

**МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ**

Утверждены Постановлением 23-ей сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства

5 сентября 2003 года.

**АВИАЦИОННЫЕПРАВИЛА**

**Часть 25**

**НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТОВ ТРАНСПОРТНОЙ КАТЕГОРИИ 2004**

ЛИСТ УЧЕТА ИЗМЕНЕНИЙ

к Нормам летной годности самолетов транспортной категории, часть 25 (АП-25), 2004 г.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .11

Раздел А – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ... . . . . . .13

25.1 Назначение . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………………. . . . . . . .13

25.2 [Зарезервирован] . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………….. .13

Раздел A-0 – ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТА

ПРИ ОТКАЗАХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .. . . . . .14

Раздел В – ПОЛЕТ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .. . . . .17

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……. . .17

25.21 Доказательство соответствия . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………... .17

25.23 Ограничения по распределению загрузки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. .17

25.25 Ограничения веса . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . .17

25.27 Пределы центровок . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . .17

25.29 Вес пустого самолета и соответствующая центровка . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .17

25.31 Съемный балласт . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . .18

25.33 Пределы частоты вращения и шага воздушного винта . . . . . . . . . . . . . …………….. . . .18

ХАРАКТЕРИСТИКИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . . . . . . .18

25.101 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .18

25.103 Скорость сваливания . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . .18

25.105 Взлет . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .19

25.107 Взлетные скорости . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . .. .19

25.109 Дистанция прерванного взлета . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .. . . .20

25.111 Траектория взлета . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . .22

25.113 Потребная дистанция взлета и потребная дистанция разбега . . . . …………... . . . . . . .22

25.115 Траектория начального набора высоты . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . . .23

25.117 Набор высоты. Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . . ....23

25.119 Набор высоты в посадочной конфигурации: все двигатели работают . . ………….. .. .23

25.121 Набор высоты: один двигатель не работает . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... .. .24

25.123 Траектория полета по маршруту . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . ..24

25.123А Скорости посадки и ухода на второй круг . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……….. . . . . ..25

25.123B Минимальная высота ухода на второй круг . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . . ..25

25.125 Посадка . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . ..25

25.125А Потребные посадочные дистанции . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . .. . ..25

УПРАВЛЯЕМОСТЬ И МАНЕВРЕННОСТЬ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . … . . . .. ..26

25.143 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. ... .26

25.145 Продольное управление . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. .. .. ..26

25.147 Путевая и поперечная управляемость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . ..27

25.149 Минимальная эволютивная скорость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . … ...29

БАЛАНСИРОВКА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .. . . .. ..30

25.161 Балансировка . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . .....30

УСТОЙЧИВОСТЬ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .. . . . . . . . .. . ...31

25.171 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………..... . ... .31

25.173 Продольная статическая устойчивость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . .... .31

25.175 Порядок демонстрации продольной статической устойчивости . . . . . …………. . .... .31

25.177 Статическая боковая устойчивость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………... ….. .32

25.181 Динамическая устойчивость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……….... .. ….32

СВАЛИВАНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ... . . . . . .... .33

25.201 Демонстрация сваливания . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . … .33

25.203 Характеристики сваливания . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . .33

25.207 Предупреждение о приближении сваливания . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. .34

ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ И ВОДЕ . . ... . . . . . .34

25.231 Продольная устойчивость и управляемость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .34

25.233 Путевая устойчивость и управляемость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . .34

25.235 Руление . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . .34

25.237 Скорость ветра . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . .35

25.239 Брызгообразование, управляемость и устойчивость самолета на воде . . ………….. .35

РАЗЛИЧНЫЕ ЛЕТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . .35

25.251 Вибрация и бафтинг . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. .35

25.253 Скоростные характеристики . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . .36

25.255 Характеристики самолета при разбалансировке . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . .36

ДОПОЛНЕНИЕ 25B . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . .37

25.B.1 Потребный на полет запас топлива . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . .37

25.B.2 Экстренное снижение . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . .37

Раздел C – ПРОЧНОСТЬ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .38

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . .38

25.301 Нагрузки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. .. .38

25.302 Взаимодействие систем и конструкции . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . . .. . .38

25.303 Коэффициент безопасности . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . .. . . .38

25.305 Прочность и деформация . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . .. . . .38

25.307 Доказательства прочности . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . .38

ПОЛЕТНЫЕ НАГРУЗКИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . . . . . .38

25.321 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . .38

РАСЧЕТНЫЕ УСЛОВИЯ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ МАНЕВРОВ И

ПРИ ПОЛЕТЕ В НЕСПОКОЙНОМ ВОЗДУХЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . . . .39

25.331 Условия симметричных маневров . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . .. . . .39

25.333 Огибающая условий полета при маневрах . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . .40

25.335 Расчетные воздушные скорости . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .40

25.337 Эксплуатационные маневренные перегрузки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . .41

25.341 Нагрузки от порывов и турбулентности . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . .42

25.343 Расчетные веса топлива и масла . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .42

25.345 Устройства для увеличения подъемной силы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .42

25.349 Условия вращения по крену . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . .43

25.351 Условия маневра рыскания . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . .44

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСЛОВИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . .44

25.361 Крутящий момент двигателя и вспомогательной силовой установки (ВСУ) . . . . . .. .44

25.363 Боковая нагрузка на установки двигателя и ВСУ . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . . .44

25.365 Нагружение герметических кабин . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . . . .45

25.367 Несимметричные нагрузки при отказе двигателя . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . . . .45

25.371 Гироскопические нагрузки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . . .46

25.373 Устройства для управления скоростью полета . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . .46

НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТИ И СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ . . . . . . . . …. . . . . . . . . . . .46

25.391 Нагрузки на поверхности управления. Общие положения . . . . . . . ………….. . . . . . .46

25.393 Нагрузки, параллельные оси шарниров . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . .46

25.395 Система управления . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . .46

25.397 Нагрузки на систему управления . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . . .47

25.399 Двойное управление . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . .47

25.405 Вспомогательная система управления . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . .47

25.407 Влияние триммеров . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . .47

25.409 Вспомогательные поверхности управления . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . .48

25.415 Условия нагружения от действия ветра на земле . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . .48

25.427 Несимметричные нагрузки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . .49

25.445 Вспомогательные аэродинамические поверхности . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .49

25.457 Закрылки, предкрылки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . .50

25.459 Специальные устройства . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . . . . . .50

НАЗЕМНЫЕ НАГРУЗКИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . .50

25.471 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . .50

25.473 Условия нагружения при посадке и предположения . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . .50

25.477 Расположение шасси . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . .51

25.479 Условия горизонтальной посадки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . .51

25.481 Условия посадки с опущенным хвостом . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . . . . . . .52

25.483 Условия посадки на одну стойку . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . .53

25.485 Условия действия боковой нагрузки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . .53

25.487 Условия отскока при посадке . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . . .53

25.489 Условия управляемого движения по земле . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .53

25.491 Руление, взлет и пробег . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .54

25.493 Условия качения с торможением . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .54

23.495 Разворот . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . .54

25.497 Рыскание хвостового колеса . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .55

25.499 Рыскание носового колеса и управление им . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .55

25.503 Вращение . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . .55

25.507 Реверсивное торможение . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . .55

25.509 Нагрузки при буксировке . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . .55

25.511 Нагрузки на земле: несимметричные нагрузки на многоколесные стойки шасси . . . .56

25.515А Шимми . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . . . . . . . . . . .57

25.519 Обеспечение поднятия на домкратах и расчаливания . . . . . . . . ………….. . . . . . . . . .57

ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . . . . . . . . . .58

25.521 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . .58

25.523 Расчетные веса и положения центра тяжести . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . .58

25.525 Приложение нагрузок . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . .58

25.527 Перегрузки для лодки или основного поплавка . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . . .59

25.529 Условия нагружения лодки и основного поплавка при посадке . ……….… . . . . . . . .59

25.531 Условия нагружения лодки и основного поплавка при взлете . . . …………… . . . . . .59

25.533 Давление на днище лодки и основного поплавка . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .60

25.535 Нагрузки на вспомогательные поплавки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . .60

25.537 Нагрузки на крыло от погружения в воду и нагрузки на жабры . . . . . ………….. . . . .61

УСЛОВИЯ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . . .61

25.561 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . .61

25.562 Динамические условия аварийной посадки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . .62

25.563 Обеспечение прочности при вынужденной посадке на воду . . . . . . . …………… . . . .63

ОЦЕНКА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . . . . . .63

25.571 Оценка допустимости повреждений и усталостной прочности конструкции . . . . . . . .63

ЗАЩИТА ОТ МОЛНИИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …... . . . . . .64

25.581 Защита от молнии . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .64

ПРИЛОЖЕНИЕ П25.581 . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …... . . . . . . . . . .65

Раздел D – ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .. . . . . . .67

25.601 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . . . .67

25.603 Материалы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . . . . .67

25.605 Технология производства . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . .67

25.607 Крепежные детали . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .67

25.609 Защита элементов конструкции . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .67

25.611 Обеспечение доступа . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . .67

25.613 Прочностные характеристики материалов и их расчетные значения . . . . .. . . . . . . . . .67

25.619 Специальные коэффициенты безопасности . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . .68

25.621 Коэффициенты безопасности для отливок . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .68

25.623 Коэффициенты безопасности в опорах . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .69

25.625 Коэффициенты безопасности для стыковочных узлов (фитингов) . . . . .. . . . . . . . . . . .69

25.629 Требования к аэроупругой устойчивости . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . . . .69

25.631 Повреждение от удара птицы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . .71

ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . . . .71

25.651 Испытание на прочность . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . .71

25.655 Установка . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . .71

25.657 Узлы подвески . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .71

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …... . . . . . . . . . . . . .71

25.671 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . .71

25.672 Системы улучшения устойчивости, автоматические системы и бустерное управление . 72

25.675 Упоры . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .. . ..72

25.677 Системы триммирования . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . .. .72

25.679 Устройства, предотвращающие повреждение системы от воздействия порывов ветра .72

25.681 Статические испытания на расчетную нагрузку . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . .. . .73

25.683 Испытания на функционирование . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . .73

25.685 Элементы системы управления . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . .73

25.689 Тросовые системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. .73

25.693 Соединения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . .74

25.697 Управление механизацией крыла и воздушными тормозами . . . . . . . ……………. . .. . .74

25.699 Указатель положения механизации крыла и воздушных тормозов . . . . …………….. . .74

25.701 Взаимосвязь между закрылками и предкрылками . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. .. . . .74

25.703 Система аварийной сигнализации при взлете . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . .. . .75

ШАССИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……. . . . . . . . .75

25.721 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . .75

25.723 Испытания амортизации . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . .75

25.729 Механизм уборки и выпуска шасси . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . . . .76

25.729А Механизм разворота колес . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . . .77

25.731 Колеса . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . .77

25.733 Шины . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .77

25.735 Тормоза и тормозные системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . . . .78

25.737 Лыжи . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . .79

КОРПУС И ПОПЛАВКИ ГИДРОСАМОЛЕТА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …… . . . . . . .79

25.751 Плавучесть основных поплавков гидросамолета . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .79

25.753 Конструкция основного поплавка . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .79

25.755 Корпус летающей лодки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .79

РАЗМЕЩЕНИЕ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА, ПАССАЖИРОВ И ГРУЗА . . . . ……. . . . . . . . . . . . . .79

25.771 Кабина экипажа . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .79

25.772 Двери кабины экипажа . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .79

25.773 Обзор из кабины экипажа . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . .80

25.775 Лобовые стекла и окна . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . . .80

25.777 Органы управления в кабине. . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .81

25.779 Перемещение и действие органов управления, расположенных в кабине экипажа . . . .81

25.781 Форма рукояток органов управления в кабине . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .82

25.783 Двери . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . .82

25.785 Кресла, спальные места, поясные привязные ремни и привязные системы . . . .. . . . . . .83

25.787 Отсеки для размещения грузов и багажа . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . .84

25.789 Фиксация отдельных масс в пассажирской кабине, кабине экипажа и буфетах . . . . . . .84

25.791 Информационные табло и трафареты для пассажиров . . . . . . . . . . . …………….. . . . . .84

25.793 Поверхность пола . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .84

25.795 Обеспечение безопасности летного экипажа . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . . . .85

АВАРИЙНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …... . . . . . . . . . . . . .85

25.801 Аварийное приводнение. . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .85

25.803 Аварийная эвакуация . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . .85

25.807 Аварийные выходы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . . . . .85

25.809 Устройство аварийных выходов. . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . . . .88

25.810 Вспомогательные средства и пути аварийного покидания . . . . . . …………….. . . . . . . .88

25.811 Маркировка аварийных выходов . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .90

25.812 Аварийное освещение . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .90

25.813 Подход к аварийным выходам . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .92

25.815 Ширина продольного прохода . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .94

25.817 Максимальное количество кресел в ряду . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .94

25.819 Служебные помещения нижней палубы (в том числе буфеты) . . . . . . . . ………….... . .94

ВЕНТИЛЯЦИЯ И ОТОПЛЕНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……. . . . . . . .95

25.831 Вентиляция . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .95

25.832 Концентрация озона в кабине . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………... . . . .96

25.833 Системы отопления на жидком топливе . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .96

ГЕРМЕТИЧНОСТЬ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……. . . . . . . . . . . . . .96

25.841 Герметические кабины . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .96

25.843 Испытания герметических кабин . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . .97

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …… . . . . . . . . . . . . . .97

25.851 Огнетушители. . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .97

25.853 Внутренняя отделка кабин . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .98

25.854 Пожарная защита туалетов . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . .99

25.855 Грузовые и багажные отсеки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . .99

25.857 Классификация грузовых и багажных отсеков . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . .. . .99

25.858 Системы обнаружения дыма или пожара в грузовом или багажном отсеке . . . . . . . . .100

25.859 Пожарная защита обогревателей, работающих на топливе . . . . . . . . . …………... . . . .100

25.863 Пожарная защита в зонах с воспламеняющимися жидкостями . . . . . …………… . . . .101

25.865 Пожарная защита органов управления, узлов крепления двигателей и других

конструкций, обеспечивающих полет . . . . ………………………………….. . . . . . . . .102

25.867 Защита от пожара других частей самолета . . . . . …………. . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .102

25.869 Пожарная защита систем . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . . . . .102

РАЗНОЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . . . . . . . . . . . . . . . .102

25.871 Средства нивелировки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . . . . . . . .102

25.875 Усиление конструкции в зоне вращения воздушных винтов . . . . . ………….... . . . . . .102

ДОПОЛНЕНИЕ 25D . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .. . . . . . . . . . .103

Раздел Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .. . . . . . . . . . .105

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……. . . . . . . . .105

25.901 Силовая установка . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . .105

25.903 Двигатели . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . .105

25.904 Автоматическая система управления взлетной тягой (АСУВТ) . . . . . …………... . . . .106

25.905 Воздушные винты . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .106

25.907 Вибрация воздушного винта . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . . . . . . .106

25.925 Клиренс воздушного винта . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .106

25.929 Противообледенительная защита воздушного винта . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .106

25.933 Системы реверсирования . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .107

25.934 Испытания системы реверса тяги турбореактивного двигателя . . ……………. . . . . . .107

25.937 Системы ограничения сопротивления турбовинтовых двигательных установок . . .. . .107

25.939 Рабочие характеристики двигателя . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .107

25.941 Совместимость воздухозаборника, двигателя и выхлопного устройства …………… .107

25.943 Отрицательная перегрузка . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . .108

25.945 Система форсирования тяги или мощности . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .. . .109

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . . . .. . . . .108

25.951 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .108

25.952 Анализ и испытания топливной системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .108

25.953 Независимость подачи топлива в двигатели . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . .108

25.954 Защита топливных систем от ударов молний . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . .109

25.955 Подача топлива в двигатели . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . .109

25.957 Межбаковая перекачка топлива . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . . . .109

25.959 Невырабатываемый остаток топлива в баках . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .109

25.961 Работа топливной системы при высокой температуре . . . . . . . . . . . . . …………… . . .109

25.963 Топливные баки: общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .110

25.965 Испытания топливных баков . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . .110

25.967 Установка топливных баков . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . .111

25.969 Расширительное пространство топливного бака . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .111

25.971 Отстойник топливного бака . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . .111

25.973 Заправочная горловина топливного бака . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . .112

25.975 Дренаж топливных баков и карбюраторов . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . . . .112

25.977 Заборник топлива из бака . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . . .112

25.979 Система заправки топливом под давлением . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . .. . . . .112

25.981 Температура топливного бака . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . .113

АГРЕГАТЫ И ЭЛЕМЕНТЫ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . .. . . . . . .113

25.991 Топливные насосы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….………. .. . .113

25.993 Трубопроводы и арматура топливной системы . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . .113

25.994 Компоненты топливной системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . .113

25.995 Топливные краны . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . . .113

25.997 Топливные фильтры . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . .113

25.999 Сливные устройства топливной системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . .114

25.1001 Система аварийного слива топлива . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . . .114

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . . . . . .115

25.1011 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . .115

25.1013 Масляные баки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . . . . .115

25.1015 Испытания масляных баков . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . .115

25.1017 Трубопроводы и арматура масляной системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………... . . . . . .116

25.1019 Масляные фильтры . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . .116

25.1021 Сливные устройства масляной системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . .116

25.1023 Масляные теплообменники . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .116

25.1025 Масляные краны (клапаны) . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . .116

25.1027 Система флюгирования воздушного винта . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . . . . .116

ОХЛАЖДЕНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . … . . . . . . . . . . . .117

25.1041 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . . .117

25.1043 Испытания средств охлаждения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . . .117

25.1045 Методика испытания по оценке охлаждения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . .117

СИСТЕМА ПОДВОДА ВОЗДУХА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . … . . . . . .. . . . .118

25.1091 Подвод воздуха . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….…….. . . .118

25.1093 Защита системы подвода воздуха от обледенения . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . . .118

25.1101 Конструкция подогревателя воздуха, поступающего в карбюратор . . . . ……….. .. .119

25.1103 Каналы системы подвода воздуха и системы воздушных трубопроводов ………... .119

25.1105 Защитные сетки систем подвода воздуха . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………... .119

25.1107 Промежуточные и выходные теплообменники . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………... . .120

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . .. . . . . ... . .120

25.1121 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………..... .120

25.1123 Выхлопные трубы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………. . . .. .. . .120

25.1125 Теплообменники на выхлопных газах . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……….. . .. .. . .120

25.1127 Турбонагнетатель с приводом от выхлопных газов . . . . . . . . . . . . . . ……….. . .. . .. .121

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И АГРЕГАТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ . . . . . . . . …. . . . . . . .. .121

25.1141 Органы управления силовой установкой. Общие положения . . . . . . . . ………... . .. .121

25.1142 Органы управления вспомогательным двигателем . . . . . . . . . . . . . . . . ………… . . . .121

25.1143 Органы управления двигателями . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . .121

25.1145 Выключатели зажигания . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . .121

25.1147 Органы управления составом смеси . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . .122

25.1149 Органы управления частотой вращения и шагом воздушного винта . . ………….. .. . .122

25.1153 Органы управления флюгированием воздушных винтов . . . . . . . . . . . . …………… . .122

25.1155 Реверс тяги и установка шага воздушного винта ниже полетного режима . . . .. . . . . .122

25.1157 Органы управления температурой воздуха карбюратора . . . . . . . . . . . . ………….. . . .122

25.1159 Органы управления нагнетателями . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . .122

25.1161 Органы управления системой аварийного слива топлива . . . . . . . . . . . . …………… . .122

25.1163 Агрегаты силовой установки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .122

25.1165 Системы зажигания двигателя . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……….…... . . . .123

25.1167 Коробки приводов агрегатов . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. .. . . . .123

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …… . . . . .. . . .123

25.1181 Установленные пожароопасные зоны: входящие полости . . . . . . . .. . …………… . . . .123

25.1182 Зоны гондол за пожарными перегородками и конструкции крепления гондол

двигателей, содержащие трубопроводы с воспламеняющейся жидкостью . . . . . . . . . . . . . . . . .123

25.1183 Компоненты, содержащие воспламеняющиеся жидкости . . . . …………….. . . . . . . . . .124

25.1185 Воспламеняющиеся жидкости . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . . . . . . . .124

25.1187 Дренаж и вентиляция пожароопасных зон . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . . .124

25.1189 Перекрывные устройства . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . . . . .124

25.1191 Пожарные перегородки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . .125

25.1192 Перегородка отсека агрегатов двигателя . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . .125

25.1193 Капоты и обшивка мотогондолы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .125

25.1195 Системы пожаротушения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . . .125

25.1197 Огнегасящие вещества . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . . . . . .126

25.1199 Баллоны с огнегасящим веществом . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . .. . . . . .126

25.1201 Материалы системы пожаротушения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .126

25.1203 Система обнаружения пожара . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . .. .126

25.1207 Соответствие требованиям . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .127

Раздел F – ОБОРУДОВАНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . … . . . . . .128

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……... . . . . . . .128

25.1301 Назначение и установка . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .129

25.1301А Эксплуатация при низких температурах . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . . . . .128

25.1303 Пилотажно-навигационные приборы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .128

25.1305 Приборы контроля силовой установки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .128

25.1307 Разное оборудование . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .129

25.1309 Оборудование, системы и установки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . .130

25.1316 Защита систем от воздействия молнии . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .131

ПРИБОРЫ: УСТАНОВКА . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……. . . . . . . .131

25.1321 Расположение и видимость приборов . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .131

25.1322 Лампы аварийной и предупреждающей сигнализации и уведомляющие лампы . . . . .132

25.1323 Система индикации воздушной скорости . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .132

25.1325 Системы статического давления . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .132

25.1326 Системы индикации обогрева приемника воздушных давлений . . ……………. . . . . . .133

25.1327 Указатель магнитного курса (нестабилизированный магнитный компас). …………….133

25.1329 Система автопилота . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. .133

25.1331 Приборы, использующие питание . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . .134

25.1333 Приборные системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . .134

25.1335 Системы командного пилотажного прибора . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . .134

25.1337 Приборы контроля работы силовой установки . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . . .134

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ И ОБОРУДОВАНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . ………. . . . . . . . . . .135

25.1351 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . .135

25.1353 Электрическое оборудование и его установка . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .136

25.1355 Система распределения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .137

25.1357 Защита электрических цепей . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .137

25.1363 Испытания электрической системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . .138

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……... . . . . . .138

25.1381 Освещение приборов, пультов и индикаторов . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .138

25.1383 Посадочные фары . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .138

25.1385 Установка системы аэронавигационных огней . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . .138

25.1387 Двугранные углы системы аэронавигационных огней . . . . . . . . . . . . …………... . . . . .138

25.1389 Распределение и сила света аэронавигационных огней . . . . . . . . . . . . …………... . . . .139

25.1391 Минимальные значения силы света передних и заднего аэронавигационных

огней в горизонтальной плоскости . . ………………………………………………. . . . .139

25.1393 Минимальные значения силы света передних и заднего аэронавигационных

огней в любой вертикальной плоскости . . . . . . . ……………………………………. . . .139

25.1395 Максимальная сила света передних и заднего аэронавигационных огней в зонах

перекрытия . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………………………………………………... . . .140

25.1397 Требования к цветности аэронавигационных огней . . . . . . . . . . …………….. . . . . . . . .140

25.1399 Стояночный огонь . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . .140

25.1401 Система огней для предупреждения столкновения . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .140

25.1403 Освещение для обнаружения обледенения на частях самолета . . . . . ……………. . . . .141

СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……. . . . . . . . . .141

25.1411 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .141

25.1415 Оборудование, используемое при аварийной посадке на воду . . . . …………… . . . . . .141

25.1419 Защита от обледенения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….… . . . . .142

25.1421 Мегафоны . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .142

ПРОЧЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …….. . . . . . . .142

25.1423 Система оповещения пассажиров . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………….. . . . . . .142

25.1431 Электронное оборудование . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . .143

25.1433 Вакуумные системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . . . .143

25.1435 Гидравлические системы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . . . . .143

25.1438 Система наддува и пневмосистемы . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . . . .144

25.1439 Защитное дыхательное оборудование . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . . . .144

25.1441 Кислородное оборудование и кислородное питание . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .145

25.1441А Количество кислорода на самолете . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….. . . . . .145

25.1443 Минимальный массовый расход дополнительного кислорода . . . . …………… . . . . .. .146

25.1445 Требования к системе распределения кислорода . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .. . .147

25.1447 Требования к кислородно-раздаточным приборам . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .. .147

25.1449 Средства для определения подачи кислорода . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . . .148

25.1450 Химические генераторы кислорода . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .148

25.1453 Защита кислородного оборудования от разрушения . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .148

25.1455 Слив жидкостей, подверженных замерзанию . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . ... .148

25.1457 Аварийные бортовые регистраторы звуковой информации (бортовые диктофоны) . . .148

25.1459 Аварийные бортовые регистраторы параметрической информации . . . ……………. . .150

25.1461 Оборудование, содержащее роторы с большой кинетической энергией …………… . .151

ДОПОЛНЕНИЕ 25F . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . … . . . . . . .152

Раздел G – ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ . . . . . . . ….. . . . . .184

25.1501 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . .184

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……... . . . . .184

25 1503 Ограничения скорости. Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . .184

25.1505 Максимальная эксплуатационная скорость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .184

25.1507 Маневренная скорость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .184

25.1511 Максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными закрылками и/или

предкрылками . . . . . . . . . . . . …………………………………………………….. . . . . . .184

25.1513 Минимальная эволютивная скорость . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . . . .184

25.1515 Максимальная скорость полета при выпуске и уборке шасси . . . ……………. . . . . . . .184

25.1516 Другие ограничения скорости . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .184

25.1517 Скорость полета в неспокойном воздухе, VRA . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………. . . . . . .184

25.1519 Вес, центровка и распределение веса . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . . .184

25.1521 Ограничения по силовой установке . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . .184

25.1522 Ограничения по вспомогательной силовой установке . . . . . . . . . . . . . . …………… . . .185

25.1523 Минимальный летный экипаж . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .185

25.1525 Условия эксплуатации . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………... . . . .185

25.1527 Температура наружного воздуха и эксплуатационная высота . . . . . . ………….. . . . . .185

25.1529 Инструкции по поддержанию летной годности . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . .185

25.1531 Эксплуатационные полетные перегрузки . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . .185

25.1533 Дополнительные эксплуатационные ограничения . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .185

ТРАФАРЕТЫ И НАДПИСИ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……. . . . . . . . .186

25.1541 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . .186

25.1543 Обозначения на приборах. Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . ………….... . . . . . .186

25.1545 Указания по ограничению скорости . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .186

25.1547 Указатель магнитного курса . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .186

25.1549 Приборы контроля силовой установки и вспомогательной силовой установки . .. . . . .186

25.1551 Индикация количества масла . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . .186

25.1553 Топливомеры . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .186

25.1555 Обозначения органов управления . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . . . . . . . .187

25.1557 Прочие маркировки и трафареты . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .187

25.1561 Спасательное оборудование . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .187

25.1563 Трафареты допустимых скоростей . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . .187

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА . . . . . . . . . . ……. . . . . . . . . .188

25.1581 Общие положения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . .188

25.1583 Эксплуатационные ограничения . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . .188

25.1585 Процедуры по эксплуатации самолета . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ……………. . . . . . . .189

25.1587 Сведения о летных характеристиках самолета . . . . . . . . . . . . . . . …………… . . . . . . . .189

ПРИЛОЖЕНИЕ A . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . . . . . . .190

ПРИЛОЖЕНИЕ B . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . . . . . .195

ПРИЛОЖЕНИЕ C . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . . . . . .197

ПРИЛОЖЕНИЕ D . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . . . . . .203

ПРИЛОЖЕНИЕ E [ЗАРЕЗЕРВИРОВАНО] . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . . . . .204

ПРИЛОЖЕНИЕ F . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . . . . . . .204

ПРИЛОЖЕНИЕ G . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . … . . . . . . . . . . . .226

ПРИЛОЖЕНИЕ H . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . … . . . . . .227

ПРИЛОЖЕНИЕ I . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . … . . . . . . .229

ПРИЛОЖЕНИЕ J . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . ….. . . . . .231

ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ТЕРМИНОЛОГИЯ, ОТНОСЯЩИЕСЯ

К ОБЩИМ ТРЕБОВАНИЯМ К ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТА

ПРИ ОТКАЗАХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …. . . . . . .233

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В FAR-25 (АП-25),

И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ ИМ ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ РАНЕЕ

В ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ПРАКТИКЕ СЕРТИФИКАЦИИ НЛГС-3 . . . . . . . . . . . . . . . . . . . …... . . .235

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее 2-е издание Части 25 Авиационных правил «Нормы летной годности самолетов транспортной категории» (АП-25) включает в себя поправки с 25-1 по 25-5 к изданию АП-25 1994 г.

Настоящие Авиационные правила, Часть 25 «Нормы летной годности самолетов транспортной категории», включающие в себя поправки с 25-1 по 25-5 к изданию АП-25 1994 г., утверждены Постановлением 23-ей сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 5 сентября 2003 года.

Перечень введенных изменений приведен в Листах учета изменений. Индексация изменения содержит: номер поправки, индекс И, номер изменения данного параграфа, через тире – номер параграфа (например, 5И1-25.1). Также указывается, к какой части параграфа относится изменение и характер изменения (введен, изъят, изменен, переобозначен).

Структурно издание АП-25 состоит из разделов A, А-0, B, C, D, E, F, G и Приложений A, B, C,D, E, F, G, H, I, J и Дополнений 25B, 25D и 25F.

Разделы A, B, C, D, E, F, G и Приложения A, B, C, D, E, F, G, H, I, J по содержанию и нумерации параграфов гармонизированы с соответствующими параграфами Норм летной годности США FAR 25 с поправками, включая 25-107.

Дополнения 25B, 25D и 25F имеют самостоятельную нумерацию, при этом:

– 25B содержит отдельные эксплуатационные;

– 25D содержит отдельные эксплуатационные требования, гармонизированные по содержанию

с соответствующими требованиями FAR 121;

– 25F содержит дополнительные требования к самолетам с отдельными видами оборудования.

В настоящем издании, при введении дополнительных по отношению к FAR 25 параграфов, в их обозначение после цифровой группы дополнительно вводится заглавная буква латинского алфавита (A, B, C …), дополнительные пункты в параграфах обозначаются строчными буквами латинского алфавита со звездочкой (a\*, b\*, c\* …), а дополнительные подпункты – арабскими цифрами со звездочкой (1\*, 2\*, 3\* …), либо (i\*, ii\*, iii\* …).

25.1. Назначение

(a) Настоящая Часть устанавливает нормы летной годности для выдачи сертификатов типа и дополнений к этим сертификатам на самолеты транспортной категории.

(b) Каждое лицо, подающее заявку на получение такого сертификата или на внесение в него изменений, должно доказать соответствие применяемым требованиям данной Части.

25.2. [Зарезервирован].

Раздел А – ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ

1. Общие положения. Настоящий раздел содержит детализированные требования и пояснительный материал, относящиеся к общим

требованиям к летной годности самолета при отказах функциональных систем. Этот раздел дополняет и конкретизирует требования 25.1309(b)-(d) и относится ко всем функциональным системам и оборудованию самолета за исключением элементов конструкции (таких как крыло, оперение, поверхности управления, фюзеляж, узлы крепления двигателя, силовые элементы шасси и узлы его крепления и т.д.), которые специально рассмотреныв разделах С и D.

2. [Зарезервирован].

3. Вероятности возникновения особых ситуаций.

3.1.[Зарезервирован].

3.2.[Зарезервирован].

3.3. Эксплуатация с отказными состояниями.

Самолет должен быть спроектирован и построен таким образом, чтобы в ожидаемых условиях эксплуатации при действиях экипажа в соответствии с РЛЭ:

3.3.1. Каждое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к возникновению катастрофической ситуации (катастрофического эффекта), оценивалось как практически невероятное и не возникало вследствие единичного отказа одного из элементов системы.

3.3.2. Суммарная вероятность возникновения аварийной ситуации (аварийного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10-6 на час полета; при этом рекомендуется, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к аварийной ситуации (аварийному эффекту), оценивалось как событие не более частое, чем крайне маловероятное.

3.3.3. Суммарная вероятность возникновения сложной ситуации (существенного эффекта), вызванной отказными состояниями (функциональными отказами, видами отказов систем), для самолета в целом не превышала 10-4 на час полета; при этом рекомендуется, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к сложной ситуации, оценивалось как событие не более частое, чем маловероятное.

3.3.3.1. Все усложнения условий полета и отказные состояния (функциональные отказы, виды отказов систем), приводящие к их возникновению, подлежат анализу с целью отработки соответствующих рекомендаций по действиям экипажа в полете.

Примечание. Желательно, чтобы любое отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы), приводящее к усложнению условий полета (незначительному эффекту), не могло быть отнесено к частым событиям.

3.3.4. [Зарезервирован].

3.3.5. При анализе особой ситуации (эффекта), вызванной отказным состоянием (функциональным отказом, видом отказа системы), необходимо учитывать факторы, которые могут усугубить последствия (степень опасности) начального отказного состояния (функционального отказа, вида отказа системы), включая связанные с отказом условия на самолете, которые могут влиять на способность экипажа справиться с прямыми последствиями (например, наличие дыма, перегрузка, прерывание связи, изменение давления в кабине и т.п.).

3.3.6. Действия экипажа. При анализе последствий определенного отказного состояния (функционального отказа, вида отказа системы), включая необходимые действия экипажа, должны учитываться вероятность отказа (отказов), наличие и характер сигнализации (информации) об отказе, а также сложность действий экипажа.

3.4. Операции с отказными состояниями и внешние воздействия (явления). При анализе последствий отказных состояний (функциональных отказов, видов отказов систем) оценка должна учитывать критичные (определяющие) внешние воздействия (явления) и их вероятность.

Эксплуатационные ограничения должны устанавливаться с учетом вероятности внешних воздействий (явлений) и отказных состояний (функциональных отказов, видов отказов систем), характеристик самолета, точности пилотирования, а также погрешностей бортовых систем и оборудования.

Раздел А-0 – ОБЩИЕ ТРЕБОВАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТАПРИ ОТКАЗАХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ

4. Приемлемые методы.

4.1.[Зарезервирован].

4.2. Соответствие требованиям настоящего раздела и 25.1309(b)-(d) должно доказываться путем анализа и расчета вероятностей возможных видов отказов функциональных систем и оценки влияния этих видов отказов на безопасность полета самолета. Такая оценка должна проводиться для каждой системы и во взаимосвязи с другими системами и (при необходимости) подкрепляться наземными и (или) летными испытаниями, испытаниями на пилотажном стенде или другими видами стендовых испытаний, расчетами или моделированием.

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

(b) При анализе конкретных систем может быть учтен опыт эксплуатации аналогичных систем.

(с) В анализе должен учитываться разброс характеристик системы (систем). При этом может быть использовано статистическое распределение указанных характеристик.

4.3. [Зарезервирован].

4.4. [Зарезервирован].

4.5. [Зарезервирован].

4.6. [Зарезервирован].

4.7. Отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) может быть отнесено к событиям практически невероятным, если выполняется одно из следующих условий:

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

(b) Указанное состояние является следствием конкретного механического отказа (разрушение, заклинивание, рассоединение) одного из элементов системы и Заявитель обоснует практическую невероятность такого отказа, используя для доказательства:

– анализ схемы и реальной конструкции;

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

– результаты испытаний по установлению назначенного ресурса соответствующим элементам согласно требованиям соответствующих разделов настоящих Норм или по установлению других ограничений контролируемых параметров допустимого предотказного состояния;

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

– анализ предусмотренных эксплуатационной документацией средств, методов и периодичности технического обслуживания.

Примечание. В тех случаях, когда рассматривается конкретный короткий этап (участок) полета, его продолжительность может учитываться при оценке вероятности единичных и множественных отказов.

Если показано, что отказное состояние (вид отказа, функциональный отказ) относится к категории событий практически невероятных, то такое событие может быть исключено из дальнейшего анализа особых ситуаций для доказательства соответствия требованиям данного раздела.

4.7.1. Для доказательства соответствия самолета требованиям 3.3.2. должно быть дополнительно выполнено одно из следующих условий:

- отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) возникает в результате сочетания двух и более независимых последовательных отказов;

- отказное состояние может быть отнесено к практически невероятным в соответствии с пунктом 4.7(b),

- отказное состояние является следствием конкретного механического отказа типа заклинивания одного из элементов системы и может быть отнесено к событию не более частому, чем крайне маловероятное на основании анализа принятых конструктивных решений и результатов опыта эксплуатации аналогичных конструкций, учитывающего используемые принципы контроля качества изготовления и применяемые конструкционные материалы в серийном производстве, стабильность технологических процессов, а также предусмотренные эксплуатационной документацией средства, методы и периодичность технического обслуживания.

4.8. В случае, если отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) приводит к возникновению аварийной ситуации (аварийного эффекта) и не отнесено к категории практически невероятных, Руководство по летной эксплуатации должно содержать рекомендации, позволяющие экипажу принять все возможные меры для предотвращения перехода аварийной ситуации в катастрофическую.

Желательно, чтобы указанные рекомендации были проверены в летных испытаниях. В тех случаях, когда летная проверка связана с

повреждениями самолета, с особо высокой степенью риска или заведомо нецелесообразна, разработанные рекомендации должны подтверждаться результатами анализа опыта эксплуатации других самолетов, близких по конструкции к сертифицируемому, а также результатами соответствующих лабораторных, стендовых испытаний, моделирования и расчетов.

4.9. В случае, если отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) приводит к возникновению сложной ситуации (существенного эффекта) и не отнесено к категории практически невероятных, Руководство по летной эксплуатации должно содержать указания экипажу по завершению полета при данном отказном состоянии. Указания РЛЭ по действиям в сложных ситуациях должны быть проверены в летных испытаниях и не должны требовать от экипажа чрезмерных усилий и необычных приемов пилотирования. В отдельных случаях, когда конструкция самолета и его систем не обеспечивает возможности имитации какого-либо вида отказа в летных испытаниях, допускается проверка соответствующих указаний РЛЭ в испытаниях на пилотажном стенде, аттестованном для

проведения таких испытаний.

4.10. В случае если отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы) приводит к усложнению условий полета, Руководство по летной эксплуатации должно содержать указания экипажу по продолжению полета, методам эксплуатации систем и парированию неисправностей в полете. Если при этом отказное состояние (вид отказа системы) влияет на пилотирование, то рекомендации РЛЭ должны быть проверены летными испытаниями или испытаниями на пилотажном стенде.

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

25.21. Доказательство соответствия (a) Следует обеспечить соответствие каждому требованию данного раздела при всех возможных комбинациях веса и центровки в пределах вариантов загрузки самолета, для которых запрашивается сертификат типа. Соответствие требованиям должно устанавливаться:

(1) Посредством испытаний, проводимых на самолете, на который требуется получить сертификат типа, или по расчетам, основанным на результатах испытаний и равным им по точности.

(2) Посредством исследования каждой возможной комбинации веса и центровки, если это соответствие не может быть логически выведено из обследованных комбинаций.

(b) [Зарезервирован].

(с) Управляемость, устойчивость, балансировка и характеристики сваливания самолета должны быть показаны для всего диапазона высот вплоть до максимальной высоты, возможной в условиях эксплуатации.

(d) Параметры, критические для проводимых испытаний, такие, как вес, загрузка, центровка и моменты инерции, воздушная скорость, тяга двигателей и ветер должны в летных испытаниях выдерживаться в пределах приемлемых допусков.

(е) Если соответствие требованиям к летным характеристикам самолета зависит от системы улучшения устойчивости самолета или от любого другого автоматического устройства или устройства с силовым приводом, должно быть доказано соответствие параграфам 25.671 и 25.672.

(f) Для показа соответствия требованиям 25.105(d), 25.125, 25.233 и 25.237 скорость ветра следует замерять на высоте 10 м над поверхностью земли или скорректировать на разницу между высотой, на которой замеряется скорость ветра, и высотой 10 м.

25.23. Ограничения по распределению загрузки (а) Должны быть установлены диапазоны весов и центровок, при которых возможна безопасная эксплуатация самолета. Если комбинация веса и центровки допустима лишь в определенных пределах распределения нагрузки (например, по размаху крыла), которая может быть случайно превышена, должны быть установлены эти пределы и соответствующие комбинации веса и центровки.

(b) Ограничения по распределению нагрузки не могут превышать:

(1) Выбранных пределов.

(2) Пределов, при которых доказана прочность конструкции; или (3) Пределов, при которых показано соответствие каждому применимому летному требованию, изложенному в данном разделе.

25.25. Ограничения веса

(а) Максимальные веса. Максимальные веса, соответствующие условиям эксплуатации самолета (стоянка, рулeние на земле или воде, взлет, крейсерский полет и посадка), условиям окружающей среды (высота и температура) и условиям загрузки (вес без топлива, положение центра тяжести и распределение веса), должны устанавливаться таким образом, чтобы они не превышали:

(1) Наибольшего веса, выбранного Заявителем для данных условий.

(2) Наибольшего веса, при котором показано соответствие всем применимым требованиям по прочности конструкции и требованиям настоящего раздела.

(3) Наибольшего веса, при котором показано соответствие сертификационным требованиям, приведенным в Части 36 Авиационных правил.

(b) Минимальный вес. Минимальный вес (наименьший вес, при котором показано соответствие каждому применимому требованию, изложенному в данном разделе) должен устанавливаться таким образом, чтобы он был не менее:

(1) Минимального веса, выбранного Заявителем.

(2) Минимального расчетного веса (наименьшего веса, при котором показано соответствие требованиям прочности конструкции,

указанным в разделе С настоящих Норм); или (3) Минимального веса, при котором показано соответствие каждому применимому требованию настоящего раздела.

25.27. Пределы центровок

Должны устанавливаться предельно передняя и предельно задняя центровки для всех эксплуатационных условий. Предельные центровки не должны выходить за следующие пределы:

(а) Выбранные Заявителем.

(b) При которых доказана прочность конструкции.

(с) При которых показано соответствие всем применимым требованиям настоящего раздела.

25.29. Вес пустого самолета и соответствующая центровка

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

(1) Закрепленного балласта.

(2) Невырабатываемого остатка топлива, определяемого в соответствии с 25.959.

(3) Полного веса рабочих жидкостей, включая:

(i) масло;

(ii) гидравлическую жидкость; и

(iii) другие жидкости, необходимые для нормальной работы систем самолета, кроме питьевой воды, воды, предварительно заливаемой в туалет, и воды, предназначенной для впрыска в двигатель.

(b) Условия, при которых производится взвешивание пустого самолета, должны быть четко определены и легко воспроизводимы.

25.31. Съемный балласт

Съемный балласт разрешается использовать для демонстрации соответствия самолета летным требованиям, указанным в данном

разделе.

25.33. Пределы частоты вращения и шага воздушного винта

(а) Должны быть установлены такие предельные значения частоты вращения и шага воздушного винта, которые могут обеспечить:

(1) Безопасность полета в условиях нормальной эксплуатации самолета; и (2) Соответствие требованиям к летным характеристикам, изложенным в параграфах 25.101 – 25.125.

(b) У регулятора постоянных оборотов должен быть предусмотрен ограничитель частоты вращения воздушного винта. Он должен ограничивать максимально возможную регулируемую частоту вращения в минуту.

(с) Средства, используемые для ограничения положения малого шага воздушного винта, должны устанавливаться таким образом, чтобы частота вращения двигателя не превышала большей из двух цифр: 103% от максимально допустимой частоты вращения двигателя или 99% от утвержденного максимального заброса оборотов при:

(1) Лопастях воздушного винта на пределе малого шага и неработающем регуляторе оборотов.

(2) Неподвижном самолете в стандартных атмосферных условиях и отсутствии ветра; и

(3) Двигателях, работающих на пределе максимального взлетного крутящего момента, для турбовинтовых самолетов.

ХАРАКТЕРИСТИКИ

25.101. Общие положения

(а) Если нет других указаний, самолеты должны удовлетворять соответствующим требованиям к летным характеристикам, которые изложены в настоящем разделе, для фактических атмосферных условий и cпокойного воздуха.

(b) В том случае, когда на характеристики влияет мощность или тяга двигателя, характеристики определяются при следующих относительных влажностях:

(1) Для самолетов с газотурбинными двигателями:

(i) 80% – при стандартных и более низких температурах;

(ii) 34% – при температурах на 28 °С выше стандартных и при более высоких температурах.

В диапазоне между указанными температурами относительная влажность изменяется линейно.

(2)[Зарезервирован].

(с) Характеристики должны соответствовать располагаемой тяге в конкретных атмосферных условиях, конкретных режимах полета и при относительной влажности, указанной в пункте (b) данного параграфа. Располагаемая тяга должна соответствовать

мощности или тяге двигателя и не превышать утвержденную мощность или тягу, за вычетом:

(1) Потерь в силовой установке.

(2) Мощности или эквивалентной тяги, потребляемой агрегатами силовой установки и системами в соответствии с конкретными атмосферными условиями и конкретными режимами полета.

(d) Если нет других указаний, Заявитель должен выбрать конфигурации, применяемые при взлете, полете по маршруту, заходе на посадку и посадке.

(е) Конфигурации самолета могут меняться в зависимости от веса, высоты и температуры. Эти изменения должны отвечать требованиям, изложенным в пункте (f) данного параграфа.

(f) Если нет других указаний, в процессе определения дистанций прерванного взлета, траекторий начального набора высоты, взлетных и посадочных дистанций, изменение конфигурации, скорости, мощности и тяги следует производить в порядке, установленном Заявителем для эксплуатационных условий.

(g) Должен быть установлен порядок действий при уходе на второй круг и при прерванной посадке в зависимости от условий, изложенных в 25.119 и 25.121(d).

(h) Процедуры, установленные в соответствии с пунктами (f) и (g) данного параграфа должны:

(1) Быть такими, чтобы они могли соответствующим образом выполняться в эксплуатации членами экипажа средней квалификации.

(2) Предусматривать использование безопасных и надежных методов и устройств.

(3) Учитывать реально возможные задержки по времени при выполнении этих процедур.

(i) Дистанции прерванного взлета и посадочные дистанции, указанные в 25.109 и 25.125, соответственно, должны быть определены при полном предельном износе в пределах допуска всех тормозных колодок колес.

25.103. Скорость сваливания

(а) Скорость VS является земной индикаторной скоростью сваливания или минимальной скоростью установившегося полета, выраженной в км/ч, на которой самолет управляем при:

(1) Нулевой тяге на скорости сваливания или (если результирующая тяга не оказывает существенного влияния на скорость сваливания) при работе двигателей на режиме малого газа.

(2) Рычагах управления шагом воздушного винта (если имеются) в положении, соответствующем требованиям пункта (а)(1) данного параграфа, положения остальных элементов самолета (таких, как закрылки и шасси) соответствуют условиям при испытаниях на определение скорости VS.

(3) Весе самолета, равном весу, при котором скорость VS используется в качестве критерия для определения соответствия характеристикам, требуемым настоящими Нормами.

(4) Наиболее неблагоприятной допустимой центровке.

(b) Скорость сваливания VS должна быть минимальной скоростью, получаемой следующим образом:

(1) Необходимо сбалансировать самолет на режиме прямолинейного полета на скорости не менее 1,2 VS и не более 1,4 VS. На скорости, превышающей скорость сваливания настолько, чтобы обеспечить выдерживание режима установившегося полета, рычаг управления рулем высоты должен перемещаться с такой скоростью, чтобы падение скорости самолета не превышало 1,85 км/ч за секунду.

(2) Должны удовлетворяться требования к летным характеристикам, изложенные в 25.203.

25.105. Взлет

(а) Скорости взлета, указанные в 25.107, дистанция прерванного взлета, указанная в 25.109, траектория взлета, указанная в 25.111,

дистанция взлета и длина разбега, указанные в 25.113, должны определяться при следующих условиях:

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

(2) При выбранной взлетной конфигурации самолета.

(b) Все взлетные характеристики, указанные в настоящем разделе, должны быть такими, чтобы при их определении не требовались исключительные квалификация и быстрота реакции экипажа.

(с) Взлетные характеристики должны основываться на данных, полученных:

(1) Для сухопутных самолетов и самолетовамфибий:

(i) на ровной, сухой, мокрой или покрытой осадками искусственной взлетно-посадочной полосе; и

(ii) на мокрой рифленой или покрытой пористым материалом искусственной взлетно-посадочной полосе (по желанию Заявителя); и

(i\*) на ровной грунтовой взлетно-посадочной полосе (по желанию Заявителя)

(2) Для гидросамолетов и самолетов-амфибий на гладкой водной поверхности; и

(3) Для самолетов с лыжным шасси на ровном сухом снегу.

(d) Взлетные характеристики должны включать в себя следующие эксплуатационные поправки в пределах установленных эксплуатационных ограничений для данного самолета:

(1) Не более 50% от номинальных составляющих ветра вдоль траектории взлета в направлении, противоположном направлению

взлета, и не менее 150% от номинальных составляющих ветра вдоль траектории взлета в направлении взлета.

(2) Эффективный уклон взлетно-посадочной полосы.

25.107. Взлетные скорости

(а) Скорость V1 должна устанавливаться относительно скорости VEF следующим образом:

(1) Скорость VEF – земная индикаторная скорость, на которой предполагается отказ критического двигателя. Скорость VEF должна выбираться Заявителем, но она не должна быть ниже скорости VMCG, которая определяется в соответствии с 25.149(е).

(2) Скорость V1, выраженная в единицах земной индикаторной скорости, является скоростью принятия решения на взлете, которая

выбирается Заявителем; однако скорость V1 не должна быть меньше, чем скорость VEF плюс скорость, которая достигается при неработающем критическом двигателе в период между моментом отказа критического двигателя и моментом, когда пилот распознает отказ двигателя и реагирует на него, определяемым началом первого действия пилота по торможению самолета (например, применение тормозов, уменьшение тяги, выпуск тормозных средств) в ходе испытаний прерванного взлета.

(b) Скорость V2MIN, выраженная в виде земной индикаторной скорости, не должна быть менее:

(1) 1,2 VS для:

(i) турбовинтовых самолетов с двумя или тремя двигателями; и

(ii) турбореактивных самолетов, которые не имеют средств для значительного уменьшения скорости сваливания при одном неработающем двигателе.

(2) 1,15 VS для:

(i) турбовинтовых самолетов, имеющих более трех двигателей; и

(ii) турбореактивных самолетов, которые имеют средства для значительного уменьшения скорости сваливания при одном неработающем двигателе.

(3) 1,1 VMC, установленной в соответствии с 25.149.

(с) Скорость V2, выраженная в виде земной индикаторной скорости, должна выбираться Заявителем так, чтобы обеспечить градиент набора высоты, требуемый в 25.121

(b), но эта скорость не должна быть менее:

(1) Скорости V2MIN; и

(2) Скорости VR плюс прирост скорости, получаемый в соответствии с 25.111

(с)(2), до достижения высоты 10,7 м над поверхностью взлета.

(1\*) 1,08 Vαсигн. при взлетной конфигурации.

(d) VMU является земной индикаторной скоростью, на и выше которой самолет может безопасно оторваться от земли и продолжить взлет. Скорости VMU должны выбираться Заявителем для всего диапазона тяговооруженности, на который запрашивается сертификат.

Эти скорости могут быть установлены на основе данных без учета влияния земли, если эти данные подтверждаются реальными взлетами.

(е) Скорость VR, выраженная в виде земной индикаторной скорости, должна выбираться в соответствии с условиями пунктов (е)(1) (е)(4) данного параграфа:

(1) Скорость VR не может быть менее:

(i) V1;

(ii) 1,05 VMC;

(iii) скорости (определяемой в соответствии с 25.111(с)(2)), которая позволяет получить скорость V2 до достижения высоты 10,7 м над поверхностью взлета; или

(iv) скорости, которая при подъеме носового колеса от ВПП с максимальной практически возможной угловой скоростью может привести к скорости VLOF по величине не менее чем 1,1 VMU при всех работающих двигателях и не менее чем 1,05 VMU, определенной при тяговооруженности, соответствующей условию с одним неработающим двигателем.

(2) При доказательстве соответствия требованиям взлета как при одном неработающем двигателе, так и при работе всех двигателей для любого сочетания условий (таких, как вес, конфигурация самолета и др.) должно использоваться единственное значение скорости VR, полученное в соответствии с данным параграфом.

(3) Должно быть доказано, что при одном неработающем двигателе взлетная дистанция при скорости подъема носового колеса на 9,2 км/ч ниже скорости VR, установленной в соответствии с пунктами (е)(1) и (е)(2) данного параграфа, не превышает соответствующей взлетной дистанции при одном неработающем двигателе и при установленной скорости VR. Дистанции взлета

должны определяться в соответствии с 25.113(а)(1).

(4) Практически возможные изменения установленных для эксплуатации самолета процедур взлета (таких, как чрезмерный подъем носового колеса и нарушение балансировки) не должны приводить к характеристикам самолета, представляющим опасность, или к заметному увеличению дистанций, установленных в соответствии с 25.113(а).

(f) Скорость VLOF является земной индикаторной скоростью, на которой самолет отрывается от земли.

25.109. Дистанция прерванного взлета (а) Дистанция прерванного взлета на сухой взлетно-посадочной полосе является большей

из следующих дистанций:

(1) Суммы дистанций, необходимых для:

(i) разгона самолета со всеми работающими двигателями от точки старта с места до точки, где достигается скорость VEF для взлета на сухой полосе;

(ii) разгона самолета от скорости VEF до наибольшей скорости, достигнутой в процессе прерванного взлета, предполагая, что критический двигатель отказал на скорости VEF и пилот предпринимает первое действие по прекращению взлета на скорости V1 для взлета с сухой полосы; и

(iii) торможения до полной остановки самолета на сухой полосе от скорости, достигнутой в соответствии с пунктом (а)(1)(ii) данного параграфа; плюс (iv) дистанции, эквивалентной движению самолета в течение 2 с на скорости V1 для взлета с сухой полосы.

(2) Суммы дистанций, необходимых для:

(i) разгона самолета со всеми работающими двигателями от точки старта с места до наибольшей скорости, достигнутой в процессе

прерванного взлета, предполагая, что пилот предпринимает первое действие по прекращению взлета на скорости V1 для взлета с сухой полосы; и

(ii) торможения до полной остановки самолета со всеми работающими двигателями на сухой полосе, от скорости, достигнутой в соответствии с пунктом (а)(2)(i) данного параграфа; плюс

(iii) дистанции, эквивалентной движению самолета в течение 2 с на скорости V1 для взлета с сухой полосы.

(b) Дистанция прерванного взлета на мокрой или покрытой осадками взлетно-посадочной полосе является большей из следующих

дистанций:

(1) Дистанции прерванного взлета на сухой взлетно-посадочной полосе, определенной в соответствии с пунктом (a) данного параграфа; или

(2) Дистанции прерванного взлета, определенной в соответствии с пунктом (a) данного параграфа, с учетом того, что взлетно-посадочная полоса мокрая или покрыта осадками и используются соответствующие скорости VEF

и V1. При определении дистанции прерванного взлета на мокрой или покрытой осадками полосе тормозящая сила от тормозов колес не может превышать:

(i) тормозящую силу от тормозов колес, определенную в соответствии с требованиями 25.101(i) и пункта (a) данного параграфа; и

(ii) силу, определенную по результатам проведенных летных испытаний самолета на мокрой или покрытой осадками полосе или, по желанию Заявителя, являющейся результатом применения коэффициентов трения торможения для мокрых полос, определяемых в соответствии с пунктами (c) или (d) данного параграфа, принимая, что распределение нагрузки между заторможенными и незаторможенными колесами определяется при неблагоприятном положении центра тяжести, одобренном для взлета.

(с) Коэффициент трения торможения самолета на мокрой полосе для ровной мокрой взлетно-посадочной полосы определяется, как

график зависимости коэффициента трения от путевой скорости, и должен вычисляться следующим образом:

(1) Максимальный коэффициент трения торможения шины колеса с землей на мокрой взлетно-посадочной полосе определяется сле

дующим образом:

где:

давление в шине – максимальное эксплуатационное давление в шине, атм;

μt/g max – максимальный коэффициент торможения шины о землю;

V – истинная путевая скорость самолета, км/ч.

Линейная интерполяция может использоваться для давлений в шинах, отличных от тех, что приведены в таблице.

(2) Максимальный коэффициент трения торможения шины колеса с землей для мокрой взлетно-посадочной полосы должен быть скорректирован с учетом эффективности антиюзовой системы на мокрой полосе. Работоспособность антиюзовой системы должна быть продемонстрирована в летных испытаниях на мокрой полосе и ее эффективность должна быть определена. Если эффективность антиюзовой системы не определена количественным анализом результатов летных испытаний на ровной мокрой

полосе, то максимальный коэффициент трения торможения шины колеса с землей для мокрой взлетно-посадочной полосы, определенный в пункте (c)(1) данного параграфа, должен быть умножен на величину эффективности, связанную с типом антиюзовой системы, установленной на самолете.

(d) По выбору Заявителя более высокий коэффициент трения торможения для мокрой взлетно-посадочной полосы может быть использован для рифленых поверхностей взлетно-посадочной полосы или для ВПП, покрытых специальным пористым материалом. Коэффициент трения торможения для мокрой полосы для рифленых и пористых взлетно-посадочных полос определяется одним из следующих способов:

(1) 70% коэффициента трения торможения для сухой взлетно-посадочной полосы, используемой для определения дистанции прерванного взлета на сухой полосе; или

(2) Коэффициент торможения для мокрой полосы, определенный в пункте (c) данного параграфа, за исключением того, что эффективность антиюзовой системы (если она определена) соответствует рифленой или покрытой пористым материалом мокрой ВПП, и максимальный коэффициент трения торможения шины о землю для мокрой полосы определен как:

где:

давление в шине – максимальное эксплуатационное давление в шине, атм;

μt/g max – максимальный коэффициент торможения шины о землю;

V – истинная путевая скорость самолета, км/ч.

Линейная интерполяция может использоваться для давлений в шинах, отличных от тех, что приведены в таблице.

(е) За исключением того, что предписано в пункте (f)(1) данного параграфа, при определении дистанции прерванного взлета могут быть использованы средства торможения, отличные от тормозов колес шасси, если эти средства:

(1) Безопасны и надежны;

(2) Использоваться таким образом, что можно ожидать устойчивые результаты в обычных условиях эксплуатации; и

Давление в шине, атм

Mаксимальный коэффициент торможения (шины о землю)

3,45 μt/g max = –0,0350 (V / 185)3 + 0,306 (V / 185)2 – 0.851 (V / 185) + 0,883

6,9 μt/g max = –0,0437 (V / 185)3 + 0,320 (V / 185)2 – 0,805 (V / 185) + 0,804

13,8 μt/g max = –0,0331 (V / 185)3 + 0,252 (V / 185)2 – 0,658 (V / 185) + 0,692

20,7 μt/g max = –0,0401 (V / 185)3 + 0,263 (V / 185)2 – 0,611 (V / 185) + 0,614

Тип антиюзовой системы Эффективность

Релейный 0,30

Квазимодуляционный 0,50

Полностью модуляционный 0,80

Давление в шине, атм

Максимальный коэффициент торможения (шины о землю)

3,45 μt/g max = 0,1470 (V / 185)5 – 1,050 (V / 100)4 + 2,673 (V / 185)3 – 2,683 (V / 185)2 + 0,403 (V / 185) + 0,859

6,9 μt/g max = 0,1106 (V / 185)5 – 0,813 (V / 185)4 + 2,130 (V / 185)3 – 2,200 (V / 185)2 + 0,317 (V / 185) + 0,807

13,8 μt/g max = 0,0498 (V / 185)5 – 0,398 (V / 185)4 + 1,140 (V / 185)3 – 1,285 (V / 185)2 + 0,140 (V / 185)+ 0,701

20,7 μt/g max = 0,0314 (V / 185)5 – 0,247 (V / 185)4 + 0,703 (V / 185)3 – 0,779 (V / 185)2 + 0,00945 (V /185) + 0,614

(3) Не требуют от пилота исключительного мастерства управления самолетом.

(f) Эффект влияния реверса тяги:

(1) Не может учитываться как дополнительное средство торможения при определении дистанции прерванного взлета на сухой взлетно-посадочной полосе; и

(2) Может учитываться как дополнительное

средство торможения в соответствии с рекомендуемыми процедурами использования реверса тяги для определения дистанции прерванного взлета на взлетно-посадочной полосе, покрытой осадками, если выполнены требования пункта (e) данного параграфа.

(g) На всем протяжении дистанции прерванного взлета шасси самолета должно быть выпущено.

(h) Если в дистанцию прерванного взлета входит концевая полоса торможения (КПТ) с характеристиками поверхности, значительно отличающимися от характеристик ВПП, то взлетные данные должны включать в себя поправочные эксплуатационные коэффициенты для дистанции прерванного взлета. В поправочных коэффициентах должны учитываться характеристики конкретной концевой полосы торможения и изменение этих характеристик в зависимости от сезонных изменений погоды (таких, как температура, дождь, снег и лед) в пределах установленных эксплуатационных ограничений.

(i) Летные испытания по демонстрации дистанции прерванного взлета с максимальной кинетической энергией торможения должны быть выполнены с тормозами колес самолета, каждое из которых имеет не более чем 10%-ный износ от допустимого диапазона износа тормозов.

25.111. Траектория взлета

(а) Траектория взлета простирается от точки старта до точки, в которой самолет находится на высоте 450 м над поверхностью взлета или в которой заканчивается переход от взлетной конфигурации к маршрутной и одновременно достигается скорость, на которой демонстрируется соответствие 25.121(с), в зависимости оттого, какая точка выше. Кроме того:

(1) Определение траектории взлета должно основываться на методах, изложенных в 25.101(f).

(2) Самолет должен разгоняться на земле до скорости VEF, на которой критический двигатель выключается и остается в таком положении до конца взлета.

(3) После достижения скорости VEF самолет должен разгоняться до скорости V2.

(b) При разгоне до скорости V2 отрыв носовой стойки шасси от земли должен быть выполнен на скорости не менее чем VR. Уборка шасси может начаться только после отрыва самолета от земли.

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

(1) Наклон воздушного участка траектории взлета должен быть положительным во всех точках.

(2) Самолет должен разогнаться до скорости V2 до достижения высоты 10,7 м над поверхностью взлета и должен продолжать полет на скорости, практически наиболее близкой, но не меньшей, чем скорость V2 до достижения самолетом высоты 120 м над поверхностью взлета.

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

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

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

(iii) 1,7% – для самолетов с четырьмя двигателями.

(4) До достижения высоты 120 м над поверхностью взлета конфигурация самолета не должна изменяться, кроме уборки шасси и автоматического флюгирования воздушного винта, и нельзя производить изменений мощности или тяги, требующих вмешательства пилота.

(d) Траектория взлета должна определяться посредством выполнения непрерывного демонстрационного взлета или методом суммирования участков траектории взлета. Если траектория взлета определяется методом суммирования ее участков, то:

(1) Участки траектории взлета должны быть четко определены и быть связаны с определенными изменениями конфигурации самолета, мощности или тяги и скорости.

(2) Вес самолета, конфигурация и мощность или тяга на каждом участке траектории взлета должны быть постоянными и соответствовать наиболее критическому условию на данном участке траектории.

(3) Траектория полета должна определяться на основе летных характеристик самолета без учета влияния земли.

(4) Данные траектории взлета следует проверять путем неоднократных демонстрационных взлетов до точки, в которой самолет выходит за пределы влияния земли и его скорость стабилизируется, чтобы убедиться, что эта траектория не будет проходить ниже относительно непрерывной траектории.

Самолет считается вышедшим из зоны влияния земли при достижении высоты, равной размаху его крыла.

25.113. Потребная дистанция взлета и потребная дистанция разбега

(а) Потребная дистанция взлета на сухой искусственной взлетно-посадочной полосе и грунтовой взлетно-посадочной полосе должна быть равна большей из следующих величин:

(1) Расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета от точки старта до точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над

взлетной поверхностью, определяемого в соответствии с 25.111 для сухой взлетно-посадочной полосы; или

(2) 115% расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета со всеми работающими двигателями от точки старта до точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью, определяемого в соответствии с процедурами, совместимыми с 25.111.

(b) Потребная дистанция взлета на мокрой или покрытой осадками взлетно-посадочной полосе должна быть равна большей из следующих величин:

(1) Потребной дистанции взлета на сухой взлетно-посадочной полосе, определенной в соответствии с пунктом (a) данного параграфа; или

(2) Расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета от точки старта до точки, в которой самолет находится на высоте 4,6 м над

взлетной поверхностью, которая достигается методом, совместимым с достижением скорости V2 до достижения высоты 10,7 м над взлетной поверхностью, определенной в соответствии с 25.111 для мокрой или покрытой осадками взлетно-посадочной полосы.

(с) Если дистанция взлета не включает зону, свободную от препятствий, то потребная дистанция разбега равна дистанции взлета. Если дистанция взлета включает зону, свободную от препятствий, то:

(1) Потребная дистанция разбега при взлете на сухой взлетно-посадочной полосе является большей из следующих величин:

(i) расстояния по горизонтали вдоль траектории от точки старта до точки, равноотстоящей от точки, в которой достигается скорость VLOF, и точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над поверхностью взлета, определяемого в соответствии с 25.111 на сухой взлетно-посадочной полосе;

(ii) 115% расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета со всеми работающими двигателями от точки старта до точки, равноотстоящей от точки, в которой достигается скорость VLOF, и точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью, определяемого по методу, совместимому с 25.111.

(2) Потребная дистанция разбега при взлете на мокрой или покрытой осадками взлетно-посадочной полосе, является большей из следующих величин:

(i) расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета от точки старта до точки, равноотстоящей от точки, в которой достигается скорость VLOF, и точки, в которой самолет находится на высоте 4,6 м над поверхностью взлета, которая достигается методом, совместимым с достижением скорости V2 до достижения 10,7 м высоты над поверхностью взлета, определенной в соответствии с 25.111 для мокрой или покрытой осадками взлетно-посадочной полосы;

или

(ii) 115% расстояния по горизонтали вдоль траектории взлета со всеми работающими двигателями от точки старта до точки, равноотстоящей от точки, в которой достигается скорость VLOF, и точки, в которой самолет находится на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью, определяемого по методу, совместимому с 25.111.

25.115. Траектория начального набора высоты

(а) Траектория начального набора высоты начинается на высоте 10,7 м над взлетной поверхностью в конце потребной дистанции взлета, определенной в соответствии с 25.113(а) или

(b), в зависимости от состояния поверхности взлетно-посадочной полосы.

(b) Данные чистой траектории начального набора высоты должны определяться таким образом, чтобы они представляли полную траекторию набора высоты (определенную в соответствии с 25.111 и пунктом (а) данного параграфа), уменьшенную в каждой точке на градиент набора высоты, равный:

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

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

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

(с) Указанное уменьшение градиента набора высоты может выражаться как эквивалентное уменьшение ускорения на той части траектории взлета, на которой самолет разгоняется в горизонтальном полете.

(а\*) Наклон чистой траектории взлета в каждой ее точке не должен быть отрицательным. В РЛЭ должно быть учтено, что чистая траектория взлета должна проходить не менее чем на 10,7 м выше препятствий.

25.117. Набор высоты. Общие положения

Соответствие требованиям 25.119 и 25.121 должно быть показано при любых весе, высоте и температуре окружающего воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для самолета, и при наиболее неблагоприятной центровке при каждой конфигурации.

25.119. Набор высоты в посадочной конфигурации: все двигатели работают в посадочной конфигурации установившийся градиент набора высоты должен быть не менее 3,2% при следующих условиях:

(а) Двигатели работают на режиме, обеспечивающем мощность или тягу, достигаемую через 8с после начала перекладки рычагов управления двигателями из положения минимального полетного газа в положение для ухода на второй круг.

(b) Скорость набора высоты не более 1,3 VS.

Условия набора высоты: один двигатель не работает

(а) Взлет: шасси выпущено. При критической взлетной конфигурации, имеющей место на траектории полета (между точкой, в которой самолет достигает скорости VLOF, и точкой, в которой шасси полностью убирается), и при конфигурации, указанной в 25.111, но без влияния земли установившийся градиент набора высоты должен быть:

для самолетов с двумя двигателями – положительным;

для самолетов с тремя двигателями – не менее 0,3%;

для самолетов с четырьмя двигателями – 0,5% при VLOF и следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает, остальные двигатели работают на режиме располагаемой мощности или тяги, при котором в соответствии с 25.111 начинается уборка шасси, если не имеют места более критические условия работы двигателей, возникающие позже на полетной траектории, но до достижения точки, в которой происходит полная уборки шасси.

(2) Вес равен весу самолета в начале уборки шасси, определяемому в соответствии с 25.111.

(b) Взлет: шасси убрано. При взлетной конфигурации, имеющей место в точке полетной траектории, в которой шасси полностью убрано, и при конфигурации, указанной в 25.111, но без учета влияния земли, установившийся градиент набора высоты не может быть менее:

2,4% – для самолетов с двумя двигателями;

2,7% – для самолетов с тремя двигателями и

3,0% – для самолетов с четырьмя двигателями

при V2 в следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает, остальные двигатели работают на режиме располагаемой взлетной мощности или тяги к моменту полной уборки шасси и определяемой в соответствии с 25.111, если не имеют места более критические условия работы двигателей, возникающие позже на полетной траектории, но до точки достижения высоты 120 м над поверхностью взлета.

(2) Вес равен весу самолета в момент полной уборки шасси, определяемому в соответствии с 25.111.

(с) Конечный этап взлета. При маршрутной конфигурации в конце траектории взлета, определяемой в соответствии с 25.111, полный градиент набора высоты не может быть менее 1,2% – для самолетов с двумя двигателями; 1,5% – для самолетов с тремя двигателями и 1,7% – для самолетов с четырьмя двигателями при скорости не менее 1,25 VS и следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает, остальные двигатели работают на режиме располагаемой максимальной продолжительной

мощности или тяги.

(2) Вес равен весу самолета на конечном участке траектории взлета, определяемой в 25.111.

(d) Заход на посадку. В конфигурации захода на посадку со всеми работающими двигателями, при которой скорость VS не превышает 110% VS для соответствующей посадочной конфигурации, полный градиент набора высоты не может быть менее 2,1% – для самолетов с двумя двигателями; 2,4% – для самолетов с тремя двигателями и 2,7% – для самолетов с четырьмя двигателями в следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает, остальные двигатели работают на режиме мощности или тяги, соответствующем уходу на второй круг.

(2) Вес самолета равен максимальному посадочному весу.

(3) Скорость равна скорости набора высоты, установленной РЛЭ для ухода на второй круг, исходя из процедур нормальной посадки, но не превышает 1,5 VS.

25.123. Траектория полета по маршруту

(а) В маршрутной конфигурации траектории полета, указанные в пунктах (b) и (с) данного параграфа, должны определяться для любых веса, высоты и температуры окружающего воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных для данного самолета. В расчете можно учитывать изменение веса по траектории полета за счет расхода топлива и масла работающими двигателями. Траектории полета должны определяться на любой выбранной скорости в следующих условиях:

(1) Наиболее неблагоприятная центровка.

(2) Критические двигатели не работают.

(3) Все остальные двигатели работают на режиме располагаемой максимальной продолжительной мощности или тяги.

(4) Средства управления воздушным охлаждением двигателей находятся в положении, которое обеспечивает достаточное охлаждение при высоких температурах наружного воздуха.

(b) Данные чистой траектории полета с одним неработающим двигателем должны представлять собой полные характеристики набора высоты, уменьшенные на градиент набора высоты, равный:

1,1% – для самолетов с двумя двигателями;

1,4% – для самолетов с тремя двигателями и

1,6% – для самолетов с четырьмя двигателями.

(с) Для самолетов с тремя или четырьмя двигателями данные чистой траектории полета при двух неработающих двигателях должны представлять собой полные характеристики набора высоты, уменьшенные на градиент набора высоты, равный:

0,3% – для самолетов с тремя двигателями и

0,5% – для самолетов с четырьмя двигателями.

(а\*) На рекомендованной РЛЭ высоте горизонтального полета чистый градиент набора высоты, указанный в пунктах (b) и (c) данного параграфа, должен быть положительным.

(b) РЛЭ должны содержать указания на то, что установленная в соответствии с 25.123(а\*) высота полета с одним неработающим двигателем должна по крайней мере на 400 м превышать максимальную высоту уровня местности в каждой точке выбранного для эксплуатации маршрута.

25.123А. Скорости посадки и ухода

на второй круг

(а) Рекомендуемая в РЛЭ скорость захода на посадку VREF для всех конфигураций самолета, установленных для захода на посадку, должна быть не менее:

(1) 1,3 VS1.

(2) 1,05 VMCL.

(3) 1,17 Vα сигн

(4) 1,05 VMCL-2 при отказе двух двигателей на самолетах с четырьмя и более двигателями.

(b) Скорость самолета в момент начала уборки механизации при уходе на второй круг должна быть не менее 1,2 VS1, где VS1 относится к измененной конфигурации.

25.123В. Минимальная высота ухода на второй круг

Минимальная высота ухода на второй круг устанавливается Заявителем для захода на посадку как со всеми работающими двигателями, так и с одним неработающим двигателем и демонстрируется при уходе на второй круг при наиболее неблагоприятных сочетаниях эксплуатационных скоростей захода на посадку, центровок и вертикальных скоростей снижения в

пределах ограничений, установленных в РЛЭ.

25.125. Посадка

(а) Расстояние по горизонтали, необходимое для выполнения посадки и полной остановки самолета (или для снижения скорости приблизительно до 5 км/ч при посадке на воду) от точки на высоте 15 м над посадочной поверхностью, должно определяться (для всех стандартных температур, весов, высот и ветра в пределах эксплуатационных ограничений, устанавливаемых Заявителем для данного самолета) следующим образом:

(1) Самолет должен быть в посадочной конфигурации.

(2) Установившийся заход на посадку на земной индикаторной скорости не менее 1,3 VS и не менее скоростей, требуемых 25.123А, должен выдерживаться вплоть до высоты 15 м.

(3) Изменения конфигураций самолета, мощности или тяги и скорости должны производиться в соответствии с установленными

процедурами пилотирования в эксплуатации.

(4) Посадка должна выполняться без чрезмерных вертикальных перегрузок, тенденции к козлению, капотированию, неуправляемому развороту на земле или на воде.

(5) Выполнение посадки не должно требовать исключительного мастерства пилотирования или быстроты реакции пилота.

(b) Для сухопутных самолетов и самолетов-амфибий посадочная дистанция на земле должна определяться на ровной, сухой, мокрой и/или покрытой осадками искусственной взлетно-посадочной полосе и, по желанию Заявителя, на грунтовой взлетно-посадочной полосе. Кроме того, предусматривается, что:

(1) Давления в тормозных системах не могут превышать величин, установленных изготовителем тормозов.

(2) Применение тормозов не должно приводить к чрезмерному износу тормозов или шин.

(3) Средства, отличные от тормозов колес шасси, могут быть использованы, если они:

(i) безопасны и надежны;

(ii) используются таким образом, чтобы обеспечить устойчивые результаты в эксплуатации; и

(iii) не требуют исключительного мастерства управления самолетом.

(с) Для гидросамолетов и самолетов-амфибий посадочная дистанция на воде должна определяться на гладкой водной поверхности.

(d) Для самолетов с лыжными шасси посадочная дистанция на снегу должна определяться на ровной сухой снежной поверхности.

(е) Данные посадочной дистанции должны включать в себя поправочные коэффициенты для учета не более 50% составляющих номинального ветра вдоль посадочной траектории в направлении, противоположном направлению посадки, и не менее 150% составляющих номинального ветра вдоль посадочной траектории в направлении посадки.

(f) Если применяется какое-либо устройство, за висящее от работы двигателя, и если ввиду отказа последнего посадочная дистанция значительно увеличивается, посадочная дистанция должна определяться при неработающем данном двигателе, если

применение компенсирующих устройств не обеспечивает посадочной дистанции, не превышающей дистанции при всех работающих двигателях.

25.125А. Потребные посадочные дистанции (а) Потребная посадочная дистанция для сухих ВПП должна быть не менее:

(1) Посадочной дистанции (см. 25.125) при выполнении посадки со всеми нормально работающими двигателями, умноженной на коэффициент:

(i) 1,67 – для основных аэродромов;

(ii) 1,43 – для запасных аэродромов.

(2) Посадочной дистанции при выполнении посадки с одним отказавшим двигателем.

(b) Потребная посадочная дистанция для покрытых атмосферными осадками ВПП должна быть не менее:

(1) Посадочной дистанции (см. 25.125) при посадке со всеми работающими двигателями и при рассматриваемых состояниях поверхности ВПП, умноженной на коэффициент 1,43.

(2) Потребной посадочной дистанции, определенной по пункту (а)(1)(i) данного параграфа (для основных аэродромов).

(c) Потребная посадочная дистанция для влажных ВПП в случае, когда в летных испытаниях определение посадочных дистанций на влажных ВПП не производилось, должна представлять собой потребную посадочную дистанцию для сухих ВПП, определенную по пункту (а) данного параграфа, умноженную на коэффициент 1,15.

УПРАВЛЯЕМОСТЬ И МАНЕВРЕННОСТЬ

25.143. Общие положения

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

(1) Взлете.

(2) Наборе высоты.

(3) Горизонтальном полете.

(4) Снижении.

(5) Посадке.

(b) Должен обеспечиваться плавный переход от одного режима полета к другому; при этом не должны требоваться исключительное мастерство, быстрота реакции или физическая сила пилота, а также не должна возникать опасность превышения

эксплуатационных ограничений самолета, указанных в РЛЭ, во всех возможных эксплуатационных условиях и режимах, включая:

(1) Случай внезапного отказа критического двигателя.

(2) Для самолетов с тремя или более двигателями – случай внезапного отказа второго критического двигателя, когда самолет находится в конфигурации для полета по маршруту, захода на посадку или посадки в сбалансированном полете с неработающим критическим двигателем; и

(3) Изменения конфигурации, включая выпуск и уборку тормозных устройств.

(с) В таблице, представленной ниже, приведены максимальные усилия на рычагах управления, допустимые в процессе испытаний, требуемых пунктами (а) и (b) данного параграфа для обычных рычагов управления штурвального типа.

(d) При демонстрации соответствия ограничений кратковременно прилагаемых усилий, указанных в пункте (с) данного параграфа, должны применяться одобренные эксплуатационные процедуры или общепринятая эксплуатационная практика. Самолет должен быть сбалансирован или находиться в положении, практически близком к балансировочному на предшествующем режиме установившегося полета. При взлете самолет должен быть сбалансирован в соответствии с одобренными процедурами эксплуатации.

(е) При демонстрации соответствия требованиям ограничений продолжительно действующих сил, указанных в пункте (с) данного

параграфа, самолет должен быть сбалансирован или находиться в положении, практически близком к балансировочному.

(f) При выполнении маневров на постоянной скорости или постоянном числе M (вплоть до VFC/MFC или VFE) усилия на рычагах продольного управления и градиент усилий на рычаге продольного управления по перегрузке должны быть в приемлемых пределах. Усилия на рычагах продольного управления не должны быть настолько

большими, чтобы требовать от пилота чрезмерных усилий при выполнении маневра, и не должны быть настолько малыми, чтобы самолет мог быть легко и непроизвольно выведен на недопустимые перегрузки. Изменение градиента усилий по перегрузке, которое происходит при изменении перегрузки, не должно создавать существенных трудностей при управлении самолетом, а

местные градиенты не должны быть настолько малыми, чтобы возникала опасность передозирования рычагов при управлении самолетом.

25.145. Продольное управление

(а) На всех скоростях в диапазоне от балансировочной скорости, предписанной в 25.103(b)(1), до скорости VS должна иметься

возможность опустить нос самолета, чтобы обеспечить быстрый разгон до упомянутой выбранной балансировочной скорости при следующих условиях:

(1) Самолет сбалансирован на скорости, предписанной в 25.103(b)(1).

(2) Шасси выпущено.

(3) Закрылки:

(i) в убранном; и

(ii) в выпущенном положениях.

(4) Двигатели работают на режиме:

(i) полетного малого газа; и

(ii) максимальной продолжительной тяги.

(b) При выпущенном шасси во время демонстрации каждого из следующих маневров не должно требоваться изменение положения рычагов управления балансировкой и создание усилий свыше 23 кгc (которое является максимальным кратковременно прилагаемым усилием, легко развиваемым одной рукой):

(1) При убранном газе, убранных закрылках и при балансировке самолета на скорости 1,4 VS1 выпустить с максимальной быстротой закрылки, выдерживая воздушную скорость приблизительно на 40% выше скорости сваливния, имеющей место в любой момент на протяжении всего маневра

Условия приложения усилий на рычагах

Величина усилий на штурвале и педалях при маневре, кгс по тангажу по крену по курсу

Кратковременное усилие: штурвал (управление двумя руками) штурвал (управление одной рукой)

Педали 34,0 23,0 - 23,0 11,5 – – – 68,0

Продолжительное усилие 4,5 2,2 9,0

.

(2) Повторить маневр, указанный в пункте (b)(1) данного параграфа, но сначала выпустить закрылки, а затем с максимальной быстротой убрать их.

(3) Повторить маневр, указанный в пункте (b)(2) данного параграфа, но на мощности или тяге двигателей для ухода на второй круг.

(4) С убранным газом и убранными закрылками и при балансировке самолета на скорости 1,4 VS1 быстро перевести двигатели на режим тяги или мощности для ухода на второй круг, выдерживая постоянной воздушную скорость.

(5) Повторить описанный в пункте (b)(4) данного параграфа маневр, но с выпущенными закрылками.

(6) С убранным газом, выпущенными закрылками и при балансировке самолета на скорости 1,4 VS1, достичь и выдерживать воздушную скорость в диапазоне от 1,1 VS1 до 1,7 VS1 или VFЕ, в зависимости от того, какая из них меньше.

(с) Пилот, не обладающий исключительно

высоким мастерством пилотирования, должен

иметь возможность не допускать потери высоты

в процессе полной уборки средств механизации

крыла из любого положения в установившемся,

прямолинейном горизонтальном полете со ско-

ростью 1,1 VS1 для самолетов с винтовыми дви-

гателями или 1,2 VS1 для самолетов с ТРД при:

(1) Одновременном переводе двигателей на

режим мощности или тяги, соответствующий

уходу на второй круг;

(2) Выпущенном шасси; и

(3) Критических сочетаниях посадочных ве-

сов и высот.

(d) Если предусмотрены фиксированные по-

ложения рычага управления средствами меха-

низации крыла, то требования пункта (с) данно-

го параграфа применяются при демонстрации

уборки средств механизации крыла из любого

положения, начиная от максимального поса-

дочного до первого фиксированного положе-

ния, между промежуточными фиксированными

положениями и от последнего фиксированного

положения до положения полной уборки.

Требования пункта (c) данного параграфа

относятся также к уборке механизации крыла

из каждого одобренного посадочного положе-

ния рычага управления до положения(ний),

определяемого(ых) конфигурацией(ями)

средств(а) механизации крыла, используемо-

го(ых) при установлении процедуры ухода на

второй круг из этого посадочного положения.

Кроме того, первое фиксированное положе-

ние рычага управления после посадочного по-

ложения должно соответствовать конфигура-

ции средств механизации крыла, используемых

при процедуре ухода на второй круг от поса-

дочной конфигурации самолета. Каждое фик-

сированное положение рычага управления дол-

жно требовать отдельного и определенного пе-

ремещения рычага управления для прохода че-

рез фиксированное положение и должно быть

таким, чтобы исключалось непроизвольное пе-

ремещение рычага управления через фиксиро-

ванное положение. Должна быть только одна

возможность выполнения такого отдельного и

определенного перемещения рычага управле-

ния, если рычаг управления достиг своего про-

ходного упора.

(а\*) На режимах полета и при конфигура-

циях самолета, рекомендованных РЛЭ, в ди-

апазоне перегрузок от ny = 0,7 до ny мах, устано-

вленной РЛЭ, и при балансировке по усилиям в

установившемся прямолинейном полете про-

изводные dPв/dnу и dХв/dny должны быть отри-

цательными, и рекомендуется, чтобы по абсо-

лютной величине dPв/dny была не менее 10 кгс,

а dХв/dny – не менее 5 см. Рекомендуется, что-

бы усилия на штурвале, потребные для созда-

ния максимальной эксплуатационной пере-

грузки nэ

y mах(а), до срабатывания сигнализации о

приближении к сваливанию в конфигурации,

рекомендуемой РЛЭ для полета по маршруту,

при балансировке самолета по усилиям в ис-

ходном режиме прямолинейного полета по аб-

солютной величине были не менее 25 кгс.

(b\*) На режимах полета и при конфигура-

циях самолета, рекомендованных РЛЭ, при ба-

лансировке самолета по усилиям в исходном

режиме прямолинейного полета производные

dPв/dny и dXв/dny должны быть отрицательны-

ми до перегрузки ny = 0,5. При дальнейшем

уменьшении перегрузки до ny = 0 или до дости-

жения ny min, установленной РЛЭ, если ny min < 0,

либо до перегрузки, соответствующей полному

отклонению штурвала от себя, допускается из-

менение знака производных dPв/dny и dXв/dny.

В этих случаях уменьшение усилий на штурвале

не должно превышать 30% от их максимальной

величины. На минимальной достигнутой пере-

грузке усилия в продольном управлении дол-

жны превышать усилия трения в системе про-

дольного управления не менее чем в 3 раза.

(c\*) Перекрестные связи не должны вносить

(по оценке пилота) особенностей, затрудняю-

щих пилотирование.

(d\*) Запас эффективности продольного упра-

вления при подъеме носового колеса и отрыве

самолета, а также при посадке, в том числе в мо-

мент касания с ny = 1, должен быть не менее 10%.

25.147. Путевая и поперечная управляемость

(а) Путевая управляемость. Общие положе-

ния. Должна иметься возможность при нулевом

крене совершать разворот в сторону работаю-

щего двигателя и безопасно выполнять доста-

точно резкое изменение курса до 15° в напра-

влении критического неработающего двигате-

ля. Это должно быть показано на скорости 1,4

VS1 для изменений курса до 15° (за исключени-

Авиационные правила Часть 25

27

ем того, что нет необходимости превышать из-

менение курса, при котором усилие на педалях

руля направления составляет более 68 кгс) при

следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает и его

воздушный винт (если имеется) находится в

положении, создающем минимальное сопро-

тивление.

(2) Двигатели работают на режиме, потреб-

ном для горизонтального полета со скоростью

1,4 VS1, но не выше максимального продолжи-

тельного режима.

(3) Центровка наиболее неблагоприятная.

(4) Шасси убрано.

(5) Закрылки находятся в положении для за-

хода на посадку.

(6) Самолет имеет максимальный посадоч-

ный вес.

(b) Путевая управляемость: самолеты с че-

тырьмя или более двигателями. Самолеты с че-

тырьмя или более двигателями должны отве-

чать требованиям пункта (а) данного параграфа

и кроме того:

(1) Два критических двигателя не работают,

а их воздушные винты (если имеются) находят-

ся в положении, создающем минимальное со-

противление.

(2) [Зарезервирован].

(3) Закрылки должны находиться в наиболее

благоприятном положении для набора высоты.

(с) Поперечная управляемость. Общие поло-

жения. Самолет должен допускать выполнение

виражей с креном 20° в сторону неработающего

двигателя и в противоположную из режима

установившегося полета при скорости 1,4 VS1

при следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает, а его

воздушный винт (если имеется) находится в

положении, создающем минимальное сопро-

тивление.

(2) Остальные двигатели работают на макси-

мальном продолжительном режиме.

(3) Центровка наиболее неблагоприятная.

(4) Шасси (i) убрано, и шасси (ii) выпущено.

(5) Закрылки находятся в наиболее благо-

приятном положении для набора высоты.

(6) Самолет имеет максимальный взлетный

вес.

(d) Поперечная управляемость: самолеты с че-

тырьмя или более двигателями. Самолеты с че-

тырьмя или более двигателями должны выпол-

нять виражи с креном 20° в сторону неработаю-

щих двигателей и в противоположную сторону

из режима установившегося полета при скоро-

сти 1,4 VS1, максимальном продолжительном ре-

жиме работы двигателей и конфигурации само-

лета, указанной в пункте (b) данного параграфа.

(е) Поперечная управляемость: все двигатели

работают. При работе всех двигателей реакция

самолета по крену должна быть достаточной

для выполнения обычных маневров (таких, как

вывод из кренов, вызванных порывами ветра) и

для начала маневра отворота. Запас поперечно-

го управления при боковом скольжении

(вплоть до углов скольжения, которые могут

потребоваться в обычных эксплуатационных

условиях) должен допускать ограниченное ма-

неврирование и парирование порывов ветра.

Поперечная управляемость должна быть доста-

точной при всех скоростях вплоть до VFC/MFC

для создания наибольшей угловой скорости

крена, обеспечивающей безопасность полета,

не требуя от пилота чрезмерных усилий или пе-

ремещений рычагов управления.

(а\*) Эффективность поперечного управле-

ния должна обеспечивать вывод самолета из

установившегося разворота с креном 30° и ввод

в разворот противоположного направления с

креном 30° при отклонении органа управления

по крену не более чем на 90°, за время не более

7 с на режимах:

(1) Взлета на скорости V2 со всеми одобрен-

ными конфигурациями или наиболее критиче-

ской конфигурацией.

(2) Захода на посадку на скорости VREF со

всеми одобренными конфигурациями или наи-

более критической конфигурацией.

(3) На крейсерских режимах и режимах набо-

ра высоты и снижения. В диапазоне скоростей

VMO – VD (МMO – МD) допускается уменьшение

эффективности поперечного управления.

(b\*) Уменьшение угловой скорости крена в

процессе кренения самолета на режимах, указан-

ных в пункте (а\*) данного параграфа, при неиз-

менных положениях рычагов управления не дол-

жно быть большим, по оценке пилота, и не дол-

жно быть чрезмерного заброса по углу рыскания.

(c\*) Характеристики переходных процессов

при отказе критического двигателя и невмеша-

тельстве пилота в управление в течение 5 с по-

сле отказа должны быть такими, чтобы исклю-

чался выход самолета за эксплуатационные

ограничения по углу атаки (перегрузке) и углу

скольжения; рекомендуется, чтобы угол крена

при этом не превышал 30°.

Указанное требование должно выполняться

(при исходной балансировке самолета по уси-

лиям в полете со всеми работающими двигате-

лями) на режимах:

(1) Установившегося набора высоты во

взлетной конфигурации на взлетном режиме

работы двигателей и рекомендованной РЛЭ

скорости для полета со всеми работающими

двигателями.

(2) Установившегося набора высоты в кон-

фигурации полета по маршруту на режиме ра-

боты двигателей и в диапазоне скоростей, реко-

мендованных РЛЭ.

(3) Захода на посадку в посадочной конфигу-

рации на режиме работы двигателей, потребном

для снижения с градиентом 5% на скоростях за-

хода на посадку VREF, рекомендованных РЛЭ.

Часть 25 Авиационные правила

28

(4) Ухода на второй круг в конфигурации, пре-

дусмотренной для ухода на режиме работы двига-

телей и на скоростях, рекомендованных РЛЭ.

25.149. Минимальная эволютивная скорость

(а) При установлении минимальных эволю-

тивных скоростей, требуемых настоящим па-

раграфом, метод, используемый для имитации от-

каза критического двигателя, должен отображать

наиболее критический в отношении управляемо-

сти вид отказа силовой установки в отношении

управляемости, ожидаемый в эксплуатации.

(b) Скорость VMC является земной индика-

торной скоростью, при которой в случае вне-

запного отказа критического двигателя воз-

можно сохранение управления самолетом с эт-

им все еще неработающим двигателем и выдер-

живание режима прямолинейного полета при

угле крена не более 5°.

(c) Скорость VMC не должна превышать 1,2

VS при следующих условиях:

(1) Двигатели работают на режиме распола-

гаемой максимальной взлетной тяги.

(2) Центровка наиболее неблагоприятная.

(3) Самолет сбалансирован для взлета.

(4) Самолет имеет максимальный взлетный

вес на уровне моря (или любой меньший вес,

необходимый для демонстрации скорости VMC).

(5) Конфигурация самолета соответствует

наиболее критической взлетной конфигура-

ции, которая имеет место на траектории полета

после отрыва самолета от земли, за исключени-

ем того, что шасси убрано.

(6) Самолет находится в воздухе и влияние

земли не учитывается; и

(7) Если применимо, воздушный винт нера-

ботающего двигателя:

(i) авторотирует;

(ii) находится в наиболее вероятном положе-

нии для данной конструкции системы управле-

ния воздушным винтом; или

(iii) зафлюгирован, если самолет оборудован

устройством автоматического флюгирования,

приемлемым для показа соответствия требова-

ниям к набору высоты, изложенным в 25.121.

(d) Усилия на педалях, потребные для сохра-

нения управляемости на скорости VMC, не дол-

жны превышать 68 кгc, а также не должна воз-

никать необходимость в уменьшении тяги или

мощности работающих двигателей.

При восстановлении режима полета самолет

не должен занимать какие бы то ни было опас-

ные положения в пространстве или не должны

требоваться исключительное мастерство, бы-

строта реакции или физическая сила пилота

для предотвращения изменения курса более

чем на 20°.

(е) VMCG (минимальная эволютивная ско-

рость разбега) является земной индикаторной

скоростью в ходе разбега, при которой в случае

внезапного отказа критического двигателя пи-

лот средней квалификации может сохранять

управление самолетом с использованием толь-

ко руля направления (без использования упра-

вления передним колесом шасси) при ограни-

чении усилия величиной 68 кгс и сохранять по-

перечное управление в такой степени, чтобы

удерживать крыло в близком к горизонтально-

му положению для обеспечения безопасного

продолжения взлета. При определении скоро-

сти VMCG, допуская, что траектория движения

самолета, разгоняющегося со всеми работаю-

щими двигателями, проходит вдоль осевой ли-

нии ВПП, траектория движения самолета от

точки отказа критического двигателя до точки,

в которой завершается возвращение на напра-

вление, параллельное осевой линии, не должна

отклоняться в любой точке более чем на 10 м от

осевой линии ВПП. Скорость VMCG должна

устанавливаться при следующих условиях:

(1) Конфигурация самолета соответствует

взлетной конфигурации или (по выбору Заявителя)

наиболее критической взлетной конфигурации.

(2) Мощность или тяга соответствует макси-

мальной располагаемой взлетной мощности

или тяге работающих двигателей.

(3) Центровка наиболее неблагоприятная.

(4) Самолет сбалансирован для взлета.

(5) Вес самолета соответствует наиболее не-

благоприятному весу в диапазоне взлетных весов.

(f) VMCL (минимальная эволютивная скорость

при заходе на посадку и посадке со всеми рабо-

тающими двигателями) является земной инди-

каторной скоростью, на которой в случае вне-

запного отказа критического двигателя возмож-

но сохранение управления самолетом с этим все

еще неработающим двигателем и выдерживание

режима прямолинейного полета при угле крена

не более 5°. Скорость VMCL должна быть устано-

влена при следующих условиях:

(1) Самолет находится в наиболее критиче-

ской конфигурации для захода на посадку и по-

садки или (по выбору Заявителя для каждой кон-

фигурации) со всеми работающими двигателями.

(2) Центровка наиболее неблагоприятная.

(3) Самолет сбалансирован для захода на по-

садку со всеми работающими двигателями.

(4) Наиболее неблагоприятный вес самолета

или по выбору Заявителя как функция от веса

самолета.

(5) Воздушный винт неработающего двига-

теля для самолетов с воздушными винтами на-

ходится в положении, которое он достигает без

вмешательства пилота, исходя из предположе-

ния, что двигатель отказывает на режиме мощ-

ности или тяги, необходимом для выдержива-

ния траектории захода на посадку с углом на-

клона траектории 3°; и

(6) Мощность или тяга работающего(их)

двигателя(ей) соответствует(ют) режиму для

ухода на второй круг.

Авиационные правила Часть 25

29

(g) Для самолетов с тремя и более двигателя-

ми скорость VMCL-2 (минимальная эволютивная

скорость при заходе на посадку и посадке с од-

ним неработающим критическим двигателем)

является земной индикаторной скоростью, на

которой в случае внезапного отказа второго

критического двигателя возможно сохранение

управления самолетом с этими двумя нерабо-

тающими двигателями и выдерживание режи-

ма прямолинейного полета с углом крена не

более 5°. Скорость VMCL-2 должна устанавли-

ваться при следующих условиях:

(1) Самолет находится в наиболее критической

конфигурации или (по выбору Заявителя, каждая

конфигурация) для захода на посадку и посадки с

одним неработающим критическим двигателем.

(2) Центровка наиболее неблагоприятная.

(3) Самолет сбалансирован для захода на по-

садку с неработающим критическим двигателем.

(4) Наиболее неблагоприятный вес самоле-

та или по выбору Заявителя как функция от

веса самолета.

(5) Для самолетов с воздушными винтами

воздушный винт более критического нерабо-

тающего двигателя находится в положении, ко-

торое он достигает без вмешательства пилота,

исходя из предположения, что двигатель отка-

зывает на режиме мощности или тяги, необхо-

димом для выдерживания траектории захода на

посадку с углом наклона траектории 3° и при

этом воздушный винт другого неработающего

двигателя во флюгерном положении.

(6) Мощность или тяга работающего(их) дви-

гателя(ей), потребная для сохранения траекто-

рии захода на посадку с углом снижения в 3° с од-

ним неработающим критическим двигателем; и

(7) Мощность или тяга работающего(их)

двигателя(ей) быстро изменяется сразу после

того как отказал второй критический двига-

тель, от мощности или тяги, предписанной в

пункте (g)(6) данного параграфа, до:

(i) минимальной мощности или тяги; и

(ii) мощности или тяги, соответствующей

режиму для ухода на второй круг.

(h) При демонстрации скоростей VMCL и VMCL-2:

(1) Усилие на педалях не должно превы-

шать 68 кгс.

(2) Самолет не должен иметь опасных харак-

теристик полета или требовать исключительно-

го мастерства, быстроты реакции или физиче-

ской силы пилота.

(3) Поперечное управление должно быть до-

статочно эффективным, чтобы создать крен са-

молета на угол 20° от начального положения

установившегося полета, в направлении,

необходимом для начала разворота в сторону,

противоположную неработающему(им) двига-

телю(лям), за время не более 5 с; и

(4) Для самолетов с воздушными винтами не

должны возникать опасные характеристики полета

при любом положении воздушного винта, которое

возможно при отказе двигателя, или при любых ве-

роятных последующих перемещениях средств

управления воздушным винтом или двигателем.

БАЛАНСИРОВКА

25.161. Балансировка

(а) Общие положения. После балансировки

самолет должен отвечать требованиям к балан-

сировке, указанным в настоящем параграфе,

без дальнейшего приложения усилий или пере-

мещений основных рычагов управления или

соответствующих рычагов управления баланси-

ровкой, осуществляемых пилотом или автома-

тическими устройствами.

(b) Поперечная и путевая балансировка. Дол-

жна обеспечиваться поперечная и путевая ба-

лансировка самолета при наиболее неблаго-

приятном поперечном положении центра тя-

жести в пределах приемлемых эксплуатацион-

ных ограничений при нормальных условиях эк-

сплуатации (включая полет на любой скорости

в диапазоне от 1,4 VS1 до VMO/MMO).

(с) Продольная балансировка. Должна обес-

печиваться продольная балансировка самолета

при следующих условиях:

(1) При наборе высоты на режиме макси-

мальной продолжительной тяги со скоростью не

выше 1,4 VS1, с убранным шасси и закрылками:

(i) в убранном; и

(ii) во взлетном положениях.

(2) При снижении с убранным газом на ско-

рости не выше 1,4 VS1 с выпущенным шасси и

закрылками в убранном (i) и в выпущенном (ii)

положениях, при наиболее неблагоприятной

центровке, утвержденной для посадки с макси-

мальным посадочным весом, а также при наи-

более неблагоприятной центровке, утвержден-

ной для посадки независимо от веса самолета.

(3) Во время горизонтального полета при

любой скорости в диапазоне от 1,4 VS1 до

VMO/VMO с убранными шасси и закрылками и в

диапазоне скоростей от 1,4 VS1 до VLE при выпу-

щенном шасси.

(d) Продольная, путевая и поперечная балан-

сировки. Должны обеспечиваться продольная,

путевая и поперечная балансировки (при попе-

речной балансировке угол крена не должен быть

более 5°) на скорости, равной 1,4 VS1 при полете

с набором высоты, и следующих условиях:

(1) Критический двигатель не работает.

(2) Остальные двигатели работают на режи-

ме максимальной продолжительной тяги.

(3) Шасси и закрылки убраны.

(е) Самолеты с четырьмя и более двигателями.

Должна обеспечиваться балансировка самолета

с четырьмя и более двигателями в прямолиней-

ном полете при наиболее неблагоприятной

центровке и на скорости набора высоты, кон-

фигурации самолета и мощности двигателей,

Часть 25 Авиационные правила

30

требуемых 25.123(а) для целей установления

траектории полета по маршруту с двумя нера-

ботающими двигателями.

УСТОЙЧИВОСТЬ

25.171. Общие положения

Самолет должен обладать продольной, путе-

вой и поперечной устойчивостью в соответ-

ствии с требованиями, изложенными в па-

раграфах 25.173 – 25.177. Кроме того, достаточ-

ная устойчивость и усилия на рычагах управле-

ния (статическая устойчивость) требуются в

любых условиях, обычно встречающихся в эк-

сплуатации, если летные испытания покажут,

что это необходимо для безопасного полета.

25.173. Продольная статическая устойчивость

В условиях, указанных в 25.175, характеристи-

ки усилий на рычаге управления рулем высоты

(учитывая трение) должны быть следующими:

(а) Для достижения и выдерживания скоростей

ниже заданной балансировочной скорости требу-

ются тянущие усилия, а для достижения и выдер-

живания скоростей выше заданной балансиро-

вочной скорости требуются толкающие усилия на

рычаге управления. Это должно демонстриро-

ваться на любой достижимой скорости, за исклю-

чением скоростей, которые превышают предель-

ные скорости выпуска шасси или закрылков или

VFC/MFC, в зависимости от того, какая из этих ско-

ростей подходит или меньше минимальной ско-

рости установившегося полета без сваливания.

(b) Скорость полета должна восстанавливать-

ся в пределах 10% исходной балансировочной

скорости в условиях набора высоты, захода на по-

садку и посадки, указанных в 25.175(а), (с) и (d) и

в пределах 7,5% исходной балансировочной ско-

рости в условиях крейсерского полета, указанных

в 25.175(b), при плавном снятии усилий с рычага

управления, начиная с любой скорости в диапа-

зоне, указанном в пункте (а) данного параграфа.

(с) Средний градиент наклона кривой зави-

симости усилия на рычаге управления от ско-

рости, соответствующей устойчивости, не дол-

жен быть менее 0,5 кгc на каждые 10 км/ч.

(d) В диапазоне свободного восстановления ско-

рости, указанном в пункте (b) данного параграфа,

допускается, что самолет может, без усилий на ры-

чагах управления, стабилизироваться на скоростях

выше или ниже заданных балансировочных скоро-

стей, при условии, что от пилота не требуется осо-

бого внимания для восстановления и выдержива-

ния заданных балансировочной скорости и высоты.

(а\*) Для самолетов, оборудованных спе-

циальными средствами управления, обеспечи-

вающими стабильный характер балансировоч-

ных кривых Рв = f(V, M) и достаточный, по

оценке пилота, положительный градиент уси-

лий на штурвале в диапазоне Vαсигн

> V > VS и

VMO < V < VD, затрудняющий непреднамерен-

ное превышение ограничений Vαсигн

и VMO, до-

пускается при положительной оценке пилота

нулевой градиент усилий на штурвале в диапа-

зоне скоростей от Vαсигн

до VMO.

25.175. Порядок демонстрации продольной

статической устойчивости

Порядок демонстрации продольной стати-

ческой устойчивости должен быть следующим:

(а) Набор высоты. Кривая зависимости уси-

лия на рычаге управления от скорости должна

иметь наклон, соответствующий устойчивости

на всех скоростях в диапазоне от 85 до 115%

скорости, на которой:

(1) Cамолет сбалансирован при:

(i) убранных закрылках;

(ii) убранном шасси;

(iii) максимальном взлетном весе;

(iv) максимальной мощности или тяге, вы-

бранной Заявителем для газотурбинных двига-

телей в качестве эксплуатационного ограниче-

ния при наборе высоты.

(2) Самолет сбалансирован на скорости,

обеспечивающей оптимальную скороподъем-

ность, но при условии, что эта скорость не ме-

нее 1,4 VS1.

(b) Крейсерский полет. Порядок демонстра-

ции статической продольной устойчивости в

крейсерском полете должен быть следующим:

(1) При убранном шасси на большой скорости

кривая зависимости усилия на рычаге управления от

скорости должна иметь наклон, соответствующий

устойчивости на всех скоростях в пределах больше-

го из диапазонов: либо 15% балансировочной ско-

рости плюс диапазон свободного восстановления

скорости, либо 90 км/ч плюс диапазон свободного

восстановления скорости выше и ниже балансиро-

вочной скорости (однако при этом диапазон не дол-

жен включать скорости ниже 1,4 VS1, выше VFC/MFC

или скорости, которые требуют приложения усилия

на рычаге управления более 23,0 кгc) при:

(i) убранных закрылках;

(ii) наиболее неблагоприятной центровке

(см. 25.27);

(iii) наиболее критическом весе в диапазоне

между максимальным взлетным и максималь-

ным посадочным весами;

(iv) максимальной крейсерской тяге для га-

зотурбинных двигателей, выбранной Заявите-

лем в качестве эксплуатационного ограниче-

ния (см. 25.1521), при условии, что тяга не

должна превышать потребную для полета на

скорости VMO/MMO;

(v) самолет сбалансирован для горизон-

тального полета при режиме работы двигате-

лей, указанном в пункте (b)(1)(iv) данного

параграфа.

(2) При убранном шасси на малой скорости

кривая зависимости усилия на рычаге управления

от скорости должна иметь наклон, соответствую-

щий устойчивости на всех скоростях в пределах

Авиационные правила Часть 25

31

большего из диапазонов: либо 15% балансировоч-

ной скорости плюс диапазон свободного восстано-

вления скорости, либо 90 км/ч плюс диапазон сво-

бодного восстановления скорости выше и ниже ба-

лансировочной скорости (однако при этом диапа-

зон не должен включать скорости ниже 1,4 VS1, вы-

ше минимальной скорости приемлемого диапазо-

на скоростей, указанного в пункте (b)(1) данного

параграфа, или скорости, требующей приложения

усилия на рычаге управления более 23,0 кгс) при:

(i) положении закрылков, центровке и весе,

указанном в пункте (b)(1) данного параграфа;

(ii) тяге двигателей, потребной для горизон-

тального полета на скорости, равной

(VMO+1,4 VS1)/2;

(iii) балансировке самолета для горизонталь-

ного полета на режиме работы двигателей, ука-

занном в пункте (b)(2)(ii) данного параграфа.

(3) При выпущенном шасси кривая зависимо-

стей усилий на рычаге управления от скорости

должна иметь наклон, соответствующий устойчи-

вости на всех скоростях в пределах большего из ди-

апазонов: либо 15% балансировочной скорости

плюс диапазон свободного восстановления скоро-

сти, либо 90 км/ч плюс диапазон свободного вос-

становления скорости выше и ниже балансиро-

вочной скорости (однако при этом диапазон не

должен включать скорости ниже 1,4 VS1, выше VLE

или скорости, требующей приложения усилия на

рычаге управления более 23,0 кгc) при:

(i) положении закрылков, центровке и весе,

указанном в пункте (b)(1) данного параграфа;

(ii) максимальной крейсерской тяге для газо-

турбинных двигателей, выбранной Заявителем в

качестве эксплуатационного ограничения при

условии, что тяга не должна превышать потребную

для горизонтального полета на скорости VLE; и

(iii) балансировке самолета для горизонталь-

ного полета на режиме работы двигателей, ука-

занном в пункте (b)(3)(ii) данного параграфа.

(с) Заход на посадку. Кривая зависимости

усилий на рычаге управления от скорости дол-

жна иметь наклон, соответствующий устойчи-

вости на всех скоростях в диапазоне между 1,1

VS1 и 1,3 VS1 при следующих условиях:

(1) Закрылки находятся в положении для за-

хода на посадку.

(2) Шасси убрано.

(3) Самолет имеет максимальный посадоч-

ный вес.

(4) Самолет сбалансирован на скорости 1,4 VS1

при тяге двигателей, достаточной для выдержи-

вания горизонтального полета на этой скорости.

(d) Посадка. Кривая зависимости усилий на

рычаге управления от скорости должна иметь

наклон, соответствующий устойчивости, а уси-

лие на ручке не должно превышать 36,0 кгc при

любой скорости в диапазоне от 1,1 VS0 до 1,8 VS0

при следующих условиях:

(1) Закрылки находятся в посадочном поло-

жении.

(2) Шасси выпущено.

(3) Самолет имеет максимальный посадоч-

ный вес.

(4) Газ убран на всех двигателях.

(5) Самолет сбалансирован на скорости 1,4 VS0

при убранном газе.

25.177. Статическая боковая устойчивость

(а) [Зарезервирован].

(b) [Зарезервирован].

(с) При прямолинейном установившемся бо-

ковом скольжении перемещения рычагов упра-

вления элеронами и рулем направления и усилия

на них должны быть строго пропорциональными

углу бокового скольжения и соответствующими

устойчивости, а коэффициент пропорционально-

сти должен находиться в пределах, необходимых

для безопасной эксплуатации во всем диапазоне

углов бокового скольжения, присущих эксплуата-

ции самолета. При больших углах, вплоть до угла,

при котором используется полное отклонение пе-

далей руля направления или достигается усилие

на педалях 80,0 кгс, не должно быть изменения

знака усилий на педалях руля направления, а для

увеличения углов бокового скольжения должно

требоваться увеличение отклонения педалей руля

направления. Соответствие этому пункту должно

быть продемонстрировано для всех положений

шасси и закрылков и симметричных условий тяги

при скоростях от 1,2 VS1 до соответственно VFE, VLE

или VFC/MFC.

(d) Градиенты усилий на педалях руля на-

правления должны удовлетворять требова-

ниям пункта (с) данного параграфа при ско-

ростях между VMO/MMO и VFC/MFC. В этом ди-

апазоне скоростей допускается поперечная

статическая неустойчивость, если неустойчи-

вое движение развивается плавно, легко рас-

познается и парируется пилотом. (Отклоне-

ние элеронов, обратное по знаку отклонению

руля направления).

(а\*) При полете с одним неработающим кри-

тическим двигателем указанные в пункте (с)

данного параграфа требования должны выпол-

няться в пределах углов скольжения (или кре-

на), полученных при симметричной тяге в ди-

апазоне скоростей, рекомендованных для поле-

та с одним отказавшим двигателем.

25.181. Динамическая устойчивость

(а) Любые короткопериодические колеба-

ния, за исключением связанных боковых коле-

баний, возникающие в диапазоне от 1,2 VS до

максимальной допустимой скорости полета,

соответствующих данной конфигурации само-

лета, должны интенсивно демпфироваться,

когда основные рычаги управления:

(1) Освобождены; и

(2) Зафиксированы.

Часть 25 Авиационные правила

32

(b) Любые связанные боковые колебания

(типа «голландский шаг»), возникающие в ди-

апазоне от 1,2 VS до максимальной допустимой

скорости полета, соответствующие данной

конфигурации самолета, должны надежно

демпфироваться при освобожденных рычагах

управления и парироваться обычными дей-

ствиями основными рычагами управления без

необходимости применения исключительного

мастерства пилота.

СВАЛИВАНИЕ

25.201. Демонстрация сваливания

(а) Сваливание должно демонстрироваться в

прямолинейном полете самолета и на виражах с

креном 30° при:

(1) Убранном газе двигателей; и

(2) Тяге двигателей, потребной для выдержива-

ния горизонтального полета со скоростью 1,6 VS1

(где VS1 соответствует скорости сваливания, когда

закрылки находятся в положении для захода на по-

садку, шасси убрано и самолет имеет максималь-

ный посадочный вес).

(1\*) При работе двигателей на номинальном ре-

жиме только для самолетов с ТВД.

(2\*) При одном неработающем критическом

двигателе и работе остальных двигателей на ре-

жиме, предписанном РЛЭ для высоты полета с

одним отказавшим двигателем, только в прямо-

линейном полете с углом крена не более 5° на ра-

ботающие двигатели.

(b) Для всех условий, изложенных в пункте (а)

данного параграфа, должны удовлетворяться соот-

ветствующие требования 25.203 при:

(1) Закрылках, шасси и воздушных тормозных

устройствах в любой возможной комбинации их

положений, одобренной для эксплуатации.

(2) Репрезентативных весах самолета в преде-

лах диапазона весов, для которого требуется серти-

фикация.

(3) Наиболее неблагоприятной центровке для

вывода самолета из сваливания.

(4) Самолет сбалансирован в прямолинейном

полете на скорости, предписанной в 25.103(b)(1).

(с) Для доказательства соответствия требова-

ниям 25.203 должны быть использованы следую-

щие процедуры:

(1) Начиная со скорости полета, превышающей

скорость сваливания настолько, чтобы обеспечить

возможность уменьшения скорости с постоянным

темпом торможения, отклонять рычаг продольного

управления таким образом, чтобы величина темпа

торможения по скорости не превышала 1,85 км/ч за

секунду, вплоть до наступления сваливания.

(2) Кроме того, при сваливании с виража ры-

чаг продольного управления отклонить так,

чтобы обеспечить темп торможения до 5,5 км/ч

за секунду.

(3) Вывод из сваливания должен выполняться

сразу же после наступления сваливания обычно

принятым методом.

(d) Самолет считается находящимся в свалива-

нии, если поведение самолета дает пилоту ясный и

характерный признак приемлемой природы, что

самолет находится в сваливании. Приемлемыми

признаками сваливания, проявляющимися от-

дельно или в комбинации, являются:

(1) Опускание носа самолета, которое невоз-

можно легко парировать.

(2) Бафтинг, величина и интенсивность кото-

рого являются сильной и эффективной преградой

дальнейшего уменьшения скорости.

(3) Рычаг управления по тангажу достигает

своего упора в положении «на себя», и при этом не

происходит дальнейшее увеличение угла тангажа

при удерживании рычага управления на упоре в

течение короткого отрезка времени перед началом

вывода из режима.

(1\*) Появление крена, которое невозможно

легко парировать.

25.203. Характеристики сваливания

(а) До момента наступления сваливания дол-

жна обеспечиваться возможность создавать и

устранять крен и рыскание прямым действием

рычагами управления. При этом ненормальное

кабрирование не допускается. Усилия на рычагах

продольного управления должны оставаться от-

рицательными как перед сваливанием, так и в са-

мом сваливании. Кроме того, должна иметься

возможность быстро предотвратить наступление

сваливания или вывести самолет из сваливания,

нормально действуя рычагами управления.

(b) При сваливании из прямолинейного по-

лета без крена угол крена, возникающий между

моментом начала сваливания и завершением

вывода самолета из сваливания, не должен пре-

вышать приблизительно 20°.

(с) При сваливании из виража движение само-

лета после сваливания не должно быть настолько

резким, чтобы затруднить пилоту средней квали-

фикации быстрый вывод самолета из сваливания

и восстановление управляемости. Максимальный

угол крена, который возникает в процессе вывода

самолета из сваливания, не должен превышать:

(1) Приблизительно 60° в сторону первона-

чального разворота или 30° в противополож-

ную сторону – в случае торможения с темпом

1,85 км/ч за секунду; и

(2) Приблизительно 90° градусов в сторону

первоначального разворота или 60° градусов в

противоположную сторону – в случае торможе-

ния с темпом более 1,85 км/ч за секунду.

(a\*) При сваливании из прямолинейного

полета с несимметричной тягой движение са-

молета после сваливания не должно быть на-

столько резким, чтобы затруднить пилоту сред-

ней квалификации быстрый вывод самолета из

Авиационные правила Часть 25

33

сваливания и восстановление управляемости

самолета.

(b\*) На углах атаки, вплоть до αСВ, не допу-

скается такое нарушение работоспособности си-

ловых установок, которое требует выключения

хотя бы одного из двигателей (помпаж и т.п.).

25.207. Предупреждение

о приближении сваливания

(а) Во время прямолинейного или криволи-

нейного полета с закрылками и шасси, находя-

щимися в любом обычном положении, пилот

должен получать ясное и хорошо различимое

предупреждение о приближении сваливания с

достаточным запасом времени для предотвра-

щения неожиданного сваливания.

(b) Такое предупреждение может осущест-

вляться характерными изменениями аэродина-

мических качеств данного самолета или с по-

мощью устройства, которое будет давать четкое

предупреждение на всех ожидаемых режимах

полета. Однако для этой цели неприемлем ви-

зуальный индикатор, который требует внима-

ния со стороны членов экипажа, находящихся в

кабине. Если используется устройство преду-

преждения о сваливании, следует обеспечить

предупреждение при каждой конфигурации са-

молета, указанной в пункте (а) данного па-

раграфа, при скорости, указанной в пункте (с)

данного параграфа.

Примечание. Если в качестве предупреждения

используется только звуковая (или

в комбинации с визуальной) сигна-

лизация, то усилия на штурвале, по-

требные для вывода самолета на

угол атаки αСИГН в крейсерском по-

лете, должны быть не менее 15 кгс

при балансировке самолета по уси-

лиям на исходном режиме.

(с) Предупреждение о приближении свали-

вания должно начинаться на скорости, которая

на 7% выше скорости сваливания (т.е. скорости,

на которой происходит сваливание самолета,

или минимальной продемонстрированной ско-

рости, в зависимости от того, какая из них явля-

ется приемлемой в соответствии с 25.201(d)).

Если предупреждение о сваливании обладает

достаточной ясностью, продолжительностью,

четкостью и другими подобными качествами, то

указанные запасы могут быть уменьшены.

Предупреждение о сваливании при выполне-

нии маневра с nуа > 1 должно начинаться на

угле атаки по крайней мере на 3° меньшем угла

атаки сваливания.

ХАРАКТЕРИСТИКИ УПРАВЛЯЕМОСТИ

САМОЛЕТА НА ЗЕМЛЕ И ВОДЕ

25.231. Продольная устойчивость

и управляемость

(а) Сухопутные самолеты не должны иметь

неконтролируемой тенденции к капотирова-

нию во всех ожидаемых условиях эксплуата-

ции, а также при «козлении» на посадке или

взлете. Кроме того:

(1) Тормоза колес должны работать плавно и

не вызывать тенденции к капотированию.

(2) При наличии хвостового колеса должна

обеспечиваться возможность во время разбега

по бетону выдерживания любого положения

вплоть до горизонтального уровня линии тяги

при скорости, равной 80% VS1.

(b) Для гидросамолетов и самолетов-амфи-

бий должно быть установлено наиболее небла-

гоприятное состояние водной поверхности,

при котором обеспечивается безопасность во

время взлета, руления и посадки.

25.233. Путевая устойчивость и управляемость

(а) Самолет не должен иметь тенденции к

неуправляемому развороту на земле при боко-

вом ветре под углом 90° со скоростью до боль-

шей из двух величин: 37 км/ч или 0,2 VS0, одна-

ко не требуется, чтобы скорость ветра превы-

шала 46 км/ч при любой скорости движения са-

молета по земле, возможной в эксплуатации.

Это может быть продемонстрировано при уста-

новлении боковой (под углом 90°) составляю-

щей скорости ветра в соответствии с требова-

ниями 25.237.

(b) Сухопутные самолеты должны удовле-

творительно управляться без использования

исключительного мастерства пилотирования и

быстроты реакции пилота в процессе выпол-

нения посадок с убранным газом при нор-

мальной посадочной скорости, без примене-

ния тормозов или изменения режима работы

двигателей для поддержания прямолинейной

траектории пробега. Это может быть проде-

монстрировано при посадках с убранным га-

зом, производимых одновременно с проведе-

нием других видов испытаний.

(с) Самолет должен иметь соответствующую

путевую управляемость при рулении. Это мо-

жет быть продемонстрировано во время выру-

ливания для взлета одновременно с выполне-

нием других видов испытаний.

(а\*) Требования пунктов (а), (b) и (с)

данного параграфа должны обеспечиваться

при всех состояниях поверхности ВПП,

разрешенных для эксплуатации. При этом

указанные в пункте (а) данного параграфа

величины бокового ветра должны быть про-

демонстрированы на сухой ВПП. Для дру-

гих разрешенных для эксплуатации состоя-

ниях поверхности ВПП демонстрируемые

величины бокового ветра должны соответ-

ствовать установленным Заявителем огра-

ничениям.

25.235. Руление

Амортизирующий механизм не должен вы-

зывать повреждения конструкции при рулении

самолета по самой неровной поверхности, ко-

Часть 25 Авиационные правила

34

торая может встретиться в условиях нормаль-

ной эксплуатации.

25.237. Скорость ветра

(а) Для сухопутных самолетов и самолетов-

амфибий боковая (под углом 90°) составляющая

скорости ветра, продемонстрированная для бе-

зопасного взлета и посадки, должна устанавли-

ваться для сухих ВПП и быть не менее большей

из двух величин: 37 км/ч или 0,2 VS0, однако не

требуется, чтобы она превышала 46 км/ч.

(b) Для гидросамолетов и самолетов-амфи-

бий применяются следующие положения:

(1) Боковая (под углом 90°) составляющая

скорости ветра, до которой обеспечивается бе-

зопасность взлета и посадки при всех состоя-

ниях водной поверхности, которые возможны в

нормальных условиях эксплуатации, должна

быть установлена и быть не менее большей из

двух величин: 37 км/ч или 0,2 VS0, однако не

требуется, чтобы она превышала 46 км/ч.

(2) Скорость ветра, при которой обеспечива-

ется безопасность руления в любом направлении

при всех состояниях водной поверхности, кото-

рые возможны в нормальных условиях эксплуа-

тации, должна быть установлена и должна быть

не менее большей из двух величин: 37 км/ч или

0,2 VS0, однако не требуется, чтобы она превыша-

ла 46 км/ч.

25.239. Брызгообразование, управляемость

и устойчивость самолета на воде

(а) Для гидросамолетов и самолетов-амфибий

при взлете, рулении и посадке в условиях, ука-

занных в пункте (b) данного параграфа, не дол-

жно быть:

(1) Брызгообразования, которое могло бы

ухудшить обзор пилоту, вызвать повреждение

конструкции или попадание внутрь самолета

чрезмерного количества воды.

(2) Опасной неуправляемой тенденции к под-

ныриванию, «козлению» или раскачиванию; или

(3) Зарывания в воду опорных поплавков

или жабер, концов крыла, лопастей воздушно-

го винта или других частей, которые не рассчи-

таны на выдерживание возникающих при этом

гидравлических нагрузок.

(b) Соответствие требованиям пункта (а)

данного параграфа должно быть доказано:

(1) При состояниях водной поверхности от

спокойного до самого неблагоприятного, опре-

деленных в соответствии с 25.231.

(2) При скоростях ветра и бокового ветра,

течениях, волнах и качке, которые возможны

при эксплуатации на воде.

(3) При скоростях, которые возможны при

эксплуатации на воде.

(4) При внезапном отказе критического дви-

гателя в любой момент при контакте с водной

поверхностью.

(5) При всех весах и центровках, соответствую-

щих предусмотренным условиям эксплуатации и

загрузки, на которые запрашивается сертификат.

(с) При состояниях водной поверхности, ука-

занных в пункте (b) данного параграфа, и при со-

ответствующем ветре гидросамолет или самолет-

амфибия должен быть в состоянии дрейфовать в

течение 5 мин с неработающими двигателями и

(если это необходимо) с использованием якоря.

РАЗЛИЧНЫЕ ЛЕТНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

25.251. Вибрация и бафтинг

(а) Должно быть продемонстрировано в по-

лете, что на самолете отсутствуют любые вибра-

ция и бафтинг, которые препятствовали бы

длительному безопасному полету в любых воз-

можных эксплуатационных условиях.

(b) Должно быть продемонстрировано в по-

лете, что на каждой части самолета отсутствуют

чрезмерная вибрация на любой скорости поле-

та вплоть до VDF/MDF и при любой мощности

двигателей. Максимальные продемонстриро-

ванные скорости должны быть использованы

при установлении эксплуатационных ограни-

чений самолета в соответствии с 25.1505.

(c) За исключением случаев, предусмотрен-

ных пунктом (d) данного параграфа, в нормаль-

ном полете, включая изменения конфигурации в

крейсерском полете, на самолете не должен воз-

никать бафтинг, который был бы достаточно

сильным для того, чтобы затруднять управление

самолетом, вызывая чрезмерное утомление чле-

нов экипажа или повреждение конструкции. До-

пускается бафтинг в указанных пределах, кото-

рый сигнализирует о приближении сваливания.

(d) При крейсерской конфигурации в

прямолинейном полете с любой скоростью до

VMO/MMO не допускается ощутимый бафтинг, за

исключением бафтинга, который сигнализиру-

ет о приближении сваливания.

(е) На самолете, у которого МD > 0,6 или макси-

мальная крейсерская высота более 7600 м, должны

быть определены положительные маневренные

перегрузки, при которых возникает ощутимый

бафтинг или срабатывает сигнализация о прибли-

жении сваливания при крейсерской конфигура-

ции самолета в диапазонах скорости или числа М,

веса и высоты, подлежащих сертификации. Оги-

бающие перегрузки, скорости, высоты и веса дол-

жны обеспечить достаточный диапазон скоростей

и перегрузок для нормальной эксплуатации. Веро-

ятные непреднамеренные превышения ограниче-

ний огибающих начала бафтинга (см. 25.207(с)) не

должны приводить к опасным последствиям.

(а\*) На крейсерских режимах полета, а также

на режимах набора высоты и снижения по марш-

руту приращение перегрузки при выходе на гра-

ницу бафтинга или на угол атаки αсигн (что насту-

пает раньше) не должно быть менее 0,3.

Авиационные правила Часть 25

35

25.253. Скоростные характеристики

(а) Возрастание скорости и восстановление

режима полета. Должно быть доказано соответ-

ствие следующим требованиям к характеристи-

кам возрастания скорости и восстановления

режима полета:

(1) Эксплуатационные условия и характери-

стики, которые могут вызвать непреднамеренное

увеличение скорости (включая завалы по танга-

жу и крену), должны быть воспроизведены на са-

молете, сбалансированном на любой возможной

крейсерской скорости вплоть до VMO/MMO. Эти

условия и характеристики включают завалы от

порывов ветра, непреднамеренного перемеще-

ния органов управления, малого градиента уси-

лий на рычаге управления относительно величи-

ны трения в системе управления, перемещения

пассажиров в кабине, выхода в горизонтальный

полет из режима набора высоты, а также от сни-

жения с высоты, ограничивающей скорость по

числу М, до высоты с ограничением по скорости.

(2) Учитывая время реакции пилота с мо-

мента эффективного естественного или искус-

ственного предупреждения о выходе на ограни-

чение по скорости, должно быть продемон-

стрировано, что самолет может быть приведен

к нормальному пространственному положе-

нию, а его скорость снижена до VMO/MMO без:

(i) чрезмерных усилий или исключительного

мастерства пилота;

(ii) превышения величин VD/MD, VDF/MDF

или ограничений по прочности конструкции;

(iii) возникновения бафтинга, который мог

бы привести к снижению для пилота возмож-

ностей считывать показания приборов или

управлять самолетом для восстановления ре-

жима полета.

(3) Если самолет сбалансирован на любой ско-

рости до VMO/MMO, то не должно быть обратной

реакции на управляющее воздействие относи-

тельно любой оси при любой скорости до

VDF/MDF. Любая тенденция к изменению тангажа,

крена или рысканья должна быть мягкой и легко

парируемой обычными методами пилотирования.

Если самолет сбалансирован при VMO/MMO, не

требуется, чтобы наклон кривой зависимости

продольного усилия на рычаге управления от ско-

рости был соответствующим устойчивости при

скоростях выше VFC/МFC, но на всех скоростях

вплоть до VDF/MDF должно быть толкающее уси-

лие на рычаге управления и не должно быть рез-

кого или чрезмерного уменьшения усилия на ры-

чаге управления при достижении VDF/MDF.

(b) Максимальная скорость для характеристик

устойчивости, VFC/MFC. Скорость VFC/MFC являет-

ся максимальной скоростью, при которой дол-

жны выполняться требования 25.143(f), 25.147(е),

25.175(b)(1), 25.177 и 25.181 при убранных зак-

рылках и шасси. Эта скорость должна быть не ме-

нее величины, лежащей посередине между ско-

ростями VMO/MMO и VDF/MDF, за исключением то-

го, что на высотах, где число М является ограни-

чивающим фактором, величина MFC не обяза-

тельно должна превышать число М, при котором

возникает эффективное предупреждение о дости-

жении максимальной скорости.

25.255. Характеристики самолета

при разбалансировке

(а) От начального состояния, когда самолет

сбалансирован при крейсерских скоростях по-

лета, вплоть до VMO/MMO, самолет должен иметь

удовлетворительную устойчивость и управляе-

мость при маневрах с разбалансировкой в на-

правлениях на кабрирование и пикирование,

которая является большей из:

(1) Трехсекундного движения системы про-

дольной балансировки при ее нормальном тем-

пе для конкретных условий полета без аэроди-

намической нагрузки (или эквивалентной раз-

балансировки для самолетов, которые не име-

ют привода в системе балансировки) или до

ограничительного упора в системе балансиров-

ки, включая упоры, требуемые в 25.655(b) для

управляемых стабилизаторов; или

(2) Максимальной разбалансировки, кото-

рую может создать автопилот при поддержании

горизонтального полета на большой крейсер-

ской скорости.

(b) В условиях разбалансировки, оговорен-

ных в пункте (а) данного параграфа, когда нор-

мальная перегрузка изменяется от +1 до поло-

жительных и отрицательных значений, огово-

ренных в пункте (с) данного параграфа:

(1) Кривая изменения усилий на рычаге

продольного управления по перегрузке должна

иметь отрицательный наклон при любой ско-

рости полета вплоть до и включая VFC/МFC; и

(2) При скоростях полета между VFC/VFC и

VDF/MDF не должно быть перемены знака уси-

лия на рычаге продольного управления.

(с) За исключением оговоренных в пунктах

(d) и (е) данного параграфа случаев, соответ-

ствие требованиям пункта (а) данного парагра-

фа должно быть продемонстрировано в полете

в диапазоне перегрузок:

(1) от –1 до +2,5; или

(2) от 0 до 2,0 и при экстраполяции приемле-

мым методом до –1 и +2,5.

(d) Если для показа соответствия использу-

ется метод, изложенный в пункте (с)(2) данно-

го параграфа, и в ходе летных испытаний воз-

никают предельно допустимые условия в отно-

шении перемены знака усилия на рычаге про-

дольного управления, то должны быть выпол-

нены летные испытания в диапазоне от нор-

мальной перегрузки, при которой обнаружено

возникновение предельно допустимого усло-

вия, до применимого предела, указанного в

пункте (с)(1) данного параграфа.

(е) В ходе летных испытаний, требуемых

пунктом (а) данного параграфа, не требуется

Часть 25 Авиационные правила

36

превышать эксплуатационные маневренные

перегрузки, предписанные в 25.333(b) и 25.337,

и маневренные перегрузки, связанные с веро-

ятными непреднамеренными выходами за гра-

ницы огибающих начала бафтинга, указанные в

25.251(е). Кроме того, скорости входа в режим

для демонстраций в летных испытаниях значе-

ний нормальной перегрузки менее 1 должны

быть ограничены величиной, необходимой для

выполнения вывода из маневра без превыше-

ния VDF/MDF.

(f) В условиях разбалансировки, указанных в

пункте (а) настоящего параграфа, для вывода само-

лета при превышении скорости вплоть до VDF/MDF

должна иметься возможность создания перегрузки,

равной, по крайней мере, 1,5 без превышения уси-

лия на рычаге продольного управления 56,0 кгc, ис-

пользуя или только основное продольное управле-

ние, или основное продольное управление и систе-

му балансировки. Если продольная балансировка

используется для содействия созданию требуемой

перегрузки, то при скорости VDF/MDF должно быть

показано, что продольная балансировка может

приводиться в действие в направлении на кабриро-

вание с основной поверхностью управления, на-

груженной до наименьшей из следующих воздей-

ствующих на поверхность управления сил в напра-

влении на кабрирование:

(1) Максимальных усилий управления, ожида-

емых в эксплуатации и указанных в 25.301 и 25.397.

(2) Усилий управления, потребных для соз-

дания перегрузки 1,5.

(3) Усилий управления, соответствующих

бафтингу или другим явлениям такой интен-

сивности, которая является сильной преградой

от дальнейшего приложения усилия к ручке

основного продольного управления.

ДОПОЛНЕНИЕ 25В

25В.1. Потребный на полет запас топлива

Потребный на полет запас топлива (ПЗТ)

включает в себя основной и резервный запасы

топлива.

(а) Потребный запас топлива должен обеспе-

чивать возможность продолжения полета и по-

садки либо на аэродроме вылета, либо на аэро-

дроме назначения, либо на ближайшем запас-

ном аэродроме в случае возникновения в любой

точке маршрута отказов функциональных си-

стем самолета, непосредственно приводящих к

ухудшению характеристик расхода топлива или

вынужденному изменению плана полета.

Примечание. Для самолетов, имеющих более

двух двигателей, требования дан-

ного пункта должны выполняться в

случае последовательного отказа

двух двигателей, независимо от

расчетной вероятности его возни-

кновения.

(b) Основной запас топлива (ОЗТ) – масса

топлива, расходуемая при запуске и прогреве

двигателя, рулении, взлете, полете по маршру-

ту, заходе на посадку и посадке, определяется

при принятых прогнозируемых условиях (тем-

пература наружного воздуха и скорость ветра по

трассе), а также при выдерживании расчетных

режимов и профиля полета.

В РЛЭ должны быть приведены характеристи-

ки расхода топлива, необходимые для опреде-

ления основного запаса топлива в пределах

ожидаемых условий эксплуатации данного ти-

па самолета.

(c) Резервный запас топлива состоит из

компенсационного и аэронавигационного за-

пасов топлива.

(1) Аэронавигационный запас топлива (АЗТ)

– масса топлива, необходимая для ухода на вто-

рой круг и выполнения полета на запасной аэро-

дром с расчетной точки полета по маршруту в

прогнозируемых метеоусловиях, на рекомендо-

ванной РЛЭ высоте со скоростью, соответ-

ствующей минимальному километровому расхо-

ду топлива; выполнения полета на режиме ожи-

дания над запасным аэродромом в течение 30

мин; осуществления захода на посадку до высо-

ты принятия решения.

В качестве расчетной точки, с которой выпол-

няется полет на запасной аэродром, устанавли-

вается высота принятия решения при заходе на

посадку на аэродром назначения.

(2) Компенсационный запас топлива (КЗТ) –

масса топлива, необходимая для компенсации

погрешностей, связанных с точностью самоле-

товождения и топливоизмерительных систем, с

разбросом индивидуальных характеристик эк-

сплуатируемых самолетов и двигателей, с воз-

можными отклонениями метеорологических

условий от прогнозируемых, а также дополни-

тельное количество топлива, необходимое для

компенсации методических погрешностей рас-

чета потребного на полет запаса топлива. Масса

устанавливаемого компенсационного запаса то-

плива должна быть не менее 3% от массы основ-

ного запаса топлива. В РЛЭ должны быть приве-

дены материалы, позволяющие определять ве-

личину КЗТ.

25В.2. Экстренное снижение

Характеристики самолетов, максимальная

крейсерская высота которых выше 4200 м, дол-

жны обеспечивать возможность экстренного

снижения до высоты 4200 м за время не более

4 мин без превышения установленных РЛЭ эк-

сплуатационных ограничений.

Примечание. Время экстренного снижения опре-

деляется как интервал между мо-

ментом начала действий экипажа

для подготовки к экстренному сни-

жению и моментом достижения са-

молетом высоты 4200 м.

Авиационные правила Часть 25

37

Часть 25 Авиационные правила

38

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

25.301. Нагрузки

(a) Требования к прочности определены че-

рез эксплуатационные нагрузки (максималь-

ные нагрузки, возможные в эксплуатации) и

расчетные нагрузки (эксплуатационные на-

грузки, умноженные на соответствующие ко-

эффициенты безопасности). Если нет других

указаний, под заданными нагрузками подразу-

меваются эксплуатационные нагрузки.

(b) Если нет других указаний, нагрузки, дей-

ствующие в воздухе, на земле или на воде, дол-

жны быть уравновешены инерционными силами

всех частей самолета. Распределение этих нагру-

зок может быть приближенным (взятым с запа-

сом) или должно точно отражать фактические

условия. Методы, применяемые для определе-

ния интенсивности и распределения нагрузок,

должны быть подтверждены измерениями нагру-

зок в полете, если не показано, что применяемые

методы определения этих нагрузок надежны.

(c) Если деформации конструкции под на-

грузкой значительно изменяют распределе-

ние внешних или внутренних нагрузок, это

перераспределение следует принимать во

внимание.

25.302. Взаимодействие систем и конструкции

Для самолетов, оборудованных системами,

которые непосредственно или в результате отказа

или неисправности влияют на характеристики

прочности, должно быть принято во внимание

влияние этих систем и их отказов при доказатель-

стве соответствия с требованиями разделов C и D.

Допускается снижение коэффициента безопас-

ности и запаса по скорости при низкой вероят-

ности отказа и малой продолжительности на-

хождения в отказном состоянии.

25.303. Коэффициент безопасности

Если нет других указаний, коэффициент бе-

зопасности принимается равным 1,5. На него

умножаются заданные эксплуатационные на-

грузки, которые рассматриваются как внешние

нагрузки на конструкцию. Если условия нагру-

жения определены через расчетные нагрузки,

умножать на коэффициент безопасности не

следует, если не указано иное.

25.305. Прочность и деформация

(а) Конструкция должна выдерживать экс-

плуатационные нагрузки без появления опас-

ных остаточных деформаций. При всех нагруз-

ках, вплоть до эксплуатационных, деформации

конструкции не должны влиять на безопас-

ность эксплуатации.

(b) Конструкция должна выдерживать рас-

четные нагрузки без разрушения в течение не

менее 3 с. Однако, когда прочность конструк-

ции подтверждена динамическими испытания-

ми, имитирующими реальные условия нагру-

жения, требование о 3 с не применяется.

Статические испытания, проводимые до расчет-

ной нагрузки, должны включать в себя перемеще-

ния и деформации от действия этой нагрузки. Если

применяются аналитические методы подтвержде-

ния соответствия требованиям прочности под дей-

ствием расчетной нагрузки, следует показать, что:

(1) Влияние деформации незначительно;

(2) Возникающие деформации полностью

учитываются при расчете; или

(3) Применяемые методы и допущения до-

статочны для учета влияния этих деформаций.

(c) Когда упругость конструкции такова, что

возможный в эксплуатации темп приложения

нагрузок может вызвать напряжения выше со-

ответствующих этим нагрузкам статических на-

пряжений, должно быть учтено влияние такого

темпа приложения нагрузок.

25.307. Доказательства прочности

(а) Соответствие требованиям к прочности и

деформациям, приведенным в настоящем разде-

ле, должно быть показано для каждого критиче-

ского случая нагружения. Подтверждение проч-

ности конструкции только расчетами допускает-

ся лишь в том случае, если данная конструкция

соответствует тем конструкциям, для которых,

как показал опыт, примененный метод расчета

является надежным. В остальных случаях дол-

жны проводиться подтверждающие статические

испытания. Эти испытания должны проводить-

ся до расчетных значений нагрузок, если с Ком-

петентным органом не будет согласовано, что в

каждом конкретном случае можно испытания-

ми до меньших нагрузок получить эквивалент-

ное подтверждение достаточной прочности.

(b) [Зарезервирован].

(c) [Зарезервирован].

(d) Если для подтверждения соответствия тре-

бованиям 25.305(b) используются статические или

динамические испытания конструкции, в резуль-

таты испытаний следует вводить соответствую-

щие поправочные коэффициенты на материалы,

кроме тех случаев, когда испытываемая конструк-

ция или ее части характерны тем, что несколько

их элементов обеспечивают прочность конструк-

ции и разрушение одного из них приводит к пере-

распределению нагрузки по другим элементам.

ПОЛЕТНЫЕ НАГРУЗКИ

25.321. Общие положения

(а) Полетная перегрузка представляет собой

отношение компонента аэродинамической си-

лы, действующего перпендикулярно продоль-

ной оси самолета к весу самолета. За положи-

тельную перегрузку принимается перегрузка,

Раздел С – ПРОЧНОСТЬ

при которой аэродинамическая сила направле-

на вверх по отношению к самолету.

(b) Полетные нагрузки, определенные с уче-

том сжимаемости воздуха при всех скоростях,

должны быть рассмотрены:

(1) Во всем диапазоне расчетных высот по-

лета, выбранных Заявителем.

(2) При всех значениях весов: от расчетного

минимального веса до расчетного максималь-

ного веса, соответствующих каждому отдельно-

му полетному случаю нагружения.

(3) При всех требуемых сочетаниях высоты и

веса при любом практически возможном рас-

пределении коммерческой нагрузки самолета,

весов топлива и масла в пределах эксплуата-

ционных ограничений, предписанных в РЛЭ.

(c) Должно быть рассмотрено достаточно

большое количество точек на и внутри огибаю-

щей условий полета с тем, чтобы была уверен-

ность, что получена максимальная нагрузка на

каждую часть конструкции самолета.

(d) Основные силы, действующие на само-

лет, должны быть уравновешены точным или

приближенным (в запас прочности) методом.

При этом инерционные силы от линейных

ускорений должны находиться в равновесии с

тягой и всеми аэродинамическими нагрузками,

а инерционные моменты от угловых (тангаж-

ных) ускорений – с моментами от тяги и от

всех аэродинамических нагрузок, включая мо-

менты, обусловленные нагрузками на такие ча-

сти конструкции, как хвостовое оперение и мо-

тогондолы. Должны быть рассмотрены крити-

ческие величины тяги в диапазоне от нуля до

максимальной продолжительной тяги.

РАСЧЕТНЫЕ УСЛОВИЯ

ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ МАНЕВРОВ

И ПРИ ПОЛЕТЕ В НЕСПОКОЙНОМ

ВОЗДУХЕ

25.331. Условия симметричных маневров

(a) Методика. Для расчета маневров, указан-

ных в пунктах (b) и (с) данного параграфа, при-

меняются следующие положения:

(1) В случаях, когда рассматривается резкое

отклонение органов управления, расчетная ско-

рость отклонения поверхности управления не

должна быть меньше скорости, которую может

создать пилот при помощи системы управления.

(2) При определении углов отклонения руля вы-

соты и при распределении нагрузок по хорде в

условиях выполнения маневров, указанных в

пунктах (b) и (c) данного параграфа, должно быть

принято во внимание влияние соответствующих

угловых скоростей тангажа. Должны быть рассмо-

трены как условия сбалансированного полета, так

и условия разбалансировки, определенные в

25.255.

(b) Условия установившегося маневра. В

предположении, что самолет уравновешен с ну-

левым угловым ускорением относительно по-

перечной оси, рассматриваются условия мане-

вра от позиции 1 до 7 на огибающей условий

полета при маневрах, приведенной в 25.333(b).

(c) Условия маневра по тангажу. Должны быть

исследованы условия, указанные в пунктах (с)(1)

и (2) данного параграфа. Движение управляющих

поверхностей по тангажу может быть уточнено с

учетом ограничений по максимальным усилиям

пилота, указанным в 25.397(с), по упорам в систе-

ме управления и по любым косвенным эффек-

там, вызванным ограничениями в выходных ха-

рактеристиках системы управления (например,

ограничения скорости отклонения бустеров).

(1) Максимальное отклонение управляющей по-

верхности на скорости VА. Самолет рассматри-

вается на режиме установившегося горизон-

тального полета [позиция 8 в 25.333(b)] и штур-

вал (ручка) резко отклоняется с целью создания

предельного положительного ускорения танга-

жа (кабрирования). При определении нагрузки

на хвостовое оперение должна быть принята во

внимание реакция самолета на отклонение по-

верхности управления. Не требуется рассма-

тривать нагрузки на самолет, действующие по-

сле того, как нормальная перегрузка в центре

тяжести достигнет значения, равного положи-

тельной эксплуатационной маневренной пере-

грузке, или нормальная составляющая резуль-

тирующей нагрузки на оперение достигнет

максимума, в зависимости от того, что наступа-

ет раньше.

(2) Контролируемый маневр между скоростями

VА и VD. Должно быть рассмотрено выполнение

следующих маневров при отклонении поверх-

ностей управления тангажом. Самолет перво-

начально находится в полете в уравновешен-

ном состоянии с перегрузкой nI = 1 при любой

скорости в диапазоне от VA до VD. Необходимо

исследовать контролируемые продольные ма-

невры до значений перегрузки nII и nIII, при

этом перегрузки достигают максимальной ве-

личины в переходном режиме.

где: (см. 25.337).

Принимается, что маневры выполняются сле-

дующим образом: штурвал (ручка) резко от-

клоняется в одном направлении, затем в дру-

гом до положения, наиболее удаленного от ис-

ходного положения, прежде чем возвращается

к нему. Зависимость отклонения штурвала

(ручки) X по времени может быть представлена

в виде:

X = XМ sin(ωt),

где:

XM – амплитуда отклонения штурвала (ручки);

ω – круговая частота незатухающих собствен-

ных короткопериодических колебаний самоле-

Авиационные правила Часть 25

39

та как жесткого тела, но не менее чем 2π/T, где

T = 4VA/V [с], а VA – расчетная маневренная

скорость и V – рассматриваемая скорость; при

этом обе скорости выражаются в одинаковых

единицах.

Как правило, достаточно проанализировать 3/4

периода отклонения, предполагая, что возвраще-

ние штурвала (ручки) производится более плав-

но. Амплитуда отклонения штурвала (ручки) XM

подбирается так, чтобы максимальное значение

перегрузки в центре тяжести самолета достигало

величины не менее (по абсолютной величине),

чем nII при начальном отклонении на себя или

nIII при начальном отклонении от себя, если это-

му не препятствуют ограничения, указанные вы-

ше в пункте (с). Однако, если эти перегрузки не

достигаются при максимально возможном с уче-

том ограничений в системе управления отклоне-

нии штурвала (ручки), следует расчеты провести

при бoльших значениях XM, но фактические зна-

чения X устанавливаются с учетом этих ограни-

чений («усеченная синусоида»).

Примечания: 1. Если аэродинамические характери-

стики самолета имеют существен-

ную нелинейность, величину ω

можно определять путем линеари-

зации характеристик при параме-

трах движения, соответствующих

установившемуся горизонтальному

полету. При этом следует дополни-

тельно рассмотреть маневры при ча-

стотах, отличных от «линеаризиро-

ванной» частоты на ±10% с соблю-

дением указанного ограничения.

2. Величину ω следует определять с

учетом имеющейся на самолете си-

стемы автоматического управления

(САУ) как при нормальном ее функ-

ционировании, так и при отказном

состоянии.

25.333. Огибающая условий полета при маневрах

(a) Общие положения. Соответствие требова-

ниям к прочности должно быть доказано при всех

комбинациях воздушной скорости и перегрузки на

и внутри огибающей условий полета при маневрах

[диаграмма «V – n» в пункте (b) данного парагра-

фа]. Эта огибающая должна быть также использо-

вана при определении эксплуатационных ограни-

чений по прочности в соответствии с 25.1501.

(b) Огибающая условий полета при маневрах

25.335. Расчетные воздушные скорости

Принятые расчетные скорости полета явля-

ются индикаторными скоростями (EAS). Вели-

чины скоростей VS0 и VS1 должны определяться

надежным образом.

(a) Расчетная крейсерская скорость VC. Для

скорости VC принимаются следующие условия:

(1) Минимальная величина VC должна быть

значительно больше VB, чтобы учесть непред-

виденное увеличение скорости, которое может

произойти в результате сильной турбулентно-

сти атмосферы.

(2) За исключением того, что указано в

25.335(d)(2), VC не может быть меньше, чем

VB + 1,32Uref [Uref определяется в 25.341(а)(5)(i)].

Однако не требуется, чтобы VC превышала мак-

симальную скорость в горизонтальном полете

при максимальной продолжительной мощно-

сти на соответствующей высоте.

(3) На высотах, где скорость VD ограничена

числом М, скорость VC также может быть огра-

ничена выбранным числом М.

(b) Расчетная скорость пикирования VD. Рас-

четная скорость пикирования должна быть вы-

брана такой, чтобы VC/MC было не более

0,8 VD/MD, или такой, чтобы минимальный за-

пас скорости между VC/MC и VD/MD был равен

наибольшей из величин, определяемых согласно

пунктам (b)(1) и (2) данного параграфа.

(1) Предполагается, что самолет должен

быть выведен из установившегося режима по-

лета на скорости VC/MC и в течение 20 с лететь

по траектории с наклоном на 7,5° ниже перво-

начальной, а затем переведен на кабрирование до

перегрузки 1,5 (приращение перегрузки 0,5). Воз-

растание скорости при выполнении этого мане-

вра разрешается определять расчетным путем,

если используются надежные или взятые с запа-

сом аэродинамические данные. Предполагается,

что до начала ввода в кабрирование режим работы

двигателей выдерживается в соответствии с

25.175(b)(1)(iv); в момент начала кабрирования

допускается уменьшение мощности и примене-

ние аэродинамических тормозных устройств,

управляемых пилотом.

(2) Минимальный запас скорости должен

быть достаточным на случай изменения атмо-

сферных условий (таких, как горизонтальные

порывы, попадание в струйные течения и хо-

лодные фронты), а также для учета погрешно-

стей приборов и производственных отклоне-

ний в конструкции планера самолета. Эти фак-

торы разрешается рассматривать на вероят-

ностной основе. Однако на высоте, на которой

величина МC ограничена явлениями сжимае-

мости, этот запас скорости по числу М должен

быть не менее 0,07, если только меньший запас

не определен рациональным анализом, учиты-

вающим влияние имеющихся на самолете авто-

матических систем. В любом случае, этот запас

не должен быть менее 0,05.

(ћеханизаци¤ убрана)

Часть 25 Авиационные правила

40

(с) Расчетная маневренная скорость VA. Для

скорости VA принимаются следующие условия:

(1) Скорость VA не может быть меньше, чем

VS1 , где:

n – максимальная эксплуатационная мане-

вренная перегрузка при скорости VС;

VS1 – скорость сваливания при убранных

закрылках.

(2) Скорости VA и VS1 должны быть опреде-

лены при соответствующем расчетном весе и на

рассматриваемой высоте.

(3) Не требуется, чтобы скорость VA была

больше, чем VC, или чем скорость, при которой

кривая, соответствующая CNmax, пересекает ли-

нию максимальной эксплуатационной мане-

вренной перегрузки (принимается меньшая из

величин).

(d) Расчетная скорость при максимальной ин-

тенсивности порыва VB. Для определения скоро-

сти VB принимаются следующие условия:

(1) Скорость VB не может быть меньше, чем

, где

VSI – скорость сваливания при убранной ме-

ханизации и рассматриваемом весе самолета,

приведенная к единичной перегрузке при CN max,

м/с;

CN max – максимальный коэффициент нор-

мальной силы самолета;

VC – расчетная индикаторная крейсерская

скорость, м/с;

Uref – эффективная индикаторная скорость

порыва, определяемая согласно 25.341(а)(5)(i),

м/с;

G/S – удельная нагрузка на крыло при рас-

сматриваемом весе самолета, кгс/м2;

– коэффициент ослабления порыва;

– массовый параметр самолета;

ρ – плотность воздуха, кгс.с2/м4;

b – средняя геометрическая хорда, м;

g – ускорение свободного падения, м/с2;

– производная коэффициента нормаль-

ной силы самолета по углу атаки, 1/рад.

(2) На высотах, где VC ограничена числом М:

(i) cкорость VB может быть выбрана так, что-

бы обеспечить оптимальный запас относитель-

но границ низко- и высокоскоростного баф-

тинга; и

(ii) не требуется, чтобы скорость VB была

больше скорости VС.

(e) Расчетная скорость полета при выпущенной

механизации крыла (закрылки, предкрылки или

подобные им устройства для увеличения подъем-

ной силы) VF. Для определения скорости VF при-

нимаются следующие условия:

(1) Расчетная скорость полета для каждого

положения механизации крыла [установленно-

го в соответствии с 25.697(a)] должна быть зна-

чительно больше эксплуатационной скорости,

рекомендуемой для соответствующего этапа

полета (включая уход на второй круг), чтобы

иметь возможность изменять скорость полета и

положение механизации крыла.

(2) Скорость VF не может быть меньше, чем:

(i) 1,6.VS1 при взлетном положении механи-

зации и при максимальном взлетном весе само-

лета;

(ii) 1,8.VS1 при механизации, отклоненной

для захода на посадку, и при максимальном по-

садочном весе;

(iii) 1,8.VS0 при механизации в посадочном по-

ложении и при максимальном посадочном весе.

(3) Если применяется автоматическое упра-

вление положением механизации или устрой-

ство для ограничения нагрузок, можно прини-

мать величины скоростей и соответствующие

положения механизации, обеспечиваемые этим

устройством.

(f) Расчетные скорости для тормозных

устройств VDD. Выбранная расчетная скорость

для каждого тормозного устройства должна

быть значительно выше скорости, рекомендо-

ванной для эксплуатации устройства, чтобы

учесть возможные изменения в регулировке

этой скорости. Для тормозных устройств, пред-

назначенных для применения при снижении с

большой скоростью, значение VDD не должно

быть меньше VD. Когда применяются автома-

тические средства управления положением

тормозных устройств или ограничения нагруз-

ки на них, должны приниматься в расчет ско-

рости и соответствующие положения тормоз-

ного устройства, обеспечиваемые этими авто-

матическими средствами.

25.337. Эксплуатационные

маневренные перегрузки

(a) За исключением случаев полета при мак-

симальном (статическом) коэффициенте по-

дъемной силы, предполагается, что самолет вы-

полняет симметричные маневры, при которых

действуют эксплуатационные маневренные

перегрузки, указанные в данном разделе. Сле-

дует учитывать угловую скорость тангажа, соот-

ветствующую маневрам на кабрирование и

установившимся виражам.

(b) Максимальная (положительная) эксплу-

атационная маневренная перегрузка nэ

max(a) для

любой скорости вплоть до VD должна быть не

меньше, чем , но величина nэ

max(a) не

может быть меньше 2,5 и больше 3,8, где G –

максимальный расчетный взлетный вес, кгс.

(c) Минимальная (отрицательная) эксплуа-

тационная маневренная перегрузка для любой

скорости вплоть до VD должна быть по абсолют-

ной величине не меньше 1,0, т.е. nэ

min(a) ≤–1,0.

(d) Меньшие, чем указанные в данном парагра-

фе значения маневренных перегрузок, могут быть

приняты в расчет лишь в том случае, если кон-

Авиационные правила Часть 25

41

структивные особенности самолета делают невоз-

можным превышение этих величин в полете.

25.341. Нагрузки от порывов и турбулентности

(a) Расчетные условия дискретного порыва.

Предполагается, что в горизонтальном полете са-

молет подвергается воздействию симметричных

вертикальных и боковых порывов. Возникающие

в результате этого эксплуатационные нагрузки

должны определяться следующим образом:

(1) Нагрузки на каждую часть конструкции

должны быть получены из динамического рас-

чета. При расчете следует принять во внимание

нестационарные аэродинамические характери-

стики и все существенные степени свободы са-

молета, включая его движение как твердого тела.

(2) Форма порыва принимается в виде

для 0 ≤ s ≤ 2H,

U(s) = 0 для s > 2H, где

s – расстояние, пройденное в порыве (глу-

бина проникновения в порыв), м;

Uds – индикаторная скорость порыва, зада-

ваемая в пункте (a)(4) данного параграфа, м/с;

H – длина участка нарастания порыва (расстоя-

ние от начала порыва до его максимального значе-

ния, измеренное вдоль траектории полета), м.

(3) На каждой из скоростей VC и VD следует

рассмотреть достаточное число значений гра-

диентных участков порыва H в диапазоне от 9,2

до 106,8 м с тем, чтобы найти критическую ре-

акцию для каждой нагрузки.

(4) Расчетная скорость порыва определяется

следующей формулой:

, где

Uref – эффективная индикаторная скорость

порыва, задаваемая в пункте (а)(5) данного па-

раграфа, м/с;

Fg – коэффициент снижения порыва, опре-

деляемый профилем полета и задаваемый в

пункте (а)(6) данного параграфа.

(5) Рассматриваются следующие значения

эффективных скоростей порывов:

(i) на расчетной скорости полета VC: на

уровне моря положительная и отрицательная

эффективная индикаторная скорость порыва

равна 17,1 м/с. Значение эффективной индика-

торной скорости порыва может быть линейно

уменьшено от 17,1 м/с на уровне моря до

13,4 м/с на высоте 4570 м. Значение эффектив-

ной индикаторной скорости порыва может

быть линейно еще уменьшено с 13,4 м/с на вы-

соте 4570 м до 7,95 м/с на высоте 15250 м;

(ii) на расчетной скорости VD: значение эф-

фективной скорости порыва составляет 0,5 от

значения, приведенного в пункте (а)(5)(i)

данного параграфа.

(6) Коэффициент снижения порыва Fg дол-

жен линейно увеличиваться с высотой от вели-

чины на уровне моря до величины, равной 1,0,

на максимальной эксплуатационной высоте

(см. 25.1527). На уровне моря коэффициент

снижения порыва в зависимости от профиля

полета определяется следующим выражением:

Fg = 0,5(Fgz + Fgm), где

Fgz = 1 – (Zmo / 76200);

Fgm= ;

R1 – отношение максимального посадочно-

го веса к максимальному взлетному весу;

R2 – отношение максимального веса без то-

плива к максимальному взлетному весу;

Zmo – максимальная высота полета, возмож-

ная в эксплуатации (см. 25.1527), м.

(7) Если при анализе нагружения учитывает-

ся система повышения устойчивости, при

определении эксплуатационных нагрузок от

действия порывов должны быть учтены все су-

щественные нелинейности в работе системы.

(b) Расчетные условия непрерывной турбулентно-

сти. Должна быть принята во внимание динамиче-

ская реакция самолета на вертикальную и боковую

непрерывную турбулентность. Расчетные условия

непрерывной турбулентности для определения ди-

намической реакции самолета должны быть при-

няты в соответствии с Приложением G.

25.343. Расчетные веса топлива и масла

(a) Должны быть рассмотрены все комбина-

ции веса коммерческой загрузки самолета, ве-

сов топлива и масла в диапазоне от нулевого до

выбранного максимального веса. Разрешается

устанавливать резервный остаток топлива не

больше, чем на 45 мин полета в условиях эк-

сплуатации, указанных в 25.1001(e) и (f).

(b) Если резервный остаток топлива устано-

влен, то он должен приниматься в качестве ми-

нимального веса топлива при доказательстве

соответствия требованиям данного раздела к

полетным нагрузкам. Кроме того:

(1) Расчет конструкции должен быть произ-

веден без топлива и масла в крыле при эксплу-

атационных нагрузках, соответствующих:

(i) маневренной перегрузке, равной +2,25;

(ii) расчетным условиям порыва, определенным

в 25.341(а), но при расчетных скоростях порывов,

равных 85% от значений, заданных в 25.341(а)(4).

(2) При определении усталостных характе-

ристик конструкции необходимо принять во

внимание любое увеличение напряжений, по-

лученных при расчетных условиях, указанных в

пункте (b)(1) данного параграфа; и

(3) Требования, относящиеся к флаттеру,

деформациям и вибрациям, также должны

обеспечиваться при нулевом запасе топлива.

25.345. Устройства для увеличения

подъемной силы

(a) Если во время взлета, захода на посадку

или при посадке используется механизация

􀂥􀀵􀀕􀁗􀁊􀀋􀂛􀀃􀀵􀀔􀀌 􀀕

􀀸􀁇􀁖􀀃􀀠􀀃􀀸􀁕􀁈􀁉􀀩􀁊􀀋􀀃􀀃􀀃􀀫􀀃􀀃􀀃􀀌􀀔􀀒􀀙

􀀒􀀑􀀗􀀍􀀙

Часть 25 Авиационные правила

42

крыла (закрылки, предкрылки или подобные

им устройства для увеличения подъемной си-

лы), для расчета принимается, что на скоро-

стях вплоть до VF, указанной в 25.335(e), на са-

молет с механизацией, установленной в соот-

ветствующее положение, действуют нагрузки:

(1) При установившемся маневре – соответ-

ствующие положительным эксплуатационным

перегрузкам вплоть до 2,0 и перегрузке 0 [см.

позиции 5, 6, 7 в 25.333(b)].

(2) От восходящих и нисходящих порывов с

индикаторной скоростью 7,6 м/с, направлен-

ных нормально траектории горизонтального

полета. Нагрузки от порывов, приходящиеся на

каждую часть конструкции самолета, должны

быть определены рациональным расчетом. В

расчете должны быть приняты во внимание не-

стационарные аэродинамические характери-

стики и движение самолета как твердого тела.

Форма порыва определена в 25.341(а)(2), при

этом принимается, что Uds = 7,6 м/с, H = 12,5b,

где b – средняя геометрическая хорда крыла, м.

(1\*) При контролируемом маневре – в соот-

ветствии с 25.331(c)(2) со следующими исход-

ной и предельными перегрузками:

nI = 1,0; nII = 2,0 и nIII = 0.

(b) Самолет должен быть рассчитан при

условиях, указанных в пункте (a) данного па-

раграфа, за исключением того, что не требует-

ся, чтобы перегрузка превышала 1,0, с учетом

следующих условий, действующих раздельно:

(1) Спутной струи за воздушным винтом и за

двигателем (двигателями), соответствующей

максимальной продолжительной мощности

при расчетной скорости с выпущенной механи-

зацией крыла VF и взлетной мощности при ско-

рости не менее, чем 1,4 критической скорости

сваливания при рассматриваемом положении

механизации и соответствующем максималь-

ном весе.

(2) Встречного порыва с индикаторной

скоростью 7,6 м/с.

(c) Если механизация крыла применяется в

условиях полета по маршруту, принимается,

что при механизации, находящейся в соответ-

ствующем положении на любой скорости

вплоть до скорости полета, разрешенной для

этих условий, самолет подвергается симме-

тричным нагрузкам:

(1) От маневра с максимальной (положи-

тельной) эксплуатационной перегрузкой, ука-

занной в 25.337(b).

(2) От дискретных вертикальных порывов,

указанных в 25.341(a).

(d) Самолет должен быть рассчитан на на-

грузки при установившемся маневре при макси-

мальном взлетном весе с перегрузкой 1,5 и с ме-

ханизацией крыла в посадочной конфигурации.

25.349. Условия вращения по крену

Самолет должен быть рассчитан на нагрузки

при условиях вращения по крену, указанных в

пунктах (a) и (b) данного параграфа. Неуравно-

вешенные аэродинамические моменты относи-

тельно центра тяжести должны уравновеши-

ваться моментом от инерционных сил точным

расчетом или расчетом в запас.

(a) Маневр. Рассматриваются условия вы-

полнения маневра при скоростях полета и углах

отклонения элеронов (кроме тех случаев, когда

отклонения могут быть ограничены усилием

пилота или мощностью бустера) в комбинации

с нулевой перегрузкой и с перегрузкой, равной

2/3 эксплуатационной маневренной перегруз-

ки, принятой при расчете самолета на проч-

ность. При определении потребных углов от-

клонения элеронов следует учитывать влияние

упругости крыла в соответствии с 25.301(c).

(1) Должно быть исследовано вращение с

установившейся скоростью крена. Кроме того,

должно быть рассмотрено действие макси-

мального углового ускорения для самолетов,

имеющих двигатели или другие сосредоточен-

ные вне фюзеляжа грузы. При вращении с

угловым ускорением можно принять, что ско-

рость крена равна нулю, если нет более точных

данных об изменении маневра по времени, од-

нако угловое ускорение более 3 рад/с2 не при-

нимается.

(2) При скорости VA предполагается резкое

отклонение элеронов до упора.

(3) При скорости VС угол отклонения элеро-

нов должен быть таким, чтобы обеспечить

угловую скорость крена, которая была бы не

меньше достигнутой при условиях пункта (a)(2)

данного параграфа.

(4) При скорости VD угол отклонения элеро-

нов должен быть таким, чтобы обеспечить

угловую скорость крена, которая была бы не

менее 1/3 величины, достигнутой при условиях

пункта (a)(2) данного параграфа.

(b) Несимметричные порывы. Предполагает-

ся, что самолет, находящийся в горизонталь-

ном полете, подвергается воздействию несим-

метричных вертикальных порывов. Результи-

рующие эксплуатационные нагрузки должны

быть рассчитаны исходя из максимальных аэро-

динамических нагрузок на крыло, определен-

ных непосредственно по 25.341(а), или из мак-

симальных аэродинамических нагрузок на

крыло, определенных косвенным путем по вер-

тикальной перегрузке, рассчитанной по

25.341(а). При этом принимается, что на одну

половину крыла действует 100% аэродинами-

ческой нагрузки, а на другую – 80%.

(а\*) Маневр с выпущенной взлетно-посадочной

механизацией. Рассматривается резкое отклоне-

ние элеронов на угол, лимитируемый конструк-

тивным ограничением, максимальной мощно-

стью бустера или максимальным усилием пило-

та, при скорости VF в сочетании с перегрузкой

n = 1,5. Должно быть исследовано установивше-

еся и неустановившееся вращение в соответ-

ствии с пунктом (a)(1) данного параграфа.

Авиационные правила Часть 25

43

25.351. Условия маневра рыскания

Самолет должен быть рассчитан на нагруз-

ки, полученные при маневре рыскания в усло-

виях, указанных в пунктах (a), (b) и (d) данного

параграфа на скоростях от VMC до VD. Неура-

вновешенные аэродинамические моменты от-

носительно центра тяжести должны уравнове-

шиваться моментами инерционных сил точ-

ным расчетом или расчетом в запас. При расче-

те нагрузок на оперение скорость рысканья мо-

жет быть принята равной нулю.

(a) Предполагается, что у самолета, находя-

щегося в режиме установившегося горизон-

тального полета с нулевым углом скольжения,

орган управления рулем направления (педаль)

резко отклоняется для получения результирую-

щего отклонения руля направления, ограни-

ченного:

(1) Упорами в проводке управления или на

управляющей поверхности.

(2) Максимальным усилием бустера или эк-

сплуатационным усилием пилота 136 кгс на

скоростях от VMC до VA и 91 кгс на скоростях от

VC/MC до VD/MD с линейным изменением уси-

лия между VA и VC/MC.

(b) При отклонении педали, определяемом в

пункте (a) данного параграфа, принимается,

что самолет достигает максимального угла

скольжения.

(c) [Зарезервирован].

(d) При максимальном угле скольжения,

определяемом в пункте (b) данного параграфа,

принимается, что педаль резко возвращается в

нейтральное положение.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ УСЛОВИЯ

25.361. Крутящий момент двигателя и

вспомогательной силовой установки (ВСУ)

(а) Подмоторная рама каждого двигателя и

ВСУ и поддерживающие их конструкции должны

быть рассчитаны на следующие воздействия:

(1) Эксплуатационный крутящий момент

двигателя, соответствующий взлетной мощно-

сти и скорости воздушного винта, действую-

щий одновременно с 75% максимальной эк-

сплуатационной нагрузки (см. позицию 1 в

25.333(b)).

(2) Эксплуатационный крутящий момент

двигателя, соответствующий максимальной

продолжительной мощности и скорости воз-

душного винта, действующий одновременно с

максимальной эксплуатационной нагрузкой

(см. позицию 1 в 25.333(b)); и

(3) Для турбовинтовых двигателей (в допол-

нение к условиям пунктов (a)(1) и (2) данного

параграфа) эксплуатационный крутящий мо-

мент двигателя, соответствующий взлетной

мощности и скорости воздушного винта, умно-

женный на коэффициент, учитывающий отказ

системы управления воздушным винтом,

включая быстрое флюгирование воздушного

винта, действующий одновременно с нагрузка-

ми в горизонтальном полете с перегрузкой 1,0.

При отсутствии точного метода расчета следует

использовать коэффициент 1,6.

(b) Для турбинных двигателей и ВСУ подмо-

торные рамы и конструкции, поддерживающие

их, должны быть сконструированы таким обра-

зом, чтобы выдерживать воздействие:

(1) Максимальной нагрузки от крутящего

момента двигателя, рассматриваемой в каче-

стве эксплуатационной, вызванной:

(i\*) внезапной остановкой двигателя или

ВСУ из-за неисправности, которая может про-

явиться во временной потере мощности или

способности создавать тягу и которая может

вызвать их останов в результате воздействия

вибраций;

(ii\*) максимальным угловым ускорением

вращающихся частей двигателя или ВСУ.

(1\*) Максимальной нагрузки от крутящего

момента двигателя (ВСУ), рассматриваемой в

качестве расчетной, вызванной остановкой

двигателя или ВСУ из-за разрушения конструк-

ции, включая разрушение лопатки вентилятора;

(2\*) Условия нагружения, определенные в

пункте (b)(2) данного параграфа, применяются

также для конструкции крыла и фюзеляжа, на

которой расположена силовая установка. При

определении расчетных нагрузок, действую-

щих на крыло и фюзеляж в этих условиях на-

гружения, принимается коэффициент безопас-

ности 1,25.

(с) Эксплуатационный крутящий момент

двигателя, указанный в пункте (a) данного па-

раграфа, получается путем умножения среднего

крутящего момента при заданной тяге и скоро-

сти на коэффициент:

(1) 1,25 – для турбовинтовых двигателей;

(2) 1,33 – для поршневых двигателей с пятью

и более цилиндрами; и

(3) 2; 3 и 4 – соответственно для двигателей

с четырьмя, тремя и двумя цилиндрами.

(а\*) При применении пункта (а) данного па-

раграфа к турбореактивным двигателям эк-

сплуатационный крутящий момент должен

быть равен максимальному моменту, возника-

ющему при максимальном угловом ускорении

вращающихся частей двигателя.

25.363. Боковая нагрузка на установки двигателя

и ВСУ

(а) Установка каждого двигателя и ВСУ и

поддерживающая конструкция должны быть

рассчитаны на эксплуатационную перегрузку,

действующую в боковом направлении и равную

по крайней мере эксплуатационной перегрузке

при полете со скольжением, но не менее 1,33.

(b) Боковая нагрузка, указанная в пункте (а)

данного параграфа, может считаться не завися-

щей от других условий полета.

Часть 25 Авиационные правила

44

(а\*) При расположении двигателя на крыле

боковую нагрузку при направлении ее действия

от оси самолета следует брать не менее, чем

где:

GД – вес двигателя, кгс;

– максимальное значение угловой ско-

рости крена, полученное в соответствии с усло-

виями, заданными в 25.349, рад/с;

r – расстояние в плане от центра тяжести

двигателя до продольной оси самолета, м.

(b\*) Следует также рассмотреть совместное

действие указанной выше боковой нагрузки и

нагрузки от веса двигателя.

25.365. Нагружение герметических кабин

Для самолетов с одним или более герметиче-

ским отсеком следует иметь в виду, что:

(а) Конструкция самолета должна быть до-

статочно прочной, чтобы выдерживать полет-

ные нагрузки в сочетании с нагрузками от пере-

пада давлений от нуля до максимальной вели-

чины, допускаемой установкой редукционного

клапана.

(b) Следует учитывать распределение наруж-

ного давления в полете, концентрации напря-

жений и влияние усталости.

(c) Если разрешается производить посадку

при наличии наддува в кабинах, нагрузки при

посадке должны рассматриваться в сочетании с

нагрузками от перепада давлений от нуля до

максимальной величины, допускаемой при по-

садке.

(d) Конструкция самолета должна быть до-

статочно прочной, чтобы выдержать нагрузки

от максимального перепада давлений, допуска-

емого установкой редукционного клапана, ум-

ноженного на коэффициент 1,33 для самоле-

тов, предназначенных для эксплуатации до вы-

сот 13700 м, и на 1,67 для самолетов, предназ-

наченных для эксплуатации на высотах более

13700 м, при этом остальные нагрузки не учи-

тываются.

(e) Каждая конструкция, а также ее состав-

ные компоненты или части, находящиеся вну-

три или снаружи герметического отсека, пов-

реждение которых может повлиять на продол-

жение безопасного полета или посадку, должны

быть рассчитаны так, чтобы на любой высоте

полета выдерживать воздействие внезапного

сброса давления через отверстие в любом отсеке

вследствие любого из следующих условий:

(1) Проникновение в кабину части конструк-

ции двигателя после разрушения двигателя.

(2) Появление отверстия в любом гермети-

ческом отсеке площадью вплоть до H0, однако,

если нет достаточных оснований полагать, что

отверстие будет ограничено малым отсеком,

этот отсек может быть объединен с соседним

герметическим отсеком и они оба могут рассма-

триваться как один отсек. Площадь отверстия H0

должна вычисляться по следующей формуле:

H0 = PAS, где

H0 – максимальная площадь отверстия, но

не более 1,86 м2;

AS – максимальная площадь поперечного

сечения герметической оболочки, перпендику-

лярного продольной оси, м2.

(3) Появление максимального отверстия,

образующегося из-за поломок самолета или

оборудования, для которых не показано, что

они практически невероятны.

(f) При доказательстве соответствия требова-

ниям пункта (e) данного параграфа для опреде-

ления вероятности разрушения конструкции

или проникновения обломков двигателя и веро-

ятных размеров отверстий могут быть рассмо-

трены характеристики безопасного разрушения

конструкции при условии, что также учитывает-

ся возможность неправильной эксплуатации

герметизирующих устройств и непреднамерен-

ное открытие дверей. Более того, результирую-

щие нагрузки от перепада давления должны ра-

циональным или надежным способом сочетать-

ся с нагрузками, соответствующими горизон-

тальному полету, и с любыми нагрузками, воз-

никающими в условиях аварийной разгермети-

зации. Эти нагрузки можно рассматривать как

расчетные, однако любые деформации, связан-

ные с этими условиями, не должны препятство-

вать продолжению безопасного полета и осу-

ществлению посадки. Следует также учитывать

изменение давления при работе вентиляции

между отдельными отсеками кабины.

(g) Перегородки, полы и отсеки герметиче-

ских кабин для пассажиров и членов экипажа

должны быть сконструированы таким образом,

чтобы выдерживать условия, определенные в

пункте (e) данного параграфа. Необходимо

принять разумные меры предосторожности,

чтобы свести к минимуму возможность полом-

ки тех частей самолета, которые могут пора-

нить пассажиров и членов экипажа, находя-

щихся на своих местах.

25.367. Несимметричные нагрузки

при отказе двигателя

(а) Самолет должен быть рассчитан на не-

симметричные нагрузки, возникающие при от-

казе критического двигателя. Для самолетов с

четырьмя и более двигателями, если не показа-

но, что одновременная или последовательная

остановка всех двигателей с одной стороны от

плоскости симметрии самолета является прак-

тически невероятной, дополнительно необхо-

димо рассмотреть такой отказ. Расчетные усло-

вия в этом случае согласовываются с Компе-

тентным органом.

􀀳􀀃􀀠

􀀃􀀃􀀤􀀶􀀃􀀃 􀈦 􀀖􀀙􀀑 􀀎􀀃􀀓􀀏􀀓􀀕􀀗 􀁛

􀀳􀁃􀁝􀀃􀀠􀀃􀈦􀁙􀀕􀀃􀁕􀀪􀈾􀀒􀀜􀀏􀀛􀀔􀀏

Авиационные правила Часть 25

45

Самолеты должны быть рассчитаны с учетом

вероятных корректирующих действий пилота

на органы управления полетом (для турбовин-

товых самолетов в сочетании с единичным от-

казом системы ограничения сопротивления

воздушного винта – флюгирования) на следую-

щие условия:

(1) В диапазоне скоростей от VMC до VD на-

грузки, вызванные отказом двигателя из-за

прекращения подачи топлива, следует рассма-

тривать как эксплуатационные.

(2) В диапазоне скоростей от VMC до VC на-

грузки, вызванные отсоединением компрессо-

ра двигателя от турбины или потерей турбин-

ных лопаток, следует рассматривать как эк-

сплуатационные, однако указанный в 25.303

коэффициент безопасности может быть умень-

шен до 1,25.

(3) Характер уменьшения тяги и увеличения

сопротивления по времени в результате указан-

ных случаев отказа двигателя следует подтвер-

дить испытаниями или другими данными, при-

менимыми к рассматриваемой комбинации

двигатель – воздушный винт.

(4) Характер изменения по времени и вели-

чину вероятного корректирующего действия

пилота следует определять в запас, учитывая ха-

рактеристики рассматриваемой комбинации

двигатель – воздушный винт – самолет.

(b) Можно считать, что корректирующее

действие пилота начинается в момент достиже-

ния максимального угла скольжения, но не ра-

нее чем через 2 с после отказа двигателя. Вели-

чину корректирующего действия можно опре-

делять в соответствии с эксплуатационными

усилиями пилота, которые приведены в

25.397(c), за исключением того, что можно

брать меньшие усилия, если расчетом или ис-

пытаниями доказана достаточность этих усилий

для парирования рысканья и крена, возника-

ющих в указанных условиях отказа двигателя.

25.371. Гироскопические нагрузки

Конструкция, к которой крепится двигатель

или ВСУ, должна быть рассчитана на нагрузки,

включая гироскопические, возникающие в слу-

чаях, указанных в параграфах 25.331, 25.341(а),

25.349, 25.351, 25.473, 25.479 и 25.481, при работе

двигателя или ВСУ на режиме максимальных обо-

ротов, соответствующих условиям полета. Для со-

ответствия этому параграфу маневр тангажа по

25.331(с)(1) должен выполняться, пока не будет

достигнута положительная эксплуатационная ма-

невренная перегрузка.

25.373. Устройства для управления

скоростью полета

Если устройства для управления скоростью

полета (такие, как интерцепторы и тормозные

щитки) применяются в крейсерском полете, то:

(а) Самолет должен быть рассчитан на усло-

вия симметричных маневров (см. 25.333 и

25.337), условия маневров рыскания (см.

25.351) и условия воздействия вертикальных и

боковых порывов [см. 25.341(а)], при каждой

конфигурации и при максимальной скорости

полета, связанной с этой конфигурацией; и

(b) Если в этих устройствах предусматрива-

ется автоматическое управление или ограниче-

ние нагрузки, самолет должен быть рассчитан

на условия маневра и действия порыва, кото-

рые указаны в пункте (а) данного параграфа,

при таких скоростях полета и соответствующих

положениях этих устройств, которые допуска-

ются их механизмами.

НАГРУЗКИ НА ПОВЕРХНОСТИ

И СИСТЕМУ УПРАВЛЕНИЯ

25.391. Нагрузки на поверхности управления.

Общие положения

Поверхности управления должны быть рас-

считаны на эксплуатационные нагрузки, воз-

никающие в случаях полета, приведенных в па-

раграфах 25.331, 25.341(a), 25.349, 25.351,

25.367, и в случаях действия ветра у земли, ука-

занных в параграфе 25.415 с учетом следующего:

(a) Для нагрузок, параллельных оси шарни-

ров – см. 25.393.

(b) Для нагрузок от усилий пилота – см. 25.397.

(c) Для действий нагрузок от триммеров –

см. 25.407.

(d) Для несимметричных нагрузок – см. 25.427.

(e) Для нагрузок на вспомогательные аэро-

динамические поверхности – см. 25.445.

25.393. Нагрузки, параллельные оси шарниров

(a) Поверхности управления и кронштейны

крепления шарниров должны быть рассчитаны

на инерционные нагрузки, действующие па-

раллельно оси шарниров.

(b) При отсутствии более точных данных

инерционные нагрузки можно принять равны-

ми K.G, где:

(1) K = 24 – для вертикальных поверхно-

стей;

(2) K = 12 – для горизонтальных поверхнос-

тей; и

(3) G – вес отклоняющейся поверхности.

25.395. Система управления

(a) Системы продольного, поперечного и

курсового управления и управления торможе-

нием и их крепления должны быть рассчитаны

на нагрузки, соответствующие 125% шарнир-

ных моментов отклоняющихся поверхностей

управления, определенных при условиях, при-

веденных в 25.391.

(b) Не требуется, чтобы эксплуатационные

нагрузки на систему управления, за исключе-

нием нагрузок, возникающих на земле от ветра,

превышали нагрузки, которые могут быть соз-

даны пилотом (или пилотами) и автоматиче-

Часть 25 Авиационные правила

46

скими или силовыми устройствами, действую-

щими в этих системах.

25.397. Нагрузки на систему управления

(a) Общие требования. Предполагается, что

эксплуатационные усилия, которые приведены

в пункте (c) данного параграфа, прикладывают-

ся пилотом к соответствующим ручкам упра-

вления или педалям так, как это бывает в нор-

мальной эксплуатации, и уравновешиваются в

узле крепления системы управления к кабанчи-

ку поверхности управления.

(b) Нагрузки от усилий пилота. Аэродинами-

ческие нагрузки на отклоняющиеся поверхно-

сти управления и соответствующие им углы от-

клонения этих поверхностей не должны превы-

шать нагрузок и углов, которые возникают в

полете в результате приложения пилотом уси-

лий, указанных в пункте (c) данного параграфа.

(c) Эксплуатационные усилия и моменты,

прикладываемые пилотом. Эксплуатационные

усилия и моменты, прикладываемые пилотом,

должны быть следующими:

\* Часть проводки управления элеронами, для кото-

рой этот случай является расчетным, должна быть так-

же рассмотрена на действие одной тангенциальной си-

лы, в 1,25 раза большей сил, вызывающих момент,

определенный согласно данной таблице.

\*\* D – диаметр штурвала, м.

\*\*\* Несимметричная сила прикладывается к одному

из обычных мест захвата на штурвале управления.

(а\*) При наличии в системе управления раз-

вязывающих пружинных тяг (РПТ), имеющих

гарантированный запас упругого хода, расчет-

ное усилие в проводке управления от РПТ при-

нимается как наибольшее из:

– усилия РПТ при ее обжатии, соответ-

ствующем перемещению проводки из одного

крайнего положения в другое с коэффициен-

том безопасности 1,5;

– усилия начальной затяжки РПТ с коэффи-

циентом безопасности 2,0.

(b\*) Детали управления рулем направления дол-

жны быть дополнительно рассчитаны на эксплуа-

тационные нагрузки от одного пилота по 136 кгс,

приложенные одновременно на каждую педаль.

(c\*) Одновременное действие элеронами и руля-

ми (стабилизатором). Для общих устройств и дета-

лей систем управления, общих кронштейнов и

мест их крепления должно быть рассмотрено од-

новременное действие нагрузок при управлении:

(1) Рулем высоты (управляемым стабилиза-

тором) и рулем направления.

(2) Рулем высоты (управляемым стабилиза-

тором) и элеронами.

(3) Рулем направления и элеронами.

Величину этих нагрузок следует принять рав-

ной 75% эксплуатационных нагрузок случаев

изолированного нагружения [см. 25.397(c)].

(d\*) Дублированные участки проводки управле-

ния. Прочность каждой ветви дублированной

проводки управления проверяется при приложе-

нии усилий, равных 65% от указанных в 25.397(c).

25.399. Двойное управление

(a) Каждая система двойного управления

должна быть рассчитана на нагрузки от пило-

тов, действующих в противоположном напра-

влении, при этом усилие каждого пилота дол-

жно составлять не менее 75% величин усилий,

указанных в 25.397.

(b) Система управления должна быть рас-

считана на нагрузки от пилотов, действующих в

одном направлении. В этом случае усилие каж-

дого пилота должно составлять не менее 75%

величин усилий, указанных в 25.397.

25.405. Вспомогательная система управления

(а) Вспомогательные системы управления,

такие, как управление тормозами колес, интер-

цепторами, триммерами, двигателями должны

быть рассчитаны на вероятные максимальные

усилия, которые пилот может приложить к ор-

ганам управления этих систем. Можно исполь-

зовать следующие данные:

\* Относится к системам управления механизацией

крыла, триммерами, стабилизатором, интерцепторами

и шасси.

(а\*) Для проверки прочности элементов систем

управления двигателем, кранами и другими аг-

регатами, управляемыми малыми рукоятками,

эксплуатационное усилие от руки для этих ру-

кояток берется не менее 20 кгс.

(b\*) На каждую тормозную гашетку (на педали)

при управлении одним пилотом должна быть

приложена эксплуатационная нагрузка 75 кгс.

Точка приложения нагрузки – передняя кром-

ка педали. При двойном управлении дополни-

тельно производится проверка прочности при

действии двух пилотов, каждый из которых

прикладывает 75% указанной выше нагрузки.

25.407. Влияние триммеров

Влияние триммеров при расчете поверхно-

стей управления следует учитывать только тог-

Авиационные правила Часть 25

47

Органы управления Эксплуатационные

усилия и моменты

Элероны:

ручка управления

штурвал\*

45 кгс

36D кгс.м\*\*

Руль высоты:

ручка управления

штурвал (симметрично)

штурвал (несимметрично)\*\*\*

113 кгс

136 кгс

78 кгс

Руль направления 136 кгс

Управление

Эксплуатационные усилия

пилота

Различные:

рукоятки, штурвалы или

рычаги\*

(1+0,39R).7,57 кгс (R – ради-

ус, см), не менее 32,5 кгс и

не более 68 кгс (примени-

тельно к любому углу в пре-

делах 20° в плоскости враще-

ния органа управления)

Кручение 153,3 кгс.см

Возвратно-поступательное

движение

Выбирается Заявителем

да, когда нагрузки на поверхности ограничены

максимальным усилием пилота. Считается, что

триммеры отклонены так, что они облегчают

управление самолетом. При этом углы отклоне-

ния триммеров:

(a) Для руля высоты должны соответствовать

балансировке самолета в любой точке на поло-

жительном участке огибающей «V – n», как

указано в 25.333(b), за исключением тех случа-

ев, когда триммер дошел до упора.

(b) Для элеронов и руля направления дол-

жны соответствовать балансировке самолета

для самых тяжелых условий действия несимме-

тричной тяги и несимметричной нагрузки; сле-

дует учитывать также соответствующие мон-

тажные допуски.

25.409. Вспомогательные поверхности управления

(a) Триммеры должны быть рассчитаны на

нагрузки, возникающие при всех возможных

комбинациях углов установки триммеров, по-

ложений основных поверхностей управления и

скорости полета самолета (достигаемых без

превышения условий нагружения в полете,

предписанных для самолета в целом), когда эф-

фект от триммеров противодействует усилию

пилота, вплоть до величин, приведенных в

25.397(с).

При отсутствии надежных данных эксплуата-

ционная нагрузка на триммер определяется по

формуле

Pтр = ±0,55qSтр,

где:

q – максимальный скоростной напор, соот-

ветствующий скорости VD, кгс/м2;

Sтр – площадь триммера, м2.

Принимается, что центр давления аэродинами-

ческой нагрузки расположен на 40% хорды

триммера от носка, а коэффициент безопасно-

сти равен 2,0.

(b) Аэродинамические компенсаторы дол-

жны быть рассчитаны на углы отклонения, со-

ответствующие условиям нагружения основ-

ных поверхностей управления.

(c) Сервокомпенсаторы должны быть рас-

считаны на все углы отклонения, соответ-

ствующие условиям нагружения основных по-

верхностей управления от действия максималь-

ного усилия пилота при маневре. При этом сле-

дует учитывать возможное противодействие

триммеров.

25.415. Условия нагружения

от действия ветра на земле

(a) Необходимо обеспечить прочность си-

стемы управления на нагрузки, возникающие

на поверхностях управления от действия ветра

при стоянке и рулении с попутным ветром:

(1) Часть проводки управления, располо-

женная между упорами у поверхностей упра-

вления и органами в кабине, должна быть рас-

считана на нагрузки, соответствующие эксплу-

атационным шарнирным моментам МШ,

описанным в пункте (a)(2) данного параграфа.

Не требуется, чтобы эти нагрузки превышали:

(i) нагрузки, которые определяются эксплуа-

тационными усилиями пилота, указанными в

25.397(c) для каждого пилота в отдельности; или

(ii) 0,75 этих эксплуатационных нагрузок

для каждого пилота при приложении нагрузки

от обоих пилотов в одном направлении.

(2) Упоры системы управления вблизи по-

верхностей управления, стопоры системы

управления, а также кабанчики поверхностей

управления и части системы (если они имеют-

ся) между этими упорами, стопорами и кабан-

чиками должны быть рассчитаны на эксплуата-

ционные шарнирные моменты МШ, определя-

емые по формуле

МШ = 0,0625К V2 b.S,

где:

МШ – шарнирный момент, кгс.м;

V – скорость ветра, 40 м/с;

К – эксплуатационное значение коэффици-

ента шарнирного момента от действия ветра на

земле, приведенное в пункте (b) данного

параграфа;

b – средняя хорда поверхности управления

за осью вращения, м;

S – площадь поверхности управления за

осью вращения, м2.

(b) Эксплуатационное значение коэффици-

ента шарнирного момента К от действия ветра

на земле определяется следующим образом:

\* Положительное значение К указывает на момент,

стремящийся опустить поверхность, а отрицательное зна-

чение К – на момент, стремящийся поднять поверхность.

(а\*) При оценке прочности поверхности

управления можно принимать, что аэродина-

мическая нагрузка от действия ветра распреде-

лена по поверхности равномерно.

(b\*) Дополнительно должен быть рассмо-

трен динамический эффект действия ветра на

следующие поверхности управления:

(1) Стопорение которых осуществляется

только с помощью силовых приводов и кото-

рые в процессе длительной стоянки из-за пол-

ного или частичного отсутствия жидкости в ра-

бочей камере привода могут перемещаться при

Часть 25 Авиационные правила

48

Поверхность К Положение органов

управления

(а) Элерон

(b) Элерон

(c) Руль высоты

(d) Руль высоты

(e) Руль направления

(f) Руль направления

0,75

±0,50\*

±0,75\*

±0,75\*

0,75

0,75

(a) Колонка управления

в среднем положении

(b) Элероны отклонены

на максимальный угол

(c) Руль высоты отклонен

вниз на максимальный угол

(d) Руль высоты отклонен

вверх на максимальный угол

(e) Руль направления

в нейтральном положении

(f) Руль направления откло-

нен на максимальный угол

внешнем воздействии, рассматривается ско-

рость ветра 40 м/с; или

(2) Которые после освобождения от стопо-

рения в процессе руления при отсутствии про-

тиводействия пилота обладают свободой пере-

мещения, рассматривается скорость ветра

15 м/с, или скорость ветра, разрешенная РЛЭ

для взлета и посадки, в зависимости от того, что

больше.

25.427. Несимметричные нагрузки

(a) При расчете самолета на действие боково-

го порыва, при маневрах рыскания и вращения

по крену следует учитывать несимметричные на-

грузки на хвостовое оперение, возникающие из-

за спутной струи и аэродинамической интерфе-

ренции с крылом, вертикальным оперением и

другими аэродинамическими поверхностями.

(b) Горизонтальное оперение должно быть

расчитано на следующие условия несимметрич-

ного нагружения:

(1) 100% максимальной нагрузки случая

симметричного маневра по 25.331 и от верти-

кального порыва по 25.341(а) действует раз-

дельно на поверхность по одну сторону от оси

симметрии самолета; и

(2) 80% этих нагрузок – по другую сторону.

(с) Если горизонтальное оперение имеет по-

перечное V более ±10° или расположено на вер-

тикальном оперении, поверхности оперений и

поддерживающие их конструкции должны

быть рассчитаны на указанные в 25.341(а) по-

рывы, действующие в любом направлении под

прямым углом к траектории полета.

(а\*) Необходимо рассмотреть совместное

нагружение горизонтального и однокилевого

вертикального оперения во всех случаях, пре-

дусмотренных для изолированного симметрич-

ного нагружения горизонтального оперения в

25.331(b), (c), 25.341(a), 25.345(а) и для изоли-

рованного нагружения вертикального опере-

ния – в 25.341(a) и 25.351.

(1) Нагружение горизонтального оперения:

(i) при установившемся маневре в верти-

кальной плоскости нагрузки определяются при

перегрузке

nсовм = 1 + 0,75(n – 1), где

n – перегрузка рассматриваемого случая при

изолированном нагружении;

nсовм – перегрузка при совместном нагружении;

(ii) нагрузки при неустановившемся маневре

определяются из расчетов, аналогичных расче-

там в изолированных случаях нагружения [см.

25.331(c)(2)], но при этом должны быть приня-

ты следующие значения перегрузок nI; nII и nIII:

– при убранной взлетно-посадочной меха-

низации:

nI = 1; nII = 1 + 0,75 Δnман; nIII = 1 – 0,75 Δnмaн,

но |nIII| ≤ |1 – 0,75 (1 – nэ

min(a))|;

– при выпущенной взлетно-посадочной ме-

ханизации:

nI = 1 ; nII = 1,75; nIII = 0,25;

(iii) маневр на скорости VА [см. 25.331(с)(1)]

совместно со случаями нагружения вертикаль-

ного оперения не рассматривается;

(iv) нагрузки при полете в неспокойном воз-

духе определяются для значений Uref, равных

75% их значений при изолированном нагруже-

нии [см. 25.341(a)].

(2) Нагружение вертикального оперения:

(i) нагрузки на вертикальное оперение при

маневре определяются из расчетов, аналогич-

ных расчетам в изолированном случае нагруже-

ния (см. 25.351), но при этом величина откло-

нения педали принимается равной 75% ее от-

клонения в изолированном случае;

(ii) нагрузки при полете в неспокойном воз-

духе определяются для значений Uref, равных

75% их значений при изолированном нагруже-

нии [см. 25.341(a)];

(iii) нагрузки на вертикальное оперение в

совместных случаях нагружения допускается

принимать равными 75% нагрузок, действую-

щих при изолированном нагружении, а углы

скольжения самолета и отклонения руля напра-

вления – 75% соответствующих углов для изо-

лированного нагружения.

(3) При совместном нагружении горизонталь-

ного и вертикального оперений нагрузку на гори-

зонтальное оперение следует принимать дей-

ствующей несимметрично в соответствии с углом

скольжения, определенным в рассматриваемом

случае совместного нагружения. Несимметрию в

распределении нагрузки между двумя половина-

ми горизонтального оперения следует определять

на основе испытаний в аэродинамических трубах

при указанном угле скольжения (75% угла сколь-

жения соответствующего изолированного случая

нагружения вертикального оперения).

(b\*) При расположении горизонтального

оперения на вертикальном следует дополни-

тельно рассмотреть совместное нагружение

вертикального оперения нагрузками, приходя-

щимися на него в изолированных случаях на-

гружения [25.341(a), 25.351], и горизонтального

оперения несимметричной нагрузкой. Суммар-

ная нагрузка на горизонтальное оперение в

этом случае равна уравновешивающей нагрузке

горизонтального полета. Несимметрию в рас-

пределении нагрузки между половинами гори-

зонтального оперения следует определять на

основе испытаний в аэродинамических трубах

при полном угле скольжения соответствующе-

го случая нагружения вертикального оперения.

25.445. Вспомогательные

аэродинамические поверхности

(a) Когда взаимное влияние между вспомо-

гательными аэродинамическими поверхностя-

ми (например, концевыми поверхностями кры-

ла, разнесенными поверхностями вертикально-

Авиационные правила Часть 25

49

го оперения и т.п.) и несущими поверхностями,

на которых они установлены, существенно, это

влияние следует учитывать во всех случаях на-

гружения при маневрах по тангажу, крену и ры-

сканию и при воздействии указанных в 25.341(a)

порывов, действующих в любом направлении

под прямым углом к траектории полета.

(b) С целью учета несимметричного нагру-

жения, если часть разнесенного вертикального

оперения находится выше, а часть – ниже гори-

зонтального, удельная нагрузка на вертикаль-

ное оперение (нагрузка на единицу площади),

определяемая в соответствии с 25.391, распре-

деляется следующим образом:

(1) 100% – на площадь вертикального опере-

ния, расположенную выше (или ниже) гори-

зонтального оперения;

(2) 80% – на площадь вертикального опере-

ния, расположенную ниже (или выше) гори-

зонтального оперения.

(а\*) При отсутствии более надежных данных

для доказательства соответствия требованиям

25.445(a) может быть использовано следующее:

(1) При распределении между разнесенны-

ми килями суммарных нагрузок на вертикаль-

ное оперение, определенных в соответствии с

25.341(a), 25.351 и 25.367, следует принимать,

что 65% нагрузки приходится на один (левый

или правый) киль и 35% нагрузки – на другой.

(2) Для самолета, имеющего горизонтальное

оперение с разнесенным вертикальным опере-

нием, должны быть учтены дополнительные

нагрузки, действующие на каждую половину

вертикального оперения из-за эффекта конце-

вых шайб.

25.457. Закрылки, предкрылки

Закрылки, предкрылки, их механизмы упра-

вления и элементы конструкции, к которым

они крепятся, должны быть рассчитаны на кри-

тические нагрузки, возникающие в условиях,

указанных в 25.345, в сочетании с нагрузками,

возникающими при их перемещении из одного

положения в другое и при изменении скорости

полета.

25.459. Специальные устройства

Нагрузки на специальные устройства,

имеющие аэродинамические поверхности

(например, предкрылки, интерцепторы и

т.д.), должны определяться по результатам

испытаний.

НАЗЕМНЫЕ НАГРУЗКИ

25.471. Общие положения

(a) Нагрузки и уравновешивание. Для эксплу-

атационных наземных нагрузок:

(1) Эксплуатационные наземные нагрузки,

определенные в соответствии с настоящим по-

дразделом, следует считать внешними силами,

приложенными к конструкции самолета; и

(2) В каждом указанном случае внешние на-

грузки должны быть уравновешены инерцион-

ными силами и моментами рациональным или

надежным способом.

(b) Положения центра тяжести. Положения

центра тяжести в диапазоне, указанном в тех-

нических требованиях, должны выбираться

так, чтобы были получены максимальные рас-

четные нагрузки в каждом элементе шасси.

Должны быть рассмотрены продольные, верти-

кальные и поперечные изменения положения

центра тяжести самолета. Разрешается не учи-

тывать влияние поперечных смещений центра

тяжести от продольной оси самолета, в резуль-

тате которых нагрузки на элементы основного

шасси и конструкцию самолета составляют не

более 103% нагрузок при симметричном распо-

ложении центра тяжести при условии, что:

(1) Поперечные смещения положения цен-

тра тяжести обусловлены случайным размеще-

нием пассажиров или груза в фюзеляже или

случайной несимметричной загрузкой или рас-

ходом топлива; и

(2) Предусмотрены соответствующие указа-

ния по загрузке произвольно размещаемых гру-

зов в соответствии с 25.1583(c)(2) с тем, чтобы

поперечные смещения центра тяжести не выхо-

дили за указанные пределы.

(c) Данные о размерах шасси. Основные раз-

меры шасси указаны на рис.1 Приложения А.

(а\*) Если предполагается эксплуатация са-

молета на грунтовых аэродромах, должны быть

установлены максимально допустимые значе-

ния расчетных взлетного и посадочного весов,

а также минимально допустимое значение

прочности грунта, при котором разрешается

эксплуатация. Возможно установление нес-

кольких комбинаций расчетного взлетного веса

и соответствующей ему прочности грунта в

пределах от минимальной σmin до максималь-

ной, в качестве которой принимается σmax =

15 кгс/см2.

Если взлетный и посадочный веса для эк-

сплуатации на грунтовых аэродромах те же, что

и для эксплуатации на аэродромах с искусствен-

ными покрытиями, анализ прочности может

производиться только для условий эксплуатации

на грунтовых аэродромах с учетом дополнитель-

ных указаний 25.473 и 25.491. Однако, если ука-

занные веса существенно различаются, анализ

должен производиться с учетом условий, предус-

мотренных как для эксплуатации на аэродромах

с искусственными покрытиями, так и на грунто-

вых аэродромах для каждой принятой комбина-

ции расчетного веса и прочности грунта.

25.473. Условия нагружения при посадке и пред-

положения

(а) Для случаев посадки, указанных в па-

раграфах 25.479 – 25.485, предполагается, что

самолет касается земли:

Часть 25 Авиационные правила

50

(1) В положении, определенном в 25.479 и

25.481.

(2) При расчетном посадочном весе и:

(i) эксплуатационной скорости снижения,

задаваемой в 25.473(а\*) (условия, определяю-

щие эксплуатационную энергию при расчет-

ном посадочном весе);

(ii) максимальной скорости снижения, рав-

ной 1,225 величины, задаваемой в 25.473(а\*)

(условия, определяющие максимальную энер-

гию при расчетном посадочном весе).

(3) При расчетном взлетном весе и эксплуа-

тационной скорости снижения, равной 0,8 ско-

рости, задаваемой в 25.473(а\*) (условия, опре-

деляющие эксплуатационную энергию при

расчетном взлетном весе).

(4) Предписанные скорости снижения могут

быть изменены, если будет показано, что кон-

структивные особенности самолета делают не-

возможным достижение таких скоростей.

(b) Может быть принято, что подъемная си-

ла не превышает веса самолета, если только на-

личие систем или процедур не влияет суще-

ственно на подъемную силу.

(c) Метод определения нагрузок на самолет

и шасси должен учитывать по крайней мере

следующее:

(1) Динамические характеристики шасси.

(2) Раскрутку колес и упругую отдачу.

(3) Реакцию самолета как твердого тела.

(4) Динамическую реакцию конструкции,

если она существенна.

(d) Динамические характеристики шасси,

принятые в расчетах посадки при условиях, за-

данных в 25.473(а), должны быть подтверждены

при испытаниях согласно 25.723.

(e) Коэффициент трения между пневмати-

ком и землей может быть определен с учетом

скорости проскальзывания и давления в пнев-

матике. Однако не требуется принимать этот

коэффициент более 0,8 при поглощении экс-

плуатационной энергии и более 0,5 при погло-

щении максимальной энергии. Следует также

рассмотреть нагружение самолета при коэффи-

циенте трения, равном нулю.

(а\*) Для определения эксплуатационной

скорости снижения самолета при расчетном

посадочном весе устанавливаются следующие

условия:

(1) Приведенная вертикальная составляю-

щая скорости самолета во время посадочного

удара должна определяться как

VЭ

V = 0,95(VV + αВППVL), м/с,

где:

αВПП – расчетная величина местного встреч-

ного уклона взлетно-посадочной полосы в зоне

приземления самолета;

VL – посадочная скорость самолета в момент

касания земли основными стойками шасси, при-

нимаемая не менее 1,25VL1 [см. 25.479(а)(1)], м/с;

VV – вертикальная составляющая скорости

самолета в момент касания земли, равная

1,5 м/с.

Допускается определение величины VV на

основании специальных расчетов.

Для аэродромов с искусственным покрытием

принимается αВПП = 0,025, а для подготовлен-

ных грунтовых взлетно-посадочных полос

αВПП = 0,035. По согласованию с Компетент-

ным органом допускается уточнение величины

αВПП, исходя из предельных характеристик не-

ровностей аэродромов, на которых предполага-

ется эксплуатация самолета.

(2) Величину VЭ

V во всех случаях, указанных в

пункте (а\*) данного параграфа, менее 3,05 м/с

принимать не следует.

Примечание. Для самолетов, у которых величина

вертикальной скорости по формуле

25.473(а\*)(1) превышает минимальное

значение, указанное в 25.473(а\*)(2),

разрешается принимать VЭ

V = 3,05 м/с.

Однако в этом случае должны быть

определены дополнительные ограни-

чения по применению самолета на раз-

личных аэродромах в зависимости от

характеристик неровностей ВПП.

(b\*) Для случаев поглощения максимальной

энергии [см. 25.473(а)(2)(ii)] при определении

расчетных нагрузок допускается принимать по-

ниженный вплоть до 1,0 коэффициент безопас-

ности. Если этот коэффициент принимается

меньшим, чем 1,3, должно быть показано

объективными данными, что при действии рас-

четных нагрузок не будут иметь место разруше-

ния конструкции самолета и шасси или такое

снижение их прочности, которое может приве-

сти к опасным последствиям.

25.477. Расположение шасси

Параграфы 25.479 – 25.485 включительно

применяются к самолетам с общепринятым

расположением основных и носового шасси

или основных и хвостового шасси при обычной

эксплуатации.

В 25.485(b) включены дополнительные усло-

вия нагружения многостоечного шасси: три

основных стойки, одна из них центральная,

расположенная в плоскости симметрии само-

лета.

25.479. Условия горизонтальной посадки

(а) Предполагается, что самолет в горизон-

тальном положении касается земли с парал-

лельной земле составляющей скорости в преде-

лах от VL1 до 1,25VL2 при условиях, указанных в

25.473. При этом:

(1) VL1 равна VS0 (истинной воздушной ско-

рости) при соответствующем посадочном весе

и при стандартных условиях на уровне моря.

(2) VL2 равна VS0 (истинной воздушной ско-

рости) при соответствующих посадочном весе и

высотах в жаркий день с температурой на

23 °C выше стандартной.

Авиационные правила Часть 25

51

(3) Необходимо исследовать влияние увеличе-

ния посадочных скоростей, если предусматрива-

ются посадки при попутном ветре более 5 м/с.

Следует рассмотреть комбинации максималь-

ных лобовых (по и против полета) нагрузок,

возникающих при раскрутке колеса, и соответ-

ствующих им по времени вертикальных нагру-

зок, а также комбинацию максимальной верти-

кальной нагрузки и соответствующей ей по

времени лобовой нагрузки.

(b) Для горизонтальной посадки самолета с

хвостовым колесом условия, указанные в дан-

ном параграфе, рассматриваются при горизон-

тальном положении продольной оси самолета в

соответствии с рис. 2 Приложения A.

(с) Для горизонтальной посадки самолета с

носовым колесом (см. рис. 2 Приложения А)

условия, указанные в данном параграфе, иссле-

дуются при следующих положениях самолета:

(1) Колеса основного шасси касаются земли,

а носовое колесо находится в непосредствен-

ной близости от земли.

(2) Колеса носового и основного шасси ка-

саются земли одновременно, если такое поло-

жение достижимо при заданных скоростях сни-

жения и поступательного движения. Если такое

положение недостижимо, следует рассмотреть

нагрузки на носовую стойку при поглощении

эксплуатационной и максимальной энергий,

определенных в 25.473 и 25.723 соответственно.

(d) В дополнение к условиям нагружения,

предписанным в пункте (а) данного параграфа,

принимается:

(1) Шасси и конструкция, к которой оно

крепится, должно быть рассчитано на макси-

мальную вертикальную нагрузку в сочетании с

силой, действующей назад и равной не менее

25% от вертикальной; должно быть также рас-

смотрено действие только максимальной вер-

тикальной нагрузки.

(2) При посадке со сносом рассматриваются

наиболее критические комбинации нагрузок,

возникающих в этом случае. Рассматриваются

следующие сочетания:

(i) вертикальные нагрузки равны 75% мак-

симальных нагрузок при поглощении эксплуа-

тационной [25.473(а)(2)(i)] и максимальной

[25.473(а)(2)(ii)] энергий, а лобовые и боковые

нагрузки принимаются соответственно:

– либо 40 и 25% от указанных выше

вертикальных нагрузок при поглощении эк-

сплуатационной энергии и 30 и 15% при погло-

щении максимальной энергии от указанных

выше вертикальных нагрузок;

– либо лобовые нагрузки равны нулю, а боко-

вые нагрузки определяются для рассматривае-

мых колес на основе экспериментальных данных

по зависимости этих сил от вертикальных нагру-

зок и углов увода колес, равных ±10° для усло-

вий поглощения эксплуатационной энергии и

±5° для условий поглощения максимальной

энергии. Если боковая нагрузка достигает мак-

симума при вертикальной нагрузке меньшей,

чем 75% максимальной величины вертикальной

нагрузки при поглощении эксплуатационной

или максимальной энергии, следует рассмотреть

также комбинацию этой боковой нагрузки и со-

ответствующей ей вертикальной. Боковые на-

грузки, определенные, как указано выше, дол-

жны быть увеличены в 1,25 раза. Однако, если

предусматривается выполнение взлетов и поса-

док при боковом ветре более 15 м/с, приведен-

ные выше величины углов увода колес ±10° и ±5°

должны быть увеличены пропорционально отно-

шению этой бoльшей скорости ветра к 15 м/с;

(ii) обжатия амортизатора и пневматика рав-

ны 75% от обжатий при максимальной реакции

земли по 25.473(а)(2). Этот случай нагружения не

рассматривается при спущенных пневматиках.

(3) Вертикальные и лобовые нагрузки при-

ложены к осям колес, а боковые – в точках кон-

такта колес с землей.

25.481. Условия посадки с опущенным хвостом

(a) Предполагается, что при посадке с опу-

щенным хвостом самолет касается земли с па-

раллельной земле составляющей скорости, ле-

жащей в пределах от VL1 до VL2 при условиях,

указанных в 25.473. При этом:

(1) VL1 равна VS0 (истинной воздушной ско-

рости) при соответствующем посадочном весе

и при стандартных условиях на уровне моря.

(2) VL2 равна VS0 (истинной воздушной ско-

рости) при соответствующих посадочном весе и

высоте в жаркий день с температурой на 23 °C

выше стандартной.

(3) Вертикальная и лобовая нагрузки прило-

жены к оси основного колеса.

(b) Для условий посадки самолета с хвостовым

колесом принимается, что основные и хвостовое

колеса касаются земли одновременно (см. рис. 3

Приложения A). Рассматриваются следующие

действия на хвостовое колесо реакций земли:

(1) Вертикальной; и

(2) Направленной вверх и назад через ось

колеса под углом 45° к поверхности земли.

(c) Для условий посадки с опущенным хво-

стом самолет с носовым колесом рассматрива-

ется в положении либо с углом атаки, соответ-

ствующем сваливанию, либо с максимальным

углом, который допускает клиренс до земли

любой части самолета, кроме основных колес

(см. рис. 3 Приложения A). В расчет принима-

ется меньший угол.

(а\*) Удар в хвостовую предохранительную

опору (для самолетов с носовым колесом).

Принимается, что самолет в положении, опи-

санном в пункте (с) данного параграфа, касает-

ся полосы только хвостовой предохранитель-

ной опорой. Эксплуатационная величина вер-

тикальной реакции земли должна определяться

как максимальное усилие на опору при погло-

щении эксплуатационной энергии, равной

Часть 25 Авиационные правила

52

0,015G, кгс.м, где G – посадочный вес самоле-

та, кгс. Амортизация предохранительной опо-

ры принимается полностью обжатой. Наряду с

вертикальной рассматривается горизонтальная

реакция, действующая против полета в точке

контакта и равная 0,8 вертикальной.

25.483. Условия посадки на одну стойку

Предполагается, что самолет находится в го-

ризонтальном положении и земли касается од-

на стойка основного шасси (см. рис. 4 Прило-

жения A). В этом положении самолета:

(а) Реакции земли для этой стойки шасси дол-

жны быть такими же, как указано в 25.479(d)(1).

(b) Неуравновешенные внешние нагрузки

должны уравновешиваться инерцией самолета

рациональным или надежным способом.

25.485. Условия действия боковой нагрузки

Дополнительно к 25.479(d)(2) должно быть

рассмотрено следующее.

(a) Самолет находится в горизонтальном по-

ложении и земли касаются только основные

колеса шасси (см. рис. 5 Приложения A).

(b) Боковая нагрузка, равная 0,8 вертикальной

реакции и направленная внутрь к оси самолета (на

одной стороне), и боковая нагрузка, равная 0,6

вертикальной реакции и направленная наружу от

оси самолета (на другой стороне), должны быть

приложены одновременно с 0,5 максимальных

вертикальных реакций земли, определенных для

условий горизонтальной посадки при поглоще-

нии эксплуатационной энергии [25.473(a)(2)(i)].

Следует также рассмотреть боковые нагрузки –

одну, равную 0,5 вертикальной реакции и на-

правленную внутрь к оси самолета (на одной

стороне), и другую, равную 0,4 вертикальной

реакции и направленную наружу от оси самоле-

та (на другой стороне), – действующие одно-

временно с 0,5 максимальных вертикальных

реакций земли, определенных для условий го-

ризонтальной посадки при поглощении макси-

мальной энергии [25.473(a)(2)(ii)].

При многостоечном шасси на основную стой-

ку, расположенную в плоскости симметрии са-

молета, боковая нагрузка, направленная в ту же

сторону, что и на остальных стойках шасси и

равная 0,7 вертикальной для условий поглоще-

ния эксплуатационной энергии и 0,45 верти-

кальной для условия поглощения максималь-

ной энергии, действует одновременно с 0,5

максимальных вертикальных реакций земли на

эту стойку при указанных выше условиях.

Эти нагрузки считаются приложенными в точ-

ках касания колес земли и уравновешиваются

инерцией самолета. Лобовые силы считаются

равными нулю.

(а\*) Кроме того должны быть рассмотрены

те же условия нагружения, что и в пункте (b)

данного параграфа, но самолет принимается

находящимся в положении с опущенным хво-

стом [см. 25.481(с)].

Для многостоечного шасси допускается рас-

сматривать раздельное по времени нагружение

основных стоек шасси, разнесенных вдоль про-

дольной оси самолета.

(b\*) Боковой удар в носовую стойку. Счита-

ется, что самолет находится в горизонтальном

положении, а амортизация носовой стойки об-

жата в соответствии с приложенной нагрузкой.

(1) Величина вертикальной реакции земли

определяется из условия поглощения носовой

стойкой эксплуатационной и максимальной

энергий соответственно. Она должна быть

приложена в точке касания колеса (колес) зе-

мли и направлена вверх и вбок так, чтобы боко-

вой компонент был равен 0,33 ее значения при

поглощении эксплуатационной энергии и 0,25

при поглощении максимальной энергии.

(2) Для ориентирующегося или управляемо-

го носового колеса может быть принято, что

часть момента боковой силы относительно оси

ориентировки носового колеса, равная значе-

нию, задаваемому в пункте (b\*)(3) данного

параграфа, воспринимается на оси ориенти-

ровки, а остальная часть момента воспринима-

ется парой сил на оси колеса. Если момент бо-

ковой силы относительно оси ориентировки

носового колеса получается меньше значения,

задаваемого в пункте (b\*)(3) данного

параграфа, то должны быть приняты величины

момента и силы по пункту (b\*)(3) данного

параграфа.

(3) Если механизм управления или демпфер

шимми стойки шасси снабжены предохрани-

тельным клапаном, ограничивающим усилие

бустера (демпфера), то эксплуатационный мо-

мент от боковой составляющей нагрузки, ура-

вновешиваемый бустером (демпфером), при-

нимается не более суммы 1,15 максимального

момента, создаваемого бустером (демпфером)

при работающем клапане, и момента сил тре-

ния в системе разворота колеса.

25.487. Условия отскока при посадке

(a) Шасси и конструкция его крепления дол-

жны быть исследованы на действие нагрузок,

имеющих место во время отскока самолета от

посадочной полосы.

(b) При полностью разжатом шасси и при от-

сутствии контакта с землей на подвижные части

стоек шасси действует перегрузка 20,0. Эта пере-

грузка должна действовать в направлении движе-

ния подвижных частей стоек шасси, когда они до-

стигнут их граничного положения при выдвиже-

нии относительно неподвижных частей шасси.

25.489. Условия управляемого движения по земле

Если не предписано иное, шасси и конструк-

ция самолета должны быть проверены на случаи,

указанные в параграфах 25.491 – 25.509, для са-

молета с расчетным рулежным весом (макси-

мальный вес при управляемом движении по зе-

мле). Подъемная сила крыла может не учитывать-

Авиационные правила Часть 25

53

ся. Предполагается, что амортизаторы и пневма-

тики обжаты до их статического положения.

25.491. Руление, взлет и пробег

Предполагается, что в диапазоне заданных

скоростей и расчетных весов конструкция само-

лета и шасси подвергаются воздействию нагру-

зок не ниже тех, которые возникают при движе-

нии самолета по наиболее неровной поверхно-

сти, которая может иметь место при нормальных

условиях эксплуатации. Если предполагается

эксплуатация самолета на грунтовых аэродро-

мах, следует рассмотреть с учетом 25.471(а\*)

условия нагружения при рулении, взлете и про-

беге по таким аэродромам. При этом должно

быть принято во внимание влияние податливо-

сти грунта на величины нагрузок на шасси.

25.493. Условия качения с торможением

(a) Самолет с хвостовым колесом рассматри-

вается в горизонтальном положении, причем

вся нагрузка действует на колеса основного

шасси (см. рис. 6 Приложения A). Эксплуата-

ционная вертикальная перегрузка равна 1,2 для

расчетного посадочного веса и 1,0 для расчет-

ного рулежного веса. Лобовая сила, равная вер-

тикальной реакции, умноженной на коэффи-

циент трения 0,8, действует одновременно с

вертикальной реакцией и приложена в точке

соприкосновения колеса с землей.

(b) Для самолета с носовым колесом эксплу-

атационная вертикальная перегрузка равна 1,2

при расчетном посадочном весе и 1,0 при рас-

четном рулежном весе. Лобовая сила, равная

вертикальной реакции, умноженной на коэф-

фициент трения 0,8, действует одновременно с

вертикальной реакцией и приложена к каждо-

му тормозному колесу в точке его соприкосно-

вения с землей. Следует рассмотреть следую-

щие два положения (см. рис. 6 Приложения A):

(1) Самолет находится в горизонтальном по-

ложении, колеса касаются земли и нагрузки рас-

пределены между основными и носовой стой-

ками шасси. Угловое ускорение относительно

поперечной оси принимается равным нулю.

(2) Самолет находится в горизонтальном по-

ложении, земли касаются только колеса основно-

го шасси; опрокидывающий момент уравнове-

шивается силами инерции от углового ускорения.

(c) В расчете может быть принята лобовая сила

меньшей величины, чем указано в данном па-

раграфе, если будет доказано, что в любом вероят-

ном случае нагружения нельзя получить суммар-

ную силу торможения всех колес, оснащенных

тормозами, равную 0,8 вертикальной реакции.

(d) Самолет с носовой стойкой шасси дол-

жен быть спроектирован так, чтобы противо-

стоять нагрузкам, возникающим при динами-

ческом тангажном движении из-за резкого

приложения максимальных тормозных сил.

Самолет рассматривается с расчетным взлет-

ным весом, носовое и основные колеса касают-

ся земли. Статическая вертикальная перегрузка

в центре тяжести равна 1,0. Статическая реак-

ция на носовую стойку рассматривается совме-

стно с максимальным приращением вертикаль-

ной реакции, возникающей при приложении

сил торможения, определяемых в пунктах (b) и

(c) данного параграфа.

(e) При отсутствии более рационального ме-

тода расчета вертикальная реакция на носовую

стойку по пункту (d) данного параграфа может

быть определена по формуле

b = a + e;

PH – вертикальная нагрузка на носовую

стойку, кгс;

GВЗЛ – расчетный взлетный вес, кгс;

a – расстояние по горизонтали от центра тя-

жести самолета до центра носового колеса, м;

e – расстояние по горизонтали от центра тя-

жести самолета до линии, соединяющей точки

касания основных колес, м;

h – расстояние по вертикали от центра тяже-

сти самолета до земли при перегрузке 1,0, м;

μ – коэффициент трения, равный 0,8;

f – коэффициент динамичности, не прини-

маемый более 2,0; при отсутствии другой инфор-

мации он может быть определен по формуле

, где

ξ – отношение эффективного коэффициен-

та демпфирования к критическому при коле-

баниях по тангажу самолета как жесткого тела

относительно точки касания основных колес.

(а\*) Если не предусмотрены меры, исключаю-

щие посадку с касанием земли заторможенными

колесами, должно быть рассмотрено нагружение

стоек шасси вертикальной реакцией, равной 0,75

от силы, полученной в соответствии с 25.479(d)(1)

при условии поглощения эксплуатационной

энергии, и лобовой силой, равной вертикальной

реакции, умноженной на коэффициент трения

0,8 и приложенной только к тормозным колесам

в точках соприкосновения их с землей.

23.495. Разворот

Принимается, что самолет в статическом по-

ложении (см. рис. 7 Приложения А) выполняет

установившийся разворот при помощи упра-

вляемой носовой стойки или применения до-

статочной дифференциальной тяги двигателей

так, что эксплуатационные перегрузки, прило-

женные в центре тяжести, составляют 1,0 по

вертикали и 0,5 вбок. Боковая реакция земли на

каждом колесе должна составлять 0,5 верти-

кальной реакции, при этом обжатия амортиза-

торов и пневматиков каждой стойки принима-

ются соответствующими действующим на них

вертикальным и боковым реакциям земли.

􀂦􀀃􀀠􀀃􀀔􀀃􀀎􀀃􀁈􀁛􀁓􀀾􀀃􀀃􀀃􀀃􀂱􀂛􀈟􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀁀

􀂥􀀔􀀃􀂱􀀃􀈟􀀕

􀀳􀀫􀀃􀀠􀀃

􀀪􀈼􀉁􀉅􀀃􀀋􀉟􀀃􀀎􀀃􀀃􀀃􀂦􀂗􀁄􀁋􀀃 􀁅􀀃 􀁅􀀃􀀎􀀃􀈝􀁋􀀌􀀏􀀃􀉝􀉞􀉟

Часть 25 Авиационные правила

54

25.497. Рыскание хвостового колеса

(a) Принимается, что вертикальная реакция

земли, равная статической нагрузке на хвосто-

вое колесо, сочетается с равным по величине

боковым компонентом.

(b) Если используется шарнирное соедине-

ние с вертикальной осью, принимается, что

хвостовое колесо развернуто на 90° к продоль-

ной оси самолета от результирующей наземной

нагрузки, проходящей через ось колеса.

(c) Если используется стопор, механизм упра-

вления или демпфер шимми, то принимается,

что хвостовое колесо развернуто боковой нагруз-

кой, действующей в точке контакта с землей.

25.499. Рыскание носового колеса и управление им

(a) Принимается, что вертикальная пере-

грузка в центре тяжести самолета равна 1,0, а

боковая составляющая в точке соприкоснове-

ния носового колеса с землей равна 0,8 верти-

кальной реакции земли в этой точке.

(b) Принимается, что самолет находится в

положении статического равновесия и на него

действуют нагрузки, возникающие при одно-

стороннем торможении колес основного шасси.

Носовое шасси, узлы его крепления и конструк-

ция фюзеляжа перед центром тяжести должны

быть рассчитаны на следующие условия нагру-

жения:

(1) Вертикальная перегрузка в центре тяже-

сти самолета равна 1,0.

(2) Направленная вперед нагрузка в центре

тяжести самолета равна 0,8 от вертикальной на-

грузки, действующей на одну стойку основного

шасси.

(3) Боковые и вертикальные нагрузки на но-

совую стойку шасси в точке соприкосновения с

землей определяются из условия статического

равновесия.

(4) Боковая перегрузка в центре тяжести са-

молета равна нулю.

(c) Если нагрузки, указанные в пункте (b)

данного параграфа, вызовут боковую нагрузку

на носовую стойку шасси, которая будет боль-

ше 0,8 вертикальной нагрузки, за эксплуата-

ционное значение боковой нагрузки на носо-

вую стойку шасси разрешается брать величину,

равную 0,8 от вертикальной нагрузки, причем

неуравновешенные моменты рыскания в этих

случаях уравновешиваются инерционными си-

лами самолета.

(d) Для других частей самолета, кроме носо-

вого шасси, конструкции его крепления и кон-

струкции передней части фюзеляжа, условия

нагружения соответствуют пункту (b) данного

параграфа, за исключением следующего:

(1) Если эффективная лобовая сила, равная

0,8 вертикальной реакции, не может быть до-

стигнута ни при одном из возможных условий

нагружения, разрешается принимать меньшую

лобовую силу.

(2) Не требуется, чтобы нагрузка в центре

тяжести самолета, направленная вперед, пре-

вышала максимальную лобовую силу на одну

стойку основного шасси, определенную в соот-

ветствии с 25.493(b).

(e) Принимается, что при расчетном рулеж-

ном весе самолета и любом положении носово-

го колеса на носовое шасси, узлы крепления его

и носовую часть фюзеляжа действуют в процессе

управления 1,33 полного крутящего управляю-

щего момента в комбинации с 1,33 максималь-

ной статической реакции на носовом колесе.

25.503. Вращение

(a) Предполагается, что самолет, затормозив

колеса основной стойки, расположенной с од-

ной стороны, вращается вокруг этой стойки.

Эксплуатационная вертикальная перегрузка

должна быть равна 1,0, а коэффициент трения

равен 0,8.

(b) Самолет находится в статическом равно-

весии, нагрузки приложены в точках соприкос-

новения с землей в соответствии с рис. 8 При-

ложения A (приведенный на рис. 8 крутящий

момент следует принимать действующим как

по, так и против часовой стрелки).

25.507. Реверсивное торможение

(а) Самолет стоит на трех точках. Горизон-

тальные реакции, параллельные земле и напра-

вленные вперед, должны быть приложены в

точке соприкосновения тормозного колеса с

землей.

Эксплуатационные нагрузки должны соста-

влять 0,55 от вертикальной нагрузки на каждое

колесо или равняться нагрузке, развиваемой

1,2 максимального статического тормозного

момента. Из этих двух значений берется мень-

шая величина.

(b) На самолетах с носовым колесом опро-

кидывающий момент уравновешивается инер-

ционными силами вращения.

(c) На самолетах с хвостовым колесом рав-

нодействующая всех реакций земли должна

проходить через центр тяжести самолета.

25.509. Нагрузки при буксировке

(a) Нагрузки при буксировке, указанные в

пункте (d) данного параграфа, должны рассма-

триваться раздельно. Эти нагрузки должны

быть приложены к буксировочным узлам и

должны действовать параллельно земле. Кроме

того:

(1) Следует считать, что вертикальная пере-

грузка в центре тяжести самолета равна 1,0.

(2) Амортизационные стойки шасси и пнев-

матики должны находиться в статическом по-

ложении.

(3) Усилие буксировки Fбукс равняется:

(i) 0,3GТ, для GТ\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_, меньше, чем 13620 кгс;

(ii) (6GТ + 204300)/70 при GТ от 13620 кгс до

45400 кгс; и

Авиационные правила Часть 25

55

(iii) 0,15GТ при GТ свыше 45400 кгс.

GТ – расчетный рулежный вес, кгс.

(b) Если узлы для буксировки расположены

не на шасси, а вблизи плоскости симметрии са-

молета, то к ним прикладываются лобовые и

боковые составляющие буксировочного уси-

лия, определенного для вспомогательного шас-

си. Если буксировочные узлы расположены

снаружи от основных стоек шасси, к ним при-

кладываются лобовые и боковые составляющие

буксировочного усилия, определенного для ос-

новного шасси.

(c) Буксировочные нагрузки, указанные в

пункте (d) данного параграфа, должны уравно-

вешиваться следующим образом:

(1) Боковой компонент буксировочной на-

грузки, которая прикладывается к основному

шасси, должен быть уравновешен боковой си-

лой на основное шасси, действующей по линии

статического обжатия колес, к которым нагруз-

ка приложена.

(2) Буксировочная нагрузка на вспомога-

тельное шасси и лобовой компонент буксиро-

вочной нагрузки основного шасси должны

быть уравновешены следующим образом:

(i) реакция, максимальная величина кото-

рой равна вертикальной реакции, должна быть

приложена к оси колеса, к которому приложена

нагрузка. Для достижения равновесия должна

быть приложена достаточная сила инерции са-

молета;

(ii) нагрузки должны уравновешиваться си-

лами инерции самолета.

(d) Величины буксировочных нагрузок дол-

жны быть следующими:

(а\*) На буксировочное приспособление, на-

ходящееся в рабочем положении для буксиров-

ки за носовую стойку, действует боковая сила,

прикладываемая в горизонтальной плоскости

под прямым углом к продольной оси приспосо-

бления в точке его соединения с буксировщи-

ком. Этот случай следует рассматривать только

при буксировке жесткой тягой. Величина боко-

вой силы принимается равной ±0,05Fбукс.

Однако:

(1) Если механизм управления или демпфер

шимми снабжены предохранительным клапа-

ном, боковая сила принимается не более усилия,

которое на длине буксирного приспособления

создает момент относительно оси ориентировки

стойки, определяемый в 25.485(b\*)(3).

(2) Если буксировка самолета производится

только при работе системы управления носо-

вой стойкой в режиме свободного ориентиро-

вания и об этом имеется соответствующая за-

пись в РЛЭ, величина боковой силы выбирает-

ся из момента. необходимого для разворота но-

совой стойки на земле.

(3) Для проверки прочности конструкции

шасси и самолета от действия боковой силы сле-

дует рассматривать два варианта нагружения:

(i) действует боковая сила и стояночная на-

грузка на стойку;

(ii) одновременно с боковой силой и стоя-

ночной нагрузкой на стойку действует буксиро-

вочная нагрузка, задаваемая в пункте (d)

данного параграфа.

(b\*) В конструкции буксировочного приспо-

собления должны быть предусмотрены предо-

хранительные устройства. Величины разрушаю-

щих нагрузок для предохранительных устройств

следует принимать не более эксплуатационных

нагрузок, определяемых в пунктах (d) и (а\*)

данного параграфа. При буксировочном прис-

пособлении с жесткой тягой предохранитель-

ные устройства должны работать как при растя-

жении, так и при сжатии.

25.511. Нагрузки на земле: несимметричные на-

грузки на многоколесные стойки шасси

(a) Общие требования. Предполагается, что

многоколесные шасси подвергаются на земле

действию эксплуатационных нагрузок, указан-

ных в настоящем разделе и в пунктах (b) – (f)

данного параграфа. Кроме того:

(1) Тандемно расположенные стойки шасси

рассматриваются как многоколесный блок

(стойка).

(2) При определении общей нагрузки на

стойку шасси при условиях пунктов (b) – (f)

данного параграфа можно не принимать во

внимание эксцентриситет равнодействующей,

вызванный несимметричным распределением

нагрузок на колеса.

(b) Распределение нагрузок между колесами

при заряженных пневматиках. Распределение

нагрузок между колесами шасси должно быть

Часть 25 Авиационные правила

56

Величина № Направление

Основное

шасси

Вспомо-

гательное

шасси

В плоскости

симметрии

самолета

Повернуто

на 30° от

плоскости

симметрии

Повернуто

на предель-

ный угол от

плоскости

симметрии

0,75 Fбукс

на каждую

стойку ос-

новного

шасси

1,0 Fбукс

1,0 Fбукс

0,5 Fбукс

1

2

3

4

5

6

7

8

9

10

Вперед,параллельно пло-

скости симметрии само-

лета

Вперед, под углом 30° к

плоскости симметрии са-

молета

Назад, параллельно пло-

скости симметрии само-

лета

Назад, под углом 30° к

плоскости симметрии са-

молета

Вперед

Назад

Вперед, в плоскости

колеса

Назад, в плоскости колеса

Вперед, в плоскости

колеса

Назад, в плоскости колеса

Положение

Буксиро-

вочный

узел

Нагрузка

определено для всех условий посадки, руления

и управляемого движения по земле, принимая

во внимание следующие факторы:

(1) Число колес и их расположение. Для те-

лежечных стоек шасси при определении макси-

мальных нагрузок для передних и задних пар

колес следует учитывать влияние качания те-

лежки во время удара при посадке.

(2) Любые различия диаметров пневмати-

ков, вызванные производственными допуска-

ми, разношенностью и изнoсом пневматиков.

Может быть принято, что максимальная разни-

ца в диаметрах пневматиков равна 2/3 наихуд-

шей комбинации изменений диаметров, кото-

рая возможна при учете производственных до-

пусков, разношенности и износа пневматиков.

(3) Неравномерность зарядного давления в

пневматиках. Принимается, что максимальное

изменение составляет ±5% от номинального

зарядного давления в пневматике.

(4) Плоская или выпуклая взлетно-посадоч-

ная полоса. Встречный уклон ВПП можно счи-

тать примерно равным 1,5% по отношению к

горизонтали. Должно быть рассмотрено распо-

ложение носовой стойки как на уклоне, так и

на плоской полосе.

(5) Положение самолета.

(6) Любые конструктивные отклонения.

(c) Спущенные пневматики. Влияние спу-

щенных пневматиков на прочность конструк-

ции следует принять во внимание во всех слу-

чаях нагружения, указанных в пунктах (d) – (f)

данного параграфа, учитывая реальное распо-

ложение элементов шасси. Кроме того:

(1) Следует учитывать падение давления в

любом пневматике многоколесной стойки

шасси и падение давления в любых двух наибо-

лее нагруженных пневматиках, если стойка

шасси имеет четыре или более колеса.

(2) Реакции земли прикладываются к коле-

сам с заряженными пневматиками, за исключе-

нием случая, когда многоколесные блоки шас-

си имеют более одной амортстойки. В этом слу-

чае можно пользоваться рациональным распре-

делением реакций земли между заряженными и

спущенными пневматиками, принимая во вни-

мание разницу в ходах амортизаторов, возника-

ющую из-за спущенного пневматика.

(d) Условия посадки. При одном или двух

спущенных пневматиках предполагается, что

нагрузка, прикладываемая к каждой стойке

шасси, составляет соответственно 60 и 50% эк-

сплуатационной нагрузки, прикладываемой к

каждой стойке шасси в рассматриваемом слу-

чае посадки. Однако для условий посадки со

сносом в соответствии с 25.485(a) и (b) следует

прикладывать 100% вертикальной нагрузки.

(e) Условия руления и управляемого движения по

земле. При одном и двух спущенных пневматиках:

(1) Приложенная в центре тяжести боковая

или лобовая перегрузка или обе одновременно

должны иметь наибольшие критические значе-

ния вплоть до 50 и 40% соответственно от эксплу-

атационных величин боковой и лобовой перегру-

зок при наиболее тяжелых условиях нагружения

при рулении и управляемом движении по земле.

(2) Для условий качения с заторможенными

колесами, указанных в 25.493(a) и (b)(2), лобо-

вые нагрузки на каждый заряженный пневма-

тик должны быть не менее нагрузок, действую-

щих на каждый заряженный пневматик при

симметричном распределении нагрузок, когда

нет спущенных пневматиков.

(3) Вертикальная перегрузка в центре тяже-

сти самолета должна составлять соответственно

60 и 50% от перегрузки при всех заряженных

пневматиках, но не должна быть менее 1.

(4) Условия вращения вокруг одной стойки

шасси не рассматриваются.

(f) Условия буксировки. При одном и двух

спущенных пневматиках нагрузка при букси-

ровке Fбукс должна составлять соответственно

60 и 50% от нормированной нагрузки.

25.515А. Шимми

Во всем диапазоне возможных весов и ско-

ростей движения самолета по ВПП при взлете и

посадке должно быть обеспечено отсутствие

шимми колес шасси. Отсутствие шимми дол-

жно быть подтверждено расчетами и испыта-

ниями стоек шасси на копре с подвижной опо-

рой. Испытания разрешается не проводить,

если расчетами или специальными измерения-

ми в процессе летных испытаний будет доказа-

на безопасность от возникновения шимми.

25.519. Обеспечение поднятия на домкратах

и расчаливания

(а) Общие положения. Самолет должен быть

рассчитан на эксплуатационные нагрузки, по-

лученные исходя из статических условий нагру-

жения, приведенных в пункте (b) данного па-

раграфа, а если применяется расчаливание, то и

в пункте (с) данного параграфа, при наиболее

критических комбинациях веса и центровки са-

молета. Должна быть определена максималь-

но допустимая нагрузка в каждой точке под

домкратом.

(b) Поднятие на домкратах. Самолет должен

иметь приспособление для подъема на домкра-

тах и выдерживать при установке на домкратах

следующие эксплуатационные нагрузки:

(1) При установке домкратов под стойки

шасси при максимальном стояночном весе са-

молета его конструкция должна быть рассчи-

тана на вертикальную нагрузку, действующую

в каждой точке поддомкрачивания и равную

1,33 вертикальной статической реакции в

этой точке; данная нагрузка рассматривается

отдельно и в комбинации с горизонтальной,

действующей в любом направлении и равной

0,33 вертикальной статической реакции.

(2) При установке домкратов под другие

точки конструкции самолета при максималь-

Авиационные правила Часть 25

57

ном разрешенном весе для поднятия на дом-

кратах:

(i) конструкция самолета должна быть рас-

считана на вертикальную нагрузку, действую-

щую в каждой точке поддомкрачивания и рав-

ную 1,33 вертикальной статической реакции в

этой точке; данная нагрузка рассматривается

отдельно и в комбинации с горизонтальной,

действующей в любом направлении и равной

0,33 вертикальной статической реакции;

(ii) узлы поддомкрачивания и местная проч-

ность конструкции самолета должны быть рас-

считаны на вертикальную нагрузку, равную

удвоенной вертикальной статической реакции

в каждом узле, действующей отдельно и в ком-

бинации с горизонтальной нагрузкой, дей-

ствующей в любом направлении и равной 0,33

вертикальной статической реакции.

Вес самолета и положение центра тяжести в

каждом способе поддомкрачивания должны

быть занесены в соответсвтующие Руководства.

(c) Расчаливание. Если предусмотрены уз-

лы для расчаливания самолета, главные узлы

и поддерживающая их конструкция должны

быть рассчитаны на эксплуатационные на-

грузки, возникающие в результате воздей-

ствия на самолет ветра со скоростью 40 м/с

любого направления в горизонтальной пло-

скости, а в вертикальной плоскости – в ди-

апазоне углов ±15° относительно горизон-

тальной плоскости.

(а\*) Поднятие самолета или его агрегатов

стропами. Поднимаемая конструкция должна

быть рассчитана на нагрузки от строп при ста-

тических условиях нагружения при вертикаль-

ной перегрузке в центре тяжести самолета (аг-

регата), равной 2,67.

ГИДРОДИНАМИЧЕСКИЕ НАГРУЗКИ

25.521. Общие положения

(а) Гидросамолеты должны быть рассчитаны

на гидродинамические нагрузки, возникающие

при взлете и посадке, при любых возможных

положениях самолета относительно водной по-

верхности, которые могут иметь место в нор-

мальных условиях эксплуатации, а также при

соответствующих значениях поступательной и

вертикальной скорости снижения при наибо-

лее неблагоприятном состоянии водной по-

верхности.

(b) Если не проведен точный расчет гидро-

динамических нагрузок, следует пользоваться

требованиями параграфов 25.523 – 25.537.

(c) Требования, изложенные в параграфах

25.523 – 25.537, распространяются на гидро-

самолеты и самолеты-амфибии обычной схемы

с высоко расположенным крылом.

(а\*) Конструкция должна выдерживать эк-

сплуатационные нагрузки без остаточных де-

формаций, способных снизить аэродинамиче-

ские либо гидродинамические характеристики

или нарушить механическое функционирова-

ние любых элементов конструкции гидросамо-

лета. Днища лодки, основных и вспомогатель-

ных поплавков не должны иметь остаточных

деформаций, превышающих 0,5% наименьше-

го размера клетки днища.

(b\*) Внешние нагрузки, определяемые в

параграфах 25.523 – 25.537, задаются для ос-

новной конструкции жесткого самолета. До-

полнительно должны быть определены на-

грузки на такие агрегаты гидросамолета (са-

молета-амфибии), как: водяной руль, брызго-

отражатели, створки и обтекатели шасси, бук-

сировочные приспособления, узлы крепления

гидросамолета при стоянке на воде, узлы

главного перекатного шасси, узлы хвостовой

тележки. Исключая гидросамолеты (самоле-

ты-амфибии), для которых упругость кон-

струкции может не приниматься во внимание,

должна быть рассмотрена прочность кон-

струкции с учетом динамического действия

нагрузок при взлетах и посадках на взволно-

ванную водную поверхность. Следует также

оценить заявленные характеристики их море-

ходности.

25.523. Расчетные веса и положения

центра тяжести

(а) Расчетные веса. Гидродинамические на-

грузки должны быть определены для всех по-

летных весов вплоть до расчетного посадочно-

го веса, за исключением случая взлета, предус-

мотренного 25.531, когда в качестве расчетно-

го принимается расчетный взлетный вес с во-

ды (максимальный вес при рулении и разбеге

по воде).

(b) Положения центра тяжести. Должны быть

рассмотрены такие расчетные положения цен-

тра тяжести в пределах, на которые запрашива-

ется сертификат, чтобы на каждую часть кон-

струкции гидросамолета были получены наи-

большие возможные нагрузки.

(а\*) Расчетные взлетные веса самолетов-ам-

фибий при эксплуатации на воде устанавлива-

ются независимо от соответствующих весов

при эксплуатации с суши.

25.525. Приложение нагрузок

(а) Если иное не предусмотрено, на самолет

в целом действуют нагрузки, соответствующие

перегрузкам, приведенным в 25.527.

(b) При приложении нагрузок, соответ-

ствующих перегрузкам, задаваемым в 25.527,

допускается их условное распределение по дли-

не днища (чтобы избежать чрезмерных перере-

зывающих сил и изгибающих моментов в зоне

приложения нагрузки) при значениях давле-

ний, не меньших давлений, приведенных

в 25.533(с).

(с) Для двухпоплавкового (двухлодочного)

гидросамолета каждый поплавок следует рас-

Часть 25 Авиационные правила

58

сматривать как лодку фиктивного гидросамо-

лета с весом, равным половине веса двухпо-

плавкового самолета.

(d) За исключением случая взлета, предус-

мотренного 25.531, подъемная сила крыла при

ударе о воду принимается равной 2/3 веса гидро-

самолета и прикладывается в центре тяжести.

25.527. Перегрузки для лодки или основного по-

плавка

(а) Эксплуатационная перегрузка при ударе

о воду определяется следующим образом:

(1) Для случая посадки на редан

(2) Для случая посадки на нос и на корму

(b) Условные обозначения:

(1) nэ – эксплуатационная перегрузка при

ударе о воду (т.е. величина гидродинамической

силы, деленная на вес самолета);

(2) С1 – эмпирический коэффициент, учи-

тывающий условия эксплуатации и равный

0,00269 (этот коэффициент не должен быть ме-

ньше величины, необходимой для получения

минимальной перегрузки при посадке на ре-

дан, равной 2,33);

(3) VS0 – скорость сваливания с закрылками,

отклоненными в посадочное положение без

учета обдувки воздушными винтами, км/ч;

(4) β – угол килеватости по скуле сечения, в

котором приложена гидродинамическая на-

грузка (см. рис. 1 Приложения В);

(5) G – расчетный посадочный вес гидро-

самолета, кгс;

(6) k1 – эмпирический коэффициент, учи-

тывающий распределение нагрузки по длине

лодки (см. рис. 2 Приложения В);

(7) rx – отношение расстояния, измеренного

по продольной оси лодки от центра тяжести ги-

дросамолета до сечения, в котором приложена

гидродинамическая нагрузка, к радиусу инерции

гидросамолета относительно поперечной оси.

За продольную ось лодки принимается пря-

мая линия, лежащая в плоскости симметрии и

касательная к килю у главного редана.

(с) Для двухпоплавкового гидросамолета,

вследствие влияния упругости крепления по-

плавков к гидросамолету, коэффициент k1 мо-

жет быть уменьшен для носовой и хвостовой

частей до 0,8 от величины, приведенной на

рис. 2 Приложения В. Это уменьшение отно-

сится только к узлам крепления поплавков и

конструкции самолета (а не к самим поплавкам).

25.529. Условия нагружения лодки и основного

поплавка при посадке

(а) Симметричная посадка на редан, на нос и

корму. Для симметричной посадки на редан, на

нос и корму эксплуатационная перегрузка при

ударе о воду определяется в соответствии с 25.527.

Рассматриваются следующие условия нагру-

жения:

(1) Для симметричной посадки на редан

суммарная гидродинамическая сила приклады-

вается перпендикулярно килевой линии в цен-

тре тяжести площади нагружения, при этом на-

грузка распределяется по носовой части днища

вперед от редана; угол килеватости берется в се-

чении, проходящем через центр тяжести гидро-

самолета.

(2) Для симметричной посадки на нос сум-

марная гидродинамическая сила прикладыва-

ется перпендикулярно килю на расстоянии,

равном 1/5 длины лодки от носа до редана.

(3) Для симметричной посадки на корму

суммарная гидродинамическая сила приклады-

вается перпендикулярно килю на расстоянии,

равном 0,85 длины задней части лодки от реда-

на до кормы.

(b) Несимметричная посадка для летающих

лодок и однопоплавковых гидросамолетов. Дол-

жны быть рассмотрены случаи несимметрич-

ной посадки на редан, на нос и корму.

(1) Нагрузка в каждом случае состоит из со-

ставляющих, действующих вверх и вбок, рав-

ных 0,75 и 0,25tgβ суммарной нагрузки в соот-

ветствующих случаях симметричной посадки.

(2) Точка приложения и направление верти-

кальной составляющей сохраняются теми же,

что и в случае симметричной посадки; боковая

составляющая прикладывается в том же сече-

нии, что и вертикальный компонент, перпен-

дикулярно плоскости симметрии и посередине

между линиями киля и скулы.

(с) Несимметричная посадка двухпоплавково-

го самолета. Несимметричную нагрузку образу-

ют приложенные к редану каждого поплавка

вертикальная составляющая, равная 0,75, и бо-

ковая составляющая, равная 0,25tgβ от симме-

тричной нагрузки, предусмотренной 25.527.

Боковая нагрузка направлена внутрь перпенди-

кулярно плоскости симметрии поплавка в том

же поперечном сечении, что и вертикальный

компонент, и прикладывается на середине рас-

стояния от киля до скулы.

25.531. Условия нагружения лодки и основного

поплавка при взлете

Для крыла и его крепления к лодке или ос-

новному поплавку:

(а) Подъемная сила крыла принимается рав-

ной нулю.

(b) Направленная вниз инерционная нагруз-

ка соответствует эксплуатационной перегрузке

где:

СТО – эмпирический коэффициент, равный

0,000895;

Авиационные правила Часть 25

59

VS1 – скорость сваливания при расчетном

взлетном весе с закрылками, отклоненными во

взлетное положение, км/ч;

β – угол килеватости днища у главного редана;

G – расчетный взлетный вес с воды, кгс.

25.533. Давление на днище лодки

и основного поплавка

(а) Общие требования. В данном подразделе

рассматриваются требования к расчету конструк-

ции лодки и основных поплавков, включая шпан-

гоуты, перегородки, стрингеры и обшивку днища.

(b) Местные давления. Для расчета обшивки

днища, стрингеров и их крепления к каркасу при-

нимается следующее распределение давлений:

(1) Для плоскокилеватого днища давление у

скулы принимается равным 0,75 давления у киля,

распределение давления по ширине днища по ли-

нейному закону (см. рис. 3 Приложения В). Дав-

ление у киля определяется следующим образом:

,

где:

pk – давление, кгс/м2;

C2 = 0,437;

k2 – коэффициент распределения давления

по длине лодки (поплавка) (см. рис. 2 Прило-

жения В);

VS1 – скорость сваливания при расчетном

взлетном весе с воды с закрылками, отклонен-

ными во взлетное положение, км/ч;

βK – угол килеватости у киля (см. рис. 1 При-

ложения В).

(2) Для лекального днища распределение да-

вления по ширине днища до начала лекальной

части принимается таким же, как для плоско-

килеватого днища. Давление между скулой и

началом развала изменяется по линейному за-

кону (см. рис. 3 Приложения В). Давление у

скулы определяется следующим образом:

,

где:

pck – давление по обрезу скулы, кгс/м2;

C3 = 0,328;

k2 – коэффициент распределения давления

по длине лодки (поплавка) (см. рис. 2 Прило-

жения В);

VS1 – скорость сваливания при расчетном

взлетном весе с воды с закрылками, отклонен-

ными во взлетное положение, км/ч;

β – угол килеватости соответствующего сечения

днища по скуле.

(1\*) Для более сложных форм сечения днища

распределение давления в поперечном сечении

принимается на основании специальных расчет-

ных либо экспериментальных исследований.

(2\*) Площадь, на которую действуют эти да-

вления, не должна быть меньше квадрата раз-

мерами 400х400 мм. На участке днища длиной

не менее удвоенной максимальной ширины

днища вперед от главного редана давление для

расчетов местной прочности должно быть уве-

личено до величины 4,25V2

S1, кгс/м2.

(3\*) Прочность клетки днища проверяется

также на местное разрежение, которое в любой

точке днища от носа до главного редана прини-

мается равным p = 10000 кгс/м2, непосред-

ственно за главным реданом p = 10000 кгс/м2,

на втором редане p = 2500 кгс/м2. Распределе-

ние разрежения между первым и вторым реда-

нами принимается по линейному закону.

(с) Распределенные давления. Для расчета

шпангоутов, киля и бортов принимается сле-

дующее распределение давлений:

(1) Симметричное распределение

,

где:

p – давление, кгс/м2 ;

С4 = 0,192;

k2 – коэффициент распределения давления по

длине лодки (поплавка) (см. рис. 2 Приложения В);

VS0 – скорость сваливания с закрылками, от-

клоненными в посадочное положение, без уче-

та обдувки воздушными винтами, км/ч;

β – угол килеватости соответствующего се-

чения днища по скуле.

(2) При несимметричном распределении да-

вления с одной стороны от плоскости симметрии

на днище действуют давления, указанные в пункте

(c)(1) данного параграфа, с другой стороны – по-

ловина этих давлений (см. рис. 3 Приложения В).

(3) Эти давления прикладываются одновре-

менно ко всему днищу лодки или поплавка и

передаются на боковые стенки корпуса лодки

или поплавка.

25.535. Нагрузки на вспомогательные поплавки

(а) Общие требования. Вспомогательные по-

плавки, узлы их крепления и опорные конструк-

ции должны быть рассчитаны на случаи, предус-

мотренные данным разделом. При условиях,

указанных в пунктах (b) – (е) данного парагра-

фа, задаваемые гидродинамические нагрузки

могут быть распределены по днищу поплавка та-

ким образом, чтобы местные давления не пре-

восходили значения давлений на днище поплав-

ков, указанных в пункте (g) данного параграфа.

(b) Нагружение редана. Суммарная гидродинамиче-

ская сила прикладывается в плоскости симметрии по-

плавка перпендикулярно касательной к килю в точке,

находящейся на 3/4 расстояния от редана до носа. Вели-

чина гидродинамической силы не должна превышать

трехкратного водоизмещения полностью погруженно-

го поплавка и определяется следующим образом:

􀀯􀀃􀀠􀀃􀀦 , 􀀘􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀹􀀕􀀃􀀪􀀕􀀒􀀖

􀁗􀁊􀀕􀀒􀀖􀈕􀀶􀀋􀀔􀀃􀀎􀀃􀁕􀀕􀀌􀀕􀀒􀀖

􀁝

􀀶􀀓

Часть 25 Авиационные правила

60

где:

L – эксплуатационная гидродинамическая

сила, кгс;

C5 = 0,00119;

VS0 – скорость сваливания с закрылками, от-

клоненными в посадочное положение, без уче-

та обдувки воздушными винтами, км/ч;

G – расчетный посадочный вес, кгс;

βS – угол килеватости поплавка в сечении,

находящемся на 1/4 расстояния от редана до

носа, но не менее 15°;

rz – отношение расстояния от центра тяже-

сти гидросамолета до плоскости симметрии по-

плавка к радиусу инерции гидросамолета отно-

сительно продольной оси.

(с) Нагружение носа. Суммарная гидродина-

мическая сила прикладывается в плоскости

симметрии поплавка перпендикулярно каса-

тельной к килю в точке, находящейся на 1/4

расстояния от носа до редана. Величина гидро-

динамической силы определяется в соответ-

ствии с пунктом (b) данного параграфа.

(d) Несимметричное нагружение редана.

Гидродинамическая нагрузка состоит из ком-

понента, равного 0,75, и бокового, равного

0,25tgβS, от нагрузки, заданной в пункте (b)

данного параграфа. Боковая нагрузка напра-

влена перпендикулярно плоскости симметрии

поплавка к лодке и от нее и приложена посе-

редине между линиями киля и скулы поплавка.

(е) Несимметричное нагружение носа. Гидро-

динамическая нагрузка состоит из компонента,

равного 0,75 нагрузки, заданной в пункте (с)

данного параграфа, и боковой составляющей,

равной 0,25tgβS этой же нагрузки. Боковая на-

грузка направлена перпендикулярно плоскости

симметрии поплавка к лодке и от нее и прило-

жена посередине между линиями киля и скулы

поплавка.

(f) Случай полностью погруженного поплавка.

Суммарная гидродинамическая сила прикла-

дывается в центре тяжести площади сечения

поплавка, расположенного на 1/3 расстояния

от носа до кормы поплавка. Составляющие эк-

сплуатационной нагрузки определяются следу-

ющим образом:

Вертикальная сила равна ρgDП;

Лобовая сила равна cx(ρ/2)DП

2/3 (kVS0)2;

Боковая сила равна cz(ρ/2)DП

2/3 (kVS0)2

где:

VS0 – скорость сваливания с закрылками, от-

клоненными в посадочное положение без учета

обдувки воздушными винтами, км/ч;

ρ – плотность воды, кгс.с2/м4;

Dп – водоизмещение поплавка, м3;

cx – коэффициент лобового сопротивления

(сx = 0,0036);

cz – коэффициент бокового сопротивления

(cz = 0,0029);

k = 0,8; однако, если будет показано, что в

условиях нормальной эксплуатации поплавки

не могут погрузиться в воду при скорости, рав-

ной 0,8VS0, может быть принято меньшее зна-

чение коэффициента k;

g – ускорение силы тяжести, м/с2.

(g) Давление на днище поплавка. Давления на

днище определяются в соответствии с 25.533,

при k2 = 1,0 на всей длине поплавка. Угол киле-

ватости, используемый при определении давле-

ний на днище поплавка, указан в пункте (b)

данного параграфа.

25.537. Нагрузки на крыло от погружения в воду

и нагрузки на жабры

Нагрузки на крыло от погружения в воду и

нагрузки на жабры должны основываться на

данных, полученных по результатам испытаний.

УСЛОВИЯ АВАРИЙНОЙ ПОСАДКИ

25.561. Общие положения

(а) Конструкция самолета должна быть та-

кой, чтобы даже при повреждении самолета в

приведенных ниже условиях аварийной посад-

ки на землю или на воду обеспечивалась безо-

пасность всех пассажиров и членов экипажа.

(b) Конструкция самолета должна быть та-

кой, чтобы у пассажиров и членов экипажа

имелась реальная возможность избежать серь-

езных ранений при аварийной посадке с незна-

чительными разрушениями, когда:

(1) Правильно используются кресла, при-

вязные ремни и другие средства обеспечения

безопасности.

(2) Шасси убрано (когда это возможно); и

(3) На пассажиров и членов экипажа дей-

ствуют раздельно относительно окружающей

конструкции расчетные инерционные силы,

соответствующие ускорениям:

(i) вверх 3,0g;

(ii) вперед 9,0g;

(iii) в сторону 3,0g для планера и 4,0g для

кресел и их креплений;

(iv) вниз 6,0g;

(v) назад 1,5g.

(с) Для оборудования, грузов в пассажир-

ской кабине и любых других больших масс

принимается следующее:

(1) Эти массы должны располагаться так,

чтобы при их отрыве они:

(i) не наносили непосредственных ранений

пассажирам и членам экипажа;

(ii) не пробивали топливные баки или тру-

бопроводы или не приводили к пожару или

взрыву из-за разрушения близко расположен-

ных систем;

(iii) не блокировали какие-либо спасатель-

ные средства, предназначенные для использо-

вания при аварийной посадке.

(2) Если такое размещение невозможно

(например, двигатель и ВСУ расположены в

фюзеляже), каждая такая масса и узлы ее кре-

Авиационные правила Часть 25

61

пления должны выдерживать нагрузки вплоть

до приведенных в (b)(3) данного параграфа.

Местная прочность узлов крепления этих масс

должна быть также обеспечена на нагрузки в

1,33 раза большие, если они подвержены зна-

чительному износу при частых перестановках

(например, часто сменяемые предметы ин-

терьера).

(d) Кресла и отдельные массы (и их опор-

ная конструкция) под действием нагрузок

вплоть до указанных в (b)(3) данного

параграфа не должны деформироваться, что-

бы не создавать помехи последующей бы-

строй эвакуации пассажиров и экипажа.

25.562. Динамические условия аварийной

посадки

(a) Кресло и привязная система на самоле-

те должны быть рассчитаны, как предписано в

данном параграфе, на обеспечение защиты

каждого человека в условиях аварийной по-

садки, когда:

(1) Правильно используются кресла, по-

ясные и плечевые привязные ремни, предус-

мотренные конструкцией; и

(2) Человек подвергается воздействию на-

грузок, возникающих в условиях, предписан-

ных в данном параграфе.

(b) Каждая типовая конструкция кресла,

одобренная для использования членом экипа-

жа или пассажиром во время взлета или посад-

ки, должна успешно пройти динамические ис-

пытания или быть оценена посредством рас-

четного анализа на основе динамических ис-

пытаний кресла подобного типа в соответ-

ствии с каждым из следующих условий ава-

рийной посадки. При проведении этих испы-

таний человека должен имитировать «сидя-

щий» в нормальном вертикальном положении

антропоморфологический испытательный ма-

некен весом 77 кгс.

(1) Изменение направленной вниз верти-

кальной скорости (ΔV) не менее чем на 10,7 м/с

при наклоне продольной оси самолета на 30°

вниз относительно горизонтальной плоскости

без крена. Пиковая перегрузка на полу должна

достигаться не позднее чем через 0,08 с после

удара и составлять как минимум, 14.

(2) Изменение направленной вперед про-

дольной скорости (ΔV) не менее чем на 13,4 м/с

при горизонтальном положении продольной

оси самолета без крена и при угле рыскания

10° вправо или влево, в зависимости от того,

что наиболее вероятно вызовет соскальзыва-

ние с плеча человека системы фиксации

верхней части туловища (если таковая уста-

новлена). Пиковая перегрузка на полу дол-

жна достигаться не позднее чем через 0,09 с

после удара и составлять как минимум 16.

Если для крепления конструкций кресла к

испытательному стенду используются на-

польные рельсы или напольные узлы крепле-

ния, эти рельсы или узлы крепления должны

быть повернуты относительно смежного ком-

плекта рельсов или узлов крепления не менее

чем на 10° в вертикальной плоскости (т.е.

должна быть нарушена их параллельность),

при этом один из них должен быть «накре-

нен» на 10°.

(c) В процессе динамических испытаний,

проводимых в соответствии с пунктом (b)

данного параграфа, измеренные параметры

не должны превышать следующих показате-

лей:

(1) Если для фиксации членов экипажа ис-

пользуются плечевые привязные ремни, то ра-

стягивающие нагрузки в одинарных ремнях не

должны превышать 794 кгс. Если для фикса-

ции верхней части туловища используются

двойные ремни, то суммарная растягивающая

нагрузка на ремни не должна превышать

907 кгс.

(2) Максимальная сжимающая нагрузка,

измеренная между тазом и поясничной частью

позвоночника антропоморфологического ма-

некена, не должна превышать 680 кгс.

(3) Ремни фиксации верхней части тулови-

ща (если установлены) в процессе удара дол-

жны оставаться на плечах манекена.

(4) Поясной привязной ремень в процессе

удара должен оставаться на тазе манекена.

(5) Каждый человек должен быть защищен

от серьезной травмы головы в условиях, пред-

писанных в пункте (b) данного параграфа.

Если возможен контакт головы с креслом или

другой конструкцией, то должна быть обеспе-

чена такая защита, чтобы удар головой не пре-

высил 1000 единиц критерия травмирования

головы (НIС – Head Injury Criterion). Величи-

на критерия травмирования головы определя-

ется по формуле

,

где:

t1 – время начала интегрирования;

t2 – время окончания интегрирования;

a(t) – суммарное ускорение в зависимости

от времени в процессе удара головой, где:

t – выражается в секундах и a – в единицах

ускорения свободного падения (g).

(6) Если контакт с креслами или другим эл-

е-ментом конструкции может привести к трав-

мам ног, должна быть обеспечена защита от

осевых сжимающих нагрузок, превышающих

1020 кгс на каждое бедро.

(7) Кресло должно оставаться закреплен-

ным во всех точках крепления, хотя его кон-

струкция может быть деформирована.

(8) При испытаниях, установленных в

пунктах (b)(1) и (b)(2) данного параграфа, кре-

сла не должны деформироваться в такой сте-

пени, чтобы создавать помехи быстрой эвакуа-

ции людей из самолета.

􀀫􀀬􀀦􀀃􀀠􀀃􀁞􀀋􀁗􀀕􀀃􀃭􀀃􀁗􀀔􀀌􀀾􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀔􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃􀀃

􀁗􀀕􀂜􀁄􀀋􀁗􀀌􀁇􀁗􀁀􀀕􀀏􀀘 􀁗 􀁠􀁐􀁄􀁛 􀀔 􀀋􀁗􀀕􀀃􀂱􀀃􀁗􀀔􀀌

Часть 25 Авиационные правила

62

25.563. Обеспечение прочности

при вынужденной посадке на воду

Прочность элементов конструкции в усло-

виях вынужденной посадки на воду должна

быть обеспечена в соответствии с указаниями

25.801(e).

ОЦЕНКА УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ

25.571. Оценка допустимости повреждений

и усталостной прочности конструкции

(а) Общие положения. Оценка прочности,

уровня проектирования и качества производ-

ства должна показать, что аварийной или ката-

строфической ситуации из-за усталости, кор-

розии, дефектов производства или случайного

повреждения можно избежать в течение всего

времени эксплуатации самолета. Эта оценка

должна быть проведена для каждой части кон-

струкции (такой, как крыло, оперение, по-

верхности управления и их системы, фюзеляж,

установка двигателя, шасси и их основные уз-

лы крепления), разрушение которой может

привести к аварийной или катастрофической

ситуации в соответствии с требованиями

пунктов (b) и (e) данного параграфа, а также

для случаев, указанных в пункте (c) данного

параграфа. При проведении оценки должны

быть использованы соответствующие запасы

(коэффициенты надежности). Для турбореак-

тивных и турбовинтовых самолетов следует

также провести анализ частей конструкции,

повреждение которых может привести к ава-

рийной или катастрофической ситуации, в со-

ответствии с пунктом (d) данного параграфа.

(1) Каждый анализ, проводимый в соответ-

ствии с требованиями данного параграфа, дол-

жен основываться на:

(i) типовом спектре нагрузок, температур и

влажностей, ожидаемых в эксплуатации;

(ii) перечне основных силовых элементов и

отдельных узлов конструкции (и их критиче-

ских мест), разрушение которых может приве-

сти к аварийной или катастрофической ситуа-

ции;

(iii) результатах испытаний, как правило,

натурных, и расчетах основных силовых эл-

ементов конструкции и отдельных узлов, ука-

занных в пункте (a)(1)(ii) данного параграфа.

(2) При проведении анализа, требуемого

настоящим параграфом, можно использовать

результаты испытаний и опыт эксплуатации

самолетов аналогичной конструкции, прини-

мая во внимание различие условий и методов

эксплуатации.

(3) На основании результатов оценки, тре-

буемой настоящим параграфом, должны быть

предусмотрены осмотры или другие процеду-

ры, необходимые для предотвращения аварий-

ной или катастрофической ситуации; они дол-

жны быть включены в эксплуатационно-тех-

ническую документацию, разрабатываемую в

соответствии с 25.1529. Начало осмотров и их

периодичность должны быть установлены на

основании расчета и/или испытаний по опре-

делению длительности роста трещин в предпо-

ложении, что конструкция содержит началь-

ный дефект максимально вероятного размера,

который является результатом повреждения,

внесенного при производстве или обслужива-

нии, для следующих типов конструкций:

(i) для конструкций с однопутной переда-

чей нагрузок;

(ii) для безопасно разрушающихся кон-

струкций с многопутной передачей нагрузки и

для безопасно разрушающихся конструкций

со стопперами трещин, если не будет проде-

монстрировано, что потеря пути передачи на-

грузки, частичное разрушение или задержка

трещины будут до разрушения оставшейся

конструкции обнаружены и отремонтированы

в процессе нормального обслуживания, осмо-

тров или других работ на самолете.

(4) Разработанная в соответствии с пунктом

(а)(3) данного параграфа документация дол-

жна периодически уточняться на основе учета

и анализа результатов исследований, испыта-

ний и накапливаемого опыта эксплуатации са-

молетов данного типа. Должна быть определе-

на процедура, обеспечивающая надежность и

своевременность такого учета.

(b) Оценки допустимости повреждений.

Оценка должна включать определение воз-

можных мест и видов повреждений, связан-

ных с усталостью, коррозией или случайным

повреждением. В оценке должны быть учтены

результаты расчетов прочности при действии

статических и повторяющихся нагрузок, под-

твержденные результатами испытаний, и

(если имеется) опытом эксплуатации.

Следует специально рассмотреть обширное

усталостное повреждение для тех конструк-

ций, для которых такой тип повреждения воз-

можен. С помощью результатов достаточных

натурных усталостных испытаний должно

быть показано, что обширное усталостное

повреждение не возникнет в течение проект-

ного ресурса самолета. Сертификат типа мо-

жет быть выдан до завершения натурных уста-

лостных испытаний при условии, что имеется

одобренный Компетентным органом план за-

вершения требуемых испытаний и в эксплуа-

тационно-технической документации, разра-

батываемой в соответствии с 25.1529, указана

предельно допустимая наработка (полеты, ча-

сы) самолета в эксплуатации, величина кото-

рой не должна превышать (с учетом эквива-

лентов) половины наработки, достигнутой

при усталостных испытаниях.

При определении степени повреждения для

оценки остаточной прочности в любой момент

эксплуатации должны учитываться возмож-

ность первоначального обнаружения повреж-

Авиационные правила Часть 25

63

дения \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_и его последующего роста под действи-

ем переменных нагрузок. Оценка остаточной

прочности должна показать, что сохранив-

шаяся конструкция способна выдержать на-

грузки (рассматриваемые как статические рас-

четные нагрузки), соответствующие следую-

щим условиям:

(1) Эксплуатационным условиям симме-

тричных маневров, указанным в 25.337 на всех

скоростях вплоть до VС, и в 25.345.

(2) Эксплуатационным условиям при по-

рывах ветра, указанным в 25.341 при всех

предписанных скоростях вплоть до VC , и в

25.345.

(3) Эксплуатационным условиям при кре-

не, указанным в 25.349, и эксплуатационным

условиям при несимметричных нагрузках,

указанным в 25.367 и 25.427 при скоростях до

VC.

(4) Эксплуатационным условиям при поле-

те со скольжением, указанным в 25.351(а), (b)

и (d) при скоростях до VС.

(5) Для герметических кабин:

(i) нормальному, ожидаемому в эксплуата-

ции перепаду давления в сочетании с ожидае-

мым внешним аэродинамическим давлением,

действующим одновременно с полетными на-

грузками, указанными в пунктах (b)(1) – (b)(4)

данного параграфа, если они оказывают зна-

чительное влияние;

(ii) максимальной величине нормального,

ожидаемого в эксплуатации избыточного да-

вления (включая ожидаемое внешнее аэроди-

намическое давление при перегрузке 1,0), ум-

ноженной на коэффициент 1,15 без учета всех

других нагрузок.

(6) Для шасси и частей конструкции плане-

ра, находящихся под непосредственным воз-

действием сил на шасси, – эксплуатационным

условиям нагружения, указанным в

параграфах 25.473, 25.491 и 25.493.

Должны быть рассмотрены также другие соче-

тания нагрузок, если они являются расчетны-

ми для определенных элементов конструкции.

Если после повреждения конструкции или ее

частичного разрушения появляются суще-

ственные изменения жесткости или геометрии

или того и другого вместе, должно быть прове-

дено дополнительное исследование влияния

этих изменений на допустимость поврежде-

ний с учетом требований 25.629(b)(2).

(c) Оценка безопасного ресурса по условиям

усталости. Выполнение указаний, изложенных

в пунктах (а)(3) и (b) данного параграфа, в том

числе по установлению сроков осмотров, не

требуется, если Заявитель докажет, что требо-

вания допустимости повреждений для данной

конструкции практически невыполнимы. Для

такой конструкции должно быть показано со-

ответствующим анализом на основании ре-

зультатов испытаний и расчетов, что она спо-

собна выдерживать переменные нагрузки,

ожидаемые в пределах срока службы, без воз-

никновения обнаруживаемых повреждений.

(d) Усталостная прочность при акустических

нагрузках. Расчетом, подтвержденным резуль-

татами испытаний или опытом эксплуатации

самолетов аналогичной конструкции и с ана-

логичными условиями по акустическим на-

грузкам, должно быть показано, что:

(1) Появление усталостных трещин от аку-

стических нагрузок в любой детали конструк-

ции самолета, подверженной акустическому

воздействию, не является вероятным.

(2) Аварийная или катастрофическая ситуа-

ция из-за трещин от акустических нагрузок в

предположении, что нагрузки, указанные в

пункте (b) данного параграфа, приложены ко

всем зонам, где возможно возникновение эт-

их трещин, не является вероятной.

(e) Оценка допустимого повреждения (дис-

кретный источник). Конструкция самолета

должна быть такой, чтобы было обеспечено

успешное завершение полета, во время кото-

рого возможно ее повреждение в результате:

(1) Столкновения с птицей весом 1,8 кгс,

когда скорость самолета (относительно птицы

по траектории полета самолета) равна VC на

уровне моря или 0,85 VC на высоте 2440 м, в за-

висимости от того, что более критично.

(2) Удара нелокализованной лопастью вен-

тилятора.

(3) Разлета нелокализованных обломков

двигателя; или

(4) Разлета нелокализованных обломков аг-

регатов с роторами, обладающими большой

кинетической энергией.

Поврежденная конструкция должна выдер-

живать статические нагрузки (рассматривае-

мые как расчетные), которые разумно ожи-

дать во время происшествия и в процессе за-

вершения полета. Рассматривать динамиче-

ский эффект от этих статических нагрузок не

требуется. Корректирующие действия пилота

после происшествия, такие, как ограниче-

ние маневрирования, обход турбулентности

и уменьшение скорости, могут рассматри-

ваться. Если после повреждения конструк-

ции или ее частичного разрушения появля-

ются существенные изменения жесткости

или геометрии или того и другого вместе,

должно быть проведено дополнительное ис-

следование влияния этих изменений на до-

пустимость повреждения с учетом требова-

ний 25.629(b)(2).

ЗАЩИТА ОТ МОЛНИИ

25.581. Защита от молнии

(a) Самолет должен быть защищен от ава-

рийных и катастрофических воздействий мол-

нии и статического электричества.

(b) Для металлических деталей соответст-

Часть 25 Авиационные правила

64

Авиационные правила Часть 25

65

вие требованиям пункта (a) данного параграфа

должно быть подтверждено:

(1) Правильной металлизацией деталей с

планером; или

(2) Таким проектированием деталей,

чтобы удар молнии не подвергал опасности

самолет.

(c) Для неметаллических деталей соот-

ветствие требованиям пункта (a) данного

параграфа должно быть подтверждено:

(1) Таким проектированием деталей, ко-

торое сводит до минимума влияние удара

молнии; или

(2) Использованием приемлемых средств

отвода результирующего электрического

тока так, чтобы не подвергать опасности са-

молет.

(а\*) Испытания и расчеты на воздействие

молнии следует производить исходя из

условий воздействия на самолет электриче-

ских разрядов, приведенных в Приложении

к данному параграфу.

(1) Металлические элементы конструк-

ции самолета, по которым возможно проте-

кание тока молнии, должны быть соедине-

ны в общую электрическую массу. Провод-

ники, соединяющие эти элементы кон-

струкции, при изготовлении их из меди

должны иметь поперечное сечение не менее

6 мм2, а при изготовлении из другого мате-

риала – иметь эквивалентную проводи-

мость.

Электрическое сопротивление в местах

контакта между элементами конструкции

должно быть не более 600 мкОм для непо-

движных и не более 2000 мкОм для по-

движных соединений. В самолетной доку-

ментации должна быть представлена схема

размещения этих проводников или таблица

сопротивлений металлизации с указанием

контрольных точек и величин максималь-

ных допустимых сопротивлений между

ними.

(2) При прохождении тока молнии по

корпусу самолета не должно быть отказов

или ложных срабатываний функциональ-

ных систем и устройств, которые могут при-

вести к аварийной или катастрофической

ситуации.

(3) На самолете должны быть предусмо-

трены меры (электростатические разрядни-

ки, покрытия, перемычки и пр.), обеспечи-

вающие стекание электростатического за-

ряда при полетах в облаках слоистых форм

и в осадках без нарушения нормальной ра-

боты радиоэлектронного оборудования.

(4) При конструировании и размещении

антенн, воздействие молнии на которые

может привести к аварийной или катастро-

фической ситуации, должны быть приняты

необходимые меры по их защите.

(5) При приземлении общая масса само-

лета должна автоматически соединиться с

ВПП, при этом сопротивление заземляю-

щего устройства не должно превышать 107

Ом.

(6) На самолетах должно быть предусмо-

трено устройство с сопротивлением не бо-

лее 0,5 Ом для подсоединения к наземному

контуру заземления при стоянке самолета.

ПРИЛОЖЕНИЕ П25.581

Разработку элементов конструкции и обо-

рудования, стойких к воздействию молнии, а

также их испытания следует проводить исходя

из условий воздействия на самолет импульса

тока, представленного на рис. 1. Порядок при-

менения составляющих А, В, С, D определяет-

ся для каждого конкретного случая, при этом

могут использоваться как отдельные соста-

вляющие, так и сочетания двух или более со-

ставляющих.

1. Составляющая А (импульс тока первого об-

ратного разряда) имеет амплитуду (200±10%) кА,

интеграл действия – 2'106 ± 20% A2c и

время воздействия до 500 мкс.

Эта составляющая может быть как униполяр-

ной, так и колебательной формы.

В обоснованных случаях испытания проводят-

ся при максимальной скорости нарастания то-

ка 1011 А/с.

2. Составляющая В (промежуточный ток)

имеет среднюю амплитуду (2±10%) кА при дли-

тельности до 5 мс и переносимом заряде

(10±10%) Кл. Эта составляющая должна быть

униполярной: прямоугольной, экспоненциаль-

ной или линейно спадающей.

3. Составляющая С (постоянный ток) имеет

амплитуду от 200 до 800 А при длительности от

0,25 до 1 с и переносимом заряде (200±20%) Кл.

Эта составляющая должна быть униполярной:

прямоугольной, экспоненциальной или линей-

но спадающей.

4. Составляющая D (ток повторного разряда)

имеет амплитуду (100±10%) кА и интеграл дей-

ствия 0,25 '106 ± 20%. А2.с эта составляющая мо-

жет быть как униполярной, так и колебательной

формы с временем воздействия до 500 мкс.

Рис. 1. Форма и параметры тока молнии

􀂔􀀃500 мс 􀂔􀀃5.10-3 с 0,25 с 􀂔 Т 􀂔 1 с 􀂔􀀃500 мс

Ток, к А

Время,

мс

Cоставляющая А:

амплитуда тока (200±10%) кА

интеграл действия (2 106)±20% А2.с

время действия ≤500 мкс

Cоставляющая B:

максимальный переносимый заряд (10±10%) Кл

средняя амплитуда тока (2±10%) кА

Cоставляющая С:

переносимый заряд (200±20%) Кл

амплитуда тока 200–800 А

Cоставляющая D:

амплитуда тока (100±10%) кА

интеграл действия (0,25 106)±20% А2.с

время действия ≤500 мкс

Часть 25 Авиационные правила

66

25.601. Общие положения

Конструкция самолета не должна иметь таких

особенностей и частей, которые, как показал

опыт, создают аварийные условия или являются

ненадежными. Пригодность таких вызывающих

сомнение частей и деталей должна определяться

путем соответствующих испытаний.

25.603. Материалы

Пригодность и долговечность материалов,

используемых для изготовления деталей, по-

ломка которых может отрицательно повлиять

на безопасность, должны:

(a) Определяться по опыту или путем испы-

таний.

(b) Соответствовать утвержденным техниче-

ским условиям (ТУ отраслей промышленности,

военным ТУ или техническим стандартам), га-

рантирующим прочность и другие свойства,

принятые в расчетных данных; и

(c) Оцениваться с учетом влияния окружаю-

щих условий, ожидаемых в эксплуатации, та-

ких, как температура и влажность.

25.605. Технология производства

(а) Применяемая технология производства

должна обеспечивать постоянство необходимого

качества изготовления конструкции. Если про-

изводственные процессы (такие, как склеива-

ние, точечная сварка, термообработка) требуют

строгого контроля для достижения цели, то эти

процессы должны выполняться в соответствии с

утвержденными технологическими условиями.

(b) Каждый новый технологический процесс

изготовления самолета должен быть обоснован

исследованиями, определяемыми специальной

программой испытаний.

25.607. Крепежные детали

(a) Все снимаемые болты, винты, гайки,

шпильки и другие снимаемые крепежные детали

должны иметь два независимых контрящих

устройства, если выпадение этих крепежных де-

талей может:

(1) Помешать продолжению полета и посадке

в пределах расчетных ограничений самолета и

при обычной квалификации и силе пилота; или

(2) Привести к снижению управляемости по

тангажу, рысканию или крену или к cнижению

чувствительности по сравнению с той, которая

требуется в разделе В настоящих Норм.

(b) Крепежные детали, перечисленные в

пункте (a) настоящего параграфа, и их контря-

щие устройства не должны ухудшаться от

воздействия окружающих условий в месте их

установки.

(c) Самоконтрящиеся гайки не разрешается

использовать на болтах, подверженных враще-

нию во время эксплуатации, если помимо само-

контрящего устройства не будет применено

контрящее устройство нефрикционного типа.

25.609. Защита элементов конструкции

Каждый элемент конструкции должен быть:

(а) Соответствующим образом защищен от

снижения или потери прочности в процессе эк-

сплуатации по любой причине, включая:

(1) Атмосферные воздействия.

(2) Коррозию; и

(3) Истирание.

(b) Обеспечен достаточными средствами вен-

тиляции и дренажирования, если это необходи-

мо для защиты.

25.611. Обеспечение доступа

Должны быть предусмотрены средства для

обеспечения осмотра и проверки (включая ос-

мотр основных элементов конструкции и систем

управления), замена компонентов самолета,

обычно требующих замены, регулировки и смаз-

ки, необходимые для поддержания летной год-

ности. Средства для проведения осмотров и про-

верок любого из этих элементов конструкции и

систем управления, должны быть пригодны для

проведения периодического осмотра и проверки.

Средства неразрушающего контроля элементов

конструкции могут применяться, когда непо-

средственного визуального контроля не доста-

точно, и если показана эффективность такого

контроля и технология его выполнения предста-

влена в Руководстве по технической эксплуата-

ции в соответствии с требованиями 25.1529.

25.613. Прочностные характеристики

материалов и их расчетные значения

(a) Прочностные характеристики материалов

должны определяться на основании достаточно-

го количества испытаний с тем, чтобы расчетные

значения можно было устанавливать на основе

статистики.

(b) Расчетные значения следует выбирать та-

ким образом, чтобы уменьшить вероятность раз-

рушений конструкции из-за непостоянства

свойств материалов. За исключением требова-

ний, приведенных в пункте (e) настоящего па-

раграфа, соответствие данному параграфу дол-

жно быть показано на основе выбора расчетных

значений, которые обеспечивают прочность ма-

териала со следующей вероятностью:

(1) 99% – с 95%-ным доверительным интерва-

лом, когда приложенные нагрузки передаются

через единичный элемент агрегата, разрушение

которого приводит к потере конструктивной це-

лостности агрегата.

(2) 90% – с 95%-ным доверительным интерва-

лом для статически неопределимой конструк-

ции, в которой разрушение любого отдельного

элемента приводит к тому, что приложенные на-

Авиационные правила Часть 25

67

Раздел D – ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

грузки безопасно распределяются по другим не-

сущим элементам.

(c) Влияние температуры на допустимые на-

пряжения, применяемые при расчете ответ-

ственных элементов или узлов конструкции,

должно учитываться, если значительный тепло-

вой эффект имеет место при нормальных эк-

сплуатационных условиях.

(d) Прочность, проектирование и технология

конструкции должны свести к минимуму вероят-

ность опасного усталостного разрушения, осо-

бенно в местах концентрации напряжений.

(e) Более высокие расчетные значения могут

быть использованы, если производится «допол-

нительный отбор» материала, при котором обра-

зец каждого отдельного полуфабриката подвер-

гается испытаниям перед его использованием в

целях подтверждения, что его фактическая проч-

ность равна или выше расчетной.

25.619. Специальные коэффициенты безопасности

Коэффициент безопасности, предписанный в

25.303, следует умножать на соответствующие

максимальные коэффициенты безопасности,

предписанные в параграфах 25.621 – 25.625, для

каждой детали конструкции, прочность которой:

(a) Ненадежна.

(b) Может ухудшиться в процессе эксплуата-

ции до плановой замены; или

(c) Может значительно изменяться вслед-

ствие несовершенства технологических процес-

сов или методов контроля.

25.621. Коэффициенты безопасности

для отливок

(а) Общие положения. Коэффициенты безо-

пасности, испытания и проверки, указанные в

пунктах (b) – (d) данного параграфа, должны

применяться в дополнение к тем, которые

необходимы для проведения контроля качества

отливок. Проверки должны проводиться в со-

ответствии с утвержденными техническими

условиями. Пункты (c) и (d) данного параграфа

относятся к любым конструкционным отлив-

кам за исключением тех, которые испытывают-

ся под давлением как детали гидросистемы или

другой жидкостной системы и не воспринима-

ют нагрузки, действующие на конструкцию са-

молета.

(b) Напряжения в опорах и опорные поверхно-

сти. Коэффициенты безопасности для отливок,

указанные в пунктах (с) и (d) данного параграфа:

(1) Могут не превышать 1,25 для напряже-

ний в опорах независимо от применяемого ме-

тода контроля; и

(2) Не требуется применяться к опорным

поверхностям детали, у которой коэффициент

безопасности в опорах превышает коэффици-

ент безопасности для отливок.

(с) Критические отливки. Нижеследующие

условия относятся ко всем отливкам, разруше-

ние которых может воспрепятствовать продол-

жению безопасного полета и посадке самолета

или привести к серьезным ранениям экипажа и

пассажиров:

(1) Для каждой критической отливки:

(i) принимается дополнительный коэффи-

циент безопасности не менее 1,25; и

(ii) 100% отливок подвергаются визуальным,

радиографическим, магнитным или проникаю-

щим методам контрoля или другим утвержден-

ным эквивалентным методам неразрушающего

контроля.

(2) Если критические отливки имеют допол-

нительный коэффициент безопасности менее

1,50, необходимо подвергать статическим ис-

пытаниям 3 образца отливок на соответствие:

(i) требованиям к прочности, приведенным

в 25.305 при раcчетной нагрузке, соответствую-

щей дополнительному коэффициенту безопас-

ности для отливок 1,25; и

(ii) требованиям к деформации, приведен-

ным в 25.305 при нагрузке в 1,15 раза больше

эксплуатационной.

(3) Примерами таких отливок являются уз-

лы крепления конструкции, детали систем

управления полетом, шарниры, подвески по-

верхностей управления и крепления весовых

компенсаторов, опоры и узлы крепления кре-

сел, спальных мест, привязных ремней, то-

пливных и масляных баков, клапаны гермети-

зации кабин.

(d) Некритические отливки. Нижеследующее

относится ко всем отливкам, кроме указанных

в пункте (с) данного параграфа:

(1) Кроме случаев, предусмотренных в пунк-

тах (d)(2) и (3) данного параграфа, коэффици-

енты безопасности для отливок и соответ-

ствующие проверки должны отвечать требова-

ниям таблицы, приведенной ниже.

(2) Если введена утвержденная процедура

контроля качества, то невизуальными метода-

ми можно проверять меньший процент отли-

вок, чем указано в пункте (d)(1) данного па-

раграфа.

(3) Для отливок, изготовляемых по техниче-

ским условиям, которые гарантируют механи-

ческие свойства материала отливки и предус-

матривают показ этих свойств испытаниями

образцов, выборочно вырезанных из отливок:

(i) можно применять коэффициент безопас-

ности для отливок, равный 1,0;

Часть 25 Авиационные правила

68

Коэффициент

безопасности

для отливок

Методы контроля

2,0 и более

Менее 2,0, но

более 1,5

От 1,25 до 1,50

100%-ная визуальная проверка

100%-ная визуальная проверка, контроль

методом магнофлокса, или проникающих

частиц, или равноценными методами без

разрушения образца

100%-ная визуальная проверка, контроль

методом магнофлокса или проникающих

частиц, рентгенографической дефектоско-

пией или другими утвержденными метода-

ми без разрушения образца

(ii) эти отливки следует проверять в соответ-

ствии с требованиями для коэффициентов от

1,25 до 1,50 пункта (d)(1) данного параграфа и

испытывать в соответствии с пунктом (с)(2)

данного параграфа.

25.623. Коэффициенты безопасности в опорах

(a) За исключением деталей, указанных в

пункте (b) данного параграфа, каждая деталь,

установленная с зазором (при свободной по-

садке) и подвергающаяся сотрясениям или ви-

брации, должна иметь достаточно большой ко-

эффициент безопасности для опор, чтобы обес-

печить предусмотренное относительное пере-

мещение деталей.

(b) Для некоторых деталей может не приме-

няться коэффициент безопасности для опор,

если для этих деталей указан какой-либо спе-

циальный коэффициент, превышающий коэф-

фициент безопасности для опор.

25.625. Коэффициенты безопасности

для стыковочных узлов (фитингов)

Для всех стыковочных узлов (деталей, ис-

пользуемых для соединения одного элемента

конструкции с другим) должны соблюдаться

следующие условия:

(а) Для всех стыковочных узлов (фитингов),

чья прочность не доказана испытаниями на эк-

сплуатационную и расчетную нагрузки, при ко-

торых фактические напряжения воспроизво-

дятся в стыковочном узле и окружающей кон-

струкции, коэффициент безопасности не менее

1,15 должен относиться:

(1) Ко всем частям стыковочного узла.

(2) К деталям крепления; и

(3) К местам соединения частей узла.

(b) Можно не применять коэффициент бе-

зопасности для стыкового узла:

(1) Для соединений, осуществленных по

утвержденной методике и основанных на дан-

ных всесторонних испытаний (например,

сплошные соединения металлической обшив-

ки, сварные соединения и соединения деревян-

ных частей в замок); или

(2) В отношении опорной поверхности, для

которой используется бoльший специальный

коэффициент.

(c) Для всех стыковочных узлов, выполнен-

ных заодно с деталью, фитингом (стыковочным

узлом), считается часть всего узла до того места,

где его сечение становится типичным для дан-

ного элемента конструкции.

(d) Для всех кресел, спальных мест и привяз-

ных ремней применяются коэффициенты безо-

пасности стыковочных узлов, приведенные в

25.785(f)(3).

25.629. Требования к аэроупругой устойчивости

(a) Общие положения.

Под оценками аэроупругой устойчивости,

которые требуются в данном параграфе, пони-

маются исследования флаттера, дивергенции,

реверса органов управления, динамики аэро-

упругого взаимодействия самолета с системой

управления, а также любой нежелательной по-

тери устойчивости и управления из-за дефор-

маций конструкции. При исследовании явле-

ний аэроупругой устойчивости должны учиты-

ваться степени свободы, связанные с воздуш-

ными винтами или другими вращающимися

элементами, которые создают значительные

динамические силы. Соответствие данному па-

раграфу должно быть показано с помощью рас-

четов, испытаний в аэродинамических трубах,

наземных частотных и жесткостных испыта-

ний, летными испытаниями или другими спо-

собами, которые Компетентный орган сочтет

необходимыми.

(b) Область аэроупругой устойчивости

Самолет должен быть спроектирован таким

образом, чтобы для всех его конфигураций и

при всех расчетных условиях как при исходном

варианте конструкции, так и при возможном

изменении определяющих явление параметров

не возникало аэроупругой неустойчивости вну-

три области, определяемой следующим образом:

(1) Для нормальных состояний, без повреж-

дений, отказов или ухудшений характеристик –

все комбинации скорости и высоты, граница

которых получается увеличением на 20% инди-

каторной скорости (как при постоянном числе

Маха, так и при постоянной высоте) в каждой

точке зависимости VD/MD от высоты. При этом

надлежащие запасы устойчивости должны су-

ществовать на всех скоростях вплоть до VD/MD

и не должно быть большого или резкого паде-

ния устойчивости при приближении к VD/MD.

Если MD меньше 1,0 на всех расчетных высо-

тах, то увеличение скорости можно ограничить

числом Маха, равным 1,0.

(2) Для случаев, перечисленных в 25.629(d) –

все комбинации допустимых высот и скоростей

вплоть до скорости, которая принимается как

большая из скоростей, получаемых:

(i) зависимостью VD/MD, определенной в

соответствии с 25.335(b); или

(ii) зависимостью скоростей от высоты, по-

лучающейся добавлением к VC 15% индикатор-

ной скорости при постоянной высоте на высо-

тах от уровня моря до пересечения линии

1,15 VC с продолжением линий постоянного

крейсерского числа Маха (MC), затем линей-

ным изменением индикаторной скорости до

величины MC+0,05 на наименьшей высоте пе-

ресечения VC и MC, затем на больших высотах,

вплоть до максимальной высоты полета, грани-

ца определяется прибавлением 0,05 к MC при

постоянной высоте.

(а\*) При всех полетных весах, на всех высо-

тах и скоростях от нулевой до расчетной скоро-

сти пикирования VD/MD в диапазоне частот

упругих колебаний самолета должна быть обес-

Авиационные правила Часть 25

69

печена его устойчивость при взаимодействии

конструкции планера с механической и автомати-

ческой системами управления, в том числе при

полете на автопилоте.

Эта устойчивость считается обеспеченной,

если амплитудно-фазовая частотная характери-

стика (АФЧХ) разомкнутого контура «самолет

– система управления» удовлетворяет следую-

щему условию: при изменении аргумента (фа-

зы) в пределах от –60 до +60° модуль (амплиту-

да) АФЧХ не должен превышать 0,50. (Положе-

ние критической точки частотного критерия

устойчивости принято в правой полуплоско-

сти, рис. 1.) При этом, если в результате прове-

денных расчетных и наземных исследований

установлено, что при нахождении АФЧХ в пра-

вой полуплоскости ее модуль превышает 0,3,

выполнение указанного выше условия должно

быть обязательно подтверждено результатами

летных испытаний.

Рис. 1.

(c) Балансировочные грузы. Если использу-

ются сосредоточенные балансировочные гру-

зы, то должны быть доказаны их эффектив-

ность и прочность, включая конструкцию, к

которой они крепятся.

(d) Повреждения, отказы и ухудшение харак-

теристик. При доказательстве соответствия

данному параграфу должны быть рассмотрены

следующие повреждения, отказы и ухудшения

характеристик:

(1) Любые критические заправки топливом,

которые могут быть в результате неправильной

заливки, если не показана их практическая не-

вероятность.

(2) Любое единичное повреждение в любой

системе демпфирования флаттерных колебаний.

(3) Максимально возможный слой льда, ожи-

даемый в результате непреднамеренного попада-

ния в обледенение, если самолет не предназначен

для эксплуатации в условиях обледенения.

(4) Повреждение любого отдельного эле-

мента конструкции подвески каждой двига-

тельной установки, независимо установлен-

ного вала воздушного винта, большой вспо-

могательной силовой установки или большо-

го закрепленного на самолете обтекаемого те-

ла (такого, как внешний топливный бак).

(5) Для самолетов с двигательными установ-

ками, имеющими воздушные винты или боль-

шие вращающиеся массы, способные создавать

существенные динамические силы, любое от-

дельное повреждение конструкции двигатель-

ной установки, которое могло бы уменьшить

жесткость вращающегося вала (на опорах).

(6) Отсутствие аэродинамических или гиро-

скопических сил в результате наихудшей ком-

бинации флюгирования воздушных винтов или

других вращающихся устройств, способных

создавать значительные динамические силы. В

дополнение к этому должен быть рассмотрен

случай одного зафлюгированного воздушного

винта или вращающегося устройства одновре-

менно с повреждениями, заданными в пунктах

(d)(4) и (d)(5) данного параграфа.

(7) Вращение с самым большим возможным

превышением ограничений по числу оборотов

любого одного винта или вращающегося уст-

ройства, способного создавать значительные

динамические силы.

(8) Любое разрушение или повреждение,

требуемое или выбранное для анализа в соот-

ветствии с 25.571. Единичные повреждения

конструкции, заданные в пунктах (d)(4) и (d)(5)

данного параграфа, нет необходимости рассма-

тривать при доказательстве соответствия дан-

ному параграфу, если:

(i) элементы конструкции не могут быть раз-

рушены при повреждении дискретным источ-

ником при условиях, заданных в 25.571(e); и

(ii) анализ безопасной повреждаемости в со-

ответствии с 25.571(b) показывает, что макси-

мальный размер повреждения, принимаемый

для оценки остаточной прочности, не достато-

чен для полного разрушения элемента кон-

струкции.

(9) Любое повреждение или отказ, рассма-

триваемые в параграфах 25.631, 25.671, 25.672 и

25.1309.

(10) Любая другая комбинация поврежде-

ний, отказов или ухудшений характеристик,

для которой не показана ее практическая неве-

роятность.

(e) Летные испытания на флаттер, дивергенцию

и реверс. Летные испытания на флаттер, дивер-

генцию и реверс на скоростях вплоть до VDF/MDF

должны быть проведены для нового типа самоле-

та, а также для модификаций типа, если для по-

следних не показано, что изменения незначи-

тельно влияют на аэроупругую устойчивость. В

этих испытаниях должно быть показано, что

имелось необходимое для возбуждения критиче-

ских форм флаттера и достаточное по уровню и

темпу внешнее воздействие и что самолет имеет

Часть 25 Авиационные правила

70

JmWp

0,3

0

-0,3

60о

-60 о

ReWp

Требуются

летные

испытания

Wp – АФЧХ разомкнутого

контура

0,3 0,5

Недопустимо

необходимые запасы демпфирования на всех

скоростях, вплоть до VDF/MDF, что нет большого и

быстрого падения демпфирования при прибли-

жении к VDF/MDF. Если для доказательства соот-

ветствия пункту (d) данного параграфа использу-

ется моделирование повреждения, отказа или

ухудшения характеристик в полете, то в тех слу-

чаях, когда показано путем сравнения результа-

тов летных испытаний с расчетами и данными

других испытаний, что у самолета нет аэроупру-

гой неустойчивости на всех скоростях полета

внутри границы, заданной в пункте (b)(2)

данного параграфа, максимальная скорость при

таких летных испытаниях может быть не выше

VFC/MFC.

25.631. Повреждение от удара птицы

Самолет должен быть спроектирован так, что-

бы была обеспечена возможность продолжения

безопасного полета и посадки после столкнове-

ния с птицей весом 1,8 кгс, когда скорость само-

лета (относительно птицы по траектории полета

самолета) равна VC на уровне моря или 0,85 VC на

высоте 2440 м, в зависимости от того, какая из

них является более критической. Допускается по-

казать это расчетом, если он основан на результа-

тах испытаний аналогичных конструкций.

ПОВЕРХНОСТИ УПРАВЛЕНИЯ

25.651. Испытание на прочность

(а) Поверхности управления должны испы-

тываться на выдерживание расчетных нагрузок.

При этом также испытываются кабанчики или

фитинги, к которым крепятся элементы систе-

мы управления.

(b) Соответствие требованиям к специаль-

ным коэффициентам для узлов подвески по-

верхностей управления, изложенным в па-

раграфах 25.619 – 25.625 и в 25.657, должно

быть доказано расчетом или отдельными испы-

таниями под нагрузкой.

25.655. Установка

(а) Установка управляемых поверхностей

хвостового оперения должна быть выполнена

таким образом, чтобы исключалось взаимодей-

ствие между любыми двумя поверхностями,

когда одна поверхность находится в наиболее

критичном положении, а другая отклоняется во

всем допустимом диапазоне.

(b) В случае применения управляемого ста-

билизатора для него должны быть предусмотре-

ны упоры, ограничивающие максимальное от-

клонение стабилизатора, которое требуется для

балансировки самолета в соответствии с требо-

ваниями 25.161.

25.657. Узлы подвески

(a) В узлах подвески поверхностей управле-

ния, включая узлы с шариковыми, роликовыми

и самосмазывающимися подшипниками, утвер-

жденные напряжения подшипников не должны

превышаться. В нестандартных узлах напряже-

ния должны устанавливаться на основе практики

или испытаний, а в случае отсутствия надежного

анализа следует использовать коэффициент бе-

зопасности не менее 6,67 к пределу прочности на

смятие наиболее мягкого материала, из которого

изготовлен подшипник.

(b) Узлы подвески должны иметь достаточ-

ную прочность и жесткость при нагрузках, дей-

ствующих параллельно оси узла.

СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

25.671. Общие положения

(a) Все рычаги и системы управления дол-

жны работать легко, плавно и четко, обеспечи-

вая правильное выполнение заданных функций.

(b) Каждый элемент системы управления са-

молетом должен быть так сконструирован или

иметь четкую и постоянную маркировку, чтобы

свести к минимуму вероятность неверной сбор-

ки, могущей привести к неправильному функ-

ционированию данной системы.

(c) Путем расчета, испытаний или того и

другого вместе должно быть показано, что са-

молет способен продолжать безопасный полет

и выполнять посадку после любого из нижесле-

дующих отказов или заклинивания в системе

управления полетом и в поверхностях управле-

ния (включая системы балансировки, механи-

зацию, воздушные тормоза и механизмы за-

грузки рычагов управления) в нормальном ди-

апазоне режимов полета, не требуя от пилота

исключительного мастерства или чрезмерных

усилий. Вероятные неисправности не должны

оказывать значительного влияния на работу си-

стемы управления и должна быть обеспечена

возможность их легкого парирования пилотом.

(1) Любой единичный отказ, исключая за-

клинивание (например, разъединение или от-

каз механических элементов или отказы кон-

струкции элементов гидросистемы, таких, как

силовые приводы, корпуса золотникового

устройства и клапаны).

(2) Любая комбинация отказов, исключая

заклинивание, если не показано, что она прак-

тически невероятна (например, двойные отка-

зы электрической и гидравлической систем или

любой единичный отказ в сочетании с вероят-

ным отказом гидравлической или электриче-

ской систем).

(3) Любое заклинивание при положении

рычагов управления, обычно имеющем место в

процессе взлета, набора высоты, крейсерского

полета, нормальных разворотов, снижения и

посадки, если не показано, что заклинивание

практически невероятно или его можно осла-

бить. Самопроизвольное отклонение системы

управления в худшее положение и заклинива-

Авиационные правила Часть 25

71

ние следует учитывать, если подобное

самопроизвольное отклонение и последующее

заклинивание не являются практически неве-

роятными.

(d) Самолет должен иметь такую конструк-

цию, чтобы он был управляем в случае отказа

всех двигателей. Соответствие этому требова-

нию можно показать расчетом, если будет по-

казано, что принятая методика надежна.

25.672. Системы улучшения устойчивости,

автоматические системы и бустерное

управление

Если функционирование систем улучшения

устойчивости или других автоматических си-

стем и бустерного управления необходимо для

показа соответствия требованиям к летным ха-

рактеристикам настоящих Норм, то такие си-

стемы должны удовлетворять требованиям

25.671 и следующим:

(a) Должна быть предусмотрена отчетливо

различимая пилотом при ожидаемых условиях

эксплуатации, но не требующая его внимания

сигнализация любого отказа в системе улучше-

ния устойчивости или в любой другой автома-

тической или в бустерной системе, который

может повлечь за собой опасные условия, если

пилот не может сам обнаружить отказ. Системы

сигнализации не должны приводить в действие

системы управления.

(b) Конструкция системы улучшения устой-

чивости или любой другой автоматической или

бустерной системы должна обеспечивать воз-

можность вмешательства пилота в управление

на начальной стадии отказов, аналогичных ука-

занным в 25.671(c), не требуя от него исключи-

тельного мастерства или значительных усилий,

либо путем отключения системы или ее пов-

режденной части, либо путем пересиливания

отказа движением рычагов управления в нор-

мальном направлении.

(c) Следует показать, что после любого еди-

ничного отказа системы улучшения устойчиво-

сти или любой другой автоматической или в бу-

стерной системе:

(1) Самолет безопасно управляется, если от-

каз или неисправность происходит на любой

скорости или высоте в пределах установленных

эксплуатационных ограничений, которые явля-

ются критичными для рассматриваемого отказа.

(2) Требования к управляемости и мане-

вренности удовлетворяются в пределах эксплу-

атационных режимов (например, скорости, вы-

соты, нормальных перегрузок и конфигураций

самолета), которые оговорены в РЛЭ самолета; и

(3) Характеристики балансировки, устойчи-

вости и сваливания не ухудшаются более тех

пределов, которые гарантируют безопасное

продолжение полета и посадку.

(а\*) Электродистанционная система управле-

ния, использующая слаботочные сигналы,

должна быть защищена от внешних воздействий

(например, электромагнитных полей, статиче-

ских разрядов, ударов молнии).

25.675. Упоры

(a) Все системы управления должны быть

снабжены упорами, которые надежно ограни-

чивают диапазон отклонения всех подвижных

аэродинамических поверхностей, управляемых

данной системой.

(b) Расположение упоров не должно допу-

скать отрицательного влияния износа, слабины

или регулировки натяжных устройств на харак-

теристики управляемости самолета в случае из-

менения предела перемещения поверхностей

управления.

(c) Упоры должны быть в состоянии выдер-

живать любые нагрузки, соответствующие рас-

четным условиям для системы управления.

25.677. Системы триммирования

(a) Конструкция рычагов управления систе-

мы триммирования должна исключать возмож-

ность непреднамеренного или резкого сраба-

тывания. Рычаги управления должны действо-

вать в плоскости и в соответствии с направле-

нием движения самолета.

(b) Рядом с рычагами управления системы

триммирования должны находиться устрой-

ства, указывающие направление перемеще-

ния рычагов управления относительно напра-

вления движения самолета. Кроме того, дол-

жны быть предусмотрены хорошо видимые

указатели положения балансировочных

устройств.

(c) Конструкция систем триммирования не

должна допускать самопроизвольного ухода из

заданного положения.

Управление триммерами должно быть

необратимым, если триммер не имеет соответ-

ствующей весовой балансировки и не исключа-

ется возможность возникновения флаттера.

(d) Если на самолете применяется необрати-

мая система управления триммерами, проводка

от триммера до крепления устройства, обеспе-

чивающего необратимость, к конструкции са-

молета, должна быть жесткой.

25.679. Устройства, предотвращающие

повреждение системы от воздействия

порывов ветра

(a) Должно быть предусмотрено устройство

для предотвращения повреждения поверхно-

стей управления (включая триммеры) и систе-

мы управления от воздействия порывов ветра

при нахождении самолета на земле или на воде.

Примечание. На самолетах с необратимым бус-

терным управлением демпфирова-

ние ветровых возмущений на сто-

янке должно обеспечиваться руле-

выми приводами (если не преду-

смотрены иные средства демпфиро-

вания).

Часть 25 Авиационные правила

72

Если данное устройство, будучи включен-

ным, не позволяет пилоту нормально откло-

нять поверхности управления, оно должно:

(1) Автоматически выключаться при нор-

мальной работе пилота рычагами управления

самолетом; или

(2) Ограничивать управление самолетом та-

ким образом, чтобы пилот получал безошибоч-

ное предупреждение перед взлетом о том, что

поверхности управления застопорены.

(3) В случае применения внешних устройств

стопорения рулей (например, струбцин и т.п.) так-

же должны быть приняты меры, предотвращаю-

щие вылет самолета с застопоренными рулями.

(b) Должны быть приняты меры, предотвра-

щающие возможность случайного включения

стопора в полете.

25.681. Статические испытания

на расчетную нагрузку

(a) Соответствие требованиям настоящих

Норм должно быть доказано испытаниями:

(1) При которых направление приложения

нагрузок должно воспроизводить наиболее не-

благоприятные условия нагружения системы

управления; и

(2) Которым должны быть подвергнуты все

узлы, ролики и кронштейны, используемые для

крепления системы к основной конструкции.

(b) Соотвeтствие специальным коэффици-

ентам для соединений системы управления,

имеющих угловое перемещение, должно быть

доказано расчетами или отдельными статиче-

скими испытаниями.

25.683. Испытания на функционирование

Путем испытаний на функционирование

должно быть показано, что когда части систе-

мы управления, на которые действуют нагрузки

от усилий пилота, нагружаются до 80% эксплу-

атационной нагрузки, предусмотренной для

данной системы, а части с силовым приводом

нагружаются до максимальной нагрузки, ожи-

даемой при нормальной эксплуатации, система

должна быть свободной от:

(a) Заеданий.

(b) Чрезмерного трения; и

(c) Отклонений органов управления свыше

нормы.

(а\*) При эксплуатационной нагрузке для

случая (случаев) нагружения, выбранного Зая-

вителем и отраженного в программе испытаний

самолета, производится проверка отсутствия

заеданий в системах управления при их функ-

ционировании. Кроме того, должна быть про-

ведена проверка возможности открытия и зак-

рытия, выпуска и уборки створок, шасси, лю-

ков, дверей и т.п. после снятия эксплуатацион-

ной нагрузки.

(b\*) Работоспособность механических ча-

стей систем управления в заявленных условиях

эксплуатации должна быть показана в ходе ис-

пытаний на многократное функционирование,

если нагруженность этих частей является суще-

ственной и приводит к отказам, препятствую-

щим их нормальному функционированию, а

применяемые расчетные методы недостаточны

для подтверждения соответствия требованиям

25.671(с)(2) и (с)(3).

25.685. Элементы системы управления

(a) Все детали системы управления должны

быть сконструированы и установлены таким

образом, чтобы исключалось заклинивание,

трение и соприкосновение с грузами, пассажи-

рами, незакрепленными предметами или за-

мерзание влаги в местах, где это может вызвать

отказ системы управления.

(b) В кабине экипажа должны быть предус-

мотрены меры, предотвращающие попадание

посторонних предметов в такие места, где они мо-

гут вызвать заклинивание в системе управления.

(c) Должны быть предусмотрены меры, пре-

дотвращающие удары тросов или тяг о другие

части самолета.

(d) Требования параграфов 25.689 и 25.693 от-

носятся к тросовым системам и соединениям.

(a\*) Должны предусматриваться меры по

контролю глубины завинчивания тандеров тро-

сов и регулируемых тяг при сборке.

(b\*) Должны быть предусмотрены конструк-

тивные меры, предотвращающие разъединение

элементов в системе в процессе эксплуатации;

в том числе не должны применяться осевые

шпильки, которые подвергаются воздействию

нагрузок или перемещаются, законтренные

только шплинтами.

(с\*) Для элементов подвижных соединений

и механизмов, отказ которых может нарушить

функционирование системы управления,

должны быть определены предельные величи-

ны износов и исключена возможность эксплуа-

тации с недопустимым износом.

25.689. Тросовые системы

(a) Все тросы, узлы крепления тросов, тан-

деры, заплетки тросов и ролики должны быть

утвержденного типа. Кроме того:

(1) Тросы диаметром менее 3,175 мм

(1/8 дюйма) не должны применяться в основ-

ных системах управления элеронами, рулями

высоты и направления; и

(2) Тросовые системы должны быть спроек-

тированы таким образом, чтобы исключалась

возможность опасного изменения в натяжении

тросов во всем рабочем диапазоне их переме-

щений при эксплуатационных условиях и из-

менениях температуры.

(b) Тип и размер ролика должны соответ-

ствовать применяемому тросу. Ролики и звез-

дочки должны быть снабжены установленными

вблизи предохранительными устройствами, ко-

торые предотвращают смещение и соскакива-

ние тросов и цепей. Каждый ролик должен на-

Авиационные правила Часть 25

73

ходиться в плоскости троса, чтобы исключа-

лось трение троса о бортик ролика.

(c) Направляющие тросов должны устана-

вливаться таким образом, чтобы они не изме-

няли направления троса более чем на 3°.

(d) [Зарезервирован].

(e) Тандеры должны устанавливаться на

участках троса, не имеющих угловых переме-

щений во всем диапазоне хода троса.

(f) Должна быть обеспечена возможность

визуального осмотра направляющих тросов,

роликов, наконечников и тандеров.

25.693. Соединения

Узлы соединения жестких тяг системы упра-

вления, имеющие угловые перемещения, за ис-

ключением соединений с шариковыми и роли-

ковыми подшипниками, должны иметь спе-

циальный коэффициент безопасности не менее

3,33 по отношению к пределу прочности на

смятие самого мягкого материала, из которого

изготовляется подшипник. Этот коэффициент

может быть уменьшен до 2,0 для соединений

тросовой системы управления. Для шариковых

и роликовых подшипников не допускается пре-

вышение утвержденных номинальных характе-

ристик.

25.697. Управление механизацией крыла и

воздушными тормозами

(a) Рычаги управления механизацией крыла

должны быть сконструированы таким образом,

чтобы пилоты имели возможность устанавливать

средства механизации в любое положение –

взлетное, крейсерское, для захода на посадку и

посадочное в соответствии с 25.101(d). Механи-

зация крыла и воздушные тормоза должны сох-

ранять выбранные положения за исключением

случаев, когда они перемещаются автоматом

или устройством ограничения нагрузок, не от-

влекая в дальнейшем внимание пилотов.

(b) Конструкция и расположение рычагов

управления механизацией крыла и воздушны-

ми тормозами должны быть такими, чтобы ис-

ключалась возможность их непреднамеренного

перемещения. В устройствах управления меха-

низацией крыла и воздушными тормозами,

предназначенных для работы только на земле,

должны быть предусмотрены меры, исключаю-

щие их непреднамеренное срабатывание в по-

лете, если такое срабатывание может быть

опасным.

(c) Скорость перемещения поверхностей

при работе рычагов управления и характери-

стиках автомата или устройства ограничения

нагрузок должны быть такими, чтобы были

обеспечены удовлетворительные летные харак-

теристики при установившихся или изменяю-

щихся скоростях полета, мощности двигателей

и пространственном положении самолета.

(d) Конструкция системы управления меха-

низацией крыла должна обеспечивать уборку

поверхностей из полностью выпущенного по-

ложения во время установившегося полета при

максимальной продолжительной мощности дви-

гателя на любой скорости менее VF + 16,5 км/ч.

25.699. Указатель положения механизации

крыла и воздушных тормозов

(a) Должна быть предусмотрена индика-

ция, указывающая пилотам положение всех

средств механизации крыла и воздушных тор-

мозов, имеющих в кабине отдельные рычаги

управления. Кроме того, должна быть предус-

мотрена индикация несимметричных откло-

нений или другой неисправности в системах

механизации крыла и воздушных тормозов,

если такая индикация необходима для того,

чтобы пилоты могли предотвратить или пари-

ровать опасные условия в полете и на земле,

которые могут повлиять на летные характери-

стики.

(b) Должны быть предусмотрены средства,

указывающие пилотам положение механиза-

ции крыла при взлете, полете по маршруту, за-

ходе на посадку и посадке.

(c) Если возможно отклонение механизации

крыла и воздушных тормозов на угол более по-

садочного, этот диапазон должен быть четко

отмечен на рычагах управления.

25.701. Взаимосвязь между закрылками

в предкрылками

(a) Если самолет не обладает безопасными

летными характеристиками с закрылками и

предкрылками, убранными с одной стороны и

выпущенными с другой, то движение закрыл-

ков и предкрылков по разные стороны от пло-

скости симметрии должно быть синхронизиро-

вано механической связью или обеспечено дру-

гими апробированными эквивалентными сред-

ствами.

(b) При наличии системы синхронизации

между закрылками или предкрылками кон-

струкция этой системы должна быть рассчита-

на на возможность приложения несимметрич-

ных нагрузок, в том числе нагрузок, возника-

ющих при полете с отказавшими двигателями

по одну сторону от плоскости симметрии и при

работе остальных двигателей на режиме взлет-

ной мощности.

(c) Для самолетов, закрылки или предкрылки

которых не подвергаются воздействию спутной

струи, конструкция должна быть рассчитана на

такие случаи нагружения, когда на закрылки или

предкрылки, расположенные с одной стороны,

действует максимальная нагрузка (при описанных

выше симметричных условиях нагружения), а на

закрылки или предкрылки, расположенные с дру-

гой стороны, действует нагрузка, составляющая

не более 80% максимальной.

(d) Связь между закрылками и предкрылка-

ми должна быть рассчитана на нагрузки, кото-

рые имеют место при приложении полной

Часть 25 Авиационные правила

74

мощности приводящей системы в условиях, ко-

гда поверхности закрылков или предкрылков

по одну сторону от плоскости симметрии за-

клинило и они неподвижны, а по другую сторо-

ну – свободны для движения.

25.703. Система аварийной сигнализации

при взлете

Должна устанавливаться система аварийной

сигнализации при взлете, отвечающая следую-

щим требованиям:

(a) Система должна обеспечивать пилотам

звуковую сигнализацию, которая автоматиче-

ски включается в ходе начального участка взле-

та, если самолет находится в конфигурации,

включая любую из следующих, при которых не

может быть произведен безопасный взлет:

(1) Закрылки или предкрылки находятся вне

одобренного диапазона положений для взлета.

(2) Интерцепторы (исключая интерцепторы

поперечного управления, отвечающие требова-

ниям 25.671), воздушные тормоза или устрой-

ства продольной балансировки находятся в по-

ложениях, не отвечающих выполнению безо-

пасного взлета.

(b) Сигнализация, отвечающая требованиям

пункта (a) данного параграфа, должна продол-

жаться до тех пор пока:

(1) Конфигурация не будет изменена до до-

пустимой для безопасного взлета.

(2) Экипажем не будут приняты меры для

прекращения взлета.

(3) Самолет не увеличит угол атаки для разбега; или

(4) Сигнализация не будет отключена экипажем.

(c) Условия включения сигнализации дол-

жны четко зависеть от принятых для сертифи-

кации диапазонов взлетных весов, высот аэро-

дромов и температур.

ШАССИ

25.721. Общие положения

(a) Основные опоры шасси должны быть

спроектированы так, чтобы в случае их разру-

шения из-за превышения расчетных нагрузок

на взлете (разбеге) и посадке (пробеге) (предпо-

лагается, что нагрузки действуют в направле-

нии вверх и назад) характер разрушения был та-

ким, чтобы не возникала:

(1) У самолетов с числом пассажирских кре-

сел не более 9, не считая кресел пилотов, утеч-

ка из любой топливной системы в фюзеляже в

количестве, достаточном для возникновения

опасности пожара; и

(2) У самолетов с числом пассажирских кре-

сел 10 или более, не считая кресел пилотов,

утечка из любой части топливной системы в ко-

личестве, достаточном для появления опасно-

сти пожара.

(b) Самолеты с числом пассажирских кресел

10 или более, не считая кресел пилотов, дол-

жны быть спроектированы так, чтобы самолет в

контролируемом состоянии мог осуществить

посадку на ВПП при невыпуске одной или

большего числа опор; при этом не должно про-

исходить такого повреждения конструкции,

которое могло бы вызвать утечку топлива в ко-

личестве, достаточном для появления опасно-

сти пожара.

(c) Соответствие требованиям настоящего

параграфа может быть доказано анализом (рас-

четом, исследованием) или испытаниями, или

тем и другим вместе.

25.723. Испытания амортизации

(a) Аналитическое представление динамиче-

ских характеристик амортизации шасси, кото-

рое используется при определении нагрузок

при посадке, должно быть подтверждено испы-

таниями на поглощение энергии. Объем испы-

таний должен гарантировать, что аналитиче-

ское представление подтверждено для условий,

указанных в 25.473.

(1) Конфигурации, подтверждаемые испы-

таниями на поглощение эксплуатационной

энергии, должны включать по крайней мере

расчетный посадочный или расчетный взлет-

ный вес (тот из них, который приводит к боль-

шей энергии посадочного удара).

(2) Положение шасси при испытаниях и

приложение в процессе испытаний лобовых

нагрузок должно воспроизводить условия по-

садки способом, точно или в запас согласую-

щимися с развитием (по времени) эксплуата-

ционных нагрузок.

(b) Шасси или самолет (при проведении ис-

пытаний на целом самолете) не должны разру-

шаться при демонстрации способности погло-

щать максимальную энергию при расчетном

посадочном весе [см. 25.473(а)] в предположе-

нии, что подъемная сила, не превышающая вес

самолета, действует в процессе посадочного

удара.

(с) Изменения в предварительно утвержден-

ных весах и небольшие изменения в конструк-

ции могут быть подтверждены расчетами, ос-

новывающимися на результатах ранее прове-

денных испытаний базовой системы шасси, ко-

торая имеет подобные характеристики погло-

щения энергии.

(а\*) Если испытания проводятся на изолиро-

ванной установке, а упругость агрегатов самоле-

та, к которым крепится шасси, оказывает суще-

ственное влияние на величины нагрузок, доля

энергии, приходящаяся собственно на шасси,

может быть уточнена на основании специаль-

ных расчетов, при этом в испытаниях должны

быть получены данные, подтверждающие при-

нятые в расчет характеристики амортизации.

(b\*) С целью проверки работы элементов

шасси на износ, влияющий на характеристики

амортизации и подтверждения стабильности

этих характеристик, а также проверки отдель-

Авиационные правила Часть 25

75

ных деталей амортизатора шасси на выносли-

вость от действия гидродинамических нагру-

зок, шасси должно быть испытано на поглоще-

ние эксплуатационной энергии многократно.

25.729. Механизм уборки и выпуска шасси

(a) Общие требования. К самолетам с уби-

рающимися шасси предъявляются следующие

требования:

(1) Механизм уборки шасси, створки отсека

шасси и элементы конструкции их крепления

должны быть спроектированы под следующие

нагрузки:

(i) нагрузки, возникающие в полете при уб-

ранном шасси;

(ii) сочетание нагрузок от трения, инерции,

тормозного момента, аэродинамических и ги-

роскопических нагрузок, которые возникают

при вращении колес с окружной скоростью,

равной 1,3 VS (закрылки находятся во взлетном

положении при расчетном взлетном весе), во

время уборки и выпуска на любой воздушной

скорости вплоть до максимальной скорости

уборки и выпуска шасси, но не менее 1,6 VS1

(закрылки находятся в положении для захода

на посадку при расчетном посадочном весе); и

(iii) перегрузки вплоть до величин, указан-

ных в 25.345(a), для выпущенных закрылков.

(2) При отсутствии других средств торможе-

ния самолета в полете на данной скорости шас-

си, механизм уборки и элементы конструкции

самолета (включая створки шасси) должны вы-

держивать полетные нагрузки, которые возни-

кают в конфигурации с выпущенным шасси

при максимальной скорости полета в данной

конфигурации, но не менее 0,67 VС.

(3) Створки шасси, механизм управления

створками шасси и элементы конструкции, к ко-

торым они крепятся, должны быть спроектирова-

ны на нагрузки при маневрах рыскания, предпи-

санные для самолета, в дополнение к условиям

нагружения при скорости и перегрузке, указан-

ным в пунктах (a)(1) и (2) данного параграфа.

(b) Замок шасси. Должны быть предусмотре-

ны надежные средства для удержания шасси в

выпущенном положении в полете и на земле, а

также в убранном положении в полете.

(c) Аварийный выпуск. Должны быть предусмо-

трены средства аварийного выпуска шасси в случае:

(1) Любого умеренно вероятного отказа в ос-

новной системе уборки; или

(2) Отказа одного любого гидравлического,

электрического или другого эквивалентного им

источника питания.

(d) Испытания на работоспособность. Рабо-

тоспособность механизма уборки и выпуска

должна быть доказана путем испытаний на ра-

ботоспособность (функционирование).

(e) Указатель положения и сигнальное устрой-

ство. Если применяются убирающиеся шасси,

то должен быть установлен указатель положе-

ния шасси (так же, как и необходимые выклю-

чатели для привода индикатора) или другие

средства, информирующие пилота о том, что

шасси находится в выпущенном (или убран-

ном) положении. Эти средства должны быть

выполнены следующим образом:

(1) Если используются выключатели, то они

должны быть размещены и соединены с меха-

ническими системами шасси таким образом,

чтобы предотвратить ошибочную индикацию

«Выпущены и встали на замки», если шасси на-

ходятся в не полностью выпущенном положе-

нии, или «Убраны и встали на замки», если

шасси находятся в не полностью убранном по-

ложении. Эти выключатели могут быть распо-

ложены там, где они приводятся в действие не-

посредственно запирающим замком или дру-

гим приспособлением шасси.

(2) Если делается попытка выполнить по-

садку с незапертыми в выпущенном положении

шасси, то должна быть обеспечена звуковая

сигнализация для экипажа, действующая не-

прерывно или периодически повторяющаяся.

(3) Эта сигнализация должна сработать тог-

да, когда остается достаточно времени для того,

чтобы запереть шасси в выпущенном положе-

нии или уйти на второй круг.

(4) Не должно быть какого-либо ручного вы-

ключателя сигнализации, требуемой пунктом

(е)(1) данного параграфа, легко доступного

экипажу, который мог бы быть задействован

инстинктивно, случайно или привычным ре-

флекторным действием.

(5) Система, используемая для создания зву-

кового сигнала, должна быть сконструирована

таким образом, чтобы исключить возможность

ложной или несвоевременной сигнализации.

(6) Отказы систем, используемых для подавле-

ния звуковой сигнализации о положении шасси,

препятствующие срабатыванию звуковой сигнали-

зации, должны быть практически невероятными.

(f) Защита оборудования, установленного в ни-

шах шасси. Оборудование, необходимое для безо-

пасной эксплуатации самолета, установленное на

шасси и расположенное в нишах шасси, должно

быть защищено от повреждения вследствие:

(1) Взрыва пневматика, если не показано, что

пневматик не может взорваться от перегрева; и

(2) Отслоения протектора шины, если не по-

казано, что отслоение протектора шины не мо-

жет вызвать повреждения оборудования.

(а\*) Система уборки шасси должна иметь

блокировку, исключающую возможность убор-

ки шасси на земле.

(b\*) Должно быть обеспечено электропита-

ние устройства, указанного в пункте (e)(1)

данного параграфа, от бортового аварийного

источника питания.

(с\*) Сигнализация о необходимости выпуска

шасси должна срабатывать при заходе на посад-

ку в случае, если шасси не выпущено и не зафик-

Часть 25 Авиационные правила

76

сировано на предусмотренном РЛЭ этапе захода

на посадку, в том числе и при особых ситуациях,

не относящихся к практически невероятным.

Сигнализация должна осуществляться как

минимум по двум каналам, использующим раз-

ные параметры независимых систем.

25.729А. Механизм разворота колес

(а) Механизм разворота колес должен обес-

печивать управление самолетом при движении

по земле и надежную фиксацию колес при уб-

ранном шасси в положении, не препятствую-

щем свободному выходу стойки из ниши шасси.

(b) Работоспособность механизма разворота

колеса должна быть подтверждена испытания-

ми на функционирование.

25.731. Колеса

(a) Основные и носовые колеса должны

быть утвержденного типа.

(b) Максимально допустимая стояночная на-

грузка для каждого колеса должна быть не менее

соответствующей статической реакции земли при:

(1) Расчетном рулежном весе самолета; и

(2) Критическом положении центра тяжести.

(c) Максимально допустимая эксплуата-

ционная нагрузка для каждого колеса должна

быть равна (или превышать) максимальной эк-

сплуатационной радиальной нагрузке, опреде-

ленной в соответствии с требованиями настоя-

щих Норм к наземным нагрузкам.

(d) Предотвращение разрыва из-за превыше-

ния давления. Должны быть предусмотрены

средства на каждом колесе, чтобы предотвратить

разрушение колеса и разрыв шины, которые мо-

гут быть вызваны из-за чрезмерного превыше-

ния давления в установке колесо-шина.

(e) Тормозные колеса. Каждое тормозное ко-

лесо должно удовлетворять применяемым тре-

бованиям 25.735.

25.733. Шины

(a) Если на оси шасси установлено одно колесо с

шиной, то это колесо должно быть снабжено подхо-

дящей шиной с утвержденной Компетентным орга-

ном надлежащей номинальной скоростью, которая

не превышается при критических условиях, и с

утвержденной Компетентным органом номиналь-

ной нагрузкой, которая не должна превышаться при:

(1) Нагрузках на шину основного колеса, со-

ответствующих наиболее критическому сочета-

нию веса самолета (вплоть до максимального

веса) и положения центра тяжести; и

(2) Нагрузках на шину носового колеса, со-

ответствующих величинам реакции земли со-

гласно пункту (b) данного параграфа, за исклю-

чением случаев, предусмотренных в пунктах

(b)(2) и (b)(3) данного параграфа.

(b) Для шин носового колеса рассматрива-

ются следующие реакции земли:

(1) Статическая реакция земли на шину, со-

ответствующая наиболее критическому сочета-

нию веса самолета (вплоть до максимального

стояночного веса) и положения центра тяжести

при перегрузке 1,0 вниз, действующей в центре

тяжести. Эта нагрузка не может превышать но-

минальную нагрузку для данной шины.

(2) Реакция земли на шину, соответствующая

наиболее критическому сочетанию веса самоле-

та (вплоть до максимального посадочного веса)

и положения центра тяжести в комбинации с пе-

регрузками 1,0 вниз и 0,31 вперед, действующи-

ми в центре тяжести. В этом случае величины ре-

акции земли должны быть распределены между

передним и основными колесами по принципам

статики с учетом реакции торможения на земле,

равной 0,31 величины вертикальной нагрузки на

каждое колесо с тормозами, обеспечивающими

эту реакцию земли. Эта нагрузка на носовую

шину не может превышать номинальную на-

грузку для шины более чем в 1,5 раза.

(3) Реакция земли на шину, соответствующая

наиболее критическому сочетанию веса самоле-

та (вплоть до максимального стояночного веса)

и положения центра тяжести в комбинации с пе-

регрузками 1,0 вниз и 0,20 вперед, действующи-

ми в центре тяжести. В этом случае величины ре-

акции земли должны быть распределены между

передним и основными колесами по принципам

статики с учетом реакции торможения на земле,

равной 20% величины вертикальной нагрузки на

каждое колесо с тормозами, обеспечивающими

эту реакцию земли. Эта нагрузка на носовую

шину не может превышать номинальную на-

грузку для шины более, чем в 1,5 раза.

(c) Если на оси шасси установлено более од-

ного колеса с шиной, например спарки или

спарки с тандемным расположением, то каждое

колесо должно быть снабжено подходящей ши-

ной с утвержденной Компетентным органом

надлежащей номинальной скоростью, которая

не превышается при критических условиях, и с

утвержденной Компетентным органом номи-

нальной нагрузкой, которая не превышается:

(1) Увеличенной в 1,07 раза нагрузкой на

шину каждого основного колеса, соответствую-

щей наиболее критическому сочетанию веса

самолета (вплоть до максимального веса) и по-

ложения центра тяжести; и

(2) Нагрузками, указанными в пунктах

(a)(2), (b)(1), (b)(2) и (b)(3) данного параграфа

для шины каждого носового колеса.

(d) Все шины на убирающимся шасси при мак-

симальном их размере, ожидаемом в эксплуата-

ции, должны иметь зазор с окружающей кон-

струкцией и системами, достаточный для исклю-

чения непреднамеренного контакта между шина-

ми и любым элементом конструкции или систем.

(е) Для самолетов с убирающимся шасси, ши-

ны, установленные на тормозных колесах, дол-

жны быть надуты сухим азотом или другим инерт-

ным газом, таким образом, чтобы газовая смесь в

шине не содержала более 5% кислорода от общего

Авиационные правила Часть 25

77

объема, если только не показано, что материал

шины при нагреве не будет выделять горючий газ,

или не представлены средства, предотвращающие

перегрев шины сверх безопасного уровня.

25.735. Тормоза и тормозные системы

(а) Одобрение. Каждая система, состоящая из

колеса (колес) и тормоза(тормозов) должна быть

одобрена.

(b) Способность тормозной системы. Система

торможения, связанные с ней системы и компо-

ненты должны разрабатываться и создаваться так,

чтобы:

(1) Если отказывает любой электрический,

пневматический, гидравлический или механиче-

ский, или передающий элемент, или если потерян

любой единственный источник гидравлического

или другого энергетического снабжения тормоза,

было возможно остановить самолет оставшимися

тормозными средствами на дистанции не более

чем в 2 раза длиннее полученной при определении

ее, как задано в 25.125.

(2) Потеря жидкости из гидравлической систе-

мы тормоза из-за разрушения в/или около тормо-

зов не вызвали или не поддерживали опасный

огонь на земле или в полете.

(c) Управление тормозами. Управление тормоза-

ми должно быть спроектировано и выполнено так,

чтобы:

(1) Для управления тормозами не требовалось

чрезмерных усилий.

(2) Если установлена система автоматического

торможения, то должно быть предусмотрено:

(i) включать и отключать систему; и

(ii) позволять пилоту(ам) пересиливать систему

использованием ручного управления.

(d) Стояночный тормоз. Самолет должен иметь

управляемый стояночный тормоз, который после

отключения без дальнейшего контроля за ним

предотвратит качение самолета по сухой, не имею-

щей уклона ВПП при наиболее неблагоприятной

комбинации тяги двигателей, когда один двига-

тель имеет максимальную тягу, а один или все

остальные двигатели работают на максимальных

значениях малого газа на земле. Орган управления

должен быть удобно расположен или надежно за-

щищен от непреднамеренного приведения в дей-

ствие. В кабине должна быть индикация на случай

неполного снятия стояночного торможения.

(e) Противоюзовая система. Если установлена

противоюзовая система:

(1) Она должна удовлетворительно работать во

всем диапазоне ожидаемых условий состояния

ВПП без дополнительного внешнего регулирова-

ния.

(2) Она должна во всех случаях иметь приори-

тет над автоматической системой торможения,

если таковая имеется.

(f) Энергоемкость.

(1) Остановка при расчетной посадке: остановка

при расчетной посадке – это остановка при посадке

во время эксплуатации самолета с максимальным

посадочным весом. Должны быть определены тре-

бования к поглощению кинетической энергии тор-

можения во время остановки при расчетной посад-

ке для каждого комплекта, состоящего из колеса,

тормоза и шины. Необходимо доказать динамоме-

трическими испытаниями, что комплект «колесо-

тормоз-шина» способен поглощать кинетическую

энергию, не меньшую этого уровня, на протяжении

всего установленного диапазона износа данного

тормоза. Должна быть достигнута величина погло-

щения энергии, рассчитанная на основе требований

Разработчика самолета к торможению. Среднее за-

медление должно составлять не менее 3,05 м/с2 .

(2) Максимальная кинетическая энергия прер-

ванного взлета. Прерванный взлет с максимальной

кинетической энергией – это прерванный взлет

для наиболее критической комбинации взлетного

веса и скорости самолета. Должно быть определено

требование к поглощению кинетической энергии

торможения при прерванном взлете для каждого

комплекта «колесо-тормоз-шина». Необходимо

доказать динамометрическими испытаниями, что

комплект «колесо-тормоз-шина» способен погло-

щать кинетическую энергию, не меньшую этого

уровня, на протяжении всего установленного ди-

апазона износа данного тормоза. Должен быть до-

стигнут уровень поглощения энергии, определен-

ный Разработчиком самолета. Среднее замедление

должно составлять не менее 1,83 м/с2.

(3) Остановка при наиболее тяжелой посадке.

Остановка при наиболее тяжелой посадке – это

остановка при наиболее критической комбинации

взлетного веса и скорости самолета. Должно быть

определено требование к поглощению кинетиче-

ской энергии торможения для остановки при наи-

более тяжелой посадке для каждого колеса с тормо-

зом и шиной. Необходимо доказать динамометри-

ческими испытаниями, что заявленный предел

полного износа тормозных дисков колеса, тормоз и

шина способны поглощать кинетическую энергию,

не меньшую этого уровня. Не нужно рассматривать

остановку при наиболее тяжелой посадке для прак-

тически невероятных отказных состояний или в

том случае, если максимальная кинетическая энер-

гия прерванного взлета является более тяжелой.

(g) Состояние тормоза после высокодинамичного

торможения с высокой кинетической энергией. Сле-

дующая демонстрация высокого энергетического

торможения, требуемого пунктом (f) данного па-

раграфа, состоит в применении быстрого и полного

торможения стояночным тормозом в течение 3

мин, при этом должно быть показано, что, по край-

ней мере в течение 5 мин с момента применения

стояночного тормоза, не создаются условия (не соз-

даны во время самого торможения), включая по-

жар, вызываемый шиной или колесом и тормозом в

сборе, которые могут нанести ущерб безопасности

и возможности полной эвакуации самолета.

(h) Системы запасенной энергии (гидроаккумуля-

торы). Если система запасенной энергии использу-

Часть 25 Авиационные правила

78

ется для того чтобы показать соответствие пункту

(b)(1) данного параграфа, то должна иметься инди-

кация экипажу о величине этой запасенной энер-

гии. Имеющейся запасенной энергии должно быть

достаточно для:

(1) Выполнения по крайней мере 6 полных тор-

можения для случая когда противоюзовая система

не работает; и

(2) Приведения самолета к полной остановке,

когда противоюзовая система работает, при всех со-

стояниях поверхности ВПП, для которых запраши-

вается сертификат.

(i) Указатель износа тормоза (указатель выхода

поршней). Должны быть предусмотрены для каждо-

го блока тормозов средства, указывающие, когда

износ тормозных дисков превысит допустимый

предел. Средства должны быть надежные и легко

видимые.

(j) Предотвращение разрушения от повышенной

температуры. В каждом тормозном колесе должны

быть предусмотрены средства, предотвращающие

разрушение колеса, шины, или того и другого вме-

сте, что может произойти из-за повышенных тем-

ператур тормозов. К тому же, все колеса должны

удовлетворять требованиям 25.731(d).

(k) Совместимость. Должна быть доказана совме-

стимость конструкций колеса и тормоза с самоле-

том и его системами.

(а\*) Пользование резервными системами не

должно приводить к разрушению шины, если не

показано, что разрушение шины не приводит к ава-

рийной ситуации во всем эксплуатационном ди-

апазоне скоростей самолета на рулении, посадке и

прерванном взлете.

(b\*) Должны быть предусмотрены меры, исклю-

чающие возможность посадки самолета с затормо-

женными колесами, или должно быть показано,

что посадка с заторможенными колесами не приво-

дит к ситуации хуже сложной.

(c\*) Наличие противоюзового устройства в ос-

новной тормозной системе обязательно, если не до-

казано, что при торможении не происходит разру-

шения шин и ухудшения характеристик управляе-

мости самолета при движении по земле в ожидае-

мых условиях эксплуатации.

25.737. Лыжи

Лыжи должны быть утвержденного типа. Мак-

симальная эксплуатационная нагрузка каждой

лыжи должна быть равна (или превышать) макси-

мальной эксплуатационной нагрузке, определя-

емой в соответствии с требованиями к нагрузке на

земле, приведенными в настоящих Нормах.

КОРПУС И ПОПЛАВКИ

ГИДРОСАМОЛЕТА

25.751. Плавучесть основных

поплавков гидросамолета

(a) Плавучесть каждого основного поплавка

должна быть на 80% выше плавучести, необходи-

мой для выдерживания максимального веса гидро-

самолета или самолета-амфибии в пресной воде; и

(b) Каждый основной поплавок должен

иметь не менее пяти герметичных отсеков при-

близительно одинакового объема.

25.753. Конструкция основного поплавка

Основные поплавки должны быть утвер-

жденного типа и соответствовать требованиям,

изложенным в 25.521.

25.755. Корпус летающей лодки

(a) Корпус летающей лодки должен иметь

герметичные отсеки, для того чтобы в случае

затопления двух соседних отсеков плавучесть

корпуса и вспомогательных поплавков (а также

пневматиков колес, если таковые имеются)

обеспечивала запас положительной устойчиво-

сти, достаточной для сведения к минимуму ве-

роятности опрокидывания самолета в неспо-

койной пресной воде.

(b) Для обеспечения связи между отсеками

перегородки должны иметь герметичные двери.

РАЗМЕЩЕНИЕ ЧЛЕНОВ ЭКИПАЖА,

ПАССАЖИРОВ И ГРУЗА

25.771. Кабина экипажа

(a) Кабина экипажа и ее оборудование дол-

жны обеспечивать членам минимального летно-

го экипажа (установленного в соответствии с

25.1523) выполнение обязанностей без чрезмер-

ной концентрации внимания или усталости.

(b) Основные органы управления, перечи-

сленные в 25.779(a), за исключением тросов и тяг

управления, должны быть расположены относи-

тельно воздушных винтов так, чтобы ни один

член минимального летного экипажа (устано-

вленного в соответствии с 25.1523) или часть ор-

ганов управления не располагались между пло-

скостью вращения воздушного винта внутренне-

го двигателя и поверхностью, образованной ли-

нией, проходящей через центр втулки воздушно-

го винта и составляющей угол 5° впереди или по-

зади плоскости вращения воздушного винта.

(c) Если предусматривается наличие второго

пилота, самолет должен быть управляем с оди-

наковой безопасностью с мест обоих пилотов.

(d) Конструкция кабины экипажа должна

быть такой, чтобы при полете в дождь или снег

в кабину не проникала влага, которая будет от-

влекать внимание экипажа или оказывать вред-

ное воздействие на конструкцию кабины.

(е) Шум и вибрация в кабине экипажа не

должны мешать выполнению членами экипажа

своих функций по пилотированию самолета,

предусмотренных РЛЭ.

25.772. Двери кабины экипажа

На самолете должна быть предусмотрена

дверь, отделяющая кабину экипажа от любого

Авиационные правила Часть 25

79

отсека, из которого имеется доступ к этой

двери. Дверь должна иметь замок, запираемый

из кабины экипажа. При этом:

(а) На самолетах с максимальным количеством

пассажирских мест 20 или более размещение ава-

рийных выходов должно быть таким, чтобы ни чле-

нам экипажа, ни пассажирам не требовалось ис-

пользовать дверь кабины экипажа для подхода к

предназначенным для них аварийным выходам; и

(b) Должны быть предусмотрены средства, по-

зволяющие членам летного экипажа непосред-

ственно входить в пассажирскую кабину из каби-

ны экипажа при заклиненной двери кабины эки-

пажа.

(с) Должны быть предусмотрены аварийные ме-

роприятия, позволяющие бортпроводнику входить

в кабину экипажа в случае потери членом летного

экипажа дееспособности.

25.773. Обзор из кабины экипажа

(a) При отсутствии осадков. При отсутствии осад-

ков должно выполняться следующее:

(1) Кабина экипажа должна располагаться та-

ким образом, чтобы обеспечивался достаточно ши-

рокий, беспрепятственный и неискаженный обзор,

позволяющий безопасно выполнять все маневры в

пределах эксплуатационных ограничений, включая

руление, взлет, заход на посадку и посадку.

(2) В кабине экипажа не должно быть яркого

света и бликов, которые мешали бы нормальной ра-

боте экипажа, состоящего из минимального коли-

чества членов (установленного в соответствии с

25.1523). Это должно быть продемонстрировано во

время дневных и ночных испытательных полетов

при отсутствии осадков.

(b) При наличии осадков. При наличии осадков

должно выполняться следующее:

(1) На самолете должны быть предусмотрены

устройства, которые обеспечивали бы чистоту уча-

стка лобового стекла при наличии осадков, для того

чтобы оба пилота имели широкий обзор по траекто-

рии полета при нормальном положении самолета.

Эти устройства должны функционировать, не тре-

буя постоянного внимания пилотов в следующих

условиях:

(i) при сильном дожде на скоростях до

1,6 VS1 и убранных устройствах увеличения подъем-

ной силы и воздушных тормозах; и

(ii) в условиях обледенения, указанных в 25.1419,

если запрашивается сертификат со средствами

защиты от обледенения.

(2) У первого пилота должны быть:

(i) форточка, которая может открываться в усло-

виях, указанных в пункте (b)(1) данного параграфа,

при отсутствии избыточного давления в кабине

экипажа обеспечивает обзор, указанный в данном

параграфе, и достаточную защиту от факторов,

ухудшающих обзор пилота; или

(ii) другое средство сохранения беспрепятствен-

ного обзора в условиях, указанных в пункте (b)(1)

настоящего параграфа с учетом повреждений от

сильного града.

(c) Внутреннее запотевание лобового остекления и

окон. На самолете должны быть предусмотрены

средства, предотвращающие запотевание внутрен-

них сторон панелей лобового стекла и окон на пло-

щади, достаточной для сохранения обзора, удовле-

творяющие требованиям пункта (a) данного па-

раграфа при всех внутренних и внешних окружаю-

щих условиях, включая условия выпадения осад-

ков, в которых предполагается эксплуатировать са-

молет.

(d) На рабочем месте каждого пилота должны

быть установлены неподвижные указатели или дру-

гие отметки, по которым пилоты смогут занять в

своих креслах положение, обеспечивающее каждо-

му оптимальное сочетание обзора из кабины и на-

блюдения за приборами. При использовании под-

свечиваемых указателей или отметок они должны

соответствовать требованиям 25.1381.

25.775. Лобовые стекла и окна

(a) Внутренние панели стекол должны быть из-

готовлены из материала, не разбивающегося на ос-

колки.

(b) Лобовые стекла, находящиеся перед рабочи-

ми местами пилотов, и элементы конструкции, не-

сущие эти стекла, должны выдерживать удар птицы

весом до 1,8 кгс без проникновения в кабину ее ос-

татков, когда скорость самолета (относительно пти-

цы по траектории полета самолета) равна VC на

уровне моря или 0,85VC на высоте 2440 м, в зависи-

мости от того, какая из них является более критиче-

ской.

(c) Если расчеты и испытания не подтверждают,

что вероятность возникновения критического усло-

вия, при котором стекло разбивается на осколки,

мала, на самолете должны быть предусмотрены

устройства, снижающие до минимумa опасность

ранения пилотов осколками стекла, разбитого в ре-

зультате столкновения с птицей.

Эти требования должны относиться ко всем

прозрачным стеклам кабины экипажа, которые:

(1) Находятся в лобовой части самолета.

(2) Наклонены на угол 15° (или более) к продоль-

ной оси самолета; и

(3) У которых любая часть стекла располагается

в зоне, где осколки разбитого стекла могут создать

опасность для пилотов.

(d) Конструкция лобовых стекол и окон на само-

летах с гермокабинами должна основываться на

факторах, связанных с высотной эксплуатацией са-

молета, включая воздействие продолжительных и

циклических нагрузок вследствие перепада давле-

ния, характеристики, свойственные применяемому

материалу, и влияние температуры и перепадов

температуры. Лобовые стекла и окна должны быть

способны выдерживать нагрузки от максимального

перепада давления в кабине в сочетании с воздей-

ствием критического аэродинамического давления

и температуры после любого единичного разруше-

ния установки или связанных с ней систем.

После единичного разрушения, которое замече-

но экипажем (в соответствии с 25.1523), допускает-

Часть 25 Авиационные правила

80

ся уменьшение перепада давления в кабине в соот-

ветствии с установленными эксплуатационными

ограничениями от максимума до величины, позво-

ляющей безопасно продолжать полет при давлении

в кабине, соответствующем давлению на высоте не

более 4500 м.

(e) Панели лобовых стекол перед рабочими ме-

стами пилотов должны быть расположены таким

образом, чтобы в случае потери видимости через

любую одну панель остальные одна или несколько

панелей оставались доступными для пользования

пилотом с его рабочего места, чтобы обеспечива-

лось безопасное продолжение полета и посадка.

25.777. Органы управления в кабине

(a) Каждый орган управления в кабине дол-

жен быть размещен таким образом, чтобы обес-

печить удобное управление им и предотвратить

возможность путаницы и его непреднамерен-

ное перемещение.

(b) Направление перемещения органов

управления должно соответствовать требова-

ниям 25.779. Насколько это практически воз-

можно, направление и степень перемещения

других органов управления должны соответ-

ствовать тому действию, которое они оказыва-

ют на самолет или управляемую часть. Органы

управления различных типов, приводимые в

действие вращательным движением, должны

перемещаться по часовой стрелке из выклю-

ченного до полностью включенного положения

(кроме гидравлических, кислородных и воз-

душных кранов).

(c) Органы управления должны быть устано-

влены и расположены относительно сидений

пилотов таким образом, чтобы обеспечивалось

полное и беспрепятственное перемещение

каждого органа управления без какого-либо от-

рицательного влияния на это перемещение

конструкции кабины и одежды членов мини-

мального летного экипажа (установленного в

соответствии с 25.1523), когда член данного эки-

пажа ростом от 157,5 до 190,5 см сидит на своем

рабочем месте, привязанный поясным и плече-

вым (если таковой предусмотрен) ремнем.

(d) Одинаковые органы управления для каж-

дого двигателя должны быть расположены та-

ким образом, чтобы исключить ошибку опреде-

ления, к какому двигателю относится данный

рычаг управления.

(e) Органы управления закрылками и органы

управления другими дополнительными устрой-

ствами, обеспечивающими изменение подъем-

ной силы, должны быть расположены в перед-

ней части центрального пульта позади рычагов

управления двигателями, в центре или справа от

оси центрального пульта на расстоянии не менее

254 мм назад от органа управления шасси.

(f) Орган управления шасси должен быть

расположен впереди рычагов управления дви-

гателями и должен приводиться в действие лю-

бым пилотом, который сидит на своем рабочем

месте, привязанный поясным и плечевым (если

таковой предусмотрен) ремнем.

(g) Форма рукояток органов управления

должна соответствовать требованиям 25.781.

Кроме того, рукоятки должны иметь одинако-

вый цвет, который должен контрастировать с

цветом других рукояток управления и цветом

той части кабины, на фоне которой находятся

эти рукоятки.

(h) Если в состав минимального летного

экипажа (установленного согласно 25.1523)

входит бортинженер, на самолете должно

быть предусмотрено рабочее место бортинже-

нера, установленное и расположенное таким

образом, чтобы члены экипажа могли эффек-

тивно выполнять свои функции, не мешая

друг другу.

25.779. Перемещение и действие органов

управления, расположенных

в кабине экипажа

Органы управления, расположенные в каби-

не, должны быть сконструированы таким обра-

зом, чтобы их перемещение и действие соответ-

ствовали следующим требованиям:

(a) Аэродинамические органы.

(1) Основные органы управления.

(2) Дополнительные органы управления.

(b) Органы управления силовой установкой

и дополнительные органы управления.

(1) Органы управления силовой установкой.

(2) Дополнительные органы управления.

Авиационные правила Часть 25

81

Органы управления Перемещение и действие

Элероном

Рулем высоты

Рулем направления

Направо (по часовой

стрелке) – правое крыло вниз

Назад – кабрирование

Правая педаль – вперед пра-

вый разворот

Органы управления Перемещение и действие

Закрылками (или дополни-

тельными устройствами для

изменения подъемной силы)

Вперед – уборка закрылков

Назад – выпуск закрылков

Триммерами (или эквива-

лентными устройствами)

Вращательное движение для

аналогичного вращения само-

лета вокруг оси, параллельной

оси вращения органа управле-

ния

Органы управления Перемещение и действие

Двигателями Вперед – увеличение прямой тяги

Назад – увеличение обратной тяги

Воздушными

винтами

Вперед – увеличение числа оборотов

Смесью Вперед или вверх – обогащение смеси

Температурой

воздуха карбюратора

Вперед или вверх – охлаждение

воздуха

Нагнетателем Вперед или вверх – малый наддув

Для турбонагнетателей – вперед, вверх

или по часовой стрелке для увеличения

давления

Органы управления Перемещение и действие

Шасси Вниз – выпуск

25.781. Форма рукояток органов

управления в кабине

Рукоятки органов управления в кабине долж-

ны соответствовать общим формам (но необяза-

тельно точным размерам или специфическим

пропорциям), указанным на рисунке.

25.783. Двери

(a) В каждой кабине должна быть, по крайней

мере, одна легкодоступная наружная дверь.

(b) Должны быть предусмотрены средства

для запирания каждой наружной двери и пре-

дотвращения ее открытия в полете (либо слу-

чайно людьми, либо в результате механического

отказа или разрушения одного из элементов

конструкции как во время, так и после закры-

тия). Каждая наружная дверь должна откры-

ваться как изнутри, так и снаружи, даже при

возможном скоплении людей у двери изнутри

самолета. Могут быть использованы двери, от-

крывающиеся внутрь, если предусмотрены

средства, предотвращающие скопление у двери

такого количества людей, которое может поме-

шать ее открытию.

Средства открытия дверей должны быть про-

стыми и очевидными для использования, а также

расположены и маркированы так, чтобы их можно

было легко найти и привести в действие даже в

темноте. Могут быть использованы вспомогатель-

ные запирающие устройства.

(c) Каждая наружная дверь должна быть в прие-

млемой степени свободна от заклинивания в ре-

зультате деформации фюзеляжа при небольшой

аварии.

(d) Каждая наружная дверь должна быть распо-

ложена там, где люди, пользующиеся ею, не под-

вергались опасности от воздушных винтов при со-

блюдении соответствующих правил эксплуатации.

(e) Должны быть предусмотрены приспособле-

ния для прямого визуального осмотра запирающе-

го механизма, чтобы проверить, полностью ли зак-

рыты и заперты (застопорены) двери, при откры-

тии которых первоначальное движение направле-

но не вовнутрь (в том числе двери для пассажиров

и служебные двери, двери для экипажа и грузовые

люки). Эти приспособления должны быть разли-

чимы в условиях эксплуатационного освещения

соответствующими членами экипажа, использую-

щими ручной электрофонарь или эквивалентный

источник освещения.

Кроме того, должны быть предусмотрены сред-

ства визуальной сигнализации, предупреждающие

соответствующих членов летного экипажа о том, что

любая наружная дверь не полностью закрыта и за-

перта (застопорена). Эти средства должны быть

спроектированы так, чтобы любой отказ или сочета-

ние отказов, которые привели бы к ложной сигнали-

зации закрытого и запертого положения двери, были

бы невероятны для дверей, при открытии которых

первоначальное движение направлено не вовнутрь.

(f) Наружные двери должны иметь приспосо-

бления для предотвращения начала наддува само-

лета до небезопасного уровня, если дверь не пол-

ностью закрыта и заперта. Кроме того, анализом

безопасности должно быть показано, что случай-

ное открытие является практически невероятным.

(g) Грузовые люки и служебные двери, не при-

годные для использования в качестве аварийных

выходов, должны соответствовать требованиям

пунктов (e) и (f) данного параграфа и должны быть

предохранены от открытия в полете в результате

механического отказа или разрушения одного из

элементов конструкции.

(h) Каждая входная дверь для пассажиров на

борту фюзеляжа должна соответствовать требова-

ниям параграфов 25.807 – 25.813, которые отно-

сятся к аварийным выходам типа II или большим

по размерам аварийным выходам для пассажиров.

(i) Если на входной двери для пассажиров, ко-

торая классифицируется как аварийный выход для

пассажиров, установлен эксплуатационный трап,

то он должен быть спроектирован так, чтобы эф-

фективность аварийного покидания самолета пас-

сажирами не снижалась при следующих условиях:

(1) После воздействия на дверь, встроенный трап

и приводной механизм инерционных нагрузок,

установленных в 25.561(b)(3), действующих раздель-

но относительно окружающей конструкции.

(2) При нахождении самолета на земле в нормаль-

ном положении и в каждом из положений, соответ-

ствующих поломке одной или более стоек шасси.

(j) Все двери туалетов должны быть спроекти-

рованы так, чтобы исключалась возможность бло-

кирования кого-либо в туалете; если установлен

запирающий механизм, то должна быть обеспече-

на возможность его открытия снаружи без помо-

щи специальных инструментов.

Часть 25 Авиационные правила

82

Рукоятка управления

закрылками Рукоятка управления шасси

Рукоятка управления

регулятором смеси

Рукоятка управления

нагнетателем

Рукоятка управления

двигателем

Рукоятка управления

регулятором оборотов

25.785. Кресла, спальные места, поясные

привязные ремни и привязные системы

(a) Для каждого человека, достигшего двухлет-

него возраста, должно быть предусмотрено кресло

(или спальное место для не способного передви-

гаться человека).

(b) Каждое кресло, спальное место, поясной

привязной ремень, привязная система и примы-

кающие части самолета на каждом месте, предназ-

наченном для размещения людей во время взлета

и посадки, должны быть спроектированы так, что-

бы человек, правильно использующий эти сред-

ства, не получил серьезной травмы при аварийной

посадке в результате действия инерционных сил,

установленных в 25.561 и 25.562.

(c) Каждое кресло или спальное место должно

быть одобренного типа.

(d) Каждый сидящий в кресле, которое устано-

влено под углом более 18° к вертикальной плоско-

сти, проходящей через продольную ось самолета,

должен быть защищен от травмирования головы

поясным привязным ремнем и энергопоглощаю-

щей опорой, поддерживающей руки, плечи, голо-

ву и позвоночник, или поясным и плечевыми при-

вязными ремнями, предотвращающими контакт

головы с любым травмоопасным предметом.

Каждый сидящий в любом другом кресле дол-

жен быть защищен от травмирования головы по-

ясным привязным ремнем и (в зависимости от ти-

па, расположения и угла установки каждого кресла)

одним или несколькими следующими способами:

(1) Плечевыми привязными ремнями, предот-

вращающими контакт головы с любым травмоопа-

сным предметом.

(2) Удалением любого травмоопасного предме-

та за пределы радиуса перемещения головы.

(3) Энергопоглощающей опорой, поддержи-

вающей руки, плечи, голову и позвоночник.

(e) Каждое спальное место должно быть спроек-

тировано так, чтобы его передняя часть имела оби-

тый торцевой борт, брезентовую перегородку или

эквивалентные средства, способные выдержать

статическую силу реакции от человека, на которо-

го воздействует направленная вперед инерционная

сила, установленная в 25.561. Спальные места не

должны иметь углов и выступающих элементов,

которые в аварийных условиях могут травмировать

человека, занимающего спальное место.

(f) Каждое кресло или спальное место и его

опорная конструкция и каждый поясной привяз-

ной ремень или привязная система и их крепление

должны быть рассчитаны на человека массой 77

кгc с учетом максимальных перегрузок, сил инер-

ции и реакции между человеком, креслом, по-

ясным ремнем и привязной системой для каждого

соответствующего условия нагружения в полете и

на земле (в том числе для условий аварийной по-

садки, предписанных в 25.561). Кроме того:

(1) При расчете на прочность и испытаниях

кресел, спальных мест и их опорных конструкций

можно допустить, что критические нагрузки по

направлениям вперед, вбок, вниз, вверх и назад

(как определено по предписанным условиям на-

гружения в полете, на земле и при аварийной по-

садке) действуют раздельно, или использовать вы-

бранные сочетания нагрузок, если доказана требу-

емая прочность по каждому из установленных на-

правлений. К привязным ремням спальных мест

не требуется прикладывать перегрузку, направлен-

ную вперед.

(2) Каждое кресло пилота должно быть рассчи-

тано на силы реакций, возникающие в результате

приложения пилотом усилий, предписанных в

25.397.

(3) При определении прочности крепления

каждого кресла к конструкции и каждого привяз-

ного ремня или привязной системы к креслу или

конструкции силы инерции, установленные в

25.561, должны быть умножены на коэффициент

безопасности 1,33 (вместо коэффициента безопас-

ности для узлов крепления, предписанного в

25.625). Для инерционных сил, действующих в

сторону согласно 25.561(b)(3)(iii), коэффициент

1,33 учтен в величине 4g.

(g) Каждое кресло на рабочем месте в кабине

экипажа должно иметь комбинированную привяз-

ную систему, состоящую из поясного и плечевых

ремней с одноточечным приводом расстегивания,

которая позволяет члену экипажа в этой кабине,

сидящему с застегнутой привязной системой, вы-

полнять все необходимые в полете функции. Дол-

жны быть предусмотрены средства для закрепле-

ния каждой комбинированной привязной систе-

мы в неиспользуемом положении для предотвра-

щения зацепления при управлении самолетом и

быстром его покидании в аварийной ситуации.

(h) Каждое кресло, находящееся в пассажир-

ской кабине и рассчитанное на использование

бортпроводником во время взлета и посадки, тре-

буемое правилами эксплуатации, должно быть:

(1) Расположено около требуемого аварийного

выхода на уровне пола, за исключением того, что

приемлемо другое расположение, если оно улуч-

шает аварийную эвакуацию пассажиров. Кресло

бортпроводника должно находиться рядом с каж-

дым аварийным выходом типа А или типа В. Дру-

гие кресла бортпроводников должны быть, по воз-

можности, равномерно распределены по требуе-

мым аварийным выходам на уровне пола.

(2) Расположено, по возможности, без неблаго-

приятной близости к требуемому аварийному вы-

ходу на уровне пола так, чтобы обеспечивался пря-

мой обзор зоны кабины, за которую бортпровод-

ник ответственен.

(3) Установлено так, чтобы кресло не меша-

ло пользоваться проходом для пассажиров или

выходом, когда оно не занято.

(4) Расположено так, чтобы свести к мини-

муму вероятность травмирования людей от уда-

ра предметами, сместившимися из зон обслу-

живания, отсеков для хранения, или служеб-

ным оборудованием.

Авиационные правила Часть 25

83

(5) Установлено по направлению или против

направления полета и оснащено энергопогло-

щающей опорой, которая рассчитана на под-

держание рук, плеч, головы и позвоночника.

(6) Оснащено комбинированной привязной

системой, состоящей из поясного и плечевых

ремней с одноточечным приводом расстегива-

ния. Должны быть предусмотрены средства для

закрепления каждой привязной системы в не-

используемом положении для предотвращения

зацепления при быстром покидании самолета в

аварийной ситуации.

(i) Каждый поясной привязной ремень должен

быть оснащен запирающим устройством с метал-

лическими контактирующими элементами.

(j) Если спинки кресел не обеспечивают устой-

чивую опору для рук, то вдоль каждого прохода

должна быть рукоятка или поручень, позволяю-

щие людям сохранять равновесие во время пере-

движения по проходу при умеренной болтанке.

(k) Каждый выступающий предмет, который

может травмировать людей, сидящих или пере-

двигающихся в самолете в условиях нормаль-

ного полета, должен иметь мягкую обивку.

(l) Должно быть показано, что каждое переднее

кресло инспектора, требуемое правилами эксплу-

атации, пригодно для использования при выпол-

нении необходимой инспекции на маршруте.

25.787. Отсеки для размещения грузов и багажа

(a) Каждый отсек для размещения груза, багажа,

предметов ручной клади и оборудования (такого,

как спасательные плоты) и любой другой грузовой

отсек должны быть рассчитаны на максимальную

массу содержимого, указанную на их трафаретах, и

критическое распределение нагрузки при соответ-

ствующих максимальных перегрузках, относящих-

ся к установленным условиям нагружения в полете

и на земле и к условиям аварийной посадки соглас-

но 25.561(b), за исключением того, что к отсекам,

расположенным ниже или впереди всех людей на

самолете, не требуется прикладывать силы, устано-

вленные для аварийной посадки.

На самолетах с количеством пассажирских

мест 10 или более, за исключением кресел пи-

лотов, каждый отсек для размещения должен

быть полностью закрыт, кроме отсеков под

креслами и над головой, служащих для удобст-

ва пассажиров.

(b) Должны быть предусмотрены средства

для предотвращения возникновения опасности

от сдвига содержимого отсеков при действии

нагрузок, установленных в пункте (a) настоя-

щего параграфа.

Если в отсеках для размещения в пассажир-

ской кабине и кабине экипажа в качестве этого

средства использована запираемая дверь, то в

ее конструкции должны быть учтены износ и

снижение качества, ожидаемые в условиях экс-

плуатации.

(c) Если в грузовом отсеке установлены лам-

пы, то каждая лампа должна быть размещена

так, чтобы исключалась возможность контакта

между колбой лампы и грузом.

25.789. Фиксация отдельных масс

в пассажирской кабине,

кабине экипажа и буфетах

(a) Должны быть предусмотрены средства

для предотвращения возникновения опасности

от сдвига каждой отдельной массы (которая яв-

ляется частью конструкции типа самолета) в

пассажирской кабине, кабине экипажа или бу-

фете под действием соответствующих макси-

мальных перегрузок, относящихся к установ-

ленным в 25.561(b) условиям нагружения в по-

лете, на земле и при аварийной посадке.

(b) Каждая система фиксации телефона вну-

тренней связи должна быть спроектирована

так, чтобы при воздействии перегрузок, устано-

вленных в 25.561(b)(3), телефон оставался в за-

фиксированном положении.

25.791. Информационные табло

и трафареты для пассажиров

(a) Если курение запрещено, то должен быть,

как минимум, один трафарет, уведомляющий

об этом, удобочитаемый каждым человеком, си-

дящим в кабине. Если курение разрешено и ка-

бина экипажа отделена от пассажирской каби-

ны, то должно быть, как минимум, одно табло,

уведомляющее о том, когда курение запрещено.

Табло, уведомляющие о том, когда курение за-

прещено, должны включаться и выключаться

членом летного экипажа и после включения

должны быть удобочитаемыми каждым челове-

ком, сидящим в кабине, при всех вероятных ус-

ловиях освещения кабины.

(b) Табло, уведомляющие о том, когда долж-

ны быть застегнуты ремни на креслах, и устано-

вленные в соответствии с правилами эксплуа-

тации, должны включаться и выключаться чле-

ном летного экипажа и после включения долж-

ны быть удобочитаемыми каждым человеком,

сидящим в кабине, при всех вероятных услови-

ях освещения кабины.

(c) На крышке каждого контейнера для го-

рючих использованных материалов или рядом с

ней должен быть размещен трафарет, указы-

вающий, что использование этого контейнера

для выбрасывания сигарет и т.п. запрещено.

(d) В туалетах должны быть трафареты

«Не курить» или «В туалете не курить», распо-

ложенные на видном месте с обеих сторон

входной двери, на ней или рядом с ней.

(e) Вместо букв разрешается использовать

условные обозначения, ясно выражающие

смысл надписи на табло или трафарете.

25.793. Поверхность пола

Поверхность пола всех помещений, которые

в эксплуатации могут становиться мокрыми,

должны обладать противоскользящими свой-

ствами.

Часть 25 Авиационные правила

84

25.795. Обеспечение безопасности

летного экипажа

(a) Защита кабины экипажа. Установка

двери кабины экипажа должна быть спроек-

тирована так, чтобы:

(1) Противостоять насильственному втор-

жению посторонних людей, не включенных в

состав экипажа, и выдерживать как удары с

энергией 300 Дж (300 Н.м) по критическим

местам двери, так и статическую тянущую

нагрузку 113,5 кг (1113 Н), приложенную к

ручке или кнопке-ручке двери; и

(2) Противостоять проникновению пуль

легкого ручного оружия и осколков взрыв-

ных устройств с параметрами, соответствую-

щими параметрам следующих демонстраци-

онных снарядов:

(i\*) демонстрационный снаряд № 1. Пуля

калибра 9 мм с полностью металлической

оболочкой, круглой головкой, номинальной

массой 8,0 г (124 грана) и относительной ско-

ростью удара о преграду 436 м/c;

(ii\*) демонстрационный снаряд № 2. Пуля

калибра 10,9 мм с оболочкой головки c пус-

той полостью, номинальной массой 15,6 г

(240 гран) и относительной скоростью удара

о преграду 436 м/c.

АВАРИЙНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

25.801. Аварийное приводнение

(a) Если запрашивается сертификат на

обеспечение аварийного приводнения, то са-

молет должен соответствовать требованиям

настоящего параграфа, а также 25.807(e),

25.1411 и 25.1415(a).

(b) Должны быть приняты все практиче-

ски осуществимые конструктивные меры,

совместимые с общими характеристиками

самолета, для сведения к минимуму вероят-

ности того, что при аварийной посадке на во-

ду поведение самолета вызовет непосредст-

венное травмирование людей или не позво-

лит им покинуть самолет.

(c) Вероятное поведение самолета при по-

садке на воду должно быть исследовано по-

средством испытаний модели или сравнения с

самолетами подобных конструкций, характе-

ристики приводнения которых известны. Дол-

жны быть учтены воздухозаборники, закрыл-

ки, выступающие элементы и любые другие

факторы, которые, вероятно, повлияют на ги-

дродинамические характеристики самолета.

(d) Должно быть показано, что при допу-

стимо возможном состоянии водной по-

верхности время нахождения самолета на

плаву и его сбалансированное положение

позволят людям покинуть самолет и занять

места в спасательных плотах, предусмотрен-

ные в 25.1415. Если соответствие этому тре-

бованию показано расчетами плавучести и

остойчивости, то должны быть сделаны со-

ответствующие допущения на вероятные

повреждения конструкции и течи. Если на

самолете имеются топливные баки (с воз-

можностью слива топлива), которые, веро-

ятно, могут выдержать приводнение без воз-

никновения течи, то объем сливаемого топ-

лива может рассматриваться как объем для

обеспечения плавучести.

(e) Если влияния разрушений наружных

дверей и иллюминаторов не учтены при ис-

следовании вероятного поведения самолета

при посадке на воду (как предписано в пунк-

тах (c) и (d) данного параграфа), то наружные

двери и иллюминаторы должны быть рассчи-

таны на восприятие вероятных максималь-

ных местных давлений.

25.803. Аварийная эвакуация

(a) Каждая зона размещения экипажа и

пассажиров должна быть оснащена аварий-

ными средствами, обеспечивающими бы-

струю эвакуацию при аварийной посадке как

с выпущенным, так и убранным шасси с уче-

том возможности пожара на самолете.

(b) [Зарезервирован].

(c) Для самолетов с количеством пасса-

жирских мест более 44 должно быть показа-

но, что максимальное количество людей, на

которое запрашивается сертификат, в том

числе столько членов экипажа, сколько тре-

буется правилами эксплуатации, может быть

эвакуировано из самолета на землю в преде-

лах 90 с при имитации аварийных условий.

Соответствие этому требованию должно

быть показано путем реальной демонстрации

с использованием критериев испытаний, из-

ложенных в Приложении J к настоящим

Нормам, если только Компетентный орган

не установит, что сочетание анализа и испы-

таний обеспечит данные, эквивалентные

тем, которые можно получить путем реаль-

ной демонстрации.

25.807. Аварийные выходы

(a) Тип. Применительно к настоящим Нор-

мам определены следующие типы выходов:

(1) Тип I. Выход этого типа является выхо-

дом, расположенным на уровне пола с прямоу-

гольным проемом шириной не менее 610 мм и

высотой не менее 1220 мм с радиусами закру-

гления углов не более 203 мм.

(2) Тип II. Выход этого типа имеет прямоу-

гольный проем шириной не менее 510 мм и вы-

сотой не менее 1120 мм с радиусами закругле-

ния углов не более 178 мм. Выходы типа II дол-

жны располагаться на уровне пола, если только

они не находятся над крылом. В последнем слу-

чае они могут иметь порог внутри самолета вы-

сотой не более 254 мм, а снаружи самолета не

более 432 мм.

Авиационные правила Часть 25

85

(3) Тип III. Выход этого типа имеет прямоу-

гольный проем шириной не менее 510 мм и вы-

сотой не менее 915 мм с радиусами закругления

углов не более 178 мм и высотой порога внутри

самолета не более 510 мм. Если выход находит-

ся над крылом, высота порога снаружи самоле-

та не должна превышать 685 мм.

(4) Тип IV. Выход этого типа имеет прямоу-

гольный проем шириной не менее 485 мм и вы-

сотой не менее 660 мм с радиусами закругления

углов не более 160 мм. Выход типа IV должен

располагаться над крылом и иметь высоту по-

рога внутри самолета не более 735 мм и снару-

жи самолета не более 915 мм.

(5) Подфюзеляжный выход. Выход этого типа

является выходом из пассажирской кабины через

герметичную перегородку и обшивку нижней ча-

сти фюзеляжа. Размеры и физическая конфигу-

рация выхода этого типа должны обеспечивать,

как минимум, такую же скорость покидания,

как и выход типа I (при нахождении самолета

на земле в нормальном положении с выпущен-

ным шасси).

(6) Выход в хвостовой части фюзеляжа. Вы-

ход этого типа является задним выходом из пас-

сажирской кабины через герметичную перего-

родку и открываемый конус фюзеляжа за гер-

метичной перегородкой. Средства открытия

хвостового конуса должны быть простыми и

очевидными для использования и должны тре-

бовать выполнения только одной операции.

(7) Тип А. Выход этого типа является выхо-

дом на уровне пола с прямоугольным проемом

шириной не менее 1070 мм и высотой не менее

1830 мм с радиусами закругления углов не бо-

лее 178 мм.

(8) Тип В. Выход этого типа является выхо-

дом на уровне пола с прямоугольным проемом

шириной не менее 813 мм и высотой не менее

1830 мм с радиусом закругления углов не более

152 мм.

(9) Тип С. Выход этого типа является выхо-

дом на уровне пола с прямоугольным проемом

шириной не менее 762 мм и высотой не менее

1220 мм с радиусом закругления углов не более

254 мм.

(b) Высота порога. Применительно к настоя-

щему параграфу, высота порога снаружи само-

лета означает фактическое расстояние между

нижней кромкой требуемого проема и пригод-

ной для использования опорой для ног, высту-

пающей из фюзеляжа и достаточно большой,

чтобы ее можно было эффективно использо-

вать, не отыскивая взглядом или на ощупь.

(c) Выходы больших размеров. Могут быть

использованы проемы больших размеров, чем

установленные в настоящем параграфе, неза-

висимо от того, прямоугольной они формы или

нет, если установленный прямоугольный про-

ем может быть вписан в этот проем и основание

вписанного прямоугольного проема соответ-

ствует требованиям по установленным высотам

порога внутри и снаружи самолета.

(d) Асимметрия. Аварийные выходы в каж-

дой паре выходов не обязательно должны рас-

полагаться диаметрально друг против друга или

иметь одинаковые размеры, однако количество

пассажирских мест, допускаемое согласно

пункту (g) настоящего параграфа, основано на

меньшем из двух выходов.

(е) Распределение. Аварийные выходы дол-

жны быть распределены так равномерно, как

это практически возможно, учитывая распреде-

ление пассажирских кресел.

(f) Расположение.

(1) Каждый требуемый аварийный выход для

пассажиров должен быть доступен для них и рас-

положен там, где он будет наиболее эффектив-

ным средством для эвакуации пассажиров.

(2) Если предписано наличие только одного

аварийного выхода на уровне пола на каждом

борту фюзеляжа и на самолете не предусмотрен

аварийный выход в хвостовой части фюзеляжа

или подфюзеляжный аварийный выход, то вы-

ход на уровне пола должен быть расположен в

задней части пассажирской кабины, если только

другое его расположение не послужит более эф-

фективным средством эвакуации пассажиров.

(3) Если предписано наличие более одного

аварийного выхода на уровне пола на каждом

борту фюзеляжа и самолет не имеет грузопасса-

жирской конфигурации, то на каждом борту

должно быть расположено, по крайней мере, по

одному аварийному выходу на уровне пола око-

ло каждого конца пассажирской кабины.

(4) На самолете, на котором требуется наличие

более одного аварийного выхода для пассажиров

на каждом борту фюзеляжа, ни один из аварий-

ных выходов для пассажиров не должен находить-

ся на расстоянии более 18,3 м от любого располо-

женного рядом аварийного выхода для пассажи-

ров на том же борту этой же палубы фюзеляжа при

измерении параллельно продольной оси самолета

между ближайшими кромками выходов.

(g) Требуемые типы и количество выходов. Мак-

симально допустимое количество пассажирских

мест зависит от типа и количества аварийных вы-

ходов, предусмотренных на каждом борту фюзе-

ляжа. За исключением ограничений, приведен-

ных ниже в пунктах (g)(1) – (g)(9) данного па-

раграфа, максимальное количество пассажирских

мест, допустимое для каждого аварийного выхода

конкретного типа, который предусмотрен на каж-

дом борту фюзеляжа, определяется следующим:

Часть 25 Авиационные правила

86

Тип выхода

Допустимое количество

пассажирских мест

Тип А

Тип B

Тип С

Тип I

Тип II

Тип III

Тип IV

110

75

55

45

40

35

9

(1) При количестве пассажирских мест от 1

до 9 на каждом борту фюзеляжа должен быть,

по крайней мере, один аварийный выход типа

IV или больший надкрыльевой аварийный вы-

ход или, если надкрыльевые аварийные выходы

не предусмотрены, то на каждом борту фюзеля-

жа должен быть, по крайней мере, один аварий-

ный выход, размеры которого соответствуют

минимальным размерам выхода типа III.

(2) При количестве пассажирских мест более

9 каждый аварийный выход должен быть типа

III или большим аварийным выходом.

(3) При количестве пассажирских мест от 10

до 19 на каждом борту фюзеляжа должен быть,

по крайней мере, один выход типа III или боль-

ший аварийный выход.

(4) При количестве пассажирских мест от 20

до 40 на каждом борту фюзеляжа должно быть ,

по крайней мере два аварийных выхода, один

из которых должен быть типа II или большим

аварийным выходом.

(5) При количестве пассажирских мест от 41

до 110 на каждом борту фюзеляжа должно быть,

по крайней мере, два аварийных выхода, один

из которых должен быть типа I или большим

аварийным выходом.

(6) При количестве пассажирских мест бо-

лее 110 на каждом борту фюзеляжа должно

быть, по крайней мере, два аварийных выхода

типа I или больших аварийных выхода.

(7) Для всех аварийных выходов типа III до-

пускается в целом, как максимум, 70 пассажир-

ских кресел, а для двух аварийных выходов ти-

па III на каждом борту фюзеляжа, которые раз-

делены более чем тремя рядами пассажирских

кресел, допускается в целом, как максимум,

65 пассажирских кресел.

(8) Если предусмотрены аварийные выходы

типа А, В или С, то на каждом борту фюзеляжа

должно быть, по крайней мере, два выхода типа

С или больших аварийных выхода.

(9) Если для пассажиров предусмотрен под-

фюзеляжный выход или выход в хвостовой ча-

сти фюзеляжа и этот выход обеспечивает, как

минимум, такую же скорость покидания, как и

выход типа III при нахождении самолета в наи-

более неблагоприятном для открытия выхода

положении, обусловленном поломкой одной

или более стоек шасси, то может быть допуще-

но следующее увеличение количества пасса-

жирских мест сверх пределов, установленных в

пунктах (d)(1) или (d)(2) данного параграфа:

(i) для подфюзеляжного выхода – 12 допол-

нительных пассажирских мест;

(ii) для выхода в хвостовой части фюзеляжа с

проемом в герметичной перегородке на уровне

пола шириной не менее 510 мм и высотой не ме-

нее 1525 мм с радиусами закругления углов не бо-

лее 178 мм, оснащенного одобренным вспомога-

тельным средством в соответствии с 25.810(а) –

25 дополнительных пассажирских мест;

(iii) для выхода в хвостовой части фюзеляжа

с проемом в герметичной перегородке, кото-

рый, как минимум, эквивалентен аварийному

выходу типа III по размерам и высоте порога

внутри и снаружи и верхняя кромка которого

находится на высоте не менее 1420 мм от пола

пассажирской кабины – 15 дополнительных

пассажирских мест.

(h) Дополнительные аварийные выходы. Каж-

дый аварийный выход в пассажирской кабине,

предусмотренный сверх минимально требуемо-

го количества аварийных выходов, должен соот-

ветствовать применимым требованиям парагра-

фов 25.809 – 25.812 и быть легкодоступным.

(i) Аварийные выходы для пассажиров при вы-

нужденной посадке на воду. Независимо от того,

запрашивается ли сертификат на обеспечение

вынужденной посадки на воду или нет, должны

быть предусмотрены аварийные выходы, ис-

пользуемые при аварийном приводнении и со-

ответствующие следующим требованиям:

(1) На самолетах с количеством пассажир-

ских мест 9 или менее, за исключением кресел

пилотов, один выход на каждом борту самоле-

та выше ватерлинии, соответствующий по раз-

мерам, как минимум, выходу типа IV.

(2) На самолетах с количеством пассажир-

ских мест 10 или более, за исключением кресел

пилотов, один выход на каждом борту самоле-

та выше ватерлинии, соответствующий по раз-

мерам, как минимум, выходу типа III на каж-

дый блок (или часть блока) из 35 пассажирских

мест, но не менее двух таких выходов в пасса-

жирской кабине: по одному на каждом борту

самолета.

Отношение количества пассажирских мест к

количеству выходов может быть увеличено,

если показано, что за счет использования выхо-

дов большего размера или других средств обес-

печена возможность улучшения условий эва-

куации при аварийном приводнении.

(3) Если нецелесообразно располагать бор-

товые выходы выше ватерлинии, то они дол-

жны быть заменены равным количеством лег-

кодоступных верхних люков размерами не ме-

нее размеров выхода типа III, кроме самолетов

с количеством пассажирских мест 35 или ме-

нее, за исключением кресел пилотов, на кото-

рых два требуемых бортовых выхода типа III

могут быть заменены только одним верхним

люком.

(j) Аварийные выходы для летного экипажа.

На самолетах, на которых расположение ава-

рийных выходов для пассажиров относительно

зоны размещения летного экипажа не обеспе-

чивает удобные и легкодоступные средства эва-

куации, и на всех самолетах с количеством пас-

сажирских мест более 20, выходы для летного

экипажа должны быть расположены в зоне раз-

мещения летного экипажа. Такие выходы дол-

жны быть достаточных размеров и располагать-

Авиационные правила Часть 25

87

ся так, чтобы обеспечивалась быстрая эвакуа-

ция экипажа. На каждом борту самолета дол-

жно быть предусмотрено по одному выходу

или, как альтернатива, должен быть предусмо-

трен верхний люк. Каждый выход должен пред-

ставлять собой беспрепятственный прямоу-

гольный проем размерами не менее 485х510 мм,

если достаточная приемлемость выхода не мо-

жет быть продемонстрирована типичным чле-

ном экипажа.

25.809. Устройство аварийных выходов

(a) Каждый аварийный выход, в том числе

аварийный выход летного экипажа, должен

представлять собой подвижную дверь или крыш-

ку люка в наружных стенках фюзеляжа, обеспе-

чивающую беспрепятственный выход наружу.

(b) Каждый аварийный выход должен от-

крываться изнутри и снаружи, за исключением

аварийных выходов в виде сдвижных форточек

в зоне размещения летного экипажа, которые

не обязательно должны открываться снаружи,

если другие одобренные выходы обеспечивают

удобный и легкий доступ в зону размещения

летного экипажа. Должна быть обеспечена воз-

можность открытия каждого аварийного выхо-

да при отсутствии деформации фюзеляжа:

(1) При нахождении самолета на земле в

нормальном положении и в каждом из положе-

ний, соответствующих поломке одной или бо-

лее стоек шасси; и

(2) в интервале времени 10 с от момента при-

ведения в действие средств открытия до момен-

та полного открытия выхода.

(c) Средства открытия аварийных выходов

должны быть простыми и очевидными для ис-

пользования и не требовать приложения чрез-

мерных усилий.

На аварийных выходах летного экипажа мо-

гут быть использованы внутренние средства от-

крытия, требующие выполнения последова-

тельных действий (таких, как действия с двумя

ручками или замками или освобождение

предохранительных стопоров), если можно уста-

новить приемлемым образом, что эти устройства

просты и очевидны для использования членами

экипажа, подготовленными к их использованию.

(d) Если основной системой управления бо-

лее чем одним выходом в аварийной ситуации

является единый силовой привод или единая

силовая система, то в случае отказа основной

системы каждый выход должен удовлетворять

требованиям пункта (b) данного параграфа.

Приемлемо управление выходом вручную (в

случае отказа основной системы).

(e) Соответствие каждого аварийного выхо-

да требованиям пунктов (b) и (c) данного па-

раграфа должно быть показано испытаниями

или сочетанием анализа и испытаний.

(f) Должны быть предусмотрены средства

для запирания каждого аварийного выхода и

предотвращения его открытия в полете либо

случайно людьми, либо в результате механиче-

ского отказа. Кроме того, должны быть предус-

мотрены средства для прямого визуального ос-

мотра запирающего механизма членами экипа-

жа, чтобы проверить, что каждый аварийный вы-

ход, при открытии которого первоначальное

движение направлено наружу, полностью закрыт

(застопорен).

(g) Должно быть обеспечено сведение к ми-

нимуму вероятности заклинивания аварийных

выходов в результате деформации фюзеляжа

при аварийной посадке самолета.

(h) Если требуется правилами эксплуатации,

на любом турбореактивном самолете, перево-

зящем пассажиров, каждый подфюзеляжный

выход и выход в хвостовой части фюзеляжа

должны быть:

(1) Спроектированы и изготовлены так, чтобы

они не могли быть открыты во время полета; и

(2) Маркированы трафаретом, удобочитаемым

с расстояния 760 мм и размещенным в заметном

месте около средств открытия выхода, который

уведомляет, что выход спроектирован и изгото-

влен так, что не может быть открыт в полете.

(а\*) В каждой двери или крышке аварийного

выхода для пассажиров должен быть иллюми-

натор или эквивалентное устройство, которые

должны обеспечивать осмотр перед открытием

аварийного выхода поверхности земли, где дол-

жны находиться нижние концы установленных

в рабочее положение вспомогательных средств

для спуска людей на землю при нормальном

положении самолета.

25.810. Вспомогательные средства

и пути аварийного покидания

(a) Каждый ненадкрыльевой выход типа А, В

или С и любой другой ненадкрыльевой выход

сухопутного самолета, расположенный на вы-

соте более 1830 мм над землей при нахождении

самолета на земле с выпущенным шасси, дол-

жны быть оснащены одобренными средствами,

помогающими людям спускаться на землю.

(1) Вспомогательными средствами для каж-

дого аварийного выхода для пассажиров дол-

жны быть самоподдерживающийся аварийный

трап или эквивалентное средство; при этом для

выходов типа А или В они должны выдерживать

два параллельных потока одновременно эваку-

ирующихся людей. Кроме того, вспомогатель-

ные средства должны быть рассчитаны на вы-

полнение следующих требований:

(i) они должны автоматически вводиться в

действие, причем ввод в действие должен начи-

наться в интервале времени с момента приведе-

ния в действие средств открытия выхода изнутри

самолета до момента полного открытия выхода.

Однако каждый аварийный выход для пассажи-

ров, который является также входной пассажир-

ской или служебной дверью, должен быть осна-

Часть 25 Авиационные правила

88

щен средствами, предотвращающими ввод в дей-

ствие вспомогательных средств при открытии

выхода изнутри или снаружи при нормальном

использовании в неаварийных условиях;

(ii) за исключением вспомогательных

средств, установленных на выходах типа С, они

должны автоматически занимать рабочее поло-

жение в интервале времени 6 с после начала

ввода их в действие. Вспомогательные сред-

ства, установленные на выходах типа С, дол-

жны автоматически занимать рабочее положе-

ние в интервале времени 10 с от момента приве-

дения в действие средств открытия выхода;

(iii) после полного ввода в действие они дол-

жны иметь такую длину, чтобы нижний конец

самостоятельно опирался на землю и чтобы обес-

печивалась безопасная эвакуация людей на зем-

лю при поломке одной или более стоек шасси;

(iv) они должны обладать способностью вво-

диться в действие и после полного ввода в дей-

ствие оставаться пригодными (с помощью

только одного человека) для безопасной эва-

куации людей на землю при ветре 13 м/с, на-

правленном под наиболее критическим углом;

(v) для каждой установки системы (смонтиро-

ванной на макете или самолете) должно быть вы-

полнено пять безотказных последовательных

экспериментов по вводу в действие и наполне-

нию (для каждого выхода), причем, как мини-

мум, три эксперимента в каждой такой серии

должны быть выполнены с использованием од-

ного типового образца устройства. Типовые

устройства должны быть введены в действие и на-

полнены основными средствами системы после

воздействия инерционных сил, установленных в

25.561(b). Если в процессе требуемых испытаний

откажет или не будет нормально функциониро-

вать любая часть системы, то причина отказа или

неисправности должна быть устранена надеж-

ным способом и затем снова выполнена серия из

пяти безотказных последовательных экспери-

ментов по вводу в действие и наполнению.

(2) Вспомогательными средствами для ава-

рийных выходов летного экипажа могут быть

канат или любые другие средства, продемон-

стрировавшие пригодность для этого назначе-

ния. Если вспомогательным средством являет-

ся канат или, одобренное устройство, эквива-

лентное канату, они должны:

(i) крепиться к конструкции фюзеляжа на

верхней части проема аварийного выхода или

над ней или, для аварийных выходов в виде

форточек пилотов, в другом одобренном месте,

если сложенное устройство или его крепление

снижают обзор пилотам в полете;

(ii) выдерживать (вместе с креплением) ста-

тическую нагрузку 180 кгс.

(b) Для каждого аварийного выхода для пас-

сажиров типа А или В, расположенного над

крылом и имеющего порог, требуются вспомо-

гательные средства для спуска из кабины на

крыло, если не может быть показано, что выход

без вспомогательных средств обеспечивает ско-

рость покидания, по крайней мере, такую же,

как и выход этого же типа, расположенный не

над крылом. В случае установки вспомогатель-

ных средств на аварийных выходах типа С они

должны автоматически занимать рабочее поло-

жение в интервале времени 10 с от момента

приведения в действие средств открытия выхо-

дов. На всех выходах остальных типов они дол-

жны автоматически занимать рабочее положе-

ние в интервале времени 6 с от момента начала

введения их в действие.

(c) От каждого надкрыльевого аварийного

выхода должны быть установлены пути покида-

ния с нескользким покрытием (за исключени-

ем поверхностей закрылков, пригодных для со-

скальзывания). Если не предусмотрены сред-

ства упорядочения потока эвакуирующихся, то:

(1) Ширина пути покидания от аварийных

выходов типа А или В для пассажиров или от

любого общего пути покидания от двух аварий-

ных выходов для пассажиров типа III должна

быть не менее 1070 мм и от всех других аварий-

ных выходов для пассажиров не менее 610 мм; и

(2) Поверхность пути покидания должна

иметь отражательную способность не менее

80% и должна быть обозначена маркировкой с

отношением контрастностей поверхности и

маркировки не менее 5:1.

(d) Должны быть предусмотрены средства,

помогающие эвакуирующимся спуститься на

землю из всех выходов типа С, расположенных

над крылом, и из всех выходов других типов,

если место на конструкции самолета, на кото-

ром заканчивается путь покидания, требуемый

в пункте (с) данного параграфа, находится на

высоте более 1830 мм над землей при нахожде-

нии самолета на земле с выпущенным шасси.

(1) Если путь покидания проходит по зак-

рылку, то высота расположения его задней

кромки должна быть измерена при взлетном

или посадочном положении в зависимости от

того, при каком положении высота над землей

больше.

(2) Вспомогательные средства должны быть

пригодны для использования и самостоятельно

поддерживаться при поломке одной или более

стоек шасси и при ветре 13 м/с, направленном

под наиболее критическим углом.

(3) Вспомогательные средства, предусмо-

тренные для каждого пути покидания, ведуще-

го от аварийного выхода типа А или В, должны

обеспечивать два параллельных потока одно-

временно эвакуирующихся людей, а вспомога-

тельные средства, ведущие от всех выходов дру-

гих типов, должны выдерживать столько парал-

лельных потоков эвакуирующихся, сколько

требуют пути покидания.

(4) Вспомогательные средства, предусмо-

тренные для каждого пути покидания, который

Авиационные правила Часть 25

89

ведет от выхода типа С, должны автоматически

занимать рабочее положение в интервале вре-

мени 10 с от момента приведения в действие

средств открытия выхода, а вспомогательные

средства, предусмотренные для всех выходов

других типов, должны автоматически занимать

рабочее положение в интервале времени 10 с от

момента приведения в действие системы их

установки в рабочее положение.

25.811. Маркировка аварийных выходов

(a) Каждый аварийный выход для пассажи-

ров, средства подхода к нему и средства его от-

крытия должны иметь хорошо различимую

маркировку.

(b) Обозначение и расположение каждого

аварийного выхода для пассажиров должны

обеспечивать его распознавание на расстоянии,

равном ширине кабины.

(c) Должны быть предусмотрены средства,

помогающие людям найти выходы в условиях

плотного дыма.

(d) Расположение каждого аварийного вы-

хода для пассажиров должно быть обозначено

табло, видным людям при приближении по ос-

новному продольному проходу для пассажиров

(или проходам). Должны быть:

(1) Табло расположения аварийного выхода

для пассажиров над проходом (или проходами)

около каждого аварийного выхода для пасса-

жиров или в другом месте наверху, если это бо-

лее практично из-за малой высоты кабины, но

одно табло может служить для более чем одно-

го выхода, если каждый выход может быть хо-

рошо виден от табло.

(2) Маркировочное табло аварийного выхо-

да для пассажиров рядом с каждым аварийным

выходом для пассажиров, но одно табло может

служить для двух таких выходов, если оба выхо-

да могут быть хорошо видны от табло; и

(3) Табло на каждой переборке или перего-

родке, препятствующей обзору вперед и назад

вдоль пассажирской кабины, для указания ава-

рийных выходов, находящихся за переборкой

или перегородкой и закрытых ими, но если это

невозможно, то табло может быть расположено

в другом подходящем месте.

(e) Расположение рукоятки управления и ин-

струкции по открытию выходов изнутри самолета

должны быть обозначены следующим образом:

(1) Каждый аварийный выход для пассажиров

должен иметь маркировку на выходе или около

него, которая удобочитаема с расстояния 760 мм.

(2) Рукоятка управления каждым аварий-

ным выходом для пассажиров типа А, В, С или

типа I должна быть:

(i) самосветящейся с начальной яркостью не

менее 0,5 кд/м2; или

(ii) размещена на заметном месте и хорошо

освещена аварийным освещением даже в усло-

виях скопления людей около выхода.

(3) [Зарезервирован].

(4) Каждый аварийный выход для пассажи-

ров типа A, В, С, I или II с запирающим меха-

низмом, открываемым вращательным движе-

нием рукоятки, должен быть маркирован:

(i) красной стрелкой шириной не менее

20 мм с основанием острия вдвое большей ши-

рины, занимающей не менее 70° длины дуги,

радиус которой примерно равен 3/4 длины ру-

коятки;

(ii) так, чтобы осевая линия рукоятки выхо-

да находилась на расстоянии ±25 мм от острия

стрелки после того, как рукоятка будет полно-

стью повернута и откроет запирающий меха-

низм; и

(iii) надписью «Открыто», написанным бу-

квами красного цвета высотой 25 мм горизон-

тально около острия стрелки.

(f) Каждый аварийный выход, который дол-

жен открываться снаружи, и средства его от-

крытия должны быть маркированы снаружи са-

молета. Кроме того:

(1) Наружная маркировка каждого аварий-

ного выхода для пассажиров на борту фюзеляжа

должна иметь цветную полосу шириной 50 мм,

окантовывающую выход.

(2) Каждая наружная маркировка, включая

полосу, должна быть контрастного цвета для

легкого ее отличия от окружающей поверхно-

сти фюзеляжа. Контраст должен быть таким,

чтобы при отражательной способности более

темного цвета 15% или менее, отражательная

способность более светлого цвета была не ме-

нее 45%. Отражательной способностью являет-

ся отношение светового потока, отраженного

телом, к световому потоку, воспринимаемому

телом. Если отражательная способность более

темного цвета превышает 15%, то должна быть

обеспечена разница, как минимум, в 30% меж-

ду этой отражательной способностью и отража-

тельной способностью более светлого цвета.

(3) На других выходах, отличающихся от вы-

ходов на бортах фюзеляжа, таких, как подфюзе-

ляжный выход или выход в хвостовой части

фюзеляжа, наружные средства открытия, в том

числе инструкции, если они предусмотрены,

должны быть четко маркированы красной или

ярко-желтой краской, если цвет фона такой,

что красный цвет не различается. Если средства

открытия расположены только на одной сторо-

не фюзеляжа, то на другой стороне должна

быть предусмотрена хорошо заметная марки-

ровка с указанием этой особенности.

(g) В надписи на каждом табло, требуемом

пунктом (d) данного параграфа, может быть ис-

пользовано слово «Выход» вместо термина

«Аварийный выход».

25.812. Аварийное освещение

(a) Должна быть установлена система ава-

рийного освещения, не зависящая от основной

Часть 25 Авиационные правила

90

системы освещения. Однако источники общего

освещения кабины могут быть общими для

обеих систем – аварийной и основной, если

энергоснабжение системы аварийного освеще-

ния не зависит от энергоснабжения основной

системы освещения. Система аварийного осве-

щения должна включать в себя:

(1) Освещаемые табло расположения и мар-

кировки аварийных выходов, источники обще-

го освещения кабины, внутреннее освещение

зон аварийных выходов и расположенную

вблизи пола маркировку пути покидания.

(2) Наружное аварийное освещение.

(b) Табло аварийных выходов:

(1) На самолетах с количеством пассажир-

ских мест 10 или более, за исключением кресел

пилотов, должны удовлетворять следующим

требованиям:

(i) каждое табло расположения аварийного

выхода для пассажиров, требуемое в 25.811(d)(1),

и каждое маркировочное табло аварийного вы-

хода для пассажиров, требуемое в 25.811(d)(2),

должно иметь надпись красными буквами высо-

той не менее 38 мм на освещенном белом фоне и

должны иметь площадь не менее 135 см2 без букв.

Соотношение контрастностей между освещен-

ным фоном и буквами должно быть не менее

10:1. Отношение высоты букв к толщине линий

не более 7:1, но не менее 6:1. Эти табло должны

иметь внутреннее электрическое освещение с яр-

костью фона не менее 85 кд/м2 и равномерно-

стью свечения фона не менее 3:1;

(ii) каждое табло указания аварийных выхо-

дов для пассажиров, требуемое в 25.811(d)(3),

должно иметь надпись буквами красного цвета

высотой не менее 38 мм на белом фоне, имею-

щем площадь не менее 135 см2 без букв. Эти таб-

ло должны иметь внутреннее электрическое ос-

вещение или быть самосветящимися за счет не-

электрических средств и должны иметь началь-

ную яркость не менее 1,3 кд/м2. Цвета могут

быть изменены на противоположные, если таб-

ло являются самосветящимися за счет неэлект-

рических средств.

(2) На самолетах с количеством пассажирских

мест 9 или менее, за исключением кресел пило-

тов, табло, требуемые в 25.811(d)(1), (2) и (3),

должны иметь надпись буквами красного цвета

высотой не менее 25 мм на белом фоне высотой

не менее 50 мм. Эти табло могут иметь внутрен-

нее электрическое освещение или быть самосве-

тящимися за счет неэлектрических средств с на-

чальной яркостью не менее 0,5 кд/м2. Цвета мо-

гут быть изменены на противоположные, если

табло является самосветящимся за счет неэлек-

трических средств.

(c) Должно быть обеспечено такое общее ос-

вещение пассажирской кабины, чтобы средний

уровень освещенности был не менее 0,55 лк

при измерении вдоль оси основного(ых) про-

дольного(ых) прохода(ов) для пассажиров и по-

перечного(ых) прохода(ов) между основными

проходами на высоте подлокотников кресел с

интервалами 1000 мм и чтобы уровень осве-

щенности был не менее 0,1 лк внутри каждого

интервала в 1000 мм. Основным(и) прохо-

дом(ами) для пассажиров считается(ются) про-

ход(ы), проходящий(е) вдоль фюзеляжа от наи-

более переднего аварийного выхода для пасса-

жиров или кресла в кабине, в зависимости от

того, что расположено наиболее впереди, до на-

иболее заднего аварийного выхода для пасса-

жиров или кресла в кабине, в зависимости от

того, что расположено наиболее позади.

(d) Должно быть обеспечено освещение по-

ла прохода для пассажиров, ведущего к каждо-

му аварийному выходу для пассажиров на уров-

не пола, между основными проходами и про-

емами выходов не менее 0,22 лк при измерении

по линии, параллельной полу на высоте 150 мм

от него и проходящей по центру пути эвакуа-

ции пассажиров.

(e) Расположенная вблизи пола маркировка

пути аварийного покидания должна служить

ориентиром для пассажиров при аварийной

эвакуации, когда все источники освещения на

высоте более 1220 мм от пола прохода в кабине

полностью затемнены. В условиях ночной тем-

ноты расположенная вблизи пола маркировка

пути аварийного покидания должна давать

каждому пассажиру возможность:

(1) После оставления пассажирского кресла ви-

зуально идентифицировать путь аварийного поки-

дания вдоль пола прохода в кабине до первых выхо-

дов или пары выходов впереди и позади кресла; и

(2) Легко обнаруживать каждый выход от пу-

ти аварийного покидания, ориентируясь толь-

ко на маркировки и визуальные признаки на

высоте не более 1220 мм от пола кабины.

(f) За исключением подсистем, которые пре-

дусмотрены в соответствии с пунктом (h)

данного параграфа, служат для не более чем од-

ного вспомогательного средства, не зависят от

основной системы аварийного освещения са-

молета и автоматически приводятся в действие

при установке вспомогательного средства в ра-

бочее положение, система аварийного освеще-

ния должна быть рассчитана на следующее:

(1) Лампы должны включаться вручную с ра-

бочего места летного экипажа и с такого места

в пассажирской кабине, которое легкодоступно

с обычного кресла бортпроводника.

(2) Для летного экипажа должна быть пре-

дусмотрена сигнальная лампа, которая загора-

ется, когда питание на самолете включено, а

управляющее устройство системы аварийного

освещения не взведено.

(3) Управляющее устройство в кабине эки-

пажа должно иметь положения «Включено»,

«Выключено» и «Взведено» для того, чтобы по-

сле взведения в кабине экипажа или включения

либо в кабине экипажа, либо с рабочего места

Авиационные правила Часть 25

91

бортпроводника лампы либо загорались, либо

продолжали гореть при прерывании нормаль-

ного электроснабжения на самолете (за исклю-

чением прерывания, вызванного поперечным

вертикальным разделением фюзеляжа при по-

садке с аварией). Должны быть предусмотрены

средства для предотвращения непреднамерен-

ного переключения управляющего устройства

из положений «Взведено» или «Включено».

(g) Должно быть предусмотрено следующее

наружное аварийное освещение:

(1) На каждом надкрыльевом аварийном вы-

ходе освещенность должна составлять:

(i) не менее 0,32 лк (при измерении перпенди-

кулярно направлению падающего света) на пло-

щади 0,186 м2, на которую эвакуирующийся, ве-

роятно, сделает первый шаг вне кабины;

(ii) не менее 0,55 лк (при измерении перпен-

дикулярно направлению падающего света)

вдоль 30% нескользкой части пути покидания,

требуемого в 25.810(с), которая наиболее удале-

на от выхода, по минимально требуемой шири-

не пути покидания; и

(iii) не менее 0,32 лк (при измерении пер-

пендикулярно направлению падающего света)

на поверхности земли, на которую эвакуирую-

щийся, используя установленный путь покида-

ния, сделает первый шаг, при нахождении са-

молета на земле с выпущенным шасси.

(2) На каждом ненадкрыльевом аварийном

выходе, для которого согласно 25.810(a) не тре-

буются вспомогательные средства для спуска

на землю, освещенность должна быть не менее

0,32 лк (при измерении перпендикулярно на-

правлению падающего света) на поверхности

земли, на которую эвакуирующийся, вероятно,

сделает первый шаг вне кабины, при нахожде-

нии самолета на земле с выпущенным шасси.

(h) Средства, требуемые в 25.810(a)(1) и (d),

для облегчения спуска людей на землю, дол-

жны быть освещены так, чтобы установленные

в рабочее положение вспомогательные средства

были видны из самолета.

(1) Если вспомогательные средства освеща-

ются системой наружного аварийного освеще-

ния, то она должна обеспечивать освещенность

не менее 0,32 лк (при измерении перпендику-

лярно направлению падающего света) на нахо-

дящемся на земле конце вспомогательных

средств, установленных в рабочее положение, с

помощью которых эвакуирующийся, используя

установленный путь покидания, сделает пер-

вый шаг на землю, при нахождении самолета в

каждом из положений, соответствующих по-

ломке одной или более стоек шасси.

(2) Если подсистема аварийного освещения,

освещающая вспомогательные средства, не об-

служивает другие вспомогательные средства, не

зависит от основной системы аварийного осве-

щения самолета и автоматически приводится в

действие при установке вспомогательных

средств в рабочее положение, то осветительные

средства:

(i) должны сохранять расчетные характери-

стики в уложенном состоянии; и

(ii) должны обеспечивать освещенность не

менее 0,32 лк (при измерении перпендикулярно

направлению падающего света) на находящемся

на земле конце вспомогательных средств, уста-

новленных в рабочее положение, с помощью ко-

торых эвакуирующийся сделает первый шаг на

землю, при нахождении самолета в каждом из

положений, соответствующих поломке одной

или более стоек шасси.

(i) Энергоснабжение каждого устройства ава-

рийного освещения должно обеспечивать требу-

емый уровень освещенности, как минимум, в те-

чение 10 мин после аварийной посадки при кри-

тических окружающих условиях.

(j) Если для энергоснабжения системы ава-

рийного освещения используются аккумулятор-

ные батареи, то они могут подзаряжаться от ос-

новной системы электропитания самолета, если

зарядная цепь спроектирована так, что предот-

вращается возможность случайной разрядки ба-

тарей при неисправностях зарядной цепи.

(k) Элементы системы аварийного освеще-

ния (включая аккумуляторы, проводку, реле,

лампы и переключатели) должны нормально

работать после воздействия инерционных сил,

указанных в 25.561(b).

(l) Система аварийного освещения должна

быть спроектирована так, чтобы после любого

единичного поперечного вертикального разде-

ления фюзеляжа при посадке с аварией:

(1) Выходило из строя не более 25% всех элек-

трических аварийных ламп, требуемых данным

параграфом, в дополнение к тем лампам, которые

непосредственно повреждены при разрыве.

(2) Оставалось работоспособным каждое

электрически освещаемое табло выхода, требу-

емое в 25.811(d)(2), кроме непосредственно по-

врежденных при разрыве; и

(3) Оставалась работоспособной, как мини-

мум, одна из требуемых ламп наружного ава-

рийного освещения на каждом борту фюзеля-

жа, кроме непосредственно поврежденных при

разрыве.

25.813. Подход к аварийным выходам

Каждый требуемый аварийный выход дол-

жен быть доступен для пассажиров и располо-

жен там, где он будет служить эффективным

средством эвакуации. Распределение аварий-

ных выходов должно быть, по возможности,

равномерным, учитывая размещение пассажи-

ров, однако не требуется, чтобы размеры и рас-

положение выходов на обоих бортах кабины

были симметричными.

Если предписан только один выход на уров-

не пола на каждом борту фюзеляжа и самолет

не имеет аварийного выхода в хвостовой части

Часть \_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_\_25 Авиационные правила

92

фюзеляжа или подфюзеляжного аварийного

выхода, то выход на уровне пола должен распо-

лагаться в задней части пассажирской кабины,

если только другое расположение не послужит

более эффективным средством эвакуации пас-

сажиров.

Если на каждом борту предписано более од-

ного выхода на уровне пола, то, по крайней ме-

ре, по одному выходу на уровне пола с каждого

борта фюзеляжа должно быть расположено

около каждого конца кабины; это требование

не относится к грузопассажирским конфигура-

циям.

Кроме того:

(a) Должны быть предусмотрены проходы,

ведущие от ближайшего основного продольно-

го прохода к каждому аварийному выходу типа

A, В, С, I или II, и между отдельными пасса-

жирскими отсеками. Каждый проход, ведущий

к выходу типа А или В, должен быть беспрепят-

ственным и иметь ширину не менее

915 мм. Проходы между отдельными пассажир-

скими отсеками и проходы, ведущие к аварий-

ным выходам типа I, II или С, должны быть бе-

спрепятственными и иметь ширину не менее

510 мм.

Если не предусмотрено два или более основ-

ных продольных проходов, то каждый выход ти-

па А или В должен быть расположен так, чтобы

пассажиры перемещались к этому выходу как

спереди, так и сзади. Если предусмотрено два

или более основных продольных проходов, то

должны быть беспрепятственные поперечные

проходы шириной не менее 510 мм между основ-

ными продольными проходами. Должны быть:

(1) Поперечный проход, ведущий непосред-

ственно к каждому проходу между ближайшим

основным продольным проходом и выходом

типа А или В; и

(2) Поперечный проход, ведущий к непо-

средственной близости к каждому проходу

между ближайшим основным продольным

проходом и выходом типа I, II или III, за ис-

ключением случая, когда два выхода типа III

расположены друг за другом в пределах трех ря-

дов пассажирских кресел, для которого может

быть использован один поперечный проход,

если он ведет к близости между проходами от

ближайшего продольного прохода к каждому

выходу.

(b) Должно быть предусмотрено достаточное

пространство, чтобы член(ны) экипажа мог(ли)

оказывать помощь пассажирам при эвакуации,

с соблюдением следующих требований:

(1) Вспомогательное пространство не дол-

жно уменьшать беспрепятственную ширину

прохода для пассажиров ниже требуемой для

выхода.

(2) Для каждого выхода типа А или В вспо-

могательное пространство должно быть пре-

дусмотрено с обеих сторон выхода, независимо

от распространения на этот выход требований

25.810(a) по его оснащению вспомогательными

средствами для спуска пассажиров на землю из

выхода.

(3) Для любого выхода другого типа, на ко-

тором согласно 25.810(а) требуются вспомога-

тельные средства для спуска пассажиров на зем-

лю из выхода, свободное пространство должно

быть предусмотрено с одной стороны выхода.

(c) Для каждого аварийного выхода типа III

или IV:

(1) Должен быть обеспечен подход от бли-

жайшего продольного прохода к каждому выхо-

ду. Кроме того, на самолетах с количеством

пассажирских мест 60 или более для каждого

аварийного выхода типа III:

(i) за исключением, указанным в пункте

(c)(1)(ii) данного параграфа, подход должен

быть обеспечен посредством беспрепятствен-

ного прохода шириной не менее 255 мм для

компоновки, в которой ближайшие ряды кре-

сел в проходе со стороны выхода имеют не бо-

лее двух кресел, или шириной не менее 510 мм

для компоновки, в которой эти ряды имеют три

кресла. Ширина прохода должна измеряться

при отклонении ближайших к выходу кресел в

наиболее неблагоприятное положение. Осевая

линия прохода требуемой ширины не должна

быть смещена более чем на 125 мм по горизон-

тали относительно осевой линии выхода;

(ii) вместо одного прохода шириной 255 или

510 мм могут быть обеспечены два прохода

только между рядами кресел, которые должны

быть шириной не менее 155 мм и вести к сво-

бодному пространству непосредственно около

каждого выхода. (Смежные выходы не должны

иметь общего прохода.) Ширина прохода долж-

на измеряться при отклонении ближайших к

выходу кресел в наиболее неблагоприятное по-

ложение. Свободное пространство, примыкаю-

щее к выходу, должно простираться по вертика-

ли от пола до потолка (или нижней поверхности

боковых багажных полок) на расстояние от вы-

хода внутрь кабины, не меньшее, чем ширина

самого узкого пассажирского кресла, установ-

ленного на самолете, а по горизонтали – меж-

ду внешними кромками обоих проходов. Про-

ем выхода должен быть полностью в пределах

передней и задней границ свободного про-

странства.

(2) В дополнение к обеспечению подхода:

(i) на самолетах с количеством пассажир-

ских мест 20 или более проекция проема пре-

дусмотренного выхода должна быть беспрепят-

ственной и должно быть исключено влияние на

открытие выхода кресел, спальных мест или

других выступающих элементов (в том числе

любых спинок кресел в наиболее неблагопри-

ятном положении) на расстоянии от выхода, не

меньшем, чем ширина самого узкого пассажир-

ского кресла, установленного на самолете;

Авиационные правила Часть 25

93

(ii) на самолетах с количеством пассажирских

мест 19 или менее в этой зоне могут находиться не-

большие препятствия, если имеются компенси-

рующие факторы для сохранения эффективности

выхода.

(3) Для каждого выхода типа III, независимо от

пассажировместимости самолета, должны быть

предусмотрены трафареты, которые:

(i) должны быть удобочитаемыми для всех лю-

дей, сидящих рядом и лицом к проходу до выхода;

(ii) должны точно указывать или иллюстриро-

вать правильный способ открытия выхода, вклю-

чая использование захватов для рук; и

(iii) если выход является люком со съемной

крышкой, должны указывать массу крышки и

устанавливать соответствующее место размеще-

ния крышки после снятия.

(d) Если для подхода к любому требуемому ава-

рийному выходу с любого кресла в пассажирской

кабине необходимо пройти через проход между

пассажирскими кабинами, то этот проход должен

быть беспрепятственным. Однако могут быть ис-

пользованы шторы, если они допускают свобод-

ное движение по проходу.

(e) В любых перегородках между пассажирски-

ми кабинами не может быть установлена дверь.

(f) Если для подхода к любому требуемому ава-

рийному выходу с любого пассажирского кресла

необходимо пройти через дверь, отделяющую пас-

сажирскую кабину от других зон, то дверь должна

иметь средства для ее фиксации в открытом поло-

жении. Средства фиксации должны выдерживать

нагрузки при воздействии на дверь расчетных

инерционных сил относительно окружающей

конструкции, указанных в 25.561(b).

25.815. Ширина продольного прохода

Ширина продольного прохода в любой точке

между креслами должна быть равна (или превос-

ходить) значениям, указанным в таблице.

\* Может быть одобрен более узкий проход, но не менее

230 мм, если будут проведены достаточные испытания, ко-

торые Компетентный орган сочтет необходимыми.

25.817. Максимальное количество кресел в ряду

На самолетах, имеющих только один про-

дольный проход для пассажиров, в любом од-

ном ряду с каждой стороны прохода должно

быть установлено не более трех кресел.

25.819. Служебные помещения нижней палубы

(в том числе буфеты)

На самолеты со служебным помещением,

расположенным ниже основной палубы, кото-

рое может быть занято людьми в процессе руле-

ния или полета, но не во время взлета или по-

садки, распространяется следующее:

(a) Должны быть предусмотрены, как минимум,

два маршрута аварийной эвакуации (по одному на

каждом конце каждого служебного помещения ни-

жней палубы или два с достаточным разделением в

пределах каждого помещения), которые могут быть

использованы каждым человеком в служебном по-

мещении нижней палубы для быстрой эвакуации на

верхнюю палубу при обычном и аварийном освеще-

нии. Маршруты должны обеспечивать эвакуацию

недееспособных людей с посторонней помощью.

Использование маршрутов эвакуации не может за-

висеть от любых устройств с приводами.

Маршруты должны быть рассчитаны на мини-

мизацию возможности их блокирования, которое

может явиться результатом пожара, механическо-

го или конструктивного отказа или расположе-

ния людей в верхней части или рядом с маршру-

тами покидания. В случае отказа основной систе-

мы энергоснабжения самолета или основной си-

стемы освещения помещения должно быть авто-

матически обеспечено аварийное освещение

каждого служебного помещения нижней палубы.

(b) Должны быть предусмотрены средства двух-

сторонней речевой связи между кабиной летного

экипажа и каждым служебным помещением ниж-

ней палубы, которые остаются работоспособными

после выхода из строя основной системы электро-

снабжения.

(c) Должна быть предусмотрена система ава-

рийного звукового предупреждения, слышимая в

нормальных и аварийных условиях, позволяющая

членам экипажа в кабине экипажа и около каждо-

го требуемого аварийного выхода на уровне пола

предупреждать людей в каждом служебном поме-

щении об аварийной ситуации.

(d) Должны быть предусмотрены средства, лег-

ко обнаруживаемые людьми в каждом служебном

помещении нижней палубы, которые уведомляют,

когда ремни кресел должны быть застегнуты.

(e) Если на самолете установлена система опо-

вещения пассажиров, то в каждом служебном по-

мещении нижней палубы должны быть установле-

ны динамики.

(f) Для каждого человека, допущенного в слу-

жебное помещение нижней палубы, должно быть

предусмотрено кресло, установленное по напра-

влению или против направления полета и удовле-

творяющее требованиям 25.785(c), которое с сидя-

щим в нем человеком должно выдерживать макси-

мальные нагрузки в полете.

(g) Каждая приводная лифтовая система, уста-

новленная между служебным помещением ни-

жней палубы и верхней палубой для перевозки лю-

дей или оборудования или их вместе, должна удо-

влетворять следующим требованиям:

(1) Каждый переключатель управления лифтом

снаружи лифта, за исключением кнопок аварийной

остановки, должен быть спроектирован так, чтобы

Часть 25 Авиационные правила

94

Количество

пассажирских

мест

Минимальная ширина прохода

для пассажиров, мм

на высоте от пола

менее 635 мм

на высоте от пола

635 мм и более

10 или менее\* 305\* 380

11- 19 305 508

20 или более 380 508

предотвращалось приведение лифта в действие,

если дверь лифта или люк, требуемый пунктом

(g)(3) данного параграфа, или они оба открыты.

(2) Внутри лифта и на каждом входе в лифт дол-

жна быть установлена кнопка аварийной останов-

ки, которая при нажатии немедленно останавли-

вает лифт.

(3) Должен быть предусмотрен люк, который

может быть использован для эвакуации людей из

лифта и открывается изнутри и снаружи лифта без

инструмента при нахождении лифта в любом по-

ложении.

ВЕНТИЛЯЦИЯ И ОТОПЛЕНИЕ

25.831. Вентиляция

(a) Для условий нормальной эксплуатации и

для случая любого вероятного отказа какой-либо

системы, который будет неблагоприятно влиять

на вентиляционный воздух, система вентиляции

должна быть спроектирована так, чтобы подава-

лось достаточное количество незагрязненного

воздуха, обеспечивающего возможность членам

экипажа выполнять свои обязанности, не испы-

тывая неудобства или усталости, и приемлемый

комфорт для пассажиров. Для условий нормаль-

ной эксплуатации система вентиляции должна

быть спроектирована так, чтобы обеспечивать

каждому лицу, находящемуся на борту, подачу

воздуха, содержащего по крайней мере 0,28 м3

свежего воздуха в минуту.

(b) Воздух для вентиляции помещений для

экипажа и пассажиров не должен содержать

вредных или опасных концентраций газов или

паров. Для удовлетворения данных требований

должны соблюдаться следующие условия:

(1) Концентрация окиси углерода, превы-

шающая 1 часть на 20000 частей воздуха, считает-

ся опасной. При испытаниях может использо-

ваться любой приемлемый метод обнаружения

окиси углерода.

(2) Должно быть показано, что концентра-

ция углекислого газа не превышает 0,5% по

объему (эквивалент на уровне моря) в помеще-

ниях, обычно занимаемых пассажирами или

экипажем.

(c) Должны быть предусмотрены меры по

обеспечению выполнения условий, указанных в

пункте (b) данного параграфа, в случае возмож-

ного отказа или повреждения системы вентиля-

ции, отопления, наддува или других систем и

оборудования.

(d) Если возможно скопление опасного коли-

чества дыма в кабине экипажа, дым должен не-

медленно удаляться, начиная с включения мак-

симального наддува и с последующим пониже-

нием избыточного давления в кабине не ниже

безопасных пределов.

(e) За исключением случая, изложенного в

пункте (f) настоящего параграфа, должны быть

предусмотрены средства, позволяющие лицам,

находящимся в указанных ниже кабинах и зонах,

регулировать температуру и количество воздуха

для вентиляции, подаваемого в их кабину или зо-

ну, независимо от температуры и количества воз-

духа, подаваемого в другие кабины и зоны:

(1) В кабине летного экипажа.

(2) В других помещениях и зонах экипажа,

кроме летной кабины, если только эти кабины

и зоны не вентилируются путем обмена возду-

хом с другими кабинами и зонами во всех усло-

виях эксплуатации.

(f) Не требуется предусматривать средства,

позволяющие летному экипажу регулировать

температуру и количество воздуха для вентиля-

ции, подаваемого в кабину летного экипажа,

независимо от температуры и количества воз-

духа для вентиляции, подаваемого в другие ка-

бины, если соблюдаются все нижеследующие

условия:

(1) Общий объем кабин для летного экипажа

и пассажиров составляет не более 23 м3.

(2) Имеются воздухозаборники и каналы для

потока воздуха между кабиной летного экипа-

жа и кабинами пассажиров, рассчитанные на

обеспечение разности температур в кабинах в

пределах 2,7 °C и достаточную вентиляцию для

лиц, находящихся в этих двух видах кабин.

(3) Регуляторы температуры воздуха и вен-

тиляции доступны для летного экипажа.

(g) [Зарезервирован].

(а\*) При прекращении подачи воздуха от по-

ловины источников сжатого воздуха (наддува) в

случае отказа последних или при выходе из

строя половины подсистем системы кондицио-

нирования количество подаваемого воздуха на

каждого пассажира должно быть не менее

0,163 м3/мин.

(b\*) Наддув кабины должен осуществляться

не менее чем от двух источников сжатого возду-

ха. При этом система кондиционирования воз-

духа (СКВ) должна состоять не менее чем из

двух независимых подсистем. При выходе из

строя одной из них или прекращении подачи

воздуха от 50% источников сжатого воздуха

температура в кабине не должна падать ниже

+5 °С и не должна превышать значений, приве-

денных на графике, в зависимости от времени

работы системы после возникновения отказа.

25

30

35

40

45

50

0 50 100 150 200

Температура, oC

Время, мин

Авиационные правила Часть 25

95

(с\*) При отказе 50% источников сжатого

воздуха должна обеспечиваться подача его от

оставшихся источников ко всем потребителям.

(d\*) Содержание других токсичных примесей

не должно превышать следующие ПДК (в мг/м3):

паров топлива – 300;

паров и аэрозоля минеральных масел – 5;

паров и аэрозолей синтетических масел – 2;

акролеина – 0,2;

фенола – 0,3;

формальдегида – 0,5;

бензола – 5;

трикрезилфосфата – 0,5;

диоктилсебацината – 5;

окислов азота – 5.

(e\*) При полете более 4 ч экипажу должен

быть обеспечен соответствующий питьевой

режим для компенсации влияния снижения

относительной влажности воздуха в кабине на

работоспособность экипажа.

(f\*) Система кондиционирования должна

иметь запорные устройства включения и от-

ключения ее от источников сжатого воздуха.

Время аварийного отключения системы конди-

ционирования от источников сжатого воздуха

не должно превышать 10 с.

(g\*) На всех этапах полета должно обеспечи-

ваться поддержание в кабинах самолета установив-

шейся температуры воздуха в пределах 17 – 25 °С.

Указанные значения температуры воздуха должны

достигаться не более чем через 20 мин после взлета

при условии наземной подготовки.

(h\*) На земле в ожидаемых условиях эксплу-

атации при пониженных температурах наруж-

ного воздуха СКВ должна обеспечивать темпе-

ратуру воздуха в кабинах не ниже +10 °С; при

повышенных температурах наружного воздуха

(более +33 °С) система должна обеспечивать

снижение температуры в кабинах на 8 °С по

сравнению с наружной.

(i\*) Температура отдельных поверхностей

интерьера, до которых могут дотронуться пас-

сажиры и члены экипажа, не должна превы-

шать +50 °С или быть ниже +5 °С.

(j\*) Температура горячего воздуха, подавае-

мого на обогрев кабины, на выходе из раздаточ-

ных устройств не должна превышать 100 °С (ре-

комендуемое значение 80 °С). С этой целью в си-

стеме должны быть предусмотрены устройства,

исключающие подачу более горячего воздуха.

25.832. Концентрация озона в кабине

(a) Должно быть доказано, что концентрация

озона в кабине самолета в полете не превышает:

(1) 0,25 частей на 1000 000 частей воздуха в ка-

бине (по объему), приведенных к условиям, эк-

вивалентным уровню моря, в любое время поле-

та на высоте свыше уровня 320 (9750 м).

(2) 0,10 частей на 1000 000 частей воздуха в ка-

бине (по объему), приведенных к условиям, эк-

вивалентным уровню моря, в средневзвешенной

концентрации за любые 3 ч полета на высоте

свыше уровня 270 (8250 м).

(b) Применительно к настоящему параграфу

«условия, эквивалентные уровню моря» – это

температура 25 °C и давление 760 мм. рт. ст.

(c) Соответствие требованиям данного па-

раграфа должно быть показано расчетом или

испытаниями, основанными на данных об

условиях эксплуатации самолета и ограниче-

ниях его характеристик, которые покажут, что:

(1) Самолет не может использоваться на вы-

сотах, на которых концентрация озона в кабине

превосходит пределы, установленные пунктом

(a) данного параграфа; или

(2) Система кондиционирования воздуха са-

молета, включающая любое оборудование для

регулирования содержания озона, будет под-

держивать концентрацию озона в кабине в пре-

делах, указанных в пункте (a) данного парагра-

фа, или ниже этих пределов.

25.833. Системы отопления на жидком топливе

Обогреватели, работающие на жидком

топливе, должны быть утвержденного типа.

ГЕРМЕТИЧНОСТЬ

25.841. Герметические кабины

(a) Герметические кабины и помещения,

предназначенные для экипажа и пассажиров,

должны быть оборудованы для обеспечения в ка-

бине на максимальной рабочей высоте самолета

при нормальных эксплуатационных условиях да-

вления, эквивалентного высоте не более 2400 м.

(1) Если запрашивается сертификат для поле-

тов на высоте свыше 7600 м, в кабинах самолета

должно поддерживаться давление, эквивалент-

ное высоте не более 4500 м, в случае любого веро-

ятного отказа или неисправности системы регу-

лирования давления.

(2) Самолет должен быть спроектирован так,

чтобы лица, находящиеся на борту, не подверга-

лись воздействию давления в кабине, соответ-

ствующего высотам, которые превышают ниже-

приведенные значения после разгерметизации

вследствие любого отказа, для которого не показа-

но, что он должен быть практически невероятным:

(i) 7 600 м (25 000 футов) – более чем 2 мин;

или

(ii) 12 200 м (40 000 футов) – для любого про-

межутка времени.

(3) При оценке разгерметизации кабины дол-

жны быть рассмотрены отказы конструкции са-

молета, двигателя и систем.

(b) Герметические кабины должны иметь по

крайней мере следующие клапаны, органы упра-

вления и индикаторы для регулирования давле-

ния в кабине:

(1) Два предохранительных клапана или функ-

ционально равноценные им устройства для авто-

матического ограничения положительного пере-

Часть 25 Авиационные правила

96

пада давления до заданной величины при макси-

мальной подаче воздуха источником давления.

Общая пропускная способность предохранитель-

ных клапанов должна быть достаточно большой,

чтобы отказ любого клапана не вызывал значи-

тельного увеличения перепада давления. Перепад

давления считается положительным, когда вну-

треннее давление больше внешнего.

(2) Два предохранительных клапана отрица-

тельного перепада давления (или их эквиваленты),

автоматически не допускающих возникновения

отрицательного перепада давления, который мог

бы повредить конструкции. Однако достаточно

одного клапана, если его конструкция обеспечива-

ет надежность и безотказность в работе.

(3) Устройства, при помощи которых можно

быстро выровнять давление.

(4) Автоматический или ручной регулятор для

регулирования поступления и/или стравливания

воздуха или того и другого для поддержания

необходимого внутреннего давления и воздухооб-

мена.

(5) Приборы на рабочих местах пилота или

бортинженера, показывающие перепад давления,

высоты по давлению в кабине и скорость измене-

ния высоты по давлению в кабине.

(6) Предупреждающую сигнализацию, распо-

ложенную на рабочих местах пилота или бортин-

женера, показывающую превышение безопасных

и заданных пределов перепада давления и высоты

по давлению в кабине.

Соответствующие предупреждающие надпи-

си на указателе перепада давления в кабине, от-

вечающие требованиям, предъявляемым к пре-

делам перепада давления, и звуковой или визу-

альный сигнал (в дополнение к указателям высо-

ты в кабине), отвечающий требованиям, предъя-

вляемым к сигнализации пределов высоты по да-

влению в кабине, если этот сигнал предупрежда-

ет экипаж о том, что высота по давлению в каби-

не превышает 3050 м.

(7) Предупреждающая надпись на рабочих ме-

стах пилота или бортинженера, если конструкция

самолета не рассчитана на выдерживание нагруз-

ки, возникающей в результате увеличения перепа-

да давления до максимального значения, устано-

вленного для предохранительного клапана в соче-

тании с посадочными нагрузками.

(8) Расположение датчиков давления,

необходимых для удовлетворения требований

пунктов (b)(5) и (b)(6) данного параграфа и

25.1447(c), и конструкция системы датчиков

должны быть такими, чтобы в случае падения

давления в любом отсеке для пассажиров и эки-

пажа (в том числе на кухнях верхней и нижней

палуб), устройства предупреждения и автома-

тического представления информации, требуе-

мые на основании упомянутых пунктов, сраба-

тывали без какой-либо задержки, которая мо-

гла бы значительно увеличить степень опасно-

сти в результате декомпрессии.

(a\*) [Зарезервирован].

(b\*) При любом вероятном отказе или неис-

правности системы автоматического регулиро-

вания давления (САРД) скорость изменения

давления не должна превышать 5 мм рт.ст./с на

повышение давления и 10 мм рт.ст./с на пони-

жение давления.

(c\*) Cистема регулирования давления дол-

жна предотвращать в случае аварийной посад-

ки самолета на воду попадание ее внутрь гермо-

кабины через выпускные клапаны, если они

расположены ниже ватерлинии.

(d\*) Конструкция теплозвукоизоляции ка-

бины самолета должна выполняться таким об-

разом, чтобы максимально сократить скапли-

вание в ней влаги. Должны быть приняты меры

для предотвращения накопления влаги и льда в

фюзеляже в количестве, влияющем на безопас-

ность полета.

25.843. Испытания герметических кабин

(a) Испытания на прочность. Вся герметиче-

ская кабина, в том числе двери, окна и клапа-

ны, должна быть испытана на выдерживание

перепада давления, указанного в 25.365(d).

(b) Испытания на функционирование. Дол-

жны быть проведены следующие испытания на

функционирование:

(1) Проверка работы и пропускной способ-

ности клапанов положительного и отрицатель-

ного перепадов давления и аварийного предо-

хранительного клапана с имитацией условий,

возникающих при закрытых клапанах регуля-

тора давления.

(2) Испытание системы наддува для демон-

страции ее безотказной работы при всех воз-

можных режимах давления, температуры и

влажности до максимальной высоты, на кото-

рую запрашивается сертификат.

(3) Летные испытания для доказательства

безотказной работы системы наддува, регуля-

торов давления и расхода воздуха, индикаторов

и сигнализаторов при установившемся и сту-

пенчатом наборе высоты и снижении при вер-

тикальных скоростях, соответствующих макси-

мально допустимым в пределах эксплуатацион-

ных ограничений, вплоть до максимальной вы-

соты, на которую запрашивается сертификат.

(4) Испытания всех дверей и аварийных вы-

ходов для доказательства их исправной работы

после проведения летных испытаний, указан-

ных в пункте (b)(3) данного параграфа.

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА

25.851. Огнетушители

(a) Ручные огнетушители.

(1) В пассажирских кабинах должно быть

удобно расположено и равномерно распределе-

но, как минимум, следующее количество руч-

ных огнетушителей:

Авиационные правила Часть 25

97

(2) В кабине экипажа должен быть удобно

расположен, как минимум, один ручной огнету-

шитель.

(3) В каждом грузовом или багажном отсеке

класса А или В и в каждом грузовом или багаж-

ном отсеке класса Е, доступном для экипажа в

полете, должен быть предусмотрен, как мини-

мум, один легкодоступный ручной огнетуши-

тель.

(4) В каждом буфете (кухне), расположенном

выше или ниже пассажирской кабины, должен

быть расположен или легкодоступен для исполь-

зования в нем, как минимум, один ручной огне-

тушитель.

(5) Каждый ручной огнетушитель должен

быть одобрен.

(6) Как минимум, один из требуемых ручных

огнетушителей, расположенных в пассажирской

кабине самолета с количеством пассажирских

мест от 31 до 60, и, как минимум, два огнетуши-

теля из расположенных в пассажирской кабине

самолета с количеством пассажирских мест 61 и

более должны быть заряжены хладоном 12В1

(дифторхлорбромметан CBrClF2) или эквива-

лентным веществом. Тип огнегасящего веще-

ства, используемого в любом другом огнетушите-

ле, предусмотренном в настоящем параграфе,

должен соответствовать возможному виду пожа-

ра в местах применения огнегасящего вещества.

(7) Количество огнегасящего вещества, ис-

пользуемого в каждом огнетушителе, требуемом

в настоящем параграфе, должно соответствовать

виду возможного пожара в местах его примене-

ния.

(8) Каждый огнетушитель, предназначенный

для использования в отсеке с людьми, должен

быть рассчитан на сведение к минимуму опасной

концентрации токсичных газов.

(b) Встроенные (стационарные) огнетушите-

ли. Если применены встроенные огнетушите-

ли, то:

(1) Каждая система с встроенным огнетуши-

телем должна быть установлена так, чтобы:

(i) огнегасящее вещество, способное прони-

кнуть в отсек с людьми, не представляло опасно-

сти для находящихся в нем людей; и

(ii) разрядка огнетушителя не приводила к

повреждению конструкции.

(2) Вместимость каждой требуемой встроен-

ной системы пожаротушения должна соответ-

ствовать любому возможному виду пожара, кото-

рый может возникнуть в отсеке, где она приме-

няется, с учетом объема и интенсивности возду-

хообмена в отсеке.

25.853. Внутренняя отделка кабин

На все отсеки, занимаемые экипажем или

пассажирами, распространяется следующее:

(а) Материалы (включая облицовку или де-

коративные покрытия, нанесенные на матери-

алы) должны удовлетворять применимым к

ним критериям испытаний, предписанным в

части I Приложения F настоящих Норм, или

других одобренных эквивалентных методов,

независимо от пассажировместимости самоле-

та.

(b) [Зарезервирован].

(с) Помимо удовлетворения требований

пункта (а) данного параграфа подушки кресел,

кроме подушек кресел летного экипажа, дол-

жны удовлетворять требованиям к испыта-

ниям, приведенным в части II Приложения F

настоящих Норм, или другим эквивалентным

методам, независимо от пассажировместимо-

сти самолета.

(d) За исключением установленного в пунк-

те (е) настоящего параграфа на самолетах вме-

стимостью 20 или более пассажиров помимо

выполнения требований к воспламеняемости,

предписанных в пункте (а) настоящего па-

раграфа, следующие компоненты внутренней

отделки должны также удовлетворять требова-

ниям к испытаниям, приведенным в частях IV

и V Приложения F настоящих Норм, или дру-

гим одобренным эквивалентным методам:

(1) Внутренние панели потолка и стен, кро-

ме плафонов освещения и иллюминаторов.

(2) Перегородки, кроме прозрачных пане-

лей, необходимых для повышения безопасно-

сти в кабинах.

(3) Конструкции буфетов, включая наруж-

ные поверхности сложенных тележек, стан-

дартных контейнеров и стенок емкостей, под-

верженные внешним воздействиям, если не пе-

ревозится полный комплект таких тележек или

контейнеров; и

(4) Большие шкафы или места для размеще-

ния в кабинах (кроме мест для размещения под

креслами и мест для хранения небольших пред-

метов, таких, как журналы и карты).

(е) Внутренняя отделка отсеков, таких, как

кабина экипажа, буфеты-кухни, туалеты, зоны

отдыха экипажа, шкафы и отсеки для размеще-

ния не обязательно должна удовлетворять тре-

бованиям пункта (d) данного параграфа, если

обеспечена изоляция внутренней отделки та-

ких отсеков от основной пассажирской кабины

посредством дверей или эквивалентных

средств, которые обычно должны быть закрыты

в условиях аварийной посадки.

(f) В туалетах курение не разрешается. Если

курение допускается в любом другом отсеке,

Часть 25 Авиационные правила

98

Количество

пассажирских мест

Число

огнетушителей

7 – 30 1

31 – 60 2

61 – 200 3

201 – 300 4

301 – 400 5

401 –500 6

501 – 600 7

601 – 700 8

занимаемом членами экипажа или пассажира-

ми, то для всех сидящих людей должно быть

предусмотрено соответствующее количество

съемных пепельниц контейнерного типа.

(g) Независимо от того, разрешено курение

в любой другой части самолета или нет, туалеты

должны иметь съемные пепельницы контей-

нерного типа, расположенные на видном месте

на наружной стороне двери каждого туалета

или около нее, за исключением того, что одна

пепельница может служить более чем для одной

двери туалета, если пепельницу можно легко

увидеть со стороны кабины, для которой каж-

дый туалет предназначен.

(h) Каждый сборник для использованных

воспламеняющихся материалов должен плотно

закрываться, быть изготовлен, по крайней ме-

ре, из огненепроницаемого материала и должен

задерживать распространение пожаров, кото-

рые могут возникнуть в нем при нормальном

использовании. Способность сборника задер-

живать распространение таких пожаров при

всех вероятных условиях износа, смещений и

вентиляции, ожидаемых в эксплуатации, дол-

жна быть продемонстрирована испытаниями.

25.854. Пожарная защита туалетов

На самолетах с количеством пассажирских

мест 20 или более:

(а) Каждый туалет должен быть оборудован си-

стемой дымообнаружения или эквивалентной си-

стемой, в которой предусмотрены либо сигналь-

ная лампа в кабине экипажа, либо сигнальная

лампа (звуковой сигнал) в пассажирском салоне,

легко обнаруживаемые бортпроводником; и

(b) Каждый туалет должен быть оборудован

встроенным огнетушителем на каждом сборни-

ке полотенец, бумаги или отходов, находящих-

ся в туалете. Этот огнетушитель должен быть

рассчитан на автоматическую разрядку в каж-

дый сборник отходов при возникновении

пожара в этом сборнике.

25.855. Грузовые и багажные отсеки

Ко всем грузовым и багажным отсекам, не за-

нимаемым экипажем и пассажирами, относится

следующее:

(a) Каждый отсек должен соответствовать тре-

бованиям к одному из классов, перечисленных в

25.857.

(b) Грузовые и багажные отсеки классов от В до

Е по классификации, приведенной в 25.857, дол-

жны иметь облицовку, и эта облицовка должна

быть отдельной от конструкции самолета (но мо-

жет быть и присоединенной к ней).

(c) Панели потолка и боковых стен отсеков

классов С должны удовлетворять требованиям к

испытаниям, регламентируемым частью III При-

ложения F настоящих Норм, или другими одоб-

ренными эквивалентными методиками.

(d) Все другие материалы, используемые в кон-

струкции грузовых и багажных отсеков, должны

удовлетворять относящимся к ним критериям ис-

пытаний, предписанным частью I Приложения F

настоящих Норм, или другими одобренными эк-

вивалентными методиками.

(e) Ни в каком отсеке не должны находиться

какие-либо органы управления, электропроводка,

трубопроводы, оборудование и агрегаты, повреж-

дение или отказ которых может повлиять на безо-

пасность эксплуатации, если они не защищены та-

ким образом, что:

(1) Они не могут быть повреждены при переме-

щении груза в отсеке; и

(2) Их поломка или отказ не создадут опасности

пожара.

(f) Должны быть приняты меры, исключающие

влияние груза или багажа на работу средств пожар-

ной защиты.

(g) Источники тепла внутри отсека должны

быть экранированы и изолированы во избежание

воспламенения груза или багажа.

(h) Должны быть проведены летные испытания

для показа соответствия требованиям 25.857 в ча-

сти оценки:

(1) Доступности отсеков.

(2) Проникновения опасных количеств дыма

или огнегасящего состава в отсеки, занимаемые

экипажем и пассажирами; и

(3) Распределения огнегасящего состава в отсе-

ках класса С.

(i) Во время этих испытаний должно быть пока-

зано, что не может произойти ложное срабатыва-

ние датчиков обнаружения дыма или огня в ка-

ком-либо отсеке в результате пожара в любом дру-

гом отсеке во время или после тушения пожара,

если только система пожаротушения не обслужи-

вает эти отсеки одновременно.

25.857. Классификация грузовых

и багажных отсеков

(a) Класс А. Грузовой или багажный отсек

относится к классу А, если:

(1) Возникновение в нем пожара легко об-

наруживается членом экипажа, находящимся

на своем рабочем месте; и

(2) Каждая часть отсека легкодоступна во

время полета.

(b) Класс В. Грузовой или багажный отсек

относится к классу В, если:

(1) Во время полета член экипажа имеет воз-

можность эффективно достичь любой части от-

сека огнегасящим веществом из ручного огнету-

шителя.

(2) При использовании средств для доступа в

отсек предотвращается распространение опас-

ного количества дыма, пламени или огнегася-

щего вещества в любое помещение, в котором

находятся члены экипажа или пассажиры.

(3) Имеется отдельная одобренная система

датчиков обнаружения дыма или огня, обеспе-

чивающая подачу сигнала о возникновении

пожара на рабочее место пилота или бортин-

женера.

Авиационные правила Часть 25

99

(c) Класс С. К классу С относятся грузовые

или багажные отсеки, которые не соответству-

ют требованиям, предъявляемым к отсекам

класса А или В, но в которых имеются:

(1) Отдельная одобренная система датчиков

обнаружения дыма или огня, выдающая сигнал

о возникновении пожара на рабочее место пи-

лота или бортинженера.

(2) Одобренная встроенная (стационарная)

система пожаротушения или подавления пожа-

ра, управляемая из кабины экипажа.

(3) Средства, исключающие попадание

опасного количества дыма, пламени или огне-

гасящего вещества в любое помещение, в кото-

ром находятся члены экипажа или пассажиры.

(4) Средства управления вентиляцией и воз-

духообменом в отсеке, предназначенные для

того, чтобы используемое огнегасящее веще-

ство могло ограничивать развитие любого по-

жара, который может возникнуть в отсеке.

(d) [Зарезервирован].

(е) Класс Е. Грузовой отсек класса Е

предназначен для самолетов, используемых

только для перевозки груза, на которых:

(1) [Зарезервирован].

(2) Имеется отдельная одобренная система

датчиков обнаружения дыма или огня, сигна-

лизирующая о возникновении пожара на рабо-

чее место пилота или бортинженера.

(3) Имеются средства для перекрытия пото-

ка воздуха вентиляции в отсек или внутри отсе-

ка, а органы управления этими средствами раз-

мещаются в кабину экипажа в местах, досту-

пных для членов экипажа.

(4) Имеются средства, исключающие попада-

ние опасного количества дыма, пламени или

вредных газов в кабине экипажа; и

(5) Требуемые для экипажа аварийные выхо-

ды доступны при любых вариантах загрузки.

25.858. Системы обнаружения дыма или пожара

в грузовом или багажном отсеке

Если запрашивается сертификат на самолет со

средствами обнаружения дыма или огня в грузо-

вом или багажном отсеке, то каждый грузовой или

багажный отсек с этими средствами должен соот-

ветствовать следующим требованиям:

(a) Система обнаружения пожара должна обес-

печивать выдачу летному экипажу визуального

сигнала в интервале времени 1 мин после начала

пожара.

(b) Система должна обнаруживать пожар при

температуре значительно более низкой, чем тем-

пература, при которой существенно снижается

прочность конструкции самолета.

(c) Должны иметься средства контроля функ-

ционирования каждой цепи датчика экипажем в

полете.

(d) Эффективность системы обнаружения по-

жара должна быть показана для всех одобренных

эксплуатационных конфигураций и условий.

25.859. Пожарная защита обогревателей,

работающих на топливе

(a) Пожароопасные зоны обогревателей. Дол-

жны быть защищены от пожара в соответствии

с относящимися к ним требованиями, изло-

женными в параграфах 25.1181 – 25.1191 и

25.1195 – 25.1203, следующие пожароопасные

зоны обогревателей:

(1) Зона, окружающая обогреватель, если в

ней имеются любые компоненты систем с вос-

пламеняющимися жидкостями (за исключени-

ем топливной системы обогревателя), которые:

(i) могут быть повреждены при неисправно-

сти обогревателя; или

(ii) могут пропустить воспламеняющиеся

жидкости или пары в обогреватель (в случае их

утечки).

(2) Зона, окружающая обогреватель, если

топливная система обогревателя имеет армату-

ру, которая в случае утечки будет пропускать

топливо или его пары в эту зону.

(3) Часть воздушного вентиляционного про-

странства, которая окружает камеру сгорания.

Однако в воздушных каналах вентиляции каби-

ны пожаротушение не требуется.

(b) Вентиляционные каналы. Каждый венти-

ляционный канал, проходящий через любую

пожароопасную зону, должен быть огненепро-

ницаемым. Кроме того:

(1) Воздушный вентиляционный канал, вы-

ходящий из каждого обогревателя, должен быть

огненепроницаемым на достаточно большом

участке, чтобы пожар, возникший в обогрева-

теле, не распространялся за пределы канала,

если только не обеспечена изоляция огнене-

проницаемыми перекрывными устройствами

или иными средствами равной эффективности.

(2) Каждая часть любого вентиляционного

канала, проходящего через любую зону, в кото-

рой размещена система с воспламеняющейся

жидкостью, должна быть сконструирована или

изолирована от этой системы так, чтобы неис-

правность любого компонента системы не мо-

гла привести к попаданию воспламеняющихся

жидкостей или их паров в поток воздуха для

вентиляции.

(c) Каналы подвода воздуха к камере сгорания

обогревателя. Каждый канал подвода к камере

сгорания обогревателя должен быть огненепро-

ницаемым на достаточно большом участке для

предотвращения повреждения в результате об-

ратной вспышки или распространения пламени

в обратном направлении. Кроме того:

(1) Каналы подвода воздуха к камере сгора-

ния обогревателей не должны сообщаться с по-

током воздуха для вентиляции, если только

пламя при обратной вспышке или обратном го-

рении не может попасть в поток воздуха для

вентиляции в любых эксплуатационных усло-

виях, включая противоток или неисправности

обогревателя или связанных с ним элементов.

Часть 25 Авиационные правила

100

(2) Канал подвода воздуха к обогревателю не

должен препятствовать быстрому отводу обрат-

ной вспышки, которая при таком ограничении

может вызвать отказ обогревателя.

(d) Органы управления обогревателем. Общие

требования. Должны быть предусмотрены сред-

ства предотвращения опасного скопления воды

или льда на или в каком-либо элементе упра-

вления обогревателем, трубах прокладки систе-

мы управления или средствах обеспечения бе-

зопасной работы.

(e) Средства обеспечения безопасной работы

обогревателя. Для каждого обогревателя дол-

жны быть предусмотрены следующие устрой-

ства, обеспечивающие безопасность его рабо-

ты:

(1) Независимо от элементов, осуществляю-

щих нормальное непрерывное регулирование

температуры воздуха, расхода воздуха и топли-

ва, должны быть предусмотрены для каждого

обогревателя средства автоматического отклю-

чения зажигания и подачи топлива к обогрева-

телю в точке, удаленной от обогревателя, сра-

батывающие, если:

(i) температура теплообменника превышает

безопасные пределы;

(ii) температура воздуха для вентиляции пре-

вышает безопасные пределы;

(iii) расход воздуха через камеру сгорания

перестает соответствовать требованиям безо-

пасной работы;

(iv) расход воздуха для вентиляции перестает

соответствовать требованиям безопасной работы.

(2) Средства, предусмотренные в соответ-

ствии с пунктом (е)(1) данного параграфа для

любого отдельного обогревателя, должны:

(i) быть независимы от элементов, обслужи-

вающих любой другой обогреватель, тепловая

мощность которого необходима для обеспече-

ния безопасной эксплуатации; и

(ii) держать обогреватель в выключенном со-

стоянии до тех пор, пока он не будет повторно

включен экипажем.

(3) Должна быть предусмотрена сигнализа-

ция, предупреждающая экипаж о том, что лю-

бой обогреватель, отбор тепла от которого

необходим для обеспечения безопасной эк-

сплуатации, отключен автоматическими сред-

ствами, указанными в пункте (е)(I) данного па-

раграфа.

(f) Воздухозаборники. Каждый воздухозабор-

ник, камеры сгорания и системы воздушной

вентиляции должны быть расположены так,

чтобы воспламеняющиеся жидкости и пары не

могли проникнуть в систему обогревателя при

любых эксплуатационных условиях:

(1) В процессе нормальной эксплуатации; или

(2) При неисправности какого-либо компо-

нента.

(g) Выхлопная система обогревателя. Выхло-

пные системы обогревателей должны удовле-

творять требованиям параграфов 25.1121 и

25.1123. Кроме того, в конструкции выхлопной

системы обогревателя должны быть предусмо-

трены меры обеспечения безопасного отвода

продуктов сгорания, предотвращающие:

(1) Утечки топлива из выхлопной системы в

окружающие ее отсеки.

(2) Контакт выхлопных газов с окружающим

оборудованием или конструкцией.

(3) Зажигание воспламеняющихся жидкостей

выхлопными газами, если выхлопная система

находится в отсеке, в котором проходят трубо-

проводы с воспламеняющейся жидкостью; и

(4) Сопротивление выхлопной системы бы-

строму выбросу обратной вспышки, которая

при несоблюдении этого условия может вы-

звать повреждение обогревателя.

(h) Топливные системы обогревателя. Топлив-

ная система каждого обогревателя должна соот-

ветствовать всем требованиям к топливной си-

стеме силовой установки, относящимся к безо-

пасности работы обогревателя. Каждый компо-

нент топливной системы обогревателей, распо-

ложенный в зонах прохождения воздушного по-

тока для вентиляции, должен быть защищен ко-

жухом, чтобы в случае утечки топлива из него оно

не могло попасть в поток воздуха для вентиляции.

(i) Слив топлива. Должны быть предусмотре-

ны устройства для безопасного слива топлива,

которое может скапливаться внутри камеры

сгорания или в теплообменнике. Кроме того:

(1) Любая часть системы слива, которая ра-

ботает при высоких температурах, должна быть

защищена так же, как и выхлопные системы

обогревателя; и

(2) Системы слива должны быть защищены

от опасных скоплений льда в любых условиях

эксплуатации.

25.863. Пожарная защита в зонах

с воспламеняющимися жидкостями

(a) В каждой зоне, где могут появиться вос-

пламеняющиеся жидкости или их пары из-за

утечки из жидкостной системы, должны быть

предусмотрены средства, сводящие к миниму-

му вероятность воспламенения этих жидкостей

или паров и общую опасность, если воспламе-

нение произошло.

(b) Соответствие требованиям пункта (а)

данного параграфа должно быть показано пу-

тем анализа или испытаниями и при этом дол-

жны быть рассмотрены следующие факторы:

(1) Возможные источники и пути утечки

жидкостей и средства обнаружения утечек.

(2) Характеристики воспламеняемости жид-

костей, в том числе влияние любых горючих

или абсорбирующих материалов.

(3) Возможные источники зажигания, в том

числе неисправности в электросистеме, пере-

грев оборудования и неправильное срабатыва-

ние защитных устройств.

Авиационные правила Часть 25

101

(4) Принятые меры по ограничению или ту-

шению пожара, такие, как перекрытие потока

жидкости, отключение оборудования, огнене-

проницаемые кожухи или применение огнега-

сящих веществ.

(5) Способность выдерживать пожар и нагрев

тех элементов самолета, которые являются кри-

тическими с точки зрения безопасности полета.

(c) Если для предотвращения или противо-

действия горению жидкости требуются дей-

ствия летного экипажа (например, отключение

оборудования или приведение в действие огне-

тушителя), то должны быть предусмотрены бы-

стродействующие средства предупреждения

экипажа об опасности.

(d) Должна быть определена и указана каждая

зона, где возможна утечка воспламеняющихся

жидкостей или паров из жидкостной системы.

25.865. Пожарная защита органов управления,

узлов крепления двигателей и других

конструкций, обеспечивающих полет

Жизненно важные органы управления, узлы

крепления двигателей и другие конструкции,

обеспечивающие полет, расположенные в уста-

новленных пожароопасных зонах или в смеж-

ных зонах, которые могут быть подвержены

влиянию пламени в пожароопасной зоне, дол-

жны быть изготовлены из огненепроницаемого

материала или быть защищены так, чтобы они

могли выдерживать воздействие пожара.

25.867. Защита от пожара других

частей самолета

(a) Поверхности самолета, расположенные

за мотогондолами в пределах расстояния в один

диаметр мотогондолы по осевой линии, дол-

жны быть по меньшей мере огнестойкими.

(b) Требования пункта (а) данного парагра-

фа не распространяются на поверхности само-

лета, лежащие за мотогондолами, не подвер-

гающиеся непосредственному воздействию вы-

соких температур, пламени или искр, исходя-

щих из установленной пожароопасной зоны

или отсека двигателя любой мотогондолы.

25.869. Пожарная защита систем

(a) Компоненты электросистемы:

(1) Компоненты электросистемы должны

удовлетворять относящимся к ним требованиям

25.831(с) и 25.863 по защите от огня и дыма.

(2) Электрические кабели, клеммы и обору-

дование в установленных пожароопасных зо-

нах, используемые при аварийных процедурах,

должны быть по меньшей мере огнестойкими.

(3) Основные силовые кабели (в том числе

кабели генераторов) в фюзеляже должны быть

спроектированы так, чтобы допускались их

приемлемые деформации и растяжение без от-

казов, и, кроме того, они должны быть:

(i) изолированы от трубопроводов с воспла-

меняющимися жидкостями; или

(ii) заключены в гибкую электрически изоли-

рованную оболочку или эквивалентное устрой-

ство, помимо нормальной изоляции кабеля.

(4) Изоляционное покрытие электропрово-

дов и электрических кабелей, размещенных в

любой зоне фюзеляжа, должно быть самозату-

хающим при испытаниях согласно соответству-

ющим пунктам части I Приложения F настоя-

щих Норм.

(b) Все трубопроводы воздушных вакуумных

систем и соединения на выходе насоса, кото-

рые могут содержать воспламеняющиеся пары

или жидкости, должны удовлетворять требова-

ниям 25.1183, если эти трубопроводы и соеди-

нения находятся в установленной пожароопас-

ной зоне. Другие компоненты вакуумных си-

стем в установленных пожароопасных зонах

должны быть по меньшей мере огнестойкими.

(c) Оборудование и трубопроводы кислород-

ной системы:

(1) Не должны размещаться в установленной

пожароопасной зоне.

(2) Должны быть защищены от тепла, гене-

рируемого в установленной пожароопасной зо-

не или выходящего из нее; и

(3) Должны быть установлены так, чтобы

вытекающий наружу кислород не мог вызвать

воспламенения скоплений смазки, жидкости

или паров, которые могут образоваться при

нормальной работе или в результате разруше-

ния или неисправности любой системы.

(а\*) В стационарной кислородной системе

должно быть предусмотрено устройство для

стравливания кислорода из баллонов за борт в

случае аварийного повышения давления.

РАЗНОЕ

25.871. Средства нивелировки

Должны быть предусмотрены средства для

определения горизонтального положения са-

молета на земле.

25.875. Усиление конструкции

в зоне вращения воздушных винтов

(a) Части самолета, находящиеся вблизи

концов лопастей воздушных винтов, должны

иметь достаточную прочность и жесткость, что-

бы выдержать действие вибрации и ударов ча-

стиц льда, срывающихся с лопастей винта.

(b) Окна, которые не могут выдержать са-

мый сильный удар льда, возможный в эксплуа-

тации, не должны располагаться в зоне враще-

ния воздушных винтов.

Часть 25 Авиационные правила

102

5.11.3.5. Самолет должен быть оборудо-

ван специальными средствами подачи в воз-

духе сигнала бедствия при возникновении

аварийной ситуации или в случае нападения

на экипаж. Должны быть предусмотрены

также средства для подачи сигнала бедствия

на земле в случае аварийной посадки вне аэ-

родрома.

5.11.11.2. На самолетах с количеством пас-

сажирских мест более 19 должна быть устано-

влена одобренная система внутренней связи

экипажа, которая должна:

(a) Работать независимо от системы опове-

щения пассажиров (за исключением телефон-

ных трубок, наушников, микрофонов, пере-

ключателей и сигнальных устройств, которые

могут быть общими для обеих систем).

(b) Обеспечивать двухстороннюю связь

между кабиной экипажа; и

(1) Каждой пассажирской кабиной; и

(2) Каждым служебным помещением, рас-

положенным вне основной палубы самолета.

(c) Быть легкодоступной для немедленного

использования с каждого из двух рабочих мест

пилотов в кабине экипажа.

(d) Быть доступной для использования как

минимум на одном обычном рабочем месте

бортпроводника в каждой пассажирской ка-

бине.

(e) Приводиться в действие бортпроводни-

ком в интервале времени 10 с с тех рабочих

мест в каждой пассажирской кабине, с кото-

рых обеспечен доступ к системе.

(f) На больших турбореактивных самолетах

система должна:

(1) Обеспечивать ее использование с доста-

точного количества рабочих мест бортпровод-

ников таким образом, чтобы все аварийные

выходы на уровне пола (или пути входа в ка-

бину через эти выходы при их расположении в

пределах буфетов) в каждой пассажирской ка-

бине были обозреваемы с одного или более

таких оборудованных рабочих мест;

(2) Иметь систему звукового или визуаль-

ного предупреждения для вызова летным эки-

пажем бортпроводников и бортпроводниками

летного экипажа. При этом система преду-

преждения должна обеспечивать четкое рас-

познавание обычного и аварийного вызовов.

(3) Обеспечивать двухстороннюю связь на

земле между наземным персоналом и как ми-

нимум двумя членами летного экипажа в ка-

бине экипажа. Средство связи с наземным

персоналом должно быть расположено так,

чтобы исключалась возможность наблюдения

за летным экипажем снаружи самолета.

(g) Если на самолете отсутствуют бортпро-

водники, должна быть предусмотрена воз-

можность передачи информации из пасса-

жирской кабины в кабину экипажа.

5.11.11.4. Пассажирский самолет должен

быть оснащен портативным(и) мегафо-

ном(ами) с автономным питанием, кото-

рый(е) должен(ны) быть легкодоступным(и) с

обычного кресла бортпроводника(ов), непо-

средственно ответственного(ых) за аварий-

ную эвакуацию пассажиров. На самолетах с

количеством пассажирских мест более 60 и

менее 99 один такой мегафон должен распола-

гаться в хвостовой части пассажирской каби-

ны или в другом месте, если при этом будет

обеспечиваться его более эффективное ис-

пользование при аварийной эвакуации. На са-

молетах с количеством пассажирских мест бо-

лее 100 два таких мегафона должны быть рас-

положены в носовой и хвостовой частях пас-

сажирской кабины.

5.11.11.5. Самолет должен быть оснащен

аварийной(ыми) медицинской(ими) аптеч-

кой(ами) одобренного типа для оказания

первой медицинской помощи в полете и ава-

рийной ситуации на земле в следующем ко-

личестве:

Все аптечки должны располагаться в легко-

доступных для бортпроводников местах и по

возможности быть равномерно распределены

по пассажирской кабине.

5.11.11.6. При проведении полетов над пу-

стынными, арктическими или тропическими

районами на самолете должна быть предусмо-

трена возможность размещения снаряжения

со средствами жизнеобеспечения людей и ава-

рийной сигнализации, соответствующими

условиям района, над которым осуществляет-

ся полет. Для размещения и крепления этого

снаряжения должны быть определены спе-

циальные легкодоступные места его располо-

жения в соответствии с назначением.

5.11.11.7. В кабине экипажа должен быть

один аварийный топор.

5.11.12.3. При полетах над водными про-

странствами на самолете должно быть следую-

щее аварийно-спасательное оборудование:

(а) При продолжительности полета от бе-

рега менее 30 мин – индивидуальные спаса-

тельные плавсредства – спасательные жиле-

ты для взрослых и детей, а также демонстра-

ционные жилеты. Жилеты пассажиров и чле-

нов экипажа не могут быть демонстрацион-

ными.

Авиационные правила Часть 25

103

ДОПОЛНЕНИЕ 25D

Количество пассажирских мест Требуемое количество аптечек

1 – 50 1

51 – 150 2

151 – 250 3

251 и более 4

(b) При продолжительности полета от берега

более 30 мин дополнительно к пункту (а) данно-

го параграфа:

(1) Групповые спасательные плавсредства –

надувные спасательные плоты и аварийные за-

пасы к ним со средствами жизнеобеспечения и

аварийной сигнализации.

(2) Автоматические плавучие радиомаяки.

5.11.14. Инструкция по безопасности для пас-

сажиров. Для каждой основной компоновки са-

молета должна быть составлена «Инструкция по

безопасности для пассажиров», в которой дол-

жны быть указаны:

(а) Способы закрытия и открытия замков

привязных ремней.

(b) Расположение и способы открытия ава-

рийных выходов изнутри самолета.

(c) Пути эвакуации людей из самолета при

аварийной посадке на сушу и на воду.

(d) Способы использования надувных ава-

рийных трапов и других эквивалентных средств

эвакуации.

(e) Способы использования надувных спа-

сательных жилетов, вспомогательных плав-

средств, а при необходимости и других груп-

повых и индивидуальных спасательных плав-

средств.

(f) Расположение кресел пассажиров или зон

их установки и проходов между ними к аварий-

ным выходам.

(g) Расположение и маркировка аварийно-

спасательного оборудования.

(h) При необходимости, расположение и

способы.

Часть 25 Авиационные правила

104

Авиационные правила Часть 25

105

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

25.901. Силовая установка

(a) Силовая установка самолета включает в

себя каждый компонент, который:

(1) Необходим для создания тяги.

(2) Осуществляет управление основными

двигательными установками; или

(3) Обеспечивает безопасность основных

двигательных установок в периоды между пла-

новыми осмотрами или ремонтами.

(b) Для каждой силовой установки:

(1) Установка должна удовлетворять:

(i) инструкциям по установке, предусматри-

ваемым параграфом 33.5 Части 33 Авиацион-

ных правил;

(ii) применимым положениям настоящего

раздела.

(2) Компоненты установки должны быть

сконструированы, расположены и установлены

таким образом, чтобы обеспечивалась их не-

прерывная безопасная эксплуатация в периоды

между обычными осмотрами или ремонтами.

(3) Установка должна быть доступна для

необходимых осмотров и технического обслу-

живания.

(4) Основные компоненты установки дол-

жны иметь металлизацию, электрически соеди-

няющую их с другими частями самолета.

(с) Для каждой силовой установки и вспомо-

гательной силовой установки должно быть до-

казано, что никакой единичный отказ или воз-

можная комбинация отказов не будет угрожать

безопасной эксплуатации самолета; при этом

последствия отказов структурных элементов

можно не рассматривать, если возникновение

этих отказов практически невероятно.

(d) Каждая вспомогательная силовая уста-

новка должна удовлетворять применимым тре-

бованиям настоящего раздела.

(a\*) В требованиях настоящего раздела выра-

жения типа «безопасная эксплуатация», «безо-

пасность самолета», «безопасный полет» и т.п.

означают отсутствие в полетах особых ситуа-

ций, не приемлемых согласно разделу А-0 на-

стоящих Норм.

25.903. Двигатели

(а) Сертификат типа двигателя.

(1) Каждый двигатель должен иметь серти-

фикат типа и отвечать относящимся к нему тре-

бованиям Части 34 Авиационных Правил.

(2) Каждый газотурбинный двигатель должен:

(i) либо соответствовать параграфам 33.76,

33.77 и 33.78 Части 33 Авиационных правил;

или

(ii) [Зарезервирован];

(iii) [Зарезервирован];

(iv) иметь опыт эксплуатации на подобных

по размещению установках, свидетельствую-

щий, что попадание посторонних предметов не

приводит к каким-либо опасным состояниям.

(b) Изоляция двигателя. Двигательные уста-

новки должны располагаться и изолироваться

друг от друга для сохранения работоспособно-

сти по крайней мере при одной конфигурации

систем силовой установки таким образом, что-

бы отказ любого двигателя или любой системы,

влияющей на работу двигателя, не мог:

(1) Препятствовать непрерывной безопас-

ной работе остальных двигателей; или

(2) Требовать немедленных действий со сто-

роны любого члена экипажа для обеспечения

непрерывной безопасной работы остальных

двигателей.

(с) Управление вращением двигателя. Должны

быть предусмотрены средства индивидуальной

остановки вращения ротора любого двигателя в

полете, за исключением того, что для газотур-

бинных двигательных установок эти средства

необходимо предусматривать только в том слу-

чае, если продолжающееся вращение может

угрожать безопасности самолета. Каждый ком-

понент системы остановки и повторного запу-

ска, который находится в пожароопасной зоне и

может оказаться под воздействием пламени,

должен быть по меньшей мере огнестойким.

Если для остановки вращения используются ги-

дравлические системы флюгирования воздуш-

ного винта, то магистрали этих систем должны

быть по меньшей мере огнестойкими при экс-

плуатационных условиях их нагружения, кото-

рые могут ожидаться во время флюгирования.

(d) Газотурбинные двигательные установки.

Для газотурбинных двигательных установок:

(1) При проектировании должны быть при-

няты меры по сведению к минимуму опасности

для самолета в случае нелокализованного раз-

рушения ротора двигателя или появления фа-

кельного пламени внутри двигателя, прожи-

гающего его корпус.

(2) Системы силовой установки, связанные с

устройствами, системами и приборами упра-

вления двигателя, должны быть спроектирова-

ны так, чтобы было гарантировано, что те эк-

сплуатационные ограничения двигателя, нару-

шение которых неблагоприятно влияет на

прочность ротора турбины, не будут превыше-

ны в эксплуатации.

(е) Способность к повторному запуску.

(1) Должны быть предусмотрены средства

повторного запуска любого двигателя в полете.

(2) Должна быть заявлена область значений

высоты и скорости полета самолета для повтор-

ного запуска двигателя в полете и каждый дви-

гатель должен обладать способностью к повтор-

ному запуску в пределах этой области.

(3) Для самолетов с газотурбинными двигателя-

ми, если минимальная частота авторотации двига-

телей после выключения всех двигателей в полете

Раздел Е – СИЛОВАЯ УСТАНОВКА

Часть 25 Авиационные правила

106

недостаточна для обеспечения необходимой элек-

трической энергии для зажигания камеры сгора-

ния, должен быть предусмотрен независимый от

приводимой двигателем электрогенераторной си-

стемы источник такой энергии для обеспечения

зажигания в полете с целью повторного запуска.

(f) Вспомогательный двигатель. Каждый вспо-

могательный двигатель должен быть одобренно-

го типа или удовлетворять требованиям к катего-

рии его заданного использования на рассматри-

ваемом самолете.

25.904. Автоматическая система управления

взлетной тягой (АСУВТ)

Каждый Разработчик, претендующий на по-

лучение разрешения для установки системы

управления двигателями, которая автоматиче-

ски увеличивает мощность или тягу работаю-

щего(их) двигателя(ей) при отказе любого дви-

гателя на взлете, должен выполнить требования

Приложения I настоящих Норм.

25.905. Воздушные винты

(а) Каждый воздушный винт должен иметь

сертификат типа.

(b) Мощность двигателя и частота вращения

вала воздушного винта не должны превышать

ограничений, с которыми воздушный винт сер-

тифицирован.

(с) Каждый компонент системы изменения

шага воздушного винта должен удовлетворять

требованиям параграфа 35.42 Части 35 Авиа-

ционных правил.

(d) При проектировании должны быть при-

няты меры для сведения к минимуму опасно-

стей для самолета в случае если лопасть воз-

душного винта разрушается или отрывается

вследствие разрушения втулки. Опасности, ко-

торые должны рассматриваться, включают в се-

бя повреждение конструкции и важных систем

вследствие удара разрушившейся или оторвав-

шейся лопастью и дисбаланса, созданного та-

ким разрушением или отрывом.

(a\*) Для флюгируемых воздушных винтов дол-

жны быть предусмотрены средства обеспечения

их вывода из флюгерного положения в полете.

(b\*) Если не доказано, что в наиболее критиче-

ских условиях эксплуатации, когда потребуется

флюгирование воздушного винта, имеющиеся

средства сигнализации о состоянии силовой уста-

новки и характеристики управляемости самолета

позволяют обойтись только средствами ручного

управления флюгированием, воздушные винты

также должны иметь автоматические системы

флюгирования при отказе двигателя.

25.907. Вибрация воздушного винта

(а) Величины вибрационных напряжений в

деталях воздушного винта, несущих основную

нагрузку, при нормальных условиях эксплуата-

ции должны быть определены с помощью не-

посредственных измерений или путем сравне-

ния с подобными установками, для которых та-

кие измерения уже были сделаны.

(b) Вибрационные напряжения, определен-

ные методом, описанным в пункте (а) данного

параграфа, не должны превышать величин, бе-

зопасность которых была доказана для длитель-

ной эксплуатации.

25.925. Клиренс воздушного винта

При максимальном весе самолета, наиболее

неблагоприятной центровке и наиболее неблаго-

приятной установке шага воздушного винта кли-

ренсы (минимальные расстояния) воздушных

винтов до земли, водной поверхности и элемен-

тов конструкции самолета не должны быть мень-

ше указанных ниже, если для уменьшения кли-

ренсов не приводится достаточных обоснований:

(а) Клиренс до земли. Между каждым воз-

душным винтом и землей должен обеспечи-

ваться клиренс, равный не менее 180 мм для са-

молетов с носовым колесом или 230 мм для са-

молетов с хвостовым колесом при стояночном

обжатии шасси и взлетном или рулежном поло-

жении самолета в зависимости от того, какое из

этих положений является более критическим.

Кроме того, между воздушным винтом и зе-

млей должен быть положительный зазор, когда

самолет находится во взлетном положении, а

шина(ы) критического для данного случая ко-

леса полностью спущена(ы) и соответствующая

амортизационная стойка обжата до упора.

(b) Клиренс до водной поверхности. Клиренс

между воздушным винтом и водной поверхно-

стью должен быть не менее 460 мм, если соот-

ветствие требованиям 25.239(а) не допускает

меньшего значения.

(с) Расстояние до элементов конструкции.

Должно быть обеспечено следующее:

(1) Радиальный зазор не менее 26 мм между

концами лопастей воздушного винта и элемен-

тами самолетной конструкции, плюс дополни-

тельный радиальный зазор, необходимый для

предотвращения возникновения опасной ви-

брации.

(2) Продольный зазор не менее 13 мм между

лопастями или обтекателем воздушного винта

и неподвижными элементами конструкции са-

молета; и

(3) Положительный зазор между другими

вращающимися частями воздушного винта или

обтекателем втулки и неподвижными элемен-

тами конструкции самолета.

25.929. Противооблединительная

защита воздушного винта

(а) Самолеты, предназначенные для эксплу-

атации в условиях обледенения, должны иметь

средства, предотвращающие или устраняющие

образования льда на воздушных винтах или их

принадлежностях, которые угрожали бы безо-

пасной эксплуатации самолета в условиях, ука-

занных в Приложении С настоящих Норм.

Авиационные правила Часть 25

107

(b) Если для удаления льда на воздушных

винтах используется горючая жидкость, приме-

няются требования параграфов 25.1181 –

25.1185 и 25.1189.

25.933. Системы реверсирования

(а) Системы реверсирования тяги турбореак-

тивных двигателей.

(1) Каждая система, предназначенная для

работы только на земле, должна быть спроек-

тирована таким образом, чтобы:

(i) самолет был способен безопасно продол-

жить полет и совершить посадку во время и по-

сле любого реверсирования тяги в полете; или

(ii) реверсирование тяги в полете было

практически невероятным и не возникало в

результате единичного отказа или неисправ-

ности.

(2) Каждая система, предназначенная для

работы в полете, должна быть спроектирована

так, чтобы при нормальной работе системы или

вследствие ее любого отказа (или обоснованно

вероятной совокупности отказов) при всех

ожидаемых условиях эксплуатации самолета,

включая работу на земле, не возникали опас-

ные условия. Последствия отказов структурных

элементов не требуется рассматривать в случае

практической невероятности этих отказов.

(3) Каждая система должна иметь средства,

которые в случае неисправностей в ней преду-

преждали бы развитие двигателем тяги, боль-

шей, чем на режиме малого газа, кроме случая,

когда разрешается любая более высокая пря-

мая тяга, если показано, что сохраняется допу-

стимое путевое управление одними аэродина-

мическими средствами при наиболее критиче-

ских условиях реверсирования, ожидаемых в

эксплуатации.

(b) Системы реверсирования воздушных винтов.

(1) Каждая система, предназначенная для

работы только на земле, должна быть спроекти-

рована так, чтобы никакой единичный отказ

(или обоснованно вероятная совокупность от-

казов) или неисправность системы не приводи-

ли бы к нежелательному реверсу тяги при всех

условиях, ожидаемых в эксплуатации. Послед-

ствия отказов структурных элементов не требу-

ется рассматривать в случае практической не-

вероятности этих отказов.

(2) Соответствие настоящему пункту может

быть показано анализом отказов, или испыта-

ниями, или тем и другим вместе. Анализ может

включать в себя или подкрепляться анализом,

выполненным для показа соответствия требова-

ниям параграфа 35.21 Части 35 Авиационных

Правил для воздушных винтов и связанных с

ними компонентов силовой установки.

25.934. Испытания системы реверса

тяги турбореактивного двигателя

Реверсы тяги, устанавливаемые на турборе-

активные двигатели, должны удовлетворять

требованиям параграфа 33.97 Части 33 Авиа-

ционных Правил.

25.937. Системы ограничения сопротивления

турбовинтовых двигательных установок

Для самолетов с турбовинтовыми силовыми

установками системы ограничения сопротив-

ления воздушного винта должны быть скон-

струированы так, чтобы никакой единичный

отказ или неисправность любой системы в нор-

мальной эксплуатации или при эксплуатации в

особых ситуациях не приводили к увеличению

сопротивления воздушного винта сверх расчет-

ной величины в соответствии с 25.367. Послед-

ствия отказов структурных элементов системы

ограничения сопротивления не требуется рас-

сматривать в случае практической невероятно-

сти этих отказов.

25.939. Рабочие характеристики двигателя

(а) Рабочие характеристики двигателя дол-

жны быть исследованы в полете, чтобы опреде-

лить, что в процессе его нормальной эксплуата-

ции и эксплуатации в особых ситуациях в пре-

делах эксплуатационных ограничений самоле-

та и двигателя отсутствуют в опасной степени

неблагоприятные явления в двигателе (такие,

как срыв потока, помпаж и срыв горения, дето-

нация, недопустимые значения параметров).

(b) [Зарезервирован].

(с) Воздухозаборное устройство газотурбин-

ной двигательной установки не должно в про-

цессе нормальной работы вызывать опасные

вибрации двигателя или опасные вибрацион-

ные нагрузки в его деталях вследствие искаже-

ния воздушного потока.

25.941. Совместимость воздухозаборника,

двигателя и выхлопного устройства

Для самолетов, на которых используются

регулируемые воздухозаборники, или выхло-

пные системы, или то и другое вместе:

(а) Должна быть продемонстрирована пра-

вильная работа системы, состоящей из воздухо-

заборника, двигателя (в том числе устройств

форсирования тяги, если они имеются) и вы-

хлопного устройства при всех эксплуатационных

условиях, на которые запрашивается одобрение,

включая все частоты вращения двигателя, уста-

новки режимов и конфигурации воздухозабор-

ника и выхлопного устройства.

(b) Динамические воздействия работы ука-

занных в пункте (а) данного параграфа устройств

(с учетом возможных отказов) на аэродинамиче-

ское управление самолетом не должны приво-

дить к таким условиям, которые потребовали бы

от пилота особого мастерства, реакции или силы

для предотвращения превышения эксплуата-

ционных ограничений самолета.

(с) При демонстрации соответствия пункту

(b) данного параграфа потребные усилия пило-

та не должны превышать пределов, установлен-

Часть 25 Авиационные правила

108

ных в 25.143(с), при условиях, указанных в

25.143(d) и (е).

25.943. Отрицательная перегрузка

Никакие опасные нарушения в работе ос-

новного или вспомогательного двигателя,

одобренного для использования в полете, или

любого компонента или системы, связанных с

этими двигателями, не должны возникать при

полете самолета с отрицательными перегрузка-

ми в пределах области режимов полета, пред-

писанной в 25.333. Это должно быть показано

для наибольшей длительности ожидаемых пе-

регрузок.

25.945. Система форсирования тяги или мощности

(а) Общие требования. Каждая система

впрыска жидкости должна обеспечивать подачу

жидкости с расходом и давлением, установлен-

ными для нормальной работы двигателя во всех

ожидаемых условиях эксплуатации. Если жид-

кость способна замерзать, то ее замерзание не

должно приводить к повреждению конструк-

ции самолета или ухудшать его летные характе-

ристики.

(b) Баки с жидкостью. Каждый бак для жид-

кости системы форсирования должен удовле-

творять следующим требованиям:

(1) Каждый бак должен выдерживать без

повреждения вибрационные, инерционные,

гидравлические и конструкционные нагрузки,

которые могут иметь место в эксплуатации.

(2) Баки, установленные на самолете, дол-

жны выдерживать без повреждения и утечек

внутреннее давление, в 1,5 раза превышающее

максимальное рабочее давление.

(3) Дренаж, если он предусмотрен, должен

быть эффективным при всех нормальных усло-

виях полета.

Конструкция и размещение дренажных

устройств должны отвечать применимым тре-

бованиям, приведенным в 25.975(а).

(4) [Зарезервирован].

(a\*) Каждый бак должен иметь расшири-

тельное пространство в соответствии с требова-

ниями 25.969.

(b\*) Трубопроводы системы форсирования дол-

жны отвечать применимым требованиям 25.993.

(с) Сливные устройства системы форсирова-

ния должны быть спроектированы и установле-

ны в соответствии с требованиями, изложен-

ными в 25.1455, если:

(1) Жидкость, используемая в системе фор-

сирования, подвержена замерзанию.

(2) Жидкость может сливаться в полете или

во время наземных операций.

(d) Емкость баков для жидкости системы

форсирования каждого двигателя должна быть

достаточно большой, чтобы обеспечить полет

самолета во всех случаях, в которых разрешено

использование системы форсирования. Расчет

суммарного расхода жидкости должен основы-

ваться на максимальном одобренном мгновен-

ном расходе для заданной мощности двигателя

с учетом влияния температуры на характери-

стики двигателя, а также всех других факторов,

которые способны повлиять на потребное ко-

личество жидкости.

(е) Настоящий параграф не относится к си-

стемам впрыска топлива.

ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

25.951. Общие положения

(а) Каждая топливная система должна быть

сконструирована и выполнена таким образом,

чтобы обеспечивалась подача топлива с расхо-

дом и давлением, установленными для нор-

мальной работы основного и вспомогательного

двигателей во всех ожидаемых условиях эк-

сплуатации, в том числе при всех маневрах, на

которые запрашивается сертификат и в течение

которых разрешена работа основных и вспомо-

гательных двигателей.

(b) Каждая топливная система должна быть

выполнена так, чтобы воздух, попадающий в

систему, не мог привести:

(1) К потере мощности более чем на 20 с для

поршневых двигателей.

(2) К срыву горения в газотурбинном двигателе.

(с) Каждая топливная система самолета с га-

зотурбинными двигателями должна быть спо-

собна длительно работать во всем диапазоне

расходов и давлений топлива, содержащего мак-

симально возможное в ожидаемых условиях эк-

сплуатации количество растворенной и свобод-

ной воды и охлажденного до наиболее критиче-

ской с точки зрения обледенения температуры,

которые могут встретиться в эксплуатации.

(d) Каждая топливная система самолета с

газотурбинным двигателем должна отвечать

применимым требованиям Части 34 Авиа-

ционных правил по выбросу топлива из дре-

нажных систем.

25.952. Анализ и испытания топливной системы

(а) Нормальная работа топливной системы во

всех ожидаемых условиях эксплуатации должна

быть показана посредством анализа и таких ис-

пытаний, которые будут признаны Компетент-

ным органом необходимыми. Испытания, если

требуются, должны выполняться на топливной

системе самолета или на испытательном стенде,

который воспроизводит рабочие характеристи-

ки испытываемого участка топливной системы.

(b) Возможный отказ любого теплообмен-

ника, использующего топливо в качестве одной

из рабочих жидкостей, не должен создавать

опасных последствий.

25.953. Независимость подачи топлива в двигатели

Каждая топливная система должна удовле-

творять требованиям 25.903(b) посредством:

Авиационные правила Часть 25

109

(а) Подачи топлива к каждому двигателю по

системе, не зависимой от любого участка систе-

мы, обеспечивающего подачу топлива к друго-

му двигателю; или

(b) Любого другого приемлемого метода.

25.954. Защита топливных систем

от ударов молний

Топливная система должна быть сконструи-

рована и размещена так, чтобы предотвраща-

лось воспламенение паров топлива внутри си-

стемы в результате:

(а) Прямого удара молнии в те зоны самоле-

та, которые характеризуются большой вероят-

ностью попадания в них разряда молнии.

(b) Скользящих разрядов молний в зоны, где

вероятность скользящих разрядов велика.

(с) Коронного разряда и протекания тока

молний в зоне топливных дренажных выходов.

25.955. Подача топлива в двигатели

(а) Каждая топливная система должна обес-

печивать подачу топлива с расходом не менее

100% расхода, необходимого для двигателя при

каждом ожидаемом эксплуатационном режиме

и маневре. Должно быть показано следующее:

(1) Топливо должно подаваться в каждый дви-

гатель под давлением и с температурой в преде-

лах, указанных в сертификате типа двигателя.

(2) При испытаниях количество топлива в

рассматриваемом баке не должно превышать

величины, установленной в виде невырабаты-

ваемого остатка топлива для этого бака в соот-

ветствии с требованиями 25.959, плюс количе-

ство топлива, необходимое для демонстрации

соответствия требованиям данного параграфа.

(3) Каждый основной топливный насос дол-

жен обеспечивать каждый режим и простран-

ственное положение самолета, для которых де-

монстрируется соответствие данному парагра-

фу, а соответствующий аварийный насос дол-

жен быть в состоянии заменить основной на-

сос, используемый таким образом.

(4) При наличии расходомера топливо дол-

жно свободно проходить через расходомер, если

он заблокирован, либо через каналы перепуска.

(b) Если двигатель может питаться топливом

более чем из одного бака, топливная система

должна:

(1) Обеспечивать для каждого поршневого

двигателя восстановление полного давления

топлива, поступающего в этот двигатель, не бо-

лее чем через 20 с после переключения на лю-

бой другой топливный бак, содержащий ис-

пользуемое топливо, если становится очевид-

ным, что нарушение работы двигателя вызвано

недостаточным количеством топлива в баке, из

которого двигатель до этого питался; и

(2) Для каждого газотурбинного двигателя

дополнительно к соответствующему ручному

переключению должно быть предусмотрено

устройство, предотвращающее перебои подачи

топлива к этому двигателю без участия экипажа

в случае, если топливо, в любом баке, питающем

этот двигатель, выработано в процессе нормаль-

ной работы, а в любом другом баке, из которого

обычно подается топливо только к этому двига-

телю, содержится используемый запас топлива.

(а\*) Подача топлива должна быть продемон-

стрирована при наихудших условиях подачи то-

плива на самолете в отношении высоты полета,

пространственного положения самолета и дру-

гих условий, при:

(1) Неработающих баковых насосах подкачки.

(2) Подаче топлива в два двигателя из одно-

го бака с открытым краном кольцевания.

25.957. Межбаковая перекачка топлива

Если в полете имеется возможность пере-

качки топлива из одного бака в другой, то си-

стема дренажа баков и система перекачки то-

плива не должны допускать повреждения кон-

струкции баков в случае их переполнения.

25.959. Невырабатываемый остаток

топлива в баках

Для каждого топливного бака с относящи-

мися к нему компонентами топливной системы

невырабатываемый остаток топлива должен

устанавливаться не менее того количества, при

котором наблюдается первый признак наруше-

ния работы двигателя при наиболее неблаго-

приятных условиях подачи топлива на всех

предполагаемых эксплуатационных режимах и

полетных маневрах, при которых производится

забор топлива из данного бака. Не требуется

рассматривать отказы компонентов топливной

системы.

25.961. Работа топливной системы

при высокой температуре

(а) Топливная система самолета должна

функционировать удовлетворительно в жарких

климатических условиях. Для этого должно быть

продемонстрировано, что в топливной системе

на участке от бака до каждого двигателя имеется

такое давление при всех заданных условиях ра-

боты, которое предотвращает парообразование,

или это должно быть показано в наборе высоты

с уровня аэродрома, выбранного Заявителем, до

максимальной высоты, установленной эксплуа-

тационными ограничениями 25.1527.

Если выбраны испытания с набором высо-

ты, то не должно быть признаков появления

паровых пробок или других нарушений работы

системы при проведении испытаний с набором

высоты в следующих условиях:

(1) У самолетов с поршневыми двигателями

все двигатели должны работать на режиме мак-

симальной продолжительной мощности, за ис-

ключением того, что на высотах от высоты на

300 м ниже критической до критической включи-

тельно должна применяться взлетная мощность.

Часть 25 Авиационные правила

110

Время работы на взлетном режиме не дол-

жно быть меньше допустимой длительности

взлетного режима.

(2) У самолетов с газотурбинными двигате-

лями двигатели должны работать на взлетном

режиме в течение времени, выбранного для де-

монстрации траектории набора высоты при

взлете, и на режиме максимальной продолжи-

тельной мощности на остальном участке набо-

ра высоты.

(3) Масса самолета должна складываться из

массы самолета с полными топливными бака-

ми и минимальным числом членов экипажа и

массы балласта, необходимого для выдержива-

ния центра тяжести в допустимых пределах.

(4) Скорость набора высоты не должна пре-

вышать:

(i) для самолетов с поршневыми двигателя-

ми – максимальной воздушной скорости, уста-

новленной для набора высоты от взлета до мак-

симальной рабочей высоты при следующей

конфигурации самолета:

(A) шасси убрано;

(B) закрылки в наиболее благоприятном по-

ложении;

(C) створки капотов (или другие средства

регулирования охлаждения двигателей) в поло-

жении, обеспечивающем надлежащее охлажде-

ние в условиях жаркого дня;

(D) двигатели работают в пределах ограни-

чений максимальной продолжительной мощ-

ности;

(E) масса соответствует максимальной

взлетной массе; и

(ii) для самолетов с газотурбинными двига-

телями – максимальной воздушной скорости,

установленной для набора высоты от взлета до

максимальной рабочей высоты.

(5) Температура топлива перед взлетом дол-

жна быть не менее 45 °С. Кроме того, топливо

должно иметь давление насыщенного пара,

максимально возможное для тех его марок, на

которых может эксплуатироваться самолет.

(b) Испытания, указанные в пункте (а) дан-

ного параграфа, могут проводиться в полете

или на земле в условиях, близко имитирующих

условия полета. Если летные испытания про-

водятся в холодную погоду, которая может по-

мешать правильному проведению испытаний,

то поверхности топливных баков, трубопрово-

ды и другие элементы топливной системы,

подверженные воздействию холодного возду-

ха, должны быть изолированы, чтобы имити-

ровать (насколько это возможно) полет в жар-

кую погоду.

25.963. Топливные баки: общие положения

(а) Каждый топливный бак должен выдер-

живать без повреждений и потери нормирован-

ной герметичности вибрации, инерционные

силы, массу топлива и нагрузку от конструк-

ции, которым он может подвергаться на само-

лете при эксплуатации.

(b) Оболочки мягких топливных баков дол-

жны быть одобренного типа или должно быть

продемонстрировано, что они соответствуют

данному назначению.

(с) Топливные баки-отсеки (баки-кессоны)

должны иметь средства для внутреннего осмо-

тра и ремонта.

(d) Топливные баки, размещенные в фюзе-

ляже, не должны разрушаться и терять герме-

тичность при действии инерционных сил, ука-

занных в 25.561 для случая аварийной посадки.

Кроме того, эти баки должны быть защищены

таким образом, чтобы трение баков о землю

было невозможным.

(е) Крышки люков топливных баков дол-

жны отвечать следующим критериям во избе-

жание вытекания опасных количеств топлива:

(1) Должно быть показано анализом или ис-

пытаниями, что все крышки, расположенные в

зоне, в которой, судя по опыту эксплуатации или

анализу, возможен удар, минимально подверже-

ны пробиванию или деформации кусками шин,

обломками двигателей, обладающими малой

энергией, или другими подобными обломками.

(2) Все крышки люков должны быть огне-

стойкими.

(f) Для топливных баков с наддувом должны

быть обеспечены безопасные средства, препят-

ствующие образованию чрезмерного перепада

между давлением внутри бака и снаружи.

25.965. Испытания топливных баков

(а) При проведении испытаний топливных

баков должно быть продемонстрировано, что

установленные на самолете баки могут выдер-

живать без повреждения или течи наиболее

критические давления в условиях, указанных в

пунктах (а)(1) и (а)(2) данного параграфа. Кро-

ме этого, посредством анализа или испытаний

должна быть продемонстрирована способность

поверхностей баков, подвергающихся воздей-

ствию наиболее критических давлений из числа

возникающих в условиях, указанных в пунктах

(a)(3) и (a)(4) настоящего параграфа, выдержи-

вать следующие давления:

(1) Внутреннее давление 0,25 кг/см2.

(2) 125% максимального давления воздуха,

создаваемого в баке скоростным напором.

(3) Гидравлические давления, возникающие

при максимальных предельных перегрузках и

маневрах самолета с полными баками.

(4) Гидравлические давления, возникающие

при наиболее неблагоприятном сочетании кре-

на самолета и запаса топлива.

(b) Каждый металлический бак с большими

неподдерживаемыми или неусиленными пло-

скими поверхностями, повреждение или де-

формация которого может вызвать течь топли-

ва, должен выдерживать следующие испытания

Авиационные правила Часть 25

111

(или эквивалентные им) без появления течи

или чрезмерной деформации стенок бака:

(1) Каждый полностью собранный бак вместе

с узлами крепления должен быть подвергнут ви-

брационным испытаниям в компоновке, имити-

рующей действительную установку на самолете.

(2) За исключением случая, изложенного в

пункте (b)(4) данного параграфа, бак в сборе,

наполненный на 2/3 водой или любой другой

подходящей для испытаний жидкостью, дол-

жен быть подвергнут вибрационным испыта-

ниям в течение 25 ч с амплитудой колебаний не

менее 0,8 мм, если не указывается другая доста-

точно обоснованная амплитуда.

(3) Частота вибрационных колебаний при

испытаниях должна быть следующей:

(i) если в нормальном рабочем диапазоне ча-

стот вращения роторов двигателя отсутствует

критическая частота вибрации бака, то частота

вибрации при испытаниях должна быть равна

2000 колебаний в минуту (33,3 Гц);

(ii) если в нормальном рабочем диапазоне

частот вращения двигателя имеется только од-

на критическая частота колебаний бака, то ис-

пытания должны проводиться с этой частотой;

(iii) если в нормальном рабочем диапазоне

частот вращения роторов двигателя критиче-

ской окажется более чем одна частота, то испы-

тания должны проводиться с наиболее крити-

ческой частотой.

(4) При выполнении испытаний в соответ-

ствии с пунктами (b)(3)(ii) и (iii) данного па-

раграфа должна быть изменена продолжитель-

ность испытаний для получения такого же чи-

сла циклов колебаний, как и в течение 25 ч ис-

пытаний при частоте, указанной в пункте

(b)(3)(i) настоящего параграфа.

(5) При испытаниях бак в сборе должен быть

подвергнут вибрационным испытаниям в тече-

ние 25 ч с частотой 16-20 полных периодов в

минуту на угол 15° в обе стороны от горизон-

тального положения (в сумме 30°) относитель-

но наиболее критической оси.

Если критическим является движение отно-

сительно более чем одной оси, то бак должен

качаться относительно каждой критической

оси в течение 12,5 ч.

(с) Неметаллические баки должны выдер-

жать испытания, указанные в пункте (b)(5) дан-

ного параграфа, с топливом при температуре

45 °С, за исключением тех случаев, когда имеет-

ся достаточный опыт эксплуатации подобного

бака при его аналогичной установке. Во время

этих испытаний бак данного типа должен быть

установлен на опоры, имитирующие его уста-

новку в самолете.

(d) Для топливных баков с наддувом должно

быть показано путем расчета или испытаний,

что топливные баки могут выдерживать макси-

мальное давление, которое может иметь место

на земле или в полете.

25.967. Установка топливных баков

(а) Крепление каждого топливного бака не

должно допускать концентрации нагрузок от

массы топлива на неподкрепленные поверхно-

сти баков. Кроме того, должны учитываться

следующие положения:

(1) Для предотвращения трения между ба-

ком и поддерживающей его конструкцией дол-

жны устанавливаться прокладки.

(2) Прокладки должны изготавливаться из

неабсорбирующих материалов, либо из матери-

алов, обработанных соответствующим образом,

предохраняющим от поглощения жидкостей.

(3) При использовании мягких баков их обо-

лочки должны крепиться таким образом, чтобы

они не подвергались воздействию гидравличе-

ских нагрузок.

(4) Каждая внутренняя поверхность отсека

установки бака должна быть гладкой и свобод-

ной от выступов, наличие которых может при-

вести к повреждению оболочки, за исключени-

ем тех случаев, когда:

(i) приняты меры для защиты оболочки в та-

ких точках; или

(ii) сама конструкция оболочки обеспечива-

ет такую защиту.

(b) Полости, смежные с поверхностями ба-

ка, должны вентилироваться, чтобы не допус-

тить скопления паров в случае небольшой утеч-

ки. Если бак находится в герметизированном

отсеке, то вентиляция может осуществляться с

помощью дренажных отверстий необходимого

размера для предотвращения избыточного дав-

ления при изменении высоты полета.

(с) Размещение каждого бака должно удо-

влетворять требованиям 25.1185(а).

(d) Никакая часть обшивки гондолы двига-

теля, лежащая непосредственно за основным

выходом воздуха из отсека двигателя, не дол-

жна служить в качестве стенки бака-отсека.

(е) Каждый топливный бак должен быть

изолирован от кабин персонала и пассажиров

конструктивными средствами, не допускаю-

щими проникновения паров и топлива.

25.969. Расширительное пространство

топливного бака

Каждый топливный бак должен иметь расши-

рительное пространство объемом не менее 2% от

емкости бака. Должна быть исключена возмож-

ность непреднамеренного заполнения этого про-

странства при нормальном стояночном положе-

нии. Для систем заправки топлива под давлени-

ем соответствие этому параграфу можно проде-

монстрировать наличием устройств, применяе-

мых для установления соответствия с 25.979(b).

25.971. Отстойник топливного бака

(а) Каждый топливный бак должен иметь от-

стойник, рабочая емкость которого при стоя-

ночном положении должна быть не менее 0,1%

Часть 25 Авиационные правила

112

от емкости бака или 0,3 л, в зависимости от того,

какая из этих величин больше, если только уста-

новленные эксплуатационные ограничения не

гарантируют, что при эксплуатации скопление

конденсата не превысит емкость отстойника.

(b) Конструкция каждого топливного бака

должна обеспечивать отвод опасного количест-

ва конденсата из любой части бака в отстойник

при стояночном положении самолета.

(с) Каждый отстойник топливного бака дол-

жен иметь доступное сливное устройство, ко-

торое:

(1) Обеспечивает слив отстоя на земле.

(2) Не допускает попадания сливаемого топ-

лива на другие части самолета; и

(3) Имеет ручное или автоматическое уст-

ройство для надежной фиксации в закрытом

положении.

25.973. Заправочная горловина топливного бака

Конструкция каждой заправочной горлови-

ны топливного бака должна не допускать попа-

дания топлива в любые другие части самолета

помимо самих баков. Кроме того:

(а) [Зарезервирован].

(b) Каждая утопленная заправочная горлови-

на топливного бака, в которой может скопиться

значительное количество топлива, должна иметь

сливное устройство, не допускающее попадания

сливаемого топлива на другие части самолета.

(с) Крышка каждой заправочной горловины

должна обеспечивать плотное закрытие горло-

вины, не допускающее просачивания топлива.

(d) Каждая точка заправки должна иметь сред-

ства металлизации для электрического соедине-

ния с наземным заправочным оборудованием.

25.975. Дренаж топливных баков и карбюраторов

(а) Дренаж топливных баков. Каждый топ-

ливный бак должен сообщаться с атмосферой

через верхнюю часть расширительного про-

странства с тем, чтобы обеспечивался эффек-

тивный дренаж при любых нормальных режи-

мах полета. Кроме того:

(1) Расположение каждого дренажного от-

верстия должно исключать возможность его за-

грязнения или закупоривания льдом.

(2) Конструкция дренажа не должна допус-

кать сифонирования топлива в нормальных ус-

ловиях эксплуатации.

(3) Пропускная способность дренажной

системы и уровень давления в ней должны

быть достаточными для выдерживания прие-

млемых перепадов давления внутри и снаружи

бака при:

(i) нормальных режимах полета;

(ii) максимальной скорости набора высоты и

снижения; и

(iii) заправке и сливе топлива.

(4) Воздушные полости баков с сообщающи-

мися между собой топливными выходными ка-

налами также должны сообщаться между собой.

(5) В дренажной системе не должно быть

мест, где может скапливаться влага при поло-

жении самолета на земле или в горизонтальном

полете, в противном случае должна быть преду-

смотрена возможность ее слива.

(6) Дренажные и сливные устройства не

должны заканчиваться в точках:

(i) где выход топлива из дренажного отвер-

стия может создать опасность пожара; или

(ii) откуда пары топлива могут проникнуть в

кабины персонала и пассажиров.

(b) Дренаж карбюратора. Каждый карбюра-

тор со штуцером для отвода паров должен

иметь трубопровод для отвода паров обратно в

один из топливных баков. Кроме того:

(1) Каждая дренажная система должна быть

выполнена так, чтобы не происходило закупор-

ки дренажа льдом.

(2) Если имеется более одного топливного

бака и необходимо расходовать топливо из ба-

ков в определенной последовательности, то ка-

ждая линия возврата паров должна соединяться

с баком, топливо из которого расходуется при

взлете и посадке.

25.977. Заборник топлива из бака

(а) Заборник топлива из бака или вход в ба-

ковый насос должен иметь защитную сетку-

фильтр. Сетка-фильтр должна:

(1) Для самолетов с поршневыми двигателя-

ми иметь 3 – 6 ячеек на 1 см; и

(2) Предотвращать прохождение частиц, ко-

торые могут ограничить расход топлива или

повредить любой элемент топливной системы

самолета с газотурбинными двигателями.

(b) [Зарезервирован].

(с) Площадь проходного сечения каждого

фильтра на заборнике или на входе бакового

насоса должна не менее чем в 5 раз превышать

площадь проходного сечения трубопровода по-

дачи топлива из бака в двигатель.

(d) Диаметр каждого фильтра должен быть не

меньше диаметра заборника топливного бака.

(е) К каждому фильтру (фильтрующему эле-

менту) должен быть обеспечен доступ для про-

верки и очистки.

25.979. Система заправки топливом под давлением

К системам заправки баков топливом под

давлением относится следующее:

(а) Каждое соединение трубопроводов сис-

темы подачи топлива должно иметь средства,

предотвращающие утечки опасных количеств

топлива из системы в случае отказа впускного

клапана.

(b) Должны быть предусмотрены средства

автоматического закрытия, предотвращающие

заполнение каждого бака топливом в количе-

стве, большем, чем установлено для данного

бака. Эти средства должны:

(1) Допускать проверку правильности закры-

тия перед каждой заправкой бака топливом; и

Авиационные правила Часть 25

113

(2) У каждого места заправки обеспечивать

индикацию отказа средств закрытия с целью

прекращения подачи топлива при максималь-

ном количестве заправляемого топлива, уста-

новленного для данного бака.

(с) Должны быть предусмотрены средства

для предотвращения повреждения топливной

системы в случае отказа средств автоматиче-

ского закрытия, предписанных в пункте (b)

данного параграфа.

(d) Система заправки самолета топливом

под давлением (за исключением топливных ба-

ков и их дренажа) должна выдерживать нагруз-

ку, которая вдвое больше нагрузки, созда-

ваемой при максимальных давлениях, в том чи-

сле при пульсациях, которые могут иметь место

во время заправки. Должно быть определено

максимальное давление пульсаций для любой

комбинации случайного или преднамеренного

закрытия топливных кранов.

(е) Самолетная система слива топлива (за

исключением топливных баков и их дренажа)

должна выдерживать нагрузку, которая вдвое

больше нагрузки, создаваемой при максималь-

но допустимом давлении слива (положитель-

ном или отрицательном) в самолетном топлив-

ном соединительном штуцере.

25.981. Температура топливного бака

(а) Должна быть определена наибольшая

температура, которая на величину установлен-

ного запаса ниже минимальной ожидаемой

температуры самовоспламенения топлива в ба-

ках самолета.

(b) Температура в любой точке внутри каждого

топливного бака, где возможно воспламенение то-

плива, не должна превышать температуру, опреде-

ленную в соответствии с пунктом (а) данного пара-

графа. Это должно быть продемонстрировано при

всех возможных режимах работы, отказах и неис-

правностях любого элемента, способного привес-

ти к повышению температуры внутри бака.

АГРЕГАТЫ И ЭЛЕМЕНТЫ ТОПЛИВНОЙ

СИСТЕМЫ

25.991. Топливные насосы

(а) Основные насосы. Каждый топливный

насос, необходимый для правильной работы

двигателя или для удовлетворения требований

к топливной системе, изложенных в данном

разделе (за исключением требований пункта (b)

настоящего параграфа), считается основным

насосом. Для каждого основного насоса долж-

на быть предусмотрена возможность перепуска

избыточного количества топлива. Исключение

делается для насосов непосредственного впры-

ска топлива, одобряемых как часть двигателя. К

насосам непосредственного впрыска относятся

насосы, обеспечивающие впрыск топлива не-

посредственно в двигатель, а не в карбюратор.

(b) Аварийные насосы. В топливной системе

должны быть предусмотрены аварийные насо-

сы или дополнительный основной насос для

питания каждого двигателя топливом после вы-

хода из строя любого основного насоса (кроме

насоса непосредственного впрыска топлива,

который одобряется как часть двигателя).

25.993. Трубопроводы и арматура

топливной системы

(а) Каждый топливный трубопровод должен

быть установлен и закреплен так, чтобы он не

испытывал чрезмерной вибрации и выдержи-

вал нагрузки от давления топлива и воздейст-

вия полетных перегрузок в ожидаемых услови-

ях эксплуатации.

(b) Во всех трубопроводах топливной систе-

мы, соединенных с частями самолета, между ко-

торыми возможно относительное перемещение,

должны быть предусмотрены меры, обеспечива-

ющие необходимую гибкость (подвижность).

(с) В каждом гибком соединении трубопрово-

дов топливной системы, которые могут находить-

ся под давлением и подвергаться воздействию

осевых нагрузок, должны применяться гибкие

шланги или другие компенсирующие элементы.

(d) Гибкий шланг должен быть одобренного

типа или должно быть показано, что он приго-

ден для данного применения.

(е) Гибкие шланги, на которые неблагопри-

ятно воздействуют высокие температуры, не

должны устанавливаться в местах, где во время

работы двигателя или после его выключения

имеют место высокие температуры.

(f) Конструкция и установка всякого трубо-

провода топливной системы внутри фюзеляжа

должны допускать приемлемую деформацию и

удлинение без образования течи.

25.994. Компоненты топливной системы

Компоненты топливной системы в гондоле

двигателя или в фюзеляже должны быть защище-

ны от повреждения, результатом которого могло

бы стать вытекание такого количества топлива, ко-

торое способно создать угрозу пожара при посадке

с убранным шасси на взлетно-посадочную полосу с

твердым покрытием.

25.995. Топливные краны

В дополнение к требованиям 25.1189 к пере-

крывным устройствам каждый топливный кран

должен:

(а) [Зарезервирован].

(b) Быть закреплен таким образом, чтобы

нагрузки, возникающие при работе крана или в

полетах с перегрузками, не передавались на

подсоединенные к крану трубопроводы.

25.997. Топливные фильтры

Между заборником топлива из бака и вхо-

дом либо в приводимый двигателем нагнетаю-

щий насос, либо в топливорегулирующую ап-

Часть 25 Авиационные правила

114

паратуру, в зависимости от того, что ближе к

баку, должен устанавливаться сетчатый или

другой топливный фильтр. Такой топливный

фильтр должен:

(а) Быть доступным для слива отстоя или

очистки и иметь быстросъемную сетку или эле-

мент.

(b) Иметь отстойник со сливом, за исключе-

нием случая, когда слив не нужен, если сетча-

тый или другой фильтр легко снимается для

этой цели.

(с) Быть установлен таким образом, чтобы

его масса не нагружала присоединенные трубо-

проводы или входной и выходной штуцеры са-

мого фильтра, если не предусмотрены доста-

точные запасы прочности трубопроводов и

штуцеров при всех случаях нагружения.

(d) Иметь пропускную способность (с уче-

том эксплуатационных ограничений, установ-

ленных для двигателя), обеспечивающую нор-

мальную работу топливной системы двигателя

на топливе, загрязненном до степени (в отно-

шении размера частиц и их концентрации в то-

пливе), превосходящей установленную для

двигателя Частью 33 Авиационных Правил.

25.999. Сливные устройства топливной системы

(а) Слив из топливной системы должен осу-

ществляться через точки слива фильтров и от-

стойников топливных баков.

(b) Каждое сливное устройство, требуемое

пунктом (а) настоящего параграфа, должно:

(1) Исключать возможность попадания сли-

ваемого топлива на любые части самолета.

(2) Иметь ручные или автоматические уст-

ройства для надежной фиксации в закрытом

положении; и

(3) Иметь сливной кран (клапан):

(i) к которому обеспечен удобный подход и

который можно легко открыть и закрыть; и

(ii) который благодаря своему расположе-

нию или защите не допускает утечки топлива в

случае посадки с невыпущенным шасси.

25.1001. Система аварийного слива топлива

(а) Каждый самолет должен иметь систему

аварийного слива топлива, если не доказано,

что этот самолет удовлетворяет требованиям

25.119 и 25.121(d) к набору высоты при макси-

мальной взлетной массе минус фактическая

или расчетная масса топлива, необходимого

для 15-минутного полета, включающего взлет,

заход на посадку и посадку в аэропорту вылета;

при этом конфигурация самолета, скорость,

мощность и тяга должны быть такими, как при

выполнении соответствующих требований на-

стоящих Норм к характеристикам взлета, захо-

да на посадку и набора высоты в посадочной

конфигурации.

(b) Если требуется система аварийного сли-

ва топлива, то она должна за 15 мин обеспечи-

вать, начиная с массы, указанной в пункте (а)

данного параграфа, слив достаточного количе-

ства топлива, чтобы самолет мог удовлетворять

требованиям 25.119 и 25.121(d) к набору высо-

ты, имея в виду, что топливо сливается в усло-

виях, которые, за исключением массы, устано-

влены как наименее благоприятные при летных

испытаниях, предусмотренных пунктом (с)

данного параграфа.

(с) Аварийный слив топлива должен быть

продемонстрирован, начиная с максимальной

взлетной массы при убранных закрылках и

шасси и на следующих режимах:

(1) Планирование с убранным газом при

скорости 1,4 VS1.

(2) Набор высоты с наивыгоднейшей скоро-

стью набора высоты при неработающем крити-

ческом двигателе и при максимальной продол-

жительной мощности остальных двигателей; и

(3) Горизонтальный полет при скорости

1,4 VS1, если результаты испытаний в условиях,

указанных в пунктах (с)(1) и (2) данного парагра-

фа, показывают, что это условие может быть кри-

тическим.

(d) В процессе летных испытаний, предус-

мотренных пунктом (с) данного параграфа,

должно быть показано, что:

(1) Система аварийного слива топлива и ее

работа безопасны в пожарном отношении.

(2) Сливаемое топливо не попадает на ка-

кие-либо части самолета.

(3) Топливо или его пары не проникают в

какую-либо часть самолета; и

(4) Процесс слива не оказывает отрицатель-

ного влияния на управляемость самолета.

(е) На самолетах с поршневыми двигателями

должны быть предусмотрены средства, предотвра-

щающие аварийный слив топлива из баков, ис-

пользуемых для взлета и посадки, ниже уровня,

обеспечивающего 45-минутный полет при

75%-ной максимальной продолжительной мощно-

сти. Однако, если есть вспомогательное управле-

ние, независимое от основного управления ава-

рийным сливом, то конструкция системы может

предусматривать аварийный слив остального топ-

лива при помощи вспомогательного управления.

(f) На самолетах с газотурбинными двигате-

лями должны быть предусмотрены средства,

предотвращающие аварийный слив топлива из

баков, используемых для взлета и посадки ниже

уровня, обеспечивающего набор высоты от

уровня моря до 3000 м и вслед за этим крейсер-

ский полет в течение 45 мин при скорости наи-

большей дальности. Однако, если есть вспомо-

гательное управление, независимое от основ-

ного управления аварийным сливом, то кон-

струкция системы может предусматривать ава-

рийный слив оставшегося топлива при помощи

вспомогательного управления.

(g) Конструкция клапана (крана) аварийно-

го слива топлива должна позволить членам

Авиационные правила Часть 25

115

экипажа осуществлять его закрытие на любом

этапе аварийного слива.

(h) Если не продемонстрировано, что ис-

пользование закрылков, предкрылков и других

средств механизации для изменения воздушно-

го потока, обтекающего крыло (включая зак-

рылки, щели и предкрылки), не оказывает от-

рицательного влияния на аварийный слив то-

плива, то у органа управления сливом должен

быть установлен трафарет, запрещающий ава-

рийный слив топлива при выпущенных эле-

ментах механизации.

(i) Конструкция системы аварийного слива

топлива должна быть такой, чтобы в результате

любой обоснованно вероятной одиночной не-

исправности в системе не возникали опасные

условия из-за несимметричного слива или не-

возможности слива топлива.

МАСЛЯНАЯ СИСТЕМА

25.1011. Общие положения

(а) Каждый двигатель должен иметь незави-

симую масляную систему, обеспечивающую

питание его необходимым количеством масла с

температурой, не превышающей допустимую

для непрерывной эксплуатации самолета.

(b) Используемая емкость маслобака должна

быть не меньше произведения продолжитель-

ности полета самолета в критических условиях

эксплуатации на утвержденный максимальный

расход масла двигателем в тех же условиях плюс

дополнительное количество масла для обеспе-

чения циркуляции масла в системе. Для само-

летов с поршневыми двигателями вместо соот-

ветствующего определения дальности полета

для расчета необходимого запаса масла можно

использовать следующее соотношение запаса

топлива и запаса масла по объему:

(1) 30 :1 – если самолеты не имеют резерв-

ной или перекачивающей масляной системы.

(2) 40 :1 – для самолетов с резервной или пере-

качивающей масляной системой.

(c) Соотношения запаса топлива и запаса мас-

ла выше, чем указанные в пунктах (b)(1) и (2) дан-

ного параграфа, могут быть использованы только

в том случае, если они подтверждены данными по

фактическому расходу масла двигателем.

25.1013. Масляные баки

(а) Установка. Каждый масляный бак дол-

жен быть установлен в соответствии с требова-

ниями 25.967.

(b) Расширительное пространство масляного

бака. Расширительное пространство должно

удовлетворять следующим требованиям:

(1) Каждый масляный бак поршневого дви-

гателя должен иметь расширительное про-

странство не менее, чем большая из двух вели-

чин: 10% емкости бака или 1,9 л. Каждый мас-

ляный бак газотурбинного двигателя должен

иметь расширительное пространство не менее

10% емкости бака.

(2) Каждый резервный масляный бак, кото-

рый не имеет прямого сообщения с любым дви-

гателем, должен иметь расширительное про-

странство объемом не менее 2% емкости бака.

(3) Каждый масляный бак должен иметь

средства для предотвращения непреднамерен-

ного заполнения его расширительного про-

странства при заправке в нормальном стояноч-

ном положении самолета.

(с) Заправочная горловина. Каждая утоплен-

ная заправочная горловина, в которой может

скапливаться значительное количество масла,

должна иметь сливное устройство, не допуска-

ющее попадание сливаемого масла на любые

части самолета. Кроме того, крышка каждой за-

правочной горловины должна быть выполнена

из маслонепроницаемого материала.

(d) Суфлирование маслобака. Суфлирование

маслобака должно отвечать следующим требо-

ваниям:

(1) Каждый масляный бак должен суфлиро-

ваться из верхней точки расширительного про-

странства, с тем чтобы эффективное суфлиро-

вание обеспечивалось при любых нормальных

условиях полета.

(2) Суфлирующие устройства масляного ба-

ка должны быть выполнены таким образом,

чтобы полностью исключались места, где мог

бы накапливаться конденсат водяных паров,

способный замерзнуть и закупорить суфлирую-

щий трубопровод.

(е) Заборное устройство. В каждом маслобаке

должны быть предусмотрены средства, препятст-

вующие попаданию в сам бак или в его заборное

устройство предметов, которые могли бы поме-

шать прокачке масла через систему. Заборное

устройство не должно быть огорожено никакими

экранами или перегородками, снижающими

прокачку масла через двигатель ниже допустимо-

го значения в рабочем диапазоне температур.

На выходе из каждого масляного бака газо-

турбинного двигателя должен быть предусмот-

рен перекрывной кран (клапан), если внешняя

часть масляной системы (включая узлы крепле-

ния масляного бака) не выполнена огненепро-

ницаемой.

(f) Оболочки мягких масляных баков. Каждая

оболочка мягкого масляного бака должна быть

одобренного типа или должна быть продемон-

стрирована ее пригодность для данного приме-

нения.

25.1015. Испытания масляных баков

Каждый масляный бак должен быть сконст-

руирован и установлен так, чтобы:

(а) Он мог выдерживать без повреждения все

вибрационные, инерционные и гидравличе-

ские нагрузки, которым он может подвергаться

в ожидаемых условиях эксплуатации.

Часть 25 Авиационные правила

116

(b) Он удовлетворял требованиям 25.965(а)

за исключением следующих:

(1) Давление при испытании:

(i) для баков с наддувом, используемых с газо-

турбинными двигателями, должно быть не менее

0,35 кгс/см2 плюс максимальное рабочее давление

в баке вместо давления, указанного в 25.965(а); и

(ii) для всех других баков может быть не ме-

нее 0,35 кгс/см2 вместо давления, указанного в

25.965(а).

(2) В качестве жидкости при испытаниях

должно использоваться масло с температурой

120 °С вместо жидкости, указанной в 25.965(с).

25.1017. Трубопроводы и арматура

масляной системы

(а) Каждый масляный трубопровод должен

удовлетворять требованиям 25.993, а трубопро-

воды и арматура, расположенные в пожаро-

опасной зоне, – требованиям 25.1183.

(b) Трубопроводы суфлирования двигателя

должны быть выполнены так, чтобы:

(1) Конденсат водяных паров, который мо-

жет замерзнуть и перекрыть магистраль, не на-

капливался в какой-либо точке трубопровода.

(2) Выбросы системы суфлирования не соз-

давали опасности возникновения пожара в слу-

чае вспенивания масла и не вызывали попада-

ния выбрасываемого масла на остекление каби-

ны пилота; и

(3) Выброс из системы суфлирования не

производился в систему подвода воздуха к дви-

гателю.

25.1019. Масляные фильтры

(а) Каждая газотурбинная двигательная уста-

новка должна включать полнопоточный сетча-

тый фильтр или масляный фильтр другого типа,

отвечающий следующим требованиям:

(1) Каждый сетчатый фильтр или масляный

фильтр другого типа, который имеет перепускной

канал, должен быть выполнен и установлен так,

чтобы при полной закупорке сетки или фильтроэ-

лемента другого типа обеспечивалась нормальная

прокачка масла через остальную часть системы.

(2) Сетчатый фильтр или масляный фильтр

другого типа должен иметь пропускную способ-

ность (с учетом эксплуатационных ограничений,

установленных для двигателя), обеспечиваю-

щую нормальную работу масляной системы дви-

гателя при загрязнении масла до степени (в от-

ношении размера и концентрации частиц), пре-

восходящей установленную для двигателя в со-

ответствии с Частью 33 Авиационных правил.

(3) Сетчатый фильтр или масляный фильтр

другого типа, если он не установлен на забор-

ном устройстве масляного бака, должен вклю-

чать в себя индикатор, который будет индици-

ровать загрязнение фильтра, прежде чем оно

изменит пропускную способность фильтра до

величины, установленной в соответствии с пун-

ктом (а)(2) данного параграфа.

(4) Перепускной канал сетчатого фильтра

или фильтра другого типа должен быть выпол-

нен и установлен так, чтобы сброс собранных

загрязнений был сведен к минимуму путем со-

ответствующего размещения канала, гаранти-

рующего, что накопившиеся загрязнения не

попадут в поток масла, проходящий через этот

канал.

(5) Сетчатый фильтр или масляный фильтр

другого типа, который не имеет перепускного

канала, за исключением фильтра, установленно-

го на заборном устройстве масляного бака, дол-

жен иметь средства подключения его к системе

сигнализации, требуемой согласно 25.1305(с)(7).

(b) Каждый сетчатый фильтр или масляный

фильтр другого типа силовых установок с

поршневыми двигателями должен быть выпол-

нен и установлен так, чтобы при полной заку-

порке сетки или другого фильтрующего эле-

мента обеспечивалась нормальная прокачка

масла через остальную часть системы.

25.1021. Сливные устройства масляной системы

В масляной системе должны быть предусмо-

трены сливные устройства, обеспечивающие

безопасный слив масла из системы. Они дол-

жны быть доступными и иметь ручное или авто-

матическое устройство надежной фиксации в

закрытом положении.

25.1023. Масляные теплообменники

(а) Каждый масляный теплообменник дол-

жен без повреждения выдерживать все вибра-

ционные, инерционные и гидравлические на-

грузки, которым он будет подвергаться в ожи-

даемых условиях эксплуатации.

(b) Каждый воздушный канал масляного те-

плообменника должен быть расположен так,

чтобы в случае возникновения пожара прони-

кающее через имеющиеся отверстия в гондоле

двигателя пламя не попадало непосредственно

на теплообменник.

25.1025. Масляные краны (клапаны)

(а) Каждое устройство перекрытия подачи

масла должно отвечать требованиям 25.1189.

(b) Срабатывание устройств, прекращающих

подачу масла, не должно препятствовать флю-

гированию воздушного винта.

(с) Каждый масляный кран (клапан) должен

иметь надежные упоры или соответствующее

обеспечение для индикации включенного и вы-

ключенного положений. Кран (клапан) должен

быть закреплен таким образом, чтобы нагрузки,

возникающие при его работе или при полете с

перегрузкой, не передавались на трубопроводы,

соединенные с ним.

25.1027. Система флюгирования воздушного винта

(а) Если система флюгирования воздушного

винта приводится в действие маслом от масло-

системы двигателя, то на случай прекращения

Авиационные правила Часть 25

117

подачи масла в результате неисправности лю-

бой части маслосистемы (за исключением са-

мого маслобака) должны быть предусмотрены

средства удержания некоторого количества

масла в баке.

(b) Количество задержанного масла должно

быть достаточным для флюгирования и это

масло должно поступать только к насосу флю-

гирования.

(с) Должна быть показана способность систе-

мы выполнить флюгирование воздушного винта

при помощи задержанного количества масла.

Это может быть осуществлено на земле с исполь-

зованием вспомогательного источника масла

для смазки двигателя в процессе его работы.

(d) Должны быть предусмотрены средства пре-

дотвращения воздействия осадка или других по-

сторонних предметов на безопасность эксплуата-

ции системы флюгирования воздушного винта.

ОХЛАЖДЕНИЕ

25.1041. Общие положения

Средства охлаждения и (в необходимых слу-

чаях) подогрева основной и вспомогательной си-

ловой установок должны поддерживать темпера-

туру компонентов силовой установки, жидкостей

в двигателях, компонентов и жидкостей во вспо-

могательной силовой установке в пределах огра-

ничений по температуре, установленных для

этих компонентов и жидкостей для эксплуатации

на земле, воде и в полете, а также после нор-

мального выключения основного или вспомога-

тельного двигателя, или того и другого вместе.

25.1043. Испытания средств охлаждения

(а) Общие положения. Соответствие требова-

ниям 25.1041 должно быть показано путем ис-

пытаний в критических условиях эксплуатации

на земле, на воде и в полете. При этом должно

соблюдаться следующее:

(1) Если испытания проведены при темпе-

ратурах, отличающихся от максимальной и

минимальной температуры атмосферного воз-

духа, то зарегистрированные температуры си-

ловой установки должны быть скорректирова-

ны в соответствии с пунктами (с) и (d) данного

параграфа.

(2) Скорректированные температуры, опре-

деленные в соответствии с пунктом (а)(1) на-

стоящего параграфа, не должны превышать ус-

тановленных пределов.

(3) Для поршневых двигателей топливо,

применяемое при испытаниях по оценке их

охлаждения, должно быть самого низкого сор-

та, утвержденного для этих двигателей, а каче-

ство смеси должно быть таким, какое обычно

применяется на тех этапах полета, для кото-

рых производятся испытания. Испытания

должны проводиться в соответствии с требо-

ваниями 25.1045.

(b) Температура окружающей атмосферы. Ма-

ксимальная температура окружающей атмосфе-

ры на уровне моря должна быть принята в соот-

ветствии с ожидаемыми условиями эксплуата-

ции самолета, но не ниже 38 °С. Вертикальный

температурный градиент принимается равным

–6,5 °С на каждые 1000 м высоты над уровнем

моря до достижения температуры –56,5 °С. Вы-

ше этой высоты температура считается постоян-

ной и равной –56,5 °С. Однако для установок,

предназначенных для эксплуатации в зимних

условиях, Заявитель может принять максималь-

ную температуру окружающей атмосферы, со-

ответствующую условиям уровня моря, ниже

38 °С. Минимальная температура окружающей

атмосферы должна быть принята в соответствии

с ожидаемыми условиями эксплуатации.

(с) Коррекция температуры (за исключением

гильз цилиндров). Если не применяется более

рациональная коррекция, температуры охлаж-

дающих жидкостей двигателя и компонентов

силовой установки (за исключением гильз ци-

линдров), для которых регламентируются пре-

дельные температуры, должны быть скорректи-

рованы путем прибавления к измеренным тем-

пературам разности между максимальной (ми-

нимальной) температурой окружающей атмо-

сферы и температурой окружающего атмосфер-

ного воздуха в момент первого достижения ма-

ксимальной температуры компонента силовой

установки или жидкости, зарегистрированной

при испытаниях средств охлаждения.

(d) Коррекция температур гильз цилиндров. Ес-

ли не применяется более рациональная коррек-

ция, то температуры гильз цилиндров должны

быть скорректированы путем прибавления к ним

0,7 величины разности между максимальной (ми-

нимальной) температурой окружающей атмосфе-

ры и температурой окружающего атмосферного

воздуха в момент первого достижения макси-

мальной температуры гильзы цилиндра, зафик-

сированной при испытании средств охлаждения.

25.1045. Методика испытания

по оценке охлаждения

(а) Должно быть показано соответствие тре-

бованиям 25.1041 для этапов взлета, набора вы-

соты, полета по маршруту, снижения и посад-

ки, которые должны соответствовать примени-

мым требованиям к летным характеристикам.

Испытания должны производиться при той

конфигурации самолета и в таких эксплуатаци-

онных условиях, которые являются критиче-

скими для охлаждения на каждом этапе полета.

При испытаниях температура считается стаби-

лизированной, если она изменяется менее чем

на 1 °С в минуту.

(b) В условиях, от которых осуществляется пе-

реход к каждому исследуемому этапу полета, тем-

пературы должны быть стабилизированы, если

условия перехода не являются такими, при кото-

рых обычно температуры жидкостей в двигателе и

Часть 25 Авиационные правила

118

его компонентов уже были стабилизированы. В

этом случае до завершения перехода к исследуе-

мому этапу полета должен быть выполнен полет

во всем диапазоне условий перехода, чтобы к мо-

менту перехода температуры могли достичь есте-

ственных уровней. Испытанию средств охлажде-

ния на взлете должен предшествовать период, в

течение которого температуры жидкостей в дви-

гателе и температуры компонентов силовой уста-

новки стабилизируются при работе двигателей на

режиме земного малого газа.

(с) Испытания средств охлаждения на каж-

дом этапе полета должны продолжаться до:

(1) Стабилизации температуры компонентов

и жидкостей в двигателе.

(2) Окончания этапа полета; или

(3) Достижения эксплуатационного ограни-

чения.

(d) Для самолетов с поршневыми двигателями

при проверке охлаждения можно допустить, что

этап взлета заканчивается при достижении высо-

ты 460 м над поверхностью взлета или при дости-

жении точки на взлете, в которой завершается

переход от взлетной конфигурации к маршрут-

ной и достигается скорость, при которой удовле-

творяются требования 25.121(с), в зависимости

от того, какая точка имеет большую высоту. Са-

молет должен иметь следующую конфигурацию:

(1) Шасси убрано.

(2) Закрылки в наиболее благоприятном по-

ложении.

(3) Створки капотов (или другие средства

регулирования охлаждения двигателей) – в по-

ложении, обеспечивающем надлежащее охлаж-

дение в условиях жаркого дня.

(4) Критический двигатель не работает и его

воздушный винт остановлен.

(5) Остальные двигатели работают на макси-

мальной продолжительной мощности для дан-

ной высоты.

(е) На летающих лодках и самолетах-амфи-

биях должна быть продемонстрирована работа

средств охлаждения на режиме руления по вет-

ру в течение 10 мин на скорости, превышаю-

щей на 10 км/ч скорость выхода на редан.

СИСТЕМА ПОДВОДА ВОЗДУХА

25.1091. Подвод воздуха

(а) Система подвода воздуха к каждому ос-

новному и вспомогательному двигателю дол-

жна обеспечивать:

(1) Подвод необходимого количества возду-

ха для работы основного и вспомогательного

двигателей во всех ожидаемых условиях эк-

сплуатации, для которых запрашивается сер-

тификат.

(2) Подвод воздуха для надлежащего дозиро-

вания и распределения смеси при любом поло-

жении заслонок системы всасывания.

(b) Для каждого поршневого двигателя дол-

жен быть предусмотрен запасной источник

воздуха, предохраненный от проникновения

дождя, льда или любых посторонних предме-

тов.

(с) Воздухозаборники не должны откры-

ваться в подкапотное пространство, за исклю-

чением случаев, когда:

(1) Эта часть подкапотного пространства

изолирована от отсека агрегатов двигателя ог-

ненепроницаемой перегородкой.

(2) Для поршневых двигателей предусмотрены

устройства защиты от пламени обратной вспышки.

(d) На самолетах с газотурбинными основ-

ными двигателями и самолетах с вспомогатель-

ными двигателями:

(1) Должны быть предусмотрены средства, пре-

дотвращающие попадание в воздухозаборники ос-

новного или вспомогательного двигателя опасного

количества топлива при утечках или переливах из

сливных и дренажных устройств или из других час-

тей систем с воспламеняющимися жидкостями.

(2) Самолет должен быть спроектирован так,

чтобы предотвратить попадание воды или сля-

коти со взлетно-посадочной полосы, рулежных

дорожек или других эксплуатационных поверх-

ностей аэропорта в каналы воздухозаборников

основных или вспомогательных двигателей в

опасных количествах; каналы воздухозаборни-

ков следует размещать или защищать таким об-

разом, чтобы свести к минимуму засасывание

посторонних предметов при взлете, посадке и

рулении.

(е) Если система подвода воздуха к двигате-

лю содержит детали или компоненты, которые

могут быть повреждены посторонними пред-

метами, попадающими в воздухозаборник, то

должно быть доказано испытаниями или (если

это приемлемо) анализом, что конструкция

системы подвода воздуха может выдержать ус-

ловия испытаний на засасывание посторонних

предметов, предусмотренные параграфами

33.76, 33.77 и 33.78(а)(1) Части 33 Авиацион-

ных правил, без повреждения частей или ком-

понентов, которое могло бы создать опасность

для самолета.

25.1093. Защита системы подвода воздуха

от обледенения

(а) Поршневые двигатели. Каждая система под-

вода воздуха к поршневому двигателю должна

иметь средства предотвращения и ликвидации

обледенения. Если это не может быть выполнено

другими средствами, то должно быть продемон-

стрировано, что в воздухе, в котором отсутствует

видимая влага при температуре –1 °С:

(1) Каждый самолет с высотными двигате-

лями, оборудованными обычными диффу-

зорными карбюраторами, имеет подогрева-

тель, обеспечивающий повышение темпера-

туры на 67 °С при работе двигателя на режи-

Авиационные правила Часть 25

119

ме 60%-ной максимальной продолжительной

мощности.

(2) Каждый самолет с высотными двигателя-

ми, оборудованный карбюраторами, уменьша-

ющими возможность образования льда, имеет

подогреватель обеспечивающий повышение

температуры на 55 °С при работе двигателя на

режиме 60%-ной максимальной продолжитель-

ной мощности.

(b) Газотурбинные двигатели.

(1) Каждый газотурбинный двигатель должен

работать во всем диапазоне полетных режимов

двигателя (в том числе на режиме малого газа)

без накопления на компонентах двигателя, воз-

духозаборной системы или компонентах плане-

ра такого количества льда, которое может ока-

зать вредное воздействие на работу двигателя

или привести к значительному снижению тяги:

(i) в условиях обледенения, указанных в

Приложении С;

(ii) в условиях снегопада и метели, в преде-

лах ограничений, установленных для эксплуа-

тации самолета в таких условиях.

(2) Каждый газотурбинный двигатель дол-

жен работать без неблагоприятных последст-

вий в течение 30 мин на режиме малого газа на

земле с допустимым отбором воздуха для за-

щиты двигателя от обледенения при критиче-

ских условиях отбора при температурах в ат-

мосфере от –9 до –1 °С, водности не менее 0,3

г/м3 в форме капель со среднеарифметическим

диаметром не менее 20 мкм с последующей

кратковременной работой на режиме взлетной

тяги или мощности. В период 30-минутной ра-

боты на режиме малого газа разрешается пери-

одически переводить двигатель на режим

средней мощности или тяги, используя проце-

дуру, которая должна быть одобрена Компе-

тентным органом.

(с) Поршневые двигатели с наддувом. На ка-

ждом двигателе, имеющем нагнетатель для

сжатия воздуха перед подачей его в карбюра-

тор, повышение температуры воздуха в ре-

зультате наддува на любой высоте может быть

использовано для удовлетворения требований

пункта (а) данного параграфа, если использу-

емый приток тепла будет осуществляться ав-

томатически, при соответствующих высоте и

условиях эксплуатации за счет наддува.

25.1101. Конструкция подогревателя воздуха,

поступающего в карбюратор

Конструкция каждого подогревателя воздуха,

поступающего в карбюратор, должна обеспечивать:

(а) Обдув подогревателя при работе двигате-

ля в условиях низких температур окружающего

воздуха.

(b) Осмотр частей выхлопного патрубка,

окружающих подогреватель.

(с) Осмотр критических деталей самого по-

догревателя.

25.1103. Каналы системы подвода воздуха

и системы воздушных трубопроводов

(а) Каждый канал системы подвода воздуха

перед первой ступенью нагнетателя или ком-

прессора основного двигателя и компрессора

вспомогательного двигателя должен иметь

сливное устройство, исключающее опасное

скопление топлива и влаги при стояночном по-

ложении самолета. Слив нельзя выводить туда,

где это может создать опасность пожара.

(b) Каждый канал системы повода воздуха

должен:

(1) Быть достаточно прочным, чтобы исклю-

чить возможность разрушения системы при

помпаже двигателя, нагнетателя и обычных об-

ратных вспышках.

(2) Быть огнестойким, если он проходит в

любой пожароопасной зоне, для которой тре-

буется наличие системы пожаротушения, одна-

ко каналы подвода воздуха к вспомогательным

двигателям должны быть огненепроницаемы-

ми в пределах пожароопасной зоны вспомога-

тельной силовой установки.

(с) Каждый канал, соединенный с частями

конструкции, между которыми возможны от-

носительные перемещения, должен иметь гиб-

кие соединения.

(d) Разрушение трубопроводов отбора возду-

ха от газотурбинного основного и вспомога-

тельного двигателей в любой точке между ис-

точником отбора воздуха и самолетным агрега-

том, который обслуживается этим воздухом, не

должно создавать опасности.

(е) Каждый канал системы подвода воздуха

во вспомогательный двигатель должен быть ог-

ненепроницаемым на достаточном отрезке

длины перед отсеком вспомогательной силовой

установки, чтобы обратный поток горячего газа

не смог прожечь каналы вспомогательной си-

ловой установки и попасть в любой другой от-

сек или зону самолета, где может возникнуть

опасность в результате попадания горячих га-

зов. Материалы, используемые для изготовле-

ния остальной части канала системы подачи

воздуха и ресивера вспомогательной силовой

установки, должны выдерживать ожидаемый

максимальный нагрев.

(f) Каждый канал системы подвода воздуха

во вспомогательный двигатель должен быть из-

готовлен из материалов, которые не способны

поглощать или задерживать опасные количест-

ва воспламеняющихся жидкостей, которые мо-

гут загореться в случае помпажа или обратного

выброса потока.

25.1105. Защитные сетки систем подвода воздуха

Если в системе подвода воздуха применяют-

ся защитные сетки, то должны соблюдаться

следующие условия:

(а) Каждая сетка должна располагаться пе-

ред карбюраторами.

Часть 25 Авиационные правила

120

(b) Никакая сетка не должна размещаться в

той части системы, которая является един-

ственным каналом, по которому проходит воз-

дух к двигателю, если только обледенение сеток

не устраняется подводом горячего воздуха.

(с) Очистка сетки ото льда только с помо-

щью спирта является недостаточной; и

(d) Должно быть исключено попадание то-

плива на сетки.

25.1107. Промежуточные и выходные

теплообменники

Каждый промежуточный и выходной тепло-

обменник должен выдерживать вибрационные

и инерционные нагрузки, а также нагрузки от

давления воздуха, которые будут воздейство-

вать на него в эксплуатации.

ВЫХЛОПНАЯ СИСТЕМА

25.1121. Общие положения

Силовая и вспомогательная силовая уста-

новки должны удовлетворять следующим тре-

бованиям:

(а) Каждая выхлопная система должна обес-

печивать безопасный отвод выхлопных газов

без риска возникновения пожара или загрязне-

ния воздуха окисью углерода в любой кабине

персонала и пассажиров. При испытаниях для

подтверждения отсутствия окиси углерода мо-

жет быть использован любой из приемлемых

методов ее обнаружения.

(b) Каждая часть выхлопной системы, по-

верхность которой достаточно горяча, чтобы

зажечь воспламеняющиеся жидкости или па-

ры, должна быть установлена или экранирова-

на таким образом, чтобы утечки из любой сис-

темы, содержащей воспламеняющиеся жидко-

сти или пары, не могли привести к пожару

вследствие попадания жидкостей или паров на

любую часть выхлопной системы, включая эк-

раны для нее.

(с) Каждый компонент установок, на кото-

рый могут воздействовать горячие выхлопные

газы или который может подвергаться воздей-

ствию высоких температур вследствие близкого

расположения от элементов выхлопной систе-

мы, должен быть выполнен из огненепроница-

емого материала. Все компоненты выхлопной

системы должны быть отделены огненепрони-

цаемыми экранами от примыкающих элемен-

тов самолета, которые расположены с внешней

стороны отсеков основного и вспомогательно-

го двигателей.

(d) Выхлопные газы должны отводиться таким

образом, чтобы исключить опасность возникно-

вения пожара в точках слива или дренажа систем,

содержащих воспламеняющиеся жидкости.

(е) Выхлопные газы должны отводиться та-

ким образом, чтобы пламя выхлопа не мешало

существенно обзору пилота в ночное время.

(f) Каждый компонент выхлопной системы

должен вентилироваться, чтобы не допустить

местного перегрева.

(g) Должна быть предусмотрена вентиляция

каждого кожуха выхлопной системы или его

изоляция, чтобы при нормальной эксплуата-

ции исключить его нагрев до температур, дос-

таточных для возгорания любых воспламеняю-

щихся жидкостей или паров, появляющихся с

внешней стороны кожуха.

25.1123. Выхлопные трубы

Силовая и вспомогательная силовая уста-

новки должны удовлетворять следующим тре-

бованиям:

(а) Выхлопные трубы должны быть жаро- и

коррозийнностойкими и иметь средства для

предотвращения повреждений от тепловых

расширений.

(b) Выхлопные трубы должны быть закреп-

лены так, чтобы они выдерживали все вибраци-

онные и инерционные нагрузки, которым они

могут подвергаться в эксплуатации.

(с) Выхлопные трубы, соединяющиеся с

элементами, между которыми возможны отно-

сительные перемещения, должны иметь гибкие

соединения.

25.1125. Теплообменники на выхлопных газах

К самолетам с поршневыми двигателями от-

носятся следующие требования:

(а) Каждый теплообменник на выхлопных

газах должен быть сконструирован и установ-

лен так, чтобы он мог выдерживать все вибра-

ционные, инерционные и другие нагрузки, ко-

торым он будет подвергаться в эксплуатации.

Кроме того:

(1) Каждый теплообменник должен быть

пригодным к длительной эксплуатации при вы-

соких температурах и быть коррозионностой-

ким к воздействию выхлопных газов.

(2) Должны быть предусмотрены средства

для осмотра критических деталей каждого теп-

лообменника.

(3) Должны быть предусмотрены меры по

охлаждению каждого теплообменника в местах

возможного контакта с выхлопными газами.

(4) Никакой теплообменник на выхлопных

газах или шумоглушитель не должен иметь за-

стойных зон или мест задержки жидкости, ко-

торые увеличивают возможность возгорания

воспламеняющихся жидкостей или паров, ко-

торые могут появиться в результате отказа или

неправильной работы элементов, содержащих

такие жидкости.

(b) Если для подогрева воздуха, вентилирую-

щего кабины персонала и пассажиров, исполь-

зуется теплообменник на выхлопных газах, то:

(1) Должен быть предусмотрен вторичный

теплообменник между основным теплообмен-

ником на выхлопных газах и системой вентиля-

ции; или

Авиационные правила Часть 25

121

(2) Должны быть использованы другие сред-

ства, предотвращающие опасное загрязнение

воздуха в системе вентиляции.

25.1127. Турбонагнетатель с приводом

от выхлопных газов

(а) Каждый турбонагнетатель, приводимый

в действие выхлопными газами, должен быть

одобренного типа или должно быть продемон-

стрировано, что он пригоден для данного при-

менения. Он должен устанавливаться и закреп-

ляться таким образом, чтобы была обеспечена

его безопасная работа в периоды между нор-

мальными осмотрами и ремонтами. Кроме то-

го, между выхлопными трубопроводами и тур-

биной должны предусматриваться гибкие и

компенсирующие расширение соединения.

(b) Должно быть предусмотрено обеспечение

смазки турбины и охлаждения ее частей, подвер-

гающихся воздействию критических температур.

(с) В случае нарушения работы основной сис-

темы управления турбонагнетателем частота вра-

щения турбины не должна превышать макси-

мальной допустимой величины. За исключением

рабочих элементов дроссельной заслонки, эле-

менты, предусмотренные для удовлетворения

этому требованию, должны быть независимы от

основных органов управления турбонагнетателя.

ОРГАНЫ УПРАВЛЕНИЯ И АГРЕГАТЫ

СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

25.1141. Органы управления силовой

установкой. Общие положения

Конструкция, установка и размещение каж-

дого органа управления силовой установкой

должны соответствовать требованиям парагра-

фов 25.777 – 25.781, а их маркировка – требова-

ниям 25.1555. Кроме того, каждый орган упра-

вления силовой установкой должен удовлетво-

рять следующим требованиям:

(а) Каждый орган управления должен распо-

лагаться таким образом, чтобы он не мог быть

непреднамеренно перемещен людьми, входя-

щими, выходящими или совершающими обыч-

ные движения в кабине.

(b) Каждый орган управления с гибкой про-

водкой должен быть одобренного типа или дол-

жна быть продемонстрирована его пригодность

для данного применения.

(с) Каждый орган управления должен иметь

достаточную прочность и жесткость, чтобы вы-

держивать эксплуатационные нагрузки без раз-

рушения и чрезмерных деформаций.

(d) Каждый орган управления должен сохра-

нять любое заданное положение без привлече-

ния постоянного внимания со стороны членов

летного экипажа и без смещения под действием

нагрузок в системе управления или вибраций.

(е) Расположенная в установленной пожа-

роопасной зоне часть каждого органа управле-

ния силовой установкой, от которой требуется

работоспособность в процессе пожара, должна

быть по меньшей мере огнестойкой.

(f) Органы управления кранами (клапанами)

силовой установки, находящиеся в кабине эки-

пажа, должны иметь:

(1) Для кранов (клапанов) с ручным упра-

влением – надежные ограничители, а в случае

топливных кранов – подходящие средства ин-

дикации открытого и закрытого положений; и

(2) Для кранов (клапанов) с сервоприводом –

средства, показывающие членам экипажа, когда

кран (клапан):

(i) находится в полностью открытом или

полностью закрытом положении; или

(ii) перемещается между полностью откры-

тым и полностью закрытым положением.

25.1142. Органы управления

вспомогательным двигателем

В кабине экипажа должны быть предусмо-

трены средства для запуска, останова и аварий-

ного выключения каждого установленного на

самолете вспомогательного двигателя.

25.1143. Органы управления двигателями

(а) Каждый двигатель должен управляться

отдельным органом управления мощностью

или тягой.

(b) Органы управления мощностью и тягой

должны быть расположены так, чтобы обеспе-

чивалась возможность:

(1) Раздельного управления каждым двига-

телем; и

(2) Одновременного управления всеми дви-

гателями.

(с) Каждый орган управления мощностью и

тягой должен обеспечивать уверенное и без за-

паздывания управление двигателем.

(d) Для каждой системы впрыска жидкости

(не являющейся топливом) и ее органов управ-

ления, не предусмотренных и не одобренных

как часть двигателя, заявитель должен дока-

зать, что расход впрыскиваемой жидкости регу-

лируется надлежащим образом.

(е) Если орган управления мощностью или

тягой выполняет также функцию отключения

подачи топлива, то этот орган управления

должен иметь средства, предотвращающие его

непреднамеренное перемещение в положение

отключения подачи топлива. Эти средства

должны:

(1) Иметь надежный замок или стопор в по-

ложении малого газа; и

(2) Требовать отдельного и четко определен-

ного действия для перевода органа управления

в положение отключения.

25.1145. Выключатели зажигания

(а) Выключатели зажигания должны упра-

влять работой каждой цепи зажигания на каж-

дом двигателе.

Часть 25 Авиационные правила

122

(b) Должны быть предусмотрены средства

быстрого выключения всей системы зажигания

путем сведения всех переключателей в одну

группу или введения общего выключателя.

(с) Каждая группа выключателей зажигания

(за исключением выключателей зажигания для

газотурбинных двигателей, для которых не требу-

ется непрерывное зажигание) и каждый общий

выключатель должны иметь защитные устрой-

ства, исключающие их случайное срабатывание.

25.1147. Органы управления составом смеси

(а) При наличии органов управления соста-

вом смеси каждый двигатель должен иметь от-

дельный орган управления. Органы управления

должны быть сгруппированы и размещены так,

чтобы обеспечить:

(1) Раздельное управление каждым двигателем; и

(2) Одновременное управление всеми двига-

телями.

(b) Каждое промежуточное положение орга-

нов управления составом смеси, которое соот-

ветствует нормальному режиму работы, должно

четко определяться на ощупь и визуально.

(с) Органы управления составом смеси долж-

ны располагаться в местах, доступных для обоих

пилотов. Однако, если имеется отдельное рабо-

чее место бортинженера с пультом управления,

то органы управления составом смеси должны

быть доступны только для бортинженера.

25.1149. Органы управления частотой

вращения и шагом воздушного винта

(а) Каждый воздушный винт должен быть

снабжен отдельным органом управления часто-

той вращения и шагом воздушного винта.

(b) Органы управления должны группиро-

ваться и размещаться таким образом, чтобы

обеспечивать:

(1) Раздельное управление каждым воздуш-

ным винтом; и

(2) Одновременное управление всеми воз-

душными винтами.

(с) Органы управления должны обеспечи-

вать синхронизацию всех воздушных винтов.

(d) Органы управления частотой вращения и

шагом воздушных винтов должны располагать-

ся справа и по меньшей мере на 25 мм ниже ры-

чагов управления двигателями.

25.1153. Органы управления флюгированием

воздушных винтов

(а) Каждый воздушный винт должен иметь

отдельный орган управления для ввода воздуш-

ного винта во флюгерное положение. Орган

управления флюгированием воздушного винта

должен иметь средства, предотвращающие его

непроизвольное срабатывание.

(b) Если флюгирование осуществляется пере-

мещением рычага управления шагом или часто-

той вращения воздушного винта, то должны быть

предусмотрены средства, не допускающие не-

преднамеренное перемещение этого рычага в по-

ложение флюгирования при нормальной работе.

25.1155. Реверс тяги и установка шага

воздушного винта ниже полетного режима

Каждый орган управления реверсом тяги и

установкой шага воздушного винта ниже мини-

мального полетного режима должен иметь сред-

ства, препятствующие его непреднамеренному

срабатыванию. Эти средства должны включать

в себя надежный замок или стопор в положении

полетного малого газа, предотвращающий

включение реверса на режимах прямой тяги вы-

ше полетного малого газа, и должны требовать

от экипажа отдельного и особого действия для

перемещения органа управления из полетного

режима (из режима прямой тяги для самолетов с

турбореактивными двигателями).

25.1157. Органы управления температурой

воздуха карбюратора

Орган управления температурой воздуха,

поступающего в карбюратор, должен быть от-

дельным для каждого двигателя.

25.1159. Органы управления нагнетателями

Каждый орган управления нагнетателем

должен располагаться в месте, доступном для

пилотов, а при наличии отдельного рабочего

места бортинженера с пультом управления – в

месте, доступном для бортинженера.

25.1161. Органы управления системой

аварийного слива топлива

Каждый орган управления системой аварий-

ного слива топлива должен иметь защитное

устройство, препятствующее непреднамерен-

ному включению системы. Орган управления

системой аварийного слива не должен распола-

гаться вблизи любого органа включения огне-

тушителей или другого органа управления

средствами тушения пожара.

25.1163. Агрегаты силовой установки

(а) Каждый устанавливаемый на двигателе

агрегат должен:

(1) Быть одобрен для установки на данный

двигатель.

(2) Использовать для крепления устройства,

предусмотренные на этом двигателе.

(3) Быть герметизирован для предотвраще-

ния загрязнения маслосистем двигателя и са-

мого агрегата.

(b) Электрическое оборудование, в котором

может возникать электрический разряд или

искрение, должно быть установлено так, чтобы

свести к минимуму вероятность контакта с лю-

быми воспламеняющимися жидкостями или

парами, которые могут появиться в зоне уста-

новки этого оборудования.

(с) Если продолжающееся вращение нагнета-

теля наддува кабины или другого агрегата с при-

Авиационные правила Часть 25

123

водом от двигателя создает опасность в случае его

неисправности, то должны предусматриваться

средства прекращения вращения этого агрегата

без нарушения нормальной работы двигателя.

25.1165. Системы зажигания двигателя

(а) Каждая аккумуляторная система зажига-

ния должна быть дополнена генератором, кото-

рый автоматически включается в цепь в качест-

ве запасного источника электроэнергии, обес-

печивающего дальнейшую работу двигателя в

случае разрядки любого аккумулятора.

(b) Емкость аккумуляторных батарей и мощ-

ность генераторов должны быть достаточными

для одновременной работы системы зажигания

двигателя и удовлетворения наибольших по-

требностей любых компонентов электрической

системы самолета, которые питаются от того же

источника.

(с) Конструкция системы зажигания двига-

теля должна обеспечивать ее нормальную рабо-

ту в следующих условиях:

(1) При неработающем генераторе.

(2) При полной разрядке аккумулятора и ра-

боте генератора на нормальных эксплуатацион-

ных частотах вращения; и

(3) При полной разрядке аккумулятора и ра-

боте генератора на частоте вращения малого га-

за (при наличии только одной батареи).

(d) Провода замыкания магнето на массу

(для раздельных цепей зажигания), проложен-

ные в пожароопасной зоне двигателя, должны

монтироваться, размещаться или быть защище-

ны таким образом, чтобы свести к минимуму

возможность одновременного отказа двух или

большего количества проводов в результате ме-

ханического повреждения, электрических де-

фектов или других причин.

(е) Замыкающие на массу провода любого

двигателя не должны прокладываться через по-

жароопасную зону другого двигателя, если все

части этих проводов в пределах данной зоны не

являются огненепроницаемыми.

(f) Каждая система зажигания должна быть не-

зависимой от всех других электрических цепей,

которые не используются для обеспечения рабо-

ты, управления или анализа работы этой системы.

(g) Должны быть предусмотрены средства сиг-

нализации, предупреждающие соответствующих

членов экипажа в случае, когда неисправности

любой части электрической системы вызывают

непрерывный разряд аккумуляторной батареи,

питающей систему зажигания двигателя.

(h) Каждая система зажигания двигателя на

самолете с газотурбинными двигателями долж-

на рассматриваться как жизненно важный по-

требитель электроэнергии.

25.1167. Коробки приводов агрегатов

На самолетах, оборудованных коробкой

приводов агрегатов, которая не сертифициро-

вана как часть двигателя:

(а) Двигатель с коробкой приводов и присо-

единенными трансмиссией и валами должен

быть подвергнут соответствующим испытаниям

согласно параграфу 33.49 или 33.87 Части 33

Авиационных правил.

(b) Коробка приводов агрегатов должна удо-

влетворять соответствующим требованиям па-

раграфов 33.25 и 33.53 или 33.91 Части 33 Авиа-

ционных правил.

(с) Должны быть оценены возможные несо-

осности и нагрузки от крутящих моментов ко-

робки приводов, трансмиссии и системы валов,

которые ожидаются в нормальных условиях

эксплуатации.

ПОЖАРНАЯ ЗАЩИТА

СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

25.1181. Установленные пожароопасные зоны:

входящие полости

(а) Установленными пожароопасными зона-

ми являются:

(1) Отсек поршневого двигателя.

(2) Отсек агрегатов поршневого двигателя.

(3) Любой общий отсек силовой установки

(за исключением отсека с поршневым двигате-

лем), в котором отсутствует разделение между

отсеком газогенератора и отсеком агрегатов

двигателя.

(4) Любой отсек вспомогательного двигателя.

(5) Любая установка с подогревателем, рабо-

тающим на топливе, и его оборудованием, ука-

занным в 25.859.

(6) Отсеки компрессора и агрегатов газотур-

бинных двигателей; и

(7) Отсеки камер сгорания, турбин и вы-

хлопных труб газотурбинных двигательных ус-

тановок, если в этих отсеках имеются элементы

и трубопроводы с воспламеняющимися жидко-

стями или газами.

(b) Каждая установленная пожароопасная

зона должна отвечать требованиям параграфов

25.867 и 25.1185 – 25.1203 и не иметь элементов

конструкции (кроме элементов, сертифициро-

ванных как часть двигателя), из магниевых

сплавов или других материалов, горение кото-

рых не может быть прекращено бортовой систе-

мой пожаротушения.

25.1182. Зоны гондол за пожарными перегородками

и конструкции крепления гондол

двигателей, содержащие трубопроводы

с воспламеняющейся жидкостью

(а) Каждая зона гондолы непосредственно

за пожарной перегородкой и любая часть кон-

струкции крепления гондолы двигателя, со-

держащая трубопроводы с воспламеняющейся

жидкостью, должны удовлетворять всем тре-

бованиям 25.1103(b), 25.1165(d) и (е), 25.1183,

25.1185(с) ,25.1187, 25.1189 и 25.1195 – 25.1203,

которые относятся к установленным пожаро-

Часть 25 Авиационные правила

124

опасным зонам. Однако нет необходимости

установки систем обнаружения пожара или

пожаротушения в отсеках крепления гондол

двигателей.

(b) Для каждой зоны, указанной в пункте (а)

данного параграфа, в которой установлено уби-

рающееся шасси, соответствие требованиям

этого пункта достаточно продемонстрировать

только при убранном шасси.

25.1183. Компоненты, содержащие

воспламеняющиеся жидкости

(а) За исключением случаев, указанных в

пункте (b) данного параграфа, все трубопрово-

ды, арматура и другие компоненты, содержа-

щие воспламеняющуюся жидкость в любой зо-

не, подверженной воздействию пожара на дви-

гателе, а также все компоненты конструкции,

по которым передается воспламеняющаяся

жидкость или которые содержат такую жид-

кость, в установленной пожароопасной зоне

должны быть огнестойкими, за исключением

того, что в установленной пожароопасной зоне

баки с воспламеняющимися жидкостями и эле-

менты их крепления должны быть огненепро-

ницаемыми либо заключены в огненепроница-

емый кожух, если повреждение огнем любой

детали, которая не отвечает критерию огнене-

проницаемости, способно вызвать утечки или

просачивание воспламеняющейся жидкости.

Компоненты должны быть экранированы или

расположены так, чтобы гарантировать невоз-

можность воспламенения вытекающей воспла-

меняющейся жидкости. Нет необходимости

выполнять огненепроницаемым либо заклю-

чать в огненепроницаемый кожух интеграль-

ный маслосборник поршневого двигателя вме-

стимостью до 24 л.

(b) Положения пункта (а) настоящего пара-

графа не распространяются на:

(1) Магистрали, соединения и компоненты,

уже одобренные как составная часть сертифи-

цированного типа двигателя; и

(2) Дренажные и сливные магистрали и их

соединения, повреждение которых не приведет

к опасности возникновения пожара или не бу-

дет способствовать ее повышению.

25.1185. Воспламеняющиеся жидкости

(а) Кроме интегральных маслосборников, к

которым отнесены требования 25.1183(а), в ус-

тановленных пожароопасных зонах не должны

размещаться никакие баки или емкости, кото-

рые являются частью систем, содержащих вос-

пламеняющиеся жидкости или газы, если толь-

ко содержащиеся жидкости, конструкция систе-

мы, материал баков, перекрывные устройства,

все соединения трубопроводов и органы управ-

ления не обеспечивают такую же степень безо-

пасности, как и при расположении бака или ем-

кости за пределами пожароопасной зоны.

(b) Между каждым баком или емкостью и

каждой пожарной перегородкой или кожухом,

изолирующим установленную пожароопасную

зону, должен быть предусмотрен воздушный

зазор не менее 13 мм, если не используются эк-

вивалентные средства, препятствующие пере-

даче тепла из пожароопасной зоны к воспламе-

няющейся жидкости.

(с) Абсорбирующие материалы, располо-

женные вблизи содержащих воспламеняющие-

ся жидкости компонентов систем, которые мо-

гут давать утечки, должны быть изолированы

или обработаны таким образом, чтобы накоп-

ление опасного количества жидкости было ис-

ключено.

25.1187. Дренаж и вентиляция пожароопасных зон

(а) Должен быть предусмотрен эффектив-

ный дренаж каждой установленной пожаро-

опасной зоны, чтобы свести к минимуму опас-

ность возникновения пожара в случае отказа

или неправильной работы любых компонентов,

содержащих воспламеняющиеся жидкости.

Средства дренажа должны быть:

(1) Эффективными в условиях, которые бу-

дут чаще всего встречаться, когда дренаж необ-

ходим; и

(2) Расположены так, чтобы вытекающая из

дренажа жидкость не создавала дополнитель-

ной опасности возникновения пожара.

(b) Каждая установленная пожароопасная зо-

на должна вентилироваться, чтобы предо-

твратить накопление воспламеняющихся паров.

(с) Вентиляционные отверстия не должны

располагаться в местах, где это создавало бы воз-

можность проникновения воспламеняющихся

жидкостей, паров или пламени из других зон.

(d) Каждое вентиляционное устройство

должно быть расположено так, чтобы выходя-

щие пары не создавали дополнительной опас-

ности возникновения пожара.

(е) Если запас и расход огнегасящего веще-

ства не рассчитаны на максимальный расход

воздуха через пожароопасную зону, то должны

быть предусмотрены устройства, позволяющие

экипажу отключать источники принудитель-

ной вентиляции любой пожароопасной зоны.

25.1189. Перекрывные устройства

(а) Каждая двигательная установка и каждая

пожароопасная зона, определенная по

25.1181(а)(4) и (5), должна иметь устройства,

перекрывающие или каким-либо другим спо-

собом не допускающие попадания внутрь лю-

бой установленной пожароопасной зоны опас-

ных количеств топлива, масла, противообледе-

нительной жидкости и других воспламеняю-

щихся жидкостей, протекающих внутри или че-

рез нее. Перекрывные устройства не требуются:

(1) Если магистрали, соединения и компо-

ненты образуют единое целое с двигателем; и

Авиационные правила Часть 25

125

(2) Для маслосистем установок с газотур-

бинными двигателями, в которых все компо-

ненты системы в установленной пожароопас-

ной зоне, в том числе маслобаки, являются ог-

ненепроницаемыми или расположены таким

образом, что не будут подвержены воздействию

пожара на двигателе.

(b) Закрытие любого топливного перекрыв-

ного устройства на любом двигателе не должно

прекращать поступление топлива к другим дви-

гателям.

(с) Срабатывание любого перекрывного уст-

ройства не должно препятствовать в дальней-

шем аварийному использованию другого обо-

рудования, например, системы флюгирования

воздушного винта.

(d) Все перекрывные устройства для воспла-

меняющихся жидкостей и органы их управле-

ния должны быть огненепроницаемыми или

должны быть расположены и защищены так,

чтобы любой пожар в пожароопасной зоне не

повлиял на их работу.

(е) После срабатывания перекрывных уст-

ройств в любую установленную пожароопас-

ную зону не должно проникать опасное коли-

чество воспламеняющейся жидкости.

(f) Должны быть предусмотрены средства за-

щиты от непреднамеренного срабатывания

перекрывных устройств и обеспечена возмож-

ность для членов экипажа повторного открытия

перекрывных устройств в полете после их за-

крытия.

(g) Каждое перекрывное устройство между

баком и двигателем следует располагать так,

чтобы на его работу не могло повлиять разру-

шение конструкции крепления силовой уста-

новки или двигателя.

(h) Каждое перекрывное устройство должно

иметь средства для сброса накапливаемого избы-

точного давления, если только в системе не пре-

дусмотрены другие средства сброса давления.

25.1191. Пожарные перегородки

(а) Каждый основной и вспомогательный

двигатель, подогреватель на топливе, другое

оборудование с внутренним сгоранием, пред-

назначенное для использования в полете, а так-

же отсеки камеры сгорания, турбины и выхлоп-

ной трубы газотурбинных двигателей должны

быть изолированы от остальной конструкции

самолета пожарными перегородками, кожухами

или другими эквивалентными устройствами.

(b) Каждая пожарная перегородка и кожух

должны быть:

(1) Огненепроницаемыми.

(2) Сконструированы таким образом, чтобы

исключалось проникновение из отсека в

остальные части самолета опасного количества

воздуха, жидкости или пламени.

(3) Сконструированы так, чтобы все отвер-

стия были уплотнены прилегающими огнене-

проницаемыми окантовками, втулками или пе-

реходниками; и

(4) Защищены от коррозии.

25.1192. Перегородка отсека агрегатов двигателя

В установке с поршневым двигателем отсек

двигателя и все части выхлопной системы дол-

жны быть изолированы от отсека агрегатов дви-

гателя перегородкой, которая должна отвечать

требованиям 25.1191 к пожарным перегородкам.

25.1193. Капоты и обшивка мотогондолы

(а) Каждый капот должен быть сконструи-

рован и закреплен так, чтобы он мог выдержи-

вать все вибрационные, инерционные и аэро-

динамические нагрузки, которым он может

подвергаться в эксплуатации.

(b) Капоты должны соответствовать требо-

ваниям 25.1187 к дренажу и вентиляции.

(с) На самолетах, оборудованных перегородка-

ми, изолирующими отсек поршневого двигателя

или отсек газогенератора газотурбинного двигателя

от отсека агрегатов двигателя, каждая часть капота

отсека агрегатов двигателя, на которую может воз-

действовать пламя в случае возникновения пожара

в отсеке двигателя или газогенератора, должна:

(1) Быть огненепроницаемой; и

(2) Отвечать требованиям 25.1191.

(d) Каждая часть капота, подверженная воз-

действию высоких температур из-за ее близо-

сти к элементам выхлопной системы или воз-

действию выхлопных газов, должна быть огне-

непроницаемой.

(е) Каждый самолет должен:

(1) Быть сконструирован и изготовлен так,

чтобы в случае возникновения пожара в любой

пожароопасной зоне пламя не могло проник-

нуть через отверстия или в результате прогора-

ния внешней обшивки в любую другую зону или

полость, где пожар может создать дополнитель-

ную опасность.

(2) Соответствовать требованиям пункта

(е)(1) данного параграфа при убранном шасси

(если они применимы); и

(3) Иметь огненепроницаемую обшивку в

зонах, подверженных воздействию пламени в

случае возникновения пожара в отсеках порш-

невого двигателя, газогенератора газотурбин-

ного двигателя или агрегатов.

25.1195. Системы пожаротушения

(а) Каждая установленная пожароопасная зона

должна обслуживаться системой пожаротушения

за исключением отсеков камер сгорания, турбин и

выхлопных труб газотурбинных двигательных ус-

тановок, в которых проходят магистрали или нахо-

дятся компоненты, содержащие воспламеняющи-

еся жидкости или газы и для которых продемонст-

рирована возможность предотвращения неконт-

ролируемого развития пожара, возникшего в них.

(b) Система пожаротушения, количество,

скорость разрядки и распределение огнегася-

Часть 25 Авиационные правила

126

щего вещества в защищаемой зоне должны

быть достаточными для тушения пожара.

Должно быть показано испытаниями в усло-

виях реального или имитируемого полета, что

при критических условиях обдува воздушным

потоком в полете подача огнегасящего веще-

ства в каждую установленную пожароопасную

зону, определенную по пункту (а) данного па-

раграфа, будет обеспечивать такую концент-

рацию состава, которая сможет погасить пла-

мя в этой зоне и до минимума уменьшить ве-

роятность повторного воспламенения. Для

вспомогательных двигателей, обогревателей

на топливе и другого оборудования с внутрен-

ним сгоранием допускается применение ин-

дивидуальных систем с одной очередью пода-

чи огнегасящего вещества. Для каждой из дру-

гих установленных пожароопасных зон долж-

ны предусматриваться две очереди подачи,

каждая из которых создает достаточную кон-

центрацию огнегасящего вещества.

(с) Система пожаротушения гондолы долж-

на быть способна одновременно защищать ка-

ждую зону гондолы, для которой предусмотре-

на защита.

25.1197. Огнегасящие вещества

(а) Огнегасящие вещества должны:

(1) Обеспечивать тушение пламени, возни-

кающего при любом горении жидкостей или

других горючих материалов в зоне, защищен-

ной системой пожаротушения; и

(2) Обладать термической стабильностью в

диапазоне температур, ожидаемых в отсеке, в

котором они хранятся.

(b) В случае применения любого токсично-

го огнегасящего вещества должны быть пре-

дусмотрены меры, предотвращающие прони-

кновение жидкости или паров в опасных кон-

центрациях в кабины с людьми (в результате

утечки при нормальной эксплуатации самоле-

та или в результате разряда системы пожаро-

тушения на земле или в полете) даже при на-

личии неисправности в системе пожаротуше-

ния. Соответствие этому требованию должно

быть продемонстрировано путем испытаний,

за исключением стационарной системы пожа-

ротушения отсека фюзеляжа, работающей на

двуокиси углерода, при наличии которой:

(1) В любой отсек фюзеляжа подается при

установленных процедурах пожаротушения не

более 2,3 кг двуокиси углерода; или

(2) Для каждого члена летного экипажа, име-

ющего рабочее место в кабине пилотов, преду-

смотрено защитное дыхательное оборудование.

25.1199. Баллоны с огнегасящим веществом

(а) Каждый баллон с огнегасящим веществом

должен иметь предохранительное устройство,

стравливающее давление, с тем чтобы предотвра-

тить разрушение баллона от превышения допус-

тимого избыточного внутреннего давления.

(b) Выходное отверстие каждой линии стравли-

вания от предохранительного устройства должно

быть расположено так, чтобы выброс огнегасяще-

го вещества не мог повредить самолет. Кроме того,

линия должна быть расположена или защищена

так, чтобы предотвращалось ее закупоривание

льдом или другими посторонними предметами.

(с) Для каждого баллона должны иметься

средства индикации его разряда или снижения

давления в нем ниже установленного миниму-

ма, необходимого для нормальной работы.

(d) Температура каждого баллона должна

поддерживаться при ожидаемых условиях экс-

плуатации такой, чтобы давление в баллоне:

(1) Не падало ниже величины, необходимой

для обеспечения соответствующей скорости

разрядки огнетушителя; или

(2) Не превышало величины, вызывающей

преждевременную разрядку.

(с) Если для разрядки баллона используется

пиротехнический патрон, то все баллоны долж-

ны быть установлены так, чтобы температур-

ные условия не вызывали опасного ухудшения

качества пиротехнического патрона.

25.1201. Материалы системы пожаротушения

(а) Материалы, из которых изготовлена лю-

бая система пожаротушения, не должны всту-

пать в химическую реакцию с любым огнегася-

щим веществом, чтобы не создавать этим опас-

ность для самолета.

(b) Каждый компонент системы пожароту-

шения, расположенный в установленной пожа-

роопасной зоне, должен быть огненепроница-

емым.

25.1203. Система обнаружения пожара

(а) В каждой установленной пожароопасной зо-

не и в отсеках камеры сгорания, турбины, выхлоп-

ной трубы газотурбинных двигателей должны быть

установлены одобренные быстродействующие

датчики обнаружения пожара или перегрева. Коли-

чество и размещение датчиков обнаружения дол-

жно обеспечивать быстрое обнаружение пожара.

(b) Каждая система обнаружения пожара должна

быть сконструирована и смонтирована так, чтобы:

(1) Она выдерживала вибрационные, инер-

ционные и другие нагрузки, которые будут воз-

действовать на нее в эксплуатации.

(2) Имелись средства предупреждения экипа-

жа в случае отключения датчика или обрыва свя-

занной с ним проводки в одной точке в пределах

установленной пожароопасной зоны, если после

отключения (обрыва) система не в состоянии

удовлетворительно выполнять свои функции; и

(3) Имелись средства предупреждения эки-

пажа в случае короткого замыкания датчика

или связанной с ним проводки в пределах ус-

тановленной пожароопасной зоны, если пос-

ле короткого замыкания система не в состоя-

нии удовлетворительно выполнять свои

функции.

(с) На работу датчиков обнаружения пожара или

перегрева не должны влиять масло, вода, другие

жидкости или пары, которые могут присутствовать.

(d) Должны иметься средства, позволяющие

экипажу проверить в полете функционирова-

ние каждой электрической цепи датчика обна-

ружения пожара или перегрева.

(е) Проводка и другие элементы системы обна-

ружения пожара или перегрева в пожароопасной

зоне должны быть по меньшей мере огнестойкими.

(f) Элементы системы обнаружения пожара

или перегрева не должны проходить через дру-

гую пожароопасную зону, если:

(1) Их защита не исключает подачу ложных

сигналов в случае пожара в зонах, через кото-

рые они проходят; или

(2) Каждая такая зона не защищается одно-

временно одной и той же системой обнаруже-

ния пожара и пожаротушения.

(g) Каждая система обнаружения пожара

должна быть сконструирована так, чтобы в са-

молетной комплектации не превышалось вре-

мя срабатывания сигнализации, определенное

соответствующими техническими условиями

или стандартами на систему.

25.1207. Соответствие требованиям

Если это не определено иначе, соответствие

требованиям параграфов 25.1181 – 25.1203

должно быть показано полноразмерными огне-

выми испытаниями либо одним или несколь-

кими из следующих способов:

(а) Испытаниями силовых установок подоб-

ных конфигураций.

(b) Испытаниями компонентов.

(с) Опытом эксплуатации самолетов с сило-

выми установками подобных конфигураций.

(d) Анализом.

Авиационные правила Часть 25

127

Часть 25 Авиационные правила

128

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

25.1301. Назначение и установка

Каждое изделие установленного оборудова-

ния должно:

(a) Иметь тип и конструкцию, соответствую-

щие функциональному назначению.

(b) Иметь маркировку и надписи, указываю-

щие назначение или эксплуатационные огра-

ничения, или любую приемлемую комбинацию

этих факторов.

(c) Устанавливаться в соответствии с указан-

ными ограничениями для оборудования.

(d) Нормально работать после установки.

(а\*) Соответствовать требованиям, предъяв-

ляемым для подтверждения его пригодности к

установке на самолет.

25.1301А. Эксплуатация при низких температурах

Должна быть подтверждена возможность

эксплуатации самолета как системы в целом

после выхолаживания в условиях длительной

стоянки при температуре наружного воздуха не

выше –35 °С .

Заявителем может быть предложена, а Ком-

петентным органом принята другая минималь-

ная температура наружного воздуха.

25.1303. Пилотажно-навигационные приборы

(а) Следующие пилотажно-навигационные

приборы должны быть установлены таким об-

разом, чтобы их мог видеть со своего места ка-

ждый из пилотов:

(1) Указатель температуры наружного возду-

ха или указатель температуры воздуха, обеспе-

чивающий индикацию, которую можно пере-

вести в температуру наружного воздуха.

(2) Часы с секундной стрелкой или с цифро-

вой индикацией, показывающие время в часах,

минутах и секундах.

(3) Указатель курса (нестабилизированный

магнитный компас).

(b) Следующие пилотажно-навигационные

приборы должны быть установлены на прибор-

ных досках каждого пилота:

(1) Указатель воздушной скорости. Если ог-

раничения воздушной скорости изменяются с

высотой, то указатель должен иметь индика-

цию максимально допустимой воздушной ско-

рости, показывающую изменение VMO в зависи-

мости от высоты.

(2) Высотомер (чувствительный).

(3) Вариометр (указатель вертикальной ско-

рости).

(4) Указатель поворота гироскопического

типа, скомбинированный со встроенным ука-

зателем скольжения (указатель поворота и кре-

на). Исключение составляют большие самоле-

ты с третьей системой приборов индикации

пространственного положения, используемой

при пространственных положениях в полете в

диапазоне 360° по тангажу и крену и установ-

ленной в соответствии с существующими нор-

мами. На этих самолетах требуется только ука-

затель скольжения.

(5) Указатель крена и тангажа (гиростабили-

зированные).

(6) Указатель курса (гиростабилизирован-

ный, магнитный или немагнитный).

(c) Следующие пилотажно-навигационные

приборы должны быть установлены, как указа-

но ниже:

(1) Cигнализатор воздушной скорости тре-

буется для самолетов с газотурбинными двига-

телями и самолетов, у которых VMO/МMO боль-

ше 0,8 VD/MD. Сигнализатор скорости должен

обеспечивать пилотов эффективной звуковой

сигнализацией (значительно отличающейся от

звуковой сигнализации, применяемой для дру-

гих целей) всякий раз, когда скорость полета на

11 км/ч превысит VMO или будет больше МMO +

0,01. Верхний предел технологического допуска

для сигнализатора не должен превышать ука-

занную сигнализируемую скорость.

(2) Указатель числа М требуется на прибор-

ных досках каждого пилота для самолетов, име-

ющих ограничения по сжимаемости, и в том

случае, если эти ограничения не индицируются

пилоту другим способом системой индикации

воздушной скорости, требуемой пунктом (b)(1)

данного параграфа.

25.1305. Приборы контроля силовой установки

Должны быть установлены следующие при-

боры контроля силовой установки:

(a) Для всех самолетов:

(1) Средства сигнализации минимального

давления топлива для каждого двигателя или

центральное сигнальное устройство для всех

двигателей при обеспечении изоляции средств

раздельной сигнализации от центрального сиг-

нального устройства.

(2) Индикатор количества топлива для каж-

дого бака.

(3) Индикатор количества масла для каждо-

го маслобака.

(4) Индикатор давления масла для каждой

независимой масляной системы каждого двига-

теля с подачей масла под давлением.

(5) Средства сигнализации минимального

давления масла для каждого двигателя или цен-

тральное сигнальное устройство для всех двига-

телей при обеспечении изоляции средств раз-

дельной сигнализации от центрального сиг-

нального устройства.

(6) Индикатор температуры масла для каж-

дого двигателя.

(7) Аварийная сигнализация о пожаре.

РАЗДЕЛ F – ОБОРУДОВАНИЕ

Авиационные правила Часть 25

129

(8) Индикатор количества жидкости для

форсирования двигателя (соответствующий

методу применения этой жидкости в эксплуа-

тации) для каждого бака.

(b) Для самолетов с поршневыми двигателями.

В дополнение к приборам контроля силовой

установки, требуемым в пункте (a) данного

параграфа, должны быть установлены следую-

щие приборы контроля силовой установки:

(1) Индикатор температуры воздуха в кар-

бюраторе каждого двигателя (при установлен-

ных эксплуатационных ограничениях для этой

температуры).

(2) Индикатор температуры головок цилин-

дров для каждого двигателя с воздушным ох-

лаждением.

(3) Индикатор давления наддува для каждо-

го двигателя.

(4) Индикатор давления топлива для каждо-

го двигателя (для демонстрации давления, под

которым топливо подается к двигателю).

(5) Индикатор мгновенного расхода топлива

или качества топливной смеси для каждого

двигателя, не оборудованного автоматическим

высотным корректором состава смеси.

(6) Индикатор частоты вращения ротора для

каждого двигателя.

(7) Устройство, указывающее экипажу (в по-

лете) изменение выходной мощности каждого

двигателя:

(i) оборудованного системой автоматиче-

ского флюгирования воздушного винта, упра-

вляемой от системы измерения выходной мощ-

ности;

(ii) имеющего суммарный рабочий объем

цилиндров, равный 33 дм3 или более.

(8) Cредства для каждого реверсивного воз-

душного винта, показывающие пилоту, что воз-

душный винт находится в режиме реверса.

(c) Для самолетов с газотурбинными двигате-

лями. В дополнение к приборам контроля сило-

вой установки, требуемым в пункте (a) данного

параграфа, должны быть установлены следую-

щие приборы контроля силовой установки:

(1) Индикатор температуры газа для каждого

двигателя.

(2) Индикатор мгновенного расхода топлива

для каждого двигателя.

(3) Индикатор частот вращения роторов,

имеющих установленные предельные частоты

вращения, для каждого двигателя.

(4) Cредства индикации летному экипажу

информации о работе стартера каждого двига-

теля, который может быть включен длительно,

но конструкция которого не рассчитана ни на

непрерывную работу, ни на предотвращение

опасности в случае его неисправности.

(5) Индикатор работы системы защиты си-

ловой установки от обледенения для каждого

двигателя.

(6) Индикатор состояния топливного сетча-

того фильтра или фильтра другого типа, требу-

емого 25.997, указывающий на наличие загряз-

ненности фильтра до того как его пропускная

способность достигнет уровня, установленного

в соответствии с 25.997(d).

(7) Средства сигнализации состояния масля-

ного сетчатого фильтра или фильтра другого ти-

па, требуемого 25.1019, если он не имеет перепу-

скного клапана, для предупреждения пилота о

наличии загрязненности фильтра, до того как

его пропускная способность достигнет уровня,

установленного в соответствии с 25.1019(a)(2).

(8) Индикатор, показывающий нормальное

функционирование любого обогревателя, при-

меняемого для предотвращения забивания льдом

компонентов топливной системы.

(d) Для самолетов с турбореактивными двига-

телями. В дополнение к приборам контроля си-

ловой установки, требуемым в пунктах (a) и (c)

данного параграфа, должны быть установлены

следующие приборы контроля силовой уста-

новки:

(1) Индикатор, показывающий пилоту тягу

или непосредственно связанный с ней пара-

метр. Индикация должна основываться на пря-

мом измерении тяги или параметров, непо-

средственно связанных с ней. Индикатор дол-

жен показывать изменение тяги, вызываемое

неисправностью, повреждением или износом

двигателя.

(2) Средства индикации положения, кото-

рые должны показывать экипажу, что устройст-

во реверсирования тяги находится в положении

реверсирования тяги, для каждого двигателя,

оборудованного таким устройством.

(3) Индикатор уровня вибраций каждого

двигателя.

(e) Для самолетов с турбовинтовыми двига-

телями. В дополнение к приборам контроля си-

ловой установки, требуемым в пунктах (а) и (с)

данного параграфа, должны быть установлены

следующие приборы контроля силовой уста-

новки:

(1) Индикатор крутящего момента каждого

двигателя.

(2) Средства индикации положения лопа-

стей каждого воздушного винта, которые дол-

жны показывать летному экипажу, что угол

установки лопастей воздушного винта стал ме-

ньше угла на полетном малом шаге.

(f) На самолетах, оборудованных системами

впрыска жидкости (не топлива). Для форсирова-

ния тяги или мощности должны быть предус-

мотрены одобренные средства индикации чле-

нам летного экипажа информации об исправ-

ной работе такой системы.

25.1307. Разное оборудование

Должно быть установлено следующее обору-

дование различного назначения:

Часть 25 Авиационные правила

130

(a) [Зарезервирован].

(b) Два или более независимых источника

электрической энергии.

(c) Устройства электрозащиты, которые тре-

буются согласно настоящим Нормам.

(d) Как минимум две системы двусторонней

радиосвязи, органы управления каждой из ко-

торых должны быть доступны с рабочих мест

обоих пилотов и конструкция и установка ко-

торых таковы, что отказ одной из систем не

препятствует нормальному функционирова-

нию другой системы. Использование общей

антенной системы допустимо, если будет пока-

зана ее достаточная надежность.

(е) Как минимум две радионавигационные

системы, органы управления каждой из кото-

рых должны быть доступны с рабочих мест обо-

их пилотов и конструкция и установка которых

таковы, что отказ одной из систем не препят-

ствует нормальному функционированию дру-

гой системы. Использование общей антенной

системы допустимо, если будет показана ее до-

статочная надежность.

25.1309. Оборудование, системы и установки

(а) Оборудование, системы и установки, наз-

начение которых соответствует требованиям

настоящих Норм, должны быть сконструирова-

ны таким образом, чтобы обеспечить надежное

выполнение ими намеченных функций во всех

ожидаемых условиях эксплуатации.

(b) Системы самолета и связанные с ними

элементы, рассматриваемые отдельно и в соче-

тании с другими системами, должны быть спро-

ектированы таким образом, чтобы:

(1) Возникновение любых отказных состоя-

ний, которые могли бы воспрепятствовать безо-

пасному продолжению полета или посадке са-

молета, было бы практически невероятным; и

(2) Возникновение любых других отказных

состояний, которые могли бы уменьшить спо-

собность самолета или возможность экипажа

справляться с неблагоприятными условиями

эксплуатации, было бы редким (невероятным).

(с) Должна быть предусмотрена предупреж-

дающая сигнализация, которая информировала

бы экипаж об опасных условиях работы систем

и позволяла ему предпринимать соответствую-

щие меры для исправления положения. Систе-

мы, органы управления и соответствующие

устройства контроля и сигнализации должны

иметь такую конструкцию, чтобы свести к ми-

нимуму ошибки экипажа, способные привести

к дополнительным опасностям.

(d) Соответствие требованиям пункта (b)

данного параграфа должно быть показано ана-

лизом, а там, где это необходимо, – соответ-

ствующими наземными и летными испытания-

ми или испытаниями на моделирующей уста-

новке. При анализе должны быть рассмотрены:

(1) Возможные виды отказа, в том числе не-

правильные срабатывания и повреждения от

внешних источников.

(2) Вероятность множественных отказов и

скрытых отказов.

(3) Результирующее воздействие на самолет

и лиц, находящихся на его борту, с учетом режи-

ма полета и эксплуатационных условий; и

(4) Предупреждения экипажу, необходимые

действия по исправлению положения и возмож-

ность обнаружения отказов.

(е) Каждая установка, функционирования

которой требует настоящий раздел и которая

потребляет энергию, является «важным» при-

емником в системе энергоснабжения. Источни-

ки энергии и система должны быть в состоянии

обеспечить питанием следующие приемники в

различных вероятных комбинациях в течение

вероятного времени их работы:

(1) Приемники, подключенные к нормально

функционирующей системе энергоснабжения.

(2) «Важные» приемники после отказа любо-

го первичного двигателя, преобразователя энер-

гии или аккумулирующего энергию устройства.

(3) «Важные» приемники после отказа:

(i) одного любого двигателя на самолетах с

двумя двигателями; и

(ii) двух любых двигателей на самолетах с

тремя или большим числом двигателей.

(4) «Важные» приемники, для которых дан-

ный раздел требует запасного источника энер-

гии после любого отказа или неисправности в

любой одной системе энергоснабжения, систе-

ме распределения или другом приемнике.

(f) При установлении соответствия требова-

ниям пунктов (е)(2) и (3) данного параграфа до-

пускается контролируемое отключение прием-

ников, при котором обеспечивается безопас-

ность на разрешенных режимах полета. Если

функционирование приемника не требуется для

обеспечения управляемого полета, он может не

рассматриваться для случая двух неработающих

двигателей на самолетах с тремя или большим

числом двигателей.

(g) При установлении соответствия требова-

ниям пунктов (а) и (b) данного параграфа, ка-

сающимся конструкции и монтажа электроси-

стемы и оборудования, должны рассматривать-

ся критические условия окружающей среды.

Для оборудования систем генерирования, ра-

спределения и приемников электроэнергии,

требуемых или применяемых в соответствии с

настоящим разделом (за исключением оборудо-

вания, на которое распространяются стандарт-

ные технические условия (TSO) или другие тре-

бования в соответствии с 25.1301(а\*), предусма-

тривающие испытания на воздействие окружа-

ющей среды), способность непрерывно рабо-

тать в ожидаемых окружающих условиях может

быть продемонстрирована посредством испы-

таний на воздействие окружающих условий,

Авиационные правила Часть 25

131

анализом конструкции или ссылкой на сравни-

мый имеющийся опыт эксплуатации оборудо-

вания на другом самолете.

(а\*) По своему назначению приемники элек-

трической энергии подразделяются на три кате-

гории:

(1) Приемники первой категории, работа ко-

торых необходима для обеспечения безопасного

завершения полета и посадки. При отказе ос-

новных источников электроэнергии электропи-

тание этих приемников должно обеспечиваться

от аварийных источников.

(2) Приемники второй категории, работа ко-

торых необходима для безопасного продолже-

ния запланированного полета и посадки соглас-

но заданию на полет.

(3) Приемники третьей категории, прекра-

щение электропитания которых не влияет на

обеспечение выполнения безопасного полета от

взлета до посадки.

Приемники электроэнергии первой и второй

категорий являются «важными» приемниками.

25.1316. Защита систем от воздействия молнии

(а) Каждая электрическая и/или электрон-

ная система, нарушение нормального функци-

онирования которой может воспрепятствовать

безопасному продолжению полета и соверше-

нию посадки самолета, должна быть скон-

струирована и установлена таким образом, что-

бы при воздействии и после воздействия мол-

нии на самолет она функционировала нормаль-

но.

(b) Каждая электрическая и/или электрон-

ная система, нарушение нормального функци-

онирования которой может снизить возможно-

сти самолета или способность летного экипажа

справляться с неблагоприятными условиями

эксплуатации, должна быть сконструирована и

установлена таким образом, чтобы обеспечива-

лось ее нормальное функционирование после

воздействия молнии на самолет.

(с) Соответствие критериям защиты от воз-

действия молнии, оговоренным в пунктах (а) и

(b) данного параграфа, должно быть продемон-

стрировано для случаев попадания в самолет

нормированного разряда молнии. Заявитель

должен конструировать электрические/элек-

тронные системы таким образом, чтобы они

были устойчивыми к воздействию нормирован-

ного заряда молнии, а также должен продемон-

стрировать их устойчивость в составе самолета

следующим образом:

(1) Определить зоны удара молнии для само-

лета.

(2) Определить количественные уровни воз-

действия молнии для всех зон самолета.

(3) Определить уровни внутренних (наводи-

мых вследствие разряда молнии) воздействий.

(4) Определить номенклатуру электрических

и/или электронных систем на самолете, для ко-

торых потребуется доказывать соответствие

данному требованию, и их размещение на

внешних поверхностях или внутри самолета.

(5) Определить восприимчивость систем са-

молета к прямому и непрямому воздействию

молнии.

(6) Разработать защиту от воздействия мол-

нии; и

(7) Доказать, что защита достаточна.

ПРИБОРЫ: УСТАНОВКА

25.1321. Расположение и видимость приборов

(а) Все пилотажно-навигационные приборы и

приборы контроля работы силовой установки,

предназначенные для каждого пилота, должны

быть отчетливо видны с его рабочего места с ми-

нимальным практическим отклонением от нор-

мального положения и от линии визирования, ко-

гда пилот смотрит вперед вдоль траектории поле-

та.

(b) Пилотажные приборы, указанные в

25.1303, должны быть сгруппированы на прибор-

ной доске и расположены в центре, насколько это

практически возможно, в вертикальной плоско-

сти в зоне переднего обзора пилота. Кроме того:

(1) Верхнее центральное положение должен за-

нимать прибор, который наиболее эффективно

показывает пространственное положение самоле-

та.

(2) Слева, в непосредственной близости от

центрального верхнего прибора, должен распола-

гаться прибор, который наиболее эффективно по-

казывает воздушную скорость самолета.

(3) Справа, в непосредственной близости от

центрального верхнего прибора, должен распола-

гаться прибор, указывающий вертикальную ско-

рость подъема или спуска.

Прибор, который наиболее эффективно пока-

зывает высоту, должен располагаться под указате-

лем вертикальной скорости.

Для удовлетворения требования Заказчика

(эксплуатанта) допускается изменение взаим-

ного расположения приборов, указанных в

25.1321(b)(3).

(4) Положение непосредственно под централь-

ным прибором должен занимать прибор, наибо-

лее эффективно показывающий направление по-

лета.

(с) Все необходимые приборы контроля рабо-

ты силовой установки должны быть достаточно

плотно сгруппированы на приборной доске. Кро-

ме того:

(1) Одинаковые приборы контроля работы си-

ловой установки, относящиеся к двигателям,

должны располагаться таким образом, чтобы не

возникало сомнений в том, какой прибор контро-

лирует работу какого двигателя.

(2) Приборы контроля работы силовой уста-

новки, необходимые для безопасной эксплуата-

Часть 25 Авиационные правила

132

ции самолета, должны быть отчетливо видны со-

ответствующими членами экипажа.

(d) Вибрационные характеристики приборной

доски должны быть такими, чтобы не ухудшать

серьезным образом точность показаний приборов

или не повреждать приборы.

(e) Если имеется визуальный индикатор неис-

правности прибора, он должен быть эффектив-

ным при всех возможных условиях освещенности

кабины экипажа.

25.1322. Лампы аварийной и предупреждающей

сигнализации и уведомляющие лампы

Если в кабине экипажа установлены лампы

аварийной и предупреждающей сигнализации

или уведомляющие лампы, они должны иметь

цвет, указанный ниже, если Компетентный орган

не утвердит другого цвета:

(а) Красный – для ламп аварийной сигнализа-

ции (лампы, сигнализирующие об опасности, ко-

торая может потребовать немедленных действий).

(b) Желтый – для ламп предупреждающей сиг-

нализации (лампы, сигнализирующие о том, что

через некоторое время, возможно, потребуются

действия).

(с) Зеленый – для ламп индицирующих нор-

мальную работу ; и

(d) Любой другой цвет, в том числе белый, –

для ламп, не предусмотренных в пунктах (а) – (с)

данного параграфа, при условии, что цвет будет

значительно отличаться от цветов, предписанных

в пунктах (а) – (с) данного параграфа, во избежа-

ние возможной путаницы.

25.1323. Система индикации воздушной скорости

Каждая система индикации воздушной скоро-

сти должна удовлетворять следующим требова-

ниям:

(а) Каждый прибор, показывающий воздуш-

ную скорость, должен быть утвержденного типа и

быть оттарирован для отображения истинной воз-

душной скорости полета (на уровне моря при

стандартной атмосфере) с минимально возмож-

ной инструментальной ошибкой при воздействии

соответствующего полного и статического давле-

ния.

(b) Каждая система должна быть тарирована

для определения погрешности системы (т.е. зави-

симости между приборной воздушной скоростью

и земной индикаторной скоростью) в полете и во

время разбега самолета при взлете. Тарировка

скорости разбега должна определяться:

(1) В диапазоне скоростей от 0,8 минимально-

го значения V1 до максимального значения V2 c

учетом утвержденного для самолета диапазона

высот аэродрома и весов.

(2) При соответствии положения закрылков и

мощности, развиваемой двигателями, значениям,

установленным при определении взлетной траек-

тории в соответствии с 25.111, предусматриваю-

щими отказ критического двигателя при мини-

мальной величине скорости V1.

(с) Погрешность в измерении воздушной ско-

рости системой, за исключением инструменталь-

ной ошибки индикатора воздушной скорости, не

должна превышать 3% или 9 км/ч (в зависимости

от того, какая величина больше) по всему диапа-

зону скоростей:

(1) От VMO до 1,3 VS1 при убранных закрылках;

и

(2) От 1,3 VSO до VFE при закрылках, находя-

щихся в посадочном положении.

(d) Каждая система должна быть устроена та-

ким образом, чтобы исключалась возможность

отказа или грубой ошибки вследствие попадания

влаги, грязи или других веществ.

(е) Каждая система должна быть снабжена

обогреваемым приемником воздушного давления

или эквивалентными средствами, предотвращаю-

щими неправильное функционирование в резуль-

тате обледенения.

(f) В тех случаях, когда требуются дублирован-

ные указатели скорости, соответствующие им

приемники воздушного давления должны разме-

щаться на достаточном расстоянии друг от друга,

для того чтобы избежать повреждения обоих при-

емников при столкновении с птицей.

25.1325. Системы статического давления

(а) Каждый прибор, снабженный штуцером

статического давления, должен быть соединен с

наружной атмосферой с помощью соответствую-

щей системы трубопроводов.

(b) Каждый приемник статического давления

должен быть сконструирован и расположен так,

чтобы на работу системы статического давления

как можно меньшее влияние оказывали измене-

ния воздушного потока, или влага и т.п., а также

чтобы не изменялось соотношение между давле-

нием воздуха в системе статического давления и

действительным статическим давлением окружа-

ющей атмосферы в условиях максимального по-

стоянного или повторно-кратковременного обле-

денения самолета, указанных в Приложении С

настоящих Норм.

(с) Конструкция и установка системы статиче-

ского давления должны быть таковы, чтобы:

(1) Обеспечивалось полное удаление влаги, не

допускалось истирание трубопроводов и чрезмер-

ная деформация или пережатие в местах изгибов,

применяемые материалы были прочными (в соот-

ветствии со своим назначением) и были защище-

ны от коррозии; и

(2) Обеспечивалась герметичность системы, за

исключением выводов в атмосферу. В процессе

контрольных испытаний должна быть доказана

целостность системы статического давления сле-

дующим образом:

(i) на негерметизированном самолете создает-

ся вакуум в системе статического давления до до-

стижения перепада давления, равного приблизи-

Авиационные правила Часть 25

133

тельно 25 мм рт. ст., или до достижения показания

высотомера высоты на 305 м большей, чем высота

места, где находится самолет во время проведения

испытаний. Без дополнительной откачки в тече-

ние 1 мин потеря указанной высоты по показа-

нию высотомера не должна превышать 30,5 м;

(ii) на герметизированном самолете создается

вакуум в системе статического давления, пока пе-

репад давления не станет эквивалентным макси-

мальному перепаду давления в кабине, для кото-

рого данному типу самолета выдается свидетель-

ство о летной годности. Без дополнительной от-

качки в течение 1 мин уменьшение высоты на ука-

зателе не должно превышать 2% эквивалентной

высоты максимального перепада давления в каби-

не или не должно превышать 30,5 м, в зависимо-

сти от того, какое показание окажется большим.

(d) Каждый барометрический высотомер дол-

жен быть утвержденного типа и должен быть та-

рирован для показания барометрической высоты

в условиях стандартной атмосферы с практически

минимальной инструментальной ошибкой при

подаче соответствующего статического давления.

(е) Конструкция и установка статической си-

стемы должны быть таковы, чтобы ошибка в ба-

рометрической высоте по прибору на уровне моря

и в условиях стандартной атмосферы, за исключе-

нием инструментальной ошибки, не приводила к

погрешности, превышающей ±9 м на каждые

185 км/ч скорости при соответствующей конфи-

гурации самолета в диапазоне скоростей от 1,3 VSO

(закрылки выпущены) до 1,8 VS1 (закрылки убра-

ны). Однако нет необходимости, чтобы погреш-

ность была менее ±9 м.

(f) Если система высотомера снабжена устрой-

ством, обеспечивающим коррекцию показаний

высотомера, то конструкция и установка этого

устройства должны быть таковы, чтобы в случае

отказа его можно было отключить (при условии,

что нет другой вспомогательной системы высото-

мера). Каждое корректирующее устройство дол-

жно быть снабжено средством, указывающим

членам экипажа на возникновение возможных

отказов, в том числе отказа питания. Это средство

должно быть эффективным в любых возможных

условиях освещения кабины экипажа.

(g) За исключением случая, указанного в пунк-

те (h) данного параграфа, в системе статического

давления с основным и запасным источниками

статического давления должны быть предусмо-

трены средства включения того или другого ис-

точника так, чтобы:

(1) При включении одного источника другой

отключался; и

(2) Оба источника не могли быть отключены

одновременно.

(h) На самолеты с негерметическим фюзеля-

жем пункт (g)(1) данного параграфа не распро-

страняется, если можно показать, что тарирова-

ние системы статического давления при включе-

нии одного из источников статического давления

не нарушается из-за другого источника статиче-

ского давления, включенного или отключенного.

25.1326. Системы индикации обогрева

приемника воздушных давлений

Если на самолете устанавливается система

обогрева приемника воздушных давлений, то

должна быть предусмотрена система индика-

ции, показывающая летному экипажу, когда эта

система обогрева не работает. Такая система ин-

дикации должна удовлетворять следующим тре-

бованиям:

(а) Предусмотренная индикация должна

иметь световой сигнал желтого цвета, отчетли-

во видимый члену летного экипажа.

(b) Предусмотренная индикация должна

иметь такую конструкцию, чтобы сигнализиро-

вать летному экипажу о наличии любого из сле-

дующих условий:

(1) Система обогрева приемника воздушных

давлений отключена.

(2) Система обогрева приемника воздушных

давлений включена, но один из элементов си-

стемы обогрева не действует.

25.1327. Указатель магнитного курса

(нестабилизированный магнитный компас)

(а) Каждый магнитный компас должен уста-

навливаться таким образом, чтобы на точность

его показаний не оказывали влияния вибрация

самолета или магнитные поля.

(b) После устранения девиации магнитного

компаса остаточная девиация в горизонталь-

ном полете не должна превышать 10° на любом

курсе.

25.1329. Система автопилота

(а) Конструкция системы автопилота должна

быть утвержденного типа и должна позволять

пилотам быстро и надежно отключать автопи-

лот, чтобы он не влиял на систему управления

самолетом.

(b) При отсутствии автоматической синхро-

низации автопилота в системе управления само-

летом должно быть предусмотрено средство,

четко показывающее пилоту согласование руле-

вой машинки автопилота с приводимой ею в

действие системой управления.

(с) Органы ручного управления системой ав-

топилота должны быть легко доступны пилотам.

(d) Органы быстрого (аварийного) отключе-

ния автопилота должны устанавливаться на обо-

их штурвалах управления на стороне, противо-

положной рычагам управления двигателями.

(e) Органы управления, воздействующие на

пространственное положение самолета, должны

перемещаться в той же плоскости и в том же на-

правлении, как указано в 25.777(b) и 25.779(а).

Направление движения должно быть отчетливо

показано на каждом органе управления или ря-

дом с ним.

(f) Система автопилота должна быть спроекти-

рована и отрегулирована таким образом, чтобы в

доступных пилоту пределах диапазона работы си-

стемы она не могла создать опасных нагрузок,

воздействующих на самолет, или привести к опас-

ным отклонениям траектории полета при любых

условиях полета (с учетом включения, отключе-

ния и расцепления), соответствующих использо-

ванию автопилота как в процессе нормальной эк-

сплуатации, так и в случае неисправности; при

этом предполагается, что корректирующее воз-

действие (парирующее действие) начинается в

пределах приемлемого периода времени.

(g) В тех случаях, когда в автопилоте объеди-

няются сигналы, поступающие от вспомогатель-

ных органов управления, или когда автопилот

вырабатывает сигналы для функционирования

другого оборудования, должны предусматри-

ваться надежные средства блокировки и опреде-

ления последовательности включения для пре-

дотвращения неправильной работы. Должна

быть предусмотрена защита от неблагоприятно-

го воздействия взаимодействующих компонен-

тов, возникающего при неисправной работе.

(h) Если систему автопилота можно состыко-

вать с бортовым навигационным оборудовани-

ем, должны быть предусмотрены средства инди-

кации летному экипажу текущего режима рабо-

ты. Положение переключателя задатчика режи-

мов не может быть принято в качестве средства

индикации.

25.1331. Приборы, использующие питание

(а) Каждый прибор, указанный в 25.1303(b)

и использующий питание, должен удовлетво-

рять следующим требованиям:

(1) Каждый прибор должен иметь визуаль-

ное средство индикации, встроенное в прибор

и показывающее, когда питание, необходимое

для поддержания надлежащих технических ха-

рактеристик прибора, не подается к нему. Пи-

тание должно замеряться на входе или вблизи

входа в прибор. Для электрических приборов

питание считается нормальным, когда напря-

жение находится в установленных пределах.

(2) При отказе одного источника питания

каждый прибор должен получать питание от

другого источника. Это может обеспечиваться

автоматическими или ручными средствами.

(3) Если прибор, показывающий навигаци-

онные параметры, получает информацию от

источников, находящихся вне этого прибора, и

если потеря этой информации может привести

к ненадежности показываемых данных, то в

приборе должно быть визуальное средство, сра-

батывающее при потере информации и преду-

преждающее экипаж о том, что не следует пола-

гаться на представленные данные.

(b) Термин «прибор», применяемый здесь,

включает в себя те устройства, которые физиче-

ски содержатся в одном блоке, а также такие

устройства, которые состоят из одного или бо-

лее физически раздельных блоков или компо-

нентов, соединенных между собой (например,

дистанционный гироскопический указатель

курса, который включает в себя магнитный

чувствительный элемент, гироагрегат, усили-

тель и указатель, соединенные вместе).

25.1333. Приборные системы

Для систем, которые обеспечивают работу

требуемых согласно 25.1303(b) приборов, уста-

новленных на рабочем месте каждого пилота:

(а) Должны быть предусмотрены средства

подсоединения требуемых приборов, находящих-

ся на пульте первого пилота к рабочим системам,

независимым от рабочих систем пультов других

членов экипажа или другого оборудования.

(b) Оборудование, системы и установки

должны быть спроектированы таким образом,

чтобы один источник индикации информации,

существенно важной для безопасности полета и

обеспечиваемой приборами, в том числе о про-

странственном положении, курсе, скорости и

высоте, оставался в распоряжении пилотов без

дополнительных действий членов экипажа пос-

ле любого единичного отказа или сочетания от-

казов, в отношении которых нет доказательства

их практической невероятности.

(с) Дополнительные приборы, системы или

оборудование нельзя подключать к рабочим си-

стемам требуемых приборов, если не приняты

меры, обеспечивающие длительное нормаль-

ное функционирование этих приборов в случае

любого неправильного срабатывания дополни-

тельных приборов, систем или оборудования, в

отношении которых нет доказательств их прак-

тической невероятности.

25.1335. Системы командного

пилотажного прибора

Если на самолете установлена система ко-

мандного пилотажного прибора, должны быть

предусмотрены средства, показывающие лет-

ному экипажу текущий режим работы. Поло-

жение селекторного переключателя не может

быть принято в качестве средства индикации.

25.1337. Приборы контроля работы

силовой установки

(а) Приборы и трубопроводы приборов.

(1) Все трубопроводы приборов силовой

установки и вспомогательной силовой установ-

ки должны удовлетворять требованиям, указан-

ным в 25.993 и 25.1183.

(2) Все трубопроводы, несущие воспламе-

няющиеся жидкости под давлением, должны:

(i) иметь ограничительные жиклеры или

другие предохранительные устройства, распо-

ложенные у источников давления и служащие

для предотвращения выброса большого коли-

чества жидкости в случае повреждения трубо-

проводов; и

Часть 25 Авиационные правила

134

Авиационные правила Часть 25

135

(ii) быть расположены и установлены таким

образом, чтобы выброс жидкости не создавал

опасной ситуации.

(3) Все приборы силовой установки и вспо-

могательной силовой установки, работающие

на воспламеняющихся жидкостях, должны

быть расположены и установлены таким обра-

зом, чтобы выброс жидкости не создавал опас-

ной ситуации.

(b) Индикатор количества топлива (топливо-

мер). Должны предусматриваться средства, по-

казывающие экипажу самолета количество рас-

полагаемого топлива в каждом баке во время

полета (в литрах или других эквивалентных

единицах). Кроме того:

(1) Каждый индикатор количества топлива

должен быть откалиброван таким образом, что-

бы он показывал нуль в горизонтальном поле-

те, когда количество топлива, остающегося в

баке, равно невырабатываемому остатку, опре-

деляемому согласно 25.959.

(2) Баки с заборниками топлива и воздуш-

ными пространствами, соединенными между

собой, должны рассматриваться как один бак и

не нуждаются в отдельных индикаторах.

(3) Каждый выступающий визуальный уров-

немер, используемый как индикатор количест-

ва топлива, должен быть защищен от поврежде-

ния.

(с) Система измерения расхода топлива. Ког-

да на самолете устанавливается система изме-

рения расхода топлива, каждый датчик должен

включать в себя средства для перепуска топли-

ва в случае неисправности, приводящей к рез-

кому ограничению расхода топлива.

(d) Индикатор количества масла. Для отсчета

количества масла в каждом баке должна преду-

сматриваться масломерная линейка или другое

эквивалентное ей средство. Если на самолете

устанавливается маслоперекачивающая систе-

ма или система резервного маслопитания,

должны предусматриваться средства, показы-

вающие в полете членам экипажа количество

масла, находящееся в каждом баке.

(е) Индикатор положения лопастей воздуш-

ных винтов турбовинтовых двигателей. Индика-

торы, требуемые для указания положения лопа-

стей воздушных винтов турбовинтовых двига-

телей, должны обеспечивать начало индикации

до того как лопасть воздушного винта повер-

нется более чем на 8° ниже упора полетного ма-

лого шага. Датчик индикации должен быть не-

посредственно связан с положением лопасти.

(f) Индикатор давления топлива. Должны

быть предусмотрены устройства для измерения

давления топлива каждой системе, питающей

поршневые двигатели, в точке, расположенной

за топливным насосом, кроме насосов непо-

средственного впрыска топлива. Кроме того:

(1) Если необходимо поддержать надлежа-

щее давление подачи топлива, следует преду-

смотреть соединительный трубопровод для пе-

редачи статического давления воздуха на входе

в карбюратор к соответствующему штуцеру раз-

грузочного клапана топливного насоса.

(2) В случае если соединительный трубопро-

вод согласно пункту (f)(1) данного параграфа

требуется, уравнительные трубопроводы при-

бора должны быть независимо связаны с кар-

бюратором для передачи давления на его входе,

с тем чтобы избежать неверных отсчетов давле-

ния топлива.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ

И ОБОРУДОВАНИЕ

25.1351. Общие положения

(а) Мощность электрической системы. Требу-

емая мощность системы генерирования, коли-

чество и типы источников электроэнергии дол-

жны:

(1) Определяться исходя из анализа электри-

ческих нагрузок; и

(2) Соответствовать требованиям 25.1309.

(b) Система генерирования. Система генери-

рования включает в себя источники электро-

энергии, основные силовые шины, передаю-

щие провода и кабели, а также связанные с ни-

ми устройства управления, регулирования и за-

щиты. Система генерирования должна быть

спроектирована таким образом, чтобы:

(1) Источники электроэнергии надлежащим

образом работали как независимо от других ис-

точников, так и в комбинации с ними.

Раздельная (автономная) работа канала каж-

дой первичной системы электроснабжения и

связанного с ним канала вторичной системы не

должна зависеть от работы других источников

или каналов систем электроснабжения.

(2) Отказ или неисправность любого источни-

ка электроэнергии не могли создавать угрозу или

ухудшение способности остальных источников

питать «важные» приемники (первой и второй

категорий).

(3) Напряжение и частота (в системах пере-

менного тока) на выводах всех приемников мо-

гли поддерживаться в установленных для данно-

го приемника расчетных пределах при любых

возможных условиях эксплуатации.

(4) Переходные процессы в системе, обусло-

вленные переключениями, отключением неис-

правностей или другими причинами, не приво-

дили к отключению «важных» приемников (пер-

вой и второй категорий) и не вызывали появле-

ния дыма или опасности возникновения пожара.

(5) Предусматривались средства, доступные

соответствующим членам экипажа в полете для

индивидуального и группового отключения лю-

бого источника электроэнергии от системы.

(6) Были предусмотрены средства, показы-

вающие соответствующим членам экипажа пара-

Часть 25 Авиационные правила

136

метры системы генерирования, важные для безо-

пасной работы системы, такие, как напряжение

и сила тока, каждого генератора.

(с) Внешнее электропитание. Если предусмо-

трено подключение к самолету внешних источ-

ников электроэнергии и если эти внешние ис-

точники могут быть подключены к оборудова-

нию, отличному от оборудования, используе-

мого для запуска двигателей, должны быть пре-

дусмотрены средства, гарантирующие невоз-

можность питания системы электроснабжения

самолета от внешних источников с обратной

полярностью или с обратным порядком чередо-

вания фаз.

Должны быть предусмотрены также средства,

гарантирующие невозможность питания систе-

мы электроснабжения при перепутывании фа-

зы и нейтрали, обрыве фидера наземного ис-

точника, недопустимом отклонении частоты

или перенапряжении.

(d) Полет при отсутствии нормального элек-

тропитания. Если не показано, что функцио-

нальный отказ системы генерирования являет-

ся событием практически невероятным, дол-

жны выполняться следующие требования:

(1) Для питания приемников электроэнер-

гии, необходимых для завершения полета и вы-

полнения безопасной посадки, должны устана-

вливаться аварийные (альтернативные) источ-

ники электропитания, независимые от нор-

мальной системы генерирования и обеспечи-

вающие в течение требуемого времени электро-

питание этих приемников.

(2) В число приемников электроэнергии, на

которые должно подаваться электропитание от

аварийных источников, должны входить:

(i) приемники электроэнергии, функциони-

рование которых немедленно необходимо для

обеспечения безопасности и которые должны

продолжать работать без вмешательства экипа-

жа после отказа нормальной системы генери-

рования;

(ii) приемники электроэнергии, необходи-

мые для продолжения управляемого полета; и

(iii) приемники электроэнергии, требуемые

для снижения, захода на посадку и посадки.

(3) Должно быть показано, что:

(i) отказы, которые могут приводить к поте-

ре нормального электропитания и переходу на

аварийное (альтернативное) электропитание,

должны быть событиями крайне маловероят-

ными;

(ii) отказы, которые могут приводить к поте-

ре нормального и аварийного (альтернативно-

го) электропитания, в том числе к возгоранию

распределительных устройств, пультов упра-

вления или жгутов проводов, должны быть со-

бытиями практически невероятными.

(a\*) После совершения аварийной посадки

(приводнения) система электроснабжения дол-

жна обеспечивать электроэнергией те прием-

ники электроэнергии, которые должны рабо-

тать после посадки (приводнения), если они не

имеют собственных автономных источников

питания.

(b\*) Если в режиме запуска вспомогательной

силовой установки (ВСУ) в полете качество

электроэнергии выходит за пределы, устано-

вленные для аварийной работы, то в период за-

пуска ВСУ должно быть обеспечено электропи-

тание системы запуска ВСУ и приемников

электроэнергии первой категории от раздельно

работающих источников электроэнергии.

25.1353. Электрическое оборудование

и его установка

(а) Электрическое оборудование, органы

управления и бортовая сеть должны устанавли-

ваться таким образом, чтобы работа любого от-

дельно взятого блока или системы блоков не ока-

зывала неблагоприятного влияния на одновре-

менно работающие любые другие электрические

блоки или системы, важные для безопасной эк-

сплуатации самолета.

Возникновение отказов или неисправностей

в каких-либо приемниках электроэнергии не

должно приводить к прекращению электропита-

ния других приемников первой и второй катего-

рий.

(b) Провода и кабели должны группировать-

ся, прокладываться и располагаться на опреде-

ленном расстоянии друг от друга таким образом,

чтобы повреждение «важных» цепей было бы

сведено к минимуму в случае отказов в нагру-

женных силовых проводах. Провода и кабели

должны быть сконструированы и установлены

следующим образом:

(1) Применяемые электрические провода или

кабели должны быть совместимыми с аппарата-

ми защиты сети, указанными в 25.1357, таким

образом, чтобы при коротких замыканиях не

возникала опасность пожара или появления ды-

ма.

(2) Электрические провода, кабели, соедини-

тели и соединительные болты должны иметь не-

стирающуюся маркировку.

(3) Электрические провода или кабели дол-

жны быть смонтированы таким образом, чтобы

риск механических повреждений и/или повреж-

дений, вызванных жидкостями, парами или ис-

точниками тепла, был минимальным.

(с) Аккумуляторные батареи должны иметь

такую конструкцию и устанавливаться таким об-

разом, чтобы обеспечивалось требуемое качество

электропитания приемников первой категории

при аварийной работе системы электроснабже-

ния и выполнялись следующие требования:

(1) В течение любого вероятного режима заря-

да или разряда батареи в ее аккумуляторах дол-

жны поддерживаться безопасные температура и

давление. При подзарядке аккумуляторной бата-

реи (после предшествующего полного разряда)

Авиационные правила Часть 25

137

не должно происходить неуправляемого повы-

шения температуры в ее аккумуляторах в следую-

щих условиях:

(i) при максимальном значении регулируемого

напряжения или мощности;

(ii) в полете наибольшей продолжительности; и

(iii) при наиболее неблагоприятных условиях

охлаждения, которые могут встретиться в эксплу-

атации.

(2) Соответствие требованиям пункта (с)(1)

данного параграфа должно быть доказано путем

испытаний, если опыт эксплуатации аналогичных

батарей при аналогичной их установке не показал,

что поддержание безопасных температур и давле-

ний в аккумуляторах не представляет трудностей.

(3) В самолете не должны скапливаться в опас-

ных количествах взрывоопасные или ядовитые га-

зы, выделяемые аккумуляторной батареей в про-

цессе нормальной работы или в результате любой

возможной неисправности в системе заряда или

при установке батареи.

(4) Вызывающие коррозию жидкости или га-

зы, которые могут выделяться из аккумуляторной

батареи, не должны повреждать окружающие

конструкции самолета или рядом расположенное

«важное» оборудование.

(5) Каждая никель-кадмиевая аккумуляторная

батарея, предназначенная для запуска двигателя или

вспомогательной силовой установки, должна иметь

средства, предотвращающие любое опасное воздей-

ствие на конструкцию или «важные» системы, кото-

рое может быть вызвано максимальным тепловыде-

лением при коротком замыкании аккумуляторной

батареи или ее отдельных аккумуляторов.

(6) Установки никель-кадмиевых аккумулятор-

ных батарей, которые не снабжены зарядными

устройствами ограниченной мощности, должны

иметь:

(i) систему для автоматического управления ско-

ростью заряда аккумуляторной батареи, чтобы пре-

дотвратить перегрев аккумуляторной батареи; или

(ii) систему определения температуры аккуму-

ляторной батареи и сигнализации превышения

температуры со средством отключения аккумуля-

торной батареи от источника заряда в случае пре-

вышения температуры; или

(iii) систему определения и сигнализации отка-

за аккумуляторной батареи со средством отключе-

ния аккумуляторной батареи от источника заряда

в случае отказа аккумуляторной батареи.

(а\*) Все электрооборудование, требующее во

время работы управления или регулировки, дол-

жно быть выполнено и/или смонтировано так,

чтобы исключалась опасность поражения элек-

трическим током.

25.1355. Система распределения

(а) Система распределения включает в себя ра-

спределительные шины, связанные с ними пи-

тающие провода, а также управляющие и защит-

ные устройства.

(b) [Зарезервирован].

(с) Если в соответствии с требованиями на-

стоящего раздела для питания отдельных видов

оборудования или систем требуется наличие двух

независимых источников электроэнергии, то в

случае отказа одного из источников для такого ви-

да оборудования или систем другой источник

электроэнергии (и связанный с ним фидер) дол-

жен включаться автоматически или вручную для

обеспечения работы данного оборудования или

системы.

25.1357. Защита электрических цепей

(а) Для сведения к минимуму неблагоприят-

ных последствий для системы электроснабжения

и опасности для самолета в случае повреждений

электропроводки или серьезных неисправностей

электросистемы или связанного с ней оборудова-

ния должна применяться аппаратура защиты сети.

Все провода системы распределения, соединен-

ные с шинами распределительных устройств, дол-

жны быть защищены автоматами защиты или

плавкими предохранителями от коротких замы-

каний и от недопустимых перегрузок, если они

могут иметь место в этих проводах. Допускается

не устанавливать аппараты защиты в проводах

длиной до 1 м внутри распределительных

устройств при условии, что они не проходят через

контакты коммутационных аппаратов, электри-

ческих соединителей или другие монтажные эл-

ементы.

(b) Защитные и управляющие устройства в си-

стеме генерирования должны обесточивать и от-

ключать неисправные источники электроэнергии

и оборудование, служащее для передачи энергии,

от связанных с ними шин со скоростью, обеспе-

чивающей защиту от опасного перенапряжения и

других неисправностей.

(с) Все устройства защиты сети с повторным

включением должны быть сконструированы та-

ким образом, чтобы при возникновении перегруз-

ки или неисправности цепи они разрывали цепь

независимо от положения органа управления.

(d) Если повторное включение автомата защи-

ты сети или замена плавкого предохранителя яв-

ляются важными для безопасности полета, то этот

автомат защиты сети или предохранитель должен

располагаться и обозначаться таким образом, что-

бы он мог быть легко повторно включен или заме-

нен в полете.

(е) Все цепи питания «важных» приемников

(первой и второй категорий) должны иметь ин-

дивидуальную защиту. Однако индивидуальная

защита каждой цепи в системе таких приемни-

ков не требуется, если приемники являются

функционально зависимыми элементами систе-

мы (например, цепи каждого огня из бортовых

аэронавигационных огней – БАНО). Функцио-

нально зависимыми элементами считаются та-

кие элементы, отказ одного из которых приводит

Часть 25 Авиационные правила

138

к прекращению (нарушению) функционирова-

ния всей их системы.

(f) В случае применения плавких предохрани-

телей для использования в полете на борту само-

лета должны находиться запасные плавкие пре-

дохранители в количестве, составляющем по ме-

ньшей мере 50% от общего числа плавких предох-

ранителей каждой номинальной величины, тре-

бующихся для полной защиты цепи.

25.1363. Испытания электрической системы

(а) Лабораторные испытания электрической

системы проводятся в следующих условиях:

(1) Испытания должны проводиться на макете

системы электроснабжения, имеющем то же гене-

рирующее оборудование, что и самолет, при без-

отказной работе оборудования и при имитации

отказов.

(2) Оборудование стенда должно имитировать

электрические характеристики распределитель-

ной сети и нагрузки, создаваемые приемниками

электроэнергии, до такой степени, которая

необходима для получения достоверных результа-

тов испытаний; и

(3) Лабораторные приводы генераторов дол-

жны имитировать реальные самолетные приво-

ды в части, касающейся их реакции на нагрузку

генератора, и в том числе на нагрузку, вызван-

ную отказами.

(b) В тех случаях, когда невозможно достаточ-

но точно воспроизвести условия полета в лабора-

торных или наземных испытаниях на самолете,

должны проводиться летные испытания.

СВЕТОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

25.1381. Освещение приборов,

пультов и индикаторов

(а) Освещение приборов, пультов и индика-

торов должно:

(1) Обеспечивать освещение, достаточное

для того, чтобы все приборы, переключатели и

другие устройства, необходимые для безопас-

ной эксплуатации, были легкочитаемыми, если

нет достаточного освещения от другого источ-

ника; и

(2) Быть установлено таким образом, чтобы:

(i) прямые лучи света не попадали в глаза

пилота;

(ii) пилот не видел нежелательных бликов

освещения.

(b) Должны быть предусмотрены средства

регулирования яркости освещения, если не по-

казано, что нерегулируемое освещение удовле-

творяет всем ожидаемым полетным условиям.

25.1383. Посадочные фары

(а) Каждая посадочная фара должна быть

утвержденного типа и установлена таким обра-

зом, чтобы:

(1) Пилоту не попадали в глаза нежелатель-

ные блики.

(2) Пилот не испытывал неблагоприятного

воздействия световых ореолов.

(3) Обеспечивалось достаточное освещение

для ночной посадки.

(b) Каждая фара должна иметь отдельный

выключатель, за исключением случая, когда

один выключатель используется для несколь-

ких фар, установленных в одном месте.

(с) Должны быть предусмотрены средства

индикации пилоту о выпущенном положении

посадочных фар.

(а\*) Количество посадочных (посадочно-ру-

лежных) фар должно быть не менее 2. Количе-

ство рулежных фар не регламентируется.

25.1385. Установка системы

аэронавигационных огней

(а) Общие положения. Каждый элемент сис-

темы аэронавигационных огней должен соот-

ветствовать установленным требованиям дан-

ного параграфа, а каждая система в целом

должна отвечать требованиям параграфов

25.1387 – 25.1397.

(b) Передние аэронавигационные огни. Пе-

редние аэронавигационные огни должны со-

стоять из красного и зеленого огня и разме-

щаться в поперечной плоскости как можно

дальше друг от друга и в передней части самоле-

та так, чтобы в случае когда самолет находится

в нормальном полетном положении, красный

огонь был с левой стороны, а зеленый – с пра-

вой стороны самолета. Каждый огонь должен

быть утвержденного типа.

(с) Задний аэронавигационный огонь. Задний

аэронавигационный огонь должен быть белого

цвета и устанавливаться как можно дальше на

хвосте самолета или на каждой законцовке

крыла и быть утвержденного типа.

(d) Обтекатели огней и цветные фильтры.

Применяемые для огней обтекатели и цветные

фильтры должны быть по меньшей мере огне-

стойкими и не изменять цвет или форму или за-

метно уменьшать коэффициент пропускания

света в процессе нормальной эксплуатации.

25.1387. Двугранные углы системы

аэронавигационных огней

(а) Кроме случая, предусмотренного в пунк-

те (е) данного параграфа, все передние и задние

аэронавигационные огни после их установки

на самолет должны излучать непрерывный свет

в пределах двугранных углов, указанных в на-

стоящем параграфе.

(b) Двугранный угол L (левый) образуется

двумя пересекающимися вертикальными плос-

костями, одна из которых параллельна про-

дольной оси самолета, а другая составляет угол

110° влево от первой, если смотреть вперед

вдоль продольной оси самолета.

(с) Двугранный угол R (правый) образуется

двумя пересекающимися вертикальными пло-

скостями, одна из которых параллельна про-

дольной оси самолета, а другая составляет угол

110° вправо от первой, если смотреть вперед

вдоль продольной оси самолета.

(d) Двугранный угол А (задний) образуется

двумя пересекающимися вертикальными пло-

скостями, образующими соответственно углы

70° справа и слева от вертикальной плоскости,

проходящей через продольную ось, если смо-

треть назад вдоль продольной оси самолета.

(е) Если задний аэронавигационный огонь,

установленный по возможности в самой задней

точке самолета согласно 25.1385(с), не может

излучать непрерывный свет в пределах двугран-

ного угла А, определение которого дается в

пункте (d) данного параграфа, то общий угол

затенения или углы затенения не должны пре-

вышать 0,04 стерадиан в пределах этого дву-

гранного угла, если этот угол находится в пре-

делах конуса, вершина которого проходит через

хвостовой аэронавигационный огонь, а напра-

вляющие образуют угол 30° с вертикальной ли-

нией, проходящей через задний аэронавига-

ционный огонь.

25.1389. Распределение и сила света

аэронавигационных огней

(а) Общие положения. Сила света, указан-

ная в настоящем параграфе, должна обеспе-

чиваться новым оборудованием с установлен-

ными на огни обтекателями и цветными

фильтрами. Сила света огней должна опреде-

ляться в установившемся режиме работы ис-

точника света при средней световой отдаче

источника света, соответствующей нормаль-

ному рабочему напряжению бортсети самоле-

та. Распределение и сила света аэронавига-

ционных огней должны соответствовать

пункту (b) данного параграфа.

(b) Передние и задний аэронавигационные ог-

ни. Распределение и сила света передних и за-

днего аэронавигационных огней должны быть

выражены в виде значений минимальной силы

света в горизонтальной плоскости, минималь-

ной силы света в любой вертикальной плоско-

сти и максимальной силы света в зонах пере-

крытия в пределах двугранных углов L, R и А,

при этом должно обеспечиваться соответствие

следующим требованиям:

(1) Сила света в горизонтальной плоскости.

Сила света в горизонтальной плоскости (пло-

скость, включающая продольную ось самолета

и перпендикулярная плоскости симметрии са-

молета) должна быть равна или превышать зна-

чения силы света, приведенные в 25.1391.

(2) Сила света в любой вертикальной пло-

скости. Сила света в любой вертикальной пло-

скости (вертикальная плоскость – плоскость,

перпендикулярная к горизонтальной) должна

быть равна (или превышать) значения, приве-

денные в 25.1393, где I – минимальная сила

света, указанная в 25.1391 для соответствующих

углов в горизонтальной плоскости.

(3) Сила света в зонах перекрытия смеж-

ных сигналов. Сила света в любых зонах пере-

крытия смежных световых сигналов не дол-

жна превышать значений, приведенных в

25.1395, за исключением случая, когда более

высокая сила света в зонах перекрытия может

использоваться при силе света основного све-

тового пучка, значительно большей, чем ми-

нимальное значение, приведенное в 25.1391 и

25.1393, если сила света в зоне перекрытия по

отношению к силе света основного светового

пучка такова, что она не оказывает неблаго-

приятного влияния на различимость светово-

го сигнала. Если максимальная сила света пе-

редних аэронавигационных огней превосхо-

дит 100 кд, то максимальная сила света в зоне

перекрытия может превышать значения, ука-

занные в 25.1395, если сила света огней в зоне

перекрытия А не более чем на 10% превосхо-

дит максимальные силы света аэронавига-

ционных огней, а в зоне перекрытия В – не

более чем на 2,5% максимальной силы света

аэронавигационных огней.

25.1391. Минимальные значения силы света

передних и заднего аэронавигационных

огней в горизонтальной плоскости

Сила света каждого аэронавигационного

огня должна быть равна или превышать значе-

ния, приведенные в следующей таблице:

25.1393. Минимальные значения силы света

передних и заднего аэронавигационных

огней в любой вертикальной плоскости

Сила света каждого аэронавигационного ог-

ня должна быть равна или превышать значе-

ния, приведенные в следующей таблице:

Авиационные правила Часть 25

139

Угол выше или ниже

горизонтальной плоскости,

град.

Сила света, кд

0 1,00 I

от 0 до 5 0,90 I

от 5 до 10 0,80 I

от 10 до 15 0,70 I

от 15 до 20 0,50 I

oт 20 до 30 0,30 I

от 30 до 40 0,10 I

от 40 до 90 0,05 I

Двугранный угол

(включающий в себя

огонь)

Угол справа или

слева от продольной

оси, направленной

вперед, град.

Сила света I,

кд

L и R (передние

красный и

зеленый)

А (задний белый)

от 0 до 10

от 10 до 20

от 20 до 110

от 110 до 180

40

30

5

20

25.1395. Максимальная сила света передних

и заднего аэронавигационных огней

в зонах перекрытия

Сила света аэронавигационных огней не

должна превышать значений, приведенных в

следующей таблице, за исключением случая,

указанного в 25.1389(b)(3).

Примечания:

1. Зона А включает в себя все направления в

смежном двугранном угле, которые проходят че-

рез источник света и пересекают общую гранич-

ную плоскость под углом более 10°, но менее 20°.

2. Зона В включает в себя все направления в

смежном двугранном угле, которые проходят че-

рез источник света и пересекают общую гранич-

ную плоскость под углом более 20°.

25.1397. Требования к цветности

аэронавигационных огней

Цветность аэронавигационных огней должна

соответствовать следующим координатам цветно-

сти, рекомендованным Международной комис-

сией по освещенности:

(а) Авиационный красный огонь:

«y» – не более чем 0,335; и

«z» – не более чем 0,002.

(b) Авиационный зеленый огонь:

«x» – не более чем 0,440 – 0,320у;

«х» – не более чем у – 0,170; и

«у» – не менее чем 0,390 – 0,170х.

(с) Авиационный белый огонь:

«х» не менее чем 0,300 и не более чем 0,540;

«у» не менее х – 0,040 или y0 – 0,010, в зависи-

мости от того, что меньше;

«y» не более чем х+0,020 или 0,636 – 0,400х;

где «y0» – координата по оси «y» излучателя

Планка для рассматриваемой величины «х».

25.1399. Стояночный огонь

(а) Все стояночные (якорные) огни, требуемые

для гидросамолетов или самолетов-амфибий,

должны устанавливаться таким образом, чтобы

они:

(1) Обеспечивали дальность видимости белого

огня не менее 2 морских миль ночью в ясную по-

году.

(2) Создавали практически круговое свечение

огня, когда самолет пришвартован или дрейфует

на воде.

(b) Допускается использование наружных под-

весных огней.

25.1401. Система огней для предупреждения стол-

кновения

(а) Общие положения. На самолете устанавли-

вается система огней для предотвращения стол-

кновения.

(1) Система должна состоять из одного или бо-

лее огней предупреждения столкновения устано-

вленного типа, которые должны располагаться та-

ким образом, чтобы излучаемый ими свет не за-

труднял обзор членам экипажа и не уменьшал ви-

димость аэронавигационных огней.

(2) Система должна соответствовать требова-

ниям пунктов (b) – (f) данного параграфа.

(b) Зона действия. Система должна содержать

достаточное количество огней, чтобы охватить на-

иболее жизненно важные зоны вокруг самолета с

учетом его конфигурации и летных характери-

стик. Зона действия огней в каждом направлении

должна составлять угол не менее 75° выше и ниже

горизонтальной плоскости самолета. Допускается

затенение огней элементами конструкции само-

лета в телесном угле или углах не более 0,03 стера-

диан в пределах телесного угла 0,15 стерадиан,

центрованного вокруг продольной оси самолета и

обращенного назад.

(с) Проблесковые характеристики. Количество

источников света, ширина светового луча, ско-

рость вращения и другие характеристики системы

должны обеспечивать эффективную частоту

вспышек не менее 40 и не более 100 циклов в ми-

нуту. Эффективная частота вспышек – это часто-

та, с которой система огней предотвращения

столкновения наблюдается на расстоянии и отно-

сится к зоне действия каждого огня, в том числе к

зонам перекрытия, возможным в системе огней,

состоящей из более чем одного источника света;

частота проблесков может превышать 100, но не

должна составлять более 180 циклов в минуту.

(d) Цвет. Каждый огонь предотвращения стол-

кновения должен быть авиационным красным

или авиационным белым и соответствовать требо-

ваниям 25.1397.

(е) Сила света. Минимальная сила света во

всех вертикальных плоскостях, измеренная с

красным фильтром (если такой применяется) и

выраженная в единицах эффективной силы све-

та, должна соответствовать требованиям пункта

(f) данного параграфа. Расчет эффективной си-

лы света должен производиться в соответствии с

выражением

Часть 25 Авиационные правила

140

Перекрываемые зоны

Максимальная сила света, кд

Зона А Зона В

Зеленый цвет

в двугранном угле L

Красный цвет

в двугранном угле R

Зеленый цвет

в двугранном угле А

Красный цвет

в двугранном угле А

Белый задний

в двугранном угле L

Белый задний

в двугранном угле R

10

10

5

5

5

5

1

1

1

1

1

1

Авиационные правила Часть 25

141

где:

Ic – эффективная сила света, кд;

I(t) – мгновенное значение силы света в

функции времени;

t2 – t1 – интервал времени между вспышками, с.

Обычно максимальное значение эффектной

силы света достигается тогда, когда значения t2

и t1 выбраны таким образом, что эффективная

сила света была равна мгновенной при t2 и t1.

(f) Минимальная сила света для огней преду-

преждения столкновения. Эффективная сила

света каждого огня для предупреждения стол-

кновения должна быть равна (или превышать)

значениям, приведенным в таблице:

(а\*) Если используется пониженный режим

работы, то значение эффективной силы света

огней должно быть не менее 40 кд. В случае ис-

пользования пониженного режима работы

огней предотвращения столкновений в полете

должна быть обеспечена сигнализация этого

режима.

25.1403. Освещение для обнаружения

обледенения на частях самолета

Если в ночных полетах используются сред-

ства освещения льда на частях самолета, то они

не должны создавать бликов или отражений,

которые могли бы помешать членам экипажа

выполнять свои обязанности.

СПАСАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

25.1411. Общие положения

(а) Требования по доступности. Требуемое

спасательное оборудование, используемое эки-

пажем в аварийной ситуации, должно быть лег-

кодоступным.

(b) Обеспечение размещения. Предусмотрен-

ные места для размещения требуемого спаса-

тельного оборудования должны:

(1) Располагаться так, чтобы к оборудова-

нию обеспечивался прямой доступ, а его разме-

щение было очевидным.

(2) Защищать спасательное оборудование от

случайного повреждения.

(с) Средства для спуска из аварийного выхода.

Cредства для спуска людей на землю из аварий-

ного выхода, требуемые в 25.810(a), должны

быть размещены на выходах, для которых они

предназначены.

(d) Спасательные плоты.

(1) Места размещения спасательных плотов,

предписанных в 25.1415, должны обеспечивать

размещение плотов в количестве, достаточном

для максимального количества людей, на кото-

рое запрашивается сертификат на обеспечение

аварийной посадки на воду.

(2) Спасательные плоты должны быть раз-

мещены около выходов, через которые они мо-

гут быть спущены при непланируемом аварий-

ном приводнении.

(3) Спасательные плоты, которые вводятся в

действие снаружи самолета автоматически или

дистанционно, должны быть присоединены к

самолету посредством привязного фала, пред-

писанного в 25.1415.

(4) Места размещения каждого портативно-

го спасательного плота должны обеспечивать

быстрое отсоединение и снятие плота для его

использования через другие непредписанные

выходы.

(е) Места размещения радиомаяка с большой

дальностью действия. Места размещения радио-

маяка дальнего действия, требуемого в 25.1415,

должны быть около выходов, пригодных для

использования при аварийном приводнении.

(f) Места размещения спасательных жилетов.

Места размещения спасательных жилетов, тре-

буемых в 25.1415, должны обеспечивать разме-

щение по одному жилету на каждого человека,

находящегося на борту, в соответствии с запра-

шиваемой сертификацией на аварийное при-

воднение. Каждый спасательный жилет должен

быть легко досягаем для каждого сидящего че-

ловека.

(g) Места размещения страховочного каната.

Если запрашивается сертификат на обеспечение

аварийного приводнения согласно 25.801, то

должны быть предусмотрены места для размеще-

ния страховочных канатов. Эти места должны:

(1) Обеспечивать закрепление одного страхо-

вочного каната с каждой стороны фюзеляжа; и

(2) Быть расположены так, чтобы обеспечи-

валась возможность использования канатов

людьми для удержания на крыле после привод-

нения.

25.1415. Оборудование, используемое

при аварийной посадке на воду

(а) Оборудование для аварийного приводне-

ния, используемое на самолетах, подлежащих

сертификации на обеспечение аварийного при-

воднения согласно 25.801 и требуемое правила-

ми эксплуатации, должно соответствовать тре-

бованиям данного параграфа.

(b) Каждый спасательный плот и каждый

спасательный жилет должны быть одобрены.

Кроме того:

(1) Если не предусмотрено избыточное коли-

чество спасательных плотов достаточной вме-

стимости, то плавучесть и вместимость плотов

(за пределами номинальной вместимости) дол-

жны обеспечивать размещение всех людей, на-

ходящихся в самолете, в случае потери одного

Угол выше или ниже

горизонтальной плоскости,

град.

Эффективная сила света, кд

от 0 до 5 400

от 5 до 10 240

от 10 до 20 80

oт 20 до 30 40

oт 30 до 75 20

Часть 25 Авиационные правила

142

спасательного плота наибольшей номинальной

вместимости.

(2) Каждый плот должен иметь буксировоч-

ный привязной фал, предназначенный для

удержания плота около самолета, но отделяю-

щий его при полном затоплении самолета.

(с) К каждому плоту должны быть присоеди-

нены одобренные средства выживания.

(d) Должен быть предусмотрен одобренный

аварийный радиомаяк для использования на

одном из спасательных плотов.

(е) На самолетах, не сертифицируемых на

обеспечение аварийного приводнения по 25.801

и не имеющих одобренных спасательных жиле-

тов для каждого человека, находящегося на бор-

ту, должны быть предусмотрены одобренные

вспомогательные плавсредства. Эти средства

должны быть легко досягаемы для каждого си-

дящего человека и быть легкосъемными.

25.1419. Защита от обледенения

Если запрашивается сертификат для самоле-

та со средствами защиты от обледенения, то та-

кой самолет должен безопасно эксплуатировать-

ся в условиях максимального длительного и ма-

ксимального кратковременного обледенения,

указанных в Приложении С настоящих Норм.

Для установления возможности эксплуатации

самолета в условиях, указанных в Приложении

С, необходимо:

(а) Выполнить анализ, показывающий, что

защита от обледенения различных частей само-

лета с учетом различных эксплуатационных

конфигураций самолета достаточна.

(b) Подтвердить анализ защиты от обледене-

ния, выявить особенности обледенения и проде-

монстрировать эффективность системы защиты

от обледенения и ее элементов в летных испыта-

ниях самолета или его частей при различных

эксплуатационных конфигурациях в контроли-

руемых естественных условиях обледенения.

При необходимости также могут быть прове-

дены один или несколько видов следующих ис-

пытаний:

(1) Лабораторные испытания элементов или

моделей элементов в «сухом» воздухе или в ис-

кусственных условиях обледенения, или при со-

четании обоих условий.

(1\*) Испытания в аэродинамической трубе

моделей самолета или его отдельных частей с

имитаторами льда.

(2) Летные испытания противообледени-

тельной системы в целом или ее отдельных эле-

ментов в «сухом» воздухе.

(3) Летные испытания самолета или его час-

тей в контролируемых искусственных условиях

обледенения.

(2\*) Летные испытания самолета с имитато-

рами льда.

(с) Предусмотреть предупредительную сиг-

нализацию в виде желтой лампы или эквива-

лентного средства для оповещения летного

экипажа о том, что система удаления или пре-

дотвращения образования льда не функциони-

рует нормально.

(d) Принять, что для самолетов с газотур-

бинными двигателями положения данного па-

раграфа по защите от обледенения применимы

главным образом к планеру самолета. К сило-

вым установкам могут быть предъявлены неко-

торые дополнительные требования, содержа-

щиеся в разделе Е настоящих Норм.

(a\*) Показать, что при попадании самолета в

условия обледенения с неработающей противо-

обледенительной системой планера будет обес-

печена возможность завершения полета в соот-

ветствии с РЛЭ без возникновения аварийной

ситуации.

(b\*) Оборудовать самолет средствами сигна-

лизации об обледенении.

(c\*) Обеспечить для членов экипажа днем и

ночью возможность прямого или косвенного

контроля наличия льда на поверхностях и час-

тях самолета, критических с точки зрения нара-

стания льда.

(d\*) Если сертифицируется самолет, не

предназначенный для полетов в условиях обле-

денения, то должен быть выполнен анализ ус-

ловий его эксплуатации и размещенного обору-

дования, показывающий невозможность не-

преднамеренного попадания в зону обледене-

ния. Если не исключается непреднамеренное

попадание самолета в обледенение, то необхо-

димо показать возможность выхода из зоны об-

леденения (см. Приложение С) и безопасного

завершения полета. Для этого производятся:

(1) При необходимости, один или несколько

видов испытаний, указанных в пунктах (b)(2),

(4) и (5) данного параграфа.

(2) Летные испытания самолета в контроли-

руемых естественных условиях обледенения.

(3) Оборудование самолета средствами сиг-

нализации об обледенении, если не показана

возможность их отсутствия при обеспечении

выхода из зоны обледенения.

25.1421. Мегафоны

Если предусмотрен мегафон, то должны

быть средства, способные удержать его при воз-

действии расчетных инерционных сил, устано-

вленных в 25.561(b)(3).

ПРОЧЕЕ ОБОРУДОВАНИЕ

25.1423. Система оповещения пассажиров

Система оповещения пассажиров, требуемая

настоящими Нормами, должна:

(а) Получать питание в полете или после оста-

новки самолета на земле, при остановке или отка-

зе всех двигателей и вспомогательных силовых

установок или отсоединении или отказе всех ис-

точников электроснабжения, приводимых в дей-

Авиационные правила Часть 25

143

ствие функционирующими двигателями (вспомо-

гательными силовыми установками) в течение:

(1) Периода времени не менее 10 мин, из кото-

рых не менее 5 мин отводятся на сообщения лет-

ного экипажа и бортпроводников, с учетом того,

что все остальные приемники электроэнергии

продолжают получать электропитание от этого же

источника в условиях, когда все другие источники

энергоснабжения неработоспособны; и

(2) Дополнительного периода времени, отводи-

мого или требуемого для функционирования лю-

бых других приемников электроэнергии, которые

питаются от этого же источника и которые важны

для безопасности полета или необходимы в ава-

рийных условиях.

(b) Приводиться в действие бортпроводником в

пределах 10 с на тех рабочих местах в пассажир-

ской кабине, с которых система доступна.

(с) Обеспечивать подачу четко различаемых со-

общений на каждое пассажирское кресло, в туале-

ты, на кресла и рабочие места бортпроводников.

(d) Быть спроектирована так, чтобы неисполь-

зуемый и неустановленный на место микрофон не

приводил к отключению системы.

(е) Функционировать независимо от любой

требуемой системы внутренней связи экипажа;

(f) Быть доступной для непосредственного ис-

пользования с каждого из двух рабочих мест летно-

го экипажа в кабине экипажа.

(g) Иметь микрофон, легкодоступный для си-

дящего бортпроводника, на каждом требуемом

аварийном выходе, расположенном на уровне по-

ла, около которого имеется кресло бортпроводни-

ка, за исключением случая, когда один микрофон

может использоваться более чем на одном выходе,

если близкое расположение выходов обеспечивает

непосредственное устное общение сидящих борт-

проводников.

25.1431. Электронное оборудование

(а) При установлении соответствия требова-

ниям 25.1309(а) и (b) применительно к радиотех-

ническому и электронному оборудованию и их

установкам должны быть рассмотрены критиче-

ские внешние условия.

При установлении соответствия требованиям

25.1309(а) необходимо показать, что оборудование

нормально функционирует при воздействии на

него внешних факторов, характерных для места

размещения данного оборудования на самолете.

При установлении соответствия требованиям

25.1309(b) необходимо рассмотреть вероятные

комбинации отказных состояний различного ра-

диотехнического и электронного оборудования,

которые могут привести к ухудшению ситуации

для самолета в целом по сравнению с ситуацией,

возникающей из-за отдельного отказного состоя-

ния каждой из систем.

(b) Радиотехническое и электронное оборудо-

вание должно обеспечиваться электроэнергией в

соответствии с положениями 25.1355(с).

(с) Радиотехническое и электронное оборудо-

вание, органы управления и проводка должны

быть установлены таким образом, чтобы работа

любого агрегата или системы агрегатов не влияла

неблагоприятным образом на одновременно про-

текающую работу любого другого радиотехниче-

ского или электронного агрегата, или системы аг-

регатов, требуемых настоящими Нормами.

(а\*) Каждая система, нарушение нормального

функционирования которой может воспрепят-

ствовать безопасному продолжению полета и со-

вершению посадки самолета, должна быть скон-

струирована и установлена таким образом, чтобы

при воздействии и после воздействия на самолет

внешних электромагнитных полей высокой ин-

тенсивности (HIRF) она функционировала нор-

мально.

25.1433. Вакуумные системы

В дополнение к обычным средствам сброса

давления должны предусматриваться средства,

обеспечивающие автоматическое снижение да-

вления в выходных трубопроводах вакуумного

насоса, если температура выходящего воздуха

достигает небезопасной величины.

25.1435. Гидравлические системы

(а) Конструкция.

(1) Каждый элемент гидравлической систе-

мы должен быть спроектирован так, чтобы вы-

держивать нагрузки от расчетного рабочего да-

вления в комбинации с максимальными эк-

сплуатационными нагрузками на конструк-

цию; указанные нагрузки должны восприни-

маться без деформации, препятствующей

функционированию элемента.

(2) Каждый элемент гидравлической систе-

мы должен выдерживать без разрушения на-

грузки от расчетного рабочего давления, умно-

женного на коэффициент 1,5, в комбинации с

предельными нагрузками на конструкцию, од-

новременное воздействие которых умеренно

вероятно. Расчетное рабочее давление – макси-

мальное давление при нормальной работе, ис-

ключая переходные процессы.

(b) Испытания.

(1) Собранная гидравлическая система должна

быть испытана статическим давлением для под-

тверждения ее способности выдерживать давление,

в 1,5 раза превышающее расчетное рабочее давле-

ние, без деформации любой части системы, которая

могла бы воспрепятствовать выполнению системой

своих функций. Зазор между элементами конструк-

ции и элементами гидравлической системы должен

быть достаточным, и не должно быть вредной оста-

точной деформации. Для проведения этих испыта-

ний предохранительный клапан может быть отклю-

чен, чтобы создать необходимое давление.

(2) Соответствие гидравлических систем требо-

ваниям 25.1309 должно быть показано испытания-

ми на функционирование, на ресурс, а также ана-

лизом. Все гидравлические системы или их подси-

Часть 25 Авиационные правила

144

стемы должны быть испытаны на самолете или на

стендах для определения соответствия требуемым

характеристикам и для сопоставления с другими

системами самолета. Испытания на функциони-

рование должны включать в себя имитацию усло-

вий отказа гидравлической системы. Испытания

на ресурс должны имитировать повторяющиеся

полетные циклы, которые могут быть в эксплуата-

ции. Элементы системы, отказавшие в испыта-

ниях, должны быть доработаны для исключения

конструктивного недостатка и, если необходимо,

испытаны вновь в достаточном объеме. Имитация

условий работы и внешних нагрузок для элемен-

тов и соответствующих участков гидравлической

системы должна быть достаточной для оценки

влияния внешних факторов. При оценке соответ-

ствия требованиям 25.1309 необходимо учитывать:

(i) статические и динамические нагрузки,

действующие в полете и на земле, нагрузки от

рабочего тела, от пилота, инерционные и тем-

пературные нагрузки и их комбинации;

(ii) перемещение элементов системы, вибра-

цию, давление рабочего тела при переходных

процессах и усталость;

(iii) абразивный износ, коррозию и эрозию;

(iv) совместимость жидкостей и материалов;

(v) утечки и износ.

(с) Противопожарная защита. Каждая гидра-

влическая система, в которой используется

воспламеняющаяся рабочая жидкость, должна

удовлетворять применимым к ней требованиям

параграфов 25.863, 25.1183, 25.1185 и 25.1189.

(a\*) Гидравлическая система не должна вы-

зывать взрыва на самолете.

(b\*) Элементы гидравлической системы дол-

жны быть выполнены, установлены и/или за-

щищены таким образом, чтобы в случае утечки:

(1) Токсичная гидрожидкость или ее пары в

концентрации, превышающей указанную в

25.831, не могли проникнуть в кабины экипажа

и пассажиров.

(2) Попадание нетоксичной жидкости в каби-

ны экипажа и пассажиров не приводило к ситуа-

ции, худшей, чем усложнение условий полета.

25.1438. Система наддува и пневмосистемы

(а) Элементы системы наддува должны быть

испытаны давлением на разрушение, в 2,0 раза

превышающим максимальное нормальное рабо-

чее давление системы, и контрольным давлением,

в 1,5 раза превышающим максимальное нормаль-

ное рабочее давление.

(b) Элементы пневматической системы дол-

жны быть испытаны давлением на разрушение, в

3,0 раза превышающим максимальное нормаль-

ное рабочее давление системы, и контрольным да-

влением, в 1,5 раза превышающим максимальное

нормальное рабочее давление.

(c) Испытания, требуемые в пунктах (а) и (b)

данного параграфа, могут быть заменены анали-

зом (расчетом, исследованием), если Компетент-

ный орган сочтет его эквивалентным требуемому

испытанию.

(a\*) Система наддува и пневматическая система

не должны вызывать взрыва на самолете.

(b\*) Размещение трубопроводов и агрегатов

СКВ должно быть таким, чтобы при их возмож-

ном разрушении воздействие горячего воздуха с

температурой более 200 °С на элементы конструк-

ции и другие системы самолета не приводило к си-

туации, худшей, чем усложнение полета.

25.1439. Защитное дыхательное оборудование

(a) Если на самолете имеется грузовой отсек

класса А, В или Е, то для соответствующих членов

экипажа должно быть предусмотрено защитное

дыхательное оборудование. Дополнительно за-

щитное дыхательное оборудование должно уста-

навливаться во всех отдельных изолированных по-

мещениях на самолете, в том числе на кухнях

верхней и нижней палуб, в которых членам экипа-

жа разрешается находиться во время полета, из

расчета максимального числа членов экипажа в

данной зоне при выполнении любой работы в ней.

(b) Защитное дыхательное оборудование, тре-

буемое пунктом (а) данного параграфа или любы-

ми эксплуатационными правилами, должно отве-

чать следующим требованиям:

(1) Оборудование должно быть рассчитано на

защиту членов летного экипажа от воздействия

дыма, углекислого газа и других вредных газов во

время исполнения ими своих обязанностей в по-

лете в кабине экипажа и во время борьбы с пожа-

ром в грузовых отсеках.

(2) Защитное дыхательное оборудование дол-

жно включать в себя:

(i) маски, закрывающие глаза, нос и рот; или

(ii) маски, закрывающие нос и рот, а также до-

полнительное средство, закрывающее глаза.

(3) Указанное оборудование во время его при-

менения не должно препятствовать пользованию

радиооборудованием самолета или ведению чле-

нами летного экипажа связи друг с другом, когда

они находятся на своих рабочих местах, и осущест-

влению связи с рабочими местами бортпроводни-

ков. Оборудование во время его применения дол-

жно позволять одному члену экипажа пользовать-

ся самолетным переговорным устройством по

крайней мере с одного места проводника в каждом

пассажирском салоне.

(4) Средство, предназначенное для защиты

глаз, должно быть такого типа и конструкции, что-

бы оно не оказывало сколько-нибудь заметного

неблагоприятного влияния на зрение и позволяло

бы носить очки отдельным членам экипажа, нуж-

дающимся в диоптрийной коррекции.

(5) Оборудование должно обеспечивать подачу

защитного кислорода для каждого члена экипажа

продолжительностью 15 мин при полете на баро-

метрической высоте 2400 м и при легочной венти-

ляции, равной 30 л/мин (t = 37 °C, P = Pокр.возд.,

PH2O = 0 мм рт. ст.; условия ВТРD).

Авиационные правила Часть 25

145

Если используется кислородная система легочно-

го типа, подвод 300 л свободного кислорода, нахо-

дящегося при температуре 21 °С и под давлением

760 мм. рт. ст., считается достаточным для 15-ми-

нутной продолжительности питания на указанной

высоте и при указанной легочной вентиляции.

Когда используется защитное дыхательное обору-

дование с непрерывной подачей (включающее в

себя маску со стандартной дыхательной камерой),

расход кислорода в 60 л/мин на высоте 2400 м

(45 л/мин на уровне моря) и подвод 600 л свобод-

ного кислорода, находящегося при температуре

21 °С и под давлением 760 мм рт. ст., считаются до-

статочными для 15-минутной продолжительности

питания на указанной высоте и при указанной ле-

гочной вентиляции.

(6) Защитное дыхательное оборудование дол-

жно удовлетворять требованиям 25.1441(b) и (с).

(a\*) Для перемещения в разгерметизированной

кабине или задымленных отсеках должен быть

предусмотрен переносной кислородный прибор

(блок) легочно-автомaтического типа с источни-

ком кислорода, емкостью не менее 300 л (давлени-

ем 760 мм рт. ст., температура 21 °С). Прибор дол-

жен быть оборудован дымозащитной маской, зак-

рывающей все лицо, и размещен в кабине экипажа.

(b\*) Защитно-дыхательное оборудование с пе-

реносными блоками должно быть доступно для

незамедлительного использования членами эки-

пажа, ведущими борьбу с пожаром в соответствии

с нижеследующим размещением:

(1) По одному блоку для использования в каж-

дом грузовом отсеке класса А, В и Е, доступному

для членов экипажа во время полета.

(2) По одному блоку около каждого ручного огне-

тушителя, установленного в помещении буфета на

верхней и нижней палубах, когда буфет занимает все

пространство отсека верхней или нижней палубы.

(3) По одному блоку в каждом пассажирском

салоне, размещенному на расстоянии до 0,9 м от

каждого ручного огнетушителя. Допускается уве-

личение расстояния более 0,9 м при обеспечении

эквивалентного уровня безопасности. При этом

может учитываться кислородное оборудование в

соответствии с 25.1447(c)(4).

25.1441. Кислородное оборудование

и кислородное питание

(а) Если запрашивается сертификат с оборудо-

ванием, снабжающим дополнительным кислоро-

дом1), это оборудование должно отвечать требова-

ниям данного параграфа, а также параграфов

25.1443 – 25.1453 и 25.869(с), (а\*).

(b) Кислородное оборудование должно быть

безопасным по своей конструкции, принципу ра-

боты и по своему воздействию на другие компо-

ненты самолета.

(с) Должны предусматриваться средства, по-

зволяющие экипажу в полете легко определять ко-

личество кислорода, оставшегося в каждом источ-

нике кислородного питания.

(d) На самолетах, для которых запрашивается

сертификат для полетов на высотах более 12200 м,

расход кислорода и кислородное оборудование

должны быть утверждены.

25.1441А. Количество кислорода на самолете

(a) Самолеты с негерметической кабиной. Для са-

молетов с негерметической кабиной количество ки-

слорода и характеристики кислородного оборудова-

ния устанавливаются на основании того, что баро-

метрическая высота в кабине равна высоте полета.

(b) Самолеты с герметической кабиной. Для са-

молета с герметической кабиной количество ки-

слорода и характеристики кислородного обору-

дования устанавливаются на основании предпо-

ложения, что разгерметизация кабины случится

на высоте и в пункте полета, которые являются

самыми критическими с точки зрения потребно-

сти в кислороде, и что после разгерметизации ка-

бины самолет снизится без превышения его экс-

плуатационных ограничений до безопасной вы-

соты и продолжит полет в соответствии с РЛЭ на

высоте, позволяющей достигнуть места безопас-

ной посадки с учетом остатка топлива. После

разгерметизации кабины барометрическая высо-

та в кабине принимается равной высоте полета,

если только не доказано, что отказное состояние,

не отнесенное к практически невероятному, не

приведет к выравниванию высоты в кабине с вы-

сотой полета. Достигаемая при этом максималь-

ная высота в кабине может приниматься в каче-

стве основания для сертификации и определения

запаса кислорода, который не должен быть ме-

нее запаса, предусмотренного пунктами (d) и (g)

данного параграфа.

(c) На самолете с негерметической кабиной и

высотой полета более 3000 м и до 3600 м включи-

тельно кислородом должны обеспечиваться все

члены экипажа, принимающие участие в выпол-

нении полета в соответствии с РЛЭ в течение той

части полета, проходящей на указанных высотах,

которая продолжается более 30 мин.

(1) На самолетах с негерметической кабиной и

высотой полета свыше 3600 м (но не более 6000 м)

кислородом должны обеспечиваться все члены

экипажа, принимающие участие в выполнении

полета в соответствии с РЛЭ в течение всего по-

лета на этой высоте.

(d) На самолете с герметической кабиной и

высотой полета более 3000 м для случая разгер-

метизации кабины должно быть предусмотрено

кислородное питание в соответствии с пунктами

(b) и (с) настоящего параграфа, но не менее чем

на 2 ч полета. При этом может учитываться запас

1) Дополнительный кислород – кислород, добавлен-

ный к окружающему воздуху перед или во время вдоха

с целью компенсации пониженного давления кислоро-

да на высоте и поддержания в трахеях достаточного

парциального давления.

Часть 25 Авиационные правила

146

кислорода, требуемый 25.1439 и пункте (е)

данного параграфа.

(e) Для уменьшения утомляемости экипажа

при продолжительности полета более 4 ч на са-

молетах с герметической и негерметической ка-

бинами должен быть предусмотрен запас кис-

лорода для профилактического кислородного

питания. Запас кислорода определяется расче-

том, исходя из того, что производится питание

чистым кислородом или смесью в течение

10 мин через каждые 2 ч полета и перед сниже-

нием со средней легочной вентиляцией

10 л/мин. Порядок пользования профилакти-

ческим питанием излагается в РЛЭ.

(f) На самолете с негерметической кабиной

и высотой полета более 3000 м и до 4200 м

включительно должно обеспечиваться кисло-

родным питанием 10% пассажиров от общего

количества мест и все бортпроводники в тече-

ние той части полета, проходящей на указан-

ных высотах, которая продолжается более

30 мин.

(1) На самолете с негерметической кабиной

и высотой полета более 4200 м и до 4500 м

включительно должно обеспечиваться кисло-

родным питанием 30% пассажиров и все борт-

проводники в течение всего полета на указан-

ных высотах.

(2) На самолете с негерметической кабиной

и высотой полета свыше 4500 м (но не более

6000 м) кислородным питанием должны обес-

печиваться все пассажиры и бортпроводники в

течение всего полета на указанных высотах.

(g) При использовании самолета на высотах

свыше 3000 м для лиц, занимающих пассажир-

скую кабину, должно быть обеспечено следую-

щее кислородное питание:

(1) Если самолет эксплуатируется на высо-

тах до 7600 м включительно и может быть безо-

пасно снижен в любой точке маршрута до вы-

соты 4200 м или ниже в течение 4 мин, кисло-

родное питание должно быть обеспечено в те-

чение 30-минутного периода для по меньшей

мере 10% людей, занимающих пассажирскую

кабину.

(2) Если самолет эксплуатируется на высо-

тах до 7600 м включительно и не может безо-

пасно снизиться до высоты 4200 м в течение

4 мин или если самолет эксплуатируется на вы-

сотах более 7600 м, кислородное питание долж-

но быть обеспечено для по меньшей мере 10%

людей, занимающих пассажирскую кабину, в

течение всего полета, продолжающегося после

разгерметизации кабины, при давлении в ней,

соответствующем высоте от 3000 до 4200 м

включительно; не менее 30% людей, занимаю-

щих пассажирскую кабину, в течение всего поле-

та при высоте в кабине более 4200 м и до 4500 м

включительно; все люди, занимающие пасса-

жирскую кабину, в течение всего полета, про-

должающегося после разгерметизации кабины,

при высоте в кабине более 4500 м, за исключе-

нием того, что должен иметься не менее чем 10-

минутный запас кислорода для всех людей, за-

нимающих пассажирскую кабину. При этом

может учитываться запас кислорода, требуе-

мый согласно 25.1439(b\*) и 25.1447(с)(4).

(h) Для самолета с герметической кабиной в

случае ее разгерметизации до высоты более

7600 м должно быть обеспечено терапевтиче-

ское питание (оказание первой помощи) для

2% пассажиров, но не менее одного пассажира

в течение всего полета, продолжающегося пос-

ле разгерметизации кабины, при высоте более

2400 м. Питание должно обеспечиваться мини-

мум от двух точек. При этом может учитывать-

ся запас кислорода, требуемый для защиты

бортпроводников от дыма (см. 25.1439(а\*)).

25.1443. Минимальный массовый расход

дополнительного кислорода

(а) Если для членов летного экипажа самоле-

та установлено оборудование, рассчитанное на

непрерывную подачу кислорода, минимальный

расход дополнительного кислорода, потребляе-

мого каждым членом экипажа, должен быть не

менее того значения, при котором во время

вдоха в трахеях будет поддерживаться среднее

парциальное давление кислорода, равное

149 мм рт. ст., при легочной вентиляции

15 л/мин (t = 37 °C, P = Pокр.возд., PH2O = 47 мм рт. ст.;

условия BTPS) и максимальном объеме воздуха,

обмениваемого за цикл «вдох-выдох» 700 см3

при постоянных интервалах между вдохами.

(b) Если для членов летного экипажа устано-

влено кислородное оборудование легочно-ав-

томатического типа, минимальный массовый

расход кислорода для дыхания, потребляемого

каждым членом экипажа, не должен быть ме-

нее того значения, при котором во время вдоха

будет поддерживаться среднее парциальное да-

вление кислорода в трахеях, равное 122 мм рт. ст.,

до барометрической высоты в кабине 10700 м

включительно. При изменении барометриче-

ской высоты в кабине от 10700 до 12200 м со-

держание кислорода в подаваемом воздухе

должно равняться 95%. В обоих случаях легоч-

ная вентиляция составляет 20 л/мин (t = 37 °C,

P = Pокр.возд., PH2O = 47 мм рт. ст.; условия BTPS).

Должна быть предусмотрена возможность для

членов экипажа пользоваться чистым кислоро-

дом, если они этого желают.

(с) Для пассажиров и бортпроводников ми-

нимальный массовый расход кислорода для

дыхания, потребляемого каждым человеком,

при различных барометрических высотах в ка-

бине должен быть не менее того значения, при

котором во время вдоха будет обеспечиваться

следующее среднее парциальное давление кис-

лорода в трахеях при пользовании кислород-

ным оборудованием с масками:

(1) При барометрической высоте более 3000 м

и до 5600 м включительно среднее парциальное

давление кислорода в трахеях должно состав-

лять 100 мм рт. ст. при легочной вентиляции 15

л/мин (t = 37 °C, P = Pокр.возд., PH2O = 47 мм рт. ст.;

условия BTPS) и количестве воздуха, обмени-

ваемого за цикл «вдох-выдох», равном 700 см3,

при дыхании с равными промежутками вре-

мени.

(2) При барометрической высоте в кабине

более 5600 м и до 12200 м включительно сред-

нее парциальное давление кислорода в трахеях

должно составлять 84 мм рт. ст., при легочной

вентиляции 30 л/мин (t = 37 °C, P = Pокр.возд.,

PH2O = 47 мм рт. ст.; условия BTPS) и количест-

ве воздуха, обмениваемого за цикл «вдох-вы-

дох», равном 1100 см3, при дыхании с равными

промежутками времени.

(d) В тех случаях, когда требуется использо-

вать кислородную аппаратуру для оказания

первой помощи, минимальный массовый рас-

ход кислорода на одного человека должен быть

не менее 4 л/мин (t = 0 °C, P = 760 мм рт. ст.,

PH2O = 0 мм рт. ст.; условия STPD). Однако мо-

гут быть средства, позволяющие снизить этот

расход, но не менее чем до 2 л/мин при любой

высоте в кабине. Количество потребного кис-

лорода должно основываться на среднем расхо-

де, равном 3 л/мин на каждого человека, кото-

рому требуется первая помощь.

(e) В случае установки переносного кисло-

родного оборудования для членов экипажа ми-

нимальный массовый расход дополнительного

кислорода, используемого для дыхания, дол-

жен быть таким же, как указано в пункте (а) или

(b) данного параграфа, в зависимости от типа

оборудования.

25.1445. Требования к системе

распределения кислорода

(а) Когда кислород должен подаваться как

экипажу, так и пассажирам, система распреде-

ления должна быть сконструирована таким об-

разом, чтобы она могла обеспечить:

(1) Источник снабжения кислородом для

членов летного экипажа, находящихся на своих

рабочих местах, и отдельный источник для пас-

сажиров и других членов экипажа; либо

(2) Общий источник снабжения кислоро-

дом, имеющий средства, обеспечивающие

резервирование минимального количества

кислорода, требуемого для членов летного

экипажа, находящихся на своих рабочих ме-

стах.

(b) Для удовлетворения требований по обес-

печению кислородным питанием членов эки-

пажа и пассажиров могут применяться пере-

носные кислородные приборы с непрерывной

подачей кислорода, легочного типа с подсосом

воздуха, а также приборы легочного типа без

подсоса воздуха.

25.1447. Требования к кислородно-раздаточным

приборам

Если на самолете установлены кислородо-

раздаточные приборы (маски), они должны со-

ответствовать следующим положениям:

(a) Для каждого человека, который находит-

ся на борту самолета и которому подается до-

полнительный кислород, должен предусматри-

ваться индивидуальный раздаточный прибор

(маска). Этот прибор должен закрывать нос и

рот и иметь соответствующее крепление, удер-

живающее прибор в нужном положении на ли-

це. Маски для питания членов летного экипажа

дополнительным кислородом должны позво-

лять работать со связным оборудованием.

(b) Если запрашивается сертификат для вы-

сот полета 7600 м и менее и самолет может без-

опасно снижаться до высоты 4200 м и ниже в

течение 4 мин, для каждого члена экипажа

должна быть предусмотрена возможность лег-

кого доступа к кислородному штуцеру и к раз-

даточному прибору кислородной системы, для

того чтобы член экипажа имел возможность не-

медленно воспользоваться ими. Для всех ос-

тальных людей, находящихся на борту самоле-

та, штуцеры и раздаточные приборы должны

располагаться так, чтобы обеспечивалась воз-

можность пользоваться кислородом в соответ-

ствии с эксплуатационными требованиями на-

стоящих Норм.

(c) Если запрашивается сертификат для вы-

сот полета более 7600 м, 7600 м и менее и само-

лет не может безопасно снизиться до высоты

4200 м или ниже в пределах 4 мин, должно при-

меняться кислородо-раздаточное оборудова-

ние, отвечающее следующим требованиям:

(1) Раздаточные приборы, обеспечивающие

требуемый расход кислорода, должны автома-

тически подаваться каждому лицу, в каком бы

месте он ни сидел на борту самолета, прежде

чем высота по давлению в кабине превысит

4500 м, и по крайней мере два кислородно-

раздаточных прибора, подключенных к систе-

ме, должны находиться в каждом туалете. Об-

щее количество раздаточных приборов и шту-

церов должно превышать количество мест в

самолете не менее чем на 10%. Дополнитель-

ные точки кислородного питания должны

быть равномерно распределены по всей каби-

не, насколько это практически возможно.

Экипаж должен быть снабжен ручными сред-

ствами, немедленно делающими раздаточные

приборы доступными в случае отказа автома-

тической системы.

(2) Каждый член летного экипажа на своем

рабочем месте должен быть обеспечен быстро-

надеваемой кислородной маской, подключен-

ной к кислородному оборудованию. Каждая

маска должна быть готова к немедленному при-

менению на рабочем месте члена летного эки-

пажа и установлена так, чтобы:

Авиационные правила Часть 25

147

Часть 25 Авиационные правила

148

(i) можно было за 5 с одной рукой, не заде-

вая очков и не задерживая выполнение обязан-

ностей в аварийной ситуации, из положения

«наготове» надеть ее на лицо, правильно укре-

пить, загерметизировать, чтобы через нее пода-

вался кислород по мере необходимости; и

(ii) будучи надета, позволяла осуществлять

обычные функции по ведению связи.

(3) Кислородно-раздаточное оборудование

для экипажа должно быть:

(i) легочно-автоматического типа или ле-

гочно-автоматического типа с избыточным

давлением (кислородная маска с избыточным

давлением и прибор легочно-автоматического

типа с избыточным давлением), или другое

сертифицированное кислородное оборудова-

ние, способное обеспечить ту же степень за-

щиты, для воздушных судов с высотой полета

более 7600 м; и

(ii) легочно-автоматического типа с избы-

точным давлением с кислородным прибором,

встроенным в маску (кислородная маска с из-

быточным давлением и прибор легочно-авто-

матического типа с избыточным давлением),

или другое сертифицированное кислородное

оборудование, способное обеспечить ту же сте-

пень защиты, для воздушных судов с такой вы-

сотой полета, при которой в результате разгер-

метизации кабины, не являющейся практиче-

ски невероятной, может создаться давление,

соответствующее высоте более 12200 м, способ-

ное оказать неблагоприятное воздействие на

экипаж.

(4) Переносное кислородное оборудование

должно быть немедленно доступно каждому

бортпроводнику.

(а\*) Конструкция кислородного оборудова-

ния и его размещение на самолете должны

обеспечивать удобство пользования управляю-

щими и контролирующими органами в полете

и доступ к элементам кислородного оборудова-

ния при его обслуживании.

(b\*) На самолетах, оборудованных стацио-

нарной аварийной кислородной системой,

должны быть предусмотрены демонстрацион-

ные маски и места их размещения.

РЛЭ должно содержать указания о необхо-

димости проведения инструктажа пассажиров

по пользованию кислородными масками.

(с\*) Все кислородные маски должны быть

приспособлены для легкой очистки и дезин-

фекции.

25.1449. Средства для определения

подачи кислорода

Должны предусматриваться средства, позво-

ляющие членам экипажа определять, подается

ли кислород к раздаточным приборам.

25.1450. Химические генераторы кислорода

(a) Применительно к настоящему параграфу

химический генератор кислорода определяется

как прибор для производства кислорода по-

средством химической реакции.

(b) Каждый химический генератор кислоро-

да должен быть спроектирован и установлен с

учетом следующих требований:

(1) Температура на поверхности, развивае-

мая генератором во время работы, не должна

создавать опасности самолета или людей, нахо-

дящихся на борту.

(2) Должны быть предусмотрены средства

для стравливания опасного избыточного внут-

реннего давления.

(c) Помимо удовлетворения требований

пункта (b) данного параграфа каждый перенос-

ной химический генератор кислорода, рассчи-

танный на длительную работу при условии пе-

риодической замены отработанного генератор-

ного элемента, должен быть снабжен надпи-

сью, указывающей:

(1) Расход кислорода, л/мин.

(2) Продолжительность подачи кислорода

для сменного генераторного элемента, мин; и

(3) Предостережение, что сменный генера-

торный элемент может быть горячим, за исклю-

чением случая, когда конструкция элемента та-

кова, что температура его поверхности не может

превысить 38 °С.

25.1453. Защита кислородного оборудования

от разрушения

Баллоны со сжатым кислородом и трубопро-

воды, соединяющие кислородные баллоны с

перекрывными устройствами, должны быть:

(a) Защищены от воздействия небезопасных

температур; и

(b) Размещены на самолете таким образом,

чтобы свести к минимуму возможность и опас-

ность их разрушения при аварийной посадке.

25.1455. Слив жидкостей,

подверженных замерзанию

Когда жидкости, подверженные замерза-

нию, отводятся за борт в полете или во время

работы на земле, сливные устройства должны

располагаться таким образом, чтобы предот-

вратить образование опасных количеств льда

на поверхностях и частях самолета в результате

работы этих устройств.

25.1457. Аварийные бортовые регистраторы

звуковой информации

(бортовые диктофоны)

(а) На самолет должен устанавливаться ава-

рийный бортовой регистратор звуковой инфор-

мации (бортовой диктофон) таким образом,

чтобы он мог осуществлять запись следующей

информации:

(1) Информация, принимаемая и передавае-

мая летным экипажем посредством бортовых

связных радиостанций.

(2) Переговоры в кабине экипажа между

членами летного экипажа.

Авиационные правила Часть 25

149

(3) Переговоры в кабине экипажа между

членами летного экипажа посредством АВСА

(СПУ).

(4) Звуковые сигналы опознавания назем-

ных навигационных и посадочных радио-

средств, поступающие в наушники членов лет-

ного экипажа или на громкоговорители, уста-

новленные в кабине экипажа.

(5) Оповещение пассажиров членами летно-

го экипажа посредством аппаратуры громкого-

ворящего оповещения при наличии такой ап-

паратуры и возможности использования чет-

вертого канала записи в соответствии с требо-

ваниями пункта (с)(4)(ii) данного параграфа.

(1\*) Регистрация кода времени.

(b) В соответствии с требованиями, изложен-

ными в пункте (а)(2) данного параграфа, в каби-

не пилотов должен быть установлен микрофон,

который должен располагаться в месте, наиболее

удобном для записи переговоров, ведущихся с

рабочих мест первого и второго пилотов, а также

переговоров других членов летного экипажа с

первым или вторым пилотом. Микрофон должен

так размещаться и, если это необходимо, преду-

силители и фильтры диктофона должны быть так

отрегулированы и их количество должно быть та-

ким, чтобы получить практически наиболее вы-

сокую степень разборчивости записи, произво-

димой в условиях шума в кабине экипажа, при

воспроизведении записи. При оценке разборчи-

вости записи может применяться повторное про-

слушивание или повторный просмотр записи.

(c) Каждый бортовой диктофон должен быть

установлен таким образом, чтобы звуковая ин-

формация или звуковые сигналы, перечислен-

ные в пункте (a) данного параграфа, получае-

мые от источников, указанных ниже, записы-

вались на отдельные каналы записи в следую-

щем порядке:

(1) На первый канал – от микрофона авиа-

гарнитуры, микрофона в кислородной маске

или ручного микрофона, наушников авиагар-

нитуры или громкоговорителя, используемых

на рабочем месте первого пилота (или на рабо-

чем месте второго пилота, если информация с

рабочего места первого пилота записывается на

второй канал).

(2) На второй канал – от микрофона авиа-

гарнитуры, микрофона в кислородной маске

или ручного микрофона, наушников авиагар-

нитуры или громкоговорителя, используемых

на рабочем месте второго пилота (или на рабо-

чем месте первого пилота, если информация с

рабочего места второго пилота записывается на

первый канал).

(3) На третий канал – от ненаправленно-

го(ых) микрофона(ов), установленного(ых) в

кабине экипажа.

(4) На четвертый канал:

(i) от микрофона авиагарнитуры, микрофо-

на в кислородной маске или от ручного микро-

фона, наушников авиагарнитуры или громко-

говорителя, используемых на рабочем месте

третьего и четвертого членов экипажа; или

(ii) если рабочие места третьего и четвертого

членов экипажа, указанные в пункте (с)(4)(i)

данного параграфа, не предусмотрены в кабине

экипажа или если звуковая информация с рабо-

чих мест третьего и четвертого членов экипажа

записывается на другой канал – от каждого ми-

крофона, используемого в системе громкогово-

рящего оповещения пассажиров, при условии,

что информация с данных микрофонов не запи-

сывается на другой канал.

(5) Все звуковые сигналы, принимаемые мик-

рофонами, перечисленными в пунктах (с)(1),

(с)(2) и (с)(4) данного параграфа, должны запи-

сываться без прерываний независимо от положе-

ния кнопочного переключателя «СПУ –

РАДИО». Конструкция должна обеспечивать

возможность самопрослушивания для членов

летного экипажа только при использовании сис-

темы внутренней связи, системы оповещения

пассажиров или связных радиопередатчиков.

(d) Каждый бортовой диктофон должен

быть установлен таким образом, чтобы:

(1) Он получал электропитание от шины,

обеспечивающей максимальную надежность

его работы как потребителя первой категории

без нарушения нормального функционирова-

ния важных и аварийных приемников электро-

энергии.

(2) Имелись автоматические средства, одно-

временно останавливающие запись и исключа-

ющие работу всех устройств стирания записи

не позднее чем через 10 мин после удара при

аварии; и

(3) Имелись звуковые или визуальные сред-

ства для предполетной проверки работы дикто-

фона.

(е) Контейнер диктофона должен разме-

щаться и монтироваться с расчетом минималь-

ной возможности поломки контейнера в ре-

зультате удара при аварии и последующего по-

вреждения диктофона от пожара. Чтобы удов-

летворить этому требованию, контейнер дол-

жен находиться по возможности в наиболее

удаленном месте в хвостовой части самолета,

но не там, где установленные в хвостовой части

двигатели могут его поломать во время удара.

Однако он не должен находиться вне гермока-

бины.

(f) Если бортовой диктофон снабжен уст-

ройством для стирания записи, то он должен

быть установлен таким образом, чтобы обеспе-

чить минимальную возможность случайного

срабатывания указанного устройства во время

удара при аварии.

(g) Каждый контейнер диктофона должен:

(1) Быть ярко-оранжевым или ярко-желтым

и иметь надписи: АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРА-

Часть 25 Авиационные правила

150

ТОР на русском языке и VOICE RECORDER

на английском языке.

(2) Иметь на наружной поверхности отража-

тельную ленту (полосу), облегчающую его об-

наружение под водой.

(3) При полетах над водными пространства-

ми бортовой диктофон должен иметь устройст-

во, помогающее обнаружить его под водой, ус-

тановленное на контейнере или рядом с ним

таким образом, чтобы была обеспечена мини-

мальная вероятность его отделения от контей-

нера при ударе во время аварии.

(a\*) [Зарезервирован].

(b\*) Качество воспроизведения речи по кана-

лам, работающим с аппаратурой внутренней

связи (АВСА, СПУ), при воспроизведении на

специальном наземном устройстве должно быть

не хуже 95%.

(c\*) Выключение в полете бортовых дикто-

фонов должно быть исключено.

(d\*) Бортовые диктофоны не должны нару-

шать работоспособности контролируемых сис-

тем и оборудования самолета при нормальной

работе, а при отказах в блоках этих бортовых

средств и в линиях связи не должны приводить

к ситуации, худшей, чем усложнение условий

полета.

(e\*) Информация, накопленная бортовым

диктофоном, должна сохраняться не менее чем

за последние 2 ч работы.

(f\*) Должно быть обеспечено сохранение

информации в условиях воздействия неблаго-

приятных факторов авиационного происшест-

вия.

25.1459. Аварийные бортовые регистраторы

параметрической информации

(а) На самолет должен устанавливаться ава-

рийный бортовой регистратор параметриче-

ской информации таким образом, чтобы:

(1) В него поступали данные о воздушной

скорости, высоте и данные о направлении дви-

жения от источников, точность которых отве-

чает соответствующим требованиям парагра-

фов 25.1323, 25.1325, 25.1327.

(2) Датчик вертикального ускорения был

прочно укреплен и размещен в продольном на-

правлении либо в принятом диапазоне центро-

вок самолета, либо впереди или сзади от преде-

лов центровки на расстоянии, не превышаю-

щем 25% средней аэродинамической хорды са-

молета.

(3) Он питался электроэнергией от шины,

обеспечивающей максимальную надежность

работы бортового регистратора как потребите-

ля первой категории, не нарушая нормальной

работы других приемников электроэнергии.

(4) Имелись звуковые или визуальные сред-

ства для предполетной проверки, позволяющие

контролировать правильность регистрации

данных на носителе информации.

(5) Было обеспечено накопление и сохране-

ние информации не менее чем за последние

25 ч его работы.

(1\*) Была обеспечена регистрация информа-

ции в течение всего полетного времени. Вклю-

чение регистраторов перед взлетом должно

обеспечиваться до запуска первого из двигате-

лей, а выключение по окончании полета – не

ранее выключения всех двигателей. Выключе-

ние в полете регистратора с рабочего места чле-

на экипажа должно быть исключено.

(6) Обеспечивалась регистрация информа-

ции, на основании которой можно определить

время каждого радиообмена со службами упра-

вления воздушным движением.

(b) Каждый некатапультируемый контейнер

бортового регистратора должен устанавливать-

ся и монтироваться таким образом, чтобы сни-

зить до минимума вероятность разрушения

контейнера в результате удара при аварии и

повреждения регистратора при пожаре. Для со-

ответствия этому требованию контейнер реги-

стратора должен размещаться в хвостовой ча-

сти как можно дальше, однако нет необходимо-

сти устанавливать его в задней части гермети-

зированного отсека и, кроме того, его не следу-

ет устанавливать в местах, где он может быть

поврежден при аварии двигателями, располо-

женными сзади.

(с) Было установлено соотношение между

данными бортового регистратора приборной

скорости, высоте и курсе и соответствующими

показаниями (с учетом поправок) приборов

первого пилота. Это соотношение должно быть

определено для полного диапазона приборных

скоростей и высот самолета и для 360° по курсу.

(d) Каждый контейнер бортового регистра-

тора должен:

(1) Быть ярко-оранжевым или ярко-желтым

и иметь надписи: АВАРИЙНЫЙ РЕГИСТРА-

ТОР на русском языке и FLIGHT RECORDER

на английском языке.

(2) Иметь на наружной поверхности отража-

тельную ленту (полосу), облегчающую его об-

наружение под водой.

(3) При полетах над водными пространства-

ми иметь устройство, помогающее обнаружить

его под водой, установленное на контейнере

или рядом с ним таким образом, чтобы обеспе-

чить минимальную вероятность отделения его

от контейнера во время удара при аварии.

(е) Все новые или необычные конструктив-

ные или эксплуатационные характеристики са-

молета должны оцениваться для определения

необходимости записи бортовыми регистрато-

рами каких-либо параметров помимо или вме-

сто предусмотренных существующими требова-

ниями.

(а\*) Бортовые регистраторы должны обеспе-

чивать регистрацию следующих параметров:

Авиационные правила Часть 25

151

(1) Служебных параметров (астрономиче-

ское время, номер самолета, дата полета).

(2) Параметров, характеризующих движение

самолета.

(3) Параметров, характеризующих положе-

ние органов управления.

(4) Параметров, характеризующих состоя-

ние силовой установки.

(5) Параметров, характеризующих состоя-

ние систем самолета.

(b\*) Должно быть обеспечено сохранение

информации в условиях воздействия неблаго-

приятных факторов авиационного происше-

ствия.

(c\*) В эксплуатационную документацию са-

молета должен быть включен перечень реги-

стрируемых параметров.

25.1461. Оборудование, содержащее роторы

с большой кинетической энергией

(а) Оборудование, содержащее роторы с

большой кинетической энергией, должно удо-

влетворять требованиям пунктов (b), (с) и (d)

данного параграфа.

(b) Роторы с большой кинетической энерги-

ей, имеющиеся в оборудовании, должны быть

способны противостоять повреждениям, вы-

званным неисправностями, вибрацией, нару-

шением скоростных и температурных режимов.

Кроме того:

(1) Вспомогательные корпуса роторов дол-

жны быть в состоянии задерживать обломки,

образующиеся при разрушении лопаток рото-

ров с большой кинетической энергией; и

(2) Регулирующие устройства оборудования,

системы и приборы должны надежно гаранти-

ровать, что в процессе эксплуатации не будет

превышено ни одно эксплуатационное ограни-

чение, затрагивающее целостность роторов с

большой кинетической энергией.

(с) Должно быть показано испытаниями,

что оборудование, содержащее роторы с боль-

шой кинетической энергией, способно задер-

живать любой обломок ротора с большой кине-

тической энергией, который может появляться

при наибольшей скорости, достижимой при

недействующих устройствах нормального регу-

лирования скорости.

(d) Оборудование, содержащее роторы с

большой кинетической энергией, должно уста-

навливаться в таких местах, где разрушение ро-

тора не может создать опасность для людей или

отрицательно повлиять на продолжение безо-

пасного полета.

Часть 25 Авиационные правила

152

25F.5.10. СИСТЕМА СБОРА

ПОЛЕТНОЙ ИНФОРМАЦИИ (ССПИ)

5.10.1.4. Должно быть обеспечено питание

бортового регистратора и бортового диктофона

от аварийного источника электроэнергии.

5.10.1.6. Бортовой регистратор и бортовой

диктофон должны производить запись таким

образом, чтобы была обеспечена синхрониза-

ция по времени параметрической и звуковой

информации.

25F.8.1. ОПРЕДЕЛЕНИЯ,

ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ И ТРЕБОВАНИЯ

8.1.1. Определения

8.1.1.1. Оборудование бортовое, рассматрива-

емое в разделе 25F.8 – общее наименование тех-

нических устройств, устанавливаемых на само-

летах для определения местоположения самоле-

та, обеспечения самолетовождения и УВД, обес-

печения внешней и внутренней радиосвязи,

обеспечения электроэнергией, решения свето-

технических задач, а также для контроля за рабо-

той силовой установки.

Требования пункта 25F.8.1.3.17 относятся ко

всем электрическим/электронным элементам

функциональных систем, установленным на

самолете.

Требования разделов 25F.8.7 и 25F.8.9 отно-

сятся соответственно к компоновке блоков всех

функциональных систем. установленных в каби-

не экипажа самолета и к сигнализации, реализо-

ванной во всех блоках функциональных систем,

установленных в кабине экипажа самолета.

8.1.1.2. Вид оборудования – оборудование с

общим признаком назначения, принципа дейст-

вия или рабочего процесса.

8.1.1.3. Комплекс – совокупность информа-

ционных систем, вычислительно-программиру-

ющих средств, систем индикации, сигнализации

и управления, предназначенных для совместно-

го выполнения группы задач общего функцио-

нального назначения.

8.1.1.4. Система – совокупность взаимосвя-

занных изделий авиационной техники, предна-

значенных для выполнения заданных функций.

8.1.1.5. Тракт измерения (управления) – це-

почка последовательно связанных элементов в

одной или нескольких системах или комплек-

сах, решающая задачи восприятия, измерения и

индикации (управления) параметра (парамет-

ром).

8.1.1.6. Прибор – устройство, имеющее само-

стоятельное эксплуатационное значение и обес-

печивающее измерение и индикацию параметра

(параметров).

8.1.1.7. Индикатор – средство отображения

информации о количественном значении пара-

метров.

8.1.1.8. Сигнализатор – прибор, обеспечива-

ющий отображение информации о соответствии

или несоответствии параметра, системы или

объекта требуемому значению или состоянию в

виде визуальных, звуковых и тактильных сигна-

лов.

8.1.1.9. Датчик – измерительное устройство

для выработки сигнала о текущем значении из-

меряемого параметра.

8.1.1.10. Пилотажно-навигационное обору-

дование (ПНО) – совокупность измерительных,

вычислительных и управляющих систем и уст-

ройств и систем отображения информации на

борту самолета, предназначенных для решения

задач пилотирования, навигации и самолетово-

ждения в целом от взлета до посадки и выдачи

информации потребителям.

8.1.1.11. Радиотехническое оборудование на-

вигации, посадки и УВД (РТО НП и УВД) –

оборудование, обеспечивающее определение

местоположения самолета в полете, на маршру-

те, на взлете и при посадке, а также автоматиче-

скую передачу данных наземным службам УВД

радиотехническими способами.

8.1.1.12. Радиосвязное оборудование (РСО) –

оборудование, обеспечивающее прием и переда-

чу сообщений по радиоканалам, ведение перего-

воров между членами экипажа, а также опове-

щение пассажиров.

8.1.1.13. Антенно-фидерные устройства

(АФУ) – совокупность устройств, включающая

в себя антенну, соединительные элементы и фи-

деры, обеспечивающая прием и/или излучение

электромагнитной энергии бортовым РТО НП и

УВД и/или РСО. В состав АФУ могут также вхо-

дить фильтры, коммутирующие устройства и

другие элементы.

8.1.1.14. Электротехническое оборудование

(ЭО) – оборудование, обеспечивающее генери-

рование, преобразование, распределение элект-

роэнергии между приемниками электроэнер-

гии, а также различного рода электротехниче-

ские устройства и механизмы, имеющие само-

стоятельное назначение и не являющиеся эле-

ментами других систем.

8.1.1.15. Система электроснабжения (СЭС) –

совокупность систем генерирования и распреде-

ления электроэнергии.

8.1.1.16. Система генерирования – совокуп-

ность источников или преобразователей элект-

роэнергии (генераторов, преобразовательных

установок рода тока и величины напряжения,

аккумуляторов), устройств стабилизации их на-

пряжений и частот, устройств параллельной ра-

боты, защиты, управления и контроля, которые

обеспечивают централизованное производство

электроэнергии и поддержание ее характери-

стик в заданных пределах.

ДОПОЛНЕНИЕ 25F

Авиационные правила Часть 25

153

8.1.1.17. Первичная система электроснабжения

– система электроснабжения, генераторы которой

приводятся во вращение маршевыми двигателями

самолета или вспомогательной силовой установ-

кой (ВСУ).

8.1.1.18. Вторичная система электроснабжения

– система электроснабжения, источниками кото-

рой являются преобразующие устройства, питае-

мые от первичной системы.

8.1.1.19. Аварийный источник электроэнергии

– источник электроэнергии, не эависящий от ра-

боты первичных источников, установленных на

маршевых двигателях и вспомогательной силовой

установке (ВСУ). Аварийный источник использу-

ется в полете при отказавших или/и отключенных

первичных источниках для питания ограниченно-

го состава приемников электроэнергии (приемни-

ков первой категории). Примерами аварийных ис-

точников служат аккумулятор, преобразователь,

питаемый от аккумулятора.

8.1.1.20. Система распределения электроэнер-

гии – совокупность устройств, передающих элект-

роэнергию от системы генерирования, элемента

присоединения наземного источника к распреде-

лительным устройствам и от распределительных

устройств к приемникам электроэнергии, обеспе-

чивающим производство необходимых коммута-

ций, резервирование электропитания приемников

и защиту от повреждения системы распределения.

8.1.1.21. Первичная система распределения –

часть системы распределения, передающая элект-

роэнергию от системы генерирования к распреде-

лительным устройствам.

8.1.1.22. Вторичная система распределения –

часть системы распределения, передающая элект-

роэнергию от распределительных устройств к при-

емникам электроэнергии.

8.1.1.23. Приемники электроэнергии – систе-

мы, устройства, отдельные блоки, для работы кото-

рых необходима электроэнергия. По характеру тре-

бований надежности электроснабжения приемни-

ки электроэнергии разделяются на три категории:

(а) Приемники первой категории, работа кото-

рых необходима для обеспечения безопасного за-

вершения полета и посадки.

(b) Приемники второй категории, работа кото-

рых необходима для безопасного продолжения за-

планированного полета и посадки согласно зада-

нию на полет.

(c) Приемники третьей категории, прекраще-

ние электропитания которых не влияет на безопас-

ность полета и на выполнение задания на полет.

8.1.1.24. Светотехническое оборудование (СО)

– оборудование, обеспечивающее как общее, так и

местное освещение пассажирских салонов, кабин

экипажа, технических и грузовых отсеков, прибо-

ров и пультов управления, обозначение и наружное

освещение аварийных выходов, световое обозначе-

ние местоположения самолета, а также освещение

внешнего пространства при рулении, взлете, по-

садке и освещение элементов конструкции самоле-

та.

8.1.1.25. Средства индикации и сигнализации

параметров работы силовой установки – приборы,

обеспечивающие экипажу измерение и индика-

цию параметров работы двигателей, топливной и

масляной систем.

8.1.1.26. Основное оборудование – обязатель-

ное оборудование, необходимое для обеспечения

основных заданных функций в ожидаемых услови-

ях эксплуатации.

8.1.1.27. Резервное оборудование – обязатель-

ное оборудование, необходимое для обеспечения

нормального выполнения ограниченного количе-

ства функций с приемлемыми точностными харак-

теристиками при отказе отдельных видов основно-

го оборудования или невозможности его использо-

вания.

8.1.1.28. Центральный сигнальный огонь (ЦСО)

– светосигнальное устройство, предназначенное

для привлечения внимания и информирования

членов экипажа самолета о включении любого из

относящихся к нему аварийных или предупрежда-

ющих сигналов.

8.1.1.29. Режим RBS (A, AC) (Radar Beacon System)

– режим работы радиолокационного ответ-

чика УВД в диапазоне частот и по кодам «запрос –

ответ», соответствующим Приложению 10 к Кон-

венции о международной гражданской авиации.

8.1.1.30. Режим УВД – режим работы радиоло-

кационного ответчика в диапазоне частот и по ко-

дам «запрос – ответ», принятым в системе вторич-

ной радиолокации СНГ.

8.1.1.31. Система экранной индикации – сово-

купность средств, обеспечивающих формирование

по электрическим сигналам датчиков и отображе-

ние на экране (экранах) индикатора (индикаторов)

требуемой информации в определенной форме и

последовательности.

8.1.1.32. Режим S – усовершенствованный ре-

жим работы системы вторичных обзорных радио-

локаторов (ВОРЛ), позволяющий избирательно за-

прашивать воздушные суда и получать ответы.

8.1.3. Общие требования к оборудованию

8.1.3.5. Бортовое оборудование должно быть

сконструировано, изготовлено и установлено

на самолете таким образом, чтобы при выпол-

нении полетов в ожидаемых условиях эксплуа-

тации (ОУЭ) обеспечивались действующие тре-

бования по эшелонированию и точности само-

летовождения и пилотирования.

8.1.3.8. При отказах в системе электроснаб-

жения, за исключением практически невероят-

ных, приводящих к потере питания приемни-

ков любой шины или канала, возникающая си-

туация не должна быть тяжелее сложной.

8.1.3.12. Температура любой части устройств,

требующих регулировки во время работы, не

должна превышать температуру окружающей

среды более чем на 20 °С. Температура наружных

поверхностей устройств (за исключением горя-

Часть 25 Авиационные правила

154

чих поверхностей кухонного оборудования), ус-

тановленных в таких местах на самолете, которые

могут быть доступны для пассажиров и экипажа,

или там, где эти устройства могут соприкасаться с

их вещами, не должна превышать 70 °С при тем-

пературе окружающего воздуха 20°.

8.1.3.13. Бортовое оборудование должно быть

сконструировано, изготовлено и установлено на

самолете таким образом, чтобы при пользовании

его органами управления при всех возможных по-

ложениях, а также при нарушении необходимой

последовательности рабочих операций не могли

возникнуть повреждения как данного оборудова-

ния, так и другого оборудования, каким-либо об-

разом с ним связанного. Органы управления и ре-

гулировки, которые не используются в полете,

должны быть недоступны для экипажа.

8.1.3.17. Все функциональные системы потреб-

ляющие, генерирующие, преобразующие или рас-

пределяющие электроэнергию или электрические

сигналы (включая цепи электропитания, управле-

ния, передачи информации и антенно-фидерные

устройства), должны быть сконструированы, изго-

товлены и установлены на самолете таким обра-

зом, чтобы при их одновременной работе, возмож-

ной в процессе эксплуатации, не создавались та-

кие электромагнитные помехи РТО НП и УВД,

РСО или электронным устройствам, которые при-

водят к нарушению их работоспособности или

возникновению особых ситуаций.

Допускается наличие электромагнитных по-

мех, не приводящих к возникновению особой

ситуации, худшей, чем усложнение условий по-

лета, если обеспечивается возможность разне-

сения по времени работы источника и прием-

ника помех.

Примечание. Все элементы функциональных систем

должны быть сконструированы и изго-

товлены в соответствии с требованиями,

предъявляемыми к ним до установки на

воздушное судно в части электромаг-

нитной совместимости (ЭМС).

8.1.3.18. Состав и содержание придаваемой к

самолету и оборудованию технической документа-

ции должны обеспечивать правильную эксплуата-

цию, обслуживание, хранение и транспортировку

оборудования. Оборудование должно иметь мар-

кировку, обеспечивающую четкую идентифика-

цию изделий.

25F.8.2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ

ОБОРУДОВАНИЕ

(изложены требования, относящиеся

к комплексам оборудования

с экранной индикацией)

8.2.2. Общие требования к пилотажно-навига-

ционному оборудованию

8.2.2.4. На самолете, предназначенном для

полетов по Правилам визуальных полетов

(ПВП), должно устанавливаться следующее

оборудование:

(а) У каждого пилота:

– один экранный комплексный пилотаж-

ный индикатор (КПИ), на котором должна ин-

дицироваться следующая информация:

(1) Параметрическая:

– приборная скорость;

– максимальная эксплуатационная прибор-

ная скорость;

– барометрическая высота;

– выставленное пилотом барометрической

давление;

– крен;

– тангаж;

– скольжение (боковая перегрузка).

Примечание. Допускается устанавливать отдельный

прибор или индикатор скольжения.

(2) Сигнальная:

– о достижении максимальной эксплуата-

ционной приборной скорости (VMO).

(b) Общее для двух пилотов:

– автономный магнитный компас (типа КИ);

– часы с секундомером, со стрелками или ци-

фровым указателем, показывающие часы, мину-

ты и секунды;

– индикатор температуры наружного воздуха.

Примечание. Допускается индицировать темпера-

туру наружного воздуха на одном из

экранных индикаторов (по вызову

или непрерывно).

8.2.2.5. На самолете, предназначенном для по-

летов по Правилам полета по приборам (ППП), в

дополнении к 8.2.2.4, у каждого пилота должен

устанавливаться один экранный комплексный

индикатор навигационной обстановки (КИНО).

8.2.2.5.1. На экране КПИ кроме перечислен-

ного в 8.2.2.4 должна индицироваться следующая

информация:

(a) Параметрическая:

– вертикальная скорость.

(b) Сигнальная:

– о достижении допустимых в эксплуатации

углов крена (с указанием или без указания знака

крена) на самолете, имеющем ограничения по

углу крена.

8.2.2.5.2. На экранах КИНО должна индици-

роваться следующая параметрическая информа-

ция:

– курс;

– признак индицируемого курса;

– координаты текущего места самолета.

8.2.2.5.3. На самолетах, предназначенных для

полетов по ППП и имеющих ограничения ожи-

даемых условий эксплуатации по допустимым

углам крена, должны быть установлены сигнали-

заторы, обеспечивающие выдачу информации о

достижении данного ограничения. Значения по-

рога срабатывания средств сигнализации должно

быть выбрано таким образом, чтобы для вывода

самолета в рекомендованный РЛЭ режим полета

не требовалось применение необычных методов

пилотирования.

Авиационные правила Часть 25

155

8.2.2.6. На экранах КПИ и КИНО, кроме пере-

численного в 8.2.2.4 и 8.2.2.5 должна индициро-

ваться следующая параметрическая и сигнальная

информация:

– текущий угол атаки с индикацией допусти-

мого угла атаки и сигнализацией его достижения

на самолете, не имеющем естественных или ис-

кусственных признаков, предупреждающих о

приближении к сваливанию;

– нормальная перегрузка с индикацией макси-

мальной эксплуатационной перегрузки и сигна-

лизации ее достижения на самолете, имеющем ог-

раничения по нормальной перегрузке.

Примечание. В случае если при любых эволюциях са-

молета срабатывание сигнализации о до-

стижении допустимого угла атаки проис-

ходит раньше, чем срабатывание сигна-

лизации о достижении максимальной эк-

сплуатационной перегрузки, сигнализа-

ция о достижении максимальной эксплу-

атационной перегрузки не требуется.

Текущее значение числа М с индикацией мак-

симального эксплуатационного значения числа

М (МMO) и сигнализацией его достижения на са-

молете, имеющем ограничения по числу М.

Барометрическая высота в футах при полете

самолета по трассам с футовым измерением вы-

сот эшелонов.

Примечание. Допускается индицировать ограниче-

ния максимальной эксплуатационной

приборной скорости и максимального

эксплуатационного значения числа М

посредством указателя (индекса) мак-

симальной эксплуатационной прибор-

ной скорости.

8.2.2.7. На самолете должны устанавливаться

средства автоматического управления (САУ). В со-

став средств входят автопилот (АП) и при необхо-

димости системы траекторного управления (СТУ),

а также автомат тяги двигателей (АТД). Для само-

летов, имеющих максимальную крейсерскую вы-

соту полета не более 4200 м, требование данного

пункта является рекомендательным.

Примечание. Под средствами автоматического упра-

вления понимаются как отдельно взя-

тые АП, СТУ и АТД, так и их совокуп-

ность, а также системы (устройства),

выполняющие их функции.

8.2.2.8. Параметрическая и сигнальная инфор-

мация, перечисленная в 8.2.2.4 – 8.2.2.6, должна

индицироваться на протяжении всего полета и

вне зависимости от режимов работы КПИ и КИ-

НО. Допускается не индицировать число М на

взлете, при заходе на посадку и посадке.

Примечание. Сокращение перечня постоянно ин-

дицируемой информации может быть

принято, если будет продемонстриро-

ван эквивалентный уровень безопас-

ности.

8.2.2.12. На самолете, вмещающем 9 и более

пассажиров, предназначенном для полетов в

условиях ППП, должны быть установлены сред-

ства, обеспечивающие выдачу пилотам сигналов о

следующих условиях сближения с землей:

– при скорости снижения или скорости сбли-

жения с землей, находящейся под самолетом,

превышающих установленные ограничения для

данного режима;

– при потере высоты или изменении скорости

снижения после взлета и при уходе на второй

круг, превышающих установленные ограничения

для указанных режимов;

– при отклонении ниже глиссады, превышаю-

щем установленные ограничения на режиме захо-

да на посадку по радиомаячным посадочным си-

стемам;

– при полете самолета ниже допустимой высо-

ты в непосадочной конфигурации. Значения по-

рогов срабатывания средств сигнализации опас-

ной близости земли должны быть выбраны таким

образом, чтобы для вывода самолета в безопасный

рекомендуемый РЛЭ режим полета не требова-

лось применения необычных методов пилотиро-

вания, а также превышения нормальной пере-

грузки ny = 1,5 или ограничений, устанавливае-

мых РЛЭ, если они наступают при меньших зна-

чениях нормальной перегрузки.

8.2.2.13. Средства измерения и стабилизации

заданной барометрической высоты должны иметь

точностные и надежностные характеристики,

обеспечивающие безопасное выполнение полета.

Для этого на борту самолета должны быть устано-

влены:

– не менее 3 независимых трактов измерения

барометрической высоты, 2 из которых должны

быть обеспечены средствами автоматического

контроля в полете и иметь в своем составе сред-

ства измерения высоты, обеспечивающие ком-

пенсацию аэродинамических погрешностей при-

емников статического давления, если это необхо-

димо;

– средства контроля и сигнализации отклоне-

ний от заданной высоты эшелона (для полета са-

молета по трассам с футовой системой эшелонов

– с индикацией высоты в футах);

– средства, обеспечивающие автоматическую

стабилизацию заданной высоты;

– средства, обеспечивающие передачу данных

о текущей высоте полета от основных измерите-

лей высоты в систему УВД.

Примечание. Независимыми считаются тракты изме-

рения высоты, использующие различ-

ные системы статического давления;

наличие общего для двух систем стати-

ческого давления пневмокрана не счи-

тается нарушением независимости.

ПРИЛОЖЕНИЕ К П. 8.2.2.13

ТРЕБОВАНИЯ К БОРТОВЫМ СРЕДСТВАМ

ВЕРТИКАЛЬНОГО ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ

Точностные и надежностные характеристи-

ки средств вертикального эшелонирования

(СВЭ), установленных на сертифицируемом

Часть 25 Авиационные правила

156

воздушном судне, должны быть такими, чтобы

при полетах по заданным эшелонам выполня-

лись следующие требования:

1. Расчетная вероятность перекрытия (Рх)

для случая встречи двух сертифицируемых воз-

душных судов должна быть не более 1,7 х 10-8;

Примечания: 1. Вертикальное перекрытие – такое

сближение воздушных судов, при

котором расстояние между гори-

зонтальными плоскостями, прохо-

дящими через их центр тяжести, не

превышает полусуммы вертикаль-

ных размеров.

2. Требования пункта обеспечивается,

если точностные и надежностные ха-

рактеристики средств вертикального

эшелонирования соответствуют тре-

бованиям, представленным в табл. 1.

2. Суммарная погрешность измерения высо-

ты (систематическая погрешность плюс три

средних квадратических отклонения погрешно-

сти измерения высоты), не должна превышать

60 (100 м) при эшелонировании через 300 (500 м).

Таблица 1

8.2.2.14. В условиях полета по ППП на само-

лете должны устанавливаться следующие ре-

зервные приборы:

– авиагоризонт резервный;

– указатель приборной скорости;

– барометрический высотомер;

– вариометр;

– прибор или индикатор магнитного курса

(стабилизированного или вычисленного).

Примечания: 1. В качестве индикатора магнитного

курса допускается использовать ин-

дикатор РМИ.

2. Допускается отсутствие сигнализа-

ции отказа курса на индикаторе ти-

па РМИ.

8.2.2.15. Состав и характеристики резервных

приборов должны обеспечивать безопасное за-

вершение полета в соответствии с РЛЭ при

полной потере информации на КПИ и КИНО.

Примечания: 1. Допускается отсутствие сигнализа-

ции отказов на механических ре-

зервных приборах.

2. Под механическим прибором по-

нимается как полностью механиче-

ский прибор, так и электромехани-

ческий прибор, у которого сохраня-

ется работоспособность механиче-

ского канала измерения и индика-

ции при любом отказе электромеха-

нической части прибора.

8.2.2.16. Резервные приборы должны сохра-

нять работоспособность при отказе основных

источников электроснабжения.

8.2.3. Средства определения курса

8.2.3.1. Средства определения курса в усло-

виях полета по ППП должны включать в свой

состав как минимум два датчика гироскопиче-

ского (стабилизированного) курса, один датчик

магнитного (стабилизированного или вычи-

сленного) курса, прибор или индикатор маг-

нитного курса и автономный магнитный ком-

пас (типа КИ). В качестве основных индикато-

ров магнитного и/или истинного, и/или приве-

денного (к магнитному или истинному мериди-

ану) курсов, должны использоваться комплекс-

ные индикаторы навигационной обстановки

первого и второго пилотов.

Индикация курса первому и второму пилотам

должна осуществляться от различных датчиков

гироскопического (стабилизированного) кур-

са, получающих питание от различных незави-

симых подсистем (каналов) электроснабжения.

Примечание. На самолетах, летающих только по

местным воздушным линиям, допу-

скается устанавливать один датчик

гироскопического (стабилизирован-

ного) курса, при условии, что в случае

его отказа обеспечивается продолже-

ние и завершение полета в ситуации,

не худшей, чем усложнение условий

полета.

8.2.4. Средства определения крена и тангажа

(система авиагоризонтов)

Средства определения крена и тангажа включают

в себя совокупность датчиков вертикали, индикато-

ров и систему контроля, обеспечивающих определе-

ние и индикацию пространственного положения са-

молета и контроль достоверности информации.

8.2.4.1. Любой единичный отказ в средствах

определения крена и тангажа, в том числе единич-

ный отказ в системе электроснабжения, не дол-

жен приводить к отказу индикации крена и танга-

жа более чем на одном экранном индикаторе.

Примечания: 1. Для самолетов, предназначенных для

полетов по ПВП, применение резер-

вного авиагоризонта не обязательно.

2. В качестве датчиков вертикали могут

применяться гировертикали, курсо-

вертикали, инерциальные курсовер-

тикали, инерциальные системы.

3. Пункт рассматривать с 25.1333(b).

№

п/п

Параметр

Рекомендуемые

значения для

эшелонирования через

300 м 500 м

1 Систематическая для данного

типа воздушного судна по-

грешность системы статиче-

ского давления при полете по

эшелонам, м, не более

±25 ±40

2 Порог контроля расхождения

показаний высотомеров при

полете по эшелону, м, не более

60±20 100±20

3 Порог срабатывания системы

контроля за отклонением от

заданного эшелона, м, не более

60±20 60±20

4 13 20

5 Вероятность неконтролируе-

мых отказов каждого канала

измерения высоты на час по-

лета, не более

1 х 10-5 1 х 10-5

Среднее квадратическое от-

клонение погрешности выдер-

живания заданной высоты по-

лета должно быть, м, не более

Авиационные правила Часть 25

157

8.2.4.3. Индикация углов крена и тангажа на

резервном авиагоризонте должна быть идентич-

на с индикацией крена и тангажа на экранных

индикаторах в такой степени, чтобы обеспечи-

валось сравнение показаний крена и тангажа.

8.2.4.5. Потеря индикации пространственно-

го положения самолета должна рассматриваться

как катастрофическая ситуация, при этом дол-

жно выполняться требование пункта 3.3.1 раз-

дела А-0 настоящих Норм применительно к ка-

тастрофической ситуации. Выдача опасно недо-

стоверной информации на одном из основных

индикаторов КПИ без сигнализации должна

быть событием крайне маловероятным.

8.2.4.6. Резервный авиагоризонт должен

быть подключен к СЭС таким образом, чтобы

его электропитание было обеспечено без допол-

нительных действий со стороны экипажа при

отказе всех генераторов, приводимых во враще-

ние маршевыми двигателями.

В качестве резервного авиагоризонта на са-

молете должен устанавливаться авиагоризонт,

сохраняющий работоспособность и функцио-

нирующий после пребывания в условиях изме-

нения крена и тангажа в диапазоне ±360°.

8.2.4.9. На самолете, имеющем ограниче-

ния по углу крена, сигнализация о достиже-

нии допустимых в эксплуатации углов крена

должна быть предупреждающей и позволять

пилотам, используя информацию о простран-

ственном положении самолета, не допускать

выхода самолета за предельные ограничения

по крену.

8.2.4.10. При возможных (кроме практиче-

ски невероятных) отказах в средствах определе-

ния крена и тангажа не допускается выдача ин-

формации на индикаторы обоих пилотов от од-

ного датчика.

8.2.5. Средства определения воздушных пара-

метров

8.2.5.1. Для обеспечения нормальной работы

средств определения воздушных параметров на

самолете должно устанавливаться не менее 3

независимых друг от друга систем восприятия

как полного, так и статического давления, со-

стоящих из приемников трубопроводов и от-

стойников.

8.2.5.4. Первому пилоту должна быть обес-

печена возможность ручного и/или автомати-

ческого переключения индикации на КПИ ба-

рометрической высоты, приборной скорости и

вертикальной скорости на одну из других си-

стем полного и статического давления. При

этом не допускается индикация обоим пилотам

этих параметров от одной и той же системы ста-

тического или полного давления.

8.2.5.9. Система восприятия воздушных да-

влений с подключенными потребителями (кро-

ме мест выхода в атмосферу) должна удовлетво-

рять требованиям по герметичности, указан-

ным в табл. 2.

Таблица 2

8.2.5.10. Коэффициент запаздывания на

уровне земли каждой статической системы при

подключении всех потребителей должен быть

не более 0,4 с при питании датчиков САУ и не

более 1,0 с при питании пилотажно-навига-

ционных приборов.

8.2.5.13. Трубопроводы полного и статиче-

ского давления и все изделия, подключаемые к

ним, как основные, так и дополнительные,

должны иметь маркировку штуцеров подвода

давлений: полного – «Д» и статического – «С».

8.2.6. Средства определения координат самолета

8.2.6.3. На протяжении всего полета должна

осуществляться индикация координат текущего

места самолета и выдача необходимой (согласо-

ванной) информации потребителям и/или в си-

стему экранной индикации.

8.2.6.4. Должна обеспечиваться возможность

коррекции счисленных координат.

8.2.6.5. Если существует устройство ввода

плана полета в средства определения коорди-

нат, то перед полетом должна обеспечиваться

возможность контроля правильности ввода.

8.2.7. Средства автоматического управления

Требования, предъявляемые к средствам ав-

томатического управления для самолетов, на

которых имеется комплекс оборудования с

экранной индикацией, изложены в 8.2.7 для са-

молетов, на которых установлено оборудование

с электромеханической индикацией.

8.2.8. Средства для измерения нормальной пе-

регрузки

8.2.8.1. Прибор или датчик для измерения нор-

мальной перегрузки должен устанавливаться на

самолете таким образом, чтобы обеспечивались

измерение и индикация нормальной перегрузки с

требуемой для данного самолета точностью.

25F.8.2. ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННОЕ

ОБОРУДОВАНИЕ

(требования к оборудованию

с электромеханической индикацией)

8.2.2.4. На самолете, предназначенном для

полетов по ПВП с пассажирами, должно уста-

навливаться следующее оборудование:

Для двух пилотов:

(а) у каждого пилота:

– прибор или индикатор приборной скоро-

сти с индикацией максимальной эксплуата-

ционной приборной скорости (VМ0);

– прибор или индикатор барометрической

высоты;

Начальное значение давления,

соответствующее скорости,

км/ч

200 700

Спадание стрелки за 1 мин,

соответствующее скорости,

км/ч, не более

1 2

Часть 25 Авиационные правила

158

– прибор или индикатор углов крена и танга-

жа;

– индикатор скольжения;

(b) общее для двух пилотов:

– автономный магнитный компас (типа КИ);

– часы с секундомером, стрелками или ци-

фровым указателем, показывающие часы, мину-

ты и секунды;

– индикатор температуры наружного воздуха.

8.2.2.5. На самолете, предназначенном для

полетов по ППП, кроме перечисленного в 8.2.2.4

должно устанавливаться следующее оборудова-

ние:

Для двух пилотов:

(а) у каждого пилота:

– прибор или индикатор магнитного и/или

истинного (к магнитному или истинному мери-

диану) курсов, стабилизированных гироскопи-

ческими или эквивалентными или вычислитель-

ными устройствами;

– прибор измерения вертикальной скорости

(вариометр);

– прибор измерения угловой скорости разво-

рот;

(b) у первого пилота:

– резервный барометрический высотомер;

(c) общие для двух пилотов:

– резервный авиагоризонт;

– сигнализатор достижения допустимых в эк-

сплуатации углов крена на самолете, имеющем

ограничения по углу крена. Значение порога

срабатывания средств сигнализации должно

быть выбрано таким образом, чтобы для вывода

самолета в рекомендованный РЛЭ режим полета

не требовалось применение необычных методов

пилотирования.

8.2.2.6. На самолете кроме перечисленного в

8.2.2.4 и 8.2.2.5 должно устанавливаться следую-

щее оборудование:

(а) У каждого пилота:

– прибор или индикатор текущего числа М с

индикацией максимального эксплуатационного

числа М (ММО) на самолете, имеющем ограниче-

ния по числу М.

Примечание. Допускается индицировать ограниче-

ния максимальной эксплуатационной

приборной скорости и максимально-

го эксплуатационного числа М по-

средством указателя (индекса) макси-

мальной эксплуатационной прибор-

ной скорости.

(b) Общие для двух пилотов:

– индикатор текущего угла атаки с индика-

цией допустимого угла атаки на самолете, не

имеющем естественных или искусственных

признаков, предупреждающих о приближении

к сваливанию;

– прибор или индикатор нормальной пере-

грузки с индикацией максимальной эксплуата-

ционной перегрузки на самолете, имеющем

ограничения по нормальной перегрузке;

– индикатор координат места самолета на

самолетах, летающих в условиях ППП по

трассам протяженностью более 300 км при

отсутствии в составе экипажа лица, свобод-

ного от пилотирования и выполняющего за-

дачи обеспечения навигации (штурманские

функции);

– сигнализатор максимальной эксплуата-

ционной приборной скорости (VМО).

Примечание. В случае если при любых эволюциях

самолета срабатывание сигнализа-

ции о достижении допустимого угла

атаки происходит раньше, чем сра-

батывание сигнализации о достиже-

нии максимальной эксплуатацион-

ной перегрузки, то сигнализация о

достижении максимальной эксплуа-

тационной перегрузки не требуется.

(c) Прибор(ы) или индикатор(ы) с футовой

шкалой высоты у пилотов в случае полета са-

молета по трассам с футовыми измерениями

высот эшелонов.

8.2.2.7. На самолете должны устанавли-

ваться средства автоматического управления

(САУ). В состав средств входят АП и (при не-

обходимости) СТУ и АТД. Для самолетов,

имеющих максимальную крейсерскую высоту

полета не более 4200 м, требование данного

пункта является рекомендательным.

Примечание. Под средствами автоматического

управления понимается как отдель-

но взятые АП, СТУ и АТД, так и их

совокупность.

8.2.2.8. Параметры, измеряемые прибора-

ми, указанными в 8.2.2.4 – 8.2.2.6, могут ин-

дицироваться как на приборах с раздельной

индикацией, так и на приборах (индикаторах)

с совмещенной индикацией. При этом дол-

жна сохраняться раздельная индикация:

– барометрической высоты у первого пи-

лота и приборной скорости у каждого пилота

на механических приборах;

– магнитного курса на автономном маг-

нитном компасе, общем для двух пилотов.

Примечания: 1. Раздельная индикация приборной

скорости, барометрической высо-

ты на механических приборах

необязательна, если для индика-

ции этих параметров в приборе с

совмещенной индикацией ис-

пользуется отдельный механиче-

ский канал.

2. Под механическим прибором по-

нимается как полностью механи-

ческий прибор, так и электромеха-

нический прибор, у которого сох-

раняется работоспособность меха-

нического канала измерения и ин-

дикации при любом отказе элек-

тромеханической части прибора.

8.2.2.9. У одного из пилотов в условиях по-

лета без дополнительных действий со стороны

любого члена экипажа должна обеспечиваться

индикация углов крена, тангажа и гироскопи-

ческого (гиромагнитного) курса после возни-

кновения в трактах измерения этих параме-

тров любого единичного отказа, в том числе

отказа электропитания. Должно быть обеспе-

чено такое оповещение пилотов при появле-

нии единичных отказов, которое исключает

использование недостоверной информации

по крену, тангажу и курсу.

8.2.2.11. Указывающие приборы, отобра-

жающие углы крена, тангажа и курса, а также

барометрическую высоту и приборную ско-

рость, кроме механических приборов (приборы

барометрической высоты, приборной скорости

и магнитный компас типа КИ), должны иметь

сигнализацию отказов тракта измерения пара-

метра, в том числе и электропитания, по сигна-

лам, поступающим в прибор.

Примечание. Допускается отсутствие сигнализации

отказа курса на радиомагнитных ин-

дикаторах.

8.2.2.12. На самолете, вмещающем 9 и более

пассажиров и предназначенном для полетов в

условиях ППП, должны быть установлены сред-

ства, обеспечивающие выдачу пилотам сигналов

в следующих условиях сближения с землей:

– при скорости снижения или скорости сбли-

жения с землей, находящейся под самолетом,

превышающей установленные ограничения для

данного режима;

– при потере высоты или изменении скоро-

сти снижения после взлета и при уходе на второй

круг, превышающих установленные ограниче-

ния для указанных режимов;

– при отклонении ниже глиссады, превы-

шающем установленные ограничения на режиме

захода на посадку по радиомаячным посадочным

системам;

– при полете самолета ниже допустимой вы-

соты в непосадочной конфигурации.

Значение порогов срабатывания средств сиг-

нализации опасной близости земли должно быть

выбрано таким, чтобы для вывода самолета в бе-

зопасный рекомендуемый РЛЭ режим полета не

требовалось применения необычных методов

пилотирования, а также превышения нормаль-

ной перегрузки ny=1,5 или ограничений, устана-

вливаемых РЛЭ, если они возникают при мень-

ших значениях нормальной перегрузки.

8.2.2.13. Средства измерения и стабилизации

заданной барометрической высоты должны

иметь точностные и надежностные характери-

стики, обеспечивающие безопасное выполнение

полета.

Для этого на борту самолета должны быть

установлены:

– не менее 3 независимых трактов измерения

высоты, 2 из которых должны быть обеспечены

средствами автоматического контроля в полете и

иметь в своем составе средства измерения высо-

ты, обеспечивающие компенсацию аэродинами-

ческих погрешностей приемников статического

давления, если это необходимо;

– средства контроля и сигнализации отклоне-

ния от заданной высоты эшелона (для полета са-

молета по трассам с футовой системой эшелонов

– с индикацией высоты в футах);

– средства, обеспечивающие автоматическую

стабилизацию заданной высоты;

– средства, обеспечивающие передачу дан-

ных о текущей высоте полета от основных изме-

рителей высоты в систему УВД.

Примечание. Независимыми считаются тракты из-

мерения высоты, использующие раз-

личные системы статического давле-

ния; наличие общего для двух систем

статического давления пневмокрана не

считается нарушением независимости.

Приложение к п. 8.2.2.13

ТРЕБОВАНИЯ К БОРТОВЫМ СРЕДСТВАМ

ВЕРТИКАЛЬНОГО ЭШЕЛОНИРОВАНИЯ

Точностные и надежностные характеристи-

ки средств вертикального эшелонирования

(СВЭ), установленных на сертифицируемом

воздушном судне, должны быть такими, чтобы

при полетах по заданным эшелонам выполня-

лись следующие требования:

1. Расчетная вероятность перекрытия (РХ)

для случая встречи двух сертифицируемых воз-

душных судов должна быть не более 1,7 х 10-8;

Примечания: 1. Вертикальное перекрытие – такое

сближение воздушных судов, при ко-

тором расстояние между горизонталь-

ными плоскостями, проходящими че-

рез их центр тяжести, не превышает

полусуммы вертикальных размеров.

2. Требования пункта обеспечивают-

ся, если точностные и надежност-

ные характеристики средств верти-

кального эшелонирования соответ-

ствуют требованиям, представлен-

ным в табл. 1.

2. Суммарная погрешность измерения высо-

ты (систематическая погрешность плюс три

средних квадратических отклонения погрешно-

сти измерения высоты) не должна превышать 60

(100 м) при эшелонировании через 300 (500 м).

Таблица 1

Авиационные правила Часть 25

159

№

п/п

Параметр

Рекомендуемые

значения для

эшелонирования через

300 м 500 м

1 Систематическая для данного

типа воздушного судна по-

грешность системы статиче-

ского давления при полете по

эшелонам, м, не более

±25 ±40

2 Порог контроля расхождения

показаний высотомеров при

полете по эшелону, м, не более

60±20 100±20

3 Порог срабатывания системы

контроля за отклонением от

заданного эшелона, м, не более

60±20 60±20

Часть 25 Авиационные правила

160

8.2.3. Средства определения курса

8.2.3.1. Средства определения курса в условиях

полета по ППП должны включать в свой состав

как минимум два датчика гироскопического (ста-

билизированного) курса, один датчик магнитно-

го курса, автономный магнитный компас (типа

КИ), а также индикаторы магнитного и/или ис-

тинного и/или приведенного (к магнитному или

истинному меридиану) курсов у каждого пилота.

Индикация курса первому и второму пилотам

должна осуществляться от различных датчиков

гироскопического (стабилизированного) курса,

получающих питание от различных независимых

подсистем (каналов) электроснабжения.

Примечание. Допускается определение магнитного

курса другими способами, например

вычислением.

8.2.4. Средства определения крена и тангажа

(система авиагоризонтов)

8.2.4.1. Любой единичный отказ в системе

авиагоризонтов, в том числе единичный отказ в

системе электроснабжения, не должен приво-

дить к отказу более чем одного авиагоризонта.

8.2.4.3. Индикация углов крена и тангажа на

резервном авиагоризонте должна быть иден-

тична индикации основных авиагоризонтов в

такой степени, чтобы обеспечивалось сравне-

ние показаний авиагоризонтов.

8.2.4.5. Потеря индикации пространствен-

ного положения самолета должна рассматри-

ваться как катастрофическая ситуация, при

этом должно выполняться требование 3.3.1 раз-

дела А-0 настоящих Норм применительно к ка-

тастрофической ситуации. Выдача опасно не-

достоверной информации на одном из основ-

ных индикаторов пространственного положе-

ния без сигнализации должна быть событием

крайне маловероятным.

8.2.4.6. Резервный авиагоризонт должен

быть подключен к СЭС таким образом, чтобы

его электропитание было обеспечено без до-

полнительных действий со стороны экипажа

при отказе всех генераторов, приводимых во

вращение маршевыми двигателями.

В качестве резервного авиагоризонта на са-

молете должен устанавливаться авиагоризонт,

сохраняющий работоспособность и функцио-

нирующий после пребывания в условиях изме-

нения угла крена и тангажа в диапазоне ±360°.

8.2.4.9. На самолете, имеющем ограничения

по углу крена, сигнализация о достижении до-

пустимых в эксплуатации углов крена должна

быть предупреждающей и позволять пилотам,

используя информацию о пространственном

положении самолета, не допускать выхода са-

молета за предельные ограничения по крену.

8.2.5. Средства определения воздушных пара-

метров

8.2.5.1. Для обеспечения нормальной работы

средств определения воздушных параметров на

самолете должно устанавливаться не менее 3 не-

зависимых друг от друга систем восприятия как

полного, так и статического давления, состоящих

из приемников, трубопроводов и отстойников.

8.2.5.3. Одна из систем восприятия как полно-

го, так и статического давления должна быть

предназначена только для присоединения изде-

лий, используемых первым пилотом.

8.2.5.4. Первому пилоту с его рабочего места

должна быть обеспечена возможность переклю-

чения его приборов, указывающих барометриче-

скую высоту, приборную скорость и вертикаль-

ную скорость на одну из других систем восприя-

тия статического и полного давления, кроме си-

стемы второго пилота (см. 25.1323(f)).

8.2.5.9. Система восприятия воздушных давле-

ний с подключенными потребителями, кроме

мест выхода в атмосферу, должна удовлетворять

требованиям герметичности, указанным в табл. 2.

Таблица 2

8.2.5.10. Трубопроводы должны быть снаб-

жены устройствами, защищающими их от ско-

пления влаги (отстойниками), устанавливае-

мыми в местах, доступных для осмотра и слива

конденсата. Внутренний диаметр трубопрово-

дов систем статического и полного давления

должен быть не менее 6 и 4 мм соответственно.

Коэффициент запаздывания на уровне земли

каждой статической системы при подключении

всех потребителей должен быть не более 0,4 с

при питании датчиков САУ и не более 1,0 с –

при питании пилотажно-навигационных при-

боров.

8.2.5.12. Основные приборы измерения и

индикации барометрической высоты и прибор-

ной скорости у первого пилота должны иметь

независимые от приборов второго пилота ис-

точники указанной информации и электропи-

тания.

8.2.5.13. Трубопроводы полного и статиче-

ского давления и все изделия, подключаемые к

ним, как основные, так и дополнительные,

должны иметь маркировку штуцеров подвода

давлений: полного – «Д» и статического – «С».

№

п/п

Параметр

Рекомендуемые

значения для

эшелонирования через

300 м 500 м

4 Среднее квадратическое от-

клонение погрешности выдер-

живания заданной высоты по-

лета должно быть, м, не более

13 20

5 Вероятность неконтролируе-

мых отказов каждого канала

измерения высоты на час по-

лета, не более

1 х 10-5 1 х 10-5

Начальное значение давления,

соответствующее скорости,

км/ч

200 700

Спадание стрелки за 1 мин,

соответствующее скорости,

км/ч, не более

1 2

Авиационные правила Часть 25

161

8.2.5.14. В случае установки футомера его

контроль должен осуществляться в соответ-

ствии с аналогичными требованиями к высото-

мерам и в рамках той же системы контроля (см.

8.2.2.13).

8.2.6. Средства автоматического самолето-

вождения и обеспечения зональной навигации

8.2.6.3. На протяжении всего полета должна

осуществляться индикация координат текуще-

го места самолета и выдача необходимой (со-

гласованной) информации в систему автомати-

ческого управления и/или в систему командно-

пилотажных и плановых индикаторов.

8.2.6.4. Должна обеспечиваться возможность

коррекции счисленных координат по данным

радиотехнических систем навигации.

8.2.7. Средства автоматического управления

Требования, изложенные в 8.2.7, распро-

страняются как на отдельно взятые средства ав-

томатического управления (АП, СТУ, АТД),

так и на их совокупность (САУ).

Примечание. Во всех случаях, когда в тексте 8.2.7

применена аббревиатура «САУ», это

значит, что данное требование отно-

сится не только к совокупности

средств, объединенных в систему

САУ, но также в равной мере к любо-

му отдельно взятому средству, указан-

ному в 8.2.7.

8.2.7.1. Функции, выполняемые средствами

автоматического управления, определяются

для каждого типа самолета в зависимости от

назначения и особенностей его использования.

При этом на самолете обязательно выполнение

следующих функций:

– стабилизация и управление углами крена

и тангажа;

– стабилизация курса;

– стабилизация барометрической высоты

полета.

8.2.7.2. Операции управления САУ должны

быть простыми, а их осуществление должно

быть доступным как первому, так и второму

пилоту, а также другим членам экипажа, вы-

полняющим необходимые действия в соответ-

ствии с РЛЭ.

8.2.7.3. Включение САУ, переключение ре-

жимов и отключение должны сопровождаться

соответствующей сигнализацией, формируе-

мой по информации о срабатывании исполни-

тельных устройств, включающих заданный ре-

жим. Эта сигнализация должна быть легко раз-

личимой с рабочих мест обоих пилотов.

В случае если возможно непроизвольное

переключение режимов САУ или ее отключе-

ние (например, случайным переключением

штурвала), а также при изменениях режимов

САУ, осуществляемых автоматически, сигна-

лизация должна быть достаточно эффектив-

ной для предотвращения несвоевременного

обнаружения пилотами включения режима

или отключения САУ.

8.2.7.5. Включение и выключение САУ, а

также переключение режимов ее работы не

должны приводить к приращению нормальной

перегрузки, превышающему по абсолютной ве-

личине 0,15 (без учета приращения нормальной

перегрузки от управляющих воздействий).

8.2.7.6. Сигналы исправности взаимодей-

ствующего с САУ оборудования должны ис-

пользоваться для предотвращения работы САУ

с неисправным оборудованием.

С этой целью при снятии сигналов исправ-

ности должно быть обеспечено выполнение

любого из следующих условий:

– автоматическое переключение САУ на ра-

боту с исправным оборудованием с сохранени-

ем текущего режима работы САУ;

– автоматическое переключение САУ на

другой исправный режим;

– автоматическое отключение САУ.

8.2.7.8. Должны быть приняты меры, исклю-

чающие неправильное соединение блоков (эле-

ментов) САУ, а также неправильное подсоеди-

нение к САУ взаимодействующих систем,

устройств или датчиков при выполнении тех-

нического обслуживания САУ.

8.2.7.11. Органы быстрого отключения АП

должны размещаться на штурвалах первого и

второго пилотов на стороне, противоположной

рычагам управления двигателями. Органы бы-

строго отключения АТД должны размещаться

на рычагах управления двигателями и обеспе-

чивать возможность отключения АТД рукой,

положенной на рычаги управления для их пере-

мещения вручную.

8.2.7.12. При автоматическом управлении

полетом самолета с исправной САУ пилотам

должна быть обеспечена возможность взятия

управления на себя (вмешательства в управле-

ние самолетом) путем воздействия на основные

рычаги управления без каких-либо дополни-

тельных действий по отключению САУ. При

этом прикладываемые к рычагам управления

усилия не должны превышать:

– 50 кгс – в продольном управлении;

– 30 кгс – в поперечном управлении;

– 90 кгс – в путевом управлении.

Суммарное усилие, прикладываемое к рыча-

гам управления двигателями, должно получить

положительную оценку экипажа. В РЛЭ само-

лета должны содержаться указания экипажу

для случая указанного вмешательства.

8.2.7.15. На самолете, балансировка которо-

го в течение полета с включенной САУ может

измениться в пределах, вызывающих затрудне-

ние для пилота при взятии управления на себя,

должно быть осуществлено автоматическое

триммирование усилий на рычагах управления

с индикацией пилотам и/или обеспечена толь-

ко индикация усилий, дающая пилоту возмож-

ность сбалансировать самолет по усилиям так,

чтобы в обоих случаях при отключении АП

Часть 25 Авиационные правила

162

приращение нормальной перегрузки не превы-

шало по абсолютной величине 0,15.

8.2.7.16. Должно быть обеспечено раздель-

ное ручное отключение АТД от органов упра-

вления каждым двигателем.

8.2.7.17. Перемещение рычагов управления

двигателями при работе АТД и их динамика

должны соответствовать рекомендациям изго-

товителя двигателей.

8.2.8. Прибор или датчик для измерения нор-

мальной перегрузки

8.2.8.1. Прибор или датчик для измерения нор-

мальной перегрузки должен устанавливаться на

самолете таким образом, чтобы обеспечивались

измерение и индикация нормальной перегрузки с

требуемой для данного самолета точностью.

25F.8.3. РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ

ОБОРУДОВАНИЕ НАВИГАЦИИ,

ПОСАДКИ И УПРАВЛЕНИЯ

ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ

8.3.2. Общие требования

8.3.2.1. Радиотехническое оборудование нави-

гации, посадки и УВД должно соответствовать

требованиям, предъявляемым для подтвержде-

ния его пригодности к установке на воздушное

судно (см. 25.1301(а\*)), при этом АФУ РТО НП и

УВД, являющиеся частью конструкции планера,

сертифицируются совместно с самолетом.

8.3.2.2. Для обеспечения безопасного продол-

жения и завершения полета при отказах основ-

ных источников электроэнергии в соответствии

с требованиями 25.1351 должно быть обеспечено

функционирование как минимум одного из ком-

плектов (если их несколько) следующих видов

радиотехнического оборудования:

– аппаратуры посадки СП, ILS, маркерного

приемника, MLS, оборудования посадки ДМВ

диапазона или только маркерного приемника,

если аппаратура СП, ILS, MLS, оборудование

посадки ДМВ диапазона не являются обязатель-

ными для данного типа самолета;

– радиокомпаса.

При этом допускается функционирование

только одной из систем посадки, используемой

на выбранном аэродроме.

8.3.3. Состав радиотехнического оборудова-

ния навигации, посадки и управления воздушным

движением

8.3.3.1. Для обеспечения самолетовождения

с требуемой точностью на самолете должно

быть установлено следующее радиотехническое

оборудование навигации, посадки и управле-

ния воздушным движением:

– радиотехническое оборудование измере-

ния малых высот;

– радиотехническое оборудование посадки;

– радиокомпас;

– радиолокационный ответчик УВД;

– радиолокационное метеонавигационное

оборудование.

Примечания: 1. Радиолокационное метеонавигаци-

онное оборудование может не уста-

навливаться на самолетах, если они

предназначены для полетов по ПВП.

2. Допускается, чтобы радиотехниче-

ское оборудование посадки состояло

только из маркерного приемника,

если ожидаемыми условиями эк-

сплуатации не предусматривается за-

ход на посадку по маякам СП, ILS,

MLS и ДМВ диапазона.

3. Допускается, чтобы радиотехниче-

ское оборудование посадки состоя-

ло только из угломерного оборудо-

вания при наличии маркерного

приемника, если ожидаемыми ус-

ловиями эксплуатации не преду-

сматривается использование даль-

номерной функции MLS.

8.3.3.2. Если указанного в 8.3.3.1 оборудова-

ния по составу и характеристикам недостаточ-

но для выполнения требований по обеспече-

нию необходимой точности навигации и посад-

ки и/или допустимой загрузки экипажа, то со-

став дополнительного оборудования определя-

ется исходя из ОУЭ.

8.3.4. Требования к радиотехническому обо-

рудованию навигации, посадки и управления

воздушным движением

8.3.4.1. Радиотехническое оборудование изме-

рения малых высот

8.3.4.1.1. Радиотехническое оборудование

измерения малых высот совместно с другим

оборудованием должно обеспечивать:

– измерение истинной высоты полета с

необходимой точностью;

– выдачу информации об истинной высоте и

отказах для визуальной индикации экипажу и в

виде электрических сигналов в другое бортовое

оборудование, если эти сигналы используются;

– выдачу экипажу сигналов предупрежде-

ния о снижении самолета до заранее устано-

вленной истинной высоты.

8.3.4.1.2. Радиотехническое оборудование

измерения малых высот должно обеспечивать

выполнение указанных выше функций при

всех эксплутационных значениях крена и тан-

гажа, а также при всех возможных конфигура-

циях самолета.

8.3.4.2. Радиотехническое оборудование по-

садки

8.3.4.2.1. Радиотехническое оборудование по-

садки СП, ILS

8.3.4.2.1.1. Радиотехническое оборудование

посадки должно обеспечивать при работе с на-

земными системами посадки СП и ILS:

– определение положения самолета относи-

тельно линий курса и глиссады радиомаячных

систем с точностями и до высот, соответствую-

щими посадочному минимуму, установленно-

му для данного самолета;

Авиационные правила Часть 25

163

– выдачу информации о положении самоле-

та относительно линий курса и глиссады радио-

маячных систем и об отказах для визуальной

индикации экипажу и в виде электрических

сигналов в другое бортовое оборудование, если

эти сигналы используются;

– выдачу информации о пролете маркерных

радиомаяков (МРМ) в виде визуальной и зву-

ковой сигнализации, а также возможность вы-

дачи этой информации в виде электрических

сигналов в другое бортовое оборудование.

Примечания: 1. На самолетах, ожидаемыми усло-

виями эксплуатации которых не

предусматривается заход на посад-

ку по курсо-глиссадным маякам

СП и ILS, определение и выдача

информации о положении самолета

относительно линии курса и глис-

сады не являются обязательными.

2. Конструктивно оборудование, обес-

печивающее выдачу информации о

пролете маркерных маяков в виде

визуальной и звуковой сигнализа-

ции, а также возможность выдачи

этой информации в виде электриче-

ских сигналов в другое бортовое

оборудование, может как входить в

состав другого оборудования, так и

использоваться самостоятельно.

8.3.4.2.1.2. Работоспособность курсового ка-

нала радиотехнического оборудования посадки

должна обеспечиваться во всех ожидаемых усло-

виях эксплуатации:

– на удалении не менее 45 км при относитель-

ной высоте полета над аэродромом 600 м в преде-

лах линейной зоны радиомаяка и отклонении

продольной оси самолета в горизонтальной пло-

скости от направления на радиомаяк до ±20°;

– на удалении не менее 18 км при относитель-

ной высоте полета над аэродромом 300 м и от-

клонении продольной оси самолета в горизон-

тальной плоскости от направления на радиомаяк

до ±90°. При этом чувствительность курсового

приемника должна быть не хуже, чем наимень-

шее из значений Uдоп1 и Uдоп2, рассчитанное по

формулам:

Uдоп1 = 14,3 . 10G1/20; Uдоп2 = 32,1 . 10G2/20,

где:

Uдоп1 – допустимая чувствительность курсово-

го приемника, рассчитанная для удаления 45 км

(напряженность поля маяка 40 мкВ/м) при ори-

ентации продольной оси самолета в пределах

углов ±20° от направления на маяк, мкВ;

Uдоп2 – допустимая чувствительность курсово-

го приемника, рассчитанная для удаления 18 км

(напряженность поля маяка 90 мкВ/м) при ори-

ентации продольной оси самолета в пределах

углов ±90° от направления на маяк, мкВ;

G1 – наименьшее возможное значение ко-

эффициента усиления АФУ относительно по-

луволнового вибратора в секторе ±20° относи-

тельно направления полета в горизонтальной

плоскости, определенное по результатам изме-

рений на данном типе самолета, дБ;

G2 – наименьшее возможное значение ко-

эффициента усиления АФУ относительно

полуволнового вибратора в секторе ±90° отно-

сительно направления полета в горизонтальной

плоскости, определенное по результатам изме-

рений на данном типе самолета, дБ.

8.3.4.2.1.3. Работоспособность глиссадного

канала радиотехнического оборудования по-

садки должна обеспечиваться во всех ожидае-

мых условиях эксплуатации на удалении не ме-

нее 18 км при относительной высоте полета над

аэродромом 300 м в пределах ±8° от оси ВПП

относительно глиссадного радиомаяка и откло-

нении продольной оси самолета в горизонталь-

ной плоскости от направления на радиомаяк до

±45°. При этом чувствительность глиссадного

приемника должна быть не хуже, чем Uдоп, рас-

считанное по формуле

Uдоп = 47,3 . 10G/20,

где:

Uдоп – допустимая чувствительность глисса-

дного приемника, рассчитанная для удаления

18 км (напряженность поля маяка 400 мкВ/м)

при ориентации продольной оси самолета в пре-

делах углов ±45° от направления на маяк, мкВ;

G – наименьшее возможное значение коэф-

фициента усиления АФУ относительно полу-

волнового вибратора в секторе ±45° относи-

тельно направления полета в горизонтальной

плоскости, определенное по результатам изме-

рений на данном типе самолета, дБ.

8.3.4.2.1.4. Качество сигналов отклонения от

линии курса и глиссады должно быть таким,

чтобы обеспечивалось приемлемое качество

пилотирования во всех режимах захода на по-

садку, принятых для данного самолета.

8.3.4.2.1.5. Сигнализация световая и/или

звуковая при пролете маркерных маяков при

заходе на посадку по линиям курса и глиссады

должна обеспечиваться в зоне: над дальним

МРМ – (600±200) м, над ближним (средним)

МРМ – (300±100) м, при угле наклона глисса-

ды от 2,5 до 3°.

8.3.4.2.2. Радиотехническое оборудование по-

садки MLS

8.3.4.2.2.1. Радиотехническое оборудование

посадки MLS должно обеспечивать при работе

с наземными маяками MLS:

– определение положения самолета по ази-

муту, углу места и дальности относительно со-

ответствующих маяков и определение положе-

ния самолета относительно заданной траекто-

рии с точностями и до высот, соответствующи-

ми посадочному минимуму, установленному

для данного самолета;

Часть 25 Авиационные правила

164

– выдачу азимутальной, угломестной и даль-

номерной информации и информации об от-

клонении от заданной траектории и отказах для

визуальной индикации экипажу и в виде элек-

трических сигналов в другое бортовое оборудо-

вание, если эти сигналы используются;

– прием разовых команд («Запрет пере-

стройки», «Воздух-земля», «Взлет-посадка»),

выдаваемых другими бортовыми системами,

необходимых для обеспечения выполнения

оборудованием MLS требуемых функций;

– выдачу электрических сигналов об основ-

ных и вспомогательных данных, передаваемых

маяками MLS, и индикацию основных данных.

Примечание. Устройства индикации могут не вхо-

дить в состав MLS.

8.3.4.2.2.2. Требование 8.3.4.2.2.1 должно

обеспечиваться во всех ожидаемых условиях

эксплуатации при минимальном значении до-

пустимой плотности потока мощности в регла-

ментируемой зоне действия системы.

8.3.4.2.2.3. Качество азимутальных, угло-

местных и дальномерных сигналов и основных

данных должно быть таким, чтобы обеспечива-

лось приемлемое качество пилотирования во

всех режимах захода на посадку, принятых для

данного типа самолета.

8.3.4.2.3. Радиотехническое оборудование по-

садки дециметрового диапазона

8.3.4.2.3.1. Радиотехническое оборудование

посадки дециметрового диапазона должно обес-

печивать при работе с наземными маяками по-

садки ДМВ диапазона:

– определение положения самолета относи-

тельно линии курса и глиссады радиомаячных

систем с точностями и до высот, соответствую-

щими посадочному минимуму, установленному

для данного самолета;

– определение дальности самолета до ретран-

слятора дальномера;

– выдачу информации о положении самолета

относительно линий курса и глиссады радио-

маячных систем и об отказах для визуальной ин-

дикации экипажу и в виде электрических сигна-

лов в другое бортовое оборудование, если эти

сигналы используются;

– выдачу информации о дальности в виде

электрических сигналов для визуальной индика-

ции экипажу и в другое бортовое оборудование.

8.3.4.2.3.2. Работоспособность курсового ка-

нала радиотехнического оборудования посадки

ДМВ диапазона должна обеспечиваться на уда-

лении от маяка не менее 45 км при относитель-

ной высоте полета над аэродромом 600 м.

8.3.4.2.3.3. Работоспособность глиссадного

канала радиотехнического оборудования посад-

ки ДМВ диапазона должна обеспечиваться на

удалении от маяка не менее 18 км при относи-

тельной высоте полета над аэродромом 300 м.

8.3.4.2.3.4. Работоспособность дальномерно-

го канала радиотехнического оборудования по-

садки ДМВ диапазона должна обеспечиваться

на удалении от маяка не менее 50 км при отно-

сительной высоте полета над аэродромом 600 м.

8.3.4.2.3.5. Качество сигналов отклонения от

линий курса и глиссады должно быть таким,

чтобы обеспечивалось приемлемое качество

пилотирования во всех режимах захода на по-

садку, принятых для данного типа самолета.

8.3.4.3. Радиокомпасы (АРК)

8.3.4.3.1. Радиокомпас должен обеспечивать

совместно с другим оборудованием:

– получение отсчетов курсовых углов ра-

диостанции (КУР) и выдачу информации об отка-

зах для визуальной индикации экипажу и в виде

электрических сигналов в другое бортовое обору-

дование, если эти сигналы используются;

– осуществление полета на радиостанцию и от нее;

– определение пеленга на радиостанцию и от нее;

– выдачу сигналов опознавания наземных ра-

диостанций.

8.3.4.3.2. На удалениях от радиостанции, где на-

пряженность поля сигнала составляет

70 мкВ/м, погрешность по КУР должна быть не бо-

лее ±3° на КУР 0 и 180° и ±5° – на остальных КУР.

8.3.4.3.3. При пролете над приводной ра-

диостанцией зона неустойчивой работы автома-

тического радиокомпаса (АРК) не должна превы-

шать истинной высоты полета.

Примечание. На самолетах, на которых АРК явля-

ется резервным средством навигации,

допускается увеличение зоны неу-

стойчивой работы АРК до 1,5 Н, где

Н – истинная высота полета.

8.3.4.4. Радиолокационные ответчики УВД

8.3.4.4.1. Радиолокационный ответчик УВД

должен обеспечить работу с вторичными назем-

ными радиолокаторами на трассах и в зонах аэро-

дромов.

Потребные режимы работы ответчика («УВД»,

«RBS» или «S») определяются в зависимости от

ожидаемых условий эксплуатации самолета.

Неселективный ответчик УВД должен обеспе-

чивать прием запросных сигналов и излучение

ответных сигналов, содержащих координатный

код и информационный код, включающий в себя

как минимум следующую информацию: номер

самолета, барометрическую высоту полета, сиг-

нал бедствия, специальный импульс идентифи-

кации положения.

Адресный ответчик УВД кроме вышеизло-

женного должен обеспечивать прием запросных

сигналов в адресных форматах и выдачу содержа-

щейся в них информации бортовым потребите-

лям, а также выдачу соответствующих ответов ад-

ресным запросчикам с передачей информации в

адресных форматах сигналов от бортовых датчи-

ков.

Адресный ответчик должен работать на разне-

сенные антенны.

8.3.4.4.2. Дальность действия радиолокацион-

ного ответчика УВД должна быть не менее

Авиационные правила Часть 25

165

,

где:

D – дальность, км;

H1 – высота установки антенны наземного

радиолокатора, м;

H2 – высота полета самолета, м;

0,75 – безразмерный коэффициент;

4,12 – масштабный коэффициент радиого-

ризонта, км/ .

при работе с вторичными радиолокаторами, ре-

гламентируемая зона действия которых обеспе-

чивает эту дальность.

8.3.4.4.3. Погрешность передачи ответчиком

УВД показаний барометрической высоты пило-

тажных приборов, которые используются для

выдерживания заданного профиля полета, не

должна превышать ±37,5 м с вероятностью 0,95.

8.3.4.5. Радиотехническое оборудование

ближней навигации (угломерно-дальномерное)

дециметрового диапазона

8.3.4.5.1. Радиотехническое оборудование

ближней навигации должно обеспечивать в зо-

не действия радиомаяков:

– определение азимута и дальности самоле-

та относительно маяка с точностью, необходи-

мой для самолетовождения по установленным

воздушным коридорам;

– выдачу информации об азимуте, дально-

сти и об отказах для визуальной индикации

экипажу и в виде электрических сигналов в

другое бортовое оборудование, если эти сигна-

лы используются.

8.3.4.5.2. Дальность действия радиотехниче-

ского оборудования ближней навигации дол-

жна быть не менее

,

где:

D – дальность, км;

Н1 – высота установки антенны наземного

радиомаяка, м;

Н2 – высота полета самолета, м;

0,75 – безразмерный коэффициент;

4,12 – масштабный коэффициент радиогори-

зонта, км/ .

на высотах до 9800 м при работе с наземными

маяками, регламентируемая зона действия кото-

рых обеспечивает эту дальность.

8.3.4.6. Радиотехническое оборудование угло-

мерной системы VOR

8.3.4.6.1. Радиотехническое оборудование

угломерной системы VOR должно обеспечивать

в зоне действия радионавигационных маяков:

– определение углового положения самоле-

та относительно маяков угломерной системы

VOR с точностью, необходимой для пилотиро-

вания самолета по установленным воздушным

коридорам совместно с другим оборудованием,

в направлениях на маяк и от маяка;

– выдачу информации об угловом положе-

нии самолета и об отказах для визуальной ин-

дикации экипажу и в виде электрических сиг-

налов в другое бортовое оборудование, если эти

сигналы используются.

8.3.4.6.2. Дальность действия радиотехниче-

ского оборудования угломерной системы VOR

должна быть не менее

где:

D – дальность, км;

Н1 – высота установки антенны наземного

радиомаяка, м;

Н2 – высота полета самолета, м;

0,75 – безразмерный коэффициент;

4,12 – масштабный коэффициент радиогори-

зонта, км/

в секторе ±30° от продольной оси самолета и 0,8D

для остальных боковых пеленгов при работе с на-

земными маяками, регламентируемая зона дей-

ствия которых обеспечивает эту дальность.

При этом чувствительность приемника VOR

должна быть не хуже, чем наименьшее из зна-

чений Uдоп1 и Uдоп2, рассчитанное по формулам:

Uдоп1 = 31,3 . 10G1/20; Uдоп2 = 78,3 . 10G2/20,

где:

Uдоп1 – допустимая чувствительность прием-

ника VOR, рассчитанная для удаления D (на-

пряженность поля маяка 90 мкВ/м) при ориен-

тации продольной оси самолета в пределах

углов ±30° от направления на маяк, мкВ;

Uдоп2 – допустимая чувствительность прием-

ника VOR, рассчитанная для удаления 0,8D

(напряженность поля маяка 225 мкВ/м) при

ориентации продольной оси самолета за преде-

лами углов ±30° от направления на маяк, мкВ;

G1 – наименьшее возможное значение коэф-

фициента усиления АФУ относительно полувол-

нового вибратора в секторе ±30° относительно

продольной оси самолета, определенное по ре-

зультатам измерений на данном типе самолета, дБ;

G2 – наименьшее возможное значение коэф-

фициента усиления АФУ относительно полувол-

нового вибратора в секторе ±180° относительно

продольной оси самолета, определенное по ре-

зультатам измерений на данном типе самолета, дБ.

8.3.4.7. Радиотехническое оборудование даль-

номерной системы DME

8.3.4.7.1. Радиотехническое оборудование

дальномерной системы DME должно обеспечи-

вать:

– определение дальности самолета относи-

тельно маяков системы с точностью, необходи-

мой для пилотирования самолета совместно с дру-

,

Часть 25 Авиационные правила

166

гим оборудованием по установленным воздуш-

ным коридорам и для осуществления посадки;

– выдачу информации о дальности и об отка-

зах для визуальной индикации экипажу на соб-

ственный индикатор и/или на пилотажно-нави-

гационные приборы, а также в виде электриче-

ских сигналов в другое бортовое оборудование,

если эти сигналы используются.

8.3.4.7.2. Дальность действия радиотехниче-

ского оборудования дальномерной системы DME

в навигационном режиме должна быть не менее

где:

D – дальность, км;

H1 – высота установки антенны наземного

радиомаяка, м;

H2 – высота полета самолета, м;

0,75 – безразмерный коэффициент;

4,12 – масштабный коэффициент радиогори-

зонта, км/

на высотах до 9800 м при работе с наземными

маяками, регламентируемая зона действия кото-

рых обеспечивает эту дальность. Дальность дей-

ствия DME в режиме посадки должна обеспечи-

ваться при минимальном значении допустимой

плотности потока мощности в регламентиро-

ванной зоне действия маяка.

8.3.4.8. Доплеровские измерители путевой

скорости и угла сноса (ДИСС)

Доплеровские измерители при полете на вы-

сотах не менее 10 м над любой поверхностью (в

том числе над водной поверхностью при волне-

нии, большем (или равном) 2 баллов) и при

эволюциях самолета с эксплуатационными

значениями углов крена и тангажа совместно с

другим оборудованием должны обеспечивать:

– определение путевой скорости и угла сно-

са самолета с требуемыми точностью и диапа-

зонами их значений;

– выдачу информации о путевой скорости,

угле сноса и об отказах для визуальной индика-

ции экипажу, а также в виде электрических сиг-

налов в другое бортовое оборудование, если эти

сигналы используются.

Примечание. Допускаются переходы ДИСС в режим

«Память» при углах крена более 30°.

8.3.4.9. Радиолокационное метеонавигацион-

ное оборудование

8.3.4.9.1. Радиолокационное метеонавига-

ционное оборудование совместно с другим обо-

рудованием должно обеспечивать:

– получение и отображение информации об

опасных метеообразованиях на экранах уст-

ройств отображения информации (индикаторе

радиолокационного метеонавигационного обо-

рудования или системы экранной индикации) на

расстоянии, достаточном для их обхода на безо-

пасном удалении, а при прерывании отображе-

ния (вне зависимости от режима работы обору-

дования) – сигнализацию о наличии опасных

метеообразований в заданной зоне в направле-

нии полета самолета;

– определение углового положения и рас-

стояния до наблюдаемых наземных ориентиров

или метеообразований;

– выдачу информации об отказах оборудования

в виде визуальной индикации экипажу, а также в

виде электрических сигналов в другое бортовое

оборудование, если эти сигналы используются.

8.3.4.9.2. Отображаемая информация о метео-

образованиях должна давать представление об их

взаимном местоположении в плоскости визиро-

вания, а информация о земной поверхности дол-

жна позволять производить распознавание на-

земных ориентиров.

8.3.4.9.3. Устройства отображения информации

должны быть сконструированы и установлены та-

ким образом и в таком месте, чтобы обеспечива-

лась возможность использования информации ра-

диолокационного метеонавигационного оборудо-

вания первым и вторым пилотами в любых воз-

можных условиях освещенности в кабине экипажа.

8.3.4.10. Радиотехническое оборудование

дальней навигации

Радиотехническое оборудование дальней

навигации совместно с другим оборудованием

должно обеспечивать в зоне действия наземных

радиомаяков:

– определение местоположения самолета с

точностью, необходимой для самолетовожде-

ния по установленным воздушным коридорам;

– выдачу информации о местоположении

самолета и об отказах для визуальной индика-

ции экипажу, а также в виде электрических сиг-

налов в другое бортовое оборудование, если эти

сигналы используются.

8.3.4.11. Радиотехническое оборудование

спутниковой навигации

Радиотехническое оборудование спутнико-

вой навигации совместно с другим оборудова-

нием должно обеспечивать:

– определение географических координат

самолета с точностью, необходимой для само-

летовождения по установленным воздушным

коридорам;

– выдачу информации о географических ко-

ординатах и об отказах для визуальной индика-

ции экипажу, а также в виде электрических сиг-

налов в другое бортовое оборудование, если эти

сигналы используются.

8.3.4.12. Радиотехническое оборудование пре-

дупреждения и предотвращения столкновений

(БСПС)

8.3.4.12.1 Радитехническое оборудование пре-

дупреждения и предотвращения столкновений

должно совмесно с другим оборудованием обес-

печивать:

– определение дальности, скорости и разно-

сти высот между самолетами, пеленга на другой

,

Авиационные правила Часть 25

167

самолет, оставшегося времени до столкновения

и степени опасности сближения с точностью, не-

обходимой для предотвращения столкновений;

– выдачу информации экипажу для визуаль-

ной индикации о дальности до другого самолета

и разности высот между самолетами, его пеленге,

степени опасности сближения, о воздушной об-

становке вцелом и отказе оборудования;

– выработку и выдачу для визуальной инди-

кации рекомендаций экипажу по выполнению

маневров увода самолета от возможного столк-

новения с приближающимся самолетом.

8.3.5. Антенно-фидерные устройства (АФУ)

Требования 8.3.5 распространяются на все

установленные на самолете АФУ радиотехни-

ческого оборудования навигации, посадки и

управления воздушным движением, а также на

обтекатели антенн (в части их свойств, влия-

ющих на характеристики АФУ).

8.3.5.1.Общие требования к антенно-фидер-

ным устройствам

8.3.5.1.1. Конструкция АФУ должна обеспе-

чивать механическую прочность, соответ-

ствующую ожидаемым условиям эксплуатации

самолета и месту их размещения.

8.3.5.1.2. При размещении антенн на само-

лете должны быть предусмотрены меры против

повреждения выступающих антенн в процессе

наземного обслуживания самолета.

8.3.5.1.3. Диэлектрические элементы АФУ и

обтекатели антенн, входящие в конструкцию

самолета, должны быть сконструированы, из-

готовлены и установлены на самолете таким

образом, чтобы во всех ожидаемых условиях

эксплуатации обеспечивалось требуемое каче-

ство функционирования связанного с АФУ

оборудования и параметры АФУ соответство-

вали требованиям 8.3.5.

8.3.5.1.4. Переходное сопротивление между

фланцами крепления антенн и корпусом само-

лета должно быть не более 600 мкОм. При на-

личии дополнительных установочных элемен-

тов суммарная величина переходного сопро-

тивления между фланцем антенны и корпусом

самолета должна быть не более 2000 мкОм.

8.3.5.1.5. Сопротивление изоляции АФУ при

температуре не выше +35 °С и относительной

влажности не более 80% должно быть не менее

20 МОм, а во всех остальных ожидаемых усло-

виях эксплуатации не менее 1 МОм (при рабо-

чем напряжении АФУ не выше 0,4 кВ).

8.3.5.1.6. Конструкция и размещение на са-

молете соединений антенны с фидерным трак-

том и аппаратурой должны обеспечивать воз-

можность расстыковки и подключения измери-

тельной аппаратуры.

8.3.5.1.7. Конструкция и размещение ан-

тенн, включая обтекатели, должны обеспечи-

вать нормальное функционирование подклю-

ченной к ним аппаратуры при работе в усло-

виях обледенения.

8.3.5.1.8. При конструировании и размеще-

нии антенн должны быть приняты необходи-

мые меры по их защите от статического элек-

тричества.

8.3.5.1.9. При конструировании АФУ и их

размещении на самолете должны быть приняты

необходимые меры по их защите от ударов мол-

нии, исключающие возможность возникнове-

ния аварийной или катастрофической ситуации.

8.3.5.1.10. АФУ должны быть сконструиро-

ваны и размещены на самолете таким образом,

чтобы обеспечивались необходимые развязки

между передающими и приемными АФУ, при

этом рекомендуется, чтобы:

– развязка между АФУ радиотехнического

оборудования посадки, а также угломерной си-

стемы VOR и АФУ радиостанций МВ диапазо-

на на рабочих частотах была не менее 35 дБ;

– для антенн радиотехнического оборудова-

ния измерения малых высот расстояние между

центрами приемной и передающей антенн (D)

было не менее 1 м при соблюдении условия

На ≥ 1,37D, где На – высота установки антенны над

землей в момент касания шасси ВПП при посадке

самолета. Допускается уменьшение D до 0,6 м при

обеспечении выполнения требований 8.3.4.1.

8.3.5.2. Требования к АФУ радиотехнического

оборудования измерения малых высот

8.3.5.2.1. Диапазон рабочих частот АФУ дол-

жен составлять 4200 – 4400 МГц.

8.3.5.2.2. Для обеспечения работы оборудо-

вания в соответствии с требованиями 8.3.4.1

АФУ радиотехнического оборудования измере-

ния малых высот должны быть размещены та-

ким образом, чтобы:

– отклонение плоскостей раскрывов антенн

от горизонтальной плоскости самолета не пре-

вышало 5°;

– в телесном угле раскрывов антенн с пло-

ским углом при вершине не менее 90° отсут-

ствовали выступающие элементы конструкции;

– поляризация передающей и приемной ан-

тенн каждого комплекта совпадала.

8.3.5.3. Требования к курсовым АФУ радио-

технического оборудования посадки ILS, СП

8.3.5.3.1. Диапазон рабочих частот АФУ дол-

жен составлять 108 – 112 МГц.

8.3.5.3.2. Коэффициент стоячей волны по

напряжению (КСВН) на выходе АФУ должен

быть не более 5.

8.3.5.3.3. Неравномерность распределения

горизонтальной составляющей поля в горизон-

тальной плоскости в переднем секторе ±90° от-

носительно продольной оси самолета должна

быть не более 12 дБ.

Примечания: 1. Рекомендуется, чтобы коэффици-

ент усиления АФУ в горизонталь-

ной плоскости в направлении поле-

та по сравнению с максимумом из-

лучения полуволнового вибратора

был не менее минус 10 дБ при на-

личии одного или двух выходов и не

Часть 25 Авиационные правила

168

менее минус 13 дБ при наличии

трех выходов (с учетом затухания в

фидерном тракте не более 1 дБ).

2. При работе АФУ, имеющего один

выход, с двумя или более приемни-

ками выходом АФУ считается точка

подключения фидера к общему вхо-

ду приемников.

8.3.5.3.4. Поляризация поля должна быть

преимущественно горизонтальной. Ослабле-

ние вертикальной составляющей поля антенны

по отношению к горизонтальной составляю-

щей в направлении вперед вдоль продольной

оси самолета должно быть не менее 10 дБ.

8.3.5.3.5. При наличии у антенны двух или

трех выходов развязка между выходами АФУ

должна быть не менее 6 дБ.

8.3.5.3.6. При использовании курсовой ан-

тенны на самолете в качестве антенны угломер-

ной системы VOR она должна также удовлетво-

рять требованиям 8.3.5.10.

8.3.5.4. Требования к глиссадным АФУ радио-

технического оборудования посадки ILS, СП

8.3.5.4.1. Диапазон рабочих частот АФУ дол-

жен составлять 328,6 – 335,4 МГц.

8.3.5.4.2. Коэффициент стоячей волны по

напряжению (КСВН) на выходе АФУ должен

быть не более 5.

8.3.5.4.3. Неравномерность распределения

горизонтальной составляющей поля в горизон-

тальной плоскости в переднем секторе ±45° от-

носительно продольной оси самолета должна

быть не более 6 дБ.

Примечания: 1. Рекомендуется, чтобы коэффици-

ент усиления АФУ в горизонталь-

ной плоскости в направлении поле-

та по сравнению с максимумом из-

лучения полуволнового вибратора

был не менее минус 12 дБ при нали-

чии одного или двух выходов и не

менее минус 15 дБ при наличии

трех выходов (с учетом затухания

фидерного тракта не более 2 дБ).

2. При работе АФУ, имеющего один

выход, с двумя или более приемни-

ками выходом АФУ считается точка

подключения фидера к общему вхо-

ду приемников.

8.3.5.4.4. Поляризация поля должна быть

преимущественно горизонтальной. Ослабле-

ние вертикальной составляющей поля антенны

по отношению к горизонтальной составляю-

щей в направлении вперед вдоль продольной

оси самолета должно быть не менее 10 дБ.

8.3.5.4.5. При наличии у антенны двух или

трех выходов развязка между выходами АФУ

должна быть не менее 6 дБ.

8.3.5.4.6. Антенна должна быть размещена

на самолете таким образом, чтобы обеспечива-

лось безопасное расстояние от самой нижней

точки самолета до препятствий или поверхно-

сти земли при снижении по глиссаде в процес-

се захода на посадку во всех ожидаемых усло-

виях эксплуатации.

8.3.5.5. Требования к маркерным АФУ радио-

технического оборудования посадки

8.3.5.5.1. Рабочая частота маркерных АФУ

должна составлять (75±0,1) МГц. Поляризация

поля – горизонтальная.

8.3.5.5.2. Коэффициент стоячей волны по

напряжению на выходе АФУ должен быть не

более 5.

8.3.5.5.3. Маркерная антенна должна быть

размещена на самолете таким образом, чтобы

обеспечивался обзор нижней полусферы.

8.3.5.6. Требования к АФУ радиокомпасов

8.3.5.6.1. Требования к ненаправленной ан-

тенне, входящей в конструкцию самолета

8.3.5.6.1.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять 0,15 – 1,75 МГц.

8.3.5.6.1.2. Действующая высота ненапра-

вленной антенны должна быть не менее 0,1 м.

8.3.5.6.1.3. Емкость ненаправленной антен-

ны должна быть не менее 24 пФ.

8.3.5.6.1.4. Ненаправленная антенна должна

быть размещена на самолете таким образом,

чтобы обеспечивалась индикация момента про-

лета приводной радиостанции с требуемой точ-

ностью.

8.3.5.6.1.5. Ненаправленная и рамочная ан-

тенны должны быть размещены таким образом,

чтобы обеспечивалось выполнение требова-

ний, изложенных в 8.3.4.3.

8.3.5.6.2. Требования к блоку совмещенных

антенн, входящему в комплект поставки АРК

8.3.5.6.2.1. Диапазон рабочих частот должен

составлять 0,15 – 1,75 МГц.

8.3.5.6.2.2. Для обеспечения работы обору-

дования в соответствии с требованиями 8.3.4.3

блок совмещенных антенн АРК должен быть

размещен таким образом, чтобы:

– обеспечивалась отметка момента пролета

приводной радиостанции с требуемой точно-

стью;

– выполнялись требования к размещению

блока совмещенных антенн на самолете, изло-

женные в эксплуатационной документации

(ЭД) на радиокомпас.

8.3.5.7. Требования к АФУ радиолокационных

ответчиков для режима «УВД»

8.3.5.7.1. Диапазон рабочих частот АФУ дол-

жен составлять:

– в приемном режиме:

(837,5±4) МГц, поляризация поля – гори-

зонтальная;

(1030±3) МГц, поляризация поля – верти-

кальная;

– в передающем режиме:

(740±3) МГц, поляризация поля – горизон-

тальная.

8.3.5.7.2. Коэффициент стоячей волны по

напряжению АФУ должен быть:

– в диапазоне (837,5 ± 4) МГц – не более 5;

– в диапазоне (1030 ± 3) МГц – не более 2;

– в диапазоне (740 ± 3) МГц – не более 2,5.

Авиационные правила Часть 25

169

8.3.5.7.3. Зона видимости АФУ, определен-

ная на удалении, составляющем 75% дальности

действия ответчика, не должна иметь провалов

в горизонтальной плоскости при эксплуата-

ционных углах крена и тангажа.

Примечание. Допускаются отдельные случайные

пропадания отметки самолета на вре-

мя одного-двух оборотов антенны на-

земного радиолокатора при скорости

вращения не менее 6 об/мин.

8.3.5.8. Требования к АФУ радиолокационных

ответчиков для режимов «RBS», «S»

8.3.5.8.1. Диапазон рабочих частот АФУ дол-

жен составлять:

– в приемном режиме – (1030 ± 3) МГц;

– в передающем режиме – (1090 ± 3) МГц.

Поляризация поля – вертикальная.

8.3.5.8.2. Коэффициент стоячей волны по

напряжению АФУ должен быть не более 2.

8.3.5.8.3. Зона видимости АФУ, определен-

ная на удалении, составляющем 75% дальности

действия ответчика, не должна иметь провалов

в горизонтальной плоскости при эксплуата-

ционных углах крена и тангажа.

Примечание. Допускаются отдельные случайные

пропадания отметки самолета на вре-

мя одного-двух оборотов антенны на-

земного радиолокатора при скорости

вращения не менее 6 об/мин.

8.3.5.8.4. Затухание в фидере между антен-

ной и радиолокационным ответчиком должно

быть не более 5 дБ.

8.3.5.9. Требования к АФУ радиотехнического

оборудования ближней навигации (угломерно-

дальномерного) дециметрового диапазона

8.3.5.9.1. Диапазон рабочих частот АФУ дол-

жен составлять:

– в приемном режиме – 873,6 – 1000,5 МГц;

– в передающем режиме – 726 – 813 МГц.

Поляризация поля – горизонтальная.

8.3.5.9.2. Коэффициент стоячей волны по

напряжению на входе АФУ должен быть:

– в приемном диапазоне – не более 5;

– в передающем диапазоне – не более 2,5.

8.3.5.9.3. Зона видимости АФУ, определен-

ная на расстоянии, составляющем 75% дально-

сти прямой видимости от радиомаяка, не дол-

жна иметь провалов в горизонтальной плоско-

сти при полете с нулевыми кренами. Неравно-

мерность распределения горизонтальной со-

ставляющей поля в горизонтальной плоскости

должна быть не более 12 дБ.

Примечания: 1. установке на самолете двухантенного

АФУ допускаются отдельные интер-

ференционные провалы в боковых на-

правлениях (90 ± 40)° и (270 ± 40)°, не

влияющие на работу оборудования.

2. Если на самолете установлено АФУ,

состоящее из нескольких антенн, по-

очередно подключаемых к аппарату-

ре с помощью специального комму-

тирующего устройства, то процесс

переключения не должен нарушать

нормальной работы оборудования.

8.3.5.9.4. При использовании АФУ радио-

технического оборудования ближней навига-

ции в качестве АФУ радиотехнического обору-

дования посадки дециметрового диапазона оно

должно также удовлетворять требованиям

8.3.5.17.

8.3.5.10. Требования к АФУ радиотехническо-

го оборудования угломерной системы VOR

8.3.5.10.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять 108 – 117,975 МГц.

8.3.5.10.2. Коэффициент стоячей волны по на-

пряжению на выходе АФУ не должен превышать 5.

8.3.5.10.3. Диаграмма направленности АФУ

в горизонтальной плоскости должна быть все-

направленной. Неравномерность диаграммы

направленности должна быть не более 20 дБ.

Примечания: 1. Рекомендуется, чтобы коэффици-

ент усиления АФУ в горизонталь-

ной плоскости в направлении про-

дольной оси самолета по сравне-

нию с максимумом излучения по-

луволнового вибратора был не ме-

нее минус 12 дБ при наличии у АФУ

одного выхода (с учетом затухания в

фидерном тракте не более 3 дБ).

2. При работе АФУ, имеющего один

выход, с двумя или более приемни-

ками выходом АФУ считается точка

подключения фидера к общему вхо-

ду приемников.

8.3.5.10.4. Поляризация поля должна быть

преимущественно горизонтальной. Ослабле-

ние вертикальной составляющей поля антенны

в направлении продольной оси самолета по от-

ношению к горизонтальной составляющей

должно быть не менее 10 дБ.

8.3.5.10.5. При использовании навигацион-

ной антенны угломерной системы VOR в каче-

стве курсовой антенны радиотехнического обо-

рудования посадки она должна также удовле-

творять требованиям 8.3.5.3.

8.3.5.11. Требования к АФУ радиотехническо-

го оборудования дальномерной системы DME

8.3.5.11.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять 962 – 1215 МГц. Поляриза-

ция поля – вертикальная.

8.3.5.11.2. Коэффициент стоячей волны по

напряжению на входе АФУ должен быть не бо-

лее 2.

8.3.5.11.3. Зона видимости АФУ в навига-

ционном режиме, определенная на расстоянии,

составляющем 75% дальности прямой видимо-

сти от радиомаяка, не должна иметь провалов в

горизонтальной плоскости при полете с нуле-

выми кренами.

Зона видимости АФУ в посадочном режиме,

определенная вблизи границы регламентиро-

ванной зоны действия наземного радиомаяка,

не должна иметь более одного провала длитель-

ностью более 10 с в горизонтальной плоскости

при выполнении каждого из виражей с кренами

10°. Выполняются левые и правые виражи.

Часть 25 Авиационные правила

170

Примечание. При выполнении виражей наземный

радиомаяк должен быть вне зоны вы-

полнения виражей.

8.3.5.11.4. Затухание в фидере между антен-

ной и приемопередатчиком радиотехнического

оборудования дальномерной системы DМЕ

должно быть не более 5.

8.3.5.12. Требования к АФУ доплеровских из-

мерителей путевой скорости и угла сноса

8.3.5.12.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять (13325±75) МГц.

8.3.5.12.2. Для обеспечения работы допле-

ровского измерителя путевой скорости и угла

сноса в соответствии с требованиями 8.3.4.8

АФУ должно размещаться в нижней части фю-

зеляжа таким образом, чтобы:

– в рабочей зоне лучей приемной и пере-

дающей антенн при любых конфигурациях са-

молета не находились выступающие элементы

конструкции самолета;

– в непосредственной близости от АФУ не

находились агрегаты с незакрытыми движущи-

мися деталями;

– при наличии диэлектрического обтекате-

ля, входящего в конструкцию самолета, обеспе-

чивалась необходимая развязка между прием-

ной и передающей антеннами.

8.3.5.13. Требования к АФУ радиолокацион-

ного метеонавигационного оборудования

8.3.5.13.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять (9345±30) МГц.

8.3.5.13.2. Для обеспечения работы радиоло-

кационого метеонавигационного оборудования

в соответствии с требованиями 8.3.4.9 антенна

должна быть размещена таким образом, чтобы

обеспечивался обзор в заданном секторе.

8.3.5.14. Требования к АФУ оборудования

дальней навигации

8.3.5.14.1. Требования к антенне аппаратуры

дальней навигации (АДН), не входящей в ком-

плект поставки АДН.

8.3.5.14.1.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять 10 – 130 кГц. Диапазон ра-

бочих частот может быть сокращен в зависимо-

сти от рабочих режимов, задействованных в со-

прягаемом оборудовании дальней навигации.

8.3.5.14.1.2. Поляризация поля – вертикальная.

8.3.5.14.1.3. Действующая высота ненапра-

вленной антенны (hд) должна быть не менее

0,3 м, емкость – не менее 100 пф, паразитная

емкость – не более 10 пф. Допускается hд ≥ 0,1

м при выполнении требований 8.3.4.10.

8.3.5.14.1.4. Антенна должна быть размеще-

на в верхней или нижней части фюзеляжа в

плоскости симметрии самолета.

8.3.5.14.2. Требования к блоку антенны, вхо-

дящему в комплект поставки аппаратуры даль-

ней навигации АДН.

8.3.5.14.2.1. Диапазон рабочих частот дол-

жен составлять 10 – 130 кГц. Диапазон рабочих

частот может быть сокращен в зависимости от

рабочих режимов, задействованных в сопрягае-

мом оборудовании дальней навигации.

8.3.5.14.2.2. Для обеспечения работы обору-

дования в соответствии с требованиями 8.3.4.10

блок антенны АДН должен быть размещен

сверху или снизу фюзеляжа и ориентирован в

направлении полета в горизонтальном положе-

нии таким образом, чтобы выполнялись требо-

вания к размещению, включая выбор места

установки блока антенн, изложенные в эксплу-

атационной документации на оборудование

АДН.

8.3.5.15. Требования к АФУ радиотехническо-

го оборудования посадки MLS

8.3.5.15.1. Диапазон рабочих частот АФУ дол-

жен составлять 5031 – 5090,7 МГц. Поляризация

поля – вертикальная.

8.3.5.15.2. Для обеспечения работы оборудова-

ния в соответствии с требованиями п. 8.3.4.2.2

АФУ должны быть размещены на самолете таким

образом, чтобы обеспечивались требуемые зоны

обзора.

8.3.5.15.3. Коэффициент стоячей волны по на-

пряжению на входе АФУ должен быть не более 2.

8.3.5.16. Требования к АФУ оборудования

спутниковой навигации

8.3.5.16.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять (1575,42 ± 12) МГц при ра-

боте оборудования спутниковой навигации по

сигналам GPS. При работе оборудования спут-

никовой навигации по сигналам ГЛОНАСС

диапазон рабочих частот должен составлять от

fн – 5,75 МГц до fв + 5,75 МГц (где fн и fв – верх-

няя и нижняя несущие частоты ГЛОНАСС, ис-

пользуемые сопрягаемым с АФУ оборудовани-

ем спутниковой навигации).

8.3.5.16.2. Для обеспечения работы оборудо-

вания спутниковой навигации в соответствии с

требованиями 8.3.4.11 антенна должна быть

размещена таким образом, чтобы обеспечивал-

ся обзор верхней полусферы и выполнялись

требования к размещению, в том числе к выбо-

ру места установки антенны, изложенные в эк-

сплуатационной документации на оборудова-

ние спутниковой навигации.

8.3.5.17. Требования к АФУ радиотехническо-

го оборудования посадки дециметрового диапазона

8.3.5.17.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять:

– в приемном режиме – 905,1 – 966,9 МГц;

– в передающем режиме – 772,0 – 808,0 МГц.

Поляризация поля – горизонтальная.

8.3.5.17.2. Коэффициент стоячей волны по

напряжению на входе АФУ должен быть:

– в приемном режиме – не более 5;

– в передающем режиме – не более 2,5.

8.3.5.17.3. Неравномерность распределения

горизонтальной составляющей поля в горизон-

тальной плоскости в переднем секторе ±90° от-

носительно продольной оси самолета должна

быть не более 12 дБ. При этом максимум диа-

Авиационные правила Часть 25

171

граммы направленности должен находиться в

пределах указанного сектора.

Примечание. Если на самолете установлено АФУ,

состоящее из нескольких антенн, по-

очередно подключаемых к аппаратуре

с помощью специального коммути-

рующего устройства, то процесс пере-

ключения не должен нарушать нор-

мальной работы оборудования.

8.3.5.17.4. При использовании АФУ радио-

технического оборудования посадки дециметро-

вого диапазона в качестве АФУ радиотехниче-

ского оборудования ближней навигации оно

должно также удовлетворять требованиям

8.3.5.9.

8.3.5.18. Требования к АФУ оборудования

предупреждения и предотвращения столкновений

(БСПС)

8.3.5.18.1. Диапазон рабочих частот АФУ

должен составлять:

– в передающем режиме – (1030 ± 3) МГц;

– в приемном режиме – (1090 ± 3) МГц.

Поляризация поля – вертикальная.

8.3.5.18.2. Для обеспечения работы оборудо-

вания в соответствии с требованиями 8.3.4.12.1

АФУ должно быть размещено на самолете со-

гласно рекомендациям нормативно-техниче-

ской документации (НТД) на оборудование в

части формирования необходимых зон обзора.

8.3.5.18.3. Коэффициент стоячей волны по

напряжению АФУ должен быть не более 2.

25F.8.4. РАДИОСВЯЗНОЕ

ОБОРУДОВАНИЕ (РСО)

8.4.2. Общие требования

8.4.2.1. Радиосвязное оборудование в зависи-

мости от его состава и ОУЭ сертифицируемого са-

молета должно обеспечивать выполнение следую-

щих функций:

– двухстороннюю связь в пределах прямой ра-

диовидимости с диспетчерской службой каждого

аэродрома, на котором предусматривается совер-

шить взлет или посадку и в диспетчерской зоне ко-

торого находится самолет;

– двухстороннюю связь в любой момент поле-

та по крайней мере с одной наземной авиацион-

ной радиостанцией;

– прием в любой момент полета метеорологи-

ческих сводок или специальных извещений, пере-

даваемых метеослужбами или диспетчерскими

службами аэродромов по трассе полета;

– оперативную связь в любой момент полета

между всеми членами экипажа;

– оповещение пассажиров в полете;

– обеспечение речевой информации об особой

ситуации при установке на самолете аппаратуры

речевой информации;

– подачу сигналов для определения местополо-

жения потерпевшего аварию самолета и привода к

нему поисково-спасательных средств, а также

обеспечение двусторонней речевой связи экипажа

(пассажиров) аварийного самолета после посадки

вне аэродрома.

8.4.2.2. Радиосвязное оборудование должно со-

ответствовать требованиям, предъявляемым для

подтверждения его пригодности к установке на

воздушное судно (см. 25.1301(а\*)), при этом АФУ

радиостанций МВ диапазона, являющиеся частью

конструкции планера, а также АФУ радиостанций

ДКМВ диапазона сертифицируются совместно с

самолетом.

8.4.2.3. Для обеспечения безопасного продол-

жения и завершения полета при отказах основных

источников электроэнергии в соответствии с тре-

бованиями 25.1351 должно быть обеспечено функ-

ционирование как минимум:

– аппаратуры внутренней связи;

– аппаратуры речевой информации об особой

ситуации;

– одной из двух радиостанций МВ диапазона;

– одного автоматического аварийного радио-

маяка «КОСПАС-САРСАТ» МВ/ДМВ диапазона.

8.4.3. Состав радиосвязного оборудования

8.4.3.1. Состав радиосвязного оборудования

определяется в зависимости от ожидаемых усло-

вий эксплуатации самолета.

8.4.3.1.1. На самолетах, совершающих трассо-

вые полеты, во время которых в течение всего по-

лета обеспечивается связь радиостанциями МВ

диапазона (разрывы в полях МВ связи, опреде-

ленные для 80% эффективного радиогоризонта,

не превышают 5 мин), устанавливаются:

– две радиостанции МВ диапазона;

– аппаратура внутренней связи;

– авиагарнитуры членов экипажа;

– аварийный радиомаяк «КОСПАС-САРСАТ»

МВ/ДМВ диапазона, который приводится в дей-

ствие автоматически и принудительно вручную

экипажем из кабины пилотов;

– аварийно-спасательная радиостанция МВ

диапазона.

8.4.3.1.2. На самолетах, совершающих полеты

над труднодоступными и малонаселенными райо-

нами и большими водными пространствами,

устанавливаются:

– две радиостанции МВ диапазона;

– аппаратура внутренней связи;

– авиагарнитуры членов экипажа;

– два аварийных радиомаяка «КОСПАС-САР-

САТ» МВ/ДМВ диапазона, из которых как мини-

мум один приводится в действие автоматически и

принудительно вручную экипажем из кабины пи-

лотов, а второй является аварийно-спасательным

(автономным) и используется вне самолета после

аварийной посадки;

– аварийно-спасательная радиостанция МВ

диапазона.

8.4.3.1.3. На самолетах, совершающих трассо-

вые полеты, во время которых связь в МВ диапа-

зоне обеспечивается не полностью, устанавлива-

ются одна радиостанция ДКМВ диапазона, если

разрывы в полях МВ связи, определенные для

Часть 25 Авиационные правила

172

80% эффективного радиогоризонта, превышают

5 мин, и две радиостанции ДКМВ диапазона при

разрыве, превышающем 1 ч, в дополнение к обо-

рудованию, перечисленному в 8.4.3.1.1 и 8.4.3.1.2.

8.4.3.1.4. На самолетах, совершающих полеты в

полярных широтах вне зоны действия МВ ра-

диосвязи со службами УВД, должно быть устано-

влено радиосвязное оборудование, обеспечиваю-

щее двустороннюю связь со службами УВД в лю-

бой момент полета.

8.4.3.2. Дополнительно к радиосвязному обо-

рудованию, перечисленному в 8.4.3.1, должна

устанавливаться аппаратура речевой информации

об особой ситуации, если это необходимо для дан-

ного типа самолета.

8.4.4. Требования к радиосвязному оборудова-

нию

8.4.4.1. Радиостанции МВ диапазона

8.4.4.1.1. Радиостанции МВ диапазона дол-

жны обеспечивать в пределах дальности дей-

ствия оперативную связь непосредственно меж-

ду экипажем и диспетчерскими службами УВД в

телефонном режиме.

8.4.4.1.2. Качество двусторонней связи борто-

вых радиостанций с наземной радиостанцией на

стоянке, при движении по аэродрому и при по-

лете в зоне аэродрома должно быть не хуже

4 баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.1.3. Дальность двусторонней радиосвязи

на курсовых углах (0 ± 30)° и (180 ± 30)° при го-

ризонтальном положении самолета должна быть

не менее 80% эффективного радиогоризонта на

высоте крейсерского полета при качестве связи

не хуже 3 баллов по пятибалльной шкале.

Примечание. Значение эффективного радиогори-

зонта вычисляется по формуле

где

D – эффективный радиогоризонт при стандартном

коэффициенте рефракции, км;

Н1 – высота подъема антенны наземной радиостан-

ции, м;

Н2 – высота полета самолета, м.

4,12 – масштабный коэффициент радиогоризонта,

км/ .

8.4.4.1.4. Дальность двусторонней радиосвязи

при любых курсовых углах, кроме указанных в

8.4.4.1.3, при горизонтальном положении самоле-

та должна быть не менее 65% эффективного ра-

диогоризонта на высоте крейсерского полета при

качестве связи не хуже 3 баллов по пятибалльной

шкале.

8.4.4.1.5. Дальность двусторонней радиосвя-

зи в нормальном режиме набора высоты и сни-

жения, а также при максимальных кренах в ре-

жиме крейсерского полета должна быть не ме-

нее 60% эффективного радиогоризонта на вы-

соте крейсерского полета при качестве связи не

хуже 3 баллов по пятибалльной шкале.

Примечание. Для самолетов с крейсерской высотой

полета более 6000 м допускается вы-

полнение требований 8.4.4.1.3 –

8.4.4.1.5 по дальности радиосвязи на

любой высоте полета, но не менее чем

6000 м.

8.4.4.2. Радиостанции ДМКВ диапазона

8.4.4.2.1. Радиостанции ДКМВ диапазона

должны обеспечивать связь экипажа самолета

со службой (пунктами) управления воздушным

движением в случаях когда связь через ра-

диостанции МВ диапазона не может быть осу-

ществлена.

8.4.4.2.2. Дальность радиосвязи должна быть

не менее 60% максимальной дальности полета

самолета при качестве связи не хуже 3 баллов

по пятибалльной шкале.

Примечание. Надежность связи обеспечивается

комплексом организационно-техниче-

ских мероприятий (прогнозирование

частот связи, использование разнесен-

ных наземных центров связи и т.д.).

8.4.4.4. Аппаратура внутренней связи авиа-

ционная (АВСА)

8.4.4.4.1. АВСА совместно с авиагарнитура-

ми, микротелефонными трубками и громкого-

ворителями должна обеспечивать внутреннюю

телефонную связь между всеми членами экипа-

жа, в том числе с бортпроводниками (если в со-

ставе экипажа имеются бортпроводники), вы-

ход на внешнюю двухстороннюю связь через

бортовые радиостанции, прием сигналов спе-

циального назначения, подключение аппарату-

ры записи переговоров, оповещение пассажи-

ров в салоне на любых режимах полета с рабо-

чих мест пилотов и бортпроводников, в том чи-

сле при рулении и на стоянке самолета.

8.4.4.4.2. Качество внутренней связи между

всеми членами экипажа на земле и на всех эта-

пах полета должно быть не хуже 4 баллов по пя-

тибалльной шкале.

8.4.4.4.3. Качество оповещения пассажиров

на всех этапах полета, в том числе при рулении

и на стоянке самолета, должно быть не хуже

4 баллов по пятибалльной шкале.

8.4.4.5. Авиагарнитуры членов экипажа

8.4.4.5.1. Авиагарнитуры членов экипажа

должны обеспечивать совместно с АВСА и ра-

диостанциями внутреннюю и внешнюю связь в

условиях окружающего акустического шума.

8.4.4.6. Аварийно-спасательные радиостанции

и радиомаяки

8.4.4.6.1. Аварийные радиомаяки

«КОСПАС-САРСАТ» МВ/ДМВ диапазона

должны обеспечивать передачу сигналов для

определения координат места аварии самолета

и привода поисково-спасательных средств в

район аварии. Аварийно-спасательные радио-

станции МВ диапазона должны обеспечивать

передачу сигналов для привода поисково-спа-

сательных средств в район аварии и двусторон-

нюю радиосвязь экипажа (пассажиров) потер-

певшего аварию самолета.

,

Авиационные правила Часть 25

173

Аварийные радиомаяки «КОСПАС-САРСАТ»

МВ/ДМВ диапазона должны одновременно ра-

ботать на частотах 121,5 и 406 МГц. Аварийно-

спасательные радиостанции МВ диапазона

должны работать на частоте 121,5 МГц.

8.4.4.6.2. Аварийно-спасательные радио-

станции МВ диапазона и аварийные радиомая-

ки «КОСПАС-САРСАТ» МВ/ДМВ диапазона

(кроме неотделяемых) должны быть легкосъем-

ными и размещены в местах, удобных для их

быстрого снятия при аварийной эвакуации.

8.4.4.7. Аппаратура речевой информации об

особой ситуации

8.4.4.7.1. Аппаратура речевой информации

об особой ситуации должна обеспечивать авто-

матическое речевое оповещение экипажа путем

передачи стандартного сообщения из числа

предварительно записанных на носителе ин-

формации.

8.4.4.7.2. Разборчивость речевой информа-

ции должна быть не хуже 4 баллов по пятибал-

льной шкале на всех этапах полета (на фоне

других сообщений внутренней или внешней

связи допускается ухудшение разборчивости

при условии выполнения требований, предъя-

вляемых к звуковой сигнализации в 8.9.4).

8.4.5. Антенно-фидерные устройства (АФУ)

Настоящие требования распространяются

на все установленные на самолете АФУ ра-

диосвязного оборудования, а также на обтека-

тели антенн (в части их свойств, влияющих на

характеристики АФУ).

8.4.5.1. Общие требования к антенно-фидер-

ным устройствам

8.4.5.1.1. Конструкция АФУ должна обеспе-

чивать механическую прочность, соответствую-

щую ожидаемым условиям эксплуатации само-

лета и месту их размещения.

8.4.5.1.2. При размещении антенн на самоле-

те должны быть предусмотрены меры против

повреждения выступающих антенн в процессе

наземного обслуживания самолета.

8.4.5.1.3. Диэлектрические элементы АФУ и

обтекатели антенн, входящие в конструкцию са-

молета, должны быть сконструированы, изгото-

влены и установлены на самолете таким обра-

зом, чтобы во всех ожидаемых условиях эксплу-

атации обеспечивалось требуемое качество

функционирования связанного с АФУ оборудо-

вания и параметры АФУ соответствовали требо-

ваниям 8.4.5.

8.4.5.1.4. Переходное сопротивление между

фланцами крепления антенн и корпусом само-

лета должно быть не более 600 мкОм. При нали-

чии дополнительных установочных элементов

суммарная величина переходного сопротивле-

ния между фланцами антенны и корпусом само-

лета должна быть не более 2000 мкОм.

8.4.5.1.5. Сопротивление изоляции АФУ при

температуре не выше +35 °С и относительной

влажности не более 80% должно быть не менее

20 МОм, а во всех остальных ожидаемых услови-

ях эксплуатации не менее 1 МОм при рабочем

напряжении не более 0,4 кВ и не менее 2 МОм

на каждый полный или неполный киловольт

при рабочем напряжении АФУ более 0,4 кВ.

Примечание. Допускается снижение сопротивле-

ния изоляции до 1 МОм, если обеспе-

чивается соответствие оборудования

требованиям 8.4.

8.4.5.1.6. Конструкция и размещение на самолете

соединений антенны с фидерным трактом и аппара-

турой должны обеспечивать возможность рассты-

ковки и подключения измерительной аппаратуры.

8.4.5.1.7. Конструкция и размещение антенн,

включая обтекатели, должны обеспечивать нор-

мальное функционирование подключенной к ним

аппаратуры при работе в условиях обледенения.

8.4.5.1.8. При конструировании и размещении

антенн должны быть приняты необходимые меры

по их защите от статического электричества.

8.4.5.1.9. При конструировании и размещении

антенн должны быть предусмотрены необходимые

меры по их защите от ударов молнии.

8.4.5.1.10. АФУ должны быть сконструированы и

размещены на самолете таким образом, чтобы меж-

ду ними обеспечивались необходимые развязки. Ре-

комендуется, чтобы развязки на рабочих частотах

составляли:

– не менее 35 дБ между АФУ радиостанций МВ

диапазона;

– не менее 35 дБ между АФУ радиостанций МВ

диапазона и курсовым АФУ радиотехнического

оборудования посадки (АФУ радиотехнического

оборудования угломерной системы VOR).

8.4.5.2. Требования к АФУ радиостанций МВ

диапазона

8.4.5.2.1. Коэффициент стоячей волны по

напряжению (КСВН) на входе АФУ должен

быть не более 3.

8.4.5.2.2. КПД фидера питания, соединяю-

щего антенну с радиостанцией, должен быть не

менее 0,5.

Примечание. В случае если дальность и качество

связи обеспечиваются, КПД фидера

питания не нормируется.

8.4.5.2.3. Неравномерность распределения

вертикальной составляющей поля в горизон-

тальной плоскости не должна превышать 12 дБ.

Примечание. Допускается увеличение неравномер-

ности на курсовых углах (90 ± 60)° и

(270 ± 60)° в секторах, имеющих ши-

рину не более 10° на уровне минус

4 дБ от максимума диаграммы напра-

вленности, если при этом выполня-

ются требования 8.4.4.1.4.

8.4.5.3. Требования к АФУ радиостанций

ДКМВ диапазонов

8.4.5.3.1. Антенны и антенные согласующие

устройства (АСУ) должны обеспечивать на-

стройку радиостанций во всем рабочем диапа-

зоне частот в полете и на земле.

Часть 25 Авиационные правила

174

8.4.5.3.2. АСУ должны размещаться в непо-

средственной близости от антенны. Длина ан-

тенного ввода должна быть:

– не более 1 м для антенн емкостного типа;

– не более 0,25 м для антенн индуктивного

типа.

Примечание. Антенным вводом считается находя-

щаяся под металлической обшивкой

самолета часть проводника, соеди-

няющего АФУ и возбудитель антенны.

8.4.5.3.3. Антенный ввод должен быть на-

дежно изолирован и закреплен, чтобы исклю-

чить возможность прикосновения к металличе-

ским частям конструкции и нарушения изоля-

ции ввода в процессе полета.

8.4.5.3.4. Конструкция элементов пере-

дающих АФУ должна обеспечивать работу

установленного на самолете передатчика без

коронирования и электрических пробоев.

8.4.5.3.5. Должно быть показано, что требо-

вания, приведенные в 8.4 для ДКМВ связи, вы-

полняются при замене экземпляра радиостан-

ции и/или элементов АФУ с учетом рекоменда-

ций, изложенных в эксплуатационной доку-

ментации на самолет.

8.4.5.4. Требования к АФУ автоматических

аварийных радиомаяков «КОСПАС-САРСАТ»

МВ/ДМВ диапазона

8.4.5.4.1. Рабочая полоса частот АФУ должна

составлять:

–121,5 МГц ±7 кГц в МВ диапазоне;

– 406,018 – 406,035 МГц в ДМВ диапазоне.

8.4.5.4.2. Для обеспечения работы оборудо-

вания в соответствии с требованиями, предъя-

вляемыми для подтверждения его пригодности

к установке на воздушное судно, АФУ должно

быть размещено на самолете согласно рекомен-

дациям нормативно-технической документа-

ции (НТД) на оборудование в части формиро-

вания необходимых зон обзора.

8.4.5.4.3. Коэффициент стоячей волны по

напряжению (КСВН) на входе АФУ должен

быть не более 1,5.

25F.8.7. КОМПОНОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА

(изложены требования, относящиеся

к комплексам оборудования с экранной индикацией)

8.7.1.3. Для каждого члена экипажа должно

быть предусмотрено наличие рабочего места.

Рабочие места пилотов должны располагаться в

передней части кабины, причем рабочее место

командира воздушного судна – слева. На само-

летах, в состав экипажа которых кроме пилотов

входит бортинженер, его рабочее место должно

размещаться или у правого борта, или между

рабочими местами пилотов. Размещение чле-

нов экипажа спиной к направлению полета не

допускается.

Примечание. Если РЛЭ предусматривает деятель-

ность бортинженера на его рабочем

месте как у правого борта, так и меж-

ду рабочими местами пилотов, то ему

должны быть обеспечены:

– удобство работы на обоих местах;

– удобство перемещения с одного ра-

бочего места на другое без необходи-

мости отстегивать привязные ремни.

8.7.1.5. Все надписи в кабине должны распола-

гаться у тех элементов (рукояток, тумблеров и др.),

к которым они относятся, и быть хорошо видимы

и различимы днем и ночью в зависимости от ОУЭ.

Текстовые сокращения надписей не должны допу-

скать неоднозначность толкования их смысла.

8.7.2.2. Наиболее часто используемые органы

управления, в том числе органы управления, ис-

пользуемые во время наиболее сложных этапов

полета (например, для пилотов – при заходе на по-

садку и посадке), а также в сложной и аварийной

ситуациях, должны располагаться в наилучших с

точки зрения досягаемости и обзора зонах рабочей

области каждого члена экипажа. При этом распо-

ложение органов управления должно быть выбра-

но так, чтобы на этапах взлета, захода на посадку,

посадки и ухода на второй круг для выполнения

действий по РЛЭ пилотам не требовалась смена

рук на штурвалах. Органы управления, устано-

вленные на рукоятках штурвала правого пилота,

должны располагаться «зеркально» по отношению

к их расположению на рукоятках штурвала левого

пилота.

8.7.2.5. Расположение органов управления,

форма и размеры их рукояток должны обеспечи-

вать быстрое их опознавание и безошибочные дей-

ствия во всех режимах полета и особых ситуациях.

8.7.2.10. Направление перемещения основных

органов управления должно соответствовать сле-

дующим требованиям:

– стабилизатор: переключатель вперед (вверх)

– пикирование;

– рычаг управления реверсом двигателя: назад

(на себя) – увеличение обратной тяги (мощности).

8.7.2.11. Органы управления режимами работы

экранных индикаторов, их перемещением, регу-

лировкой яркости и контрастности должны разме-

щаться в кабине в удобном месте на пультах упра-

вления и/или на индикаторах.

8.7.3.1. Угол наклона приборных досок членов

экипажа должен обеспечивать удобство пользова-

ния приборами и сигнализаторами, установлен-

ными на них.

8.7.3.3. Места для установки приборов и сигна-

лизаторов на рабочих местах членов экипажа дол-

жны быть выбраны с учетом степени важности вы-

даваемой ими информации. При этом могут ис-

пользоваться:

– группировка по степени относительной важ-

ности (значимости) для безопасности полета (на-

пример, размещение основных пилотажно-нави-

гационных приборов в верхней и средней зонах

приборной доски пилота);

– группировка по функциональному назначе-

нию, т.е. по принадлежности к одной функцио-

нальной системе (например, размещение рядом

Авиационные правила Часть 25

175

приборов, контролирующих работу силовой уста-

новки);

– группировка по времени использования, т.е.

использования в полете или на земле, на отдель-

ных этапах полета, в определенной временной по-

следовательности и т.д.

8.7.3.4. Приборы и сигнализаторы, установлен-

ные на приборных досках членов экипажа, дол-

жны быть хорошо видимы ими со своих рабочих

мест в условиях дневного и ночного полетов. При

этом допускается незначительное эпизодическое

изменение членом экипажа своей основной рабо-

чей позы. Показания приборов должны восприни-

маться членами экипажа без искажений, с доста-

точной степенью точности. Информация визуаль-

ных средств сигнализации должна воспринимать-

ся соответствующим членом экипажа без искаже-

ний и исключать ошибочные представления о со-

стоянии данной функциональной системы или

контролируемого параметра. Должны быть обес-

печены нормальная видимость и удобство контро-

ля показаний приборов силовой установки с рабо-

чих мест членов экипажа, которым РЛЭ предпи-

сан контроль ее работы.

8.7.3.5.1. Экранные индикаторы, используемые

для контроля пилотажно-навигационных параме-

тров, должны размещаться на приборных досках

первого и второго пилотов следующим образом:

– индикатор обстановки в вертикальной пло-

скости (ИВО) – в верхней части приборной доски

напротив пилота по оси его кресла либо со смеще-

нием центра индикатора не более ±30 мм от оси;

– индикатор обстановки в горизонтальной

плоскости (ИГО) – на одном горизонтальном

уровне с ИВО, справа от него на приборной доске

первого пилота и слева – на приборной доске вто-

рого пилота или под индикатором обстановки в

вертикальной плоскости на одной вертикальной

оси с ним.

При этом на всех режимах полета при средней

центровке для балансировочных положений

штурвала должно быть исключено затенение ин-

дексов и шкал указателей ИВО. Затенение индек-

сов и шкал указателей ИГО не должно затруднять

пилотирование самолета.

8.7.3.5.2. Экран индикатора на лобовом стекле

(ИЛС) должен располагаться в центральном поле

зрения пилота таким образом, чтобы центр экрана

находился в вертикальной плоскости, проходящей

через линию визирования, а индицируемые пара-

метры проецировались на фоне внекабинного

пространства.

8.7.3.5.3. Шкалы и индексы указателей пило-

тажно-навигационных параметров должны распо-

лагаться на лицевой части ИВО функциональны-

ми группами, взаимное расположение которых на

всех этапах полета должно быть следующим:

– в центральной части экрана должна разме-

щаться информация о положении самолета в про-

странстве (например, углы крена и тангажа), ко-

мандах директорного управления и отклонениях

от заданной траектории;

– в левой части экрана должны размещаться

скоростные параметры (например, приборная

скорость, число М, путевая скорость);

– в правой части экрана должны размещаться

высотные параметры (например, вертикальная

скорость, барометрическая и геометрическая вы-

сота), допускается размещать указатель геометри-

ческой высоты в центральной части индикатора.

Индицируемые параметры ИГО должны раз-

мещаться следующим образом:

– в верхней части экрана – курсовые параме-

тры (например, курс – текущее и заданное значе-

ния, угол сноса, путевой угол);

– в центральной части экрана – линия задан-

ного пути.

Другая информация, отображаемая на ИВО и

ИГО, должна размещаться таким образом, чтобы

было обеспечено уверенное восприятие всей ин-

формации на всех этапах полета.

8.7.3.5.4. Резервные индикаторы основных пи-

лотажно-навигационных параметров должны рас-

полагаться в месте, обеспечивающем пилотам воз-

можность безопасного завершения полета в соот-

ветствии с РЛЭ при невозможности использова-

ния ИВО и ИГО.

8.7.3.6.1. Экранные индикаторы, используемые

для контроля параметров силовой установки, са-

молетных систем, управляющих поверхностей,

положения элементов механизации самолета, а

также в качестве универсального сигнального таб-

ло в системе сигнализации, должны размещаться

на средней приборной доске. При этом членам

экипажа должно быть обеспечено удобство считы-

вания информации с индикаторов.

8.7.3.6.2. Взаимное расположение шкал, индек-

сов и других указателей параметров двигателей на

экране индикатора должно удовлетворять следую-

щим требованиям:

– указатели одинаковых параметров двигате-

лей должны размещаться в одном горизонтальном

ряду, в порядке расположения двигателей на само-

лете – слева направо;

– указатели разных параметров одного двигате-

ля – в одном вертикальном ряду в порядке значи-

мости контролируемых параметров – сверху вниз;

– при использовании вертикальных шкал ука-

затели параметров двигателей должны размещать-

ся в горизонтальных рядах, число которых опреде-

ляется количеством индицируемых параметров.

8.7.3.7. Резервные индикаторы основных пара-

метров двигателей (например, тахометры, термо-

метры выходящих газов) должны размещаться по

возможности рядом с основным экранным инди-

катором параметров силовой установки и обеспе-

чивать удобство их использования членами экипа-

жа.

8.7.3.9. Компоновка светосигнальных средств

на рабочих местах членов экипажа должна быть

Часть 25 Авиационные правила

176

выполнена с учетом степени важности выдавае-

мой ими информации.

8.7.3.10. Каждая группа или блок светосигналь-

ных табло должны быть сформированы по одному

из следующих принципов:

– принадлежности к одному функционально-

му комплексу (например, двигателю);

– одновременного использования (например,

при заходе на посадку);

– резерва времени (аварийные, предупреждаю-

щие).

8.7.3.11. Аварийные светосигнальные устрой-

ства должны быть размещены так, чтобы они были

видны из основного рабочего положения члена

экипажа. Предупреждающие светосигнальные

устройства, а также ЦСО должны быть размещены

в зоне удобного обзора с рабочих мест соответ-

ствующих членов экипажа, при этом допускается

изменение положения головы.

8.7.3.12. ЦСО и аварийные светосигнальные

устройства должны быть размещены идентично на

приборных досках первого и второго пилотов. До-

пускается центральные сигнальные огни разме-

щать в верхней части средней приборной доски.

8.7.3.13. Резервные аварийные светосигнализа-

торы должны размещаться в местах, видимых не

менее, чем двум членам экипажа.

25F.8.7. КОМПОНОВКА КАБИНЫ ЭКИПАЖА

(изложены требования к оборудованию

с электромеханической индикацией)

8.7.1.4. Рабочее место пилота должно иметь

средства, обеспечивающие контроль положе-

ния его глаз в условном положении на линии

визирования.

8.7.1.5. Все надписи в кабине должны распо-

лагаться у тех элементов (рукояток, тумблеров

и др.), к которым они относятся, и быть хорошо

видимы и различимы днем и ночью в зависимо-

сти от ОУЭ. Текстовые сокращения надписей

не должны допускать неоднозначности толко-

вания их смысла.

8.7.2.2. Наиболее часто используемые орга-

ны управления, в том числе органы управле-

ния, используемые во время наиболее сложных

этапов полета (например, для пилотов – при

заходе на посадку и посадке), а также в сложной

и аварийной ситуациях, должны располагаться

в наилучших с точки зрения досягаемости и об-

зора зонах рабочей области каждого члена эки-

пажа. При этом расположение органов упра-

вления должно быть выбрано так, чтобы на эта-

пах взлета, захода на посадку, посадки и ухода

на второй круг для выполнения действий по

РЛЭ пилотам не требовалась смена рук на

штурвалах. Для случаев когда кресла пилотов

располагаются рядом, органы управления,

установленные на рукоятках штурвала первого

пилота, должны располагаться «зеркально» по

отношению к их расположению на рукоятках

штурвала левого пилота.

8.7.2.5. Расположение органов управления,

форма и размеры их рукояток должны обеспе-

чивать быстрое их опознавание и безошибоч-

ные действия во всех режимах полета и особых

ситуациях.

8.7.2.10. Направление перемещения основ-

ных органов управления должно соответство-

вать следующим требованиям:

– стабилизатор: переключатель вперед

(вверх) – пикирование;

– рычаг управления реверсом двигателя: на-

зад (на себя) – увеличение обратной тяги (мощ-

ности).

8.7.3.3. Места для установки приборов и сиг-

нализаторов на рабочих местах членов экипажа

должны быть выбраны с учетом степени важно-

сти выдаваемой ими информации. При этом

могут использоваться:

– группировка по степени относительной

важности (значимости) для безопасности поле-

та (например, размещение основных пилотаж-

но-навигационных приборов в верхней и сред-

ней зонах приборной доски пилота);

– группировка по функциональному назна-

чению, т.е. по принадлежности к одной функ-

циональной системе (например, размещение

рядом приборов, контролирующих работу си-

ловой установки);

– группировка по времени использования,

т.е. использования в полете или на земле, на от-

дельных этапах полета, в определенной вре-

менной последовательности и т.д.

8.7.3.5.4. Резервный авиагоризонт должен

размещаться в правой верхней части прибор-

ной доски левого пилота вблизи основного

прибора, показывающего пространственное

положение самолета, либо в верхней части

средней приборной доски пилотов и должен

быть виден правому пилоту.

8.7.3.6. Основные приборы контроля сило-

вой установки должны размещаться на средней

приборной доске пилотов компактной груп-

пой. При этом взаимное размещение их в груп-

пе должно соответствовать расположению дви-

гателей на самолете:

– приборы, контролирующие одинаковые

параметры работы разных двигателей, должны

размещаться в одном горизонтальном ряду в

порядке расположения двигателей на самолете

– слева направо;

– приборы, контролирующие разные пара-

метры работы одного двигателя, должны разме-

щаться в одном вертикальном ряду в порядке

значимости контролируемых параметров –

сверху вниз.

Примечание. При использовании комбинирован-

ных приборов они должны разме-

щаться таким образом, чтобы исклю-

чить возможные ошибки определе-

Авиационные правила Часть 25

177

ния, к какому двигателю относится

данный индикатор или параметр.

8.7.3.11. Аварийные светосигнальные устрой-

ства должны быть размещены так, чтобы они были

видны из основного рабочего положения члена

экипажа. Предупреждающие светосигнальные

устройства, а также центральный сигнальный

огонь (ЦСО) должны быть размещены в зоне

удобного обзора с рабочих мест соответствующих

членов экипажа, при этом допускается изменение

положения головы.

8.7.3.12. ЦСО и аварийные светосигнальные

устройства должны быть размещены идентично на

приборных досках первого и второго пилотов. До-

пускается центральные сигнальные огни разме-

щать в верхней части средней приборной доски.

25F.8.8. СРЕДСТВА ИНДИКАЦИИ И

СИГНАЛИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ

СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И

ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ

УСТАНОВКИ (ВСУ) С ГАЗОТУРБИННЫМИ

ДВИГАТЕЛЯМИ

8.8.3. Требования к составу средств индика-

ции и сигнализации параметров работы силовой

установки

8.8.3.1. Для контроля работы силовой уста-

новки с ГТД в дополнение к 25.1305 должны

быть установлены:

8.8.3.1.7. Средства сигнализации превыше-

ния допустимого уровня вибрации каждого

двигателя.

8.8.3.1.9. Средства сигнализации превыше-

ния допустимого значения частоты вращения

роторов.

8.8.3.1.10. Средства сигнализации превыше-

ния допустимого значения температуры газа.

8.8.3.1.11. Средства сигнализации резервно-

го остатка топлива.

8.8.3.1.14. Средства сигнализации мини-

мального остатка масла в масляном баке.

8.8.3.1.16. Средства сигнализации появле-

ния стружки в масле каждого двигателя, если

это необходимо для обеспечения эксплуатации

двигателя в полете в пределах ограничений,

оговоренных в Руководстве по эксплуатации

(РЭ) на двигатель.

8.8.3.1.20. Средства сигнализации работы

подкачивающих и перекачивающих насосов,

кранов перекрестного питания и перекрывных

(пожарных) устройств.

8.8.3.1.22. Средства сигнализации помпажа

каждого двигателя, если это необходимо для

обеспечения эксплуатации двигателя в полете и

на земле в пределах ограничений, оговоренных

в РЭ на двигатель.

8.8.3.3. На самолетах с турбовинтовыми дви-

гателями в дополнение к 25.1305 и 8.8.3.1 дол-

жны быть установлены средства сигнализации

флюгирования воздушного винта каждого дви-

гателя, оборудованного системой автоматиче-

ского флюгирования.

8.8.4. Требования к составу средств индика-

ции и сигнализации параметров работы ВСУ

8.8.4.1. Состав средств индикации и сигна-

лизации параметров работы ВСУ должен соот-

ветствовать применимым к ВСУ требованиям

25.1305 и 8.8.3.1.

8.8.5. На самолете должны быть установлены

средства индикации и сигнализации параметров

работы силовой установки и ВСУ дополнительно

к указанным в 25.1305 и 8.8.3, если они необхо-

димы для обеспечения эксплуатации двигателя в

пределах летных ограничений, оговоренных в РЭ

на конкретный двигатель (самолет).

8.8.6. При отключении или отказе основных

источников электроснабжения должны быть

обеспечены электроснабжением от аварийных

источников следующие средства индикации и

сигнализации параметров работы силовой

установки и ВСУ.

8.8.6.1. Средства индикации и сигнализа-

ции, необходимые для запуска ВСУ в полете, а

также следующие средства сигнализации пара-

метров работы силовой установки:

– пожара и перегрева в пожароопасных от-

секах силовой установки;

– неисправности двигателя, требующие

уменьшения режима;

– резервного остатка топлива;

– положения реверсивных устройств.

8.8.6.5. Другие средства индикации и сигна-

лизации параметров работы силовой установ-

ки, если на конкретный двигатель и самолет

предусмотрены специальные ограничения для

этого случая.

25F.8.9. ОБОРУДОВАНИЕ

ВНУТРИКАБИННОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ

(изложены требования, относящиеся к комплек-

сам оборудования с экранной индикацией)

8.9.1. Общие положения

8.9.1.1. Требования настоящего раздела распро-

страняются на средства сигнализации, установлен-

ные на самолете и предназначенные для оповеще-

ния членов экипажа о возникшей на самолете си-

туации с помощью следующих видов средств сиг-

нализации: визуальных, звуковых и тактильных.

Визуальные средства сигнализации предназна-

чены для выдачи сигналов с помощью экранных

индикаторов, светосигнальных устройств, пере-

ключателей со световой сигнализацией (ламп-

кнопок), бленкеров, флажков (планок) или

шторок электромеханических индикаторов.

Звуковые средства сигнализации предназначены

для выдачи тональных звуковых сигналов (напри-

мер, с помощью сирены, звонка, зуммера) или ре-

чевых сообщений.

Тактильные средства сигнализации предназ-

начены для передачи необходимой информа-

Часть 25 Авиационные правила

178

ции членам экипажа путем воздействия на ме-

ханорецепторы кожи и мышечно-суставные

рецепторы.

8.9.1.2. Средства внутрикабинной сигнали-

зации, установленные на самолете, обеспечи-

вают выдачу информации (сигналов) трех кате-

горий: аварийной, предупреждающей и уведо-

мляющей. Определение категорий сигнализа-

ции производится исходя из информации о со-

бытиях, связанных с возможностью возникно-

вения особых ситуаций и степенью их опасно-

сти, а также величины времени реакции tр, ко-

торым располагает экипаж с момента появле-

ния сигнальной информации о возникшей си-

туации до момента, когда еще можно предот-

вратить или прекратить ее опасное развитие.

8.9.1.2.1. К категории аварийной сигнальной

информации относится информация о собы-

тиях, связанных с возможностью возникнове-

ния особых ситуаций, требующих немедленных

действий со стороны экипажа. В качестве ава-

рийных принимаются сигналы, характеризую-

щие приближение или достижение эксплуата-

ционных ограничений по параметрам движе-

ния самолета (например, αдоп, ny max э и др.) и сиг-

налы, для которых время реакции tp < 15 c.

8.9.1.2.2. К категории предупреждающей сиг-

нальной информации относится информация,

требующая немедленного привлечения внима-

ния, но не требующая быстрых действий эки-

пажа. Для предупреждающих сигналов прини-

мается, что располагаемое время реакции

tp≥15 c.

8.9.1.2.3. К категории уведомляющей сиг-

нальной информации относится информация,

указывающая на нормальную работу систем,

выполнение алгоритма работы членов экипажа

и другие. По величине располагаемого времени

реакции tp уведомляющая информация не ре-

гламентируется.

8.9.2. Общие требования

8.9.2.1. Система сигнализации должна вы-

полнять следующие функции:

8.9.2.1.1. Своевременно привлекать внима-

ние члена экипажа к возникшему состоянию

(происшедшему событию). Для этого при

необходимости используются следующие сиг-

налы сильного привлекающего действия:

– звуковые сигналы различной тонально-

сти, тембра и длительности, а также речевые

сообщения;

– тактильные сигналы;

– сигналы светосигнальных устройств, ра-

ботающих в проблесковом режиме.

8.9.2.1.2. Раскрывать смысл случившегося,

т.е. сигнальная информация должна быть опре-

деленной. Для этого используются:

– тексты на экранных индикаторах;

– надписи и символы на экранных индика-

торах и светосигнальных устройствах;

– тексты речевых сообщений;

– тональность, тембр и длительность звуко-

вых сигналов;

– сигнальные элементы индикаторов;

– тактильные сигналы;

– надписи переключателей со световой сиг-

нализацией.

8.9.2.1.3. Способствовать организации дей-

ствий, необходимых в данной ситуации. Для

этого используются:

– тексты на экранных индикаторах;

– надписи и символы светосигнальных

устройств;

– тактильные сигналы;

– тексты речевых сообщений;

– выдача сигналов на экранных индикато-

рах в зависимости от категории сигнальной ин-

формации по приоритету.

8.9.2.2. Правильное восприятие информа-

ции, выдаваемой средствами сигнализации,

должно обеспечиваться на всех этапах и режи-

мах полета в условиях воздействия окружаю-

щей среды (шум и вибрация в кабине экипажа,

переговоры по внутренней и внешней связи,

условия освещения и т.п.).

8.9.2.3. Способ представления сигнальной

информации, обеспечиваемый сочетанием раз-

личных средств ее выдачи и режимами их рабо-

ты, должен учитывать категорию сигнальной

информации и соответствовать возникшему на

борту состоянию.

8.9.2.4. Объем сигнальной информации, вы-

даваемой каждому члену экипажа на всех эта-

пах и режимах полета, как в нормальной, так и

в особых ситуациях, должен быть таким, чтобы

обеспечивалось своевременное восприятие

происшедшего события и принятие решения о

необходимых действиях, а также исключалась

излишняя перегрузка внимания каждого члена

экипажа.

Рекомендуется использовать интегральную

сигнальную информацию, особенно на режи-

мах взлета и посадки, а также для контроля си-

ловой установки и функциональных систем.

Для привлечения внимания и выдачи инфор-

мации о конкретной ситуации или отказе по

одному параметру рекомендуется использовать

одновременно не более 3 сигнальных уст-

ройств. При этом не должно быть более 1 визу-

ального сигнала сильного привлекающего дей-

ствия.

8.9.2.5. Визуальная сигнальная информация

должна являться основным видом выдачи сиг-

нальной информации членам экипажа самоле-

та. Звуковые и тактильные сигналы, а также ре-

чевые сообщения должны использоваться сов-

местно с визуальными сигнализаторами.

8.9.2.6. Аварийная сигнальная информация

должна включать в себя сигнал сильного при-

влекающего действия. При этом должно ис-

пользоваться не менее 2 видов сигнальных

Авиационные правила Часть 25

179

средств, воздействующих на разные рецепторы

членов экипажа.

8.9.2.7. Аварийная сигнальная информация

должна восприниматься не менее чем 2 члена-

ми экипажа. При этом аварийные светосиг-

нальные устройства должны устанавливаться

на рабочих местах не менее 2 членов экипажа.

8.9.2.8. Аварийная сигнальная информация

и, по возможности, предупреждающая сигналь-

ная информация должна представляться в об-

работанном виде, освобождая экипаж от вы-

полнения логических операций.

8.9.2.8.1. Должны использоваться сигналы,

характеризующие неготовность самолета к

взлету при таких состояниях систем и агрегатов

самолета, которые могут привести на взлете к

ситуации более тяжелой, чем усложнение усло-

вий полета. Должна использоваться сигнализа-

ция о неготовности самолета к посадке, кото-

рая информирует экипаж как минимум о непо-

садочной конфигурации самолета.

8.9.2.9. Средства сигнализации и управление

ими должны быть построены таким образом,

чтобы исключить возможность таких ошибок

со стороны членов экипажа, которые могут

привести к невыдаче сигналов или невозмож-

ности их восприятия в случае срабатывания.

Регулировка громкости звуковых сигналов не

допускается.

8.9.2.10. Экипажу должна быть обеспечена

возможность проведения контроля исправно-

сти всех входящих в систему средств сигнализа-

ции.

8.9.2.11. Должна быть обеспечена возмож-

ность прекращения выдачи сигналов сильного

привлекающего действия с сохранением визу-

альной сигнальной информации о возникшей

ситуации в случае, когда сигнальная информа-

ция опознана и воспринята и экипажем выпол-

нены действия, предписанные РЛЭ. При этом

должен быть обеспечен автоматический воз-

врат схемы в исходное положение для получе-

ния другого управляющего сигнала.

8.9.2.12. Сигнальная информация, выдавае-

мая с помощью различных средств сигнализа-

ции, должна быть согласована между собой

подбором текста надписей и речевых сообще-

ний, а также со значениями индицируемых па-

раметров (не должна им противоречить).

8.9.2.13. Надписи и символы на светосиг-

нальных устройствах и экранных индикаторах

и тексты речевых сообщений, выдаваемые ап-

паратурой речевого оповещения (АРО), дол-

жны удовлетворять следующим требованиям:

– содержание речевой информации должно

обеспечивать однозначное восприятие экипа-

жем характера возникшего состояния или со-

бытия;

– должно быть обеспечено максимально

возможное совпадение формулировок и поряд-

ка построения фраз речевого сообщения и со-

ответствующей надписи светосигнального

устройства;

– рекомендации по действиям экипажа в

сложившейся ситуации должны начинаться с

ключевого слова (например «Креном упра-

вляй», «Шасси выпусти» и т.п.).

8.9.2.14. Сигналы сильного привлекающего

действия аварийной сигнализации, которые не

требуют каких-либо действий экипажа на опре-

деленной фазе полета, должны быть заблоки-

рованы.

8.9.3. Требования к визуальным средствам

сигнализации

8.9.3.2. Красный цвет световой сигнализа-

ции должен использоваться только для аварий-

ной сигнальной информации. Желтый цвет

должен использоваться для предупреждающей

сигнальной информации. Зеленый, голубой

(синий) и белый цвет – для уведомляющей сиг-

нальной информации. Зеленый цвет рекомен-

дуется использовать для информации о нор-

мальной работе систем или агрегатов.

Голубой (синий) цвет рекомендуется использо-

вать для:

– информации, служащей для напоминания

экипажу о временном включении и работе си-

стем;

– отображения на экранах индикаторов тек-

стов инструкций о действиях экипажа по пари-

рованию отказов или в критических режимах

полета в соответствии с РЛЭ.

Белый цвет рекомендуется использовать для:

– обозначения агрегатов и систем на пультах

управления и экранов индикаторов – обозна-

чения шкал на циферблатах и экранах индика-

торов;

– информации о выполненных экипажем

действиях.

8.9.3.3. Световая сигнальная информация

должна быть легко различима и не должна ока-

зывать слепящего воздействия на членов эки-

пажа.

8.9.3.4. Должен обеспечиваться централизо-

ванный перевод яркости светосигнальных

средств из режима «День» в режим «Ночь» и об-

ратно, осуществляемый автоматически и/или

вручную с возможностью подрегулировки в

каждом из указанных режимов. При этом дол-

жны быть приняты меры к исключению воз-

можности непроизвольного перевода яркости

световых сигналов в режим «Ночь». Для ава-

рийных световых сигналов регулировка ярко-

сти не рекомендуется. Допускается регулиров-

ка яркости светосигнальной информации по

зонам рабочего места члена экипажа.

8.9.3.5. Аварийные световые сигналы, сигна-

лы ЦСО, районирующих табло, а также приз-

нак появления сигналов на экранах индикато-

ров должны выдаваться в проблесковом режи-

ме. Проблесковый режим работы световых сиг-

Часть 25 Авиационные правила

180

налов должен осуществляться с частотой от 2 до

5 Гц.

8.9.3.6. Сигнальные надписи следует выпол-

нять цветными буквами на темном фоне.

8.9.3.7. Если Нормами летной годности тре-

буется сигнализация отказов на лицевой части

электромеханических приборов и индикаторов,

то она должна обеспечиваться с помощью вы-

падающих сигнальных флажков (планок) или

шторок, перекрывающих в этом случае часть

лицевой части индикатора.

8.9.3.8. Отказ тракта измерения индикации

параметра или выдача недостоверной инфор-

мации должны отображаться на экранах инди-

каторов способом, однозначно и наглядно ха-

рактеризующим происшедшее событие. Для

этого рекомендуется использовать специаль-

ную символику, снятие с экранов индикаторов

элементов отображения информации.

8.9.4. Требования к звуковым средствам сиг-

нализации

8.9.4.1. Звуковые сигналы должны выдавать-

ся в виде тональных звуковых сигналов или ре-

чевых сообщений в диапазоне звуковых частот

200 – 4000 Гц. Рекомендуется, чтобы тональ-

ный звуковой сигнал состоял не менее чем из 2

разнесенных частот указанного диапазона.

8.9.4.2. Общее число тональных звуковых

сигналов в кабине должно быть таким, чтобы

была обеспечена возможность безошибочного

восприятия характера происшедшего события

или возникшего состояния.

8.9.4.3. При одновременной выдаче 2 то-

нальных звуковых сигналов должна обеспечи-

ваться возможность их восприятия как 2 раз-

дельных сигналов, для чего при выборе частот

(сочетания частот) тональных звуковых сигна-

лов внутри указанного в 8.9.4.1 диапазона дол-

жно быть предусмотрено их разнесение, а так-

же соответствующее кодирование сигналов.

8.9.4.4. Одновременная выдача речевого и

тонального звуковых сигналов для сигнализа-

ции об одном событии или ситуации не допу-

скается.

8.9.4.5. Сообщения, выдаваемые АРО, дол-

жны передаваться женским голосом и повто-

ряться не менее чем 2 раза для аварийных сиг-

налов. При этом должна быть обеспечена воз-

можность отключения, а также возможность

повторного прослушивания сообщения при на-

личии сигнала от датчика.

8.9.4.6. При использовании АРО для выдачи

сигнальных сообщений их текст не должен пре-

вышать 13 слов. При этом рекомендуется, что-

бы информация начиналась сообщением о том,

что произошло на борту, а затем следовала ре-

комендация по действиям экипажа.

8.9.5. Требования к тактильным средствам

сигнализации

8.9.5.1. Тактильный сигнализатор (в случае

применения его на самолете) должен использо-

ваться для предупреждения экипажа о выходе

на эксплуатационные ограничения по режиму

полета. При этом тактильный сигнализатор,

устанавливаемый на штурвале или колонке,

должен использоваться в качестве аварийного

сигнала только для сигнализации о выходе на

допустимый угол атаки (αдоп) и/или положи-

тельную максимальную эксплуатационную пе-

регрузку (ny max э).

8.9.5.2. Тактильные сигналы должны вос-

приниматься обоими пилотами. Рекомендует-

ся, чтобы тактильный сигнализатор обеспечи-

вал сигнализацию требуемого направления

движения штурвала управления.

8.9.5.3. Тактильная сигнализация не должна

вызывать болезненных ощущений.

Д25F.8.9. ОБОРУДОВАНИЕ

ВНУТРИКАБИННОЙ СИГНАЛИЗАЦИИ

(изложены требования к оборудованию

с электромеханической индикацией)

8.9.1.1. Требования настоящего раздела

распространяются на средства сигнализации,

установленные на самолете и предназначен-

ные для оповещения членов экипажа о воз-

никшей на самолете ситуации с помощью сле-

дующих видов средств сигнализации: визуаль-

ных, звуковых и тактильных.

Визуальные средства сигнализации предназна-

чены для выдачи сигналов с помощью светос-

игнальных устройств, переключателей со све-

товой сигнализацией (ламп-кнопок), бленке-

ров, флажков (планок) или шторок электроме-

ханических индикаторов.

Звуковые средства сигнализации предназначе-

ны для выдачи тональных звуковых сигналов

(например, с помощью сирены, звонка, зум-

мера) или речевых сообщений.

Тактильные средства сигнализации предназначе-

ны для передачи необходимой информации чле-

нам экипажа путем воздействия на механорецеп-

торы кожи и мышечно-суставные рецепторы.

8.9.1.2. Средства внутрикабинной сигнали-

зации, установленные на самолете, обеспечи-

вают выдачу информации (сигналов) трех кате-

горий: аварийной, предупреждающей и уведо-

мляющей. Определение категорий сигнализа-

ции производится исходя из информации о со-

бытиях, связанных с возможностью возникно-

вения особых ситуаций и степенью их опасно-

сти, а также величины времени реакции tр, ко-

торым располагает экипаж с момента появле-

ния сигнальной информации о возникшей си-

туации до момента, когда еще можно пред-

отвратить или прекратить ее опасное развитие.

8.9.1.2.1. К категории аварийной сигналь-

ной информации относится информация о со-

бытиях, связанных с возможностью возникно-

вения особых ситуаций, требующих немедлен-

ных действий со стороны экипажа. В качестве

Авиационные правила Часть 25

181

аварийных принимаются сигналы, характери-

зующие приближение или достижение эксплу-

атационных ограничений по параметрам дви-

жения самолета (например, αдоп, ny max э и др.), и

сигналы, для которых время реакции tp < 15 c.

8.9.1.2.2. К категории предупреждающей

сигнальной информации относится информа-

ция, требующая немедленного привлечения

внимания, но не требующая быстрых действий

экипажа. Для предупреждающих сигналов

принимается, что располагаемое время реак-

ции tp ≥ 15 c.

8.9.1.2.3. К категории уведомляющей сиг-

нальной информации относится информация,

указывающая на нормальную работу систем,

выполнение алгоритма работы членов экипа-

жа и другие. По величине располагаемого вре-

мени реакции tp уведомляющая информация

не регламентируется.

8.9.2. Общие требования

8.9.2.1. Система сигнализации должна вы-

полнять следующие функции:

8.9.2.1.1. Своевременно привлекать внима-

ние члена экипажа к возникшему состоянию

(происшедшему событию). Для этого при

необходимости используются следующие сиг-

налы сильного привлекающего действия:

– звуковые сигналы различной тонально-

сти, тембра и длительности, а также речевые

сообщения;

– тактильные сигналы;

– сигналы светосигнальных устройств, ра-

ботающих в проблесковом режиме.

8.9.2.1.2. Раскрывать смысл случившегося,

т.е. сигнальная информация должна быть

определенной. Для этого используются:

– надписи и сигналы светосигнальных

устройств;

– тексты речевых сообщений;

– тональность, тембр и длительность звуко-

вых сигналов;

– сигнальные элементы индикаторов;

– тактильные сигналы;

– надписи переключателей со световой

сигнализацией.

8.9.2.1.3. Способствовать организации дей-

ствий, необходимых в данной ситуации. Для

этого используются:

– надписи и символы светосигнальных

устройств;

– тактильные сигналы;

– тексты речевых сообщений.

8.9.2.2. Правильное восприятие информа-

ции, выдаваемой средствами сигнализации,

должно обеспечиваться на всех этапах и режи-

мах полета в условиях воздействия окружаю-

щей среды (шум и вибрация в кабине экипажа,

переговоры по внутренней и внешней связи,

условия освещения и т.п.).

8.9.2.3. Способ представления сигнальной

информации, обеспечиваемый сочетанием

различных средств ее выдачи и режимами их

работы, должен учитывать категорию сигналь-

ной информации и соответствовать возникше-

му на борту состоянию.

8.9.2.4. Объем сигнальной информации,

выдаваемой каждому члену экипажа на всех

этапах и режимах полета как в нормальной,

так и в особых ситуациях, должен быть таким,

чтобы обеспечивалось своевременное вос-

приятие произошедшего события и принятие

решения о необходимых действиях, а также

исключалась излишняя перегрузка внимания

каждого члена экипажа. Рекомендуется ис-

пользовать интегральные сигнализаторы и ра-

йонирующие табло, особенно на режимах

взлета и посадки, а также для контроля сило-

вой установки и функциональных систем. Для

привлечения внимания и выдачи информации

о конкретной ситуации или отказе по одному

параметру должно использоваться одновре-

менно не более 3 сигнальных устройств.

8.9.2.5. Визуальная сигнальная информа-

ция должна являться основным видом выдачи

сигнальной информации членам экипажа са-

молета. Звуковые и тактильные сигналы, а

также речевые сообщения должны использо-

ваться совместно с визуальными сигнализато-

рами.

8.9.2.6. Аварийная сигнальная информация

должна включать в себя сигнал сильного прив-

лекающего действия. При этом должно ис-

пользоваться не менее 2 видов сигнальных

средств, воздействующих на разные рецепто-

ры членов экипажа.

8.9.2.7. Аварийная сигнальная информация

должна восприниматься не менее чем 2 члена-

ми экипажа. При этом аварийные светосиг-

нальные устройства должны устанавливаться

на рабочих местах не менее 2 членов экипажа.

8.9.2.8. Аварийная сигнальная информация

и, по возможности, предупреждающая сигналь-

ная информация должна представляться в об-

работанном виде, освобождая экипаж от вы-

полнения логических операций.

8.9.2.8.1. Должны использоваться сигналы,

характеризующие неготовность самолета к

взлету при таких состояниях систем и агрегатов

самолета, которые могут привести на взлете к

ситуации более тяжелой, чем усложнения усло-

вий полета. Должна использоваться сигнализа-

ция о неготовности самолета к посадке, кото-

рая информирует экипаж как минимум о непо-

садочной конфигурации самолета.

8.9.2.9. Средства сигнализации и управления

ими должны быть построены таким образом,

чтобы исключить возможность таких ошибок

со стороны членов экипажа, которые могут

привести к невыдаче сигналов или невозмож-

ности их восприятия в случае срабатывания.

Регулировка громкости звуковых сигналов не

допускается.

Часть 25 Авиационные правила

182

8.9.2.10. Экипажу должна быть обеспечена

возможность проведения контроля исправно-

сти всех входящих в систему средств сигнали-

зации.

8.9.2.11. Должна быть обеспечена возмож-

ность прекращения выдачи сигналов сильного

привлекающего действия с сохранением визу-

альной сигнальной информации о возникшей

ситуации в случае, когда сигнальная информа-

ция опознана и воспринята и экипажем выпол-

нены действия, предписанные РЛЭ. При этом

должен быть обеспечен автоматический воз-

врат схемы в исходное положение для получе-

ния другого управляющего сигнала.

8.9.2.12. Сигнальная информация, выдавае-

мая с помощью различных средств сигнализа-

ции, должна быть согласована между собой

подбором текста надписей и речевых сообще-

ний, а также с показаниями соответствующих

приборов (не должна им противоречить).

8.9.2.13. Надписи и символы на светосиг-

нальных устройствах и тексты речевых сооб-

щений, выдаваемые аппаратурой речевого

оповещения (АРО), должны удовлетворять

следующим требованиям:

– содержание речевой информации должно

обеспечивать однозначное восприятие экипа-

жем характера возникшего состояния или со-

бытия;

– должно быть обеспечено максимально

возможное совпадение формулировок и по-

рядка построения фраз речевого сообщения и

соответствующей надписи светосигнального

устройства;

– рекомендации по действиям экипажа в

сложившейся ситуации должны начинаться с

ключевого слова (например, «Креном упра-

вляй», «Шасси выпусти» и т.п.).

8.9.2.14. Сигналы сильного привлекающего

действия аварийной сигнализации, которые

не требуют каких-либо действий экипажа на

определенной фазе полета, должны быть заб-

локированы.

8.9.3. Требования к визуальным средствам

сигнализации

8.9.3.3. Световая сигнальная информация

должна быть легко различима и не должна

оказывать слепящего действия на членов эки-

пажа.

8.9.3.4. Должен обеспечиваться централи-

зованный перевод яркости светосигнальных

средств из режима «День» в режим «Ночь» и

обратно, осуществляемый автоматически

и/или вручную. При этом должны быть при-

няты меры к исключению возможности не-

произвольного перевода яркости световых

сигналов в режим «Ночь». Для аварийных све-

товых сигналов регулировка яркости не реко-

мендуется. Допускается регулировка яркости

светосигнальной информации по зонам рабо-

чего места члена экипажа.

8.9.3.5. Аварийные световые сигналы, а

также сигналы ЦСО и районирующих табло

должны выдаваться в проблесковом режиме.

Проблесковый режим работы световых сиг-

налов должен осуществляться с частотой от 2

до 5 Гц.

8.9.3.6. Сигнальные надписи следует вы-

полнять цветными буквами на темном фоне.

8.9.3.7. Если Нормами летной годности

требуется сигнализация отказов на лицевой

части электромеханических приборов и ин-

дикаторов, то она должна обеспечиваться с

помощью выпадающих сигнальных флажков

(планок) или шторок, перекрывающих в этом

случае часть лицевой части индикатора.

8.9.4. Требования к звуковым средствам сиг-

нализации

8.9.4.1. Звуковые сигналы должны выда-

ваться в виде тональных звуковых сигналов

или речевых сообщений в диапазоне звуковых

частот 200 – 4000 Гц. Рекомендуется, чтобы

тональный звуковой сигнал состоял не менее

чем из 2 разнесенных частот указанного ди-

апазона.

8.9.4.2. Общее число тональных звуковых

сигналов в кабине должно быть таким, чтобы

была обеспечена возможность безошибочного

восприятия характера происшедшего события

или возникшего состояния.

8.9.4.3. При одновременной выдаче двух

тональных звуковых сигналов должна обеспе-

чиваться возможность их восприятия как

двух раздельных сигналов, для чего при выбо-

ре частот (сочетания частот) тональных зву-

ковых сигналов внутри указанного в 8.9.4.1

диапазона должно быть предусмотрено их

разнесение, а также соответствующее коди-

рование сигналов.

8.9.4.4. Одновременная выдача речевого и

тонального звуковых сигналов для сигнализа-

ции об одном событии или ситуации не допу-

скается.

8.9.4.5. Сообщения, выдаваемые АРО, дол-

жны передаваться женским голосом и повто-

ряться не менее 2 раз. При этом должна быть

обеспечена возможность отключения, а также

возможность повторного прослушивания со-

общения при наличии сигнала от датчика.

8.9.4.6. При использовании АРО для вы-

дачи сигнальных сообщений текст их не дол-

жен превышать 13 слов. При этом рекомен-

дуется, чтобы информация начиналась сооб-

щением о том, что произошло на борту, а за-

тем следовала рекомендация по действиям

экипажа.

8.9.5. Требования к тактильным средствам

сигнализации

8.9.5.1. Тактильный сигнализатор (в случае

применения его на самолете) должен исполь-

зоваться для предупреждения экипажа о выхо-

де на эксплуатационные ограничения по ре-

Авиационные правила Часть 25

183

жиму полета. При этом тактильный сигнали-

затор, устанавливаемый на штурвале или ко-

лонке, должен использоваться в качестве ава-

рийного сигнала только для сигнализации о

выходе на допустимый угол атаки (αдоп) и/или

положительную максимальную эксплуата-

ционную перегрузку (ny max э).

8.9.5.2. Тактильные сигналы должны вос-

приниматься обоими пилотами. Рекомендует-

ся, чтобы тактильный сигнализатор обеспечи-

вал сигнализацию требуемого направления

движения штурвала управления.

8.9.5.3. Тактильная сигнализация не дол-

жна вызывать болезненных ощущений.

Часть 25 Авиационные правила

184

25.1501. Общие положения

(a) Должны быть установлены все эксплуа-

тационные ограничения, указанные в парагра-

фах 25.1503 – 25.1533, и другие ограничения,

необходимые для безопасной эксплуатации.

(b) Эксплуатационные ограничения и другая

информация, необходимые для безопасной эк-

сплуатации, должны доводиться до членов эки-

пажа так, как это предписано в параграфах

25.1541 – 25.1587.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ

25.1503. Ограничения скорости. Общие положения

В тех случаях, когда ограничения скорости

являются функцией веса, распределения веса,

высоты или числа М, следует установить огра-

ничения, соответствующие всем критическим

комбинациям этих параметров.

25.1505. Максимальная эксплуатационная

скорость

Максимально допустимая эксплуатацион-

ная скорость (VMO/МMO – скорость или число

М, в зависимости от того, какая из этих вели-

чин является критической на данной высоте)

– это скорость, которую не разрешается пред-

намеренно превышать на любом режиме поле-

та (набор высоты, крейсерский полет или сни-

жение), за исключением случаев, когда разре-

шается более высокая скорость при летных ис-

пытаниях или во время тренировочных поле-

тов. Максимально допустимая эксплуата-

ционная скорость VMO/МMO не должна превы-

шать расчетную крейсерскую скорость VC и

быть значительно ниже VD/МD или VDF/МDF,

чтобы свести к минимуму вероятность непред-

намеренного превышения этих скоростей в

полете. Запас скорости между VMO/MMO и

VD/МD или VDF не должен быть меньше уста-

новленного в соответствии с 25.335(b) или

оказавшегося необходимым по результатам

летных испытаний, проводимых в соответ-

ствии с 25.253.

25.1507. Маневренная скорость

Маневренная скорость не должна превы-

шать расчетную маневренную скорость VA,

определенную в 25.335(с).

25.1511. Максимальная допустимая скорость

в полете с отклоненными закрылками

и/или предкрылками

Установленная максимальная допустимая

скорость в полете с отклоненными закрылками

и/или предкрылками VFE не должна превышать

расчетную скорость полета с выпущенными

закрылками VF, выбранную в соответствии с

требованиями 25.335(е) и 25.345 для соответ-

ствующих углов отклонения закрылков и режи-

мов работы двигателей.

25.1513. Минимальная эволютивная скорость

Минимальная эволютивная скорость VMC,

определенная в 25.149, должна устанавливаться

как эксплуатационное ограничение.

25.1515. Максимальная скорость полета

при выпуске и уборке шасси

(a) Установленная максимальная скорость

полета при выпуске и уборке шасси VLO не дол-

жна превышать скорость, при которой можно

безопасно выпустить и убрать шасси в соответ-

ствии с 25.729 или характеристиками самолета.

Если скорость полета при выпуске шасси отли-

чается от скорости при уборке, указанные две

скорости должны обозначаться соответственно

VLO(ext) и VLO(ret).

(b) Установленная скорость полета с выпу-

щенными шасси VLE не должна превышать ско-

рость, при которой обеспечивается безопас-

ность полета с шасси, зафиксированным в пол-

ностью выпущенном положении, и скорости,

определяемой в 25.729.

25.1516. Другие ограничения скорости

Должны быть установлены любые другие

ограничения, связанные со скоростью.

25.1517. Скорость полета в неспокойном воздухе VRА

Должна быть установлена скорость полета в

неспокойном воздухе VRА для использования в

качестве рекомендованной скорости пролета

зоны турбулентности в соответствии с требова-

ниями 25.1585(а)(8), которая:

(a) Не больше, чем расчетная скорость для

максимального порыва ветра, выбранная для VB.

(b) Не меньше, чем минимальная величина

VB, определенная в 25.335(d); и

(c) Существенно меньше, чем VMO, для обес-

печения того, чтобы вероятные изменения ско-

рости при полете в неспокойном воздухе не вы-

зывали слишком частого срабатывания преду-

преждения о превышении скорости. При отсут-

ствии достаточных исследований, подтвер-

ждающих использование других скоростей, ско-

рость VRА должна быть менее чем VMO – 65 км/ч

(ИС).

25.1519. Вес, центровка и распределение веса

Ограничения по весу самолета, центровке и

распределению веса, определяемые в парагра-

фах 25.23 – 25.27, должны устанавливаться в

качестве эксплуатационных ограничений.

25.1521. Ограничения по силовой установке

(a) Общие положения. Ограничения по сило-

вой установке, предписанные в настоящем па-

раграфе, должны устанавливаться таким обра-

зом, чтобы они не превышали соответствую-

Раздел G – ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ ОГРАНИЧЕНИЯ И ИНФОРМАЦИЯ

Авиационные правила Часть 25

185

щих пределов, предусмотренных в сертифика-

тах типа двигателей или воздушных винтов, и

величин, на которых базируется соответствие

любым другим требованиям настоящих Норм.

(b) Установки поршневых двигателей. Дол-

жны быть установлены следующие эксплуата-

ционные ограничения, относящиеся к установ-

кам поршневых двигателей:

(1) Мощность (л.с.) или крутящий момент

(об/мин), давление наддува и продолжитель-

ность работы на критической барометрической

высоте и на барометрической высоте уровня

моря для:

(i) максимальной продолжительной мощно-

сти (относящейся к работе без наддува или к

работе в каждом режиме нагнетателя, в зависи-

мости от того, что принято); и

(ii) взлетной мощности (относящейся к ра-

боте без наддува или к работе в каждом режиме

нагнетателя, в зависимости от того, что приме-

нимо).

(2) Сорт или марка топлива.

(3) Температуры головок цилиндров и масла.

(4) Любой другой параметр, для которого

установлено ограничение как часть сертифика-

та типа двигателя, за исключением того, что не

требуется устанавливать ограничение для пара-

метра, который не может быть превышен при

нормальной работе установки данной кон-

струкции или в силу другого установленного

ограничения.

(c) Установки газотурбинных двигателей.

Должны быть установлены следующие эксплу-

атационные ограничения, относящиеся к уста-

новкам газотурбинных двигателей:

(1) Мощность (л.с.), крутящий момент или

тяга (об/мин), температура газа и продолжи-

тельность для:

(i) максимальной продолжительной мощно-

сти или тяги (относящейся к форсированному

или нефорсированному режиму, в зависимости

от того, что применимо);

(ii) взлетной мощности или тяги (относя-

щейся к форсированному или нефорсирован-

ному режиму, в зависимости от того, что при-

менимо).

(2) Обозначение или марка топлива.

(3) Любой другой параметр, для которого

установлено ограничение как часть сертифика-

та типа двигателя, за исключением того, что не

требуется устанавливать ограничение для пара-

метра, который не может быть превышен при

нормальной работе данной конструкции уста-

новки или в силу другого установленного огра-

ничения.

(d) Температура наружного воздуха. Ограниче-

ние температуры наружного воздуха (в том числе

ограничения для зимней эксплуатации, если это

применимо) должно устанавливаться как макси-

мальная температура атмосферного воздуха,

определенная в соответствии с 25.1043(b).

25.1522. Ограничения по вспомогательной

силовой установке

Если на самолете имеется вспомогательная

силовая установка, то ограничения, относящи-

еся к ней, включая категории эксплуатации,

должны указываться как эксплуатационные

ограничения самолета.

25.1523. Минимальный летный экипаж

Минимальное количество членов экипажа

должно определяться расчетом, исходя из того,

чтобы это количество обеспечивало безопас-

ность полета с учетом:

(a) Рабочей нагрузки каждого члена экипажа.

(b) Обеспечения доступа к органам управле-

ния и легкости их управления соответствующи-

ми членами экипажа.

(c) Типов эксплуатационных режимов, ука-

занных в 25.1525.

Критерии для определения соответствия требо-

ваниям настоящего параграфа изложены в

Приложении D настоящих Норм.

25.1525. Условия эксплуатации

Ограничения по условиям эксплуатации са-

молета устанавливаются исходя из типовой

конструкции, подтвержденной при сертифика-

ции, и установленного оборудования.

25.1527. Температура наружного воздуха

и эксплуатационная высота

Должны быть установлены допустимые гра-

ницы температуры наружного воздуха и эксплу-

атационной высоты полета, до которых разре-

шается эксплуатация самолета, исходя из огра-

ничений, накладываемых летными характери-

стиками, характеристиками устойчивости и

управляемости, прочностными характеристика-

ми, характеристиками силовой установки, а так-

же характеристиками систем или оборудования.

25.1529. Инструкции по поддержанию

летной годности

Заявитель должен подготовить приемлемые

Инструкции по поддержанию летной годности

в соответствии с требованиями Приложения H

данной Части.

25.1531. Эксплуатационные полетные перегрузки

Должны устанавливаться ограничения по

перегрузке, не превышающие соответствую-

щих значений перегрузки, определяемых по

графику, приведенному в 25.333(b).

25.1533. Дополнительные

эксплуатационные ограничения

(а) Дополнительные эксплуатационные

ограничения должны устанавливаться следую-

щим образом:

(1) Максимальные взлетные веса должны

устанавливаться как веса, при которых доказы-

вается соответствие требованиям, изложенным

Часть 25 Авиационные правила

186

в настоящих Нормах (включая указанные в

25.121(a)-(c) требования к начальному набору

высоты при взлете в зависимости от высоты и

температуры окружающего воздуха).

(2) Максимальные посадочные веса должны

устанавливаться как веса, при которых показа-

но соответствие применимым требованиям на-

стоящих Норм (включая требования 25.119 и

25.121(d) к набору высоты при уходе на второй

круг в зависимости от высоты и температуры

наружного воздуха).

(3) Минимальные взлетные дистанции

должны устанавливаться как дистанции, при

которых доказано соответствие применимым

условиям настоящих Норм (включая условия

25.109 и 25.113, для весов, высот, температур,

составляющих скорости ветра, состояния по-

верхности полосы (сухая, мокрая или покры-

тая осадками) и углов наклона ВПП) для ров-

ных искусственных ВПП, а также по желанию

Заявителя для грунтовых ВПП. Кроме того,

по желанию Заявителя могут быть установле-

ны дистанции взлета на мокрой ВПП для ри-

фленых ВПП или ВПП с пористым покрыти-

ем с повышенным трением. Эти дистанции

могут быть одобрены для использования на

ВПП, которые были специально сконструи-

рованы, построены и содержатся соответству-

ющим образом, приемлемым для Компетент-

ного органа.

(b) Предельные значения переменных фак-

торов (таких, как высота, температура, ветер и

угол наклона ВПП) являются значениями, при

которых демонстрируется соответствие требо-

ваниям настоящих Норм.

ТРАФАРЕТЫ И НАДПИСИ

25.1541. Общие положения

(а) На самолете должны находиться:

(1) Необходимые обозначения и трафареты; и

(2) Любая дополнительная информация,

обозначения на приборах, и трафареты,

необходимые для безопасной эксплуатации са-

молета необычной конструкции или с необыч-

ными эксплуатационными и пилотажными ха-

рактеристиками.

(b) Все обозначения и трафареты, предпи-

санные пунктом (а) данного параграфа:

(1) Должны располагаться на видных местах.

(2) Быть такими, чтобы их было трудно сте-

реть, исказить или сделать неясными.

(3) В сочетании с конструктивным исполне-

нием составных частей самолета (в первую оче-

редь штуцеров, трубопроводов, электрокомму-

никаций и их разъемов) должны сводить к ми-

нимуму вероятность неправильного демонта-

жа, монтажа и/или регулировки указанных эле-

ментов конструкции при их техническом об-

служивании.

25.1543. Обозначения на приборах.

Общие положения

Для всех приборов:

(a) Если обозначение наносится на защит-

ное стекло прибора, необходимо обеспечить

правильное положение стекла относительно

шкалы.

(b) Все дуги и линии должны быть достаточ-

но широкими и располагаться так, чтобы пилот

мог их ясно видеть.

25.1545. Указания по ограничению скорости

Указания по ограничению скорости, в соот-

ветствии с 25.1583(а), должны располагаться та-

ким образом, чтобы они легко могли считывать-

ся и осмысливаться членами летного экипажа.

25.1547. Указатель магнитного курса

(a) Трафарет должен наноситься на магнит-

ный компас или в непосредственной близости

от него и отвечать требованиям настоящего па-

раграфа.

(b) Маркировка всех приборов должна быть

ясно видной соответствующему члену экипажа.

(c) Надпись должна четко указывать, как

производилось cписание девиации: с включен-

ными или выключенными радиоприемниками.

(d) График девиации должен быть составлен с

шагом не более чем через 45° магнитного курса.

25.1549. Приборы контроля силовой установки

и вспомогательной силовой установки

На всех требуемых приборах контроля сило-

вой установки и вспомогательной силовой

установки в зависимости от типа прибора:

(a) Каждый максимальный и, если необхо-

димо, минимальный предел безопасной работы

должен обозначаться красным лучом или крас-

ной линией.

(b) Все диапазоны нормальной работы дол-

жны обозначаться зеленой дугой или зеленой

линией, не выходящими за пределы макси-

мального и минимального ограничений безо-

пасной эксплуатации.

(c) Все диапазоны взлетных и критических

режимов должны обозначаться желтой дугой

или желтой линией.

(d) Все диапазоны частоты вращения ротора

двигателя, вспомогательной силовой установки

или воздушного винта, которые ограничивают-

ся из-за возникающих сильных вибрационных

напряжений, должны обозначаться красными

дугами или красными линиями.

25.1551. Индикация количества масла

Все средства индикации количества масла

должны быть обозначены так, чтобы количе-

ство масла указывалось разборчиво и точно.

25.1553. Топливомеры

Если невырабатываемый остаток топлива в

любом из баков превышает 4,0 л или 5% объема

Авиационные правила Часть 25

187

бака, в зависимости от того, какая величина

больше, на указатель должна быть нанесена

красная дуга, простирающаяся от зафиксиро-

ванного при тарировании нулевого деления до

наименьшего деления, полученного при поло-

жении самолета, соответствующем горизон-

тальному полету.

25.1555. Обозначения органов управления

(a) Все органы управления, находящиеся в

кабине экипажа, за исключением основных

рычагов управления самолетом и других орга-

нов, назначение которых очевидно, должны

быть четко обозначены относительно их назна-

чения и способов пользования ими.

(b) Все органы управления аэродинамиче-

скими поверхностями должны обозначаться в

соответствии с требованиями 25.677 и 25.699.

(c) Органы управления топливной системой

силовой установки:

(1) Все органы управления кранами пере-

ключения топливных баков должны иметь

обозначения, показывающие положения, соот-

ветствующие каждому баку, и положения для

кольцевания питания топливом.

(2) Если безопасность эксплуатации требует

расхода топлива из баков в определенной по-

следовательности, то порядок выработки этих

баков должен обозначаться непосредственно на

кране переключения баков или рядом с ним.

(3) Каждый орган управления краном каж-

дого двигателя должен иметь обозначение, по-

казывающее, какой из двигателей управляется

данным краном.

(d) Органы управления агрегатами и органы

аварийного управления:

(1) Все системы аварийного управления

(включающие в себя управление аварийным

сливом топлива и управление перекрывным

краном рабочей жидкости) должны быть окра-

шены в красный цвет.

(2) При наличии убирающегося шасси каж-

дый визуальный индикатор, требуемый поло-

жениями 25.729(е), должен быть выполнен та-

ким образом, чтобы пилот в любое время мог

убедиться в том, что шасси зафиксировано

замками в одном из своих крайних положе-

ний.

25.1557. Прочие маркировки и трафареты

(a) Багажные и грузовые отсеки и места раз-

мещения балласта. Каждый багажный и грузо-

вой отсек и каждое место размещения балласта

должны иметь трафарет, устанавливающий лю-

бые ограничения по содержимому, в том числе

ограничения по массе, которые необходимы

согласно требованиям по загрузке. Однако про-

странства под креслами, предназначенные для

размещения ручной клади массой не более

9,1 кг, не обязательно должны иметь трафареты

с ограничением по загрузке.

(b) Заправочные горловины жидкостей сило-

вой установки.

(1) На крышке топливной горловины или

рядом с ней должны быть нанесены следующие

обозначения:

(i) слово «FUEL» или «ТОПЛИВО»;

(ii) на самолетах с поршневыми двигателями –

минимальное октановое число топлива;

(iii) на самолетах с газотурбинными двига-

телями – обозначения допустимых марок то-

плива;

(iv) для систем заправки топливом под да-

влением – максимально допустимое давление

подачи топлива при заправке и максимально

допустимое давление слива топлива.

(2) На крышке маслозаправочной горлови-

ны или рядом должна быть нанесена маркиров-

ка «OIL» или «МАСЛО».

(3) Заправочные горловины жидкостей для

увеличения мощности должны иметь марки-

ровку на крышке горловины или рядом с ней с

указанием требуемой жидкости.

(с) Трафареты аварийных выходов. Каждый

трафарет аварийного выхода должен соответ-

ствовать требованиям 25.811.

(d) Двери. Каждая дверь, предназначенная

для подхода к любому аварийному выходу, дол-

жна иметь соответствующий трафарет, уведо-

мляющий, что дверь должна быть зафиксиро-

вана в открытом положении в процессе взлета и

посадки.

25.1561. Спасательное оборудование

(a) Каждый орган управления спасательным

оборудованием, приводимый в действие экипа-

жем в аварийной ситуации, такой, как привод

автоматического ввода в действие спасательно-

го плота, должен быть четко маркирован с ука-

занием способа приведения его в действие.

(b) Каждое место размещения любых огне-

тушителей, сигнальных средств или средств

выживания, такое, как ниша или отсек, должно

быть маркировано соответствующим образом.

(c) Места размещения требуемого аварийно-

го оборудования должны быть четко маркиро-

ваны для обозначения содержимого и облегче-

ния извлечения оборудования.

(d) Каждый спасательный плот должен

иметь четко изложенную инструкцию по при-

менению.

(e) Одобренные средства выживания дол-

жны быть маркированы для указания содержи-

мого и методов его использования.

25.1563. Трафареты допустимых скоростей

Трафарет с указанием максимальных скоро-

стей, допустимых при положении закрылков и

предкрылков при взлете, заходе на посадку и на

посадке, должен устанавливаться в месте, легко

обозреваемом каждым из пилотов.

Часть 25 Авиационные правила

188

РУКОВОДСТВО ПО ЛЕТНОЙ

ЭКСПЛУАТАЦИИ САМОЛЕТА

25.1581. Общие положения

(a) Представление информации. С каждым

самолетом должно представляться Руководство

по летной эксплуатации самолета, которое дол-

жно включать в себя следующие сведения:

(1) Информацию, требуемую в параграфах

25.1583 – 25.1587.

(2) Другую информацию, необходимую для

безопасной эксплуатации, вследствие особен-

ностей конструкции, эксплуатации и пилоти-

рования данного самолета.

(3) Все ограничения, процедуры и другую ин-

формацию, которые установлены как условие

соответствия относящимся к ним требованиям

по ограничению шума в соответствии с АП-36.

(b) Одобренная информация. Все части Руко-

водства, перечисленные в параграфах 25.1583 –

25.1587 и имеющие отношение к данному само-

лету, должны быть представлены вместе с само-

летом, проверены и одобрены, а также выделе-

ны, обозначены и должны ясно отличаться от

всех неодобренных частей этого Руководства.

(c) [Зарезервирован].

(d) Все Руководства по летной эксплуатации

самолета должны включать в себя оглавление,

если сложность Руководства требует этого.

25.1583. Эксплуатационные ограничения

(а) Ограничения скорости. Должны быть ука-

заны следующие (и любые другие) ограничения

скорости, необходимые для безопасной эк-

сплуатации:

(1) Максимально допустимая эксплуата-

ционная скорость VMO/MMO вместе с указанием,

что этот предел скорости не должен преднаме-

ренно превышаться на любом режиме полета

(набор высоты, крейсерский полет или сниже-

ние), за исключением случаев, когда для прове-

дения летных испытаний или для тренировки

пилотов разрешается большая скорость.

(2) Если ограничение скорости основывает-

ся на явлениях сжимаемости воздуха, включа-

ется указание, касающееся этого явления, вме-

сте с информацией о признаках проявления

сжимаемости, вероятном поведении самолета и

рекомендуемых действиях для вывода самолета

из критического режима.

(3) Маневренная скорость VA вместе с указа-

нием о том, что полное отклонение руля напра-

вления и элеронов, а также маневры, выпол-

няемые на углах атаки, близких к срывному ре-

жиму, должны ограничиваться скоростями, не

превышающими маневренную скорость VA.

(4) Cкорость полета с выпущенными за-

крылками VFE и соответствующие положения

закрылков и режимы работы двигателей.

(5) Скорость или скорости полета при выпу-

ске и уборке шасси и разъяснение относитель-

но этих скоростей в соответствии с 25.1515(а).

(6) Скорость полета с выпущенным шасси

VLE, если она превышает скорость полета при

выпуске – уборке шасси VLO, вместе с указани-

ем, что эта скорость является максимальной,

при которой самолет может совершать безопас-

ный полет с выпущенным шасси.

(b) Ограничения по силовой установке. Дол-

жна быть представлена следующая информа-

ция:

(1) Ограничения, требуемые 25.1521 и

25.1522.

(2) Объяснения ограничений там, где это

необходимо.

(3) Информация, необходимая для обозна-

чения на приборах, требуемая параграфами

25.1549 – 25.1553.

(c) Вес и распределение нагрузки. В Руковод-

ство по летной эксплуатации самолета должны

быть включены ограничения веса и центровки

самолета, установленные в соответствии с

25.1519. Вся приводимая ниже информация,

включая ограничения по распределению веса,

установленная в соответствии с 25.1519, должна

быть представлена либо в Руководстве по лет-

ной эксплуатации самолета, либо в отдельном

документе по контролю веса и балансировки, а

также загрузки, на который в Руководстве по

летной эксплуатации самолета должна быть да-

на ссылка:

(1) Условия, при которых производится

взвешивание самолета, и компоненты, включа-

емые в вес пустого самолета, указанные в 25.29.

(2) Указания по загрузке, необходимые для

обеспечения загрузки самолета в пределах огра-

ничений веса и центровки, а также для поддер-

жания загрузки в этих пределах в полете.

(3) Если запрашивается сертификация для

более чем одного диапазона центровок, то со-

ответствующие ограничения в отношении веса

и правил загрузки для каждого отдельного ди-

апазона центровок.

(d) Летный экипаж. Должны указываться ко-

личество и функции членов минимального лет-

ного экипажа, определенного в соответствии с

25.1523.

(e) Виды эксплуатации. Должны указываться

виды эксплуатации, утвержденные для данного

самолета в соответствии с положениями

25.1525.

(f) Температура наружного воздуха и эксплуа-

тационная высота. В Руководство по летной эк-

сплуатации самолета должны быть включены

допустимые границы температуры наружного

воздуха и эксплуатационной высоты полета,

установленные в соответствии с 25.1527.

(g) [Зарезервирован].

Авиационные правила Часть 25

189

(h) Дополнительные эксплуатационные огра-

ничения. Должны указываться эксплуатацион-

ные ограничения, изложенные в 25.1533.

(i) Перегрузки в полете. Должны быть пред-

ставлены эксплуатационные ограничения по

перегрузке, на которые конструкция испытана,

приведенные в величинах ускорений.

25.1585. Процедуры по эксплуатации самолета

(а) Процедуры по эксплуатации самолета

должны включать в себя:

(1) Нормальные процедуры, которые харак-

терны для данного типа самолета или его моде-

ли, при обычной эксплуатации.

(2) Особые процедуры для случаев неисправ-

ностей и отказных ситуаций, требующих ис-

пользования специальных систем или альтерна-

тивного использования обычных систем; и

(3) Аварийные процедуры для предсказуе-

мых, но необычных ситуаций, для которых не-

медленные и точные действия экипажа могут

существенно уменьшить риск катастрофы.

(b) Информация или процедуры, не связан-

ные впрямую с летной годностью, или которые

не могут быть применены экипажем, не дол-

жны быть включены, также не должны быть

включены процедуры, которые приняты как

базовые для летной подготовки.

(с) Должна быть представлена информация,

определяющая каждый рабочий режим топлив-

ной системы, для которого, исходя из условий

безопасности, необходимо обеспечить незави-

симость топливной системы согласно требова-

ниям 25.953, а также представлены инструкции

по переводу топливной системы в такие состоя-

ния, для которых показывается соответствие

этим требованиям.

(d) Должны быть представлены огибающие

начала бафтинга, определенные согласно 25.251.

Если указаны поправки на влияние различных

центровок, то в представленных огибающих

должна быть отображена центровка, обычная

для загрузки самолета в крейсерском полете.

(е) Должна быть представлена информа-

ция, указывающая, что когда на индикаторе

топливомера при горизонтальном полете по-

является нуль, то остаток топлива в баке не

может быть использован без риска для безо-

пасности полета.

(f) Должна быть представлена информация

об общем количестве вырабатываемого топлива

из каждого бака.

25.1587. Сведения о летных

характеристиках самолета

(a) Каждое Руководство по летной эксплуа-

тации самолета должно содержать информа-

цию, позволяющую переводить приборную

температуру в истинную температуру наружно-

го воздуха, если для выполнения требований

25.1303(а)(1) используется термометр, отлич-

ный от термометра наружного воздуха.

(b) Каждое Руководство по летной эксплуа-

тации самолета должно содержать информа-

цию о летных характеристиках, рассчитанных

согласно применимым требованиям настоящих

Норм (включая требования параграфов 25.115,

25.123, 25.125 и 25.125А для весов самолета, вы-

сот полета, температур наружного воздуха, со-

ставляющих скорости ветра и уклонов ВПП, в

зависимости от того, что применимо) в преде-

лах эксплуатационных ограничений самолета и

должно включать следующие сведения:

(1) В каждом случае: режим работы двигате-

ля, конфигурация самолета и скорость полета,

процедуры по управлению самолетом и други-

ми системами, оказывающими значительное

влияние на информацию по характеристикам.

(2) VS, определенную в соответствии с 25.103.

(3) Следующую информацию о летных ха-

рактеристиках (определенную экстраполяцией

и вычисленную для диапазона весов между

максимальным посадочным весом и макси-

мальным взлетным весом):

(i) характеристики набора высоты в поса-

дочной конфигурации;

(ii) характеристики набора высоты в конфи-

гурации для захода на посадку;

(iii) посадочную дистанцию.

(4) Действия, установленные согласно

25.101(f), (g) и связанные с ограничениями и ин-

формацией, требуемыми 25.1533 и пунктом (b)

данного параграфа. Эти действия должны быть

приведены в форме рекомендательного материа-

ла, включающего в себя все относящиеся к этому

вопросу ограничения или информацию.

(5) Объяснение существенных или необыч-

ных характеристик управляемости самолета в

полете и на земле.

(6) Поправки к приборной скорости полета, к

высоте полета и температуре наружного воздуха.

(7) Разъяснение по эксплуатационным коэф-

фициентам увеличения посадочных дистанций,

использованных в представлении потребных по-

садочных дистанций, если это приемлемо.

Часть 25 Авиационные правила

190

Приложение А

Шасси с хвостовым колесом

Шасси с носовым колесом

Рис. 1. Основные размеры шасси

Авиационные правила Часть 25

191

Шасси с хвостовым колесом Шасси с носовым колесом

Шасси с хвостовым колесом Шасси с носовым колесом

Рис. 2. Горизонтальная посадка

J – уравновешивающий момент сил инерции;

Т – направленная вперед составляющая сил инерции

β – угол при касании земли основным

шасси и хвостовой частью фюзеляжа, который

не должен превышать угол сваливания

Рис. 3. Посадка с опущенным хвостом

Часть 25 Авиационные правила

192

Рис. 4. Посадка на одно колесо

Шасси с носовым или хвостовым колесом

Самолет с носовым или хвостовым колесом в условиях

горизонтальной посадки

Рис. 5. Посадка с боковым сносом

PYM – 1/2 максимальной вертикальной реакции земли, получаемой

у каждого главного колеса в условиях горизонтальной посадки;

\*– реакция земли на носовое колесо равна нулю

Авиационные правила Часть 25

193

Шасси с хвостовым колесом Шасси с носовым колесом

Шасси с хвостовым колесом Шасси с носовым колесом

Рис. 6. Пробег самолета с применением тормозов

Т – сила инерции, уравновешивающая лобовую силу колеса;

\*) – РXN = 0, если на носовом колесе нет тормозов;

при определении нагрузки на основные стойки PYN = 0

при определении нагрузки на носовую ось J = 0

Рис. 7. Разворот на земле

PYN

Часть 25 Авиационные правила

194

Рис. 8. Разворот самолета с носовым или хвостовым колесом

PYM, PYN – статические реакции земли. Самолет с хвостовым колесом

находится в положении на трех точках. Предполагается, что разворот происходит

вокруг одной из основных стоек шасси

Авиационные правила Часть 25

195

Приложение B

Рис. 1. Определение осей, углов и основных размеров на гидросамолете

Часть 25 Авиационные правила

196

Рис. 2. Коэффициенты, учитывающие распределение

нагрузок по длине лодки

Рис. 3. Распределение давления в поперечном сечении

Метеорологические условия обледенения

определяются следующими параметрами: вод-

ностью, среднеарифметическим диаметром ка-

пель, температурой наружного воздуха, протя-

женностью зоны обледенения.

(а) Максимальное длительное обледенение.

Определяется значениями водности, предста-

вленными на рис. 1 и 2, при горизонтальной про-

тяженности зоны обледенения от 32 до 200 км в

диапазоне температур наружного воздуха и вы-

сот, приведенном на рис. 3. Для любой темпера-

туры наружного воздуха и горизонтальной протя-

женности зоны обледенения принимаются по-

стоянными вертикальная протяженность облака,

равная 2000 м, и среднеарифметический диаметр

капель, равный 20 мкм. Приведенные на рис. 1

значения водности являются максимальными на

высотах выше 1200 м. На высотах от 1200 до 500 м

водность изменяется по линейному закону от со-

ответствующих значений, представленных на

рис. 1, до нуля на уровне моря, при этом на высо-

тах менее 500 м водность принимается равной

значению на высоте 500 м (см. рис. 2).

(b) Максимальное кратковременное обледене-

ние. Определяется значениями водности, пред-

ставленными на рис. 4, при горизонтальной

протяженности зоны обледенения от 5 до 10 км

в диапазоне температур наружного воздуха и

высот, приведенном на рис. 5. Для любой тем-

пературы наружного воздуха принимается по-

стоянным среднеарифметический диаметр ка-

пель, равный 20 мкм.

Авиационные правила Часть 25

197

Приложение C – УСЛОВИЯ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Часть 25 Авиационные правила

198

Рис. 1. Зависимость водности от горизонтальной протяженности

зоны обледенения в условиях максимального длительного обледенения

в диапазоне высот от 0 до 9500 м для облаков (слоистообразных)

с максимальной вертикальной протяженностью 2000 м

и среднеарифметическим диаметром капель 20 мкм

Авиационные правила Часть 25

199

Рис. 2. Зависимость водности от вертикальной

протяженности зоны обледенения

а — L = 200 км; б — L = 32 км

Часть 25 Авиационные правила

200

Рис. 3. Зона возможного обледенения, определяемая высотой

и температурой наружного воздуха,

для условий максимального длительного обледенения

Авиационные правила Часть 25

201

Рис. 4. Зависимость водности от горизонтальной протяженности зоны обледенения

в условиях максимального кратковременного обледенения в диапазоне высот от 1200 до 11000 м

для облаков (кучевообразных) со среднеарифметическим диаметром капель 20 мкм.

При tНВ = –30...–40 °C — зона возможного расширения условий

(по требованию Заказчика)

Часть 25 Авиационные правила

202

Рис. 5. Зона возможного обледенения, определяемая высотой

и температурой наружного воздуха, для условий максимального кратковременного обледенения.

При tHB = –30...–40 °С — зона возможного расширения условий

(по требованию Заказчика)

При определении минимального летного

экипажа, в соответствии с требованиями

25.1523, учитывается следующее:

(а) Основные функции, влияющие на рабочую

нагрузку экипажа. Учитываются следующие ос-

новные функции, влияющие на рабочую на-

грузку экипажа:

(1) Управление траекторией полета.

(2) Предупреждение столкновений.

(3) Навигация.

(4) Связь.

(5) Управление двигателями и системами са-

молета и контроль их работы.

(6) Командные решения.

(b) Факторы, влияющие на рабочую нагрузку

экипажа. При определении минимального лет-

ного экипажа считаются важными для анализа

и демонстрации рабочей нагрузки следующие

факторы:

(1) Доступность, легкость и простота ис-

пользования всех необходимых органов упра-

вления самолетом, силовой установкой и обо-

рудованием, в том числе кранов аварийного пе-

рекрытия подачи топлива, органы управления

электрооборудованием, электронным оборудо-

ванием, системой регулирования давления и

управления двигателями.

(2) Доступность и хорошая видимость всех

необходимых приборов и сигнальных устройств,

таких, как сигнализаторы пожара, отказа элек-

тросистемы и другие аналогичные сигнализато-

ры. Учитывается также, в какой степени указан-

ные приборы или устройства способствуют пра-

вильным корректирующим действиям.

(3) Количество, неотложность и сложность

эксплуатационных процедур с учетом порядка

расхода топлива без нарушения центровки или

других соображений, относящихся к летной

годности, и возможности каждого двигателя

питаться все время от одного бака или источни-

ка, который автоматически пополняется при

наличии топлива также в других баках.

(4) Степень и продолжительность концен-

трированных умственных и физических усилий

в обычных условиях эксплуатации и при опреде-

лении и устранении неисправностей и аварий.

(5) Объем необходимого контроля работы

топливной и гидравлической систем, системы

регулирования давления, электросистемы,

авионики, противообледенительной и других

систем в полете.

(6) Действия, требующие от члена экипажа,

чтобы он покинул свое основное рабочее место,

включающие в себя: наблюдение за системами,

аварийное управление любым органом, ава-

рийные действия в любом из отсеков.

(7) Степень автоматизации систем самолета,

обеспечивающая для самолетных систем (после

отказа или неисправности) автоматическое

устранение или локализацию неисправностей

для сведения к минимуму необходимых действий

экипажа, связанных с потерей электрической или

гидравлической энергии в системах управления

самолетом или других важных системах.

(8) Рабочая нагрузка, связанная с навига-

цией и связью.

(9) Возможность увеличения рабочей на-

грузки в связи с любой аварийной ситуацией,

которая может привести к другим аварийным

ситуациям.

(10) Неспособность одного члена летного

экипажа выполнять функции, если правила эк-

сплуатации предусматривают наличие как ми-

нимум 2 членов экипажа.

(c) Вид разрешенной эксплуатации. Опреде-

ление вида разрешенной эксплуатации требует

рассмотрения правил эксплуатации, которые

будут применяться в отношении данного само-

лета. Если Заявитель не испрашивает утвержде-

ния более ограниченного вида эксплуатации,

предполагается, что каждый самолет, сертифи-

цированный в соответствии с требованиями,

изложенными в данных Нормах, будет эксплу-

атироваться в условиях полета по приборам.

Авиационные правила Часть 25

203

Приложение D – КРИТЕРИИ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СОСТАВА

МИНИМАЛЬНОГО ЛЕТНОГО ЭКИПАЖА

Часть 25 Авиационные правила

204

ЧАСТЬ I. КРИТЕРИИ И ПРОЦЕДУРЫ

ИСПЫТАНИЙ ДЛЯ ПОКАЗА

СООТВЕТСТВИЯ ПАРАГРАФУ 25.853 ИЛИ

25.855

(a) Критерии испытаний материалов.

(1) Внутренние отсеки, занимаемые экипажем

или пассажирами.

(i) панели облицовки потолка и стен, пере-

городки, конструкция буфета, стенки больших

шкафов, настилы конструкций, а также мате-

риалы, используемые в конструкции отсеков

для размещения (за исключением отсеков под

креслами и для хранения небольших предме-

тов, например, журналов и карт), должны быть

самозатухающими при испытаниях в верти-

кальном положении согласно соответствую-

щим пунктам части I настоящего Приложения.

Средняя длина обугливания не должна превы-

шать 152 мм, а средняя продолжительность го-

рения после удаления источника воcпламене-

ния не должна превышать 15 с. Отделяющиеся

от испытываемого образца капли не должны

гореть после падения в среднем более 3 с;

(ii) покрытия пола, текстильные материалы

(в том числе драпировка и обивка), подушки

кресел, набивка, декоративные и недекоратив-

ные ткани с покрытием, кожа, материалы теле-

жек и буфетов, изоляционные трубки электро-

проводов, тепловая и акустическая изоляция,

изоляционные покрытия, воздухопроводы, по-

крытия соединений и выступов, облицовка гру-

зовых или багажных отсеков классов В и Е, па-

нели пола грузовых и багажных отсеков классов

В, С, D или Е, чехлы грузов, изоляционные по-

крытия, а также прозрачные кожухи, литые и

термоформованные детали, соединения возду-

хопроводов и торцевые планки (декоративные и

защитные), которые изготовлены из материа-

лов, не указанных в пункте (а)(1)(iv) части I на-

стоящего Приложения, должны быть самозату-

хающими при испытаниях в вертикальном по-

ложении согласно соответствующим пунктам

части I настоящего Приложения или другим

одобренным эквивалентным методам. Средняя

длина обугливания не должна превышать

203 мм, а средняя продолжительность горения

после удаления источника воспламенения не

должна превышать 15 с. Отделяющиеся от ис-

пытуемого образца капли не должны гореть по-

сле падения в среднем более 5 с;

(iii) кинопленка должна быть изготовлена на

негорючей основе. Если пленка пропускается

через направляющие, то они должны удовле-

творять требованиям пункта (а)(1)(ii) части I

настоящего Приложения;

(iv) иллюминаторы и табло из пластика, де-

тали, изготовленные целиком или частично из

эластомеров, комплекты приборов с краевым

освещением, состоящие из двух или большего

количества приборов в общем корпусе, по-

ясные ремни, плечевые ремни и оборудование

для крепления груза и багажа, включая контей-

неры, ящики, поддоны и т.д., используемые в

кабинах пассажиров или экипажа, должны

обладать средней скоростью горения не более

63,5 мм/мин при испытаниях в горизонтальном

положении согласно соответствующим пунк-

там настоящего Приложения;

(v) за исключением небольших деталей (та-

ких, как кнопки, ручки, ролики, детали крепле-

ния, зажимы, прокладки, коуши, шкивы и не-

большие детали электрооборудования), кото-

рые не оказывают существенного влияния на

распространение пламени, и изоляции элек-

тропроводов и кабелей, материалы изделий, не

указанных в пунктах (а)(1)(i), (ii) и (iv) части I

настоящего Приложения, должны обладать

скоростью горения не более 102 мм/мин при

испытаниях в горизонтальном положении со-

гласно соответствующим пунктам настоящего

Приложения.

(2) Грузовые и багажные отсеки, не занимае-

мые экипажем или пассажирами.

(i) тепловая и акустическая изоляция (вклю-

чая покрытия), используемая во всех грузовых

и багажных отсеках, должна быть изготовлена

из материалов, которые удовлетворяют требо-

ваниям пункта (а)(1)(ii) части I настоящего

Приложения;

(ii) грузовые и багажные отсеки, которые

определены в 25.857 как отсеки класса В или Е,

должны иметь облицовку, изготовленную из

материалов, удовлетворяющих требованиям

пункта (а)(1)(ii) части I настоящего Приложе-

ния, и отделенную от конструкции самолета (за

исключением креплений). Кроме того, такая

облицовка должна подвергаться испытаниям

при ее установке под углом 45°. Пламя не дол-

жно проходить сквозь (проникать через) мате-

риал при воздействии пламени или после его

удаления. Средняя продолжительность горения

после удаления источника воспламенения не

должна превышать 15 с, а средняя продолжи-

тельность тления не должна превышать 10 с;

(iii) грузовые и багажные отсеки, которые

определены в 25.857 как отсеки классов В, С, D

и Е, должны иметь панели пола, изготовлен-

ные из материалов, удовлетворяющих требова-

ниям пункта (а)(1)(ii) части I настоящего При-

ложения, и отделенных от конструкции само-

лета (кроме их креплений). Подобные панели

должны подвергаться испытаниям под углом

45°. Пламя не должно проходить сквозь (про-

никать через) материал при воздействии пла-

Приложение Е – [Зарезервировано]

Приложение F

Авиационные правила Часть 25

205

мени или после его удаления. Средняя продол-

жительность горения после удаления источни-

ка воспламенения не должна превышать 15 с, а

средняя продолжительность тления не должна

превышать 10 с;

(iv) изоляционные покрытия и чехлы, ис-

пользуемые для защиты груза, должны изгото-

вляться из материалов, удовлетворяющих требо-

ваниям пункта (а)(1)(ii) части I настоящего При-

ложения. Оборудование для фиксации грузов

(включая контейнеры, ящики и поддоны), ис-

пользуемое во всех грузовых и багажных отсе-

ках, должно удовлетворять требованиям пункта

(а)(1)(v) части I настоящего Приложения.

(3) Компоненты электрической системы. Изо-

ляция электрических проводов и кабелей в лю-

бой зоне фюзеляжа должна быть самозатухаю-

щей при испытаниях при их установке под углом

60°, указанных в части I настоящего Приложе-

ния. Средняя длина обугливания не должна пре-

вышать 76 мм, а средняя продолжительность го-

рения после удаления источника воспламенения

должна быть не более 30 с. Отделяющиеся от ис-

пытуемого образца капли не должны гореть по-

сле падения в среднем более 3 с.

(b) Процедуры испытаний.

(1) Кондиционирование. Образцы должны

быть выдержаны при температуре (21±2) °С и

при относительной влажности (50±5)% до до-

стижения равновесия влажности или в течение

24 ч. Каждый образец должен оставаться в кон-

диционированных условиях до тех пор, пока он

не будет подвергнут воздействию пламени.

(2) Форма образцов. За исключением неболь-

ших деталей и изоляции электрических прово-

дов и кабелей материалы должны испытываться

либо в виде участка, вырезанного из готовой де-

тали в том виде, в каком она устанавливается на

самолете, либо в виде образца, имитирующего

вырезанный участок, например, образец, выре-

занный из плоского листа материала, или мо-

дель готовой детали. Образец можно вырезать

из любого места готовой детали; однако такие

изделия, как слоистые панели, не должны раз-

деляться для испытаний. За исключением ука-

занного ниже, толщина образца не должна пре-

вышать минимальную толщину, установленную

для применения на самолете. Образцы толстых

деталей из пеноматериалов, такие, как подушки

кресел, должны быть толщиной 12,7 мм. Образ-

цы материалов, которые должны удовлетворять

требованиям пункта (a)(1)(v) части I настояще-

го Приложения, должны быть не толще 3,2 мм.

Образцы электрических проводов и кабелей

должны быть такого же размера, какой исполь-

зуется на самолете. Применительно к тканям,

для определения наиболее критического усло-

вия воспламеняемости необходимо провести

испытания как по основному, так и по уточно-

му направлениям переплетения нитей. Образцы

должны быть так закреплены в металлической

рамке, чтобы их верхняя и две длинные кромки

надежно фиксировались в ней во время верти-

кальных испытаний, предписанных в подпунк-

те (4) настоящего пункта, а удаленная от пламе-

ни и две длинные кромки надежно фиксирова-

лись в рамке при горизонтальных испытаниях,

предписанных в подпункте (5) настоящего пун-

кта. Ширина открытой поверхности образца

должна быть не менее 51 мм, а длина – не менее

305 мм, если только фактические размеры дета-

ли на самолете не меньше. Кромка, к которой

подносится пламя горелки, не должна быть за-

делочным или защищенным краем образца и

должна представлять типовое реальное попе-

речное сечение материала или детали, установ-

ленной на самолете. При испытаниях под углом

45°, предписанных в подпункте (6) настоящего

пункта, образец должен быть закреплен в метал-

лической рамке так, чтобы в ней надежно фик-

сировались все четыре кромки, а размеры от-

крытой поверхности образца составляли не ме-

нее 203х203 мм.

(3) Аппаратура. За исключением указанного

в подпункте (7) настоящего пункта, испытания

должны проводиться в шкафу без тяги по одоб-

ренным методикам. Образцы, которые по

своим габаритам не могут быть размещены в

шкафу, должны испытываться в аналогичных

условиях отсутствия тяги.

(4) Вертикальные испытания. Должны быть

испытаны, как минимум, 3 образца, а результа-

ты испытаний усреднены. При испытаниях

тканей направление переплетений, соответ-

ствующее наиболее критическим условиям вос-

пламеняемости, должно быть параллельным

наибольшему размеру образца. Каждый обра-

зец должен удерживаться в вертикальном поло-

жении. Образец должен быть подвергнут воз-

действию пламени горелки Бунзена или Тирри-

ла с соплом, имеющим номинальный внутрен-

ний диаметр 9,5 мм и отрегулированным на вы-

соту пламени 38 мм. Минимальная температура

пламени, измеренная в его центре калиброван-

ным термоэлектрическим пирометром, должна

составлять 843 °С.

Нижняя кромка образца должна находиться

над верхним краем горелки на высоте 19 мм.

Пламя должно подводиться по оси нижней

кромки образца. При испытаниях материалов,

указанных в пункте (a)(1)(i) части I настоящего

Приложения, продолжительность воздействия

пламени должна составлять 60 с, после чего

пламя должно удаляться. При испытаниях ма-

териалов, указанных в пункте (a)(1)(ii) части I

настоящего Приложения, продолжительность

воздействия пламени должна составлять 12 с,

после чего пламя должно удаляться. Должны

быть зарегистрированы продолжительность го-

рения, длина обугленного участка и продолжи-

тельность горения капель, если таковые имеют-

ся. Длина обугливания, определяемая согласно

Часть 25 Авиационные правила

206

подпункту (7) настоящего пункта, должна из-

меряться с точностью до 1 мм.

(5) Испытания в горизонтальном положении.

Должны быть испытаны, как минимум, 3 об-

разца, а результаты испытаний усреднены.

Каждый образец должен удерживаться в гори-

зонтальном положении. Открытая (лицевая)

поверхность применительно к ее установке на

самолете при испытаниях должна быть обраще-

на вниз. Образец должен быть подвергнут воз-

действию пламени горелки Бунзена или Тирри-

ла с соплом, имеющим номинальный внутрен-

ний диаметр 9,5 мм и отрегулированным на вы-

соту пламени 38 мм. Минимальная температура

пламени, измеренная в его центре калиброван-

ным термоэлектрическим пирометром, должна

составлять 843 °С.

Образец должен располагаться так, чтобы

проходящая испытания кромка находилась по

центру горелки над ее верхним краем на высоте

19 мм. Пламя должно подводиться на 15 с, а за-

тем удаляться. Для хронометрирования должно

быть использовано, как минимум, 254 мм об-

разца; примерно 38 мм его длины должно сго-

реть до того, как фронт горения достигнет зоны

хронометрирования. Должна быть зарегистри-

рована средняя скорость горения.

(6) Испытания при установке под углом 45°.

Должны быть испытаны, как минимум, 3 об-

разца, а результаты испытаний усреднены. Ка-

ждый образец должен удерживаться под углом

45° к горизонтальной плоскости. Открытая (ли-

цевая) поверхность применительно к ее уста-

новке на самолете при испытаниях должна

быть обращена вниз. Образец должен быть под-

вергнут воздействию пламени горелки Бунзена

или Тиррилла с соплом, имеющим номиналь-

ный внутренний диаметр 9,5 мм и отрегулиро-

ванным на высоту пламени 38 мм. Минималь-

ная температура пламени, измеренная в его

центре калиброванным термоэлектрическим

пирометром, должна составлять 843 °С. Необ-

ходимо принять соответствующие меры предо-

сторожности по предотвращению возникнове-

ния тяги. Одна треть пламени должна касаться

материала в центре образца; пламя должно

быть подведено на 30 с, а затем удалено. Долж-

ны быть зарегистрированы продолжительность

горения, продолжительность тления и прохож-

дение пламени сквозь образец, если это имеет

место.

(7) Испытания при установке под углом 60°.

Должны быть испытаны, как минимум, 3 образ-

ца каждого вида (исполнения и размера) прово-

дов. Образец провода или кабеля (с изоляцией)

должен быть установлен под углом 60° к гори-

зонтальной плоскости в шкафу, указанном в

подпункте (3) настоящего пункта, с открытой

на время испытаний дверцей или помещен в ка-

меру размерами приблизительно 610х305х305

мм, открытую сверху и с одной вертикальной

(передней) стороны, в которую поступает доста-

точное количество воздуха для полного сгора-

ния, но отсутствует тяга. Образец должен быть

установлен в камере параллельно ее передней

стороне на расстоянии примерно 152 мм от нее.

Нижний конец образца должен быть жестко за-

жат. Верхний конец образца должен проходить

поверх ролика или стержня, и к нему должен

быть присоединен соответствующий груз, удер-

живающий образец в туго натянутом состоянии

в течение всего периода испытаний на воспла-

меняемость. Длина испытываемого образца от

нижнего зажима до верхнего ролика или стерж-

ня должна составлять 610 мм. На нем должна

быть нанесена метка на расстоянии 203 мм от

нижнего конца для указания центральной точки

подведения пламени.

Пламя горелки Бунзена или Тиррилла дол-

жно воздействовать на образец в отмеченной

точке в течение 30 с. Горелка устанавливается

под отмеченной на образце точкой перпендику-

лярно образцу и под углом 30° к его вертикаль-

ной плоскости. Горелка должна иметь номи-

нальный внутренний диаметр 9,5 мм и должна

быть отрегулирована на высоту пламени 76 мм с

внутренним конусом, составляющим примерно

1/3 высоты пламени. Минимальная температу-

ра самого горячего участка пламени, измерен-

ная калиброванным термоэлектрическим пиро-

метром, должна быть не менее 954 °С. Горелка

должна быть установлена так, чтобы самая го-

рячая часть пламени касалась отмеченной на

образце провода точки. Должны быть зареги-

стрированы продолжительность горения, длина

обугливания, а также продолжительность горе-

ния капель, если таковые имеются. Длина об-

угливания, определяемая согласно подпункту

(8) настоящего пункта, должна измеряться с

точностью до 1 мм. Разрыв образцов провода не

считается повреждением.

(8) Длина обугливания. Длина обугливания –

это расстояние от исходной кромки до самого

дальнего видимого повреждения испытываемо-

го образца в результате воздействия пламени, в

том числе до участков, полностью или частично

уничтоженных, обугленных или доведенных до

хрупкого состояния, за исключением участков

закопченных, обесцвеченных, покоробленных

или запачканных, а также тех участков, на ко-

торых материал сморщился или оплавился от

воздействия источника тепла.

ЧАСТЬ II. ВОСПЛАМЕНЯЕМОСТЬ

ПОДУШЕК КРЕСЕЛ

(а) Критерии пригодности. Каждая подушка

кресла должна удовлетворять следующим кри-

териям:

(1) Должны быть испытаны, как минимум, 3 ком-

плекта образцов подушек сиденья и спинки кресла.

Авиационные правила Часть 25

207

(2) Если подушка изготовлена с применени-

ем огнеблокирующего материала, этот огнебло-

кирующий материал должен полностью закры-

вать пенозаполнитель подушки.

(3) Каждый испытываемый образец должен

быть изготовлен с использованием основных

компонентов (т.е. пенозаполнителя, материала

для обеспечения плавучести, огнеблокирую-

щего материала, если таковой применяется, и

чехла) и методов сборки (типовых швов и сое-

динений), предусмотренных для изготовления

серийных изделий. Если для подушки спинки

использовано иное, чем для подушки сиденья,

сочетание материалов, то оба сочетания мате-

риалов должны быть испытаны как полные

комплекты образцов, причем каждый ком-

плект должен состоять из образца подушки

спинки и образца подушки сиденья. Если про-

демонстрировано, что подушка, включая на-

ружный чехол, удовлетворяет требованиям на-

стоящего Приложения при испытании кероси-

новой горелкой, то разрешается заменять че-

хол этой подушки аналогичным чехлом при

условии, что длина обугливания заменяющего

чехла, определяемая в испытаниях согласно

25.853(с), не превышает соответствующую

длину обугливания чехла, который использо-

вался на подушке, подвергнутой испытаниям

керосиновой горелкой.

(4) Как минимум у 2/3 из общего количества

испытанных комплектов образцов длина обу-

гливания от воздействия пламени горелки не

должна достигать стороны подушки, противо-

положной горелке. Длина обугливания не дол-

жна превышать 432 мм. Длина обугливания –

это расстояние по перпендикуляру от внутрен-

него края рамы сиденья, ближайшего к горел-

ке, до самого дальнего видимого повреждения

испытываемого образца в результате воздей-

ствия пламени, в том числе до участков, полно-

стью или частично уничтоженных, обугленных

или доведенных до хрупкого состояния, за ис-

ключением участков закопченных, обесцвечен-

ных, покоробленных или запачканных, а также

для тех участков, на которых материал смор-

щился или оплавился от воздействия источни-

ка тепла.

(5) Средняя потеря массы не должна превы-

шать 10%. Кроме того, как минимум, у 2/3 от

общего количества испытанных комплектов

образцов потеря массы не должна превышать

10%. До определения массы после испытаний

следует удалить все капли, упавшие с подушки

и монтажной стойки. Потеря массы комплекта

образцов в процентах определяется как раз-

ность масс комплекта образцов до испытаний и

после испытаний, выраженная в процентах

массы до испытаний.

(b) Условия испытаний. Вертикальная ско-

рость потока воздуха в верхней части подушки

спинки кресла должна составлять в среднем

(0,127±0,05) м/с. Горизонтальная скорость по-

тока воздуха непосредственно над подушкой

сиденья кресла должна быть менее 0,05 м/с.

Скорость воздуха должна быть измерена при

работающей вентиляции и выключенном при-

воде горелки.

(c) Испытываемые образцы.

(1) В каждом эксперименте должен исполь-

зоваться один комплект образцов подушек,

состоящий из подушки сиденья и подушки

спинки.

(2) Образец подушки сиденья должен иметь

ширину (457±3) мм, глубину (508±3) мм, тол-

щину (102±3) мм без учета застежек из ткани и

швов внахлест.

(3) Образец подушки спинки должен иметь

ширину (457±3) мм, высоту (635±3) мм, тол-

щину (51±3) мм без учета застежки из ткани и

швов внахлест.

(4) Образцы должны быть выдержаны до на-

чала испытаний в течение не менее 24 ч при

температуре (21±2) °С и относительной влаж-

ности (55±10) %.

(d) Аппаратура для испытаний. Аппаратура

для испытаний показана на рисунках 1-5; в ее

состав должны входить компоненты, указан-

ные в настоящем пункте. Второстепенные дета-

ли аппаратуры могут изменяться в зависимости

от типа применяемой горелки.

(1) Монтажная стойка для образцов. Мон-

тажная стойка для испытываемых образцов из-

готавливается из стальных уголков, как показа-

но на рис. 1. Высота опор монтажной стойки

составляет (305±3) мм. Монтажная стойка дол-

жна использоваться для крепления испытывае-

мых образцов подушек сиденья и спинки кре-

сла, как показано на рис. 2. Монтажная стойка

должна также включать в себя соответствую-

щий поддон для сбора капель, облицованный

алюминиевой фольгой матовой стороной

вверх.

(2) Испытательная горелка. Используемая

при испытаниях горелка должна:

(i) быть модифицированной горелкой пи-

столетного типа;

(ii) иметь форсунку с углом распыления 80° и

номинальным расходом топлива 8,5 л/ч при да-

влении 7,0 кг/см2;

(iii) иметь конус высотой 305 мм, устано-

вленный на конце подающей трубки, с отвер-

стием высотой 152 мм и шириной 280 мм, как

показано на рис. 3;

(iv) иметь регулятор давления топлива в го-

релке, отрегулированный на номинальный рас-

ход 7,6 л/ч дизельного топлива ГОСТ 305-82

или эквивалентного топлива, необходимого

для испытаний.

(3) Калориметр.

(i) для испытаний должен использоваться ка-

лориметр с диапазоном измерений 0−17,0 Вт/см2

с погрешностью не более ±3%, смонтированный

Часть 25 Авиационные правила

208

на изоляционной подставке из силиката кальция

размерами 152х305 мм и толщиной 19 мм, закре-

пленной на стальном угловом кронштейне для

введения в испытательную установку во время

калибрования горелки, как показано на рис. 4;

(ii) поскольку истирание изоляционной

подставки в эксплуатации может привести к

разрегулированию калориметра, то калориметр

требует контроля, и его подставка должна регу-

лироваться по мере необходимости при помо-

щи прокладок, с тем чтобы лицевая сторона ка-

лориметра была вровень с подвергаемой воз-

действию тепла поверхностью изоляционной

подставки в плоскости, параллельной выходно-

му отверстию конуса испытательной горелки.

(4) Термопары. При испытаниях следует ис-

пользовать 7 термопар, заземленных, в защит-

ной металлической трубке 1,6-3,2 мм и керами-

ческой оболочке, с проводником номинально-

го размера 0,186-0,254 мм. Эти термопары дол-

жны быть установлены на стальном угловом

кронштейне, образуя гребенку термопар, для

введения в испытательную установку во время

калибрования горелки, как показано на рис. 5.

(5) Установка аппаратуры. Испытательная

горелка должна быть установлена на соответ-

ствующей стойке так, чтобы выходное отвер-

стие конуса горелки находилось на расстоянии

(102±3) мм от одной из сторон стойки для мон-

тажа образцов. Подставка горелки должна да-

вать возможность поворачивать горелку в сто-

рону от монтажной стойки в периоды прогрева.

(6) Запись данных. Для измерения и записи вы-

ходных данных калориметра и термопар должен

использоваться регистрирующий потенциометр

или другой одобренный калиброванный прибор с

соответствующим диапазоном измерений.

(7) Весы. Должны использоваться такие ве-

сы, которые при надлежащей методике могут

определять массу каждого комплекта образцов

подушек кресла до и после испытаний с точно-

стью до 9 г. Предпочтительна система непре-

рывного взвешивания.

(8) Регистратор времени. Для измерения време-

ни воздействия пламени горелки и времени само-

затухания или продолжительности испытаний сле-

дует использовать секундомер или другой прибор

(калиброванный, с точностью измерений ±1 с).

(e) Подготовка аппаратуры. До начала кали-

брования должно быть включено все оборудо-

вание и отрегулирована подача топлива в го-

релку, как указано в пункте (d)(2).

(f) Калибрование. Для обеспечения надлежа-

щей тепловой мощности горелки требуется

провести следующую проверку:

(1) Ввести калориметр в испытательную

установку, как показано на рис. 4, на расстоя-

ние (102±3) мм от выходного отверстия конуса

горелки.

(2) Включить горелку, дать ей возможность

проработать 2 мин для разогрева и отрегулировать

заслонку воздухозаборника горелки до получения

на калориметре показания (11,9±0,6) Вт/см2 для

гарантии достижения установившегося режима.

Выключить горелку.

(3) Подсоединить калориметр к гребенке

термопар (см. рис. 5).

(4) Включить горелку и обеспечить показа-

ния термопар (1038±38) °С для гарантии дости-

жения установившегося режима.

(5) Если показания калориметра и термопар

не находятся в пределах установленного диапа-

зона, необходимо повторить операции, указан-

ные в подпунктах (1)–(4), и отрегулировать за-

слонку воздухозаборника до получения необхо-

димых показаний. Для сохранения и регистра-

ции калиброванных параметров испытаний

должно быть обеспечено периодическое ис-

пользование гребенки термопар и калориметра.

До тех пор пока не продемонстрировано по-

стоянство показаний данной аппаратуры, дол-

жно проводиться ее калибрование перед каж-

дым экспериментом. После того как будет под-

тверждено постоянство показаний, разрешает-

ся проведение нескольких экспериментов с вы-

полнением калибрования до начала серии и

контрольным калиброванием по окончании се-

рии экспериментов.

(g) Процедура испытаний. Испытания каждо-

го комплекта образцов на воспламеняемость

должны проводиться следующим образом:

(1) Записать массу каждого комплекта об-

разцов подушек сиденья и спинки, предназна-

ченного для испытаний, с точностью до 9 г.

(2) Установить испытываемые образцы поду-

шек сиденья и спинки на монтажную стойку,

как показано на рис. 2, закрепив образец подуш-

ки спинки в верхней части монтажной стойки.

(3) Повернуть горелку в требуемое положе-

ние и обеспечить ее установку так, чтобы рас-

стояние от выходного отверстия конуса горел-

ки до боковой поверхности образца подушки

сиденья составляло (102±3) мм.

(4) Повернуть горелку в сторону от рабочего

положения. Включить горелку и дать ей воз-

можность поработать 2 мин для обеспечения

достаточного прогрева конуса горелки и стаби-

лизации пламени.

(5) Для начала испытания необходимо по-

вернуть горелку в рабочее положение и одно-

временно включить регистратор времени.

(6) Подвергнуть образец подушки сиденья

воздействию пламени горелки в течение 2 мин,

после чего выключить горелку. Немедленно по-

вернуть горелку в сторону от рабочего положе-

ния. Через 7 мин после начала воздействия пла-

мени на подушку закончить испытание, ис-

пользуя газообразное огнегасящее вещество.

(7) Определить с точностью до 9 г массу

оставшейся на монтажной стойке части образ-

ца подушек кресла, за исключением всех ка-

пель.

Авиационные правила Часть 25

209

Рис. 1. Рама для испытаний подушек кресел

Часть 25 Авиационные правила

210

Рис. 2. Монтажная стойка для крепления испытываемых образцов

подушек сиденья и спинки кресла

Авиационные правила Часть 25

211

Рис. 3. Размеры конуса горелки

Часть 25 Авиационные правила

212

Рис. 4. Кронштейн для установки калориметра

Авиационные правила Часть 25

213

Рис. 5. Кронштейн для установки гребенки термопар

Часть 25 Авиационные правила

214

(h) Отчет об испытаниях. По всем испытан-

ным комплектам образцов каждой отдельной

подушки кресла, на которой выполнялись ис-

пытания по оценке ее соответствия, должны

быть зарегистрированы следующие данные:

(1) Обозначение и описание образцов, под-

лежащих испытаниям.

(2) Количество испытанных комплектов об-

разцов.

(3) Исходная и конечная масса каждого ком-

плекта, вычисленный процент потери массы каж-

дого комплекта и вычисленный средний процент

потери массы всеми испытанными комплектами.

(4) Длина обугливания каждого испытанно-

го комплекта.

ЧАСТЬ III. МЕТОД ИСПЫТАНИЯ

С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ

СПОСОБНОСТИ ОБЛИЦОВКИ

ГРУЗОВЫХ ОТСЕКОВ ОГРАНИЧИВАТЬ

РАСПРОСТРАНЕНИЕ ПЛАМЕНИ

(a) Критерии пригодности.

(1) Должны быть испытаны, как минимум, 3

образца облицовочных панелей стенок или по-

толка грузового отсека.

(2) Каждый испытываемый образец должен

полностью соответствовать облицовочной па-

нели стенок или потолка грузового отсека,

включая любые особенности конструкции, та-

кие, как соединения, узлы крепления освети-

тельной арматуры и т.п., дефект которых может

повлиять на способность облицовки безопасно

ограничивать распространение пламени.

(3) Не должно быть зафиксировано прони-

кновения пламени через любой из образцов в

течение 5 мин после подведения источника пла-

мени, а максимальная температура, измеренная

на расстоянии 100 мм над верхней поверхно-

стью испытываемого в горизонтальном положе-

нии образца, не должна превышать 205 °С.

(b) Краткое описание метода. Данный метод

представляет процедуру лабораторных испыта-

ний с целью оценки способности облицовоч-

ных материалов грузовых отсеков противо-

стоять проникновению пламени горелки при

горении дизельного топлива ГОСТ 305-82 с

расходом 7,6 л/ч или эквивалентного топлива.

Облицовочные панели потолка и стенок можно

испытывать раздельно, если вместо недостаю-

щей панели использовать перегородку. Любой

образец, прошедший испытание в качестве

облицовочной панели потолка, можно исполь-

зовать как облицовочную панель стенки.

(c) Образцы для испытаний.

(1) Предназначенный для испытаний обра-

зец должен иметь размеры (406±3) х (610±3) мм.

(2) Перед испытаниями в течение как мини-

мум 24 ч образцы должны быть выдержаны при

температуре (21±2) °С и относительной влаж-

ности (55±5) %.

(d) Аппаратура для испытаний. Аппаратура

для испытаний, показанная на рис. 3 части II и

рис. 1-3 части III настоящего Приложения,

должна включать в себя компоненты, описан-

ные в данном пункте. Второстепенные детали

аппаратуры могут изменяться в зависимости от

типа применяемой горелки.

(1) Монтажная стойка для образцов. Мон-

тажная стойка для испытываемых образцов со-

стоит из стальных уголков, как показано на

рис. 1 части III настоящего Приложения.

(2) Испытательная горелка. Используемая

при испытаниях горелка должна:

(i) быть модифицированной горелкой пи-

столетного типа;

(ii) использовать соответствующую форсун-

ку и поддерживать давление топлива, необхо-

димое для обеспечения его расхода 7,6 л/ч. На-

пример, форсунка с углом распыления 80° и но-

минальным расходом 8,5 л/ч при давлении

6 кгс/см2 обеспечит расход 7,7 л/ч;

(iii) иметь удлинитель горелки длиной

305 мм, установленный на конце подающей

трубки, с отверстием высотой 152 мм и шири-

ной 280 мм, как показано на рис. 3 части II на-

стоящего Приложения;

(iv) иметь регулятор давления топлива в го-

релке, отрегулированный на номинальный рас-

ход топлива, равный 7,6 л/ч дизельного топли-

ва ГОСТ 305-82 или эквивалентного топлива.

(3) Калориметр.

(i) в испытаниях должен использоваться

одобренный калориметр с диапазоном измере-

ний 0–17,0 Вт/см2. Калориметр должен быть

смонтирован на изоляционной подставке раз-

мером 152х305 мм и толщиной 19 мм, закре-

пленной на стальном угловом кронштейне для

внесения в испытательную установку во время

калибрования горелки, как показано на рис. 2

части III настоящего Приложения;

(ii) необходимо контролировать состояние

изоляционной подставки и при необходимости

регулировать ее, с тем чтобы лицевая сторона

калориметра была параллельной выходной

плоскости конуса испытательной горелки.

(4) Термопары. При испытании должны ис-

пользоваться 7 термопар, заземленных, одоб-

ренного типа. Эти термопары должны быть

прикреплены к стальному угловому кронштей-

ну, образуя гребенку термопар, для введения в

испытательную установку во время калиброва-

ния горелки, как показано на рис. 3 части III

настоящего Приложения.

(5) Компоновка аппаратуры. Испытательная го-

релка должна быть установлена на соответствую-

щей стойке так, чтобы выходное отверстие конуса

горелки находилось на расстоянии 200 мм от

облицовочной панели потолка и 50 мм от облицо-

вочной панели стенки. Стойка горелки должна

позволять поворачивать горелку в сторону от ис-

пытываемого образца в периоды прогрева.

Авиационные правила Часть 25

215

(6) Приборы. Для измерения и записи вы-

ходных данных калориметра и термопар дол-

жен использоваться регистрирующий потен-

циометр или другой одобренный прибор с со-

ответствующим диапазоном измерений.

(7) Регистратор времени. Для измерения време-

ни воздействия пламени и времени проникнове-

ния пламени (если это имеет место) необходимо

использовать секундомер или другой прибор.

(e) Подготовка аппаратуры. Перед калибровани-

ем все оборудование должно быть включено и ста-

билизировано и должна быть отрегулирована пода-

ча топлива в горелку, как указано в пункте (d)(2).

(f) Калибрование. Для обеспечения надлежа-

щей тепловой мощности горелки необходимо

выполнить следующую проверку:

(1) Снять удлинитель горелки с конца по-

дающей трубки. Включить воздухозаборник го-

релки без подачи топлива или включения вос-

пламенителей (запальных свечей). Измерить

скорость потока воздуха, используя тепловой

проволочный анемометр, помещенный в цен-

тре подающей трубки поперек отверстия. Отре-

гулировать гаситель (заслонку) так, чтобы ско-

рость потока воздуха находилась в диапазоне

76–80 м/с. Если выходное отверстие подающей

трубки закрыто щитком, его следует перед из-

мерением снять. Вновь установить удлинитель-

ный конус подающей трубки.

(2) Ввести калориметр в испытательную

установку, как показано на рис. 2, на расстоя-

ние 200 мм от выходного отверстия конуса го-

релки для имитации положения образца при

испытаниях в горизонтальном положении.

(3) Включить горелку, дать ей возможность

проработать 2 мин для прогрева и отрегулиро-

вать заслонку до получения на калориметре по-

казания (9,1±0,6) Вт/см2.

(4) Заменить калориметр гребенкой термо-

пар (см. рис. 3).

(5) Включить горелку и обеспечить показа-

ния каждой из 7 термопар (927±38) °С для га-

рантии достижения установившегося режима.

Если температура выходит за пределы этого ди-

апазона, необходимо повторить процессы, ука-

занные в подпунктах (2)–(5) данного пункта, до

получения требуемых показаний.

(6) Выключить горелку и снять гребенку тер-

мопар.

(7) Повторить изложенные в подпункте (1) дан-

ного пункта процедуры для подтверждения, что па-

раметры горелки находятся в требуемом диапазоне.

(g) Процедура испытаний.

(1) Установить термопару того же типа, ко-

торый использовался для калибрования, на

расстоянии 102 мм над «горизонтальным» ис-

пытываемым образцом (потолок). Центр тер-

мопары должен быть над конусом горелки.

(2) Установить испытываемый образец на ис-

пытательную стойку, как показано на рис. 1 части

III данного Приложения, в горизонтальном или

вертикальном положении. Установить изоляцион-

ный материал в другом положении.

(3) Установить горелку так, чтобы пламя не

«ударяло» об образец, включить горелку и дать ей

возможность проработать в течение 2 мин. Повер-

нуть горелку так, чтобы пламя падало на образец,

и одновременно включить регистратор времени.

(4) Выдержать образец под воздействием пламе-

ни в течение 5 мин и затем выключить горелку. Ис-

пытание может быть закончено раньше, если на-

блюдается проникновение пламени через образец.

(5) При испытаниях облицовочных панелей

потолка зарегистрировать максимальную тем-

пературу, измеренную на расстоянии 100 мм

над образцом.

(6) Зарегистрировать интервал времени, в

течение которого произойдет проникновение

пламени через образец (если это будет иметь

место).

(h) Отчет по испытаниям. Отчет по результа-

там испытаний должен включать следующее:

(1) Полное описание испытанных материа-

лов, в том числе указание типа, изготовителя,

толщины и других имеющих значение данных.

(2) Результаты наблюдения за испытывае-

мыми образцами во время воздействия пламе-

ни, такие, как расслоение, воспламенение смо-

лы, дымовыделение и т.п. с указанием времени

возникновения этих явлений.

(3) Время проникновения пламени (если это

имеет место) для каждого из 3 испытанных об-

разцов.

(4) Ориентация панели (потолок или стена).

Часть 25 Авиационные правила

216

Рис. 1. Аппаратура для испытания горизонтально и вертикально закрепленных образцов

Авиационные правила Часть 25

217

Рис. 2. Кронштейн крепления калориметра

Вид сверху

Примечание.

Часть 25 Авиационные правила

218

Рис. 3. Кронштейн крепления гребенки термопар

Примечание. Кронштейн прижат

испытательной стойке, причем термопары

смещены от центра конуса горелки на 2,5 см

ЧАСТЬ IV. МЕТОД ИСПЫТАНИЯ

ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ТЕПЛОВЫДЕЛЕНИЯ

МАТЕРИАЛОВ КАБИН ПРИ

ВОЗДЕЙСТВИИ ТЕПЛОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

(а) Краткое описание метода. Испытываются 3

или более образцов, представляющих завершен-

ные компоненты самолета. Испытываемый обра-

зец помещается в постоянно продуваемую возду-

хом термобарокамеру. Образец подвергается воз-

действию теплового излучения от источника,

отрегулированного с использованием калиброван-

ного калориметра на создание требуемого тепло-

вого потока 3,5 Вт/см2. Образец испытывается так,

чтобы поверхность, подверженная воздействию

тепла, была расположена вертикально. Горение

обеспечивается факельным зажиганием. Выходя-

щие из камеры продукты сгорания регистрируют-

ся для расчета тепловыделения.

(b) Аппаратура. Используется аппаратура одоб-

ренного типа, описание которой в общем виде

приводится ниже.

(1) Схема аппаратуры представлена на рис. 1.

Все внешние поверхности аппаратуры, за исключе-

нием камеры с зафиксированным образцом, дол-

жны быть изолированы стеклопластиком толщи-

ной 25 мм, обладающим высокой термостойкостью

и малой плотностью. Дверца с прокладкой, через

которую вводится запальный стержень для поджига

образца, должна плотно закрывать камеру.

(2) Термопакет. Разность температур воздуха,

поступающего в испытательную камеру и выходя-

щего из нее, должна фиксироваться с помощью

термопакета с 5 горячими и 5 холодными спаями из

хромель-алюмеля калибра 0,511 мм. Горячие спаи

должны быть размещены в верхней части выходно-

го патрубка, на 10 мм ниже верхнего края дымохо-

да. Термопары должны иметь сварную законцовку

в виде шарика диаметром (1,3±0,3) мм. Одна тер-

мопара должна находиться в геометрическом цен-

тре патрубка, а остальные четыре – на расстоянии

30 мм от этого центра по диагоналям, соединяю-

щим углы (см. рис. 5). Холодные спаи должны на-

ходиться в лотке под нижней пластиной распреде-

ления воздуха (см. пункт (b)(4)). Горячие спаи тер-

мопакета должны очищаться от осаждающейся са-

жи, что необходимо для сохранения калиброван-

ной чувствительности.

(3) Источник излучения. Источник теплового

излучения для создания потока до 100 кВт/м2, в

котором используются 4 карборундовых элемен-

та длиной 508 мм и диаметром 16,0 мм с номи-

нальным сопротивлением 1,4 Ом, показан на

рис. 2. Карборундовые элементы должны быть

смонтированы в блоке из нержавеющей стали

путем введения их через отверстие 16,0 мм в па-

нели толщиной 1,0 мм из керамического волок-

на. Расположение отверстий в поддонах и крыш-

ке из нержавеющей стали показано на рис. 3.

Для обеспечения равномерного распределения

потока тепла по поверхности вертикально рас-

положенного образца размером 150х150 мм

должна быть добавлена граненая «маска» (в фор-

ме алмаза) из нержавеющей стали.

(4) Система распределения воздуха. Распределе-

ние поступающего в термобарокамеру воздуха

должно быть обеспечено алюминиевой пластиной

толщиной 6,3 мм с 8 отверстиями диаметром

(5,3±0,003) мм, расположенными на расстоянии

51 мм от краев (т.е. по центру при ширине 102 мм),

которая должна быть смонтирована на основании

термобарокамеры. Вторая пластина из нержавею-

щей стали, имеющая 120 равномерно расположен-

ных отверстий диаметром (3,6±0,003) мм, должна

быть установлена на расстоянии 150 мм над алюми-

ниевой пластиной. Требуется хорошо регулируемая

подача воздуха. Воздуховод на основании пирами-

дального участка должен иметь 48 равномерно ра-

спределенных отверстий диаметром (3,7±0,003) мм,

расположенных на расстоянии 10 мм от внутренне-

го края воздуховода так, чтобы при подаче 0,04 м3/с

воздуха, поступающего в аппаратуру, расход воздуха

между пирамидальными участками составлял

0,03 м3/с, а через термобарокамеру – 0,01 м3/с.

(5) Выпускной патрубок. На выходе пирами-

дального участка должен быть установлен выпу-

скной патрубок поперечным сечением 133х70 мм

и длиной 254 мм, изготовленный из нержавеющей

стали. В центре патрубка должна быть пластина из

нержавеющей стали размером 25х76 мм, перпен-

дикулярная воздушному потоку, расположенная

на расстоянии 76 мм над основанием патрубка.

(6) Держатели образца.

(i) Образец размером 150х150 мм должен

быть испытан в вертикальном положении. В

конструкцию держателя (рис. 3) должна входить

фиксирующая рамка, которая касается образца

(обернутого алюминиевой фольгой в соответ-

ствии с требованиями пункта (d)(3) настоящей

части) только по его периметру на ширине 6 мм,

а также пружина V-образной формы, служащая

для фиксации всего узла. При испытаниях мате-

риалов, склонных к расплавлению и образова-

нию капель, должен использоваться также

съемный поддон размерами 12х12х150 мм для

сбора капель и 2 проволоки из нержавеющей

стали диаметром 0,5 мм ( см. рис. 3). Положение

пружины и рамки можно изменять для установ-

ки образцов, имеющих разную толщину, с по-

мощью специального стержня, вставляемого в

разные отверстия в держателе образца.

(ii) В механизм ввода образца должен быть

включен направляющий штифт, который вставлен

в шлифованную металлическую пластину, нахо-

дящуюся на механизме ввода вне камеры выдер-

живания, и который можно использовать для

обеспечения точного положения облучаемой

поверхности образца после его ввода в камеру.

После ввода образца в камеру передняя его по-

верхность должна находиться на расстоянии 100

мм от закрытых заслонок теплоизлучателя.

(iii) Держатель образца зажимается на монтаж-

ной опоре (см. рис. 3). Эта опора должна быть

Авиационные правила Часть 25

219

присоединена к стержню ввода 3 винтами, кото-

рые проходят сквозь широкую шайбу, сваренную

с гайкой диаметром 13 мм. На конце стержня вво-

да должна быть резьба, на которую навинчивается

гайка, а между двумя гайками диаметром 13 мм

должна быть установлена широкая шайба толщи-

ной 0,51 мм; гайки должны быть завернуты так,

чтобы плотно закрывалось отверстие в заслонках

теплоизлучателя, через которое проходит стер-

жень ввода образца или калибровочного калори-

метра.

(7) Калориметр. Калориметр полного пото-

ка, используемый для измерения полного те-

плового потока, должен быть установлен за-

подлицо в центре панели диаметром 12,7 мм,

которая вставлена в держатель образца. Кало-

риметр должен иметь угол регистрации 180° и

быть откалиброван на падающий поток. Кали-

бровка калориметра должна быть одобрена.

(8) Положения запального факела. Должно

быть обеспечено начальное поджигание образ-

ца одновременно от нижней и верхней пуско-

вых горелок, как это соответственно предписа-

но в пунктах (b)(8)(i) и (b)(8)(ii) части IV насто-

ящего Приложения. Поскольку ступенчатое

выключение пусковых горелок более чем через

3 с может повлиять на результаты испытаний,

то может быть установлен искровой поджига-

тель для гарантии того, что нижняя пусковая

горелка останется горящей.

(i) Нижняя пусковая горелка. Трубка горелки

должна быть выполнена из нержавеющей стали и

иметь внешний диаметр 6,3 мм и толщину стен-

ки 0,8 мм. К нижней пусковой горелке должна

подаваться смесь метана и воздуха в объеме 120 и

850 см3/мин соответственно. В нормальном по-

ложении конец трубки пусковой горелки должен

находиться на расстоянии 10 мм от открытой

вертикальной поверхности образца, перпенди-

кулярно ей. Осевая линия выходного отверстия

трубки должна пересекаться с вертикальной осе-

вой линией образца в точке, отстоящей от ни-

жнего края образца на расстояние 5 мм.

(ii) Верхняя пусковая горелка. Прямая трубка пу-

сковой горелки должна быть изготовлена из нержав-

еющей стали и иметь внешний диаметр 6,3 мм, тол-

щину стенки 0,8 мм и длину 360 мм. Один конец

трубки должен быть закрыт и в ней должны быть вы-

сверлены 15 отверстий диаметром (1,04±0,01) мм на

расстоянии 60 мм друг от друга для выхода газа в од-

ном направлении. Первое отверстие должно распо-

лагаться на расстоянии 5 мм от закрытого конца

трубки. Трубка должна быть введена в термобарока-

меру через отверстие 6,6 мм, высверленное над верх-

ним краем рамы окошка на расстоянии 10 мм. Труб-

ку должна поддерживать регулируемая Z-образная

опора, смонтированная снаружи над смотровым

окошком камеры. Трубка устанавливается над от-

крытым верхним краем образца на расстоянии 20 мм

над ним. Среднее отверстие должно располагаться в

вертикальной плоскости, перпендикулярной откры-

той поверхности образца и проходящей через его осе-

вую линию, и должно быть направлено на источник

излучения. В горелку должен подаваться газ метан,

способный создать пламя высотой 25 мм.

(с) Калибровка оборудования.

(1) Интенсивность тепловыделения. Калибро-

вочная горелка, изображенная на рис. 4, должна

быть установлена на конце нижней трубки запаль-

ного пламени с образованием газонепроницаемо-

го соединения. В потоке газа для запального пла-

мени должно быть не менее 99% метана; при этом

должно быть обеспечено точное измерение потока

газа. Перед подачей газа должен быть установлен

на надлежащем уровне жидкостный измеритель,

заполненный дистиллированной водой до верха

внутренней отметки. Наружная температура и да-

вление воды определяются по внутренней темпе-

ратуре жидкостного измерителя. Устанавливается

исходный расход, равный примерно 1 л/мин, ко-

торый затем увеличивается до предварительно ус-

тановленных уровней 4, 6, 8, 6 и 4 л/мин. Расход

определяется с помощью секундомера по времени

полного оборота жидкостного измерителя как для

исходного, так и для повышенных расходов. До

перехода к следующему, более высокому расходу

газа производится возврат к исходному уровню.

Измеряется исходное напряжение в термопакете.

Затем увеличивается подача газа в горелку до более

высокого, заранее установленного уровня, при ко-

тором он горит в течение 2,0 мин; измеряется на-

пряжение в термопакете. Действия повторяются,

пока не будут определены все 5 значений. Среднее

значение 5 измерений используется как калибро-

вочный коэффициент. Процедура должна быть

повторена, если среднеквадратичное отклонение

превышает 5%. Порядок расчета приведен в пунк-

те (f) части IV данного Приложения.

(2) Равномерность потока. Необходимо перио-

дически и после каждой замены нагревательного

элемента проверять равномерность распределе-

ния потока по образцу, чтобы убедиться, что обес-

печиваются допустимые отклонения ±5%.

(d) Подготовка образцов.

Образец должен представлять собой

компонент самолета как по материалам, так и

по технологии изготовления.

(1) Открытая поверхность вертикально мон-

тируемых образцов должна иметь стандартный

размер 150х150 мм при толщине до 45 мм.

(2) Кондиционирование. Образцы должны

выдерживаться в условиях, указанных в части I

настоящего Приложения.

(3) Установка. Во время испытания должна быть

открыта только одна поверхность образца. Все

остальные поверхности должны быть плотно за-

крыты алюминиевой фольгой толщиной 0,025 мм.

(e) Процедура.

(1) Питание источника тепла должно обеспе-

чивать создание теплового потока мощностью

(3,5±0,05) Вт/см2. Мощность потока должна из-

меряться в точке, которую займет центр поверх-

Часть 25 Авиационные правила

220

ности образца, установленного для испытания.

Тепловой поток должен измерятся после того,

как будет отрегулирован до нужной величины

расход воздуха, проходящего через оборудова-

ние. Должен испытываться образец той тол-

щины, которая предполагается в эксплуата-

ции.

(2) Необходимо зажечь пусковые факелы и прове-

рить их положение в соответствии с пунктом (b)(8).

(3) Расход воздуха, поступающего в оборудова-

ние, устанавливается на величине (0,04± 0,001)

м3/с при атмосферном давлении. Нужный расход

можно установить и контролировать с помощью:

(i) мерной шайбы, обеспечивающей падение

давления, по меньшей мере, на 200 мм манометри-

ческой жидкости; или

(ii) изменяемого расходомера с мерной шай-

бой, имеющей шкалу с делениями до ±0,0004 м3/с.

Упор на стержне держателя вертикального образца

регулируется так, чтобы открытая поверхность об-

разца при введении его в термобарокамеру находи-

лась на расстоянии 100 мм от входа.

(4) Образец помещается в камеру-держатель

при закрытых створках теплоизлучателя. Воздухо-

непроницаемая внешняя дверь запирается и вклю-

чается регистрирующее устройство. Образец вы-

держивается в этой камере (60±10) с перед вводом

в термобарокамеру. В течение последних 20 с это-

го периода определяется «нулевое» значение тер-

мопакета.

(5) Створки теплоизлучателя открываются, об-

разец вводится в термобарокамеру и створки за

ним закрываются.

(6) [Зарезервирован].

(7) Отсчет времени начинается с момента вве-

дения образца и закрытия внутренней заслонки.

Пока образец находится в испытательной камере,

должна быть обеспечена регистрация выходного

сигнала термопакета не реже 1 раза в секунду.

(8) Продолжительность испытания 5 мин.

(9) Минимальное количество испытываемых

образцов – 3.

(f) Расчеты.

(1) Калибровочный коэффициент рассчитыва-

ется по следующей формуле:

где:

F0 – исходный расход метана, л/мин;

F1 – наивысший установленный расход ме-

тана, л/мин;

V0 – напряжение в термопакете при исход-

ном расходе, мВ;

V1 – напряжение в термопакете при наивыс-

шем расходе, мВ;

Tа – температура наружного воздуха, К;

р – давление наружного воздуха, мм рт. ст.;

рv – давление водяного пара, мм рт. ст.

(2) Интенсивность тепловыделения может

быть определена по значению выходного на-

пряжения в термопакете в любой момент вре-

мени по следующей формуле:

где:

HRR – интенсивность тепловыделения,

кВт/м2;

Vm – измеренное напряжение в термопакете,

мВ;

Kh – калибровочный коэффициент, кВт/мВ.

(3) Интеграл интенсивности тепловыделе-

ния – это полное выделение как функция вре-

мени, рассчитываемое путем умножения ин-

тенсивности на частоту выборки данных в ми-

нутах и суммирования времени от 0 до 2 мин.

(g) Критерии. Должны быть усреднены пол-

ное положительное тепловыделение за первые

2 мин воздействия тепла и пиковая интенсив-

ность тепловыделения для каждого из 3 или бо-

лее образцов. Среднее полное тепловыделение

не должно превышать 65 кВт мин/м2, а средняя

пиковая интенсивность тепловыделения не

должна превышать 65 кВт/м2.

(h) Отчет. Отчет по испытаниям каждого из

испытанных образцов должен включать в себя

следующее:

(1) Описание образца.

(2) Интенсивность теплового воздействия на

образец, Вт/см2.

(3) Данные, выражающие интенсивность те-

пловыделения (в кВт/м2) как функцию времени,

представленные либо графически, либо в таблич-

ной форме с интервалами не более 10 с. Должен

быть указан калибровочный коэффициент (Kh).

(4) При возникновении плавления, проги-

бания, расслоения образца или других явле-

ний, вызывающих изменение площади его от-

крытой поверхности или характера горения,

они должны быть отмечены в отчете с указа-

нием времени их возникновения.

(5) В отчете должны быть приведены значе-

ния пикового тепловыделения и интенсивно-

сти тепловыделения за 2 мин.

ЧАСТЬ V. МЕТОДИКА ИСПЫТАНИЙ

ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК

ВЫДЕЛЕНИЯ ДЫМА МАТЕРИАЛАМИ

ОТДЕЛКИ САЛОНА

(a) Методика. Образцы должны быть испытаны

в соответствии с ГОСТ 24632-81 «Материалы поли-

мерные. Методы определения дымообразования».

(b) Критерии оценки годности. Удельная оп-

тическая плотность дыма (DS), полученная

путем осреднения показаний для каждого из

трех образцов после 4 мин, не должна превы-

шать 200.

Авиационные правила Часть 25

221

Часть 25 Авиационные правила

222

Рис. 1. Аппаратура для испытания на интенсивность тепловыделения

1. Устройство контроля дымовыделения

2. Вытяжная труба

3. Перегородка

4. Противорадиационный экран

5. Радиационная створка (в закрытом положении)

6. Пусковой факел

7. Держатель образца

8. Воздухораспределительные пластины

9. Отражатель

10. Панель источника теплового излучения

11. Маска

12. Вход воздуха

13. Механическое устройство для сохранения положения образца

Авиационные правила Часть 25

223

Рис. 2. Панель источника теплового излучения

Часть 25 Авиационные правила

224

Рис. 3. Элементы установки для испытаний на тепловыделение

1. Металлический отгибаемый фланец для крепления установочной пластины

2. Четыре отверстия на расстоянии 15, 25, 35 и 45 мм позади держателя (для стопорного штыря)

3. Проволока 0,5 мм из нержавеющей стали

4. Держатель образца

5. Фиксатор

6. Прижимная пружина

7. Сварной шов

8. Шайба, Dнар = 50 мм, Dвнут = 13 мм

9. Отгибы для установки держателя с образцом (R = 2 мм, лапка 5 мм)

10. Установочная пластина

11. Резьба 1/2

12. Шайба Dнар = 50 мм, Dвнут = 13 мм

13. Поддон для капель

3

13 13

13

10

8

Авиационные правила Часть 25

225

Рис. 4. Горелка

Рис. 5. Положение термопар

Часть 25 Авиационные правила

226

Излагаемые в данном Приложении расчет-

ные условия воздействия непрерывной турбу-

лентности должны быть использованы для

определения динамической реакции самолета

на вертикальную и боковую непрерывную тур-

булентность, если не предлагается более рацио-

нальный метод.

Следующие требования применяются при

расчете нагрузок:

(a) Эксплуатационные нагрузки от порывов,

следуя концепции непрерывной турбулентно-

сти, должны быть определены в соответствии с

условиями пункта (b) данного Приложения.

(b) Расчет по огибающей порывов. Эксплуата-

ционные нагрузки должны быть определены в

соответствии со следующим:

(1) Должны быть рассмотрены все критиче-

ские высоты, веса, распределение веса в соот-

ветствии с указаниями 25.321(b) и все критиче-

ские скорости внутри интервалов, описанных в

пункте (b)(3) данного Приложения.

(2) Значения (отношение среднеквадра-

тического значения нагрузки к среднеквадра-

тическому значению скорости порыва) должны

быть определены с помощью динамического

анализа. Спектральная плотность атмосферной

турбулентности должна определяться в соот-

ветствии со следующим уравнением:

где:

Ф – спектральная плотность порывов,

(м/с2)/(рад/м);

σ – среднеквадратическое значение скоро-

сти порыва, м/с;

W – пространственная частота, рад/м;

L – масштаб турбулентности, L = 760 м.

(3) Эксплуатационные нагрузки должны

быть получены путем умножения величины ,

полученной динамическим анализом, на сле-

дующие величины скорости порыва Us:

(i) при скорости VC истинная скорость поры-

ва Uσ равна 25,9 м/с для высот от 0 до 9150 м и

линейно уменьшается до истиной скорости, рав-

ной 9,1 м/с на высоте 24400 м. Если Компетент-

ный орган считает, что рассматриваемая кон-

струкция самолета аналогична конструкции,

имеющей большой опыт удовлетворительной

эксплуатации, допускается выбирать значение

Uσ при скорости VC меньшим, чем 25,9 м/с, но

не менее величины 22,8 м/с, при уменьшении по

линейному закону от выбранного значения на

высоте 6096 м до 9,1 м/с на высоте 24400 м. При

оценке аналогичности конструкций следует

принимать во внимание следующие факторы:

(А) передаточная функция новой конструк-

ции не должна при сравнении с аналогичной

конструкцией иметь необычные характеристи-

ки, которые могли бы оказать существенное

влияние на динамическую реакцию самолета

на воздействие турбулентности; например, не

должно быть совмещения резонансных пиков,

которое может привести к значительному уве-

личению нагрузок;

(B) типовой полет нового самолета должен

быть в основном эквивалентен типовому поле-

ту самолета аналогичной конструкции;

(C) должно быть показано соответствие вы-

бранных значений скорости Uσ.

(ii) при скорости VB величина Uσ равна 1,32

значений, полученных в соответствии с требова-

ниями пункта (b)(3)(i) настоящего Приложения;

(iii) при скорости VD величина Uσ равна 1/2

значений, полученных в соответствии с требова-

ниями пункта (b)(3)(i) настоящего Приложения;

(iv) при скоростях между VB и VC и между VC

и VD величина Uσ определяется линейной ин-

терполяцией.

(4) Если в анализе учтена система повыше-

ния устойчивости самолета, влияние нелиней-

ности системы на эксплуатационные нагрузки

должно быть принято в расчет реалистичным

методом или в запас.

(c) [Зарезервирован].

(d) [Зарезервирован].

Приложение G – РАСЧЕТНЫЕ УСЛОВИЯ ВОЗДЕЙСТВИЯ НЕПРЕРЫВНОЙ

ТУРБУЛЕНТНОСТИ

Н.25.1. Общие положения

(а) Данное Приложение определяет требова-

ния к подготовке Инструкций по поддержанию

лентой годности в соответствии с 25.1529.

(b) Инструкции по поддержанию летной

годности каждого самолета должны вкдючать в

себя Инструкции по поддержанию летной год-

ности каждого двигателя и воздушного винта,

каждого комплектующего изделия, предусмо-

тренного требованиями Авиационных правил

(далее в тексте Приложения Н – компоненты),

необходимую информацию о взаимодействии

этих компонентов с самолетом. Если к такому

компоненту, установленному на самолете, его

изготовитель не представил Инструкций по

поддержанию летной годности, то Инструкции

по поддержанию летной годности самолета

должны включать в себя дополнительную ин-

формацию по этим компонентам, существенно

необходимую для поддержания летной годно-

сти самолета.

с) Заявитель должен представить програм-

му, в которой следует показать, как будут рас-

пространяться изменения к Инструкциям по

поддержанию летной годности, составленные

Заявителем или изготовителями компонентов,

установленных на самолете.

Н.25.2. Вид и тип оформления

а) Инструкции по поддержанию летной год-

ности должны быть составлены в форме Руко-

водства или Руководств, в зависимости от объе-

ма представляемых данных.

(b) Вид и тип оформления Руководства или

Руководств должен обеспечивать удобство

пользования.

Н.25.3. Содержание

Инструкции по поддержанию летной годно-

сти, составленные в виде Руководств или разде-

лов, что предпочтительнее, должны содержать:

(а) Руководство или раздел по технической

эксплуатации самолета, включающее в себя:

(1) Вводную информацию, содержащую

описание особенностей конструкции самолета

и данные в объеме, необходимом для выполне-

ния технического обслуживания.

(2) Описание самолета, его систем и компо-

нентов, включая двигатели, воздушные винты

и комплектующие изделия.

(3) Основную информацию для контроля и

эксплуатации, описывающую взаимодействие

и работу компонентов и систем самолета,

включая соответствующие специальные проце-

дуры и ограничения.

(4) Информацию по обслуживанию, включа-

ющую в себя подробные сведения о точках об-

служивания, вместимости баков и других емко-

стей, типах используемых специальных жидко-

стей, давлениях в различных системах, разме-

щении эксплуатационных люков и панелей,

предназначенных для обеспечения осмотра,

проверки и обслуживания, расположении точек

смазки, используемых смазочных материалах,

оборудовании, необходимом для обслуживания

самолета, указания и ограничения по буксиров-

ке самолета, информацию по его швартовке,

установке на подъемники и нивелировке.

(b) Инструкции по техническому обслужи-

ванию, включающие в себя:

(1) Информацию по планированию техни-

ческого обслуживания каждой составной ча-

сти самолета, его двигателей, вспомогатель-

ной силовой установки, воздушных винтов,

комплектующих изделий, в которых указыва-

ются рекомендуемые сроки их очистки, осмо-

тра и проверки, регулировки и смазки, а так-

же уровень осмотра, разрешенные допуски на

износ и работы, которые рекомендуется про-

водить в эти периоды. Однако Заявитель мо-

жет сослаться на информацию изготовителя

компонента, если Заявитель покажет, что

данный компонент обладает высокой степе-

нью сложности, требующей специальных ме-

тодов технического обслуживания, специаль-

ного оборудования для проверки или оценки

состояния. Необходимо также включить све-

дения о рекомендуемой периодичности про-

ведения капитального ремонта и дать необхо-

димые ссылки на раздел «Ограничения лет-

ной годности» Руководства. Дополнительно

Заявитель должен представить программу ос-

мотра и проверок, содержащую сведения о

периодичности и объеме осмотров и прове-

рок, необходимых для поддержания летной

годности самолета.

(2) Информацию по поиску мест отказов и

повреждений с описанием возможных отказов

и повреждений, способов их обнаружения и

действий по их устранению.

(3) Информацию о порядке и методах сня-

тия и замены компонентов или их составных

частей со всеми необходимыми мерами предо-

сторожности.

(4) Другие общие технологические указания,

включая методы наземного контроля систем,

нивелировки, взвешивания и определения по-

ложения центра тяжести, установки на подъем-

ники и швартовки, а также ограничения по хра-

нению.

(с) Схемы размещения люков и панелей для

доступа при техническом обслуживании, а так-

же информацию, необходимую для обеспече-

ния доступа для осмотра и проверки в случае

отсутствия смотровых люков и панелей.

(d) Подробные сведения о применении спе-

циальных методов контроля, включая рентге-

Авиационные правила Часть 25

227

Приложение Н – ИНСТРУКЦИИ ПО ПОДДЕРЖАНИЮ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

нографический и ультразвуковой контроль,

если такие методы контроля предусмотрены.

(e) Информацию, необходимую для выпол-

нения защитной обработки конструкции после

осмотров и проверок.

(f) Все сведения, относяшиеся к крепежным

элементам конструкции, такие, как их марки-

ровка, рекомендации по отбраковке и значения

моментов затяжек.

(g) Перечень необходимого специального

инструмента и приспособлений.

Н.25.4. Раздел «Ограничения летной годности»

(а) Инструкции по поддержанию летной

годности должны содержать раздел, озаглав-

ленный «Ограничения летной годности», кото-

рый должен быть четко выделен и легко отли-

чаться от остальных разделов. В этом разделе

должны быть указаны:

(1) Все сроки обязательной замены элемен-

тов конструкции, периодичность осмотров и

проверок и соответствующие процедуры осмо-

тров и проверок, одобренные в соответствии с

требованиями 25.571.

(2) [Зарезервирован].

(b) Если Инструкции по поддержанию лет-

ной годности состоят из нескольких докумен-

тов, то раздел «Ограничения летной годности»

должен быть включен в основное Руководство.

Этот раздел должен быть одобрен Авиареги-

стром МАК и содержать на видном месте сле-

дующую запись: «Раздел «Ограничения летной

годности» одобрен Авиарегистром МАК и из-

менения к нему также должны быть одобрены».

Часть 25 Авиационные правила

228

I.25.1. Общие положения

(a) В настоящем Приложении приведены

дополнительные требования для установки си-

стемы управления мощностью (тягой) двигате-

лей, которая автоматически увеличивает тягу

или мощность работающего двигателя(ей) в

случае отказа одного двигателя на взлете.

(b) При нормальном функционировании

АСУВТ и связанных с ней систем должны удо-

влетворяться без необходимости каких-либо

дополнительных действий экипажа по увеличе-

нию тяги или мощности все применимые тре-

бования настоящих Норм, кроме предусматри-

ваемых настоящим Приложением.

I.25.2. Определения

(а) Автоматическая система управления

взлетной тягой. АСУВТ определяется как пол-

ностью автоматическая система, используемая

на взлете и включающая в себя все устройства,

как механические, так и электрические, кото-

рые реагируют на отказ двигателя, передают

сигналы, воздействуют на работающем двига-

теле на органы управления подачей топлива

или рычаги управления мощностью (тягой) или

увеличивают мощность (тягу) работающих дви-

гателей другими способами, чтобы получить за-

программированное увеличение тяги или мощ-

ности и передать в кабину экипажа информа-

цию о работе системы.

(b) Критический интервал времени. При вы-

полнении взлета с использованием АСУВТ

критический интервал времени отсчитывается

от момента достижения скорости V1 минус 1 с

до такого момента на траектории взлета с ми-

нимальными характеристиками при всех рабо-

тающих двигателях, когда после предполага-

емого одновременного отказа двигателя и

АСУВТ последующая траектория полета пере-

секает фактическую траекторию полета, ука-

занную в настоящих Нормах, на высоте не ме-

нее 120 м над поверхностью взлета. Этот интер-

вал времени показан на рисунке.

I.25.3. Требования к характеристикам самолета

и надежности системы

Заявитель должен выполнить следующие

требования к характеристикам самолета и на-

дежности системы:

(a) Отказ АСУВТ или комбинация отказов в

АСУВТ в течение критического интервала времени:

(1) Не должны препятствовать увеличению

взлетной тяги или мощности до максимальной

одобренной величины или должно быть дока-

зано, что эти отказы являются редкими (неве-

роятными) событиями.

(2) Не должны приводить к значительной

потере или уменьшению тяги или мощности

или должна быть доказана практическая неве-

роятность этих отказов.

(b) Должна быть доказана практическая неве-

роятность одновременного отказа АСУВТ и дви-

гателя в течение критического интервала времени.

(c) При работающей АСУВТ и отказе двига-

теля в самый критический момент взлета дол-

жны выполняться все относящиеся к характери-

стикам самолета требования настоящих Норм.

I.25.4. Установка тяги

Первоначально установленная взлетная тяга

или мощность каждого двигателя в начале раз-

бега при взлете не должна быть менее любой из

следующих величин:

(a) 90% тяги или мощности, устанавливае-

мой АСУВТ (это максимальная взлетная тяга

или мощность, одобренная для самолета для

данных окружающих условий).

(b) Величины, необходимой для обеспече-

ния нормальной работы всех имеющих отно-

шение к безопасности систем и оборудования,

Авиационные правила Часть 25

229

Приложение I – УСТАНОВКА АВТОМАТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

ВЗЛЕТНОЙ ТЯГОЙ (АСУВТ)

зависящей от положения рычага управления

тягой или мощностью двигателя; или

(c) Величины, которая, как доказано, не

приводит к опасным переходным процессам

двигателя при увеличении тяги или мощности

от первоначальной взлетной тяги или мощно-

сти до максимальной одобренной взлетной тя-

ги или мощности.

I.25.5. Органы управления силовой установкой

(a) В дополнение к требованиям 25.1141, ни-

какой единичный отказ или вероятная комби-

нация отказов АСУВТ, в том числе связанных с

ней других систем, не должны вызывать невы-

полнение любой функции силовой установки,

необходимой для обеспечения безопасности.

(b) АСУВТ должна быть спроектирована та-

ким образом, чтобы:

(1) После отказа любого одного двигателя на

взлете обеспечивалось увеличение тяги или

мощности работающего(их) двигателя(ей) до

максимальной одобренной взлетной тяги или

мощности без превышения эксплуатационных

ограничений двигателя(ей).

(2) Было возможным ручное уменьшение

или увеличение тяги или мощности с помощью

рычага управления мощностью (тягой) до мак-

симальной взлетной тяги или мощности, одоб-

ренной для самолета при данных окружающих

условиях. Для самолетов, снабженных ограни-

чителями, которые автоматически предотвра-

щают превышение эксплуатационных ограни-

чений двигателя при данных окружающих

условиях, в случае отказа АСУВТ могут быть

использованы другие устройства для увеличе-

ния тяги или мощности, расположенные на ры-

чаге управления мощностью (тягой) двигателя

или перед этим рычагом, легко распознаваемые

и срабатывающие во всех эксплуатационных

условиях, путем одиночного действия каждого

пилота рукой, которая обычно используется

для перемещения рычагов управления мощно-

стью (тягой), и удовлетворяющие требованиям

25.777(а), (b), (с).

(3) Были обеспечены средства проверки лет-

ным экипажем работоспособности АСУВТ до

взлета.

(4) Были обеспечены средства отключения

автоматических функций летным экипажем.

Эти средства должны быть спроектированы

так, чтобы исключить непреднамеренное от-

ключение этих функций.

I.25.6. Приборы силовой установки

В дополнение к требованиям 25.1305:

(а) Должны быть предусмотрены средства

для индикации готовности АСУВТ к работе; и

(b) Если свойственные самолету летные ха-

рактеристики не обеспечивают сигнализацию

достаточных признаков отказа двигателя, дол-

жна быть применена независимая от АСУВТ

система сигнализации, которая дает пилоту

четкое предупреждение об отказе любого дви-

гателя при взлете.

Часть 25 Авиационные правила

230

Для показа соответствия требованиям 25.803

должны быть использованы следующие крите-

рии и методы:

(a) Аварийная эвакуация должна быть вы-

полнена либо ночью в темноте, либо днем с

имитацией ночной темноты. Если демонстра-

ция проводится в помещении в дневные часы,

то она должна быть выполнена с затемнением

каждого окна и с закрытой каждой дверью, что-

бы свести к минимуму влияние дневного осве-

щения. Может быть использовано освещение

по полу или земле, но свет должен быть слабым

и экранированным от попадания в иллюмина-

торы или двери самолета.

(b) Самолет должен находиться в нормаль-

ном положении с выпущенным шасси.

(c) Для спуска людей с крыла на землю могут

быть использованы подставки или рампы, если

только самолет не оснащен вспомогательными

средствами для спуска с крыла. Для предохра-

нения участников демонстрации на полу или

земле может быть размещено страховочное

оборудование, такое, как маты или переверну-

тые надувные плоты. Для облегчения участни-

кам испытаний достижения земли не может

быть использовано никакое оборудование, ко-

торое не входит в состав аварийного оборудова-

ния для эвакуации из самолета.

(d) Для освещения можно использовать

только систему аварийного освещения самоле-

та, за исключением условий, оговоренных в

пункте (a) настоящего Приложения.

(e) Должно быть установлено все аварийное

оборудование, требуемое для плановой эксплу-

атации самолета.

(f) Каждая наружная дверь и выход и каждая

внутренняя дверь и штора должны быть в поло-

жении, соответствующем взлетному.

(g) Каждый член экипажа должен распола-

гаться в кресле, которое обычно предписано

для него при взлете, и оставаться в нем до полу-

чения сигнала о начале эвакуации. Каждый

член экипажа должен знать правила работы с

выходами и аварийным оборудованием и, если

также демонстрируется соответствие требова-

ниям правил эксплуатации, каждый бортпро-

водник должен быть линейным членом экипа-

жа, совершающим регулярные полеты.

(h) Должен быть использован типовой состав

пассажиров из лиц с нормальным здоровьем в

следующем соотношении:

(1) Не менее 40% должны составлять жен-

щины.

(2) Не менее 35% должны быть представле-

ны лицами старше 50 лет.

(3) Не менее 15% должны составлять жен-

щины старше 50 лет.

(4) На борту должны имется три куклы, ими-

тирующие детей в возрасте двух лет или менее и

не входящие в общее количество пассажиров.

Эти куклы должны переноситься участниками

демонстрации из числа пассажиров.

(5) В качестве пассажиров не могут быть ис-

пользованы члены экипажа, механики и трени-

ровочный персонал, в обычные обязанности

которых входит техническое обслуживание или

эксплуатация самолета.

(i) Ни для одного пассажира не должно быть

назначено определенное место, за исключени-

ем случая, когда этого потребует представитель

Компетентного органа. За исключением требу-

емого в пункте (g) настоящего Приложения,

около аварийного выхода не может сидеть слу-

жащий Заявителя, если только этого не допу-

стит представитель Компетентного органа.

(j) Поясные и плечевые привязные ремни

должны быть застегнуты.

(k) Перед началом демонстрации примерно

50% от общего среднего количества предметов

ручной клади, багажа, одеял (пледов), подушек

и других подобных предметов должно быть ра-

спределено в различных местах в проходах,

подходах к аварийным выходам для создания

небольших препятствий.

(l) Никакому члену экипажа или пассажиру

не должны даваться предварительные указания

о тех конкретных выходах, которые будут ис-

пользованы при демонстрации.

(m) Заявитель не может проводить трениров-

ку, репетицию или описывать участникам поря-

док демонстрации. Никто из участников не дол-

жен принимать участие в подобной демонстра-

ции в течение предшествующих 6 месяцев.

(n) Может быть проведен предполетный ин-

структаж пассажиров. Участникам можно так-

же рекомендовать выполнять указания членов

экипажа, но они не могут быть инструктирова-

ны по порядку действий при эвакуации.

(o) Если предусмотрено использование

страховочного оборудования, допущенного

пунктом (c) настоящего Приложения, то дол-

жны быть либо затемнены все иллюминаторы в

пассажирской кабине и кабине экипажа, либо

оснащены страховочным оборудованием все

аварийные выходы, чтобы предотвратить пред-

варительное распознавание располагаемых ава-

рийных выходов.

(p) При демонстрации может быть исполь-

зовано не более 50% аварийных выходов на

бортах фюзеляжа самолета, которые соответ-

ствуют всем требованиям, относящимся к тре-

буемым аварийным выходам на этом самолете.

На выходах, которые не будут использоваться

при демонстрации, должны быть отключены

ручки или показаны красными лампами, крас-

ной лентой или другими приемлемыми сред-

ствами, размещенными снаружи выходов, что

на земле пожар или другая причина, по которой

Авиационные правила Часть 25

231

Приложение J – ДЕМОНСТРАЦИЯ АВАРИЙНОЙ ЭВАКУАЦИИ

данные выходы не пригодны для использова-

ния. Используемые выходы должны быть типо-

выми из всей совокупности аварийных выходов

самолета и должны считаться Заявителем

объектами одобрения Компетентным органом.

Должен быть использован, как минимум, один

выход на уровне пола

(q) За исключением оговоренного в пункте

(с) настоящего параграфа, все эвакуирующиеся

должна покинуть самолет с помощью средств,

являющихся частью оборудования самолета.

(r) В процессе демонстрации должны быть

полностью использованы одобренные проце-

дуры Заявителя, за исключением того, что в

процессе демонстрации члены летного экипа-

жа не должны оказывать активную помощь

другим людям в кабине.

(s) Время эвакуации завершается, когда по-

следний человек эвакуируется из самолета и

окажется на земле. Эвакуирующиеся с исполь-

зованием подставки или рампы, допущенной

пунктом (с) настоящего Приложения, считают-

ся достигшими земли, когда они находятся на

подставке или рампе, если доказано, что пропу-

скная способность подставки или рампы не

превышает пропускную способность средств,

имеющихся на самолете для спуска с крыла в

реальной аварийной ситуации.

Часть 25 Авиационные правила

232

ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ТЕРМИНОЛОГИЯ, ОТНОСЯЩИЕСЯ

К ОБЩИМ ТРЕБОВАНИЯМ К ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ САМОЛЕТА

ПРИ ОТКАЗАХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ СИСТЕМ

ОПРЕДЕЛЕНИЯ

1. Отказное состояние (функциональный отказ, вид отказа системы). Под отказным состоянием

(функциональным отказом, видом отказа системы) понимается неработоспособное состояние си-

стемы в целом, характеризуемое конкретным нарушением ее функций независимо от причин, вы-

зывающих это состояние. Отказное состояние (вид отказа системы) определяется на уровне каждой

системы через последствия, оказываемые им на функционирование этой системы. Оно характери-

зуется влиянием на другие системы и на самолет в целом.

2. Внешние воздействия (явления) — события, источник происхождения которых не связан с кон-

струкцией самолета, такие, как атмосферные условия (например, порыв ветра, температурная ин-

версия, обледенение и т. д.), состояние ВПП.

3. Ошибка — событие, заключающееся в неправильных действиях экипажа и персонала по техни-

ческому обслуживанию.

4. Продолженный безопасный полет и посадка — способность продолжить управляемый полет и

выполнить посадку в подходящем аэропорту, возможно с использованием аварийных процедур, но

без необходимости применения пилотом исключительного летного мастерства или чрезмерных уси-

лий. При этом во время полета или при посадке могут иметь место некоторые повреждения самоле-

та, связанные с отказным состоянием.

Под аварийными процедурами понимаются действия экипажа, выполняемые в соответствии с

аварийными контрольными картами РЛЭ.

5. По частоте возникновения события (отказные состояния, внешние воздействия, ошибки и др.)

делятся на следующие категории:

5.1. Вероятные. Могут произойти один или несколько раз в течение срока службы каждого само-

лета данного типа. Вероятные события подразделяются на частые и умеренно вероятные.

5.2. Невероятные (редкие). Невероятные (редкие) события подразделяются на две категории:

(а) Маловероятные. Вряд ли произойдут на каждом самолете в течение его срока службы, но мо-

гут произойти несколько раз, если рассматривать большое количество самолетов данного типа.

(b) Крайне маловероятные. Вряд ли возникнут за весь срок эксплуатации всех самолетов данного

типа, но тем не менее их нужно рассматривать как возможные.

5.3. Практически невероятные. Настолько невероятные, что нет необходимости считать возмож-

ным их возникновение.

6. [Зарезервирован].

7. [Зарезервирован].

8. Численные значения. При необходимости количественной оценки вероятностей возникнове-

ния событий могут использоваться указанные ниже величины:

Вероятные — более 10–5

частые — более 10–3

умеренно вероятные — в диапазоне 10–3 — 10–5

Невероятные (редкие) — в диапазоне 10–5 — 10–9

маловероятные — в диапазоне 10–5 — 10–7

крайне маловероятные — в диапазоне 10–7 — 10–9

Практически невероятные — менее 10–9

Вероятности должны устанавливаться как средний риск на час полета, продолжительность кото-

рого равна среднему времени полета по типовому профилю. В тех случаях, когда отказ критичен для

определенного этапа полета, вероятность его возникновения на этом этапе полета может быть так-

же осреднена на час полета по типовому профилю.

9. Особая ситуация (эффект) — ситуация, возникающая в полете в результате воздействия небла-

гоприятных факторов или их сочетаний и приводящая к снижению безопасности полета. Особые

ситуации (эффекты) классифицируются c использованием следующих критериев:

(а) Ухудшение летных характеристик, характеристик устойчивости и управляемости, прочности

и работы систем.

Примечание. Полет рассматривается с момента начала движения самолета по ВПП при взлете до освобождения

ВПП после посадки или остановки самолета.

(b) Увеличение рабочей (психофизиологической) нагрузки на экипаж сверх нормально допусти-

мого уровня.

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

9.1. Особые ситуации по степени их опасности подразделяются на:

Авиационные правила Часть 25

233

(а) Катастрофическая ситуация (катастрофический эффект) — особая ситуация, для которой

принимается, что при ее возникновении предотвращение гибели людей оказывается практически

невозможным.

(b) Аварийная ситуация (аварийный эффект) — особая ситуация, характеризующаяся:

(i) значительным ухудшением характеристик и(или) достижением (превышением) предельных

ограничений; или

(ii) физическим утомлением или такой рабочей нагрузкой на экипаж, что уже нельзя полагаться

на то, что он выполнит свои задачи точно или полностью.

(с) Сложная ситуация (существенный эффект) — особая ситуация, характеризующаяся:

(i) заметным ухудшением характеристик и(или) выходом одного или нескольких параметров за

эксплуатационные ограничения, но без достижения предельных ограничений; или

(ii) уменьшением способности экипажа справиться с неблагоприятными условиями (возникшей

ситуацией) как из-за увеличения рабочей нагрузки, так и из-за условий, понижающих эффектив-

ность действий экипажа.

(d) Усложнение условий полета (незначительный эффект) — особая ситуация, характеризующая-

ся:

(i) незначительным ухудшением характеристик; или

(ii) незначительным увеличением рабочей нагрузки на экипаж (например, изменением плана по-

лета).

10. Ожидаемые условия эксплуатации. Условия, которые известны из практики или возникнове-

ние которых можно с достаточным основанием предвидеть в течение срока службы самолета с уче-

том его назначения. Эти условия включают в себя параметры состояния и факторы воздействия на

самолет внешней среды, эксплуатационные факторы, влияющие на безопасность полета.

Ожидаемые условия эксплуатации не включают в себя:

(а) Экстремальные условия, встречи с которыми можно надежно избежать путем введения эк-

сплуатационных ограничений и правил.

(b) Экстремальные условия, которые возникают настолько редко, что требование выполнять

Нормы летной годности в этих условиях привело бы к обеспечению более высокого уровня летной

годности, чем это необходимо и практически обосновано.

11. Предельные ограничения — ограничения режимов полета, выход за которые недопустим ни

при каких обстоятельствах.

12. Эксплуатационные ограничения — условия, режимы и значения параметров, преднамеренный

выход за пределы которых недопустим в процессе эксплуатации самолета.

13. Рекомендуемые режимы полета — режимы внутри области, определяемой эксплуатационными

ограничениями, устанавливаемые в Руководстве по летной эксплуатации для выполнения полета.

14. Функциональная система самолета — совокупность взаимосвязанных элементов, узлов (бло-

ков) и агрегатов, предназначенных для выполнения заданных общих функций.

Перечень функциональных систем и их состав устанавливаются Разработчиком самолета.

В качестве причин отказного состояния (вида отказа системы) рассматриваются отказы и сово-

купности отказов ее элементов, а также отказы систем, функционально связанных с данной систе-

мой.

Часть 25 Авиационные правила

234

УСЛОВНЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ В FAR-25 (АП-25),

И СООТВЕТСТВУЮЩИЕ ИМ ОБОЗНАЧЕНИЯ, ПРИНЯТЫЕ РАНЕЕ

В ОТЕЧЕСТВЕННОЙ ПРАКТИКЕ СЕРТИФИКАЦИИ (НЛГС-3)

VS VC – скорость сваливания или минимальная скорость установившегося

полета, на которой самолет управляем

VS1 VC1 – скорость сваливания или минимальная скорость установившегося

полета, полученная в конкретной конфигурации

VS0 VC0 – скорость сваливания или минимальная скорость установившегося

полета в посадочной конфигурации

V1 V1 – максимальная скорость при взлете, на которой пилот должен

предпринять первое действие (например, применить тормоза.

уменьшить тягу, отклонить тормозные щитки) для остановки

самолета в пределах дистанции прерванного взлета. Скорость V1

также является минимальной скоростью на взлете, на которой

пилот может продолжить взлет после отказа критического

двигателя на скорости VEF и достичь требуемой высоты над

поверхностью взлета в пределах потребной дистанции взлета

VEF Vотк – скорость, на которой предполагается отказ критического

двигателя на взлете

VMCG Vmin эр – минимальная эволютивная скорость разбега

VMC Vmin эв – минимальная эволютивная скорость взлета

VR Vп.ст – скорость в момент подъема носовой опоры шасси

V2 MIN – минимальная безопасная скорость взлета

V2 – безопасная скорость взлета

VMCL Vmin эп – минимальная эволютивная скорость захода на посадкусо всеми

работающими двигателями

VMCL-2 Vmin эп-2 – минимальная эволютивная скорость захода на посадку с двумя не-

работающими двигателями

VMU Vmin отр – минимальная скорость отрыва на взлете

VLOF Voтp – скорость отрыва на взлете

VFE Vmax – максимальная допустимая скорость в полете с отклоненными зак-

рылками и/или предкрылками

VREF Vзп – скорость захода на посадку со всеми работающими двигателями

VREF-1 Vзп-1 – скорость захода на посадку с одним неработающим двигателем

VLE Vmax ш – максимальная скорость полета с выпущенным шасси

VLO Vmax в.у.ш. – максимальная скорость, при которой может производиться вы-

пуск и уборка шасси

VMO Vmax э – максимальная скорость при эксплуатации самолета

MMO Мmах э – максимальное число М при эксплуатации самолета

VD – расчетная предельная скорость

VDD – расчетная скорость для тормозных устройств

MD – расчетное предельное число М

VDF Vmax max – максимальная скорость, продемонстрированная в испытаниях

MDF Мmax max – максимальное число М, продемонстрированное в испытаниях

VA – расчетная скорость маневрирования

VB – расчетная скорость при максимальной интенсивности порывов ветра

VC Vкp – расчетная крейсерская скорость

VF – расчетная скорость при выпущенных закрылках

VFC/MFC – максимальная скорость и число М для характеристик устойчивости

VRA – рекомендуемая скорость для пролета зоны турбулентности

Для краткого обозначения скоростей используются следующие сокращения:

IAS (ПР) — приборная скорость

CAS (ИЗ) — индикаторная земная скорость

EAS (ИН) — индикаторная скорость

TAS (ИС) — истинная скорость

Авиационные правила Часть 25

235

ПЕРЕЧЕНЬ УПОТРЕБЛЯЕМЫХ АББРЕВИАТУР

АП – автопилот

АРК – авиационный радиокомпас

АРО – аппаратура речевого оповещения

АСУ – антенное согласующее устройство

АСУВТ – автоматическая система управления взлетной тягой

АТД – автомат тяги двигателя

АФУ – антенно–фидерное устройство

ВПП – взлетно–посадочная полоса

ВСУ – вспомогательная силовая установка

ГТД – газотурбинный двигатель

ДМВ – дециметровый диапазон радиоволн

KB – коротковолновый диапазон радиоволн

КПТ – концевая полоса торможения

КУР – курсовой угол радиостанции

MB – метровый диапазон радиоволн

МРМ – маркерный радиомаяк

ОУЭ – ожидаемые условия эксплуатации

ПВП – полет по правилам визуального полета

ППП – полет по правилам полета по приборам

РДВ – располагаемая дистанция взлета

РДПВ – располагаемая дистанция прерванного взлета

РДР – располагаемая дистанция разбега

РЛЭ – Руководство по летной эксплуатации

РО – Регламент технического обслуживания

РСО – радиосвязное оборудование

РПД – располагаемая посадочная дистанция

РТО НП – радиотехническое оборудование навигации и посадки

РУД – рычаг управления двигателя

РЭ – Руководство по технической эксплуатации

САУ – система автоматического управления

СВ – средневолновый диапазон радиоволн

СКВ – система кондиционирования воздуха

СП – система посадки

СПУ – самолетное переговорное устройство

СЭС – система энергоснабжения самолета

ТВД – турбовинтовой двигатель

ТРД – турбореактивный двигатель

УВД – управление воздушным движением

ЦСО – центральный сигнальный огонь

DME – аппаратура измерения дальности

ILS – инструментальная система посадки

MLS – микроволновая система посадки

VOR – курсовой всенаправленный радиомаяк сверхвысокочастотного диапазона

Часть 25 Авиационные правила

236

МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

Ответственный редактор Путилин В. А.

ОАО «АВИАИЗДАТ»

Редактор Герасимова О. А., верстка Соловьевой Т. А.

Отпечатано в типографии ОАО «Авиаиздат»

121351, Москва, ул. Ив. Франко, 48. Тел. 417-02-44

Зак. 2705/4 Тир. 200\_\_