплуатационную перегрузку, действующую в боковом направлении (боковую нагрузку на подвеску) и равную не менее чем 1,33.

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

ОЛС.369. Особые условия нагружения для задних частей несущих поверхностей

(a) Если для создания подъемной силы используются несущие задние поверхности, то они должны быть рассчитаны на случаи обратного воздушного потока с расчетной скоростью, равной

$$V = 0{,}65 \sqrt{G/S} + 4{,}47,$$

где

V – в м/с;

G – в кгс;

S – в $м^2$;

g – в м/с^2;

G/S – удельная нагрузка на крыло в кгс/м^2.

(b) При определении нагрузок должны использоваться либо аэродинамические данные для профиля крыла в рассматриваемом сечении, либо величина коэффициента C_L, равная – 0,8. При этом распределение нагрузки по хорде должно приниматься по закону треугольника с пиком нагрузки на задней кромке и с нулевой нагрузкой на передней кромке.

ОЛС.373. Устройства для управления скоростью полета

Если устройства для управления скоростью полета (такие, как интерцепторы и тормозные щитки) применяются в крейсерском полете, то:

(a) Самолет должен быть рассчитан на нагрузки от симметричных маневров и порывов, приведенные в ОЛС.333, ОЛС.337 и ОЛС.341, и на нагрузки от маневров со скольжением и от боковых порывов, приведенные в ОЛС.441 и ОЛС.443, причем указанные выше устройства должны находиться в выпущенном положении на всех скоростях вплоть до указанной на трафарете максимальной скорости полета с выпущенными устройствами; и

(b) Если в этих устройствах предусматривается автоматическое управление или ограничение нагрузки, то самолет должен быть рассчитан на нагрузки от маневров и порывов, указанные в пункте (a) настоящего параграфа, при таких скоростях полета и соответствующих положениях этих устройств, которые допускаются их механизмами.

НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТИ И СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ

ОЛС.391. Нагрузки на поверхности управления

(a) Считается, что нагрузки на поверхности управления, указанные в ОЛС.397–ОЛС.459, имеют место в случаях, приведенных в ОЛС.331–ОЛС.351.

(b) Если это разрешено в ОЛС.397–ОЛС.459, то для определения точного соответствия требованиям указанных параграфов вместо конкретных данных о поверхностях управления можно использовать значения нагрузок на поверхности управления, содержащиеся в Приложении В настоящих Норм, если только эти значения не приводят к нереальным нагрузкам.

ОЛС.395. Нагрузки на системы управления

(a) Все системы управления полетом и поддерживающие их конструкции должны быть рассчитаны на нагрузки, соответствующие не менее чем 125% вычисленных шарнирных моментов отклоняющихся поверхностей управления в случаях, указанных в ОЛС.391–ОЛС.459. Кроме того, требуется следующее:

(1) Эксплуатационные нагрузки на систему управления не должны превышать наибольшие из нагрузок, которые могут быть созданы пилотом. Не требуется, чтобы усилия пилота, используемые при расчете, были больше усилий, предписанных в ОЛС.397(b).

(2) В любом случае расчет должен обеспечивать жесткость системы в эксплуатации с учетом заклинивания, порывов ветра на земле, руления с попутным ветром, инерционных сил системы управления и сил трения. Соответствие этому требованию может быть доказано расчетом нагрузок, возникающих от приложения эксплуатационных усилий, указанных в ОЛС.397(b).

(b) Коэффициент 1,25 (125%) вычисленных шарнирных моментов следует использовать при расчете систем руля высоты, элеронов и руля направления. Но если шарнирные моменты берутся по данным тщательных летных испытаний, то коэффициент можно уменьшить вплоть до 1,0; причем фактическое уменьшение зависит от точности и надежности данных.

(c) Считается, что усилия пилота, используемые при расчете, действуют на соответствующие рукоятки управления или опорные площадки педалей так же, как они действовали бы в полете, и уравновешиваются в точках присоединения проводки управления к кабанчикам поверхностей управления.

ОЛС.397. Эксплуатационные усилия и моменты управления

(a) В расчетных случаях нагружения поверхностей управления в полете воздушные нагрузки на отклоняемые поверхности и соответствующие углы отклонения поверхностей не должны превышать тех, что возникают в полете при приложении пилотом любого усилия, указанного в пункте (b) настоящего параграфа. При использовании этого критерия должно быть учтено влияние триммеров.

(b) Значения эксплуатационных усилий и моментов, прикладываемых пилотом:

Орган управления	Эксплуатационные усилия или моменты, кгс (D – диаметр штурвала, м)
Элерон:	
Ручка управления	30,4
Штурвал*	22,7 D (кгс · м)
Руль высоты:	
Ручка управления	75,8
Штурвал (симметрично)	90,8
Руль направления	90,8

(c) Система управления рулем направления должна быть рассчитана на нагрузки в 100 кгс, действующие вперед одновременно на каждую педаль.

ОЛС.399. Двойное управление

Системы двойного управления должны быть рассчитаны на:

(a) Совместное действие пилотов в одном и том же направлении.

(b) Действия пилотов в противоположных направлениях, причем усилие каждого пилота составляет 0,75 нагрузки, указанной в ОЛС.395(a).

ОЛС.405. Вспомогательная система управления

Вспомогательные органы управления, такие, как тормоза колес, интерцепторы и органы управления триммерами, должны быть рассчитаны на вероятные максимальные усилия, которые пилот может приложить к этим органам управления.

ОЛС.407. Влияние нагрузки от триммеров

Влияние триммеров при расчете поверхностей управления следует учитывать только в том случае, когда нагрузки на поверхности ограничены максимальным усилием пилота. В этих случаях считается, что триммеры отклонены в направлении, помогающем пилоту.

Эти отклонения должны соответствовать максимальной степени разбалансировки, ожидаемой при скорости, которая соответствует рассматриваемому случаю.

ОЛС.409. Триммеры

Триммеры поверхностей управления должны быть рассчитаны на самое неблагоприятное сочетание скорости полета и угла отклонения триммера, которое может иметь место в диапазоне режимов полета при любом используемом случае нагружения.

ОЛС.415. Случаи порыва ветра на земле

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

(1) Нагрузки должны передаваться только от кабанчиков поверхностей управления на ближайшие упоры или струбцины и поддерживающие их конструкции.

(2) Нагрузки определяются по следующей формуле:

$$M_Ш = K\,C\,S\,q,$$

где

$M_Ш$ – эксплуатационный шарнирный момент, кгс•м;

C – средняя хорда поверхности управления за осью вращения, м;

S – площадь поверхности управления за осью вращения, $м^2$;

q – скоростной напор ($кгс/м^2$) при расчетной скорости не ниже $2{,}01\sqrt{G/S} + 4{,}45$ (м/с), но не выше 26,8 м/с;

K – коэффициент максимального эксплуатационного шарнирного момента от порывов ветра на земле, приведенный в пункте (b) настоящего параграфа (для элеронов и рулей высоты положительное значение K указывает на момент, стремящийся уменьшить отклонение поверхности, а отрицательное значение K указывает на момент, стремящийся увеличить отклонение поверхности).

(b) Коэффициент K эксплуатационного шарнирного момента для порывов ветра на земле должен принимать следующие значения:

Поверхность	K	Положение органов управления
(a) Элерон	0,75	Колонка управления зафиксирована в среднем положении
(b) Элерон	±0,50	Элероны отклонены на максимальный угол, на одном элероне момент «+», на другом «–»
(c) Руль высоты	±0,75	Руль высоты отклонен вверх на максимальный угол
(d) Руль высоты	±0,75	Руль высоты отклонен вниз на максимальный угол
(e) Руль направления	±0,75	Руль направления в нейтральном положении
(f) Руль направления	±0,75	Руль направления отклонен на максимальный угол

* *Часть проводки управления элеронами, для которой этот случай является расчетным, должна быть также рассчитана на действие одной тангенциальной силы, максимальное эксплуатационное значение момента от которой в 1,25 раза больше момента пары сил, определенной по указанным выше критериям.*

ПОВЕРХНОСТИ ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

ОЛС.421. Балансировочные нагрузки

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

(b) Поверхности горизонтального оперения должны быть рассчитаны на балансировочные нагрузки, имеющие место в любой точке на огибающей предельных маневров и при соблюдении условий, указанных в ОЛС.345 для закрылков. Распределение нагрузки может быть принято согласно рис. B6 Приложения B.

ОЛС.423. Маневренные нагрузки

Каждая поверхность горизонтального оперения должна быть рассчитана на маневренные нагрузки, возникающие в одном из следующих условий (a) и (b), или (c), или (d):

(a) На скорости полета V_A рассматривается резкое отклонение руля высоты:

(1) На максимальный угол вверх; и

(2) На максимальный угол вниз.

При этом отклонения руля высоты ограничиваются либо упорами управления, либо усилием пилота, в зависимости от того, что является критичным.

Нагрузки на поверхности горизонтального оперения и их распределение могут быть приняты согласно параграфу B11 и рис. B7 Приложения B соответственно.

(b) На скоростях полета более V_A рассматривается случай резкого отклонения руля высоты вниз, а затем вверх, сопровождаемого возникновением совместных нормальных и угловых ускорений, приведенных ниже.

Случай нагружения	Нормальная нагрузка	Угловое ускорение, рад/с^2
Отклонение вниз	1,0	$+\frac{20,1}{V} n_{max}(n_{max} - 1,5)$
Отклонение вверх	n_{MAX}	$-\frac{20,1}{V} n_{max}(n_{max} - 1,5)$

n_{MAX} – положительная эксплуатационная маневренная перегрузка, принятая в расчете самолета;

V – начальная скорость при маневре, м/с.

Расчетные условия настоящего параграфа включают в себя нагрузки, которые могут иметь место при выполнении «контролируемого маневра» (маневра, при котором рычаг управления по тангажу резко отклоняется в одном направлении, а затем – в противоположном направлении). Величина и время отклонения рычага управления по тангажу выбираются таким образом, чтобы исключалось превышение эксплуатационной перегрузки. Результирующая нагрузка на горизонтальное оперение как в случае действия нагрузки вниз, так и в случае действия нагрузки вверх определяется суммированием уравновешивающей нагрузки, определяемой на скорости V и при установленном значении нормальной перегрузки, и приращения маневренной нагрузки от действия установленного значения углового ускорения. При определении значения приращения маневренной нагрузки можно использовать данные, приведенные на рис. B2, и распределение нагрузок согласно рис. B7 (для нагрузок, действующих вниз) и на рис. B8 (для нагрузок, действующих вверх) Приложения B.

(c) Резкое отклонение руля высоты должно быть рассмотрено в следующих случаях:

(1) Скорость V_A, максимальное отклонение вверх.

(2) Скорость V_A, максимальное отклонение вниз.

(3) Скорость V_D, отклонение вверх на 1/3 от максимального.

(4) Скорость V_D, отклонение вниз на 1/3 от максимального. Следует сделать следующие допущения:

(A) Самолет первоначально находится в горизонтальном полете и его положение и воздушная скорость не меняются.

(B) Нагрузки сбалансированы инерционными силами.

(d) При резких отклонениях руля высоты нормальная перегрузка изменяется от начальной до конечной величины в соответствии с приведенным ниже и рис. 1.

Скорость	Начальные условия	Конечные условия	Приращение
V_A	A_1	A	n_1-1
	A	A_1	1-n_1
	A_1	G	n_4-1
	G	A_1	1-n_4
V_D	D_1	D	n_2-1
	D	D_1	1-n_2
	D_1	E	n_3-1
	E	D_1	1-n_3

(См. ОЛС.333)

При расчете можно не учитывать разницу значений воздушной скорости между V_A и величиной, соответствующей точке G в области возможных режимов маневрирования.

Должны быть сделаны следующие предположения:

(1) Самолет находится первоначально в горизонтальном полете и его положение и скорость не меняются.

(2) Нагрузки уравновешены инерционными силами.

(3) Приращение аэродинамической нагрузки на горизонтальное оперение определяется следующим выражением:

$$\Delta P = \Delta n G \left[\frac{X_{cg}}{l_t} + \frac{m_{z\omega}}{l_t} \frac{b_a}{\mu} \right],$$

где

$\mu = 2\ m/(\rho_H\ S\ b_a)$;

ΔP – приращение нагрузки на горизонтальное оперение, положительное в направлении вверх, кгс;

Δn – приращение перегрузки;

G – вес самолета, кгс;

m – масса самолета, кгс $с^2/м$;

X_{cg} – расстояние вдоль оси самолета от фокуса аэродинамической нагрузки до центра тяжести самолета, находящегося позади фокуса, рассчитанного без учета хвостового оперения, м;

$m_{z\omega}$ – производная момента воздушных сил самолета по безразмерной угловой скорости;

b_a – средняя аэродинамическая хорда крыла, м;

ρ_H – плотность воздуха на заданной высоте полета, кгс·$с^2/м^4$;

l_t – расстояние от центра тяжести самолета до центра давления горизонтального оперения, м;

S – площадь крыла, $м^2$.

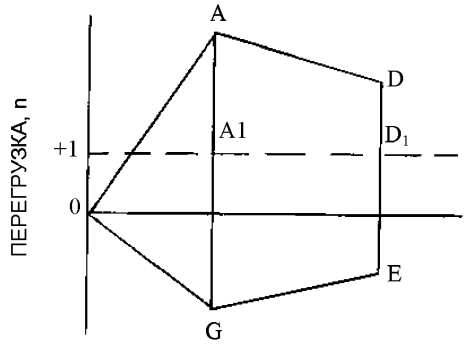


Рис. 1. Маневры в вертикальной плоскости

ОЛС.425. Нагрузки от воздушных порывов

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

(1) От порывов со скоростями, указанными в ОЛС.333(c) и действующими при убранных закрылках.

(2) От восходящих и нисходящих порывов с номинальной интенсивностью 7,6 м/с при скорости V_F в соответствии с условиями, указанными в ОЛС.345(a)(2).

(b) Нагрузки согласно рис. B3 и распределение согласно рис. B8 можно использовать для определения дополнительной нагрузки от воздушного порыва в соответствии с требованиями пункта (a) настоящего параграфа применительно к положительному и отрицательному приращению для условий пункта (c) настоящего параграфа.

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

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

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V \alpha_{ht}}{16{,}3} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da}\right)$$

где

ΔL_{ht} – нагрузка на горизонтальное оперение от порыва, кгс;

K_g – коэффициент ослабления порыва, определенный в ОЛС.341;

U_{de} – эффективная скорость порыва, м/с;

V – индикаторная скорость полета, м/с

α_{ht} – наклон кривой коэффициента подъемной силы горизонтального оперения, 1/рад;

S_{ht} – площадь горизонтального оперения, $м^2$;

$\left(1 - \frac{d\varepsilon}{da}\right)$ – коэффициент скоса потока.

ОЛС.427. Несимметричные нагрузки

(a) Горизонтальное хвостовое оперение и элементы конструкции, к которым оно крепится, должны быть рассчитаны на несиммет-

ричные нагрузки, возникающие при скольжении и воздействии спутной струи от воздушных винтов, в сочетании с нагрузками, предписанными для условий полета, рассмотренных в ОЛС.421–ОЛС.425.

(b) При отсутствии более точных данных для самолетов обычных схем (в части расположения двигателей, крыла, хвостового оперения и формы фюзеляжа) можно считать, что:

(1) 100% максимальной нагрузки случая симметричного полета действует на поверхность оперения по одну сторону плоскости симметрии; а

(2) По другую сторону должны прикладывать [100 – 10(n_{MAX} – 1)] процентов этой нагрузки, но ее величина не должна превышать 80%.

n_{MAX} – заданная положительная маневренная перегрузка.

ПОВЕРХНОСТИ ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

ОЛС.441. Маневренные нагрузки

(a) При скоростях вплоть до V_A поверхности вертикального оперения должны рассчитываться на перечисленные ниже условия. При расчете нагрузок на эти поверхности угловую скорость рыскания можно принять равной нулю:

(1) При полете самолета без ускорений и рыскания рассматривается резкое отклонение педалей на максимальный угол, допускаемый упорами управления или эксплуатационным усилием пилота.

(2) При отклонении руля направления, определяемом в пункте (a)(1) настоящего параграфа, принимается, что самолет достигает максимального угла скольжения.

(3) При максимальном угле скольжения принимается, что педаль возвращается в нейтральное положение (кроме случая ограничения физической силой пилота).

(b) При определении маневренных нагрузок на вертикальное оперение вместо требований, установленных пунктами (a)(1), (a)(2) и (a)(3) настоящего параграфа, можно использовать средние значения нагрузки, приведенные в параграфе B11 и на рис. B1, и распределения нагрузки, заданные согласно рис. B6, B7 и B8 Приложения B соответственно.

(c) Углы скольжения, заданные в пункте (a)(3) настоящего параграфа, могут быть уменьшены, если выбранный угол скольжения при определенных скоростях невозможно превысить:

(1) При установившемся скольжении.

(2) При нескоординированных выводах из глубокого крена.

ОЛС.443. Нагрузки от воздушных порывов

(a) Поверхности вертикального оперения в полете без ускорений при скорости V_C должны выдерживать боковые порывы с интенсивностью, указанной в ОЛС.333(c) для V_C.

(b) При отсутствии более точного метода расчета величина нагрузки от воздействия порыва должна быть определена по формуле

$$L_{ht} = \frac{K_{gt} U_{de} Va_{vt} S_{vt}}{16{,}3},$$

где

L_{ht} – нагрузка на вертикальное оперение, кгс;

$Kgt = \frac{0{,}88\mu_{gt}}{5{,}3 + \mu_{gt}}$ – коэффициент ослабления порыва

$\mu_{gt} = \frac{2M}{\rho C_t g a_{vt} S_{vt}} \left(\frac{K}{l_t}\right)^2$ – коэффициент массы

U_{de}– эффективная индикаторная скорость порыва, м/с;

ρ – плотность воздуха, кгс•с^2/м^4;

M – масса самолета, кг;

S_{vt} – площадь вертикального оперения, м^2;

C_t – средняя геометрическая хорда вертикального оперения, м;

a_{vt} – производная коэффициента боковой силы по углу скольжения вертикального оперения, 1/рад;

K – радиус инерции относительно оси Y самолета, м;

lt – расстояние от центра тяжести самолета до центра давления вертикального оперения, м;

g – ускорение свободного падения, м/с2;

V – индикаторная скорость самолета, м/с.

(c) В качестве нагрузки на вертикальное оперение, вместо указанной выше нагрузки, можно использовать нагрузку и ее распределение, указанные на рис. B5 и B8 Приложения B соответственно.

ОЛС.445. Разнесенные вертикальные поверхности

(a) Если на горизонтальном хвостовом оперении установлены разнесенные вертикальные поверхности, то поверхности оперения должны быть рассчитаны на одновременное действие максимальной нагрузки на горизонтальное опе-

рение и соответствующих нагрузок на вертикальное оперение, вызванных эффектом концевых шайб. Эти последние нагрузки не требуется суммировать с другими нагрузками на вертикальное оперение.

(b) Если часть разнесенной вертикальной поверхности находится выше, а часть – ниже горизонтальной поверхности, то критическая удельная нагрузка на вертикальную поверхность (нагрузка на единицу площади), заданная в ОЛС.441 и ОЛС.443, должна прикладываться:

(1) К части вертикальной поверхности, находящейся выше горизонтальной, а 80% этой нагрузки – к части, находящейся ниже; и

(2) К части вертикальной поверхности, находящейся ниже горизонтальной, а 80% этой нагрузки – к части, находящейся выше.

(c) Применяя условия рыскания, указанные в ОЛС.441 и ОЛС.443, к вертикальным поверхностям, рассмотренным в пункте (b) настоящего параграфа, необходимо учитывать влияние концевых шайб на разнесенные вертикальные поверхности.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСЛОВИЯ ДЛЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

ОЛС.447. Совместное нагружение хвостового оперения

(a) В условиях нагружения самолета, которые соответствуют точкам A или D на диаграмме «V-n», представленной в ОЛС.333(d) (в зависимости от того, в какой точке балансировочные нагрузки больше), нагрузки на горизонтальное оперение должны сочетаться с нагрузками на вертикальное оперение, указанными в ОЛС.441.

(b) Следует считать, что 75% нагрузок на горизонтальное оперение, определенных в ОЛС.423, и 75% нагрузок на вертикальное оперение, указанных в ОЛС.441, действуют одновременно.

ОЛС.449. Дополнительные нагрузки, прикладываемые к V-образным поверхностям хвостового оперения

Самолет с V-образным хвостовым оперением должен быть рассчитан на действие воздушного порыва, перпендикулярного по отношению к одной из стабилизирующих поверхностей, на скорости V_C. Этот случай является дополнительным к эквивалентным рассмотренным случаям для горизонтального и вертикального оперений.

Взаимодействие поверхностей V-образного оперения должно быть адекватно учтено.

ЭЛЕРОНЫ, ЗАКРЫЛКИ И СПЕЦИАЛЬНЫЕ УСТРОЙСТВА

ОЛС.455. Элероны

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

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

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

(i) резкое отклонение органов управления элеронами на максимальный угол на скорости V_A. Приемлемые допущения могут быть сделаны относительно скорости отклонения системы управления;

(ii) отклонение на скорости V_C, при V_C большей чем V_A, достаточное для создания угловой скорости крена не ниже получаемой согласно пункту (a)(2)(i) настоящего параграфа;

(iii) отклонение на скорости V_D, достаточное для создания угловой скорости крена не ниже 1/3 угловой скорости, получаемой согласно пункту (a)(2)(i) настоящего параграфа.

(b) При расчете элеронов могут быть использованы средние нагрузки и их распределение, приведенные в параграфе B11 и на рис. B1 и B9 Приложения B соответственно.

ОЛС.457. Закрылки

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

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

ОЛС.459. Специальные устройства

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

НАЗЕМНЫЕ НАГРУЗКИ

ОЛС.471. Общие положения

Считается, что эксплуатационные нагрузки на земле, указанные в настоящем подразделе, являются внешними и инерционными нагрузками, которые действуют на конструкцию самолета. В каждом указанном случае нагружения внешние реакции должны быть уравновешены поступательными и вращательными инерционными силами на основании точного расчета или расчета в запас.

ОЛС.473. Условия нагружения на земле и основные предположения

(a) Требования к наземным нагрузкам настоящего подраздела должны удовлетворяться при максимальном расчетном весе самолета.

(b) Выбранная максимальная вертикальная инерционная перегрузка в центре тяжести самолета для случаев нагружения на земле, изложенных в данном параграфе, не может быть меньше полученной при посадке с вертикальной скоростью снижения $V = 0{,}9066\ (G/S)^{1/4}$ при условии, что эта скорость не должна быть более 3,05 м/с и не может быть менее 2,15 м/с.

(c) Разрешается сделать допущение о том, что подъемная сила крыла, не превышающая 2/3 веса самолета, имеет место в течение всего времени действия удара при посадке и проходит через центр тяжести. Перегрузка от реакции земли может быть принята равной инерционной перегрузке минус отношение вышеуказанной подъемной силы крыла к весу самолета.

(d) Испытания на поглощение энергии (для определения эксплуатационной перегрузки, соответствующей потребным эксплуатационным скоростям снижения) должны проводиться в соответствии с ОЛС.725.

(e) Инерционная перегрузка, принимаемая для расчетных целей, не может быть менее 2,67, а эксплуатационная перегрузка от реакции земли также не может быть менее 2,0 при максимальном расчетном весе, если только эти минимальные значения не будут превышены при движении со скоростями вплоть до скорости взлета с наиболее неподготовленных аэродромов, которые могут быть использованы при эксплуатации самолета.

ОЛС.477. Схемы шасси

ОЛС.479–ОЛС.483 и Приложение С применяются к самолетам с обычным расположением носовой и основных стоек или хвостовой и основных стоек шасси.

ОЛС.479. Условия горизонтальной посадки

(a) Для горизонтальной посадки принимается, что самолет находится в следующих положениях:

(1) Самолеты с хвостовыми колесами – в обычном положении горизонтального полета.

(2) Самолеты с носовыми колесами – в положениях, при которых:

(i) носовое и основные колеса касаются земли одновременно; и

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

Положение, указанное в пункте (a)(2)(i) настоящего параграфа, можно использовать при анализе, требуемом в пункте (a)(2)(ii) настоящего параграфа.

(b) Одновременно с вертикальными реакциями земли должным образом прикладываются лобовые нагрузки, не меньшие чем 25% от максимальных вертикальных реакций, без учета разгрузки от подъемной силы крыла.

ОЛС.481. Условия посадки с опущенным хвостом

(a) Для посадки с опущенным хвостом принимается, что самолет находится в следующих положениях:

(1) Самолеты с хвостовым колесом – в положении, при котором хвостовое и основные колеса касаются земли одновременно.

(2) Самолеты с носовым колесом – либо вположении сваливания, либо с максимальным углом, который допускает клиренс до земли каждой части самолета (берется меньший угол).

(b) Для самолетов как с хвостовым, так и с носовым колесом принимается, что реакции земли являются вертикальными, при этом колеса имеют скорость, которая была достигнута перед максимальной вертикальной нагрузкой.

ОЛС.483. Условия посадки на одно колесо

Для случая посадки на одно колесо принимается, что самолет находится в горизонтальном положении и касается земли одной из основных стоек шасси. В этом положении реакции земли для этой стойки шасси должны быть такими же, как это определено в ОЛС.479.

ОЛС.485. Условия действия боковой нагрузки

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

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

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

(1) 0,5 G – действует на одну стойку шасси и направлена к борту фюзеляжа; и

(2) 0,33 G – действует на другую стойку шасси и направлена от борта фюзеляжа.

ОЛС.493. Условия качения с торможением

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

(a) Эксплуатационная вертикальная перегрузка должна быть равна 1,33.

(b) Положения самолета и контакты с землей должны быть такими же, как описано в ОЛС.479 для горизонтальных посадок.

(c) Лобовая реакция, равная вертикальной реакции на колесо, умноженной на коэффициент трения 0,8, должна быть приложена в точке контакта с землей каждого тормозного колеса, при условии, что лобовая реакция не должна превышать максимального значения, основанного на эксплуатационном тормозном моменте.

ОЛС.497. Дополнительные условия нагружения для хвостовых колес

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

(a) При наезде на препятствие эксплуатационная реакция земли, полученная в случае посадки с опущенным хвостом, действует вверх и назад через ось колеса под углом 45°. Может быть принято, что амортизатор и шина обжаты до их статических положений.

(b) При действии боковой нагрузки принимается, что эксплуатационная вертикальная реакция земли, равная статической нагрузке на хвостовое колесо, сочетается с равным по величине боковым компонентом. Кроме того:

(1) Если имеется шарнирное соединение с вертикальной осью, то принимается, что хвостовое колесо повернуто на 90° относительно продольной оси самолета, а результирующая нагрузка от земли проходит через ось колеса.

(2) Если используется стопор, механизм управления или демпфер шимми, то предполагается, что хвостовое колесо находится в положении вдоль оси самолета, а боковая нагрузка действует в точке контакта с землей; и

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

ОЛС.499. Дополнительные условия нагружения для носовых колес

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

(a) При нагрузках, направленных назад, составляющие эксплуатационной силы на оси колеса должны быть:

(1) Вертикальная составляющая – 2,25 статической нагрузки на колесо; и

(2) Лобовая составляющая – 0,8 от вертикальной нагрузки.

(b) При нагрузках, направленных вперед, составляющие эксплуатационной силы на оси колеса должны быть:

(1) Вертикальная составляющая – 2,25 статической нагрузки на колесо; и

(2) Направленная вперед составляющая – 0,4 от вертикальной нагрузки.

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

(1) Вертикальная составляющая – 2,25 статической нагрузки на колесо; и

(2) Боковая составляющая – 0,7 от вертикальной нагрузки.

ОЛС.505. Дополнительные требования для самолетов с лыжным шасси

При определении наземных нагрузок на самолет с лыжным шасси, полагая, что самолет находится на земле с «приморожденной» одной главной лыжей и другими лыжами, свободными для скольжения, считается, что максимальная боковая эксплуатационная нагрузка равна 0,036 максимального расчетного веса самолета и приложена вблизи хвостовой части с коэффициентом безопасности, равным 1.

НАГРУЗКИ НА ВОДЕ

ОЛС.521. Случаи нагрузок на воде

Конструкция гидросамолетов и самолетов-амфибий должна быть рассчитана на гидроди-

намические нагрузки, возникающие при взлете и посадке, при любых возможных положениях самолета относительно водной поверхности, которые могут иметь место в нормальных условиях эксплуатации, а также при соответствующих значениях поступательной и вертикальной скоростей снижения при наиболее неблагоприятном состоянии водной поверхности.

СЛУЧАИ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ

ОЛС.561. Общие положения

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

(b) Конструкция должна быть спроектирована так, чтобы у каждого человека на борту имелась реальная возможность избежать травмирования при незначительных разрушениях в случаях аварийной посадки:

(1) При правильном использовании поясных и привязных ремней безопасности.

(2) Когда каждый человек на борту испытывает инерционные нагрузки, соответствующие следующим расчетным перегрузкам:

(i) вверх 3,0;
(ii) вперед 9,0;
(iii) вбок 1,5.

(c) Крепление каждого отдельного тяжелого предмета, который в случае отрыва может нанести травму человеку на борту, должно быть спроектировано с учетом перегрузок, установленных выше, кроме случая, когда двигатель установлен позади и выше кабины. В этом случае подвеска двигателя и поддерживающая ее конструкция рассчитываются на расчетную перегрузку 15, действующую вперед.

(d) Конструкция должна предохранять находящихся на борту людей при полном опрокидывании самолета. При этом предполагается, что при отсутствии более точных данных:

(1) Инерционная сила, действующая вверх, соответствует расчетной перегрузке 3,0; и
(2) Коэффициент трения с землей равен 0,5.

(e) Все самолеты с убирающимся шасси должны быть спроектированы так, чтобы обеспечить защиту каждому человеку на борту при посадке:

(1) С убранным шасси.

(2) С умеренной скоростью снижения.

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

(i) расчетная инерционная перегрузка вниз равна 3,0;

(ii) коэффициент трения с землей равен 0,5.

ОЦЕНКА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ

ОЛС.572. Части конструкции, являющиеся критическими с точки зрения безопасности

(a) Должны быть определены все части основной силовой конструкции, разрушение которых может быть рассмотрено как критическое для безопасности, так как может представлять опасность для находящихся на борту людей и/или привести к потере самолета.

(b) Должны быть представлены достаточные доказательства того, что каждая из частей конструкции, определенных в пункте (a) настоящего параграфа, имеет характеристики прочности, необходимые для достижения приемлемого безопасного ресурса.

РАЗДЕЛ D – ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

ОЛС.601. Общие положения

Пригодность всех вызывающих сомнение частей и деталей конструкции, имеющих важное значение для безопасной эксплуатации, следует определять путем испытаний.

ОЛС.603. Материалы и качество изготовления

(a) Пригодность и долговечность материалов, используемых для изготовления деталей, разрушение которых может отрицательно повлиять на безопасность, должны:

(1) Определяться по опыту или путем испытаний.

(2) Соответствовать утвержденным техническим условиям, гарантирующим прочность и другие свойства, принятые в расчетных данных; и

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

ОЛС.605. Технологические процессы производства

(a) Применяемые технологические процессы должны стабильно обеспечивать качество конструкции. Если используемый для достижения этой цели технологический процесс (такой, как склеивание, точечная сварка, термообработка) требует тщательного контроля, то этот процесс должен осуществляться в соответствии с одобренными технологиями.

(b) Каждый новый технологический процесс в производстве самолета должен быть обоснован результатами испытаний.

ОЛС.607. Самоконтрящиеся гайки

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

ОЛС.609. Защита элементов конструкции

Каждый элемент конструкции должен:

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

(1) Атмосферные воздействия.

(2) Коррозию; и

(3) Истирание.

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

ОЛС.611. Обеспечение доступа

Должна быть обеспечена возможность проверки и осмотра (включая осмотр основных элементов конструкции и систем управления), восстановления и замены любой составной части конструкции, требующей технического обслуживания, регулировки для обеспечения правильной установки и функционирования, смазки или обслуживания.

ОЛС.613. Прочностные характеристики материалов и их расчетные значения

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

(b) Расчетные значения следует выбирать таким образом, чтобы вероятность недостаточной прочности какой-либо конструкции из-за разброса свойств материала была чрезвычайно мала.

(c) Влияние температуры на допустимые напряжения, применяемые при расчете ответственных элементов или узлов конструкции, должно учитываться, если значительный тепловой эффект имеет место при нормальных эксплуатационных условиях.

ОЛС.615. Расчетные характеристики

(a) Расчетные характеристики могут быть использованы применительно к следующим условиям:

(1) Если приложенные нагрузки в конечномсчете передаются через единичный элемент в пределах узла агрегата, причем разрушение этого элемента приводит к потере конструктивной целостности агрегата, должны соблюдаться гарантированные минимальные расчетные механические характеристики (значения «A»).

(2) Расчет статически неопределимых конструкций, у которых разрушение отдельных элементов приводит к безопасному перераспределению приложенных нагрузок на другие несущие элементы конструкции, можно производить на основе 90%-й вероятности (значения «B»).

(3) Значения «A» и «B» определяются следующим образом:

(i) значение «A» – это значение, выше которого находится не менее 99% всей совокупности значений с доверительной вероятностью 95%;

(ii) значение «В» – это значение, выше которого находится не менее 90% всей совокупности значений с доверительной вероятностью 95%.

(b) Могут быть использованы расчетные значения, более высокие, чем гарантированные минимумы, требуемые в пункте (a) настоящего параграфа, если производится дополнительный отбор материала, при котором образец каждого отдельного полуфабриката подвергается испытаниям перед его использованием, чтобы убедиться, что его фактическая прочность равна или выше расчетной.

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

ОЛС.619. Специальные коэффициенты безопасности

Коэффициент безопасности, предписанный в ОЛС.303, должен быть умножен на соответствующие максимальные специальные коэффициенты безопасности, предписанные в ОЛС.621–ОЛС.625, для каждой детали конструкции, прочность которой:

(a) Ненадежна.

(b) Может снижаться в процессе эксплуатации до плановой замены; или

(c) Может значительно изменяться вследствие несовершенства технологических процессов или методов контроля для конструкций из композиционных материалов; при этом должен быть использован специальный, полученный по результатам испытаний, коэффициент, который учитывает в расчете нестабильность характеристик материала, а также влияние температуры и влагопоглощения.

ОЛС.621. Коэффициенты безопасности для отливок

Для отливок, прочность которых обоснована по крайней мере одним статическим испытанием и которые контролируются визуально, должен быть использован специальный коэффициент 2,0. Этот коэффициент может быть уменьшен до 1,25 при условии, что такое снижение подтверждено испытаниями не менее трех образцов отливок и все производимые отливки подвергаются одобренному визуальному и рентгеновскому контролю или одобренному эквивалентному методу неразрушающего контроля.

ОЛС.623. Коэффициенты безопасности для опор

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

(b) Для шарниров подвески поверхностей управления и узлов соединений системы управления требования пункта (a) настоящего параграфа удовлетворяются, если коэффициенты безопасности принимаются согласно ОЛС.657 и ОЛС.693 соответственно.

ОЛС.625. Коэффициенты безопасности для стыковых узлов (фитингов)

Условия, приведенные ниже, относятся ко всем стыковым узлам (деталям, используемым для соединения одного элемента конструкции с другим).

(a) Для каждого стыкового узла, прочность которого не доказана испытаниями на эксплуатационную и расчетную нагрузки с воспроизведением действительных напряжений в стыковом узле и окружающих конструкциях, коэффициент безопасности для стыковых узлов, равный не менее 1,15, должен относиться:

(1) Ко всем частям стыкового узла.

(2) К деталям крепления; и

(3) К опорам соединяемых элементов.

(b) Коэффициент безопасности для стыковых узлов не требуется применять для соединений, спроектированных на основе данных всесторонних испытаний (например, сплошные регулярные соединения металлической обшивки, сварные соединения и соединения деревянных частей «в замок»).

(c) Для каждого стыкового узла, выполненного заодно с деталью, стыковым узлом считается часть всего узла до того места, где его сечение становится типичным для данного элемента конструкции.

(d) Для каждого кресла, поясных и плечевыхремней безопасности должно быть показано расчетом, испытаниями или тем и другим вместе, что их крепления к конструкции способны выдерживать инерционные силы, предписанные в ОЛС.561, умноженные на коэффициент безопасности для стыковых узлов, равный 1,33.

ОЛС.627. Усталостная прочность

Конструкция должна быть спроектирована так, чтобы избегать по возможности мест концентрации напряжений, где в условиях нормальной эксплуатации могут возникать переменные напряжения, превышающие предел усталости.

ОЛС.629. Флаттер

(a) Должно быть показано одним из методов, приведенных в пунктах (b), (c) или (d) настоящего параграфа, или комбинацией этих методов, что самолет свободен от флаттера, реверса органов управления и дивергенции при любых условиях эксплуатации в пределах допустимой области полета «V-n», при всех значениях скоростей полета, вплоть до скорости, установленной для выбранного метода. Кроме того:

(1) Должны быть установлены соответствующие допуски на параметры, влияющие на флаттер, включая скорость, демпфирование, весовую балансировку и жесткость системы управления; и

(2) Собственные частоты колебаний основных агрегатов конструкции должны быть определены частотными испытаниями или другими утвержденными экспериментальными методами. Это требование не обязательно, если используются одновременно оба метода, описанные в пунктах (c) и (d) настоящего параграфа, и V_D ниже 260 км/ч.

(b) Безопасность самолета от флаттера, реверса управления и дивергенции может быть показана расчетом, если расчет подтверждает отсутствие флаттера для всех скоростей вплоть до 1,2 V_D.

(c) Безопасность от флаттера, реверса управления и дивергенции может быть показана летными испытаниями самолета, если при этих испытаниях:

(1) Были предприняты необходимые и достаточные меры для возбуждения флаттера в диапазоне скоростей вплоть до скорости V_D.

(2) Отклик конструкции самолета на возбуждение в процессе испытаний показывает отсутствие флаттера.

(3) Имеется надлежащий запас по демпфированию на скорости V_D; и

(4) Не имеется большого и резкого падения демпфирования при приближении к скорости V_D.

(d) Возможно использование упрощенных методов исследования флаттера, реверса управления или дивергенции, приемлемых для Компетентного органа, если:

(1) Крыло не имеет больших сосредоточенных масс (таких, как двигатели, поплавки, топливные баки во внешних частях крыла); и

(2) Самолет имеет традиционную схему, а именно:

(i) не имеет Т-образного или хвостового оперения на балках или V-образного оперения;

(ii) не имеет необычного распределения масс или других необычных конструктивных особенностей, влияющих на применимость этих приближенных методов, и не имеет значительной стреловидности;

(iii) имеет фиксированные киль и стабилизатор.

(e) Для продольного, поперечного и путевого управления должно быть доказано отсутствие флаттера, реверса управления и дивергенции вплоть до V_D после любого единичного разрушения, отказа или рассоединения любого элемента системы управления триммером.

КРЫЛЬЯ

ОЛС.641. Доказательство прочности

Прочность крыльев с работающей обшивкой должна быть доказана путем статических испытаний или сочетанием расчета на прочность и статических испытаний.

ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

ОЛС.651. Доказательство прочности

(a) Поверхности управления должны испытываться на эксплуатационные нагрузки, при этом также испытываются «кабанчики» или фитинги, к которым крепятся элементы системы управления.

(b) В расчетах на прочность нагрузки предварительной затяжки расчалок должны учитываться точным расчетом или расчетом в запас.

ОЛС.655. Установка

(a) Установка отклоняемых поверхностей должна быть выполнена таким образом, чтобы исключалось взаимодействие между любыми поверхностями, их креплениями или прилегающими неподвижными элементами конструкции, когда одна из поверхностей находится в наиболее критическом положении, а другие отклоняются во всем допустимом диапазоне.

(b) В случае применения управляемого стабилизатора, для него должны быть предусмотрены упоры, ограничивающие диапазон его отклонений такими углами, которые обеспечивают безопасные полет и посадку.

ОЛС.657. Узлы подвески

(a) Узлы подвески поверхностей управления, за исключением шарниров с шариковыми и роликовыми подшипниками, должны иметь коэффициент безопасности не менее 6,67 к пределу прочности на смятие наиболее мягкого материала, использованного в опоре.

(b) В шарнирах с шариковыми или роликовыми подшипниками не должны превышаться утвержденные номинальные характеристики подшипников.

(c) Узлы подвески должны иметь достаточную прочность и жесткость при нагрузках, параллельных оси шарнира.

ОЛС.659. Весовая компенсация

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

(a) 24 – перпендикулярно плоскости поверхности управления.

(b) 12 – в продольном (по отношению к самолету) направлении.

(c) 12 – параллельно оси, проходящей через узлы подвески.

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

ОЛС.671. Общие положения

(a) Системы управления должны выполнять свои функции легко, плавно и стабильно.

(b) Рычаги систем управления должны быть расположены и обозначены так, чтобы обеспечивалось удобство в работе и предотвращалась возможность ошибок и непреднамеренных действий пилота.

ОЛС.673. Основные системы управления полетом

(a) Основными являются такие системы управления полетом, которые непосредственно используются пилотом для управления самолетом по тангажу, крену и курсу.

(b) Проектирование основных систем управления полетом должно быть направлено на то, чтобы свести к минимуму вероятность разрушения какого-либо соединительного или передающего элемента в системе управления, способного привести к потере управления относительно любой оси.

ОЛС.675. Упоры

(a) Системы управления должны быть снабжены упорами, которые ограничивают диапазон отклонения подвижных аэродинамических поверхностей, управляемых данными системами.

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

(c) Упоры должны выдерживать нагрузки, соответствующие расчетным условиям для системы управления.

ОЛС.677. Системы балансировки

(a) Должны быть приняты меры предосторожности для предотвращения непреднамеренного, неправильного или резкого отклонения триммеров. Вблизи рычагов управления триммерами должны находиться устройства, указывающие направление перемещения рычага управления балансировкой относительно направления движения самолета. Кроме того, должны быть предусмотрены указатели, позволяющие пилоту определить положение балансировочного устройства по отношению к диапазону регулирования. Указатель должен быть хорошо виден пилоту, спроектирован и установлен таким образом, чтобы предотвратить возможные ошибки пилота при его использовании.

(b) Система управления триммером должна быть необратимой, если триммер не имеет весовой балансировки и в связи с этим не исключается возможность возникновения флаттера. Необратимые системы управления триммерами должны иметь достаточную жесткость и надежность на участке от триммера до места крепления к конструкции самолета устройства, обеспечивающего необратимость.

ОЛС.679. Стопоры системы управления

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

(a) Безошибочного предупреждения пилота о включенном стопоре.

(b) Предотвращения непроизвольного включения стопора в полете.

ОЛС.681. Статические испытания на расчетную нагрузку

(a) Соответствие требованиям настоящих Норм должно быть доказано испытаниями на расчетные нагрузки, при которых:

(1) Выбором направления испытательных-нагрузок создаются наиболее неблагоприятные условия нагружения системы управления; и

(2) Испытаниям подвергаются также все узлы, ролики и кронштейны, используемые для крепления системы к основной конструкции.

(b) Соответствие специальным коэффициентам для соединений системы управления, имеющих угловое перемещение, должно быть доказано расчетами или отдельными статическими испытаниями.

ОЛС.683. Испытания на функционирование

(a) Испытаниями на функционирование должно быть показано, что, когда поверхности управления приводятся в действие из кабины пилота при нагрузке системы, предписанной в пункте (b) настоящего параграфа, система работает без:

(1) Заедания.

(2) Чрезмерного трения; и

(3) Чрезмерного отклонения органов управления.

(b) Предписываются следующие испытательные нагрузки:

(1) Для системы в целом – меньшие из двух видов нагрузок, соответствующих эксплуатационным воздушным нагрузкам на данную поверхность или эксплуатационным усилиям пилота, приведенным в ОЛС.397(b).

(2) Для вспомогательного управления – нагрузки не ниже соответствующих максимальному усилию пилота в соответствии с ОЛС.405.

ОЛС.685. Элементы системы управления

(a) Все элементы системы управления должны быть сконструированы и установлены таким образом, чтобы исключалось заклинивание, заедание и воздействие на них пассажиров, грузов и незакрепленных предметов, а также образование влаги в местах, где ее замерзание может вызвать отказ системы управления.

(b) В кабине экипажа должны быть приняты меры, предотвращающие попадание посторонних предметов в такие места, где они могут вызвать заклинивание системы управления.

(c) Должны быть приняты меры, предотвращающие удары тросов или тяг о другие части самолета.

(d) Все элементы системы управления полетом должны иметь четкую и постоянную маркировку и быть спроектированы так, чтобы свести к минимуму вероятность неправильной сборки, которая привела бы к нарушению функционирования системы управления.

ОЛС.687. Пружинные устройства

Надежность любого пружинного устройства, применяемого в системе управления, должна подтверждаться испытаниями, воспроизводящими условия эксплуатации, если отказ пружины может вызвать флаттер или привести к снижению безопасности полета.

ОЛС.689. Тросовые системы

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

(1) В основных системах управления не должны применяться тросы диаметром менее 3 мм.

(2) Тросовые системы должны быть спроектированы таким образом, чтобы исключалось опасное изменение натяжения тросов во всем диапазоне перемещений при эксплуатационных условиях и во всем диапазоне изменения температуры.

(3) Должна быть обеспечена возможность визуального осмотра всех направляющих, роликов, наконечников и тандеров.

(b) Тип и размер ролика должны соответствовать применяемому тросу. Ролики должны быть снабжены установленными вблизи них предохранительными устройствами против смещения и перехлестывания тросов даже при их провисании. Все ролики должны находиться в одной плоскости с тросом во избежание трения троса о реборду ролика.

(c) Направляющие тросов должны быть установлены таким образом, чтобы они не вызывали изменения направления троса более чем на 3°.

(d) В системах управления не должны применяться находящиеся под воздействием нагрузки или имеющие подвижность серьги с осевыми шпильками, законтренные только шплинтами.

(e) Тандеры должны устанавливаться на участках троса, не имеющих угловых перемещений во всем диапазоне хода троса.

(f) Тросы управления триммерами не относятся к основной системе управления полетом, и на самолетах, на которых при наиболее неблагоприятных положениях триммеров обеспечивается безопасность полета, диаметр этих тросов может быть менее 3 мм.

ОЛС.693. Соединения

Соединения проводки управления (в системах с жесткой проводкой), которые имеют угловые перемещения, за исключением соединений с шариковыми и роликовыми подшипниками, должны иметь специальный коэффициент безопасности не менее 3,33 по отношению

к пределу прочности на смятие самого мягкого материала, применяемого в опоре. Для соединений тросовой системы управления этот коэффициент может быть уменьшен до 2,0.

Одобренные номинальные характеристики шариковых и роликовых подшипников не должны превышаться.

ОЛС.697. Система управления закрылками

(a) Каждая система управления закрылками должна быть спроектирована таким образом, чтобы при отклонении закрылков в любое заданное положение, которое удовлетворяет требованиям к летным характеристикам, они не могли перемещаться из заданного положения, если только это перемещение не вызвано воздействием на рычаги управления или работой автоматического устройства ограничения нагрузки на закрылок.

(b) Скорость перемещения закрылков в ответна управляющие команды пилота или автоматических устройств должна обеспечивать удовлетворительные пилотажные и летные характеристики при установившихся или изменяющихся скоростях полета, мощности двигателей и пространственном положении самолета.

ОЛС.699. Указатель положения закрылков

Должен быть предусмотрен указатель положения закрылков:

(a) Для закрылков, которые можно устанавливать только в положения уборки и полного выпуска, если:

(1) Механизм управления не обеспечивает чувство управления и положения закрылков (как при применении механической связи); или

(2) Пилоту трудно определить положение закрылков безопасного отвлечения внимания от других задач пилотирования в любых условиях полета.

(b) Для закрылков, которые можно устанавливать в промежуточные положения, если:

(1) Любое положение закрылков, в дополнение к положениям уборки и полного выпуска, используется для демонстрации соответствия требованиям настоящих Норм к летным характеристикам; и

(2) Установка закрылков не удовлетворяет требованиям пункта (a)(1) настоящего параграфа.

ОЛС.701. Взаимосвязь между закрылками

Отклонение закрылков по обе стороны от плоскости симметрии самолета должно синхронизироваться механической связью.

ШАССИ

ОЛС.723. Испытания амортизации

(a) Должно быть показано, что эксплуатационные перегрузки, выбранные для расчета согласно ОЛС.473, не будут превышены. Это должно быть показано испытаниями на поглощение энергии, за следующими исключениями, при которых разрешается использовать расчет:

(1) Для случаев увеличения ранее утвержденных взлетного и посадочного весов.

(2) Для шасси, предварительно утвержденных на самолетах с подобными весами и эксплуатационными характеристиками.

(3) В случаях посадочных устройств, использующих стальную или композиционную пружину или любой другой энергопоглощающий элемент, для которого амортизационные характеристики не существенно зависят от скорости сжатия или растяжения.

(4) В случаях наличия посадочных устройств, имеющих достаточный опыт эксплуатации и доказательную документацию.

(b) В испытаниях на сброс при поглощениимаксимальной энергии посадочное устройство не должно разрушиться, но может иметь остаточные пластические деформации. Моделируемая максимальная скорость снижения принимается в 1,2 раза большей эксплуатационной скорости снижения, определенной при допущении, что подъемная сила крыла равна весу самолета. Испытания могут быть заменены расчетом в тех же случаях, которые предусмотрены пунктами (a)(1)–(a)(4) настоящего параграфа.

ОЛС.725. Испытания на сброс при эксплуатационных условиях

(a) Если соответствие с ОЛС.723(a) доказывается испытаниями на свободное падение, то эти испытания должны проводиться на целом самолете или на агрегатах, состоящих из колеса, шины и амортизатора, собранных соответствующим образом. Высота свободного падения (h, м) должна быть не менее определенной по следующей формуле:

$$h = 0{,}042 \cdot \sqrt{G/S}.$$

Однако высота свободного падения не должна быть менее 0,235 м и может не превышать 0,475 м.

(b) Если при испытаниях на свободное падение влияние подъемной силы крыла представляется эквивалентным уменьшением веса,

шасси должно сбрасываться с эффективным весом, равным

$$G_e = G\ \{h+(1 - L)d\}/(h + d),$$

где

G_e – эффективный вес, используемый при испытаниях на сброс, кгс;

h – заданная высота свободного падения, м;

d – обжатие пневматика при ударе (при утвержденном давлении в пневматике) плюс вертикальная составляющая перемещения оси колеса относительно сбрасываемой массы, м;

$G = G_{ОСН}$ для основных стоек шасси; статическая нагрузка на основную стойку при горизонтальном положении самолета (при этом на самолетах с носовой стойкой шасси носовая стойка не касается земли), кгс;

$G = G_{ХВ}$ для хвостовых стоек; статическая нагрузка на хвостовую стойку при стоянке с опущенным хвостом, кгс;

$G = G_{НОС}$ для носовых стоек; вертикальная составляющая статической реакции носового колеса, кг. Принимается, что в центре тяжести действует вертикальная сила, направленная вниз и равная весу самолета, и горизонтальная, направленная вперед и равная 0,33 этого веса;

L – отношение принятой подъемной силы крыла к весу самолета, но не более 0,667.

(c) Эксплуатационная инерционная перегрузка должна определяться точно или в запас при испытаниях на сброс с таким пространственным положением стоек шасси и при таких лобовых нагрузках, которые соответствуют условиям посадки.

(d) Значение d, используемое при вычислении G_e пункте (b) настоящего параграфа, не должно превышать фактического значения, полученного при испытаниях на сброс.

(e) Эксплуатационная инерционная перегрузка n должна определяться из испытаний на сброс согласно пункту (b) настоящего параграфа по следующей формуле:

$$n = n_j\ (G_e/G) + L,$$

где

n_j – перегрузка, развиваемая в испытаниях на сброс (т.е. ускорение d_V/d_t в единицах g, зарегистрированное в испытаниях на сброс) плюс 1,0; и

G, G_e и L – те же, что и при вычислении в испытаниях на сброс.

(f) Величина перегрузки n, определенная в соответствии с пунктом (e) настоящего параграфа, не должна превышать эксплуатационную инерционную перегрузку, используемую в условиях посадки, указанных в ОЛС.473.

ОЛС.726. Динамические испытания на наземные нагрузки

(a) Если соответствие требованиям ОЛС.479–ОЛС.483 для наземных нагрузок доказывается динамическими испытаниями на сброс, то должно быть проведено одно испыта-ние на сброс согласно ОЛС.725, при этом высо-та сброса должна быть:

(1) В 2,25 раза больше высоты сброса, предписанной в ОЛС.725(a); или

(2) Достаточной для получения в 1,5 раза большей эксплуатационной перегрузки.

(b) Для доказательства прочности следует использовать критические условия посадки при всех расчетных случаях, указанных в ОЛС.479–ОЛС.483.

ОЛС.727. Испытания на сброс при поглощении максимальной энергии

(a) Если соответствие требованию к поглощению максимальной энергии, приведенному в ОЛС.723(b), доказывается испытаниями на свободное падение, то высота сброса должна быть по крайней мере в 1,44 раза больше указанной в ОЛС.725.

(b) Если влияние подъемной силы крыла представляется эквивалентным уменьшением веса, шасси должно сбрасываться с эффективным весом, равным $G_e = G\ \{h/(h + d)\}$, где условные обозначения и относящиеся к ним условия те же, что в ОЛС.725.

ОЛС.729. Система выпуска и уборки шасси

(a) **Общие положения.** К самолетам с убирающимся шасси относятся следующие требования:

(1) Механизм уборки шасси и узлы крепленияодолжны быть рассчитаны на максимальные полетные перегрузки при убранном шасси и на сочетание нагрузок от трения, инерции, тормозного момента и аэродинамических нагрузок, имеющих место во время уборки на любой воздушной скорости до 1,6 V_{S1} с убранными закрылками, и на любые перегрузки, вплоть до указанных в ОЛС.345 для условий полета с выпущенными закрылками.

(2) Шасси и механизм уборки, включая створки отсеков шасси, должны выдерживать полетные нагрузки, в том числе нагрузки, возникающие при всех условиях скольжения, ука-

занных в ОЛС.351, при выпущенном шасси на любой скорости по крайней мере до 1,6 V_{S1} с убранными закрылками.

(b) **Замок шасси.** Должны быть предусмотрены средства для надежного удержания шасси в выпущенном положении.

(c) **Аварийный выпуск.** Сухопутный самолет с убирающимся шасси, не имеющий аварийного выпуска шасси вручную, должен иметь средства выпуска шасси на случай:

(1) Любого умеренно вероятного отказа в основной системе управления шасси; или

(2) Любого умеренно вероятного отказа источника мощности, способного помешать работе основной системы привода шасси.

(d) **Испытания на работоемкость.** Нормальная работа механизма уборки должна быть доказана путем испытаний на работоемкость (функционирование) вплоть до скорости V_{LO}.

(e) **Указатель положения.** Если самолет имеет убирающееся шасси, должен быть предусмотрен указатель положения шасси или другие устройства, информирующие пилота о том, что шасси зафиксировано в выпущенном (убранном) положении. Если используются датчики положения, то их расположение и соединение с элементами шасси должно исключать ошибочную индикацию «ВЫПУЩЕНО И ЗАФИКСИРОВАНО», если шасси не выпущено полностью, или индикацию «УБРАНО И ЗАФИКСИРОВАНО», если шасси не полностью убрано. Датчики положения могут быть расположены так, чтобы управление ими осуществлялось непосредственно затворами замков шасси или специальными устройствами.

(f) **Сигнализация шасси.** При эксплуатации самолетов на суше должны быть предусмотрены следующие звуковые или другие равноценные по эффективности сигнальные устройства шасси:

(1) Устройство, которое действует непрерывно, когда рычаг управления двигателем (РУД) установлен в положение ниже нормально используемого для захода на посадку, а шасси не выпущено полностью и не зафиксировано замками. Недопустимо использование механического упора РУД вместо устройства выдачи звукового предупреждения.

(2) Устройство, которое действует непрерывно, когда закрылки отклонены в положение, не соответствующее максимальному углу отклонения, используемому при нормальном заходе на посадку, а шасси не выпущено полностью и не зафиксировано замками. Датчики положения закрылков можно устанавливать в любом удобном месте. В системе данного устройства допустимо использование любой части (включая генератор звукового сигнала) устройства, требуемого пунктом (f)(1) настоящего параграфа.

ОЛС.731. Колеса

(a) Все основные и носовое колеса должны быть утвержденного типа.

(b) Максимальная по техническим условиям стояночная нагрузка каждого колеса должна быть не меньше соответствующей статической реакции земли при:

(1) Расчетном максимальном весе.

(2) Критической центровке.

(c) Максимальная предельная по техническим условиям нагрузка каждого колеса должна быть равна или больше максимальной предельной эксплуатационной радиальной нагрузки, определенной согласно соответствующим требованиям настоящих Норм к наземным нагрузкам.

ОЛС.733. Шины

(a) Каждое колесо шасси должно иметь шину утвержденного типа, характеристики которой (статические и динамические) не превышаются:

(1) При нагрузке на шину каждого основного колеса, равной статической реакции земли при расчетном максимальном весе и критической центровке; и

(2) При нагрузке на шину носового колеса (сравниваемой с динамическими характеристиками, которые установлены для подобных шин), равной реакции, полученной на носовом колесе при следующих условиях: вес самолета сосредоточен в наиболее критическом положении центра тяжести и находится под действием сил 1,0G вниз и 0,21G вперед (где G – расчетный максимальный вес, кгс); реакции между носовыми и основными колесами распределены по принципам статики; реакция торможения на земле приложена только к тормозным колесам.

(b) На убирающемся шасси все шины, при максимальных возможных в эксплуатации размерах, должны иметь зазор с окружающей конструкцией и системами, достаточный для исключения контакта между шиной и любой частью конструкции или систем.

ОЛС.735. Тормоза

(a) Должны быть предусмотрены такие тормоза, чтобы величина кинетической энергии, поглощаемой тормозной установкой каждого основного колеса, была не менее потребной величины поглощения кинетической энергии торможения, определенной любым из следующих методов.

(1) Определение потребной величины поглощения кинетической энергии торможения точным расчетом в запас при максимальном посадочном весе на основе анализа последовательности условий, ожидаемых во время посадки.

(2) Вместо точного расчета потребную величину кинетической энергии поглощения тормозной установкой каждого основного колеса можно получить из следующей формулы:

$$K_E = 0{,}00395\ G\ V^2/N,$$

где K_E – кинетическая энергия на колесо, кгс•м;

G – расчетный посадочный вес, кгс;

N – количество основных колес с тормозами;

V – скорость самолета, км/ч. V должна быть не менее V_{SO} – скорости сваливания самолета с выключенным двигателем на уровне моря при расчетном посадочном весе и конфигурации.

(b) Тормоза должны исключать возможность-качения колес по бетонированной ВПП при максимальной взлетной тяге. При этом не требуется, чтобы тормоза исключали возможность движения самолета с заторможенными колесами.

ОЛС.737. Лыжи

Лыжи должны быть утвержденного типа. Установленная максимальная эксплуатационная нагрузка каждой лыжи должна быть не менее максимальной эксплуатационной нагрузки, определяемой в соответствии с требованиями настоящих Норм к наземным нагрузкам.

КОРПУСА И ПОПЛАВКИ

ОЛС.751. Плавучесть основных поплавков

(a) Каждый основной поплавок должен иметь:

(1) Плавучесть, на 80% выше плавучести, необходимой этому поплавку для обеспечения плавучести приходящейся на него доли максимального веса гидросамолета или самолета-амфибии в пресной воде; и

(2) Достаточное количество водонепроницаемых отсеков, чтобы обеспечить плавучесть гидросамолета или самолета-амфибии без опрокидывания при затоплении любых двух отсеков основного поплавка.

(b) Каждый основной поплавок должен иметь по крайней мере четыре водонепроницаемых отсека приблизительно одинакового объема.

ОЛС.753. Конструкция основного поплавка

Каждый основной поплавок гидросамолета должен быть одобрен и должен соответствовать требованиям, изложенным в ОЛС.521.

ОЛС.757. Вспомогательные поплавки

Вспомогательные поплавки должны быть расположены таким образом, чтобы при полном погружении в пресной воде создавать выравнивающий момент, не менее чем в 1,5 раза превышающий опрокидывающий момент, обусловленный креном гидросамолета или самолета-амфибии.

РАЗМЕЩЕНИЕ ЛЮДЕЙ И ГРУЗА

ОЛС.771. Кабина пилота

(a) Кабина пилота и ее оборудование должны позволять пилоту выполнять его обязанности без излишнего напряжения или утомляемости.

(b) Органы аэродинамического управления, перечисленные в ОЛС.779, за исключением тросов и тяг управления, должны быть так расположены относительно винта, чтобы ни пилот, ни рычаги управления не находились в зоне между плоскостью вращения винта и поверхностью, образованной линией, проходящей через центр втулки винта под углом 5° вперед или назад от плоскости вращения винта.

ОЛС.773. Обзор из кабины пилота

Кабина пилота должна быть свободна от бликов отражений, способных помешать зрительному восприятию пилота, и должна быть спроектирована так, чтобы:

(a) Пилоту обеспечивался достаточно широкий беспрепятственный и неискаженный обзор для безопасной работы.

(b) Пилот был защищен от атмосферных воздействий, чтобы в условиях умеренного дождя не происходило чрезмерного ухудшения видимости как по направлению движения нормального полета, так и во время посадки; и

(c) Образование запотевания на внутренней части лобового и боковых стекол, препятствующее обеспечению требований пункта (a) настоящего параграфа, могло быть легко устранено пилотом, если только не предусмотрены средства, предохраняющие стекла от запотевания.

ОЛС.775. Лобовые стекла и окна

(a) Используемый для изготовления остекления материал не должен образовывать опасных осколков при разрушении.

(b) Лобовые и боковые стекла фонаря должны иметь коэффициент пропускания света не менее 70% и не должны значительно изменять свой естественный цвет.

ОЛС.777. Органы управления в кабине

(a) Все органы управления в кабине должны быть расположены (кроме случаев, когда их назначение очевидно) и обозначены так, чтобы обеспечивалось удобство использования и исключалось их непреднамеренное перемещение.

(b) Органы управления должны быть расположены и устроены таким образом, чтобы сидящий в кресле и пристегнутый ремнями пилот мог полностью и беспрепятственно перемещать любой орган управления и этому не мешала бы его одежда (включая зимнюю амуницию) или конструкция кабины.

(c) Органы управления двигателей должны быть расположены:

(1) Для самолетов с тандемным расположением кресел пилотов – с левой стороны, на консоли или на приборной панели.

(2) Для других самолетов – в центральной части или вблизи центра кабины на стойке, приборной панели, потолочной панели.

(3) Для самолетов с расположением кресел пилотов рядом и двумя постами управления силовой установкой – на левой и правой панелях (консолях).

(d) Порядок расположения рычагов управления (слева направо) должен быть следующим: рычаг управления двигателем, рычаг управления шагом винта (частотой вращения), рычаг управления составом топливной смеси. Рычаг управления двигателем должен быть по крайней мере на 254 мм выше или длиннее, чем рычаги управления шагом винта и составом топливной смеси. Рычаги управления подогревом воздуха или запасным воздухозаборником должны находиться слева от рычага управления двигателем или, если он не расположен на среднем пульте, – на расстоянии как минимум 203 мм от рычага управления составом топливной смеси. Рычаги управления подогревом и воздушной заслонкой карбюратора, если они находятся на колонке панели, должны располагаться сзади или ниже РУД. Рычаги управления нагнетателем должны располагаться ниже или сзади рычагов управления винтом. На самолетах с тандемным расположением кресел и на одноместных самолетах можно размещать органы управления в левой стороне кабины, однако порядок размещения (слева направо) должен быть следующим: РУД, органы управления воздушным винтом, органы управления составом топливной смеси.

(e) Органы управления закрылками и вспомогательными аэродинамическими устройствами должны быть расположены:

(1) В центре или справа от оси среднего пульта и рычагов управления двигателями; и

(2) Достаточно далеко от крана управления шасси, чтобы избежать ошибки.

(f) Кран управления шасси должен быть расположен слева от РУД или от оси среднего пульта.

(g) Каждый переключатель подачи топлива должен соответствовать требованиям ОЛС.995 и быть расположен и установлен таким образом, чтобы пилот при любом возможном положении кресла мог видеть и дотянуться до них, не перемещая кресло или основные органы управления.

(1) Для механического переключателя подачи топлива:

(i) в качестве указателя выбранного положения переключателя подачи топлива должна использоваться стрелка. Она должна обеспечивать обозначение выбранной позиции, в которой должно быть обеспечено надежное фиксирование (стопор и т.д.) выбранного положения;

(ii) стрелка позиционного индикатора должна располагаться на той части рукоятки, которая имеет максимальный размер, измеренный от центра вращения.

(2) Для электрических и электронных переключателей подачи топлива:

(i) цифровые или электрические переключатели должны быть соответственно маркированы;

(ii) должны быть предусмотрены средства индикации летному экипажу о том, какой бак выбран и откуда происходит питание. Положение переключателя подачи топлива не считается средством индикации. Положения «ВЫКЛЮЧЕНО» или «ЗАКРЫТО» должны быть обозначены красным цветом.

(3) Если ручка переключателя клапана подачитоплива или электрический или цифровой переключатель одновременно являются перекрывным средством, то закрытое положение должно отмечаться красным цветом. Если предусмотрено отдельное устройство перекрытия, то оно тоже должно быть красного цвета.

ОЛС.779. Перемещение и действие органов управления в кабине

Органы управления в кабине должны быть сконструированы так, чтобы их перемещение

и действие соответствовали нижеследующим требованиям.

(a) **Аэродинамические органы управления**

(1) Основные органы управления

Органы управления	Перемещение и действие
Элерон	Штурвал направо (по часовой стрелке) – правое крыло вниз
Руль высоты	Штурвал назад – кабрирование
Руль направления	Правая педаль вперед – правый разворот

(2) Вспомогательные органы управления

Органы управления	Перемещение и действие
Закрылки (или вспомогательные устройства для увеличения подъемной силы)	Орган управления вперед или вверх – уборка закрылков или вспомогательных устройств; назад или вниз – выпуск закрылков или вспомогательных устройств
Триммеры (или эквивалентные им устройства)	Перемещение выключателя или механическое вращение органа управления – для аналогичного вращения самолета вокруг оси, параллельной оси органа управления. Ось управления триммером элерона может быть смещена для удобства выполнения пилотом необходимых действий. На самолетах с одним двигателем направление движения руки пилота должно совпадать с реакцией самолета на триммер руля направления, если пилоту доступна только часть вращающегося элемента

(b) Органы управления силовой установкой и агрегатами

(1) Силовая установка

Органы управления	Перемещение и действие
Рычаг управления мощностью (тягой)	Вперед – увеличение поступательной тяги, назад – увеличение обратной тяги
Воздушные винты	Вперед – увеличение частоты вращения
Рычаг управления подачей смеси	Вперед или вверх – обогащение состава топливной смеси
Карбюратор, рычаг управления подогревателем на входе в компрессор	Вперед или вверх – охлаждение
Нагнетатели	Вперед или вверх – малый наддув
Турбонагнетатели	Вперед или вверх или по часовой стрелке – повышение давления
Вращающиеся органы управления	По часовой стрелке из выключенного положения до полностью включенного

(2) Агрегаты

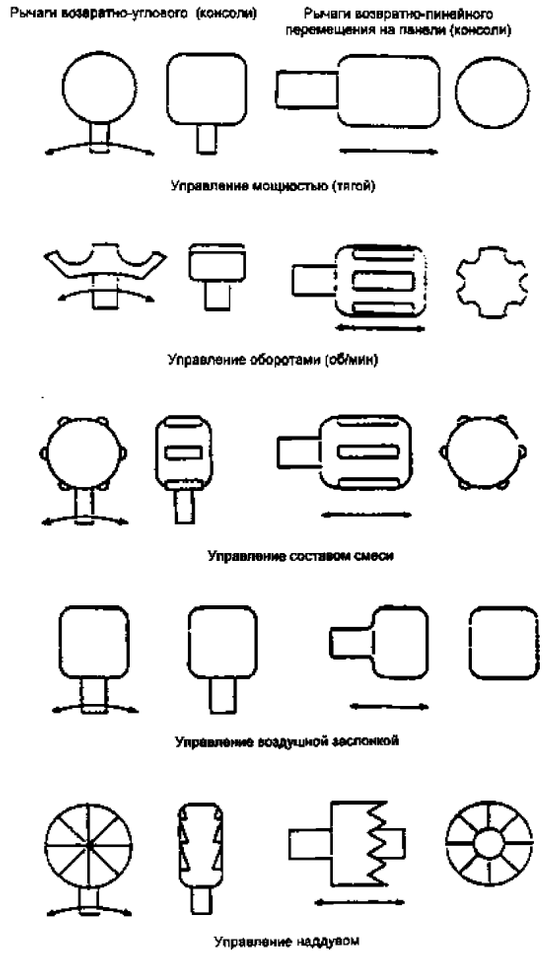
Органы управления	Перемещение и действие
Переключатель топливных баков	Направо – для правых баков, налево – для левых баков
Шасси	Вниз – выпуск
Аэродинамические тормоза	Назад – выпуск

ОЛС.781. Форма рукояток рычагов управления в кабине

(a) Рукоятки органов управления закрылками и шасси должны соответствовать общим формам (но не обязательно точным размерам или специфическим пропорциям), указанным на рисунке.



(b) Рукоятки органов управления двигателем должны соответствовать общим формам (но не обязательно точным размерам или специфическим пропорциям), указанным на рисунке.



ОЛС.783. Двери

(a) Самолет должен быть сконструирован дание его было возможно в любом нормальном и аварийном положениях, исключая переворот.

(b) Ни одна дверь не должна располагаться относительно диска любого воздушного винта так, чтобы это представляло опасность для лиц, пользующихся этой дверью.

ОЛС.785. Кресла, ремни безопасности и привязные ремни

(a) Каждое кресло и конструкция его крепления должны быть рассчитаны на обеспечение опоры для людей весом не менее 86 кг при воздействии максимальных перегрузок, соответствующих установленным условиям нагружения в полете и на земле, включая аварийную посадку, предписанным в ОЛС.561.

(b) Каждый поясной и плечевой ремень безопасности должен быть одобренного типа. Каждый поясной и плечевой ремень безопасности должен иметь запирающее устройство с использованием металлических контактирующих элементов.

(c) Каждое кресло пилота должно быть спроектировано с учетом сил реакций, возникающих в результате приложения пилотом усилий к основным органам управления, как предписано в ОЛС.395.

(d) Соответствие требованиям настоящего параграфа к статической прочности кресел, утвержденных как часть типовой конструкции, и установок кресел может быть доказано:

(1) Анализом конструкции (расчетом на прочность), если конструкция соответствует традиционным типам самолетов, для которых подтверждена надежность существующих методов анализа (расчета).

(2) Сочетанием расчета на прочность (анализа конструкции) и статических испытаний на эксплуатационные нагрузки; или

(3) Статическими испытаниями до расчетных нагрузок.

(e) Каждый человек должен быть защищен от серьезной травмы головы, когда он испытывает инерционные нагрузки, предписанные ОЛС.561(b)(2), посредством поясных и плечевых привязных ремней, которые предотвращают контакт головы с травмирующими частями конструкции.

(f) Каждый плечевой ремень, установленныйна кресле пилота, должен позволять ему, когда он сидит и ремни безопасности и плечевые лямки застегнуты, выполнять все действия, необходимые для управления полетом.

(g) Должны быть предусмотрены средства для закрепления каждого поясного и плечевого привязного ремня в нерабочем положении, чтобы они не мешали управлению и быстрому покиданию самолета в аварийной ситуации.

(h) Все направляющие крепления кресел должны быть снабжены упорами для предотвращения выскальзывания кресла из направляющих.

(i) В зоне кабины, окружающей каждоекресло, включая конструкцию, стенки интерьера, приборную доску, штурвал управления, педали и другие кресла в пределах досягаемости головы и туловища человека (сидящего с застегнутой привязной системой), должны отсутствовать потенциально травмоопасные элементы, острые кромки, выступы и жесткие поверхности. Если для удовлетворения этого требования используются энергопоглощающие конструкции или устройства, то они должны защищать человека от серьезной травмы, когда он подвергается действию статических инерционных нагрузок в результате воздействия расчетных перегрузок, приведенных в ОЛС.561(b)(2).

ОЛС.787. Багажно-грузовой отсек.

(a) Каждый багажно-грузовой отсек должен быть рассчитан на указанный в его трафарете максимальный вес содержимого и на критическое распределение нагрузки при соответствующих максимальных перегрузках, относящихся к условиям нагружения в полете и на земле.

(b) Должны быть предусмотрены средства для предотвращения опасного смещения содержимого багажно-грузового отсека и защиты от него всех органов управления, проводки, трубопроводов, оборудования и вспомогательных агрегатов, поломка или повреждение которых может повлиять на безопасность полета.

(c) Багажно-грузовые отсеки должны быть сконструированы из материалов по меньшей мере самозатухающих (см. ОЛС.853(e)).

(d) Конструкции, предназначенные для размещения багажа, должны иметь средства защиты людей на борту от травмирования при расчетных инерционных нагрузках, оговоренных в ОЛС.561(b)(2).

(e) Если не предусмотрено специальной конструкции между багажным и пилотским отсеками, каждый отдельный предмет багажа, расположенный за членами экипажа, способный сместиться при аварии, должен быть надежно закреплен исходя из условия расчетной перегрузки 1,33•9.

ОЛС.807. Аварийные выходы

Везде, где предусмотрены выходы, соответствующие ОЛС.783(a), система открывания дверей должна быть проста и легкодоступна. Она должна работать быстро и быть сконструирована так, чтобы ею мог воспользоваться каждый член экипажа, пристегнутый к сиденью, а также находящиеся вне кабины люди. Должны быть предусмотрены приемлемые меры по предотвращению заклинивания системы открывания при деформации фюзеляжа.

ОЛС.831. Вентиляция

Кабина должна иметь соответствующую вентиляцию. Концентрация окиси углерода не должна превышать 1 часть на 20000 частей воздуха.

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА

ОЛС.853. Внутренняя отделка отсеков

Для кабины членов экипажа:

(a) Материалы должны быть по меньшей мере самозатухающими.

(b) [Зарезервирован].

(c) Если курение запрещено, то об этом должна быть сделана соответствующая надпись, а если курение разрешено, то должно быть необходимое число встроенных выдвижных пепельниц-контейнеров.

(d) Трубопроводы, баки или оборудование, содержащие топливо, масло или другие воспламеняющиеся жидкости, не должны устанавливаться в таких отсеках, где не предусмотрены надлежащие экраны, изоляция или иные средства защиты с тем, чтобы любая поломка или отказ перечисленных в настоящем пункте видов оборудования не создавали опасности возникновения пожара.

(e) Авиационные материалы, находящиеся скабинной стороны противопожарной перегородки, должны быть самозатухающими или должны быть настолько удалены от противопожарной перегородки или защищены иным образом, чтобы не происходило воспламенения в случае воздействия на противопожарную перегородку пламени с температурой не менее 1100 °C в течение 15 мин. Это может быть показано испытаниями или расчетом. Самозатухающие материалы (за исключением изоляции электрических проводов, кабелей и небольших деталей, которые не оказывают существенного влияния на распространение пламени) должны быть подвергнуты испытаниям на горючесть в вертикальном положении согласно Приложению F к настоящим Нормам или по эквивалентной методике, одобренной Компетентным органом. Средняя длина обугливания не должна превышать 170 мм, а средняя продолжительность горения после удаления источника воспламенения не должна превышать 15 с. Отделяющиеся от испытуемого образца капли не должны гореть в среднем более 3 с после падения.

ОЛС.857. Электрическая металлизация

(a) Электрическая металлизация должна быть предусмотрена для предохранения от возможного возникновения разности потенциалов между компонентами силовой установки, включая топливные и другие баки, а также других важных частей самолета.

(b) Площадь поперечного сечения медных лент металлизации, связывающих части конструкции, не должна быть менее 1,3 мм^2.

(c) Должны быть предусмотрены средства металлизации для соединения самолета с наземным заправочным оборудованием.

ОЛС.863. Защита от пожара систем с воспламеняющимися жидкостями

В каждой зоне, куда возможно попадание воспламеняющихся жидкостей или паров из-за утечки в жидкостной системе, должны находиться средства, снижающие до минимума вероятность воспламенения этих жидкостей и паров, а также уменьшающие опасность, если воспламенение произойдет.

ОЛС.865. Противопожарная защита элементов управления полетом и других частей конструкции самолета

Проводки управления, подмоторные рамы и другие элементы конструкции, обеспечивающие полет и расположенные в двигательном отсеке, должны быть изготовлены из огненепроницаемого материала или экранированы так, чтобы они могли выдержать воздействие пламени.

РАЗНОЕ

ОЛС.871. Средства нивелировки

Должны быть предусмотрены средства для определения горизонтального положения самолета на земле.

РАЗДЕЛ Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

ОЛС.901. Силовая установка

(a) Силовая установка самолета, рассматриваемая в настоящем разделе, включает в себя каждый компонент, который:

(1) Необходим для создания тяги; и

(2) Обеспечивает безопасность двигательной установки.

(b) Силовая установка должна быть сконструирована, подготовлена и установлена таким образом, чтобы:

(1) Обеспечивалась безопасная эксплуатация до максимальной высоты, для которой запрошено одобрение.

(2) Был обеспечен доступ для необходимых осмотров и технического обслуживания.

(c) Капоты двигателя и гондола должны быть легкосъемными или легкооткрываемыми летным составом, чтобы обеспечить доступ в двигательный отсек и осмотр его для предполетных проверок.

(d) Установка должна удовлетворять:

(1) Инструкциям по установке, предоставленным Изготовителем двигателя.

(2) Применимым положениям настоящего раздела.

ОЛС.903. Двигатель

(a) **Сертификация типа двигателя.**

(1) Каждый двигатель должен иметь Сертификат типа в соответствии с требованиями АП-33 или быть сертифицированным в составе самолета в соответствии с требованиями процедур сертификации, принятыми Компетентным органом.

(b) **Возможность повторного запуска.** Должна быть установлена область значений высоты и скорости полета самолета для повторного запуска двигателя в полете и установленный двигатель должен обладать способностью к повторному запуску в пределах этой области.

ОЛС.905. Воздушный винт

(a) Каждый воздушный винт должен иметь документ по итогам его сертификации как типа или быть сертифицированным в составе самолета в соответствии с требованиями процедур сертификации, принятыми Компетентным органом.

(b) Мощность двигателя и скорость вращения вала воздушного винта не должны превышать ограничений, установленных Разработчиком для воздушного винта.

ОЛС.907. Вибрация воздушного винта

(a) Для каждого воздушного винта с металлическими лопастями или высоконагруженными металлическими элементами должно быть показано, что вибрационные напряжения в нормальных эксплуатационных условиях не будут превышать величин, безопасность которых была показана Разработчиком воздушного винта для длительной эксплуатации. Это должно быть показано на основании:

(1) Измерения напряжений непосредственно при испытании воздушного винта.

(2) Установления подобия с силовыми установками, для которых такие измерения уже выполнены; или

(3) Любого другого приемлемого метода испытаний или опыта эксплуатации, который показал безопасность эксплуатации этого воздушного винта на самолете.

(b) Доказательства безопасности вибрационных характеристик для любого типа воздушного винта, за исключением обычного деревянного винта неизменяемого шага, должны быть представлены, если это необходимо.

ОЛС.909. Нагнетатель наддува

(a) Каждый нагнетатель должен быть одобрен при сертификации типа двигателя.

(b) Неисправности системы управления, вибрации, повышенные или пониженные скорости и температуры, ожидаемые в условиях эксплуатации, не должны повреждать лопатки нагнетателя.

(c) Корпус каждого нагнетателя должен быть способен удержать фрагменты, которые могут оторваться на наибольшей частоте вращения, достигаемой при бездействующих устройствах регулирования нормальной частоты вращения.

ОЛС.925. Клиренс воздушного винта

При максимальном весе самолета, наиболее неблагоприятной центровке и наиболее неблагоприятной установке шага воздушного винта клиренс воздушного винта не должен быть менее указанных ниже величин, если нет обоснования меньших значений клиренсов.

(a) **Клиренс с землей.** При стояночном обжатии шасси и при горизонтальном взлетном или рулежном положениях самолета (в зависимости от того, какое из них более критическое) между каждым воздушным винтом и землей

должен быть клиренс не менее 178 мм (для каждого самолета с передним колесом) или 229 мм (для каждого самолета с хвостовым колесом). Кроме того, для каждого самолета с обычными стойками шасси, имеющими жидкостные или механические средства поглощения ударов при посадке, должен быть положительный клиренс между воздушным винтом и землей при горизонтальном взлетном положении самолета, когда шина критического колеса полностью спущена и соответствующая стойка шасси обжата до упора. Положительный клиренс на самолетах с рессорной амортизацией доказывается при обжатии, соответствующем перегрузке 1,5.

(b) **Клиренс с водой.** Между каждым воздушным винтом и водой должен быть клиренс не менее 458 мм, если соответствие требованию ОЛС.239 нельзя доказать при меньшем клиренсе.

(c) **Клиренс с конструкцией.** Должны быть обеспечены следующие значения клиренса:

(1) Радиальный зазор не менее 26 мм между концами лопастей воздушного винта и конструкцией самолета плюс любой дополнительный радиальный зазор, необходимый для предохранения в случае возникновения вибрации.

(2) Продольный зазор не менее 13 мм между лопастями воздушного винта и неподвижными частями самолета; и

(3) Положительный зазор между другими вращающимися частями воздушного винта и неподвижными частями самолета.

(d) **Клиренс с людьми на борту.** Должно быть обеспечено необходимое расстояние между пилотом и пассажиром на борту и воздушным винтом, которое исключало бы возможность контакта человека (людей), сидящего(их) в кресле(ах) и пристегнутого(ых) ремнями, с воздушным винтом.

ОЛС.943. Отрицательная перегрузка

При возникновении кратковременных отрицательных перегрузок, обусловленных порывами ветра, не допускается появление отказов двигателя или любого компонента или системы силовой установки.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

ОЛС.951. Общие положения

(a) Топливная система должна быть сконструирована и выполнена таким образом, чтобы обеспечивать подачу топлива с расходом и давлением, установленными для нормальной работы двигателя в любых нормальных условиях эксплуатации, и должна быть выполнена так, чтобы предотвращать попадание воздуха в систему.

(b) Топливная система должна быть устроена таким образом, чтобы топливный насос не мог качать топливо более чем из одного бака одновременно. В системах подачи топлива самотеком недопустим отбор топлива для питания двигателя более чем из одного бака одновременно, если воздушные пространства баков не соединены так, чтобы гарантировать одинаковые условия отбора топлива из всех соединенных баков.

ОЛС.955. Подача топлива в двигатель

(a) **Общие положения.** Способность топливной системы подавать топливо с расходом, указанным в настоящем параграфе, и с давлением, необходимым для нормальной работы двигателя, должна быть показана для положения самолета, которое является наиболее критическим с точки зрения подачи топлива и количества невырабатываемого остатка. Эти условия разрешается воспроизводить на соответствующем стенде. Кроме того:

(1) Количество топлива в баке не должно превышать суммы, состоящей из величины невырабатываемого остатка топлива из этого бака, установленной согласно ОЛС.959, плюс количество топлива, необходимое для подтверждения соответствия настоящему параграфу.

(2) Если установлен расходомер топлива, тоон должен быть блокирован при проведении испытаний, а топливо должно проходить через измеритель или его перепускной канал.

(b) **Системы подачи топлива самотеком.** Величина расхода в системах подачи топлива в двигатель самотеком (основной и резервной) должна составлять 150% от расхода, соответствующего взлетному режиму работы двигателя.

(c) **Насосные системы.** Расход топлива в каж-дой насосной системе подачи топлива (основной и резервной) должен составлять 125% от расхода, соответствующего взлетному режиму работы двигателя при максимальной мощности, установленной для взлета. Этот расход топлива требуется для каждого основного насоса с приводом от двигателя и для каждого аварийного насоса и он должен обеспечиваться в случаях, когда насос работает так, как он работал бы на взлете.

(d) **Топливные системы с несколькими баками.** Если поршневой двигатель может

питаться более чем из одного топливного бака и если происходит снижение мощности двигателя по причине опорожнения выбранного топливного бака, то должна быть предусмотрена возможность восстановления этим двигателем полной мощности и давления топлива за время не более 10 с после переключения на любой полный бак, когда появление перебоев в работе двигателя из-за выработки топлива в баке, из которого происходит питание двигателя, становится очевидным.

ОЛС.957. Перетекание топлива в объединенных баках

В системе подачи топлива самотеком с соединенными выходами баков должно быть исключено перетекание топлива между баками в количестве, достаточном для вытекания топлива через любой дренаж бака вследствие его переполнения, при условиях, указанных в ОЛС.959; при этом должны использоваться полные баки.

ОЛС.959. Невырабатываемый остаток топлива в баках

Невырабатываемый остаток топлива для каждого бака должен устанавливаться не менее того количества, при котором наблюдается первый признак нарушения работы двигателя при наиболее неблагоприятных условиях подачи топлива на всех предполагаемых эксплуатационных режимах и летных маневрах, при которых производится забор топлива из данного бака. Отказы компонентов топливной системы рассматривать не требуется.

ОЛС.961. Работа топливной системы в условиях высоких температур

Топливная система не должна иметь паровых пробок при температуре топлива +43 °С в критических условиях эксплуатации и с наиболее критическим сортом топлива, для которого запрашивается сертификат.

ОЛС.963. Топливные баки: общие положения

(a) Каждый топливный бак должен выдерживать без разрушения вибрационные, инерционные нагрузки, нагрузки от жидкости, а также нагрузки от конструкции, которым он может подвергаться в эксплуатации.

(b) Оболочка каждого мягкого топливного бака должна быть принятого типа.

(c) Каждый топливный бак-отсек (бак-кессон) должен иметь легкосъемные люки для внутреннего осмотра и ремонта.

ОЛС.965. Испытания топливных баков

Каждый топливный бак должен выдерживать без разрушения или потери герметичности следующие давления:

(a) Для каждого обычного металлического бака – давление 0,25 кгс/см^2.

(b) Для каждого бака-кессона – давление,возникающее в заполненном топливом баке при действии максимальной эксплуатационной перегрузки самолета с одновременным воздействием предельных критических эксплуатационных нагрузок от конструкции.

(c) Для каждого неметаллического бака, стенки которого поддерживаются конструкцией самолета, а сам бак принятой разработки с использованием обычного предназначенного для баков материала при натуральных или воспроизводящих узлах крепления – давление 0,14 кгс/см^2 для первого бака данной конструкции. Поддерживающая баки конструкция должна быть рассчитана на критические нагрузки, возникающие в полете или при посадке, в сочетании с нагрузками от давления топлива при действии соответствующих ускорений.

ОЛС.967. Установка топливных баков

(a) Каждый топливный бак должен крепиться так, чтобы не возникали концентрированные нагрузки на бак. Кроме того:

(1) Для предотвращения истирания, если это необходимо, между баком и поддерживающей его конструкцией должны устанавливаться прокладки.

(2) Прокладки должны быть изготовлены из неабсорбирующего материала или должны быть соответствующим образом обработаны во избежание поглощения топлива.

(3) При использовании мягких баков их оболочки должны быть закреплены так, чтобы они не воспринимали нагрузки от топлива.

(4) Внутренние поверхности защитного каркаса, прилегающие к оболочке мягкого бака, должны быть гладкими и без выступов, способствующих истиранию, за исключением тех случаев, когда:

(i) оболочка в таких местах защищена;

(ii) конструкция оболочки сама обеспечивает такую защиту.

(5) В надтопливном пространстве каждого мягкого бака должно поддерживаться положительное давление во всех условиях эксплуатации, кроме особых случаев, для которых показано, что нулевое или отрицательное давление в баке не приводит к его схлопыванию.

(6) Неправильное закрытие или потеря крышки заливной горловины не должны приводить к образованию течи топлива по принципу сифона (допускаются лишь небольшие выплескивания) или схлопыванию мягких баков.

(b) Каждый отсек для размещения бака должен иметь вентиляцию и дренаж для предупреждения скопления воспламеняющихся жидкостей и паров. Каждый отсек конструкции самолета, смежный со встроенным баком, также должен иметь вентиляцию и дренаж.

(c) Топливный бак нельзя располагать перед противопожарной перегородкой в отсеке двигателя. Между топливным баком и противопожарной перегородкой должен быть зазор не менее 13 мм. Никакая часть обшивки гондолы двигателя, лежащая непосредственно за основным выходом охлаждающего воздуха из двигательного отсека, не должна быть стенкой бака.

(d) Если топливный бак размещен в отсеке с людьми, то этот бак должен быть изолирован покрытием, непроницаемым для дыма и топлива и сообщающимся с атмосферой для дренажа и вентиляции. Если используется мягкий топливный бак, он должен устанавливаться в защитный контейнер, эквивалентный металлическому топливному баку, встроенному в конструкцию.

(e) Топливные баки и прочие элементы топливной системы должны быть сконструированы, размещены и смонтированы таким образом, чтобы удерживать топливо в следующих условиях:

(1) При действии инерционных нагрузок возникающих в условиях максимальных статических нагрузок, указанных в ОЛС.561; и

(2) В условиях, которые могут возникнуть в случае посадки самолета на бетонированную полосу при нормальной посадочной скорости в каждом из следующих случаев:

(i) самолет находится в нормальном пространственном положении для посадки, его шасси убрано;

(ii) наиболее критическая стойка шасси разрушена, а остальные стойки шасси выпущены.

ОЛС.969. Расширительное пространство топливного бака

Каждый топливный бак должен иметь расширительное пространство объемом не менее 2% от емкости бака, кроме случая, когда топливо не выливается через дренаж прямо на самолет (в этом случае расширительное пространство не требуется). Должна быть исключена возможность непреднамеренного заполнения расширительного пространства при нормальном стояночном положении самолета.

ОЛС.971. Отстойник топливного бака

(a) Каждый топливный бак должен иметь отстойник с эффективной емкостью при нормальном стояночном и полетном положении не менее большей из следующих величин: 0,10% емкости бака или 120 $см^3$, если не выполняются следующие условия:

(1) Топливная система имеет отстойный резервуар или камеру со сливом емкостью более 25 $см^3$.

(2) Выходные отверстия каждого топливного бака расположены так, что при нормальном стояночном положении вода будет стекать из всех частей бака в отстойный резервуар или камеру.

(b) Каждый отстойник, отстойный резервуар и отстойная камера, требуемые пунктом (a) настоящего параграфа, должны соответствовать требованиям к сливным устройствам, предусмотренным ОЛС.999(b)(1),(2) и (3).

ОЛС.973. Заправочная горловина топливного бака

(a) Заправочная горловина топливного бака должна быть размещена вне отсека, предназначенного для людей. Должно быть исключено попадание пролитого топлива в отсек, где размещается топливный бак, или в любую другую часть самолета.

(b) Крышка каждой заправочной горловины должна обеспечивать герметичное закрытие горловины бака. Однако в крышке допускаются небольшие отверстия для вентиляции или для прохода топливомера.

ОЛС.975. Дренаж топливных баков и карбюраторов

(a) Верхняя часть расширительного пространства каждого топливного бака должна сообщаться с атмосферой. Кроме того:

(1) Каждый выход дренажа в атмосферу должен быть расположен и выполнен таким образом, чтобы свести к минимуму возможность его забивания льдом или другими посторонними частицами.

(2) Каждый дренаж должен быть сконструирован так, чтобы предотвратить сифонирование топлива из бака в условиях нормальной эксплуатации.

(3) Пропускная способность дренажа должна быть достаточной, чтобы исключить образо-

вание чрезмерных перепадов давления между внутренней и наружной частями бака.

(4) Воздушные полости баков с соединенными между собой выходными отверстиями должны сообщаться между собой.

(5) В дренажной системе не должно быть мест, где может скапливаться влага при стояночном или горизонтальном полетном положении самолета.

(6) Выходные патрубки дренажа не должны размещаться в местах, где выплеск топлива через дренаж вызывал бы опасность возникновения пожара или выходящие пары топлива попадали в отсеки с людьми; и

(7) Дренаж должен быть выполнен так, чтобы не происходила утечка топлива, за исключением течи вследствие теплового расширения при стоянке самолета на площадке с уклоном 1% в любом направлении.

(b) Каждый карбюратор со штуцером для отвода паров и каждый двигатель с впрыском, в которых применяются устройства для возврата паров, должен иметь отдельную дренажную трубку для отвода паров обратно в верхнюю часть одного из топливных баков. Если имеется несколько баков и топливо из них вырабатывается в определенной последовательности, то возврат паров должен производиться в бак, топливо из которого вырабатывается в первую очередь, кроме случая, когда относительные емкости бака таковы, что предпочтительнее возврат в другой бак.

ОЛС.977. Топливный фильтр

(a) Между выходом из бака и входом в карбюратор (или топливным насосом с приводом от двигателя) должен быть установлен топливный фильтр. Этот топливный фильтр должен:

(1) Быть способным (с учетом ограничений по эксплуатации, установленных для двигателя) обеспечивать функционирование топливной системы двигателя без повреждений при степени загрязненности топлива (с учетом размеров частиц и их концентрации), которая принята допустимой при одобрении двигателя; и

(2) Быть легко доступным для слива и очистки.

(b) На выходе из каждого топливного бака должен быть установлен сетчатый фильтр. Этот сетчатый фильтр должен:

(1) Иметь от 3 до 6 ячеек на 1 $см^2$.

(2) Иметь длину, как минимум вдвое превышающую внутренний диаметр выходного отверстия топливного бака.

(3) Иметь диаметр не менее диаметра выходного отверстия топливного бака; и

(4) Быть доступным для осмотра и очистки.

КОМПОНЕНТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ

ОЛС.991. Топливные насосы

(a) **Основной насос.** Для основного насоса применимо следующее:

Для двигательной установки, имеющей топливные насосы для подачи топлива в двигатель, по крайней мере один насос должен приводиться непосредственно двигателем и удовлетворять требованиям ОЛС.955. Этот насос является основным насосом.

(b) **Вспомогательный насос.** Должен быть предусмотрен вспомогательный насос для питания двигателя топливом сразу же после отказа основного насоса (кроме насоса непосредственного впрыска топлива, который сертифицируется как часть двигателя). Привод вспомогательного насоса должен быть независимым от привода основного насоса.

(c) **Средства сигнализации.** Если основной и вспомогательный насосы работают постоянно, то должны быть предусмотрены средства индикации пилоту о неисправности каждого из насосов.

(d) Работа любого топливного насоса не должна влиять на работу двигателя с тем, чтобы не создавать опасность снижения мощности двигателя или нарушать нормальное функционирование любого другого топливного насоса.

ОЛС.993. Трубопроводы и арматура топливной системы

(a) Каждый топливный трубопровод должен быть установлен и закреплен так, чтобы предотвращать чрезмерную вибрацию и выдерживать нагрузки от давления топлива и условия воздействия полетных ускорений.

(b) Каждый топливный трубопровод, соединенный с частями самолета, между которыми возможно перемещение, должен обладать необходимой гибкостью.

(c) Каждое гибкое соединение в топливных магистралях, которое может находиться под давлением и подвергаться осевому нагружению, должно быть выполнено с применением гибких шлангов.

(d) Каждый гибкий шланг должен быть одобрен или должно быть показано, что он подходит для данного применения.

ОЛС.995. Топливные краны и органы управления

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

(b) Перекрывной кран не должен размещаться с той же стороны пожарной перегородки, что и двигатель. Кроме того, должны быть предусмотрены средства:

(1) Защиты от непреднамеренного управления перекрывным краном; и

(2) Позволяющие пилоту вновь быстро открывать кран после того, как он был закрыт.

(c) Все краны и органы управления топливной системой должны быть закреплены таким образом, чтобы нагрузки, возникающие при работе крана или в условиях полета с ускорением, не передавались на присоединенные к крану трубопроводы.

(d) Все краны и органы управления топливной системы должны быть установлены так, чтобы сила тяжести и вибрация не изменяли их заданного положения.

(e) Все рукоятки топливных кранов и их соединения с механизмами кранов должны иметь такие конструктивные особенности, которые сводят к минимуму вероятность неправильной установки.

(f) Все обратные клапаны должны иметь такие конструктивные или иные особенности, которые предотвращают неправильную сборку или подсоединение клапана.

(g) Краны переключения подачи топлива из нескольких баков должны:

(1) Требовать отдельного и четко различимого действия для установки переключателя в положение отключения; и

(2) Иметь фиксированные положения переключателя баков, такие, чтобы при смене одного топливного бака на другой проход переключателя через положение «ВЫКЛЮЧЕНО» того бака, из которого топливо выработано, был маловероятным.

ОЛС.999. Сливные устройства топливной системы

(a) Должно быть предусмотрено по крайней мере одно сливное устройство, обеспечивающее безопасный слив из всей топливной системы при нормальном стояночном положении самолета.

(b) Все сливные устройства, требуемые пунктом (a) настоящего параграфа и ОЛС.971, должны:

(1) Исключать попадание топлива на любые части самолета.

(2) Иметь ручное или автоматическое устройство для надежной фиксации их в закрытом положении; и

(3) Иметь сливной кран:

(i) к которому обеспечен удобный подход и который можно легко открыть и закрыть;

(ii) который расположен или защищен так,что исключает образование течи топлива в случае посадки с убранным шасси.

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

ОЛС.1011. Общие положения

(a) Если двигатель снабжен масляной системой, то она должна быть способна обеспечивать двигатель достаточным количеством масла с температурой, не превышающей максимальную безопасную, установленную для длительной работы.

(b) Каждая масляная система должна иметь полезную емкость, обеспечивающую заданную продолжительность полета самолета.

(c) Если двигатель использует для смазки смесь топлива и масла, необходимо указать надежное средство, обеспечивающее необходимое качество этой смеси.

ОЛС.1013. Масляный бак

(a) Каждый масляный бак должен быть установлен таким образом, чтобы:

(1) Удовлетворять требованиям ОЛС.967(a), (b) и (d); и

(2) Выдерживать любые вибрационные, инерционные и гидравлические нагрузки, ожидаемые в эксплуатации.

(b) Уровень масла должен быть легко контролируем без снятия любой части капота (за исключением крышки люка для доступа к масляному баку) или использования какого-либо инструмента.

(c) Если масляный бак установлен в двигательном отсеке, то он должен быть изготовлен из огненепроницаемого материала, кроме случая, когда общая емкость масляной системы, включая баки, трубопроводы и отстойники, составляет менее 5 л – в этом случае он может быть изготовлен из огнестойкого материала.

ОЛС.1015. Испытания масляного бака

Масляные баки должны быть подвергнуты испытаниям, перечисленным в ОЛС.965 для топливных баков, за исключением того, что в испытаниях под давлением должно прикладываться давление 0,35 кгс/см^2.

ОЛС.1017. Трубопроводы масляной системы и арматура

(a) Масляные трубопроводы должны удовлетворять требованиям ОЛС.993.

(b) Трубопроводы суфлирования должны быть выполнены так, чтобы:

(1) Конденсат водяных паров или масла, который может замерзнуть и закупорить трубопровод, не накапливался в какой-либо точке.

(2) Выброс из суфлирующего трубопровода в случае вспенивания не мог создавать опасность пожара или быть причиной попадания выброшенного масла на лобовое стекло пилота.

(3) Выход суфлирующего воздуха не осуществлялся во всасывающую воздушную систему двигателя.

(4) Выход суфлера был защищен от забивания льдом или другими посторонними предметами.

ОЛС.1019. Масляные фильтры

Каждый масляный сетчатый или иной фильтр силовой установки должен быть сконструирован таким образом, чтобы масло могло прокачиваться через систему с нормальной подачей при полностью закупоренном фильтрующем элементе.

ОЛС.1021. Сливные устройства масляной системы

Должно быть предусмотрено сливное устройство (устройства) для безопасного слива масла из масляной системы. Каждое сливное устройство должно иметь средства для надежной фиксации в закрытом положении.

ОЛС.1023. Масляные теплообменники

Масляный радиатор и поддерживающая его конструкция должны выдерживать вибрационные, инерционные нагрузки и нагрузки от давления масла, которые могут возникнуть в эксплуатации.

СИСТЕМА ОХЛАЖДЕНИЯ

ОЛС.1041. Общие положения

Средства охлаждения силовой установки должны быть способны поддерживать температуру компонентов силовой установки и жидкостей в двигателе в пределах температурных ограничений, установленных Разработчиком двигателя, во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

ОЛС.1047. Методика испытаний охлаждения для самолетов с поршневыми двигателями

(a) Для определения соответствия требованию ОЛС.1041 испытания системы охлаждения должны быть проведены следующим образом:

(1) Температуры двигателя должны быть стабилизированы в полете на режиме не ниже 75% максимальной продолжительной мощности.

(2) После того как температуры стабилизировались, следует начать набор высоты с наименьшей практически возможной высоты и выполнять его в течение 1 мин при взлетной мощности двигателя.

(3) По истечении 1 мин набор высоты следует продолжить при максимальной продолжительной мощности в течение не менее 5 мин после достижения наибольшей зафиксированной температуры.

(4) Для двигателя, оснащенного нагнетателем наддува, последний должен работать на том участке профиля набора высоты, на котором работа с нагнетателем заявлена, и на том его режиме, который соответствует заданным для него условиям эксплуатации.

(b) Набор высоты, требуемый пунктом (a) настоящего параграфа, должен осуществляться со скоростью, не превышающей скорость наибольшей скороподъемности при максимальной продолжительной мощности.

(c) Максимальная ожидаемая температура воздуха на уровне моря (условия жаркого дня) должна быть 38 °С. Выше уровня моря температура уменьшается с градиентом 2 °С на каждые 300 м высоты. Если испытания проводятся при температуре воздуха, отличающейся от указанной, то в зафиксированные температуры должны быть внесены поправки в соответствии с пунктом (d) настоящего параграфа, если нет более точного метода корректировки.

(d) Температуры жидкостей двигателя и компонентов силовой установки (за исключением гильз цилиндров) должны быть скорректированы путем прибавления к ним разности между максимальной ожидаемой температурой окружающего воздуха и температурой окружающего воздуха в момент первого достижения максимальной температуры компонента или жидкости, зафиксированной при испытаниях системы охлаждения.

(e) Температуры гильз цилиндров должны быть скорректированы путем прибавления к ним 0,7 от разности между максимальной температурой окружающей атмосферы и температурой окружающего воздуха в момент первого достижения максимальной температуры гильз цилиндров, зафиксированной при испытаниях системы охлаждения.

ЖИДКОСТНОЕ ОХЛАЖДЕНИЕ

ОЛС.1061. Установка

(a) **Общие положения.** Двигатель жидкостного охлаждения должен иметь независимую систему охлаждения (включая бак с охлаждающей жидкостью), установленную таким образом, чтобы:

(1) Каждый бак с охлаждающей жидкостью был установлен так, чтобы нагрузки на бак распределялись на большую часть поверхности бака.

(2) Между баком и его опорами были прокладки, предотвращающие трение; и

(3) Во время заправки и в процессе работы в любой части системы, кроме расширительного бачка, не задерживались пар и воздух.

Прокладки должны быть неабсорбирующими или быть соответствующим образом обработаны во избежание поглощения воспламеняющихся жидкостей.

(b) **Бак для охлаждающей жидкости.**

(1) Каждый бак с охлаждающей жидкостью должен выдерживать вибрационные, инерционные и гидравлические нагрузки, которым он может подвергнуться в эксплуатации.

(2) Каждый бак с охлаждающей жидкостью должен иметь расширительное пространство объемом не менее 10% от общего объема системы охлаждения.

(3) Должна быть исключена возможность непреднамеренного заполнения расширительного пространства при нормальном стояночном положении самолета.

(c) **Заправочная горловина.** Каждая заправочная горловина бака с охлаждающей жидкостью должна быть маркирована, как указано в ОЛС.1557(c). Кроме того:

(1) Должно быть исключено попадание пролитой охлаждающей жидкости в отсек бака с охлаждающей жидкостью или в любую часть самолета помимо самого бака.

(2) Каждая заглубленная заправочная горловина бака с охлаждающей жидкостью должна иметь сливное устройство, исключающее попадание сливаемой жидкости на какую-либо часть самолета.

(d) **Трубопроводы и арматура.** Все трубопроводы и арматура системы охлаждения должны отвечать требованиям ОЛС.993, за исключением того, что внутренний диаметр входных и выходных трубопроводов охлаждения двигателя не должен быть менее диаметра соответствующих соединительных входных и выходных патрубков двигателя.

(e) **Радиаторы.** Радиатор охлаждения должен выдерживать любые вибрационные, инерционные нагрузки и нагрузки от давления охлаждающей жидкости, которым он подвергается при нормальной эксплуатации. Кроме того:

(1) Радиатор должен быть закреплен с учетом расширения от действия рабочих температур и исключать передачу вредной вибрации на радиатор; и

(2) Если используется воспламеняющаяся жидкость, то канал воздухозаборника радиатора охлаждения должен быть расположен так, чтобы пламя из мотогондолы (в случае пожара) не попадало на радиатор.

(f) **Сливные устройства.** Должно быть предусмотрено сливное устройство, которое:

(1) Обеспечивает слив из всей системы охлаждения (включая бак с охлаждающей жидкостью, радиатор и двигатель) при нормальном стояночном положении самолета.

(2) Обеспечивает слив мимо любой части самолета; и

(3) Имеет средства надежной фиксации в закрытом положении.

ОЛС.1063. Испытания баков для охлаждающей жидкости

Все баки для охлаждающей жидкости должны быть испытаны согласно ОЛС.965, за исключением того, что испытания по пункту ОЛС.965 (a)(1) должны быть проведены аналогично, но с давлением, представляющим собой сумму следующих давлений: максимального рабочего давления системы и большего из двух давлений – давления, возникающего при максимальной расчетной перегрузке с полным баком, или давления 0,25 кгс/см^2.

СИСТЕМА ПОДАЧИ ВОЗДУХА В ДВИГАТЕЛЬ

ОЛС.1091. Система подачи воздуха

(a) Система подвода воздуха должна обеспечивать подачу воздуха, необходимого для двигателя, в условиях эксплуатации, для которых требуется сертификация.

(b) Входная часть воздухозаборников может быть расположена в подкапотном пространстве, если эта часть пространства отделена от отсека агрегатов двигателя огнестойкой перегородкой или если предусмотрены средства, исключающие появление пламени обратного выхлопа.

ОЛС.1093. Защита от обледенения системы подачи воздуха

(a) Система подвода воздуха к поршневому двигателю должна иметь средства предотвращения и устранения обледенения. Если это не достигается другими средствами, то следует показать, что для воздуха, в котором отсутствует видимая влага при температуре –1 °С:

(1) Самолет с невысотным двигателем, использующим обычный диффузорный карбюратор, имеет подогреватель, обеспечивающий повышение температуры на 32 °С при работе двигателя на 75% максимальной продолжительной мощности.

(2) Самолет с высотным двигателем, снабженным обычным диффузорным карбюратором, имеет подогреватель, который при работе двигателя на режиме 75% максимальной продолжительной мощности может обеспечить повышение температуры на 50 °С.

(3) Самолет с высотным двигателем, снабженным карбюратором, способствующим предотвращению обледенения, имеет подогреватель, который при работе двигателя на режиме 60% максимальной продолжительной мощности может обеспечить повышение температуры на 38 °С.

(4) Самолет с невысотным двигателем, снабженным карбюратором, способствующим предотвращению обледенения, имеет вспомогательный источник подвода воздуха с подогревом до температуры не ниже той, которую имеет охлаждающий воздух после цилиндров.

(b) Для самолетов с поршневым двигателем,имеющим нагнетатель для сжатия воздуха перед подачей его в устройство регулирования подачи топлива, повышение температуры воздуха в результате сжатия на любой высоте может быть использовано для установления соответствия пункту (a) настоящего параграфа, если используемый приток тепла за счет наддува будет подводиться автоматически, в зависимости от высоты и условий эксплуатации.

ОЛС.1101. Конструкция подогревателя воздуха, поступающего в карбюратор

Каждый подогреватель воздуха, поступающего в карбюратор, должен быть спроектирован и изготовлен таким образом, чтобы:

(a) Обеспечивалась вентиляция подогревателя при работе двигателя в холодном воздухе.

(b) Обеспечивался осмотр частей выхлопного коллектора и патрубков, находящихся внутри него.

(c) Обеспечивался осмотр критических деталей самого подогревателя.

ОЛС.1103. Каналы системы подачи воздуха

(a) Каждый канал системы подачи воздуха должен иметь дренаж, исключающий скопление топлива или влаги при нормальном стояночном и полетном положениях самолета. Дренаж не должен выводиться туда, где он может вызвать опасность пожара.

(b) Каждый канал, соединенный с частями конструкции, между которыми возможно относительное перемещение, должен иметь гибкие сочленения.

ОЛС.1105. Защитные сетки системы подачи воздуха

Если в системе подвода воздуха применяются защитные сетки, то:

(a) Каждая сетка должна располагаться выше по потоку, чем карбюратор.

(b) Следует предусмотреть средства предотвращения и удаления льда, если сетка расположена в любой части системы подвода воздуха, которую не может миновать воздух, поступающий к двигателю; и

(c) Должно быть исключено попадание топлива на любую сетку.

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

ОЛС.1121. Общие положения

(a) Выхлопная система должна обеспечивать безопасный отвод выхлопных газов, исключающий опасность возникновения пожара или загрязнения окисью углерода отсека с людьми.

(b) Все части выхлопной системы, поверхности которых нагреваются до температур, способных воспламенить горючие жидкости или пары, должны быть установлены или экранированы таким образом, чтобы утечки из систем, содержащих горючие жидкости или пары, не привели к пожару, вызванному попаданием жидкостей или паров на любую часть выхлопной системы, включая экраны выхлопной системы.

(c) Каждый компонент выхлопной системы должен быть отделен огненепроницаемым экраном от близлежащих воспламеняемых частей самолета, находящихся вне двигательного отсека.

(d) Выхлопные газы не должны отводиться вопасной близости к любому дренажному отверстию топливной или масляной системы.

(e) Каждый компонент выхлопной системы должен обдуваться, чтобы не допускать местного перегрева.

(f) Каждый теплообменник, работающий на выхлопных газах, должен включать в себя средства, препятствующие блокированию выхлопного канала после любой поломки расположенного внутри теплообменника.

ОЛС.1123. Система выхлопа

(a) Выхлопной коллектор должен быть огненепроницаемым и устойчивым к коррозии и иметь средства, исключающие повреждение вследствие расширения при рабочих температурах.

(b) Выхлопной коллектор должен быть закреплен так, чтобы выдерживать вибрационные и инерционные нагрузки, которым он может подвергаться в эксплуатации.

(c) Части выхлопного устройства, соединенные с компонентами, между которыми может иметь место относительное перемещение, должны иметь гибкие сочленения.

ОЛС.1125. Теплообменники на выхлопных газах

К самолетам с поршневым двигателем относится следующее:

(a) Каждый теплообменник, работающий на выхлопных газах, должен быть изготовлен и установлен таким образом, чтобы выдерживать вибрационные, инерционные и другие нагрузки, которым он может подвергнуться при нормальной эксплуатации. Кроме того:

(1) Каждый теплообменник должен быть пригодным к длительной эксплуатации при высоких температурах и устойчивым к коррозии при воздействии выхлопных газов.

(2) Должны быть предусмотрены средства осмотра критических частей каждого теплообменника.

(3) Каждый теплообменник должен охлаждаться на всей поверхности, где имеется контакт с выхлопными газами.

(b) Каждый теплообменник, используемый для нагрева вентилируемого воздуха, должен быть изготовлен таким образом, чтобы выхлопные газы не могли поступать в вентилируемый воздух.

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И АГРЕГАТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

ОЛС.1141. Общие положения

(a) Каждый орган управления должен сохранять любое необходимое положение без:

(1) Привлечения и постоянного внимания пилота; или

(2) Тенденции к смещению под действием нагрузок управления или вибрации.

(b) Каждый орган управления должен выдерживать эксплуатационные нагрузки без повреждения или чрезмерной деформации.

(c) Те части любого органа управления силовой установки, которые расположены в двигательном отсеке и которые должны сохранять рабочее состояние во время пожара, должны быть по меньшей мере огнестойкими.

(d) Органы управления кранами силовой установки, находящиеся в кабине, должны иметь:

(1) Для ручных кранов – надежные стопоры или, в случае топливных кранов, – индексацию открытого и закрытого положения.

(2) Для кранов с сервоприводом – средства, показывающие членам экипажа, когда кран:

(i) находится в полностью открытом или полностью закрытом положении; или

(ii) перемещается между полностью открытым и полностью закрытым положениями.

ОЛС.1143. Органы управления двигателем

(a) Орган управления мощностью должен обеспечивать уверенное и без запаздывания управление двигателем.

(b) Если орган управления мощностью включает в себя устройство для отключения подачи топлива, то этот орган должен иметь средства предотвращения его непреднамеренного перемещения в положение отключения топлива. Эти средства должны:

(1) Иметь надежный замок или стопор в положении малого газа; и

(2) Требовать отдельного и четко определенного действия для перевода органа управления в положение отключения.

ОЛС.1145. Выключатели зажигания

(a) Каждая цепь зажигания должна выключаться независимым выключателем и не должна требовать работы любого другого выключателя для приведения его в действие.

(b) Выключатели зажигания должны быть устроены и сконструированы так, чтобы исключить их непреднамеренное срабатывание.

(c) Выключатель зажигания не может быть использован как главный выключатель других цепей.

ОЛС.1147. Органы регулирования состава смеси

Орган регулирования состава смеси должен требовать отдельного и четко определенного действия для перемещения его в положение обеднения смеси или в выключенное положение.

ОЛС.1163. Агрегаты силовой установки

(a) Каждый агрегат с приводом от двигателя должен:

(1) Удовлетворять условиям установки надвигатель.

(2) Быть подготовленным к монтажу на двигателе; и

(3) Быть герметизированным для предотвращения загрязнения масляной системы двигателя и системы агрегата.

(b) Электрическое оборудование, в которомможет возникать электрический разряд или искрение, должно быть установлено так, чтобы свести к минимуму вероятность контакта с любыми воспламеняющимися жидкостями или парами, которые могут оказаться в свободном состоянии.

ОЛС.1165. Система зажигания двигателя

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

(b) Емкость аккумуляторов и мощность генераторов должны быть достаточными для одновременного удовлетворения потребности в электропитании системы зажигания двигателя и максимальной потребности любых компонентов электросистемы, питаемых тем же источником.

(c) Система зажигания двигателя должна быть рассчитана на случаи:

(1) Неработающего генератора.

(2) Полной разрядки аккумулятора, когда генератор работает на нормальных эксплуатационных частотах вращения; и

(3) Полной разрядки аккумулятора, когда генератор работает на частотах вращения малого газа при наличии только одного аккумулятора.

(d) Должны быть предусмотрены средства предупреждения пилота в случае, если неисправность любой части электросистемы вызывает непрерывный разряд любого аккумулятора, питающего систему зажигания двигателя.

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

ОЛС.1182. Зоны двигательного отсека за противопожарными перегородками

Компоненты, трубопроводы и арматура, установленные вне пожароопасных зон, должны быть выполнены из таких материалов и расположены на таких расстояниях от противопожарной перегородки, чтобы они не были подвержены повреждениям при воздействии на противопожарную перегородку со стороны двигательного отсека пламени с температурой не менее 1100 °С в течение 15 мин. Это должно быть доказано путем испытаний или расчетом.

ОЛС.1183. Трубопроводы, арматура и компоненты

(a) Кроме случаев, указанных в пункте (b) настоящего параграфа, все компоненты, трубопроводы и арматура, по которым проходят воспламеняющиеся жидкости, газ или воздух во всех зонах, подверженных опасности возникновения пожара двигателя, должны быть по меньшей мере огнестойкими. Исключение составляют баки с воспламеняющимися жидкостями и их опорные конструкции, являющиеся частью двигателя и присоединенные к нему, которые должны быть огненепроницаемыми или закрытыми огненепроницаемым экраном, если повреждение огнем любой неогненепроницаемой части может привести к утечке или разливу воспламеняющейся жидкости. Компоненты должны быть экранированы или размещены таким образом, чтобы не допустить воспламенения вытекающей воспламеняющейся жидкости. Гибкие шланги в сборе (шланг и его заделки) должны быть одобренного типа. Тем не менее, если общая емкость масляной системы, включая баки, трубопроводы и отстойники, составляет менее 5 л, то компоненты этой системы могут быть всего лишь огнестойкими.

(b) Пункт (a) настоящего параграфа не относится к:

(1) Трубопроводам, арматуре и компонентам, уже одобренным как часть двигателя, получившего Сертификат типа; и

(2) К дренажным и сливным трубопроводами их арматуре, повреждение которых не вызывает или не усиливает опасность возникновения пожара.

ОЛС.1191. Противопожарные перегородки

(a) Двигатель должен быть отделен от остальной конструкции самолета противопожарной перегородкой, тепловым экраном или другим подобным устройством.

(b) Каждая противопожарная перегородкаили кожух должны быть сконструированы таким образом, чтобы из изолированного отсека в другие части самолета не могли проникать в опасных количествах жидкость, газы или пламя.

(c) Каждое отверстие в противопожарной перегородке или кожухе должно быть заглушено плотно пригнанными огненепроницаемыми уплотнениями, прокладками, втулками или арматурой с тем, чтобы противопожарная перегородка в целом соответствовала требованиям по огненепроницаемости.

(d) Все противопожарные перегородки и кожухи должны быть огненепроницаемыми и защищенными от коррозии.

(e) Для противопожарной перегородки или экрана могут использоваться следующие материалы без проведения испытаний:

(1) Листовая нержавеющая сталь толщиной 0,38 мм.

(2) Листовая мягкая сталь (с покрытием из алюминия или иной защитой от коррозии) толщиной 0,5 мм.

(3) Фитинги противопожарной перегородки из стали или сплавов на основе меди.

(f) Соответствие требованиям, предъявляемым к огненепроницаемым материалам или элементам конструкции, должно быть показано следующим образом:

(1) Пламя, воздействию которого подвергаются материалы и элементы, должно иметь температуру (1100±25) °С.

(2) Образец листового материала, имеющий площадь около 64 $см^2$, должен испытываться на воздействие пламени соответствующей горелки.

(3) Пламя горелки должно быть достаточно большим, чтобы обеспечить во время испыта- ний требуемую температуру на площади около 32 $см^2$.

(4) Материалы и фитинги противопожарной перегородки должны сопротивляться проникновению пламени в течение не менее 15 мин.

ОЛС.1193. Капот и мотогондола

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

(b) Должны быть предусмотрены средства быстрого и полного дренажирования любой части капота при нормальном стояночном и полетном положениях. Слив из такого дренажа не должен производиться туда, где он может вызвать опасность возникновения пожара.

(c) Капот должен быть по крайней мере огнестойким.

(d) Любая часть конструкции, расположенная за отверстиями из подкапотного отсека, должна быть огнестойкой по крайней мере надлине 60 см.

(e) Все детали капота, подверженные воздействию высокой температуры из-за их близости к каналам выхлопной системы, должны быть огненепроницаемыми.

РАЗДЕЛ F – ОБОРУДОВАНИЕ

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

ОЛС.1301. Назначение и установка

Каждый вид установленного оборудования должен:

(a) Быть такого типа и конструкции, которые соответствуют его заданному назначению.

(b) Иметь надпись, указывающую его обозначение, назначение или эксплуатационные ограничения, или любое приемлемое сочетание этих сведений.

(c) Устанавливаться в соответствии с ограничениями, предписанными для этого оборудования.

(d) Нормально работать после установки.

ОЛС.1303. Пилотажные и навигационные приборы

Требуются следующие пилотажно-навигационные приборы:

(a) Указатель скорости.

(b) Высотомер.

(c) Магнитный указатель курса.

ОЛС.1305. Приборы силовой установки

Требуются следующие приборы силовой установки:

(a) Топливомер для каждого топливного бака.

(b) Манометр масла для маслосистемы двигателя и нагнетателя.

(c) Указатель температуры масла, за исключением двухтактных двигателей.

(d) Тахометр.

(e) Термометр головок цилиндров (для каждого двигателя с воздушным охлаждением).

(f) Манометр топлива для двигателя с насосной подачей.

(g) Указатель давления наддува.

(h) Масломер для маслобака.

(i) Для нагнетателя поршневого двигателя,если установлены ограничения температуры воздуха на входе в карбюратор или температуры выхлопных газов, должны быть предусмотрены указатели каждой температуры, для которой установлено ограничение, если не доказано, что это ограничение не может быть превышено при всех заданных условиях эксплуатации.

(j) Указатель температуры охлаждающей жидкости для двигателей с жидкостным охлаждением.

ОЛС.1307. Вспомогательное оборудование

Для каждого лица, находящегося на борту, должно быть предусмотрено сиденье установленного образца.

ОЛС.1309. Оборудование, системы и установки

Оборудование, системы и установки должны быть спроектированы таким образом, чтобы свести к минимуму опасность для самолета в случае их вероятной неисправности или отказа.

УСТАНОВКА ПРИБОРОВ

ОЛС.1321. Расположение и видимость приборов

Все пилотажно-навигационные приборы и приборы силовой установки, предназначенные для использования любым пилотом во время взлета, начального набора высоты, захода на посадку и посадки, должны быть расположены так, чтобы любой пилот, управляющий самолетом, мог контролировать траекторию полета и эти приборы с минимальным отклонением головы и глаз.

ОЛС.1322. Аварийные, предупреждающие и уведомляющие индикаторы

Если в кабине экипажа установлены аварийные, предупреждающие или уведомляющие индикаторы, они должны иметь следующий цвет, если Компетентный орган не утвердит иного:

(a) Красный – для ламп аварийной сигнализации (лампы, сигнализирующие об опасности, которая может потребовать немедленных действий).

(b) Желтый – для ламп предупреждающей сигнализации (лампы, сигнализирующие о том, что через некоторое время, возможно, потребуются действия).

(c) Зеленый – для ламп исправной работы.

(d) Любой другой цвет, включая белый, – для ламп, не предусмотренных пп. (a)–(c) настоящего параграфа, при условии, что цвет будет значительно отличаться от цветов, предписанных в этих пунктах, во избежание возможной путаницы.

ОЛС.1323. Система измерения воздушной скорости

(a) Система измерения воздушной скорости должна быть оттатирована, чтобы показывать истинную воздушную скорость на уровне моря

в стандартных атмосферных условиях с минимальной погрешностью, включая аэродинамическую ошибку, но без учета инструментальной ошибки указателя воздушной скорости, которая не должна превышать большей из двух величин: 5% тарированной воздушной скорости или 8 км/ч в следующих диапазонах скоростей:

(1) От $1,3V_{S1}$ до V_{NE} с убранными закрылками.

(2) От $1,3V_{S1}$ до V_{FE} с выпущенными закрылками.

(b) Градуировка должна быть выполнена вполете.

(c) Система измерения воздушной скорости должна быть пригодной в диапазоне скоростей от V_{S0} и по крайней мере до $1,05\ V_{NE}$.

ОЛС.1325. Система статического давления

(a) Каждый прибор, имеющий приемник статического давления, должен соединяться с атмосферой таким образом, чтобы на точность приборов как можно меньшее влияние оказывали скорость самолета, открытие и закрытие окон, изменение воздушного потока, влага или другие посторонние вещества.

(b) Конструкция и установка системы статического давления должны быть такими, чтобы:

(1) Обеспечивалось надежное удаление влаги.

(2) Не допускалось истирание трубопроводов и их чрезмерное перекашивание или пережатие на изгибах.

(3) Применяемые материалы были долговечными, отвечающими своему назначению и защищенными от коррозии.

ОЛС.1327. Магнитный указатель курса

(a) Магнитный указатель курса должен устанавливаться таким образом, чтобы на его точность не оказывали чрезмерного влияния магнитные поля или вибрации самолета.

(b) Остаточная девиация в горизонтальномполете не должна превышать 10° на любом курсе, исключая случай, когда работает радиопередатчик – в этом случае девиация может превышать 10°, но не должна быть более 15°.

ОЛС.1331. Приборы, использующие питание

На каждом самолете:

(a) Каждый гироскопический прибор должен получать от источников питания энергию, достаточную для поддержания требуемой точности на всех скоростях выше скорости, соответствующей наибольшей скороподъемности.

(b) Каждый гироскопический прибор должен быть установлен таким образом, чтобы исключить его неисправность от проникновения дождя, масла и других вредных воздействий.

(c) Должны быть предусмотрены средства, показывающие достаточность подаваемого прибору энергопитания.

ОЛС.1337. Приборы силовой установки

(a) **Приборы и трубопроводы приборов.**

(1) Все трубопроводы приборов силовой установки должны отвечать требованиям ОЛС.993.

(2) Все трубопроводы, несущие воспламеняющиеся жидкости, должны:

(i) иметь ограничительные отверстия или другие предохранительные устройства, расположенные у источника давления и служащие для предотвращения выброса избыточной жидкости в случае повреждения трубопровода; и

(ii) быть расположены и установлены таким образом, чтобы выброс жидкости не создавал опасности возникновения пожара.

(3) Все приборы силовой установки, работающие на воспламеняющихся жидкостях, должны быть расположены и установлены таким образом, чтобы выброс жидкости не создавал опасности возникновения пожара.

(b) **Указатель количества топлива (топливомер).** Должны быть предусмотрены средства, показывающие пилоту количество топлива в каждом баке во время полета. Кроме того:

(1) Каждый топливомер должен быть проградуирован таким образом, чтобы показывать «нуль» в горизонтальном полете, когда количество оставшегося в баке топлива равно невырабатываемому остатку, определенному согласно ОЛС.959.

(2) Каждый выступающий визуальный уровнемер, используемый в качестве топливомера, должен быть защищен от повреждений.

(3) Каждый визуальный уровнемер, имеющий застойные зоны, в которых может скапливаться и замерзать вода, должен иметь средства, обеспечивающие дренаж на земле.

(4) Баки, у которых выходные отверстия и воздушные пространства соединены между собой, можно рассматривать как один бак, не требующий отдельных указателей.

(c) **Система измерения расхода топлива (расходомер).** В случае установки расходомера топлива каждый измерительный компонент должен иметь средства перепуска топлива, если при неисправности этого компонента ограничивается расход топлива.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ

ОЛС.1351. Общие положения

(a) **Мощность системы электроснабжения.** Каждая система электроснабжения должна соответствовать своему назначению. Кроме того:

(1) Источники электроэнергии, соединительные провода, кабели и связанные с ними устройства управления и защиты должны обеспечивать требуемые для безопасной работы мощность и напряжение электропитания.

(2) Соответствие требованиям пункта (a)(1) настоящего параграфа должно быть показано путем анализа или измерения нагрузок, действующих в электрических цепях во всех возможных сочетаниях и вероятной продолжительности.

(b) **Работа.** К электросистемам предъявляются следующие требования:

(1) Каждая система после установки на самолет должна быть:

(i) безопасной по конструкции, режимам работы и влиянию на другие части самолета;

(ii) защищенной от проникновения топлива, масла, воды, других вредных веществ и от механических повреждений; и

(iii) сконструированной таким образом, чтобы опасность поражения электрическим током людей на борту и наземного персонала была сведена к минимуму.

(2) Источники электроэнергии должны функционировать надлежащим образом как независимо, так и в комбинации с другими источниками, за исключением генераторов переменного тока, для первоначального возбуждения и стабилизации которых может использоваться аккумуляторная батарея.

(3) Отказ или неисправность любого источника электроэнергии не должны вызывать ухудшение способности любого оставшегося источника питать приемники электроэнергии, жизненно важные для безопасности, за исключением генераторов переменного тока, для первоначального возбуждения или стабилизации которых требуются аккумуляторные батареи и которые могут прекратить работу при отказе батареи.

(4) Управление каждым источником электроэнергии должно обеспечивать независимую работу каждого источника, за исключением органов управления генераторами переменного тока, от которых не требуется, чтобы они могли прерывать связь между таким генератором и его батареей, необходимой для первоначального возбуждения или стабилизации генератора.

(c) **Система генерирования.** Если система электроснабжения питает жизненно важные для безопасности полета приемники электроэнергии, то на самолете должен быть установлен по меньшей мере один генератор. Кроме того:

(1) Каждый генератор должен обеспечивать отдачу установленной номинальной длительной мощности.

(2) Аппаратура регулирования напряжения-генератора должна надежно обеспечивать отдачу мощности генератором в установленных пределах.

(3) Каждый генератор постоянного токадолжен иметь аппарат защиты от обратного тока, предназначенный для отключения генератора от аккумуляторной батареи и других генераторов в случае возникновения обратного тока, который может привести к повреждению этого генератора.

(4) Должны быть предусмотрены средства,обеспечивающие немедленную сигнализацию пилоту об отказе любого генератора.

(5) Каждый генератор должен иметь средства защиты от перенапряжения, сконструированные и установленные таким образом, чтобы предотвратить повреждение системы электроснабжения или питаемого этой системой оборудования в результате перенапряжения данного генератора.

(d) **Приборы.** Должны быть предусмотрены средства, показывающие пилоту, что уровень электроснабжения обеспечивает безопасный полет. В случае использования системы постоянного тока может быть применен амперметр в цепи питания аккумулятора.

(e) **Огнестойкость.** Электрическое оборудование должно быть спроектировано и установлено таким образом, чтобы важное для длительной безопасной работы и установленное позади противопожарной перегородки оборудование функционировало удовлетворительно и не создавало дополнительной пожарной опасности в случае возникновения пожара в двигательном отсеке, во время которого поверхность противопожарной перегородки со стороны двигателя нагревается до 1100 °С в течение 5 мин или до меньшей температуры, если таковая будет обоснована Заявителем. Это должно быть доказано путем испытаний или расчетом.

(f) **Наземное питание.** Если предусмотрено подключение к самолету наземных источников электроэнергии и если эти наземные источники могут быть подключены к оборудованию, отличному от оборудования, используемого для запуска двигателя, то должны быть предусмотрены средства, гарантирующие невозможность питания системы электроснабжения самолета от наземных источников с обратной полярностью или обратным порядком чередования фаз.

ОЛС.1353. Конструкция и установка аккумуляторной батареи

(a) Аккумуляторная батарея (батареи) должна иметь такую конструкцию и устанавливаться таким образом, как предписано в настоящем параграфе.

(b) В течение любого вероятного режима заряда или разряда в аккумуляторах батареи должны поддерживаться безопасная температура и давление. При заряде батареи (после предшествовавшего полного разряда) не должно происходить неуправляемого повышения температуры в аккумуляторах батареи при следующих условиях:

(1) При максимальном значении регулируемого напряжения или мощности.

(2) В полете наибольшей продолжительности; и

(3) При наиболее неблагоприятных условиях охлаждения, которые могут встретиться в эксплуатации.

(c) Соответствие требованиям пункта (b) настоящего параграфа должно быть доказано путем испытаний, если опыт эксплуатации аналогичных батарей при аналогичной их установке не показал, что поддержание безопасных температур и давлений в аккумуляторах не представляет трудностей.

(d) В самолете не должны скапливаться в опасных количествах взрывчатые или ядовитые газы, выделяемые батареей при нормальной работе или в результате любой возможной неисправности в системе заряда или в установке батареи.

(e) Вызывающие коррозию жидкости илигазы, которые могут выделяться из аккумуляторной батареи, не должны повреждать окружающие конструкции самолета и расположенное рядом жизненно важное оборудование.

(f) Каждая никель-кадмиевая аккумуляторная батарея, предназначенная для запуска двигателя или вспомогательной силовой установки, должна иметь средства, предотвращающие любое опасное воздействие на конструкцию или жизненно важные системы, которое может быть вызвано максимальным тепловыделением при коротком замыкании аккумуляторной батареи или ее отдельных аккумуляторов.

(g) Никель-кадмиевая аккумуляторная батарея, которую можно использовать для запуска двигателя или вспомогательной силовой установки, должна иметь:

(1) Систему автоматического управления зарядным током для предотвращения перегрева батареи; или

(2) Систему определения температуры аккумуляторной батареи и сигнализацию превышения допустимой температуры со средством отключения батареи от источника заряда в случае превышения допустимой температуры; или

(3) Систему определения и сигнализации отказа аккумуляторной батареи со средством отключения батареи от источника заряда в случае превышения допустимой температуры.

ОЛС.1357. Устройства защиты электросети

(a) Защитные устройства, такие, как плавкие предохранители или автоматы защиты сети, должны устанавливаться во всех электрических цепях, кроме:

(1) Силовых цепей стартерных электродвигателей; и

(2) Цепей, отсутствие предохранителей в которых не представляет опасности.

(b) Защитное устройство цепи, питающее жизненно важное для безопасности полета оборудование, не должно использоваться для защиты какой-либо другой цепи.

(c) Все устройства защиты сети с повторнымвключением (устройства со «свободным расцеплением», в которых расцепляющий механизм не может быть введен в действие рабочим органом управления) должны быть сконструированы таким образом, чтобы:

(1) Для восстановления работы после расцепления требовалось ручное включение; и

(2) При повреждении цепи или ее перегрузке устройство разрывало цепь независимо от положения рабочего органа управления.

(d) Если повторное включение автомата защиты сети или замена плавкого предохранителя являются важными для безопасности полета, то такой автомат защиты сети или предохранитель должен располагаться и обозначаться таким образом, чтобы он мог быть легко повторно включен или заменен в полете.

(e) В случае применения плавких предохранителей для использования в полете на борту самолета должны находиться запасные предохранители в количестве, равном большей из следующих величин:

– по одному каждого номинала; или

– 50% каждого номинала.

ОЛС.1361. Устройство быстрого отключения источников энергии

(a) Должно быть предусмотрено устройство, позволяющее быстро отключать все источники электроэнергии от основной шины. Места разъединения должны находиться рядом с источниками, которыми управляет это устройство.

(b) Устройство отключения или его орган управления должны быть установлены так, чтобы они были хорошо видны и доступны пилоту в полете.

ОЛС.1365. Электрические провода и оборудование

(a) Каждый электрический соединительный провод должен иметь достаточную площадь поперечного сечения жилы.

(b) Каждый провод и связанный с ним приемник электроэнергии, которые могут нагреваться в случае повреждения или перегрузки сети, должны быть по крайней мере огнестойкими и не выделять опасных количеств ядовитого дыма.

ОЛС.1367. Выключатели

Каждый выключатель должен:

(a) Выдерживать длительное протекание номинального тока.

(b) Иметь конструкцию, обеспечивающую достаточный зазор или изоляцию между токонесущими частями и корпусом, чтобы вибрации в полете не приводили к короткому замыканию.

(c) Быть доступным пилоту; и

(d) Иметь маркировку, описывающую принцип действия выключателя, и цепь, к которой он относится.

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОЛС.1384. Внешние световые приборы

Если установлено внешнее светотехническое оборудование, то оно должно соответствовать требованиям 23.1385–23.1401 АП-23.

СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОЛС.1411. Общие положения

(a) Требуемое спасательное оборудование должно быть легкодоступным в аварийной ситуации.

(b) Предусмотренные места для размещения требуемого спасательного оборудования должны:

(1) Располагаться таким образом, чтобы к оборудованию был обеспечен свободный доступ, а его местонахождение было бы очевидным.

(2) Защищать спасательное оборудование от повреждений при действии инерционных нагрузок, возникающих в результате воздействия расчетных перегрузок, установленных в ОЛС.561.

РАЗЛИЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

ОЛС.1431. Электронное оборудование

Радиооборудование и установки должны быть безопасными как сами по себе, так и по принципу действия и по своему воздействию на другие компоненты.

ОЛС.1436. Гидравлические тормозные системы с ручным управлением

(a) Каждая гидравлическая тормозная система с ручным управлением и ее элементы должны выдерживать без остаточных деформаций ожидаемые нагрузки от конструкции самолета в комбинации с гидравлическими нагрузками.

(b) Должен быть обеспечен контроль количества жидкости в системе.

(c) Должны быть предусмотрены средства предотвращения чрезмерного давления, возникающего в результате объемного расширения жидкости.

(d) **Испытания.** Должно быть показано путем испытаний, что:

(1) Система вполне работоспособна при максимальном усилии, прикладываемом пилотом к органу управления системой.

(2) При максимальном усилии, прикладываемом пилотом к органу управления системой, система не должна деформироваться и в ней не должно быть утечки жидкости.

РАЗДЕЛ G – ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

ОЛС.1501. Общие положения

(a) Должны быть установлены эксплуатационные ограничения, рассмотренные в ОЛС.1505–ОЛС.1525, и другие ограничения и информация, необходимые для безопасной эксплуатации самолета.

(b) Эксплуатационные ограничения и информация, необходимые для безопасной эксплуатации, должны быть доведены до сведения членов экипажа, как предусмотрено в ОЛС.1541–ОЛС.1589.

ОЛС.1505. Ограничения скорости

(a) Максимальная, никогда не превышаемая эксплуатационная скорость V_{NE} должна быть установлена так, чтобы она была:

(1) Не менее чем 0,9 минимального значения V_D, допускаемого согласно ОЛС.335; и

(2) Не более чем меньшая из двух величин:

(i) 0,9 V_D, установленной согласно ОЛС.335; или

(ii) 0,9 максимальной скорости, продемонстрированной в соответствии с ОЛС.251.

(b) Максимальная скорость крейсерского полета по конструкции V_{NO} должна быть установлена так, чтобы она была:

(1) Не менее чем минимальная величина V_C, допускаемая согласно ОЛС.335; и

(2) Не более чем меньшая из двух величин:

(i) V_C, установленная в ОЛС.335; или

(ii) 0,89 V_{NE}, установленной по пункту (a) настоящего параграфа.

ОЛС.1507. Маневренная скорость

Расчетная маневренная скорость V_A, определяемая согласно ОЛС.335, должна быть установлена в качестве эксплуатационного ограничения.

ОЛС.1511. Скорость полета с отклоненными закрылками

(a) Максимальная скорость, при которой разрешается полет с отклоненными закрылками V_{FE}, должна устанавливаться так, чтобы она была:

(1) Не менее чем минимальная величина V_F, допускаемая ОЛС.345 и ОЛС.457; и

(2) Не более чем меньшая из двух величин:

(i) V_F, установленная согласно ОЛС.345; или

(ii) V_F, установленная согласно ОЛС.457.

(b) Могут быть установлены дополнительные комбинации положения закрылков, воздушной скорости и режима работы двигателя, если прочность конструкции доказана для соответствующих расчетных случаев.

ОЛС.1519. Вес и центр тяжести

Ограничения веса и центра тяжести, определяемые согласно ОЛС.23, должны быть установлены в качестве эксплуатационных ограничений.

ОЛС.1521. Ограничения по силовой установке

(a) **Общие положения.** Ограничения по силовой установке, требуемые настоящим параграфом, должны быть установлены таким образом, чтобы они не превышали соответствующих ограничений для двигателя и воздушного винта.

(b) **Взлетный режим.** Взлетный режим силовой установки должен быть ограничен:

(1) Максимальной частотой вращения (об/мин).

(2) Максимально допустимым давлением наддува в системе впуска двигателя для самолетов с воздушным винтом изменяемого шага или с нагнетателем.

(3) Предельной продолжительностью использования мощности или тяги, соответствующей ограничениям, установленным в подпунктах (в)(1) и (в)(2) настоящего пункта.

(4) Максимально допустимыми температурами головок цилиндров (если это применимо), охлаждающей жидкости и масла в случае, если предел времени, указанный в пункте (b)(3) настоящего параграфа, превышает 2 мин.

(c) **Максимальный продолжительный режим.** Максимальный продолжительный режим должен быть ограничен:

(1) Максимальной частотой вращения (об/мин).

(2) Максимально допустимым давлением наддува в системе впуска двигателя для самолетов с воздушным винтом изменяемого шага или с нагнетателем.

(3) Максимально допустимыми температурами головок цилиндров, масла и охлаждающей жидкости.

(d) **Сорт топлива.** Минимальные приемлемые сорта топлива должны быть установлены таким образом, чтобы их качество было не хуже требуемого для эксплуатации двигателя с ограничениями, указанными в пунктах (b) и (c) настоящего параграфа.

ОЛС.1525. Условия эксплуатации

Должны быть утверждены условия эксплуатации, соответствующие установленному оборудованию, при которых эксплуатация самолета ограничивается или запрещается.

ОЛС.1529. Руководство по технической эксплуатации

Заявитель должен подготовить Руководство по технической эксплуатации, содержащее существенную информацию для обеспечения правильной технической эксплуатации самолета. При составлении Руководства Заявитель должен включить в него следующую информацию:

(a) Описание систем.

(b) Инструкции по смазке, регламентирующие периодичность и типы смазок и жидкостей для различных систем.

(c) Давления и электрические нагрузки в различных системах.

(d) Допуски и регулировки, необходимые для нормальной эксплуатации самолета.

(e) Способы нивелировки, использования домкратов и других подъемных механизмов, а также буксировки на земле.

(f) Способы балансировки поверхностей управления и максимально допустимые значения люфтов в узлах навески и проводке управления.

(g) Обозначение основных силовых и прочих элементов конструкции.

(h) Периодичность и объем проверок, необходимые для нормальной технической эксплуатации самолета.

(i) Специальные методы ремонта для данного самолета.

(j) Специальные методы проверок.

(k) Перечень специальных инструментов.

(l) Ограничения по ресурсу (замена или ремонт) частей, компонентов и агрегатов, для которых установлен ресурс, если эти ограничения не приведены в документах, указанных в пункте (m) настоящего параграфа.

(m) Перечень документов по технической эксплуатации для частей, компонентов и агрегатов, одобренных до установки на самолет.

(n) Материалы, необходимые для выполнения мелкого ремонта.

(o) Рекомендации по уходу и очистке.

(p) Перечень трафаретов и надписей с указанием их расположения.

(q) Инструкцию по снаряжению и разкомплектации самолета.

(r) Информацию о такелажных узлах и способах предотвращения повреждения в процессе наземной транспортировки, сборки и разборки; и

(s) Инструкцию по взвешиванию самолета иопределению фактической центровки.

ОБОЗНАЧЕНИЯ И ТРАФАРЕТЫ

ОЛС.1541. Общие положения

(a) На самолете должны быть:

(1) Необходимые обозначения и трафареты,указанные в ОЛС.1545–ОЛС.1567; и

(2) Любая другая дополнительная информация, обозначения на приборах и трафареты, требуемые для безопасной эксплуатации самолета необычной конструкции или с необычными эксплуатационными и пилотажными характеристиками.

(b) Все обозначения и трафареты, предписанные в пункте (a) настоящего параграфа:

(1) Должны располагаться на видных местах; и

(2) Не должны легко стираться, искажаться или становиться неясными.

(c) Единицы измерения, используемые в трафаретах, должны быть теми же, что и на шкалах приборов.

ОЛС.1543. Обозначения на приборах. Общие положения

На всех приборах:

(a) Если обозначения наносятся на защитное стекло прибора, должны быть предусмотрены средства сохранения правильного положения стекла относительно шкалы прибора; и

(b) Все дуги и линии должны быть достаточно широкими и располагаться так, чтобы пилот мог их ясно видеть.

ОЛС.1545. Указатель воздушной скорости

(a) Каждый указатель скорости должен быть размечен, как указано в пункте (b) настоящего параграфа, и отметки должны находиться около соответствующих приборных скоростей.

(b) Должны быть соблюдены следующие обозначения:

(1) Для непревышаемой скорости V_{NE} – радиальная красная линия.

(2) Для критического диапазона – желтая дуга от красной линии, предусмотренной пунктом (b)(1) настоящего параграфа, до верхней границы зеленой дуги, предусмотренной пунктом (b)(3) настоящего параграфа.

(3) Для нормального рабочего диапазона – зеленая дуга от нижней границы V_{S1} при мак-

симальном весе и убранных шасси и закрылках до верхней границы максимальной для данного самолета крейсерской скорости V_{NO}, установленной согласно ОЛС.1505(b).

(4) Для диапазона эксплуатации с отклоненными закрылками – белая дуга с нижней границей на V_{S0} при максимальном весе и верхней границей на максимально допустимой скорости полета с отклоненными закрылками V_{FE}, установленной согласно ОЛС.1511.

ОЛС.1547. Магнитный указатель курса

(a) На магнитном указателе курса или вблизи него должен быть трафарет, удовлетворяющий требованиям настоящего параграфа.

(b) Трафарет должен показывать остаточную девиацию прибора в горизонтальном полете с работающим двигателем.

(c) Трафарет должен указывать, проводилось ли списание девиации с включенными или выключенными радиоприемниками.

(d) График девиации должен быть составлен с интервалом не более чем через 30° магнитного курса.

ОЛС.1549. Приборы силовой установки

Для каждого требующегося прибора силовой установки, в зависимости от его типа, должны выполняться следующие требования:

(a) Каждый максимальный и, если необходимо, минимальный предел должен быть обозначен красной радиальной линией или просто красной линией.

(b) Все диапазоны нормальной работы должны быть обозначены зеленой дугой или зеленой линией, не выходящей за пределы максимального и минимального ограничений безопасной эксплуатации.

(c) Каждый взлетный и критический режим должен быть обозначен желтой дугой или линией; и

(d) Каждый диапазон работы двигателя или воздушного винта, в пределах которого превышаются вибрационные напряжения, установленные для длительной безопасной эксплуатации, должен быть обозначен красным сектором или красными линиями.

ОЛС.1551. Масломер

Градуировка всех масломеров должна наноситься через интервалы, обеспечивающие четкое и точное показание количества масла.

ОЛС.1555. Обозначения органов управления

(a) Все органы управления в кабине экипажа, за исключением основных рычагов управления самолетом и простых пусковых включателей кнопочного типа, должны быть четко обозначены относительно их назначения и принципа действия.

(b) Все вспомогательные органы управления должны быть обозначены соответствующим образом.

(c) Органы управления топливной системой силовой установки:

(1) Каждый орган управления краном переключения топливных баков должен иметь обозначения, показывающие положения, соответствующие каждому баку и каждому имеющемуся положению системы кольцевания.

(2) Если безопасность эксплуатации требует определенной последовательности выработки каких-либо баков, то эта последовательность должна быть обозначена на кране переключения этих баков или рядом с ними.

(3) Условия, при которых может быть безопасно использовано полное количество вырабатываемого топлива, расходуемого из каждого топливного бака, имеющего ограничения по выработке топлива, должны быть указаны на трафарете рядом с краном переключения этого бака.

(d) К органам управления вспомогательными агрегатами, вспомогательным и аварийным оборудованием предъявляются следующие требования:

(1) На самолетах с убирающимся шасси индикатор, требуемый согласно ОЛС.729, должен быть обозначен таким образом, чтобы пилот в любое время мог убедиться, что шасси зафиксировано в одном из своих крайних положений; и

(2) Все органы управления аварийным оборудованием должны быть красного цвета и иметь обозначения, разъясняющие принцип их действия.

ОЛС.1557. Различные обозначения и надписи

(a) **Багажно-грузовой отсек и места размещения балласта.** Каждый багажно-грузовой отсек и каждое место размещения балласта должны иметь трафарет, указывающий все ограничения по их содержимому, включая ограничения по массе, которые необходимы для удовлетворения требований по загрузке самолета.

(b) **Топливные и масляные заправочные горловины.** Применяются следующие требования:

(1) Заправочные горловины топливной системы должны иметь обозначения на крышках или рядом с ними, указывающие самый низкий разрешенный сорт топлива, обозначение топлива, емкость бака, а для двухтактного двигателя без отдельной маслосистемы – соотношение топлива и масла в их смеси.

(2) Заправочные горловины масляной системы должны иметь обозначения на крышках или рядом с ними, указывающие:

(i) сорта масла;

(ii) применяется ли масло с присадками или нет.

(c) **Топливные баки.** Количество расходуемого топлива в каждом баке в единицах объема должно быть показано на переключателе и на указателе количества топлива.

(d) Если в соответствии с ОЛС.807 предусмотрен аварийный выход, то каждый рычаг управления его открытием должен быть красного цвета. Около каждой ручки открытия аварийного выхода должен быть трафарет, четко разъясняющий принцип его действия.

(e) Напряжение цепи каждой установки постоянного тока должно быть четко указано вблизи разъема подключения наземного питания.

ОЛС.1559. Трафарет эксплуатационных ограничений

В поле зрения пилота должны быть следующие трафареты:

(a) Трафарет, указывающий следующие воздушные скорости (IAS):

(1) Расчетная маневренная скорость V_A.

(2) Максимальная скорость уборки и выпуска шасси V_{LO}.

(b) Трафарет с надписью: «Этот самолет классифицирован как очень легкий самолет, одобренный только для визуальных полетов в дневное время вне условий обледенения. Запрещены какие-либо фигуры высшего пилотажа, включая намеренный штопор. Прочие ограничения смотри в РЛЭ».

ОЛС.1561. Аварийно-спасательное оборудование

(a) Если имеется аварийно-спасательное оборудование, то оно должно иметь четкую маркировку с указанием способа его применения.

(b) Места размещения требуемого аварийно-спасательного оборудования должны иметь маркировку, способствующую их обнаружению людьми на самолете.

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА И ОДОБРЕННЫЕ ИНСТРУКЦИИ

ОЛС.1581. Общие положения

(a) **Представление информации.** С каждым самолетом должно представляться Руководство по летной эксплуатации (РЛЭ). Приемлемая форма РЛЭ приведена в Приложении Н. Для хранения РЛЭ на самолете должно быть предусмотрено соответствующее место. Каждое РЛЭ должно содержать следующие сведения:

(1) Информацию, требуемую ОЛС.1583–ОЛС.1589, включая разъяснения, необходимые для ее правильного применения, и значения используемых символов.

(2) Другую информацию, необходимую для безопасной эксплуатации вследствие особенностей конструкции, эксплуатационных и пилотажных характеристик, включая влияние дождя и налипания насекомых на летно-технические характеристики самолета, как указано в ОЛС.21(d).

(3) Перечень действующих страниц, с выделением тех страниц, которые содержат одобряемую информацию согласно пункту (b) настоящего параграфа.

(b) **Одобряемая информация.** Каждый раздел РЛЭ, содержащий информацию, предписанную в ОЛС.1583–ОЛС.1589, должен быть одобрен, соответственно обозначен и должен четко отличаться от всех других разделов РЛЭ. Все страницы РЛЭ должны быть выполнены таким образом, чтобы они не могли легко истираться, портиться или перепутываться и чтобы их можно было вкладывать в РЛЭ, представляемое Заявителем, или в папку, или в любой другой прочный переплет.

(c) **Информация, не требующая одобрения.** Неодобренная информация должна быть представлена в таком виде, какой Компетентный орган сочтет приемлемым.

(d) **Единицы измерения.** Единицы измерения, используемые в РЛЭ, должны совпадать с единицами, применяемыми на шкалах приборов.

ОЛС.1583. Эксплуатационные ограничения

(a) **Ограничения воздушной скорости.** Должна быть представлена следующая информация:

(1) Информация, необходимая для обозначения ограничений скорости на указателе согласно ОЛС.1545, а также смысл каждого из этих ограничений и применяемый на указателе цветовой код.

(2) Установленные скорости V_{NE}, V_{NO}, V_{FE}, V_A, V_{LO}, V_{LE} и их значения.

(b) **Вес (масса).** Должна быть представлена следующая информация:

(1) Максимальный вес; и

(2) Прочие ограничения по весу, если этонеобходимо.

(c) **Центр тяжести.** Должны быть представлены установленные ограничения по центровке самолета в соответствии с ОЛС.23.

(d) **Маневры.** Должны быть представлены разрешенные виды маневров, установленные согласно ОЛС.3.

(e) **Перегрузка.** Должны быть представлены значения предельных перегрузок:

(1) Перегрузки, соответствующие точкам A и C на рис. 1 ОЛС.333(b), установленные для применения на скорости V_A.

(2) Перегрузки, соответствующие точкам D и E на рис. 1 ОЛС.333(b), установленные для применения на скорости V_{NE}.

(3) Перегрузки, установленные для выпущенных закрылков, как указано в ОЛС.345.

(f) **Условия эксплуатации.** Должны быть ука-заны условия (днем и по правилам визуальных полетов), при которых разрешается эксплуатация самолета. Должен быть приведен минимальный перечень оборудования, необходимый для эксплуатации в данных условиях.

(g) **Ограничения по силовой установке.** Должна быть представлена следующая информация:

(1) Ограничения, требуемые согласно ОЛС.1521.

(2) Информация, необходимая для маркировки приборов, требуемая ОЛС.1549–ОЛС.1553.

(3) Обозначение марки топлива и масла.

(4) Для двухтактного двигателя – соотношение топлива и масла в их смеси.

(h) **Трафареты.** Должны быть представлены трафареты, требуемые ОЛС.1555–ОЛС.1561.

ОЛС.1585. Эксплуатационные данные и процедуры

Для каждого самолета должна быть представлена информация об эксплуатационных процедурах в нормальных, сложных и аварийных условиях, а также информация, необходимая для его безопасной эксплуатации.

Представленная информация должна включать в себя:

(a) Скорость сваливания при различных конфигурациях.

(b) Описание любых ситуаций, при которых возможны потеря высоты более 30 м или отрицательные углы тангажа более 30° в процессе вывода из маневра, предписанного ОЛС.201.

(c) Любая потеря высоты более 30 м в процессе вывода из маневра, указанного ОЛС.203.

(d) Рекомендованная процедура вывода самолета из непреднамеренного штопора.

(e) Специальные процедуры для запуска двигателя в полете, если это необходимо.

(f) Информация о полном количестве вырабатываемого топлива и условия, при которых может безопасно использоваться полное количество расходуемого топлива в каждом баке.

ОЛС.1587. Информация о характеристиках

(a) **Общие положения.** Для каждого самолета должна быть представлена следующая информация:

(1) Взлетная дистанция, определенная в соответствии с ОЛС.51, воздушная скорость на высоте 15 м, конфигурация самолета (если это необходимо), вид и состояние поверхности полосы при испытаниях и имеющая значение информация о положении створок капота, применении органов управления полетом по траектории и об использовании систем уборки шасси.

(2) Посадочная дистанция, определенная в соответствии с ОЛС.75, конфигурация самолета (если это необходимо), вид и состояние полосы при испытаниях и имеющая значение информация о положении створок капота, применении органов управления полетом по траектории.

(3) Установившаяся вертикальная скорость или градиент набора высоты, определенные в соответствии с ОЛС.65 и ОЛС.77, воздушная скорость, режим двигателя и конфигурация самолета.

(4) Приблизительный расчет влияния изменения высоты и температуры на взлетную дистанцию (см. пункт (a)(1) настоящего параграфа), посадочную дистанцию (см. п. (a)(2) настоящего параграфа) и установившуюся скорость набора высоты (см. п. (a)(3) настоящего параграфа).

(5) Максимальная температура окружающего воздуха, при которой доказано соответствие

требованиям по охлаждению двигателя в соответствии с ОЛС.1041–ОЛС.1047.

(b) **Самолеты с лыжным шасси.** Для самолетов с лыжным шасси разрешается указывать примерное уменьшение скороподъемности вместо полного перечня новых данных для лыжного варианта, если:

(1) В колесном варианте и в варианте с лыжами шасси не убираются.

(2) Летные характеристики при наборе высоты не являются критическими.

(3) Уменьшение скороподъемности в варианте с лыжным шасси не превышает 0,25 м/с.

(c) Информация о методах эксплуатации в нормальных условиях.

(1) Максимальная скорость бокового ветра, а также соответствующая информация о процедурах летной эксплуатации в условиях бокового ветра; и

(2) Значения воздушных скоростей, процедуры и информация, относящиеся к применению следующих скоростей:

(i) рекомендуемой скорости набора высоты и ее изменения в зависимости от высоты;

(ii) VX (скорости наивыгоднейшего набора высоты) и ее изменения в зависимости от высоты;

(iii) скорости захода на посадку, включая скорости, на которых происходит уход на второй круг.

(d) Должна быть представлена информация о влиянии на взлетную дистанцию травяного покрытия аэродрома по результатам по меньшей мере одного измерения, сделанного при взлете с поверхности, покрытой сухой короткой стерней.

ОЛС.1589. Информация о загрузке

Должна быть представлена следующая информация о загрузке:

(a) Вес и расположение каждой единицы оборудования, установленного на самолете при его взвешивании в соответствии с требованиями ОЛС.25.

(b) Соответствующие указания по загрузке для каждого возможного случая загрузки в диапазоне от максимального до минимального веса, определенные в соответствии с ОЛС.25, если этот случай может вывести центровку за пределы:

(1) Выбранные Заявителем.

(2) В которых испытывалась конструкция; и

(3) В которых доказано соответствие каждому функциональному требованию.

ПРИЛОЖЕНИЕ А
УПРОЩЕННЫЕ МЕТОДЫ РАСЧЕТА НАГРУЗОК ДЛЯ ОЧЕНЬ ЛЕГКИХ САМОЛЕТОВ ТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ

А1. Общие положения

(a) Методы расчета нагрузок, приведенные в настоящем Приложении, являются утвержденным эквивалентом требований ОЛС.321–ОЛС.457 при Сертификации очень легких самолетов, как определено в ОЛС.1 и ОЛС.301(d), для следующих схем самолета:

– самолет спроектирован с расположенным впереди крылом и хвостовым оперением, расположенным на фюзеляже, с несущими поверхностями с углом стреловидности не более 15° по линии четверти хорд;

– удлинение крыла не более 7;

– удлинение вертикального оперения не более 2 и площадь его не более 10% площади крыла;

– удлинение горизонтального оперения неболее 4 и значение коэффициента хвостового оперения не менее чем 0,5;

– профили горизонтального и вертикального оперения должны быть симметричными.

Конфигурациями самолета, для которых запрещено использование данного Приложения, являются:

(1) Схема самолета типа «Утка», «Тандем».

(2) Биплан.

(3) Самолет, имеющий Т-образное или хвостовое оперение на балках или V-образное оперение.

(4) Самолет, имеющий несущие поверхности с углом стреловидности более 15° по линии четверти хорд или дельта-образные несущие поверхности.

(5) Самолет, имеющий законцовки.

(b) Если нет специальных указаний, то терминология и обозначения, приведенные в настоящем Приложении, соответствуют терминологии и обозначениям, принятым в настоящих Нормах.

А3. Специальные обозначения

n_1 – положительная эксплуатационная перегрузка самолета при маневре

n_2 – отрицательная эксплуатационная перегрузка самолета при маневре

n_3 – положительная эксплуатационная перегрузка самолета при полете в неспокойном воздухе на скорости V_C

n_4 – отрицательная эксплуатационная перегрузка самолета при полете в неспокойном воздухе на скорости V_C

$n = n_{зак}$ – положительная эксплуатационная перегрузка при полете с полностью выпущенными закрылками на скорости V_F

V_{Fmin} – минимальная расчетная скорость полета с выпущенными закрылками, равная

$9{,}223 \cdot (n_1 \cdot G/S)^{1/2}$.

V_{Amin} – минимальная расчетная скорость при маневре, равная $12{,}575 \cdot (n_1 \cdot G/S)^{1/2}$.

V_{Cmin} – минимальная расчетная крейсерская скорость, равная $14{,}24 \cdot (n_1 \cdot G/S)^{1/2}$.

V_{Dmin} – минимальная расчетная скорость пикирования, равная $0{,}11 \cdot (n_1 \cdot G/S)^{1/2}$.

См. также пункт А7(e)(2) настоящего Приложения (скорость в км/ч; G – вес в кгс; S – площадь крыла в $м^2$).

А7. Полетные нагрузки

(a) Все нагрузки, действующие в полете, можно считать не зависящими от высоты полета и, за исключением местной прочности крепления неподвижных грузов, должны быть рассмотрены случаи нагружения только для максимального расчетного веса.

(b) При определении значений n_1, n_2, n_3 и n_4, соответствующих максимальным полетным весам, должны быть использованы табл. 1 и 3 настоящего Приложения, а также рис. А3.

(c) По графикам, приведенным на рис. А1 и А2 настоящего Приложения, необходимо определить величины n_3, n_4, соответствующие минимальным полетным весам. Если эти значения перегрузок больше, чем перегрузки для расчетного веса, то местная прочность крепления неподвижных грузов должна быть обеспечена при наибольших значениях этих перегрузок.

(d) Все установленные нагрузки на крыло ихвостовое оперение считаются не зависимыми от диапазона центровок самолета. Однако Заявитель должен выбрать диапазон центровок и рассмотреть прочность основной конструкции фюзеляжа в наиболее неблагоприятных условиях распределения грузов в пределах выбранного диапазона центровок.

(e) Минимальные требования к прочности конструкции должны быть обеспечены с учетом следующих нагрузок и расчетных условий:

(1) **Равновесие самолета.** Можно считать, что на крыло действуют аэродинамические нагрузки, направленные перпендикулярно набегающему потоку и равные по величине 1,05 нагрузок на самолет (определяемых

согласно пунктам A9(b) и (c) настоящего Приложения) для кабрирующих условий полета и равные по величине нормальным нагрузкам на самолет в случае пикирующих условий полета. При этом должно быть рассмотрено распределение по хорде крыла и действие нормальной составляющей нагрузки на крыло.

(2) **Минимальные расчетные воздушные скорости.** Минимальные расчетные воздушные скорости могут быть назначены Заявителем при условии, что эти скорости не могут быть меньше минимальных скоростей, определенных по табл. 3 настоящего Приложения. Не требуется, чтобы скорость V_{Cmin} превышала значения 0,9 V_H, фактически получаемые для высоты, соответствующей уровню моря для минимального расчетного веса. При расчете этих минимальных расчетных воздушных скоростей значение n_1 не может быть менее 3,8.

(3) **Полетная перегрузка.** Эксплуатационные перегрузки, приведенные в табл. 1 настоящего Приложения, представляют собой отношение составляющей аэродинамической силы (действующей перпендикулярно продольной оси самолета) к весу самолета. Положительная перегрузка в полете соответствует аэродинамической силе, действующей вверх по отношению к самолету.

A9. Случаи нагружения в полете

(a) **Общие положения.** Для обеспечения достаточности прочности конструкции самолета при всех сочетаниях скорости и перегрузки на границе или внутри области, очерченной диаграммой «V-n» для проектируемого самолета, подобной приведенной на рис. A3 настоящего Приложения, должен быть рассмотрен каждый случай нагружения, приведенный в пунктах (b) и (c) настоящего параграфа. Диаграмма «V-n» должна быть также использована для установления эксплуатационных ограничений в соответствии с требованиями ОЛС.1501(c)–ОЛС.1513 и ОЛС.1519.

(b) **Симметричное нагружение в полете.** Самолет должен быть рассчитан на следующие случаи симметричного нагружения:

(1) Самолет должен быть рассчитан по крайней мере на 4 основных случая нагружения в полете (A, D, E, G), которые показаны на диаграмме «V-n», приведенной на рис. A3. Кроме того, необходимо выполнить следующие требования:

(i) эксплуатационные перегрузки, соответствующие случаям D и E (см. рис. A3), должны быть по крайней мере не меньше перегрузок, указанных в табл. 1 и на рис. A3 настоящего Приложения. При этом расчетная скорость для этих случаев нагружения должна быть по крайней мере равна значению V_{Dmin}, определенному согласно табл. 3 настоящего Приложения;

(ii) для случаев нагружения A и G (см. рис. A3) перегрузки должны соответствовать значениям, приведенным в табл. 1 настоящего Приложения, а расчетные скорости должны быть определены с использованием этих перегрузок при максимальном значении статического коэффициента подъемной силы самолета C_{NA}, определенном Заявителем. Однако в случае отсутствия более точных расчетов, эти последние случаи нагружения могут быть рассчитаны при значении C_{NA}, равном ±1,35, а расчетная скорость для случая A может быть принята меньшей, чем V_{Amin};

(iii) случаи C и F (см. рис. A3) следует рассматривать только тогда, когда значения n_3•G/S или n_4•G/S больше, чем n_1•G/S или n_2•G/S соответственно, указанные в настоящем Приложении. Использование рис. A1 и A2 для определения перегрузки в случаях Си F ограничивается крыльями с удлинением 7 или менее. В противном случае должен использоваться метод, указанный в ОЛС.341.

(2) Если на самолете установлены закрылкиили другие устройства увеличения подъемной силы, предназначенные для использования на сравнительно малых скоростях захода на посадку, посадки и взлета, то самолет должен быть рассчитан на два случая нагружения в полете, соответствующих значениям эксплуатационной перегрузки с выпущенными закрылками, указанным в табл. 1 настоящего Приложения при скорости полета с полностью выпущенными закрылками, величина которой не меньше, чем расчетная скорость полета с закрылками V_{Fmin}, определенная по табл. 3 настоящего Приложения.

(c) **Несимметричное нагружение в полете.** Все элементы конструкции, подверженные действию несимметричных нагрузок, должны быть рассчитаны на следующие случаи нагружения:

(1) Задний узел крепления крыла к фюзеляжу должен быть рассчитан на случаи максимального нагружения вертикального оперения, заданные в пунктах A11(c)(1) и (2) настоящего Приложения.

(2) Крыло и центроплан крыла должны быть рассчитаны на случай, когда 100% нагрузки

случая A действуют по одну сторону плоскости симметрии крыла и 70% нагрузки – по противоположную сторону.

(3) Крыло и центроплан крыла должны быть рассчитаны на одновременное действие 75% положительной маневренной нагрузки, действующей на оба полукрыла, и максимального крутящего момента от отклонения элеронов. Влияние отклонения элеронов на крутящий момент крыла на скорости V_C или V_A следует учитывать путем изменения коэффициента момента основного профиля C_{mo} на части размаха крыла, занятой элеронами, по следующим формулам:

(i) $C_m = C_{mo} + 0{,}01\delta_U$ (для полуразмаха крыла с отклоненным элероном вверх) основного профиля крыла;

(ii) $C_m = C_{mo} - 0{,}01\delta_D$ (для полуразмаха крыла с отклоненным элероном вниз) основного профиля крыла,

где

δ_U – угол отклонения элерона вверх;

δ_D – угол отклонения элерона вниз.

(4) Критическое значение Δ, представляющее собой сумму $\delta_U + \delta_D$, должно быть определено следующим образом:

(i) Необходимо вычислить Δa и Δb по формулам

$\Delta a = (V_A/V_C)\,\Delta p$,

$\Delta b = 0{,}5\,(V_A/V_D)\,\Delta p$,

где

Δp – максимальный суммарный угол отклонения элеронов (сумма абсолютных значений углов отклонения обоих элеронов) на скорости V_A и значениях V_C и V_D, соответствующих требованиям A7(e)(2) настоящего Приложения;

(ii) необходимо вычислить значение K по формуле

$$K = \frac{(C_{mo} - 0{,}01\delta_b)V_D^2}{(C_{mo} - 0{,}01\delta_a)V_C^2}$$

где

δ_a – угол отклонения элерона вниз, соответствующий Δa; и

δ_b – угол отклонения элерона вниз, соответствующий Δb, определенному согласно пункту (c)(4)(i) настоящего параграфа;

(iii) если $K < 1{,}0$, то величина Δa является критическим значением Δ и должна быть использована для определения δ_U и δ_D. В этом случае скорость V_C – критическая скорость, которая должна использоваться для вычисления нагрузок на крыло от крутящего момента на участке крыла, занятом элероном;

(iv) если $K \geq 1{,}0$, то величина Δb является критическим значением Δ и должна быть использована для определения δ_U и δ_D. В этом случае скорость V_D – критическая скорость, которая должна использоваться для расчета крутящего момента крыла на участке размаха крыла, занятого элероном.

(d) **Дополнительные случаи нагружения: несущие хвостовые части крыла; крутящий момент двигателей; боковая нагрузка на подмоторную раму.** Должен быть рассмотрен каждый дополнительный случай нагружения, указанный ниже:

(1) При расчете несущих хвостовых частей крыла вместо случая G, показанного на рис. A3 настоящего Приложения, может быть рассмотрен специальный случай, установленный в ОЛС.369.

(2) Каждая подмоторная рама и узлы ее крепления должны быть рассчитаны на максимальный эксплуатационный крутящий момент, соответствующий ожидаемой максимальной мощности и скорости вращения винта, действующим одновременно с максимальными эксплуатационными нагрузками, соответствующими случаю максимальной маневренной перегрузки n_1. Величина максимального крутящего момента должна быть получена умножением номинального крутящего момента на коэффициент, определенный в ОЛС.361(b).

(3) Подмоторная рама и узлы ее крепления должны быть рассчитаны на нагрузки, соответствующие максимальной эксплуатационной боковой перегрузке, но не менее 1,47.

A11. Нагрузки на поверхности управления

(a) **Общие положения.** Нагрузки на каждую поверхность управления должны быть определены с использованием критериев пункта (b) настоящего параграфа и должны находиться в пределах значений, определяемых упрощенными способами, приведенными в пункте (c) настоящего параграфа.

(b) **Максимальные эксплуатационные усилия, развиваемые пилотом.** В каждом расчетном случае нагружения, описанном в пунктах (c)–(e) настоящего параграфа, аэродинамические нагрузки на отклоняемые поверхности и соответствующие углы отклонения поверхностей не должны превышать значений, которые могут быть получены в полете с использованием максимальных эксплуатационных усилий пилота,

заданных в табл. ОЛС.397(b). Если нагрузки на поверхности ограничиваются этими максимальными эксплуатационными усилиями пилота, то при этом следует считать триммеры отклоненными либо до предельных углов в направлении снижения шарнирных моментов, либо их отклонение должно соответствовать максимальной степени разбалансировки, ожидаемой на скорости полета, соответствующей скорости рассматриваемого случая нагружения. Однако при этом нагрузки на триммеры не должны превышать значений, заданных в табл. 2 настоящего Приложения.

(c) **Случаи нагружения поверхностей управления.** Каждый случай нагружения поверхности должен быть рассмотрен, исходя из следующего:

(1) Упрощенные приемы определения эксплуатационных нагрузок и их распределений для горизонтального и вертикального оперений, элеронов, закрылков и триммеров приведены в табл. 2 и на рис. А4 и А5 настоящего Приложения. Если задано более одного случая распределения нагрузки, то должен быть рассмотрен каждый случай распределения.

А13. Нагрузки в системе управления

(a) **Органы и системы основного управления.** Каждый основной орган и система его управления должны быть рассчитаны на следующие случаи нагружения:

(1) Система управления полетом и узлы крепления должны быть рассчитаны на нагрузки, соответствующие 125% шарнирных моментов, определенных расчетом для отклоняемой поверхности в случаях, описанных в параграфе А11 настоящего Приложения. Кроме того:

(i) максимальные эксплуатационные нагрузки, действующие в системе управления, не должны превышать нагрузок от действия пилота и автоматических устройств; и

(ii) расчет должен обеспечить прочность и жесткость системы управления с учетом эксплуатационных факторов, включая заклинивание, порывы ветра, руление с попутным ветром, инерционные силы и силы трения.

(2) Величины допустимых эксплуатационных усилий пилота на органы управления рулем высоты, элеронами и рулем направления приведены в табл. ОЛС.397(b). Эти усилия пилота должны действовать на соответствующие рукоятки управления или опорные площадки педалей так, как они действовали бы в полете, и уравновешиваться в точках присоединения проводки управления к кабанчику поверхности управления.

(b) **Двойное управление.** Если на самолете установлено двойное управление, то оно должно быть рассчитано на действие пилотов в противоположных направлениях. При этом усилие от каждого пилота должно приниматься равным 75% величины, определяемой в соответствии с пунктом (a) настоящего параграфа.

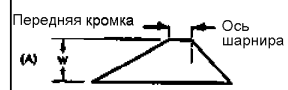
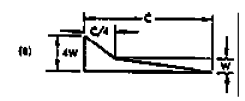
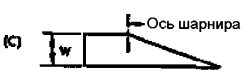
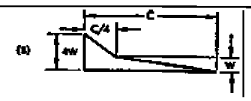
(c) **Случаи нагружения от порывов ветра на земле.** Нагрузки от порывов ветра на земле должны удовлетворять требованиям ОЛС.415.

(d) **Органы и системы вспомогательного управления.** Органы и системы вспомогательного управления должны удовлетворять требованиям ОЛС.405.

Таблица 1. Эксплуатационные перегрузки в полете

Положение закрылков	Полетные перегрузки	Величины эксплуатационных перегрузок
Убраны	n_1	3,8
	n_2	-0,5 n_1
	n_3	n_1 определяется из рис. А1
	n_4	n_4 определяется из рис. А2
Выпущены	$n_{зак}$	0,5 n_1
	$n_{зак}$	0*

Таблица 2. Средние значения максимальной эксплуатационной

Направление нагрузки	Величина нагрузки	Распределение нагрузки по хорде (С)
1. Горизонтальное оперение		
(а) Верх-вниз	Кривая (2) на рис. А4	
(б) Несимметричное нагружение (вверх и вниз)	100% на одну половину от оси симметрии самолета; 65% на другую половину от оси симметрии самолета	
2. Вертикальное оперение		
(а) Вправо и влево	Кривая (1) на рис. А4	Как для случая (А) (см. выше)
(б) Вправо и влево	Кривая (1) на рис. А4	Как для случая (Б) (см. выше)
3. Элерон		
(а) Верх-вниз	Кривая (5) на рис. А5	
4. Закрылки		
(а) Верх	Кривая (4) на рис. А5	

Направление нагрузки	Величина нагрузки	Распределение нагрузки по хорде (С)
(б) Вниз	0,25 от нагрузки вверх (а)	
5. Триммер		
(а) Верх-вниз	Кривая (3) на рис. А5	Как для случая (D) (см. выше)

Примечание. Приведенные выше нагрузки на поверхности (1), (2), (3) и (5) даны для скоростей V_{Amin} и V_{Cmin}. Нагрузка на поверхности (4) дана для скорости V_{Fmin}. Если для расчета выбраны значения скоростей больше этих минимальных значений, то соответствующие нагрузки на поверхности управления следует умножить на отношение

$$\left[\frac{V_{выбр.}}{V_{min}}\right]^2.$$

---

* *Вертикальная перегрузка для расчета крыла может быть принята равной нулю, и на этот случай следует проверить только часть крыла, занятую закрылком.*

Для поверхностей (1), (2), (3) и (5) коэффициент должен быть принят равным большей из следующих величин:

$$\left(\frac{V_{Aыыбр}}{V_{Amin}}\right)^2 \text{ или } \left(\frac{V_{Cыыбр}}{V_{Cmin}}\right)^2.$$

Таблица 3. Формулы для определения минимальных расчетных значений скорости

$V_{Dmin} = 20{,}11\ (n_1 \cdot G/S)^{0,5}$, но не менее $1{,}4\ (n_1/3{,}8)0{,}5\ V_{Cmin}$;

$V_{Cmin} = 14{,}24\ (n_1 \cdot G/S)^{0,5}$, но не более $0{,}9\ V_H$;

$V_{Amin} = 12{,}575\ (n_1 \cdot G/S)^{0,5}$, но не более чем V_C, использованное в расчетах

$V_{Fmin} = 9{,}223\ (n_1 \cdot G/S)^{0,5}$.

(Скорость – в км/ч; вес – в кгс; площадь – в $м^2$)

ГРАФИКИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗНАЧЕНИЙ n_3 И n_4 В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ЗНАЧЕНИЯ V_C

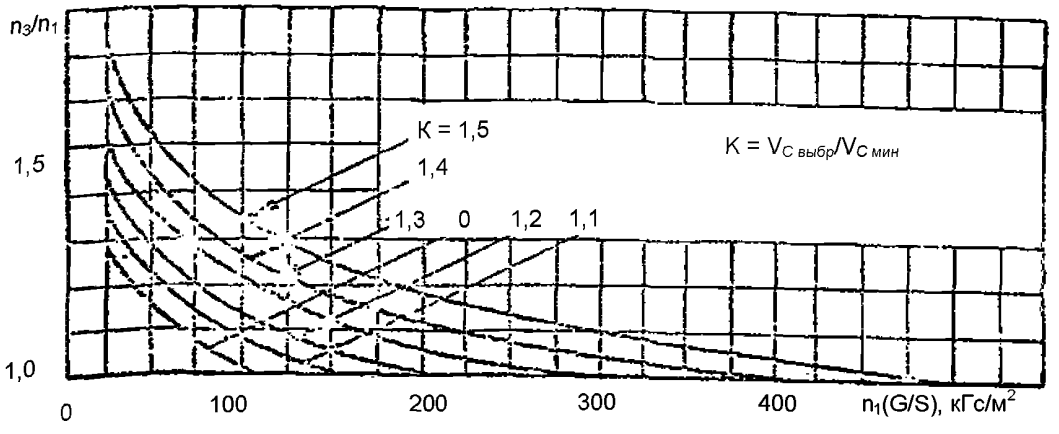


Рис. А1
ГРАФИКИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗНАЧЕНИЙ n_3 В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ЗНАЧЕНИЯ V_C

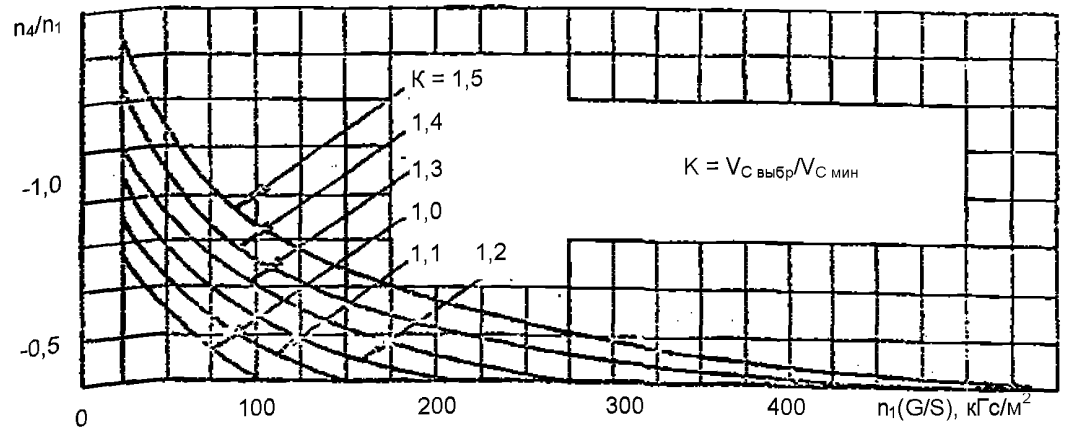
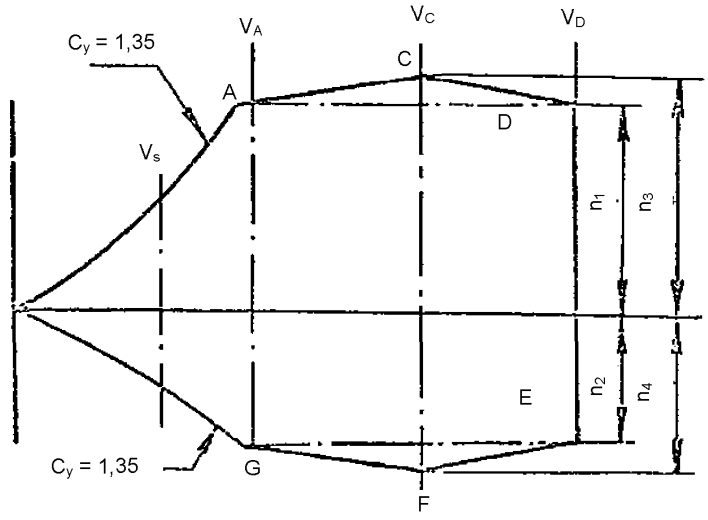


Рис. А2
ГРАФИКИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЗНАЧЕНИЙ n_4 В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ЗНАЧЕНИЯ V_C



1. Условия C или F необходимо рассматривать, когда n_3•G/S или n_4•G/S больше, чем n_1•G/S или n_2•G/S соответственно.

2. Условие G не должно рассматриваться,когда рассматриваются условия, определенные в ОЛС.369.

Рис. А3
ДОПУСТИМАЯ ОБЛАСТЬ ПОЛЕТА,
ОГИБАЮЩАЯ ПОЛЕТНЫХ СЛУЧАЕВ НАГРУЖЕНИЯ

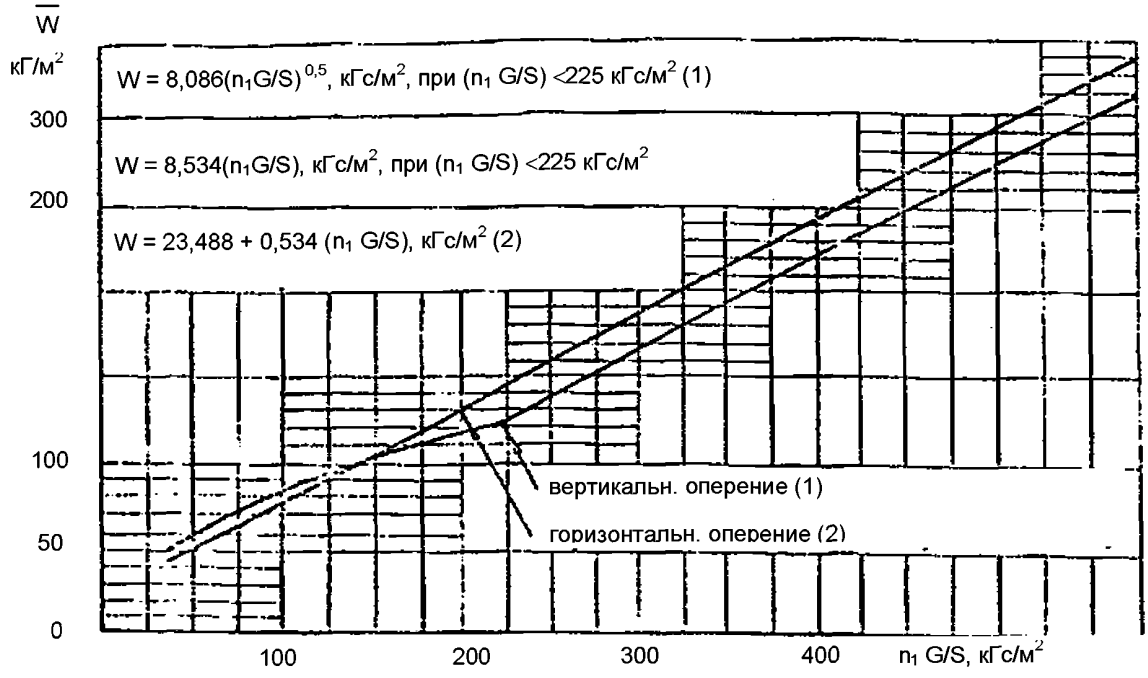


Рис. А4
РАСЧЕТ УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ ПРИ МАНЕВРЕ НА ОПЕРЕНИЕ

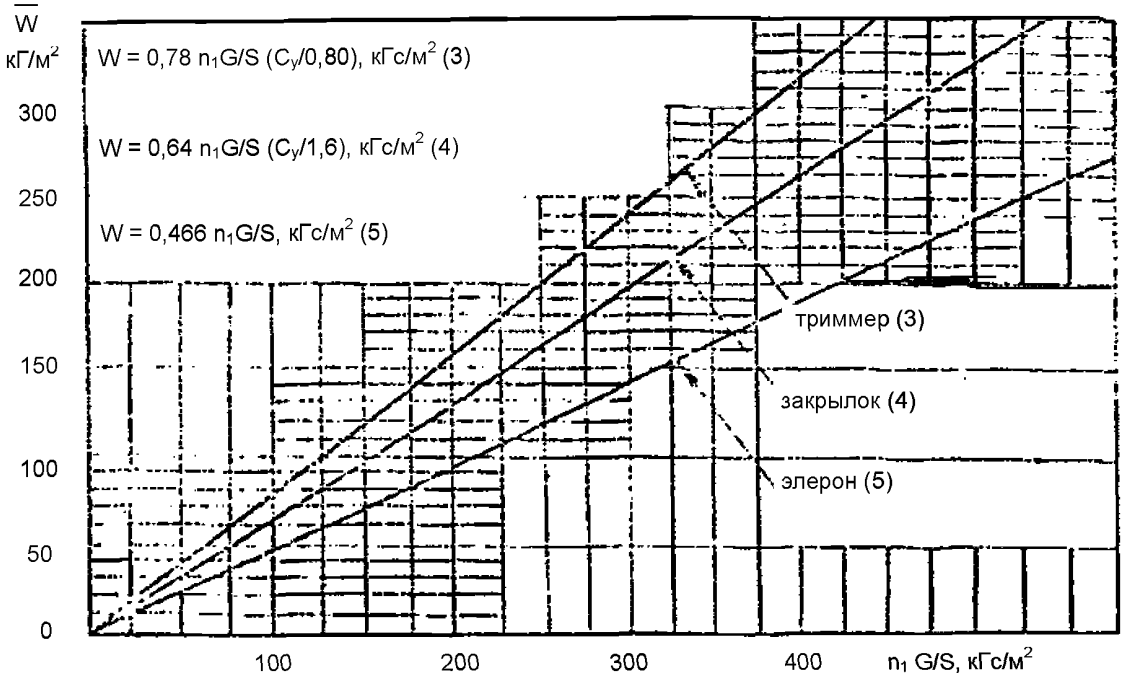


Рис. А5
РАСЧЕТ УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ ПРИ МАНЕВРЕ НА ОРГАН УПРАВЛЕНИЯ

ПРИЛОЖЕНИЕ В
НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

B1. Общие положения

(a) Если это разрешено требованиями настоящих Норм, то величины нагрузок на поверхности управления, приведенные в настоящем Приложении, могут быть использованы для расчетов нагрузок согласно требованиям ОЛС.397–ОЛС.457 (за исключением ОЛС.445 и ОЛС.449), кроме случаев, когда Компетентный орган сочтет, что приведенные данные не дают достоверных результатов.

(b) В случае нагружения поверхностей управления, указанных в параграфе B11, не требуется, чтобы аэродинамические нагрузки на отклоняемые поверхности превышали нагрузки, которые могут быть получены в полете при действии максимальных эксплуатационных усилий пилота, заданных в ОЛС.397(b). Если нагрузки на поверхности управления ограничиваются этими максимальными эксплуатационными усилиями пилота, то триммеры должны быть отклонены:

(1) На максимальный угол в направлении снижения шарнирного момента; или

(2) На угол, соответствующий максимальной степени разбалансировки на скорости полета, соответствующей рассматриваемому случаю.

(c) При определении максимальных эксплуатационных нагрузок на поверхности управления (согласно параграфу B11 и рис. B1 настоящего Приложения) гидросамолета, являющегося вариантом сухопутного самолета, могут быть использованы нагрузки на крыло сухопутного самолета, если:

(1) Мощность двигателя гидросамолета не превышает мощность двигателя сухопутного самолета.

(2) Заявленная маневренная скорость гидросамолета не превышает заявленную маневренную скорость сухопутного самолета.

(3) Максимальный вес гидросамолета не превышает максимальный вес сухопутного самолета более чем на 10%.

(4) Опыт эксплуатации сухопутного самолета не выявил каких-либо серьезных проблем с нагрузками на поверхности управления; и

(5) Опыт эксплуатации сухопутного самолета в целом достаточен для того, чтобы убедиться с приемлемой точностью в том, что на гидросамолете не будет серьезных проблем с нагрузками на поверхности управления.

B11. Нагрузки на поверхности управления

Приемлемые значения эксплуатационных маневренных нагрузок на поверхности управления могут быть определены по рис. B1 настоящего Приложения следующим образом:

(a) Для поверхностей горизонтального оперения:

(1) В случае, заданном в ОЛС.423(a)(1), необходимо найти величину w как функцию нагрузки на крыло G/S и угла отклонения поверх-ности, используя:

(i) кривую C на рис. B1 для угла отклонения поверхности, не превышающего 10°;

(ii) кривую B на рис. B1 для угла отклонения поверхности, равного 20°;

(iii) кривую A для угла отклонения поверхности, равного или большего 30°;

(iv) интерполяцию для всех других углов отклонения поверхности;

(v) распределение нагрузки (см. рис. B7).

(2) Для условий, заданных в ОЛС.423(a)(2), необходимо найти величину $\bar{w}$ по кривой B (см. рис. B1), используя распределение нагрузки согласно рис. B7.

(b) Для поверхностей вертикального оперения:

(1) В случае, заданном в ОЛС.441.(a)(1), необходимо найти величину $\bar{w}$ как функцию нагрузки на крыло G/S и угла отклонения поверхности, используя те же требования, которые используются в пп. (a)(1)(i)–(a)(1)(v) настоящего параграфа.

(2) Для условий, заданных в ОЛС.441.(a)(2), необходимо найти величину $\bar{w}$ по кривой C, используя распределение нагрузки согласно рис. B6; и

(3) Для условий, заданных в ОЛС.441.(a)(3), необходимо найти величину $\bar{w}$ по кривой A, используя распределение нагрузки согласно рис. B8.

(c) Для элеронов необходимо найти величину $\bar{w}$ по кривой B, действительную при отклонениях как вверх, так и вниз, используя распределение нагрузки согласно рис. B9.

Примечания: (a) Для случаев уравновешивающей нагрузки, заданных в ОЛС.421, величина нагрузки принимается равной 40% расчетной уравновешивающей нагрузки (закрылки убраны) и равной нулю (закрылки отклонены).

(b) Для условия, заданного в ОЛС.441(a)(2), величина P принимается равной 20% расчетной нагрузки на оперение.

(c) Нагрузки на неподвижную поверхность должны быть приняты равными:

(1) 140% уравновешивающей нагрузки в случае убранных закрылков применительно к пункту (a) настоящего Примечания.

(2) 100% уравновешивающей нагрузки в случае отклоненных закрылков применительно к пункту (a) настоящего Примечания.

(3) 120% уравновешивающей нагрузки применительно к пункту (b) настоящего Примечания.

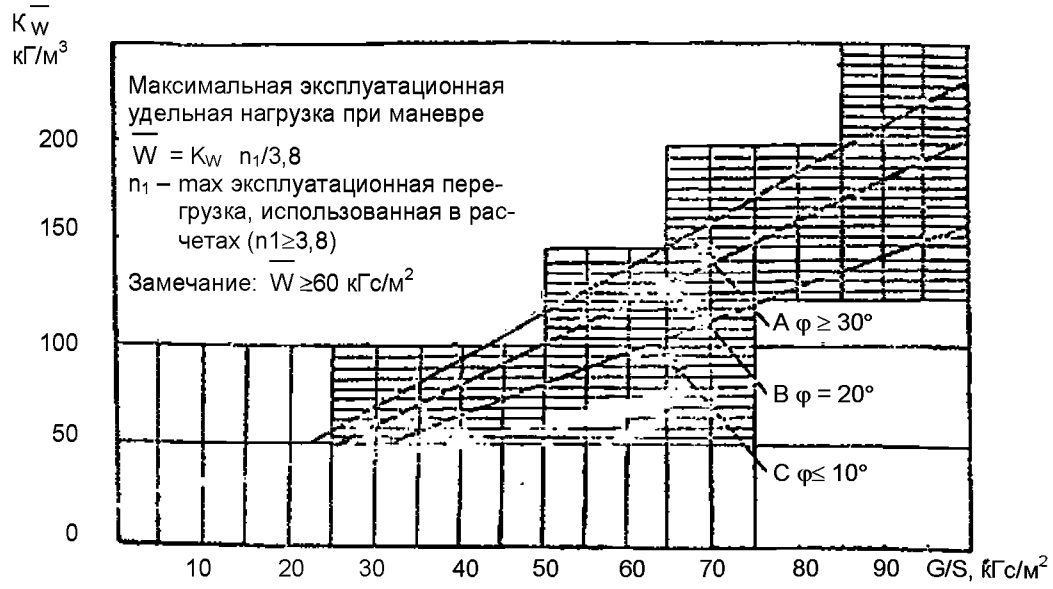


Рис. В1
МАКСИМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННАЯ НАГРУЗКА НА ПОВЕРХНОСТИ ОПЕРЕНИЯ ПРИ МАНЕВРЕ В ЗАВИСИМОСТИ ОТ УГЛА ОТКЛОНЕНИЯ

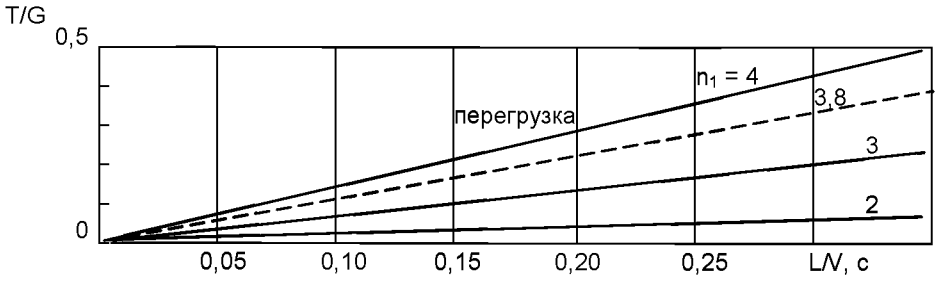


Рис. В2
ПРИРАЩЕНИЕ МАНЕВРЕННОЙ НАГРУЗКИ НА ОПЕРЕНИЕ (ВВЕРХ ИЛИ ВНИЗ)

$$\left(\frac{T}{G} = \frac{\text{нагрузка на оперение}}{\text{расчетный вес}}; \quad \frac{L}{V} = \frac{\text{полная длина самолета}}{\text{расчетная скорость}}\right)$$

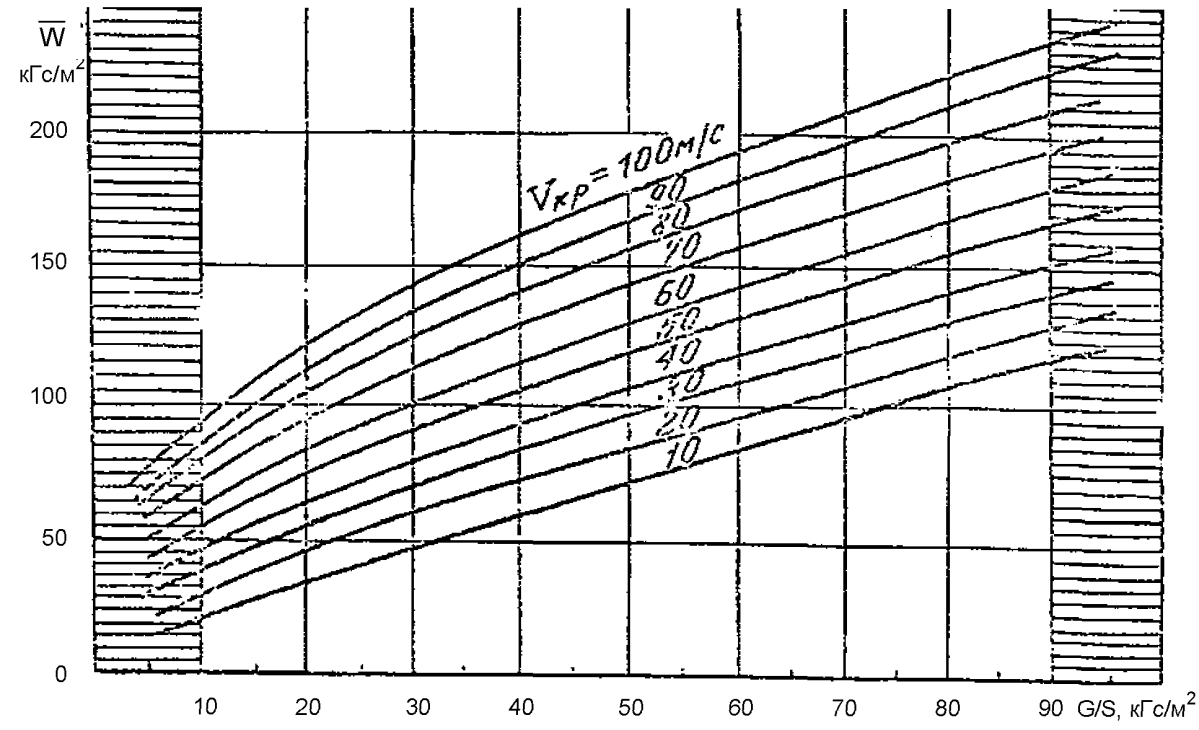


Рис. В3
НАГРУЗКИ ОТ ПОРЫВОВ НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ (ВВЕРХ И ВНИЗ)

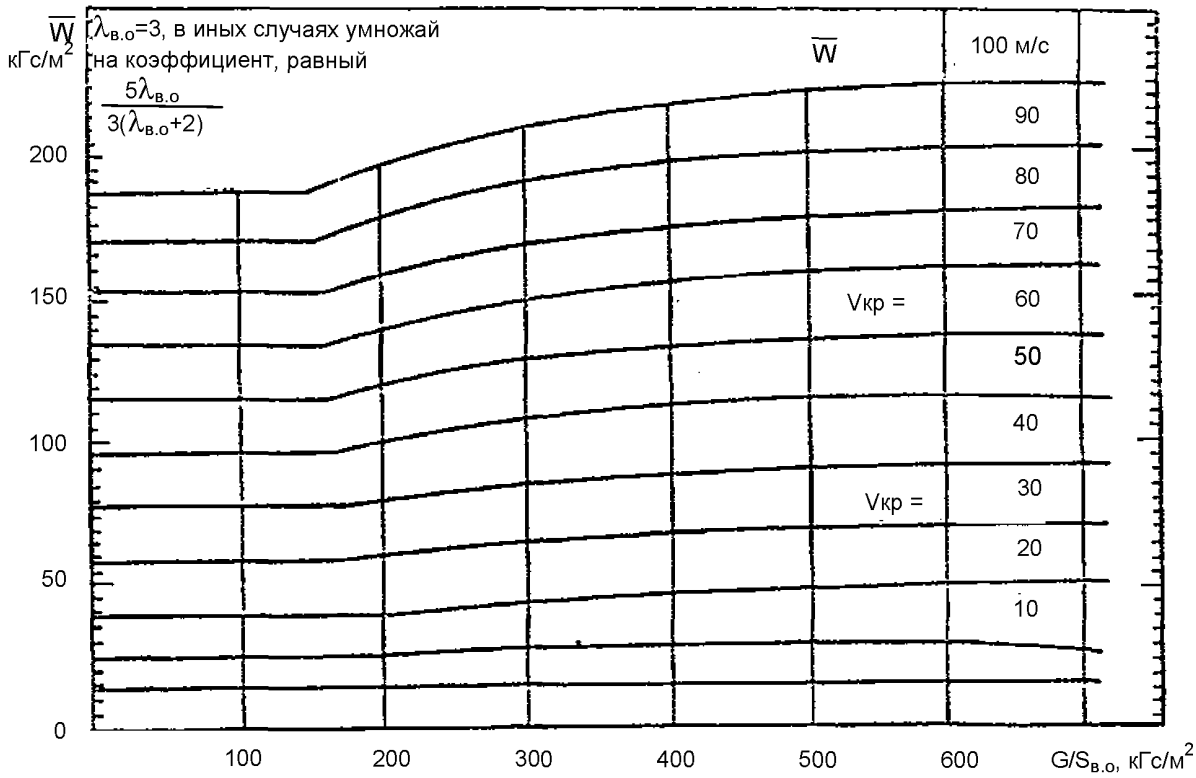
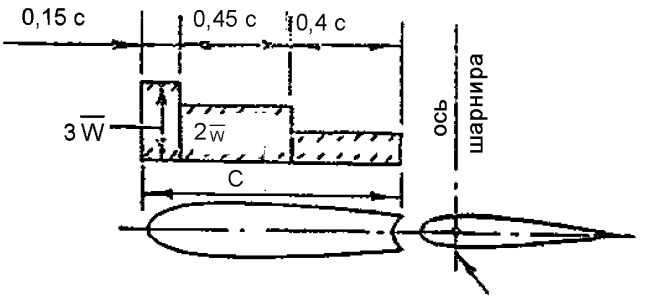


Рис. В5
НАГРУЗКИ ОТ ПОРЫВОВ НА ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ



P (действует в направлении, противоположном нагрузке на оперение)

Рис. B6
РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ НАГРУЗКИ НА СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ ПОВЕРХНОСТЯХ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ.

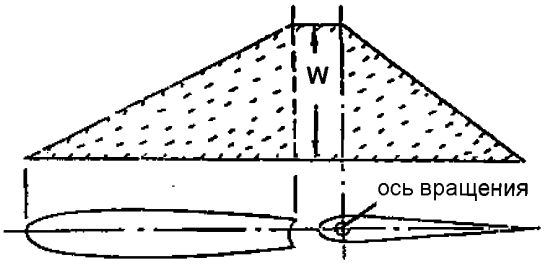


Рис. B7
РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

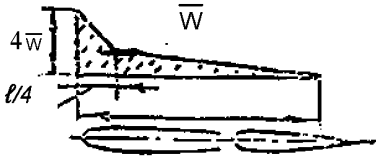


Рис. B8
РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТЬ ХВОСТОВОГО ОПЕРЕНИЯ

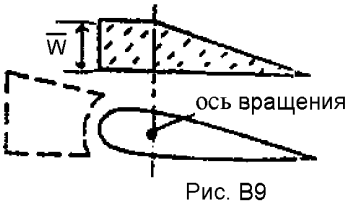


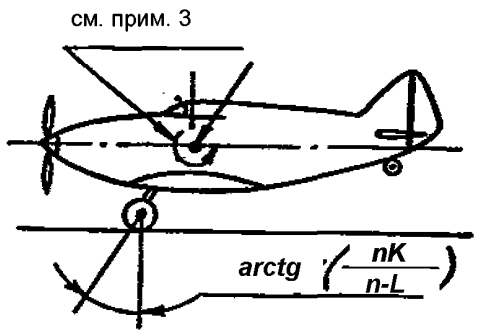
Рис. B9
РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗДУШНОЙ НАГРУЗКИ НА ЭЛЕРОНЕ

ПРИЛОЖЕНИЕ С
ОСНОВНЫЕ СЛУЧАИ НАГРУЖЕНИЯ ПРИ ПОСАДКЕ

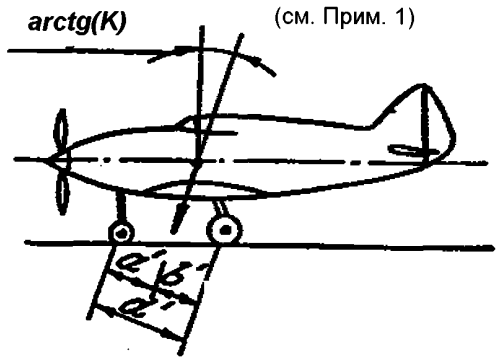
Условия	Шасси с хвостовым колесом		Шасси с носовым колесом		
	Горизонтальная посадка	Посадка с опущенным хвостом	Горизонтальная посадка с реакциями направленным и под углом	Горизонтальная посадка с реакциями направленным и под углом	Посадка с опущенным хвостом
Параграф	ОЛС.479(a)(1)	ОЛС.479(a)(1)	ОЛС.479(a)(2)(i)	ОЛС.479(a)(2)(i)	ОЛС.479(a)(2)(b)
Вертикальная составляющая нагрузки в ц.т. самолета	nW	nW	nW	nW	nW
Составляющая нагрузки в ц.т. самолета направленная вперед и назад	KnW	0	KnW	KnW	0
Боковая составляющая в ц.т. самолета любого направления	0	0	0	0	0
Обжатие амортизатора (гидравлического)	Прим. (2)	Прим. (2)	Прим. (2)	Прим. (2)	Прим. (2)
Обжатие амортизатора (резинового или пружинного)	100 %	100 %	100 %	100 %	100 %
Обжатие шины	Стояночное	Стояночное	Стояночное	Стояночное	Стояночное
Нагрузки на основные колеса (оба колеса) Vr	(n-L)W	(n-L)Wb/d	(n-L)Wa'/d'	(n-L)W	(n-L)W
Нагрузки на основные колеса (оба колеса) Dr	KnW	0	KnWa'/d'	KnW	0
Нагрузки на хвостовое (носовое) колесо Vf	0	(n-L)Wa/d	(n-L)Wb'/d'	0	0
Нагрузки на хвостовое (носовое) колесо Df	0	0	KnWb'/d'	0	0
Примечания	(1), (3) и (4)	(4)	(1)	(1), (3) и (4)	(3) и (4)

Примечания:

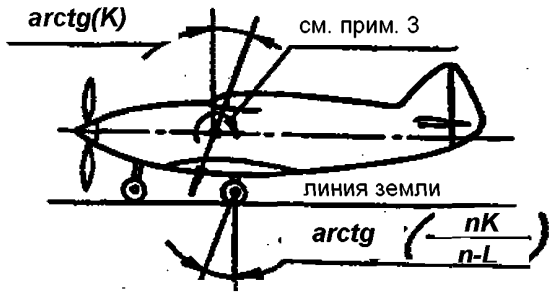
1. Значение «К» может быть принято 0.25.
2. Если не будет доказано обратное, считается, что максимальная перегрузка действует по всему ходу амортизатора при его обжатии от 25 до 100 %. При этом должно быть рассмотрено наиболее неблагоприятное сочетание перегрузки и обжатия амортизатора для каждого элемента шасси.
3. Неуравновешенные моменты должны быть уравновешены точным или приближенным расчетом.
4. Определение величины «L» приведено в ОЛС.725(b).
5. «n» – максимальная эксплуатационная перегрузка за счет сил инерции в ц.т. самолета, выбираемая согласно ОЛС.473(d), (f), (g).



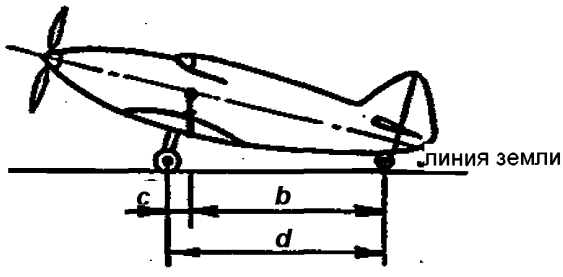
Горизонтальная посадка



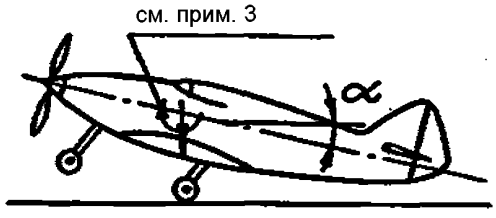
Горизонтальная посадка с реакциями земли, направленными под углом



Горизонтальная посадка с носовым колесом находящимся в непосредственной близости у земли



Посадка на 3 точки с опущенной хвостовой опорой



Примечание: см. ОЛС.481(а)(2) посадка с опущенным хвостом

Примечания 1, 2, 3 приведены к таблице.

Рис. С1
ОСНОВНЫЕ ПОСАДОЧНЫЕ СЛУЧАИ

ПРИЛОЖЕНИЕ F
ПРИЕМЛЕМАЯ ПРОЦЕДУРА ИСПЫТАНИЙ САМОЗАТУХАЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ УСТАНОВЛЕНИЯ СООТВЕТСТВИЯ ТРЕБОВАНИЯМ ОЛС.853(e)

F1. Условия испытаний

Образцы должны быть выдержаны при температуре +(21±2) °C и относительной влажности (50±5) % до достижения равновесия влажности или в течение 24 ч. Одновременно можно брать из кондиционированной атмосферы только по одному образцу и непосредственно перед воздействием на него пламени.

F2. Форма образцов

Материалы должны испытываться либо в виде участков, вырезанных из готовых деталей, которые устанавливаются на самолете, либо в виде образцов, имитирующих вырезанные участки: например, образец, вырезанный из плоского листа материала, или модель готовой детали. Образец можно вырезать из любой части готовой детали, однако такие готовые изделия, как сотовые панели, нельзя разделять для испытаний. Толщина образца должна быть не более минимальной толщины, установленной для применения на самолете, за следующим исключением: толстые детали из пеноматериалов, такие, как подушки кресел, должны испытываться при толщине 12,7 мм. Что касается тканей, то для определения наиболее критических условий воспламеняемости их следует подвергать испытаниям в направлениях как основы, так и утка. При проведении испытаний, указанных в пункте F4 настоящего Приложения F, образец следует помещать в металлическую рамку таким образом, чтобы:

(a) Надежно фиксировались длинные кромки и верхняя кромка.

(b) Незакрытая поверхность образца имела как минимум ширину 51 мм и длину 305 мм, кроме случая, когда фактический размер детали на самолете меньше; и

(c) Кромка, к которой подносится пламя горелки, не должна быть отделенным или защищенным краем образца, а должна представлять реальное поперечное сечение материала или детали, установленной на самолете.

F3. Аппаратура

Испытания должны проводиться в шкафу без тяги, причем испытания в вертикальном положении по утвержденным методикам. Образцы, которые по своим габаритам не могут уместиться в шкафу, должны испытываться в аналогичных условиях отсутствия тяги.

F4. Испытания в вертикальном положении

Должны быть испытаны, как минимум, 3 образца и результаты испытаний осреднены. У тканей направление переплетений, соответствующее наиболее критическим условиям воспламеняемости, должно быть параллельно самому длинному размеру. Каждый образец должен удерживаться в вертикальном положении. Образец должен быть подвергнут воздействию горелки Бунзена или Тиррила с соплом, имеющим номинальный внутренний диаметр 9,5 мм и отрегулированным на высоту пламени 38 мм. Минимальная температура пламени, измеренная в центре пламени калиброванным термоэлектрическим пирометром, должна быть 843 °C. Нижняя кромка образца должна находиться на высоте 19 мм над верхним краем горелки. Приложение пламени должно производиться по оси нижней кромки образца, продолжительность воздействия пламени должна составлять 60 с, после чего пламя должно удаляться. Следует регистрировать продолжительность горения, длину обугленного участка и продолжительность горения капель, если таковые имеются. Длина обугливания, определяемая в соответствии с параграфом F5 настоящего Приложения, должна измеряться с точностью до 2,5 мм.

F5. Длина обугливания

Длина обугливания – это расстояние от первоначальной кромки до самого дальнего видимого повреждения испытываемого образца в результате воздействия пламени, включая участки, частично или полностью уничтоженные, обугленные или ставшие хрупкими, но исключая участки закопченные, изменившие цвет, покоробленные или обесцвеченные, а также участки, на которых материал сморщился или оплавился от воздействия источника тепла.

ПРИЛОЖЕНИЕ Н
ОБРАЗЕЦ РУКОВОДСТВА ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ

На первой странице Руководства по летной эксплуатации (РЛЭ) должен стоять штамп об его одобрении Авиарегистром МАК.

Руководство по летной эксплуатации следует начинать текстом:

«Эксплуатация самолета должна полностью соответствовать сведениям и ограничениям, изложенным в данном РЛЭ».

СЛУЖЕБНАЯ ИНФОРМАЦИЯ

0.1. Перечень изменений

Любое изменение настоящего Руководства должно быть внесено в приведенную ниже таблицу. Новый или добавленный текст на измененных страницах должен выделяться черной вертикальной чертой на левом поле и порядковым номером изменения, а также датой внесения изменения, указываемыми в нижней части страницы слева.

Исправление №	Раздел	Страницы	Дата	Утверждено	Дата	Дата внесения изменения	Подпись

0.2. Перечень действующих страниц

Раздел	Страница	Дата	Раздел	Страница	Дата

СОДЕРЖАНИЕ РЛЭ

РАЗДЕЛЫ Стр.

1. Общие положения
(раздел, не требующий одобрения)
2. Ограничения
(раздел, требующий одобрения)
3. Аварийные ситуации
(раздел, требующий одобрения)
4. Нормальная эксплуатация
(раздел, требующий одобрения)
5. Летные характеристики
(раздел, частично требующий одобрения)
6. Вес и центровка, перечень установленного оборудования
(раздел, не требующий одобрения)
7. Описание самолета и его систем
(раздел, не требующий одобрения)
8. Хранение самолета, обслуживание и техническая эксплуатация
(раздел, не требующий одобрения).
9. Приложения

РАЗДЕЛ 1 – ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

1.1. Введение
1.2. Сертификационный базис
1.3. Предупреждения, внимание, примечания
1.4. Описательная информация
1.5. Чертеж самолета в трех проекциях

1.1. Введение

Руководство по летной эксплуатации предназначено для пилотов и инструкторов и содержит данные, необходимые для безопасной и эффективной эксплуатации данного самолета. Руководство включает в себя материалы, призванные ознакомить пилота с положениями АП-ОЛС. Оно также содержит дополнительные данные, предложенные Разработчиком.

1.2. Сертификационный базис

Данный тип самолета одобрен (название Компетентного органа, отвечающего за летную годность) в соответствии с АП-ОЛС, включая изменения... и на него выдан Сертификат типа №... от... (указывается дата выдачи Сертификата). Категория летной годности – нормальная. Сертификационный базис по уровню шума.

1.3. Предупреждения, внимание и примечания

Для выделения в тексте Руководства по летной эксплуатации отдельных указаний или рекомендаций могут быть использованы формы «Предупреждение», «Внимание» и «Примечание», имеющие следующее истолкование:

«Предупреждение» – гласит, что несоблюдение соответствующих процедур приводит к немедленному или значительному снижению безопасности полета.

«Внимание» – информирует о том, что несоблюдение соответствующих процедур приводит к незначительному или более или менее продолжительному снижению безопасности полета.

«Примечание» – привлекает внимание к любому явлению, непосредственно не связанному с безопасностью, но важному или необычному.

1.4. Описательная информация

Вид ОЛС

Характеристика компоновки самолета

Двигатель и воздушный винт

Размах, длина, высота, средняя аэродинамическая хорда, площадь крыла, нагрузка на крыло

1.5. Чертеж самолета в трех проекциях

1.6. Принятые сокращения и обозначения

РАЗДЕЛ 2 – ОГРАНИЧЕНИЯ

2.1. Введение
2.2. Воздушная скорость
2.3. Разметка указателя воздушной скорости
2.4. Силовая установка
2.5. Разметка приборов контроля силовой установки
2.6. Разметка прочих приборов и указателей
2.7. Вес
2.8. Центр тяжести
2.9. Разрешенные маневры
2.10. Эксплуатационные маневренные перегрузки
2.11. Летный экипаж
2.12. Виды эксплуатации
2.13. Топливо
2.14. Максимальное количество пассажирских мест
2.15. Другие ограничения
2.16. Трафареты с информацией об ограничениях

2.1. Введение

Раздел 2 включает в себя летные ограничения, разметку шкал указателей приборов и основные трафареты, необходимые для безопасной эксплуатации самолета, его двигателя, стандартных систем и оборудования. Ограничения, включенные в этот раздел и в раздел 9, одобрены Авиарегистром МАК.

2.2. Воздушная скорость

Ограничения воздушной скорости и пояснения о смысле этих ограничений применительно к эксплуатации приведены ниже (IAS – приборная скорость)

	Скорость	Приборная (IAS)	Примечания
V_{NE}	Максимальная эксплуатационная скорость полета		Не превышайте эту скорость при эксплуатации
V_{NO}	Максимальная крейсерская скорость по условиям прочности		Не превышайте эту скорость, за исключением случаев полета в спокойной атмосфере, при этом соблюдайте правила предосторожности
V_A	Максимальная маневренная скорость		При скоростях, превышающих эту, не отклоняйте полностью или резко органы управления, т.к. в определенных случаях может быть превышена максимальная эксплуатационная перегрузка
V_{FE}	Максимальная скорость полета с отклоненными закрылками (в случае необходимости – для различных значений угла отклонения закрылков)		Не превышайте эту скорость при отклонении закрылков
V_{LO}	Максимальная скорость уборки-выпуска шасси		Не выпускайте и не убирайте шасси на скорости, превышающей эту
V_{LE}	Максимальная скорость полета с выпущенным шасси		Не превышайте эту скорость при полете с выпущенным шасси

2.3. Разметка указателя воздушной скорости

Способы разметки указателя воздушной скорости и смысл используемых цветов приведены ниже.

Разметка	Величина или диапазон приборной скорости (IAS)	Значение
Белая дуга		Эксплуатационный диапазон скоростей. Нижний предел 1,1 V_{SO} для максимального веса и посадочной конфигурации. Верхний предел – максимально допустимая скорость полета с отклоненными на положительный угол закрылками
Зеленая дуга		Нормальный эксплуатационный диапазон скоростей. Нижний предел 1,1 V_{S1} для максимального веса, предельно передней центровки с убранными закрылками и шасси (если оно убирающееся). Верхний предел – максимальная крейсерская скорость по условиям прочности
Желтая дуга		Маневры должны выполняться с предосторожностью и только в спокойной атмосфере
Красная линия		Максимальная эксплуатационная скорость для всех режимов полета

2.4. Силовая установка

Изготовитель двигателя
Модель двигателя;
Максимальная мощность:
– взлетная;
– продолжительная
Максимальная частота вращения двигателя:
– на взлетном режиме, об/мин;
– при максимальной продолжительной мощности, об/мин

Максимальная температура головок цилиндров

Максимальная температура масла

Давление масла:

– минимальное;

– максимальное

Давление топлива:

– минимальное;

– максимальное

Сорт топлива (технические условия)

Сорт масла (технические условия)

Изготовитель воздушного винта

Тип воздушного винта

Диаметр воздушного винта:

– минимальный;

– максимальный

Угол установки лопастей воздушного винта (на относительном радиусе 75%):

– минимальный;

– максимальный

Ограничение частоты вращения воздушного винта (если имеется)

2.5. Разметка приборов контроля силовой установки

Разметка приборов контроля силовой установки и смысл использованных цветов приведены ниже.

Прибор, измеряемый параметр	Красная линия – нижний предел	Зеленая дуга – нормальная эксплуатация	Желтая дуга – предостережение	Красная линия – верхний предел
Тахометр		(интервал)	(интервал)	
Температура масла				
Температура головки цилиндра				
Давление топлива				
Давление масла				
Топливомер	Невырабатываемый остаток топлива			

2.6. Разметка прочих приборов и указателей

Должны быть предусмотрены соответствующие ограничения и маркировка измерительных приборов.

2.7. Вес

Максимальный взлетный вес

Максимальный посадочный вес

Максимальный вес без топлива

Максимальный вес груза, перевозимого в багажном отсеке

2.8. Центр тяжести

Диапазон центровок (при изменении полетного веса от минимального до максимального взлетного веса).

2.9. Разрешенные маневры

Самолет сертифицирован в нормальной категории.

Разрешенные маневры должны быть перечислены ниже с указанием соответствующих скоростей ввода.

2.10. Эксплуатационные маневренные перегрузки

Должны быть приведены максимальные положительные и отрицательные перегрузки, допустимые в разных условиях.

2.11. Летный экипаж

Должен быть указан минимальный состав экипажа.

2.12. Виды эксплуатации

Должны быть перечислены разрешенные виды применения самолета в соответствии с ОЛС.1525 и минимальный набор оборудования, требуемого для каждого вида применения.

2.13. Топливо

Емкость баков

Общий запас топлива

Расходуемый запас топлива

Невырабатываемый остаток топлива

Рекомендуемый сорт топлива

Особые правила обращения с топливом

Особые правила смешения топлива и масла в случае двухтактного двигателя

2.14. Максимальное количество пассажирских мест

Должны быть указаны любые ограничения числа или веса пассажиров.

2.15. Другие ограничения

Указываются любые потребные ограничения, не оговоренные в разделе 2.

2.16. Трафареты с информацией об ограничениях

Должны быть представлены трафареты с информацией об эксплуатационных ограничениях, предусмотренные ОЛС.1559.

Примечание. Другие трафареты должны быть приведены в инструкции по технической эксплуатации.

РАЗДЕЛ 3 – АВАРИЙНЫЕ И СЛОЖНЫЕ СИТУАЦИИ

3.1. Введение
3.2. Отказ двигателя (обледенение карбюратора)
3.3. Запуск двигателя в воздухе
3.4. Выделение дыма и возникновение огня
3.5. Снижение на режиме планирования при отказе двигателя
3.6. Аварийные посадки
3.7. Вывод из непреднамеренного штопора
3.8. Другие аварийные ситуации

3.1. Введение

Раздел 3 содержит рекомендации по пилотированию самолета при аварийных ситуациях, которые могут возникнуть в полете.

3.2. Отказ двигателя

Должны быть представлены рекомендации при отказе двигателя на всех этапах полета.

3.3. Запуск двигателя в воздухе

Должны быть представлены рекомендации по запуску двигателя в полете и, если двигатель не запускается, последующие действия экипажа. Должны быть приведены данные о диапазоне высот и интервале скоростей полета при запуске.

3.4. Выделение дыма и возникновение огня

Должны быть представлены рекомендации, которыми необходимо руководствоваться экипажу при появлении дыма или пламени в кабине или в двигательном отсеке на всех этапах полета.

3.5. Снижение на режиме планирования при отказе двигателя

Должны быть представлены рекомендации и необходимая информация, касающиеся снижения на режиме планирования при отказе двигателя, включая:

– рекомендуемую воздушную скорость;
– рекомендуемую конфигурацию;
– расстояние, которое самолет может преодолеть при планировании с заданной высоты, или аэродинамическое качество самолета на режиме планирования.

3.6. Аварийные посадки

Должны быть представлены рекомендации при аварийных посадках для следующих случаев:

(a) Вынужденная посадка.

(b) Посадка со спущенной шиной.

(c) Посадка с неисправной системой уборки-выпуска шасси.

(d) Посадка с убранным шасси и с работающим двигателем.

(e) Посадка с убранным шасси и с неработающим двигателем.

(f) Заход на посадку и посадка с убранными закрылками, если посадка без закрылков требует специальных приемов пилотирования.

3.7. Вывод из непреднамеренного штопора

Должна быть описана последовательность действий по выводу из непреднамеренного штопора, если самолет по результатам испытаний не классифицируется как «не входящий в штопор». Раздел должен содержать описание способов предотвращения ввода в штопор с предупреждением о том, что для данного самолета штопор не разрешен.

3.8. Другие аварийные ситуации

Должны быть приведены рекомендации по выполнению полета при возникновении прочих аварийных ситуаций (которые должны быть определены при анализе отказных ситуаций и проверенных в летных испытаниях) и другая информация, необходимая для безопасной эксплуатации самолета в аварийных ситуациях, обусловленных особенностями конструкции данного самолета, его эксплуатационными или пилотажными характеристиками.

РАЗДЕЛ 4 – НОРМАЛЬНАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

4.1. Введение
4.2. Сборка и разборка самолета (если предусмотрено)
4.3. Ежедневный осмотр
4.4. Предполетный осмотр
4.5. Нормальные процедуры и порядок проверок

4.1. Введение

Раздел 4 должен содержать порядок проверки и перечень полного объема операций по содержанию самолета в эксплуатационном состоянии. В разделе 9 также приведены сведения о процедурах нормальной эксплуатации систем, которые устанавливаются на самолете по желанию Заказчика.

4.2–4.4. Описание операций по сборке и контролю состояния самолета

4.5. Нормальные процедуры и порядок проверок

Этот подраздел должен содержать рекомен-

дуемые операции для следующих этапов, которые необходимо выполнить после окончания предполетного осмотра, изложенного в подразд. 4.4:

(a) Перед запуском двигателя.

(b) Использование аэродромных источников энергии.

(c) Запуск двигателя.

(d) Перед рулением.

(e) Руление.

(f) Предварительный старт.

(g) Взлет.

(h) Набор.

(i) Крейсерский полет.

(j) Снижение.

(k) Контроль перед посадкой.

(l) Уход на второй круг.

(m) После посадки.

(n) Остановка двигателя.

(o) Послеполетная подготовка.

Если дождь оказывает заметное влияние на характеристики взлета, полета и посадки, это должно быть отражено в данном разделе.

РАЗДЕЛ 5 – ЛЕТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

5.1. Введение
5.2. Одобренные данные
5.2.1. Градуировка указателя воздушной скорости
5.2.2. Скорости сваливания
5.2.3. Взлетные характеристики
5.2.4. Посадочные дистанции
5.2.5. Характеристики набора высоты
5.3. Дополнительная информация
5.3.1. Крейсерский полет
5.3.2. Продолжительность полета
5.3.3. Набор высоты при уходе на второй круг
5.3.4. Влияние на взлетную дистанцию состояния ВПП
5.3.5. Влияние на летные характеристики
5.3.6. Влияние бокового ветра
5.3.7. Сведения о шуме

5.1. Введение

В разделе 5 должна быть представлена информация о порядке градуировки системы измерения воздушной скорости, утвержденные сведения о скоростях сваливания и взлетно-посадочных данных, а также другая дополнительная информация.

5.2. Одобренные данные

5.2.1. Градуировка указателя воздушной скорости

Должны быть представлены зависимости индикаторной воздушной скорости (CAS) от приборной скорости (IAS) в предположении, что приборная погрешность равна нулю. Должны быть представлены сведения о скоростях полета при всех возможных углах отклонения закрылков. Эти сведения должны охватывать весь диапазон эксплуатационных скоростей.

5.2.2. Скорости сваливания

Должны быть представлены скорости сваливания в виде зависимостей приборной скорости и индикаторной воздушной скорости от угла отклонения закрылков и углов крена при максимальном полетном весе в полете с двигателем, работающим на режиме малого газа.

Если при выходе из сваливания наблюдается потеря высоты более 30 м и отрицательный угол тангажа превосходит по величине 30°, это должно быть указано в данном разделе.

5.2.3. Взлетные характеристики

Дистанция разбега и взлетная дистанция должны быть представлены в виде зависимости от температуры воздуха, высоты места взлета и скорости ветра. Установленные скорости при взлете, необходимые для достижения этих дистанций, должны быть указаны в виде приборных скоростей (IAS). Информация раздела должна базироваться на результатах летных испытаний и расчетных данных.

5.2.4. Влияние на взлетную дистанцию состояния ВПП

Следует представить данные о влиянии на характеристики взлета, состояние места взлета (взлет с сухой полосы, покрытой коротко подстриженной травой, взлет с полосы, покрытой осадками и т.д.).

5.2.5. Характеристики набора высоты

Характеристики набора высоты должны быть представлены в виде зависимости скороподъемности от температуры наружного воздуха и высоты при максимальном взлетном весе и на режиме максимальной продолжительной мощности двигателя.

Набор должен выполняться либо на скорости наивыгоднейшего набора высоты, либо на близкой к ней скорости; при этом скорости должны быть заданы в виде приборных скоростей.

5.3. Дополнительная информация

В настоящем разделе следует представить пример расчета полета, а именно:

– определение дистанции разбега и взлетной дистанции исходя из конкретных условий взлета;

– определение характеристик набора высоты (расход топлива, время набора высоты, расстояние, пройденное в процессе набора высоты);

– определение характеристик крейсерского полета (расход топлива, продолжительность крейсерского полета, расстояние, пройденное в крейсерском полете);

– определение характеристик снижения (расход топлива, продолжительность снижения, расстояние, пройденное при снижении);

– определение дистанции пробега и посадочной дистанции исходя из конкретных условий посадки.

При расчете полета следует учитывать и другие данные, влияющие на изменение указанных характеристик.

5.3.1. Крейсерский полет

Следует представить данные о зависимости режима работы двигателя и значения истинной воздушной скорости (TAS) от высоты и температуры.

5.3.2. Продолжительность полета

Следует представить данные о продолжительности полета самолета на разных высотах при различных режимах работы двигателя.

5.3.3. Набор высоты при уходе на второй круг

Следует представить данные о зависимости скороподъемности от температуры наружного воздуха и высоты места посадки при максимальном посадочном весе и взлетной тяге двигателя при полностью выпущенных закрылках и убранном шасси (если оно убирается).

5.3.4. Посадочные дистанции

Длина пробега и посадочная дистанция с начальной высоты должны быть представлены в виде зависимости от температуры, высоты аэродрома, скорости ветра при посадке. Установленные скорости, необходимые для достижения этих дистанций, должны быть указаны в виде приборных скоростей (IAS). Информация раздела должна базироваться на результатах летных испытаний и расчетных данных.

5.3.5. Сведения о возможном влиянии на летные свойства и другие характеристики дождя или скопления насекомых

5.3.6. Влияние бокового ветра

Следует представить данные о максимальной скорости бокового ветра, при котором были выполнены посадки.

5.3.7. Сведения о шуме

Должны быть представлены данные об уровне шума и их соответствии требованиям Приложения 16 ИКАО.

РАЗДЕЛ 6 – ВЕС И ЦЕНТРОВКА

6.1. Введение

6.2. Таблицы весов и центровок и допустимые значения полезных нагрузок

6.1. Введение

В данном разделе должны быть представлены значения полезных нагрузок, допускаемых по условиям безопасной эксплуатации самолета; способ взвешивания самолета, расчетный метод определения допустимой полезной нагрузки, полный список всего оборудования, используемого на данном типе самолета, а также список установленного на момент взвешивания оборудования.

Должны быть представлены материалы, в соответствии с которыми можно определить центровку самолета при всех возможных значениях полезных нагрузок, допускаемых по условиям безопасной эксплуатации самолета.

РАЗДЕЛ 7 – ОПИСАНИЕ САМОЛЕТА И ЕГО СИСТЕМ

7.1. Введение
7.2. Конструкция
7.3. Система управления (включая закрылки и триммеры)
7.4. Приборная доска
7.5. Шасси
7.6. Сиденья и привязная система
7.7. Багажный отсек
7.8. Двери, окна и выходы
7.9. Силовая установка
7.10. Топливная система
7.11. Электрическая система
7.12. Система полного и статического давления
7.13. Прочее оборудование
7.14. Авиационное электронное оборудование

7.1. Введение

Этот раздел содержит описание и сведения о функционировании самолета и его систем. В разделе 9 настоящего Приложения описаны системы и оборудование, которые устанавливаются по желанию Заказчика.

7.2. Конструкция

Описывается конструкция фюзеляжа, крыльев и хвостового оперения.

7.3. Система управления

Описываются конструкция и работа органов управления, включая закрылки. По желанию Заявителя могут быть приведены схемы систем. Описываются механизмы управления. Объясняется устройство триммеров и соединений элементов системы управления.

7.4. Приборная доска

Представляется чертеж или фотография приборной доски. Указываются названия и разъясняется назначение приборов, сигнальных ламп, органов управления, переключателей и автоматов защиты сети, установленных на приборной доске или рядом с ней.

7.5. Шасси

Описываются конструкция и работа шасси. Описываются система выпуска-уборки шасси (если имеется), тормозная система, система аварийного выпуска (если имеется).

7.6. Сиденья и привязная система

Описываются способы регулировки сидений, правила пользования привязной системой.

7.7. Багажный отсек

Описываются расположение и система крепления груза. Объясняются существующие ограничения веса и типа багажа.

7.8. Двери, окна и выходы

Описывается, как пользоваться дверями, окнами и выходами и как они закрываются. Описывается, каким образом следует закрыть дверь или окно в случае их непреднамеренного открытия в полете, и другие существующие ограничеия. Объясняется, как пользоваться аварийными выходами.

7.9. Силовая установка

Описываются двигатель, система управления и приборы контроля работы двигателя. Описываются конструкция и характеристики воздушного винта и объясняется его работа.

7.10. Топливная система

Описывается топливная система посредством предоставления наглядной схемы и объясняется ее работа.

Указывается величина невырабатываемого остатка топлива. Описываются система измерения количества топлива и система дренажа баков. Описывается, как обнаружить и предотвратить загрязнение топлива.

7.11. Электрическая система

Описывается устройство системы посредством предоставления наглядной схемы и объясняется ее работа.

Объясняется действие системы, включая аварийные приборы и приборы управления. Описывается система защиты электрической цепи. Указывается мощность электрической системы и номинальная нагрузка.

7.12. Система полного и статическогодавления

Описывается указанная система.

7.13. Прочее оборудование

Описывается важное оборудование, не названное выше.

7.14. Авиационное электронное оборудование

Описываются приборы, установленные Изготовителем самолета, и объясняется их назначение, принцип действия, пользование.

РАЗДЕЛ 8 – ХРАНЕНИЕ САМОЛЕТА, ОБСЛУЖИВАНИЕ И ТЕХНИЧЕСКАЯ ЭКСПЛУАТАЦИЯ

8.1. Введение

8.2. Периодичность контроля самолета

8.3. Внесение изменений и ремонты

8.4. Наземное хранение и транспортировка

8.5. Уход за самолетом

8.1. Введение

В данном разделе содержатся рекомендации о надлежащем наземном хранении и обслуживании самолета. Здесь также указываются определенные требования к осмотрам и обслуживанию, направленные на поддержание характеристик и надежности, свойственных новому ВС. Указывается, что для правильной эксплуатации следует неуклонно соблюдать график смазки и профилактические эксплуатационные мероприятия, зависящие от ожидаемых климатических и полетных условий.

8.2. Периодичность контроля самолета

Устанавливается инструкцией по эксплуатации.

8.3. Внесение изменений и ремонты

Любые изменения на самолете должны согласовываться с Компетентным авиационным органом, чтобы гарантировать сохранение летной годности. Ремонты следует выполнять в соответствии с эксплуатационно-технической документацией.

8.4. Наземное хранение и транспортировка

Описываются следующие операции:

(a) Буксировка.

(b) Стоянка.

(c) Швартовка.

(d) Вывешивание на подъемники.

(e) Нивелировка.

(f) Транспортировка (если допустима) по автодорогам, включая разборку для транспортировки и последующую сборку.

8.5. Уход за самолетом

Описывается проведение очистки для следующих элементов:

(a) Внешних окрашенных поверхностей.

(b) Воздушного винта.

(c) Двигателя.

(f) Внутренних поверхностей, сидений и обивки салона (указываются рекомендуемые средства очистки и при необходимости делаются предостережения по их применению).

РАЗДЕЛ 9 – ПРИЛОЖЕНИЯ

9.1. Введение

9.2. Список включенных дополнений

9.3. Включенные дополнения

9.1. Введение

Данный раздел содержит соответствующие Приложения, необходимые для безопасной и эффективной эксплуатации самолета в случае установки на нем по желанию Заказчика систем и оборудования, которые отсутствуют на стандартном самолете.

9.2. Список включенных Приложений

Дата	Номер документа	Название включнного приложения

9.3. Включенные Приложения

Каждое Приложение должно относиться только к одной системе, прибору или части оборудования, такого, как автопилот, лыжное шасси или навигационная система. Приложение может быть выпущено как Заявителем самолета, так и Изготовителем примененного прибора. Приложение должно быть одобрено Компетентным органом и должно содержать список всех отклонений и изменений относительно основного РЛЭ. Каждое Приложение должно содержать по крайней мере следующие разделы:

Раздел 1 – Общий.

Назначение Приложения и объект, к которому оно относится.

Раздел 2 – Ограничения.

Должно быть указано любое изменение ограничений, маркировки или трафаретов относительно основного РЛЭ. Если изменений нет, следует это указать.

Раздел 3 – Аварийные ситуации.

Должны быть изложены любые дополнения и изменения к аварийным процедурам относительно основного РЛЭ. Если изменений нет, следует это указать.

Раздел 4 – Нормальная эксплуатация.

Должны быть изложены любые дополнения и изменения, касающиеся нормальной эксплуатации, относительно основного РЛЭ. Если изменений нет, следует это указать.

Раздел 5 – Летные характеристики.

Должно быть отражено любое влияние установленного оборудования на летные характеристики самолета относительно основного РЛЭ. Если нет изменений, следует это указать.

Раздел 6 – Вес и центровка.

Должно быть показано любое влияние установленного оборудования на вес и центровку самолета. Если изменений нет, следует это указать.

gost.e-ecolog.ru