МЕЖГОСУДАРСТВЕННЫЙ АВИАЦИОННЫЙ КОМИТЕТ

АВИАЦИОННЫЕ ПРАВИЛА

Часть 33

НОРМЫ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ДВИГАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

2018

gost.e-ecolog.ru

ЛИСТ УЧЕТА ИЗМЕНЕНИЙ

к Авиационным правилам, Часть 33

«Нормы летной годности двигателей воздушных судов»

№ п/п	Обозначение изменения
1	**Поправка 33-1 введена 05.09.03** **Раздел А** 33.1 – изменен 33.3 – изменен 33.5 – заголовок, (a), (a)(2) – изменены 33.7(b)(1)–(b)(3), (b)(4)(i), (b)(6), (b)(7), (c)(1)–(c)(3), (c)(7), (c)(8), (c)(11), (c)(14) – изменены; (c)(1)(ix), (c)(1)(x), (1*), (2*), (3*) – введены; (c)(12) – изъят 33.8(a) – изменен **Раздел В** 33.14 – изменен 33.15 – изменен 33.15A – введен 33.17(a), (b) – изменены; (b)(i), (b)(ii), (b)(iii), (b)(iv), (A), (B), (C) – изъяты; (a*), (b*), (c*), (d*) (e*) – введены 33.19(a) – изменен, (A)–(E) – изъяты, (a)(1*)–(a)(5*) – введены 33.23 – заголовок изменен 33.25 – изменен 33.27(c) – изменен; (a*), (b*), (c*) – введены 33.28 – введен 33.29(a) – изменен; (c) – введен **Раздел С** Д33.C.1 – изъят 33.31A – введен 33.33 – изменен 33.35(c) – изменен 33.39(a) – изменен Д33.C.2 – изъят 33.39A – введен **Раздел D** 33.42 – изменен 33.42A – введен 33.43(a), (b), (c) – изменены 33.49(a), (b)(7), (c)(5), последний абзац (c), (e) вводный текст, (e)(1)(iii) – изменены 33.51 – изменен 33.53 – изменен 33.55(b), (c) – изменен **Дополнение D33.OЛВС** Дополнение D33.OЛВС – заголовок, D33.OЛВС.3 – изменены **Раздел Е** 33.61 – изменен 33.62 – изменен

№ п/п	Обозначение изменения
	33.63 – изменен 33.66(a*) – введен 33.67 заголовок, (b)(2), (b)(4), (b)(5) – изменены; (d) – введен; (A), (B) – изъяты 33.67A – введен 33.67B – введен 33.68 – изменен 33.71(a), (b)(1), (b)(2), (b)(3), (c)(5) – изменены 33.74 – введен 33.75 – изменен; (A) – изъят 33.76 – введен 33.77 – заголовок и текст изменены 33.78 – введен **Раздел F** 33.82 – изменен 33.82A – введен 33.83 – изменен 33.85(c), (d) – введены 33.87(a)(6), (a)(7), (a)(8), заголовок (b)(1), заголовок (b)(2), (b)(5), (b)(6), (c), (c)(1), (c)(4)–(c)(6), (d), (d)(1), (d)(2)(i), (d)(5)–(d)(7), (e)(1) – изменены; (f) – введен; (A) – изъят 33.88 – изменен; (a), (b), (c), (d) – введены 33.89(a)(3) – изменен 33.91(a), (b), (c) – изменен 33.92 – заголовок и текст изменены 33.93 – изменен 33.95(a)(1), (a)(2) – изменены; (A), (B) изъяты; (a*), (b*) – введены 33.96 – заголовок, вводный текст, (a) – изменены 33.97(a) – изменен **Приложение А** A.33.1 (b) – изменен A.33.3 вводный текст, (a)(4) – изменены A.33.4 – изменен **Приложение В** Приложение В – введено **Дополнение D33.1** Дополнение D33.1 – изменено **Дополнение D33.2** Дополнение D33.2 – изменено **Дополнение D33.3** Дополнение D33.3 – введено

№ п/п	Обозначение изменения
2	**Поправка 33-2** введена 17.02.12 **Раздел А** 33.1(b) – изменен 33.4 – изменен 33.5(a)(4) – (a)(6) – введены; (a)(1*) – (a)(3*) – введены; (b)(4), (b)(5), (c) – введены 33.7(a), (b)(1)(i), (b)(1)(ii), (b)(7), (c)(1), (c)(1)(i)–(c)(1)(ix), (c)(8), (c)(16) – изменены; (c)(17), (c)(18) – введены; (c)(3*) – изменен; (d) – введен 33.8(b) – изменен **Раздел В** Раздел В – заголовок изменен 33.14 – изменен 33.15(a), (b) – изменены; Примечание – изъято; (1*), (2*), (a*) – введены 33.15A(1)(a), (1)(b) – введены; (2), (4) – изменены; (5), (6) введены 33.17(a)–(e) – изменены; (e)(1*), (e)(2*),(f),(g) – введены; (a*), (b*) – изменена нумерация: (d*), (e*), (1*)–(3*) – изъяты 33.17A – введен 33.19(a), (2*) – изменены; (2*)(i*), (2*)(ii*) – введены; (3*)–(5*) – изменены; (5*)(i*)–(iii*), (6*) – введены; (b) – изменен 33.21 – изменен 33.23(b), (b)(1), (b)(2), (1*) – изменены; (a*) – введен 33.25 – изменен; 33.25(1*) – введена нумерация; (2*), (2*)(i*), (2*)(ii*) – введены; (3*)–(5*) – введена нумерация; (6*) – введен 33.27(a), (b), (c)(2)(i)–(c)(2)(iv) – изменены; (1*), (2*) – изменены, изменена нумерация; (c)(2)(vi) – изменен 33.28 – заголовок и текст изменены 33.29(c), (c)(1)–(c)(3) – изменены; (c)(4), (d)–(h) – введены; (h)(1)–(h)(3) – введены 33.30 – введен 33.30A – введен **Раздел С** 33.33 – изменен 33.34 – введен 33.35(c), (d) – изменены 33.37(a*) – введена нумерация; (b*) – введен 33.37A – введен 33.39(a) – (c) – изменены; (a*), (b*) – введены 33.39A – изменен; (a)–(d) – изменены 33.39B – введен **Раздел D** 33.42 – изменен; (a*)–(d*) – введены 33.42A – изменен; (a), (b) – введены 33.43 – изменен заголовок; (a), (d) – изменены

№ п/п	Обозначение изменения
	33.45(a), (b) – изменены 33.47 – изменен, изменен заголовок; (a*), (b*) – введены 33.49 – изменен заголовок; (a) – изменен; (a)(1*)–(a)(4*) – введены; (a)(4*)(i*)–(a)(4*)(iii*) – введены; (5*) – введена нумерация; (6*) – введен; (b) – изменен; (b)(3)–(b)(6) – изменены; (c) изменен; (c)(1)–(c)(3), (c)(5)–(c)(8), (c)(10) – изменены; (d) – изменен; (d)(2)–(d)(6) – изменены; (e) – изменен; (e)(1)(i)–(e)(1)(iii) – изменены; (e)(2)(i)–(e)(1)(v i) – изменены 33.51 – изменен, изменен заголовок; 33.51A – введен 33.51B – введен 33.51C – введен 33.51D – введен 33.51E – введен 33.51F – введен 33.51G – введен 33.51H – введен 33.53 – изменен 33.55 – изменен 33.57(a) – изменен **Дополнение D33.ОЛВС** D33.ОЛВС.3 – изменен заголовок; (a), (b) – изменены **Раздел Е** 33.62 – изменен 33.64 – введен 33.64A – введен 33.64B – введен 33.66 изменен; (b*) – введен 33.67(a) – изменен; (b)(6)(1*), (b)(6)(1*)(i)–(b)(6)(1*)(ii) – введены; (d) – изменен 33.67A – изъят 33.67A – изменена нумерация; (c*) – введен 33.67B – введен 33.68(a)(1*)–(a)(5*) – изменена нумерация; (a*) – введен 33.69(a*)–(d*) – введены 33.70 – введен 33.71(a), (c)(4), (c)(9) – изменены 33.73(a*), (a*)(1*)–(a*)(2*), (b*), (b*)(1*)–(b*)(3*) – введены 33.74 – заголовок и текст изменены 33.75 – изменен 33.76(a), (a)(1)–(a)(3), (a)(6), (b), (b)(3), Таблица 1, (c), (c)(2), (c)(5) – изменены; (c)(6)(ix) – изменен, введена нумерация; (c)(8)(vi) – изменен, введена нумерация; Таблица 2, Таблица 3 – изменены; (d) – введен; Таблица 4 – введена

№ п/п	Обозначение изменения
	Раздел F 33.82 – изменен; (a*)–(f*) – введены 33.83 – изменен заголовок; (b) – изменен 33.84 – введен 33.85(a), (b) – изменены 33.87 – изменен заголовок; (a), (a)(1)–(a)(6) –изменены; (a)(6)(i)–(a)(6)(iii) – введены; (a)(7), (a)(8), (b), (b)(1)–(b)(4), (b)(6), (c), (c)(1)–(c)(3) – изменены; (c)(4) – введен; (c)(5) – изменен, изменена нумерация; (c)(6) – изменена нумерация; (c)(7) – изменен, изменена нумерация; (d), (d)(1)–(d)(7), (e), (e)(1), (e)(2), (f), (f)(1)–(f)(8) – изменены 33.88(a) – изменен; (b) – изменен, изменена нумерация; (c) – изменена нумерация 33.89 изменен заголовок; (a), (b) – изменены 33.90 – заголовок и текст изменены 33.91(c) – изменен 33.92 – изменен; (b), (c) – изменены 33.93(a), (a)(2), (b), (c) – изменены 33.94(a), (a)(1), (a)(2) – изменены; (a*) – введен 33.95– изменен, изменен заголовок 33.96(d) – изменен 33.97(a) – изменен 33.99(a) – изменен **Приложение A** A.33.4 – заголовок и текст изменены **Приложение B** Примечание к рис. B1 – изменено **Дополнение D33.1** D33.1.1–D33.1.3, D33.1.6–D33.1.7, D33.1.13–D33.1.16, D33.1.19, D33.1.25–D33.1.27, D33.1.29, D33.1.32, D33.1.34, D33.1.36 – изменены; D33.1.41–D33.1.52 – введены **Дополнение D33.2** Дополнение D33.2 – изменен заголовок; D33.2.1, D33.2.1(1)–D33.2.1(3) – изменены; Примечания – введены; D33.2.2, D33.2.3 – изменены; D33.2.4 – введен **Дополнение D33.3** D33.3(2), (5) – изменены

№ п/п	Обозначение изменения
3	**Поправка 33-3** введена 15.03.18 **Раздел A** 33.1(a) и (b) – изменены 33.5(a)(4) и (a)(6) - изменены 33.7(b)(1),(2),(7); (c)(1),(2),(8) и (d) – изменены; (b)(1*) – введен 33.8(b) – изменен **Раздел B** 33.11 – изменен 33.14 – изменен 33.15(b) – изменен 33.15A(b) – изменен 33.17 – изменен 33.19(a) – изменен 33.21 – изменен 33.23(b)(1*) и (a*) – изъяты 33.25 – изменен 33.27 – изменен 33.28(b)(1)(ii), (g) (i)(1*) –изменены; (h)(1*) – введен **Раздел C** 33.37A(a) – изменен 33.39A Заголовок – изменен **РазделD** 33.42A(b) – изменен 33.43(c) и (d) – изменены 33.45(a) – изменен 33.47(a*) и (b*) – изменены 33.49(b)(2) (c)(5) (e)(2)(vi) – изменены 33.51A(b) переобозначен как (b)(1), (b)(2),(3),(4) – введены 33.51B(a) – изменен 33.51C(b) и (d) – изменены 33.51D– изменен 33.51E– изменен 33.51F(a) – изменен 33.53 – изменен 33.55(b) – изменен 33.57(a) – изменен **Раздел E** 33.64(a)(1) и (a)(2)(i) – изменены 33.64B Заголовок и текст – изменены 33.65 – изменен 33.67(a) и (a*) – изменены 33.67A Пункты (a*), (b*) и (c*) переобозначены как (a), (b) и (c),(c) –изменен 33.68 Заголовок и (a) – изменены, (b) и (a*) переобозначены как (d) и (e); (b) и (c) – введены 33.69 – изменен 33.70 Вводный текст – изменен 33.71 (c)(4) – изменен 33.74 – изменен 33.75(a)(3), (c),(d),(g)(2)(ii) – изменены

№ п/п	Обозначение изменения
	33.76(a). (b)(3). (c). (d)(2) (4)(i) (5) (7) – изменены 33.77 – изменен 33.78(a)(1) (b) (d) – изменен **Раздел F** 33.82(d*) – изменен 33.83 – изменен 33.84(a)(1), (b)(2) – изменены 33.87(a)(5), (6)(ii) (iii), (7), (c)(1), (d)(1), (e), (f) вводный текст, (f)(4) – изменены; (b)(1*) и (b)(2*) – введены 33.88 Заголовок, (a) и (b) – изменены 33.89 (a)(3) – изменен 33.90 Вводный текст – изменен, (a) и (b) – введены 33.91 Заголовок, (a), (b) – изменены 33.93 (a)(1), (b), (c) – изменены 33.94 (a), (b) вводный текст, (b)(2) – изменены 33.95 (a*) – изменен 33.96 Вводный текст и (b) – изменены 33.99 (a) – изменен **Раздел G** Раздел G – введен 33.201 – введен 33.203 – введен **ПРИЛОЖЕНИЕ A** A.33.1. (c) – изменен A.33.3. (a)(4) – (6), (8); (b)(3) (4) – изменены, (c) – введен A.33.4. Заголовок и (a) – изменены **ПРИЛОЖЕНИЕ C** Приложение C –введено **ПРИЛОЖЕНИЕ D** Приложение D–введено **ДОПОЛНЕНИЕ D33.1** D33.1.5 – изменен; D33.1.54., D33.1.55., D33.1.56., – введены **ДОПОЛНЕНИЕ D33.2** Дополнение D33.2–изъято **ДОПОЛНЕНИЕ D33.3** Дополнение D33.3–изъято

№ п/п	Обозначение изменения

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

ВВЕДЕНИЕ 5

РАЗДЕЛ А – ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 7

33.1. Применимость 7
33.3. Общие положения 7
33.4. Документация по поддержанию летной годности 7
33.5. Документация по установке и эксплуатации двигателя 7
33.7. Режимы работы двигателя и эксплуатационные ограничения 8
33.8. Выбор режимов работы двигателя по мощности и тяге 10

РАЗДЕЛ В – ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ 11

33.11. Применимость 11
33.13. [Зарезервирован] 11
33.14. [Зарезервирован] 11
33.15. Материалы 11
33.15A. Технология изготовления 11
33.17. Пожарная безопасность 12
33.17A. Электрическое соединение 12
33.19. Прочность 13
33.21. Охлаждение двигателя 14
33.23. Узлы крепления двигателя и прилегающие к ним элементы конструкции 14
33.25. Присоединение агрегатов 14
33.27. Роторы турбин, компрессоров, вентиляторов и турбонагнетателей 14
33.28. Системы управления двигателя 16
33.29. Присоединение приборов 18
33.30. Двигатели для выполнения акробатических полетов 19
33.30A. Испытания – хронология 20

РАЗДЕЛ С – АВИАЦИОННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ 21

33.31. Применимость 21
33.31A. Анализ напряжений 21
33.33. Вибрации 21
33.34. Роторы турбонагнетателей 21
33.35. Топливная система и система всасывания 21
33.37. Система зажигания 21
33.37A. Система охлаждения 22
33.39. Масляная система 22
33.39A. Анализ отказов 22
33.39B. Ручная прокрутка 23

РАЗДЕЛ D – АВИАЦИОННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ 24

33.41. Применимость 24
33.42. Общие положения 24
33.42A. Применение топлив и масел 24

33.43. Вибрационное испытание ... 24
33.45. Калибровочные испытания ... 25
33.47. Детонационное испытание ... 25
33.49. Длительное испытание ... 25
33.51. Эксплуатационное испытание ... 30
33.51A. Испытание при обратной вспышке ... 30
33.51B. Испытание по проверке запуска ... 30
33.51C. Испытание по проверке запуска при низких температурах окружающего воздуха ... 31
33.51D. Испытание по проверке приемистости ... 31
33.51E. Испытание при превышении частоты вращения ... 31
33.51F. Испытание с распылением воды ... 32
33.51G. Испытание по проверке системы зажигания ... 32
33.51H. Испытание по проверке функционирования воздушного винта ... 33
33.53. Испытания компонентов и систем двигателя ... 33
33.55. Дефектация после разборки ... 33
33.57. Общие замечания к проведению комплекса испытаний ... 34

ДОПОЛНЕНИЕ D33.ОЛВС – ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ ОЧЕНЬ ЛЕГКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ (ОЛВС). ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ ... 35

D33.ОЛВС.1. Применимость ... 35
D33.ОЛВС.2. Общие положения ... 35
D33.ОЛВС.3. Длительное испытание ... 35

РАЗДЕЛ Е – АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ ... 36

33.61. Применимость ... 36
33.62. Анализ напряжений ... 36
33.63. Вибрации ... 36
33.64. Статорные детали двигателя, нагруженные давлением ... 36
33.64A. Валы компрессора, вентилятора и турбины ... 36
33.64B. Воздействия наклонного положения и гироскопической нагрузки ... 37
33.65. Помпажные и срывные характеристики ... 37
33.66. Система отбора воздуха ... 37
33.67. Топливная система ... 37
33.67A. Элементы управления ... 39
33.67B. Стартер ... 39
33.68. Работа в условиях обледенения ... 39
33.69. Система зажигания ... 42
33.70. Основные детали двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах ... 42
33.71. Масляная система ... 43
33.72. Системы гидроприводов ... 45
33.73. Приемистость по мощности или тяге ... 45
33.74. Продолженное вращение ... 46
33.75. Анализ безопасности ... 46
33.76. Попадание птиц ... 47
33.77. Попадание посторонних предметов (льда) ... 52

33.78. Попадание дождя и града 52
33.79. [Зарезервирован] 53

РАЗДЕЛ F – АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ 54
33.81. Применимость 54
33.82. Общие положения 54
33.82A. Применение топлив, масел и гидравлических жидкостей 54
33.83. Вибрационное испытание 54
33.84. Испытание с превышением крутящего момента 55
33.85. Калибровочные испытания 56
33.87. Длительное испытание 56
33.88. Испытания с превышением температуры 62
33.89. Эксплуатационное испытание 63
33.90. Испытание по установлению первоначального технического обслуживания 63
33.91. Испытания систем и компонентов двигателя 63
33.92. Испытания средств блокировки вращения роторов 64
33.93. Дефектация после разборки 64
33.94. Проверки локализации лопаток и дисбаланса ротора 64
33.95. Испытания систем «двигатель–воздушный винт» 65
33.96. Испытания двигателя при использовании в режиме вспомогательного двигателя 65
33.97. Реверсивное устройство 66
33.99. Общие замечания к комплексу испытаний 66

РАЗДЕЛ G – СПЕЦИАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ. ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ 67
33.201. Требования к конструкции и испытаниям для получения права на Ранний (Early) ETOPS. 67
33.203. Воздействие опасных факторов вулканического облака 68

ПРИЛОЖЕНИЕ A – ДОКУМЕНТАЦИЯ ПО ПОДДЕРЖАНИЮ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ 69
A.33.1. Общие положения 69
A.33.2. Формат 69
A.33.3. Содержание 69
A.33.4. Раздел/Руководство по ограничениям летной годности 70

ПРИЛОЖЕНИЕ B – СТАНДАРТНЫЕ АТМОСФЕРНЫЕ КОНЦЕНТРАЦИИ ВОДЫ ПРИ ДОЖДЕ И ГРАДЕ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ СЕРТИФИКАЦИИ 71

ПРИЛОЖЕНИЕ C [зарезервировано] 73

ПРИЛОЖЕНИЕ D – ОБЛАСТЬ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИ СМЕШАННОЙ ФАЗЕ И ПРИ КРИСТАЛЛАХ ЛЬДА (МОЩНЫЕ КОНВЕКТИВНЫЕ ОБЛАКА) 74

ДОПОЛНЕНИЕ D33.1 –ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОСНОВНЫХ ТЕРМИНОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В АП-33 77

ВВЕДЕНИЕ

Настоящее 4-е издание Части 33 Авиационных правил «Нормы летной годности двигателей воздушных судов» (АП-33) включает в себя поправки 33-1 – 33-3 к изданию АП-33 1994 года.

Настоящая Часть 33 Авиационных правил «Нормы летной годности двигателей воздушных судов», включающая поправки 33-1 – 33-3 к изданию АП-33 1994 года, утверждена Постановлением 36-ой сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства 15.03.2018 г.

АП-33 с поправками 33-1 – 33-3 гармонизированы с соответствующими разделами и приложениями Норм летной годности США 14 CFR Part 33 с поправками по 33-34 включительно и с требованиями Европейских норм летной годности CS-E с поправками по E-4 включительно.

Перечень введенных изменений приведен в Листе учета изменений. Индексация изменений содержит: номер параграфа, номер пункта (подпунктов) и характер изменения (введен, изъят, изменен). Например: 33.28(b)(1) и (2) – введены.

4-е издание АП-33 состоит из разделов A, B, C, D, E, F, G, Приложений A, B, C и D, Дополнений D33.ОЛВС, D33.1.

Дополнения D33.ОЛВС, D33.1 имеют отдельную нумерацию.

D33.ОЛВС содержит требования к проектированию и конструкции, комплекс испытаний и требования к двигателям для очень легких самолетов;

D33.1 содержит определения основных терминов, используемых в АП-33;

В настоящем издании при введении дополнительных относительно 14 CFR Part 33 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 и символами i, ii, iii... со звездочками (1*, 2*, 3*…; i*, ii*, iii*…; i**, ii**).

РАЗДЕЛ А – ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

33.1. Применимость

(a) Настоящая Часть АП-33 предписывает стандартные требования к летной годности для выдачи Сертификатов типа авиационных двигателей и Одобрений главных изменений к этим Сертификатам, а также Дополнительных Сертификатов типа.

Указанные в АП-33 требования распространяются на газотурбинные и поршневые маршевые двигатели: дозвуковых самолетов и винтокрылых аппаратов транспортной категории; легких самолетов и винтокрылых аппаратов нормальной категории, а также очень легких воздушных судов (ОЛВС) гражданского назначения.

В Дополнении D33.1 дано определение основных терминов, используемых в АП-33.

(b) Юридическое лицо (далее по тексту – Заявитель), которое в соответствии с Частью 21 Авиационных правил (АП-21) обращается за получением Сертификата типа на авиационный двигатель или Одобрения главного изменения к нему или Дополнительного Сертификата типа, должно показать соответствие двигателя применимым требованиям АП-33 и действующим требованиям к эмиссии загрязняющих веществ от двигателя.

33.3. Общие положения

Заявитель должен показать, что рассматриваемый двигатель удовлетворяет в ожидаемых условиях эксплуатации применимым требованиям данной Части.

33.4. Документация по поддержанию летной годности

Заявитель должен подготовить приемлемую для Компетентного органа Документацию по поддержанию летной годности в соответствии с Приложением А к данной Части. Документация может быть неполной при сертификации типа двигателя, если имеется программа, гарантирующая ее доработку до первой поставки воздушного судна с установленным двигателем или до оформления Сертификата летной годности воздушного судна с установленным двигателем (в зависимости от того, какое из этих событий произойдет позже).

При необходимости Документация должна обновляться путем изменения существующих Руководств или разделов.

33.5. Документация по установке и эксплуатации двигателя

Заявитель должен подготовить и представить Компетентному органу (до выдачи Сертификата типа) и Разработчику воздушного судна (к моменту поставки двигателя) одобренную Документацию по установке и эксплуатации двигателя. Документация должна включать в себя, по крайней мере, следующее:

(a) Руководство по установке или раздел Руководства по эксплуатации:

(1) Расположение узлов крепления двигателя, способ его крепления к воздушному судну, максимально допустимую нагрузку на узлы крепления и связанную с ними конструкцию.

(2) Расположение и описание узлов соединений двигателя с агрегатами, трубопроводами, электропроводами, кабелями, каналами и капотами, а также максимально допустимые нагрузки на узлы соединений двигателя с агрегатами и системами воздушного судна.

(3) Габаритный/контурный чертеж двигателя, включая габаритные размеры.

(4) Определение физических и функциональных взаимодействий с воздушным судном и оборудованием воздушного судна, включая воздушный винт, когда применяется.

(5) Когда работа двигателя зависит от компонентов, которые не являются частью типовой конструкции двигателя, то условия взаимодействия и требования к надежности тех компонентов, на которых основывается сертификация типа двигателя, должны быть указаны непосредственно в Руководстве по установке двигателя или с помощью ссылки на соответствующий раздел Руководства по эксплуатации.

(6) Перечень приборов, необходимых для управления двигателем, включая общие ограничения точности и переходные характеристики приборов, которые должны быть указаны таким образом, чтобы можно было оценить исправность этих приборов в установленном положении.

(1*) Должны быть указаны сделанные допущения при анализе безопасности, как предписано в 33.75(d), относительно надежности предохранительных механизмов, аппаратуры, приборов раннего предупреждения и сходного оборудования, проверок при техническом обслуживании или процедур, которые находятся за пределами контроля Заявителя.

(2*) Должны быть предоставлены данные по характеристикам двигателя вместе с данными о приемке двигателя и эксплуатационными ограничениями для определения сертификационных, эксплуатационных и прочностных характеристик воздушного судна. Эти данные должны включать мощность/тягу «наихудшего» и «наилучшего» двигателя и должны включать способы определения влияния на характеристики двигателя таких факторов, как изменение отборов воздуха и мощности, скорости полета, давления, температуры и влажности окружающей среды.

(3*) Для вертолетных двигателей, имеющих один или более режимов при одном неработающем двигателе, Заявитель должен предоставить данные по параметрам и изменению характеристик двигателя, чтобы дать возможность Разработчику воздушного судна разработать методы реализации располагаемой на воздушном судне мощности при одном неработающем двигателе.

(b) Руководство по эксплуатации:

(1) Эксплуатационные ограничения, установленные Компетентным органом.

(2) Режимы работы по мощности или тяге и методики приведения к стандартным атмосферным условиям.

(3) Рекомендованные процедуры при нормальных и предельных условиях окружающей среды для:

(i) запуска;

(ii) работы на земле; и

(iii) работы в полете.

(4) [Зарезервирован]

(5) Описание основных и всех резервных режимов работы системы управления двигателя, а также любой дублирующей системы, вместе с соответствующими ограничениями, и ее взаимодействия с системами воздушного судна, включая воздушный винт в случае его применения.

(c) [Зарезервирован]

33.7. Режимы работы двигателя и эксплуатационные ограничения

(a) Режимы работы и эксплуатационные ограничения устанавливаются Компетентным органом и отражаются в Карте данных Сертификата типа двигателя в соответствии с АП-21, включая режимы и ограничения, основанные на условиях эксплуатации и сведениях, указанных в данном параграфе, и любой другой информации, которая признана необходимой для безопасной эксплуатации двигателя.

Режимы двигателя по мощности и/или тяге должны устанавливаться при стандартных атмосферных условиях, без какого-либо отбора воздуха для обслуживания воздушного судна, и только с теми установленными агрегатами, которые являются неотъемлемыми для функционирования двигателя, включая систему управления, если другое не заявлено в Карте данных Сертификата типа двигателя.

(b) Для поршневых двигателей режимы и эксплуатационные ограничения устанавливаются применительно к следующему:

(1) Мощности или крутящему моменту, частоте вращения, давлению в подводящем коллекторе и продолжительности работы на критической по давлению высоте и на высоте, соответствующей по давлению стандартной атмосфере на уровне моря, для:

(i) установленной максимальной продолжительной мощности (при работе без наддува или работе на каждом режиме наддува, когда применяется); и

(ii) установленной взлетной мощности (при работе без наддува или работе на каждом режиме наддува, когда применяется).

(2) Маркам топлив и спецификациям, включая присадки, когда применяются.

(3) Маркам масла и спецификациям.

(4) Температуре:

(i) цилиндра или охлаждающей жидкости;

(ii) масла на входе в двигатель; и

(iii) газа на входе в колесо турбины турбонагнетателя.

(5) Давлению:

(i) топлива на входе; и

(ii) масла в главной магистрали.

(6) Крутящему моменту привода агрегатов и моменту, обусловленному консольным креплением агрегатов.

(7) Ресурсу компонента.

(8) Частоте вращения колеса турбины турбонагнетателя.

(1*) Маркам охлаждающей жидкости и спецификациям.

(c) Для газотурбинных двигателей режимы и эксплуатационные ограничения устанавливаются применительно к следующему:

(1) Мощности, крутящему моменту или тяге, частоте вращения, температуре газа, продолжительности непрерывной работы для:

(i) установленной максимальной продолжительной мощности или тяги (форсированной);

(ii) установленной максимальной продолжительной мощности или тяги (нефорсированной);

(iii) установленной взлетной мощности или тяги (форсированной);

(iv) установленной взлетной мощности или тяги (нефорсированной);

(v) установленной 30-минутной мощности при одном неработающем двигателе;

(vi) установленной 2,5-минутной мощности при одном неработающем двигателе;

(vii) установленной продолжительной мощности при одном неработающем двигателе;

(viii) установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе;

(ix) установленной 30-секундной мощности при одном неработающем двигателе; и

(x) работы при использовании в режиме вспомогательного двигателя.

(2) Маркам топлив и спецификациям, включая присадки, когда применяются.

(3) Маркам масла и спецификациям.

(4) Спецификациям на гидравлическую жидкость.

(5) Температуре:

(i) масла в месте, установленном Заявителем;

(ii) [Зарезервирован];

(iii) [Зарезервирован];

(iv) топлива в месте, установленном Заявителем; и

(v) наружных поверхностей двигателя, если это установлено Заявителем.

(6) Давлению:

(i) топлива на входе;

(ii) масла в месте, установленном Заявителем;

(iii) [Зарезервирован];

(iv) гидравлической жидкости.

(7) Крутящему моменту привода агрегатов и моменту, обусловленному консольным креплением агрегатов.

(8) Ресурсу компонента.

(9) Фильтрации топлива.

(10) Фильтрации масла.

(11) Отбору воздуха и отбору мощности.

(12) [Зарезервирован].

(13) Неоднородности потока воздуха на входе в двигатель.

(14) Превышению частот вращения валов роторов при переменных процессах, числу случаев и продолжительности превышения частот вращения.

(15) Превышению температуры газа при переменных процессах, числу случаев и продолжительности превышения температуры.

(16) Превышению крутящего моментa двигателя при переменных процессах, числу случаев превышения и продолжительности превышения крутящего момента.

(17) Максимальному превышению крутящего моментa двигателя для турбовинтовых и турбовальных двигателей со свободной турбиной.

(18) [Зарезервирован]

(1*) Максимально допустимым частотам вращения роторов.

(2*) Максимально допустимой температуре газа.

(3*) Максимально допустимому крутящему моменту на выходном валу.

(d) При определении характеристик двигателя и эксплуатационных ограничений в расчет должны приниматься общие ограничения точности системы управления двигателем и приборов, необходимых для управления двигателем, как это указано в 33.5(a)(6).

33.8. Выбор режимов работы двигателя по мощности и тяге

(a) Запрашиваемые для сертификации режимы работы двигателя по мощности и тяге должны быть выбраны Заявителем.

(b) Каждый выбранный режим должен соответствовать минимальной мощности или тяге, которую все двигатели данного типа могут развивать в условиях, принятых для определения такого режима. Должен быть установлен минимальный объем испытаний, вместе с соответствующими условиями, необходимый для гарантии того, что двигатели будут соответствовать этому требованию.

РАЗДЕЛ В – ПРОЕКТИРОВАНИЕ, КОНСТРУКЦИЯ, ИСПЫТАНИЯ. ОБЩИЕ ПОЛОЖЕНИЯ

33.11. Применимость

В данном разделе изложены общие требования к проектированию, конструкции и испытаниям поршневых и газотурбинных двигателей воздушных судов.

33.13. [Зарезервирован]

33.14. [Зарезервирован]

33.15. Материалы

Пригодность и долговечность материалов, используемых для изготовления деталей двигателя, его систем и агрегатов, должны:

(a) Устанавливаться на основании опыта использования и/или результатов испытаний с учетом условий работы материалов в двигателе; и

(b) Соответствовать действующим стандартам, сертификатам, паспортам и техническим условиям, которые гарантируют прочностные и другие свойства материалов, принятые при проектировании. Принимаемые при расчетах прочности значения характеристик материала должны соответствовать статистически обоснованным минимальным значениям характеристик, реализуемых в детали (заготовке детали):

(1*) Оцениваться с учетом влияния окружающих условий, ожидаемых в эксплуатации, технологических особенностей изготовления деталей (поверхностное упрочнение, дополнительная термическая обработка и др.).

(2*) Обеспечивать там, где возможно, защиту двигателя от коррозии без использования внутренних и внешних ингибиторов коррозии.

33.15A. Технология изготовления

(a) Конструкторская Документация на двигатель должна предусматривать требования к технологии изготовления и ремонта, выполнение которых должно обеспечить в ожидаемых условиях эксплуатации поддержание в допустимых пределах установленного конструкторской Документацией качества деталей и узлов двигателя.

(1) Чертежи для каждого компонента двигателя и для каждой детали оборудования должны давать полные подробные данные о конструкции и используемых материалах. Должны быть указаны тип (состав, технология получения) защитного покрытия и, когда применимо, качество поверхности, обеспечиваемое применяемыми методами обработки и свойствами поверхностного слоя. Любые испытания, необходимые для контроля качества изготовления компонентов или оборудования двигателя, должны быть указаны на соответствующих чертежах, непосредственно или путем ссылки на соответствующие Документы.

(2) За исключением случаев, согласованных с Компетентным органом, каждая деталь должна быть маркирована. Требования к маркировке должны быть указаны на чертеже.

(b) Элементы роторов двигателя, при разрушении которых не обеспечено исключение опасных, связанных с двигателем, последствий, должны подвергаться неразрушающему контролю на всех этапах производства, а также контролю механических свойств материала, из которого они изготовлены. Технологический процесс производства этих элементов должен быть отнесен к особо ответственным процессам и должен гарантировать обеспечение требований п. (a) данного параграфа.

(c) Детали и агрегаты двигателя должны быть защищены от коррозии в эксплуатации и при хранении.

(d) Основные детали должны маркироваться так, чтобы можно было получить необходимые сведения об этих деталях. Должна быть обеспечена прослеживаемость изготовления основных деталей. При изготовлении основных деталей и при выполнении особо ответственных технологических процессов должен предусматриваться повышенный объем их контроля.

(e) Детали газотурбинного двигателя, неправильная сборка которых может привести к опасным, связанным с двигателем, последствиям, должны быть сконструированы так, чтобы свести к минимуму риск их неправильной установки или, когда это невыполнимо, должны иметь постоянную маркировку, указывающую их правильное положение при сборке.

(f) Модули двигателя, которые в эксплуатации могут заменяться независимо от других модулей, должны быть определены и маркированы таким образом, чтобы гарантировать прослеживание изготовления деталей, входящих в модуль, и обеспечить управление взаимозаменяемостью таких модулей.

33.17. Пожарная безопасность

(a) Проектирование и конструирование двигателей и используемые материалы должны быть такими, чтобы свести к минимуму вероятность пожара, его распространение во время обычной работы и в условиях отказа, а также последствия такого пожара.

Дополнительно при проектировании и конструировании газотурбинных двигателей должна быть минимизирована возможность возникновения пожара внутри двигателя, который может привести к разрушению конструкции или опасным, связанным с двигателем, последствиям.

В конструкции газотурбинного двигателя должны быть предусмотрены меры для предотвращения утечки масла через масляные уплотнения валов и его возгорания.

(b) За исключением случаев, указанных в пп. (c) и (e) данного параграфа, любые внешние магистрали, соединения и другие компоненты, в которых циркулируют или содержатся воспламеняющиеся жидкости при нормальных условиях работы двигателя, должны быть огнестойкими или огненепроницаемыми, как определит Компетентный орган. Эти компоненты должны быть экранированы или расположены таким образом, чтобы исключить воспламенение жидкости в случае утечки.

(c) Баки, содержащие воспламеняющиеся жидкости, связанные с ними перекрывные устройства и узлы их крепления, которые являются частью двигателя и устанавливаются на нем, должны быть огненепроницаемыми или за счет конструирования или за счет постановки защиты, за исключением случая, когда повреждение от пожара не будет приводить к утечке или выбросу опасного количества воспламеняющейся жидкости

Для поршневых двигателей, имеющих встроенный маслоотстойник вместимостью менее 24 л, не требуется, чтобы маслоотстойник был огненепроницаемым или защищен огненепроницаемым экраном.

(d) Компонент двигателя, спроектированный, сконструированный и установленный для выполнения функции противопожарной перегородки должен быть:

(1) огненепроницаемым;

(2) сконструирован так, чтобы опасное количество воздуха, воспламеняющейся жидкости или пламя не могли пройти вокруг противопожарной перегородки или сквозь нее;

(3) защищен от коррозии.

(e) В дополнение к требованиям пп. (a) и (b) данного параграфа компоненты системы управления, которые расположены в установленной пожароопасной зоне, должны быть огнестойкими или огненепроницаемыми, как определит Компетентный орган.

(f) Накопление опасного количества воспламеняющихся жидкостей и паров должно предотвращаться дренированием и вентиляцией.

(g) [Зарезервирован]

(a*) Если в конструкции газотурбинного двигателя предусмотрен перепуск воздуха из компрессора и отвод воздуха из суфлирующих полостей масляной системы, то воздух должен отводиться не в подкапотное пространство, а в атмосферу или в наружный контур двухконтурного двигателя.

(b*) Элементы конструкции, которые образуют узлы крепления двигателя, должны быть огненепроницаемыми, что должно обеспечиваться либо свойствами самой конструкции, либо защитой указанных узлов огненепроницаемыми экранами.

(c*) Должны быть выполнены огнестойкими за счет конструкции или с помощью защиты входящие в типовую конструкцию двигателя воздухопроводы, разрушение которых от воздействия пожара может привести к подаче воздуха в зону горения (для газотурбинных двигателей и поршневых двигателей с турбонагнетателями).

33.17A. Электрическое соединение

Любые компоненты, модули, оборудование и агрегаты, которые восприимчивы к статическим разрядам или току при электрических отказах, или являются потенциальными источниками разрядов или тока, должны быть заземлены на основную массу двигателя для сведения к минимуму накопления электростатического

или электрического заряда, который мог бы стать причиной:

– возгорания в областях, где могут присутствовать воспламеняющиеся жидкости или их пары,

– поражения электрическим током,

– неприемлемых помех для электрического или электронного оборудования.

33.19. Прочность

(a) Двигатель должен быть спроектирован и сконструирован таким образом, чтобы свести к минимуму развитие опасных состояний двигателя в период между ремонтами.

При проектировании корпусов роторов вентилятора, компрессора, турбины должна обеспечиваться локализация повреждений вследствие разрушения рабочей лопатки. Вторичные явления, возникающие при разрушении лопатки, не должны приводить к опасным, связанным с двигателем, последствиям, перечисленным в 33.75 (g)(2).

Должны быть определены размеры, уровни энергии и проходящие вне корпусов роторов вентилятора, компрессора, турбины траектории фрагментов, образовавшихся в результате разрушения лопатки ротора.

Должны быть обоснованы и представлены данные (на основании расчета или испытаний, или того и другого), чтобы Разработчик воздушного судна смог оценить нагрузки, воздействующие на конструкцию и системы воздушного судна при работе двигателя с дисбалансом и во время продолженного вращения ротора с дисбалансом после выключения двигателя, которое следует за разрушением лопатки при демонстрации соответствия 33.94. Если разрушение вала, подшипника или опоры подшипника приводит к возникновению усилий, превышающих указанные, то такие события должны быть оценены.

(1*) Элементы роторов двигателя, при разрушении которых не обеспечена локализация фрагментов внутри корпусов двигателя (диски, проставки, втулки и др.), должны обладать достаточной прочностью, чтобы противостоять максимальным механическим и тепловым нагрузкам, возможным в ожидаемых условиях эксплуатации.

(2*) Элементы статорной конструкции, находящиеся в непосредственной близости к вращающимся деталям, должны быть расположены таким образом, чтобы любое трение, вызванное:

(i*) температурным расширением или сжатием деталей до предельных значений перемещения в диапазоне эксплуатационных условий двигателя; или

(ii*) перемещением, возникшим в результате вероятной поломки статорных или вращающихся деталей

– не приводило к возникновению опасных, связанных с двигателем, последствий. В качестве альтернативы может быть предусмотрено устройство, предупреждающее о таком непреднамеренном перемещении.

(3*) [Зарезервирован]

(4*) Силовой корпус камеры сгорания должен иметь достаточную статическую и циклическую прочность. Конструкция корпуса камеры сгорания должна в пределах устанавливаемого ресурса обеспечивать предотвращение развития трещин до критических размеров.

(5*) Агрегаты, имеющие ротор с высокой кинетической энергией, должны удовлетворять одному из следующих требований:

(i*) разрушения ротора не приведут к образованию нелокализованных фрагментов с высокой энергией; или

(ii*) установлен приемлемый уровень прочности конструкции, включающей роторы с высокой энергией; или

(iii*) приемлемая для Компетентного органа комбинация (i*) и (ii*).

(6*) При проектировании должно быть уделено внимание исключению риска значительного разрушения корпусов двигателя (особенно тех, которые испытывают нагрузки от высокого давления) в случае местного разрушения корпуса или повреждения корпуса, возникающего, например, от факельного пламени при разрушении камеры сгорания.

(b) Любой компонент системы управления шагом лопастей воздушного винта, который является частью типовой конструкции двигателя, должен соответствовать требованиям 35.21, 35.23, 35.42 и 35.43 АП-35.

33.21. Охлаждение двигателя

Двигатель должен быть спроектирован и сконструирован так, чтобы было обеспечено его необходимое охлаждение в ожидаемых условиях эксплуатации.

Любая зависимость от предполагаемых условий установки на воздушном судне должна быть заявлена в Руководстве по установке или Разделе Руководства по эксплуатации.

33.23. Узлы крепления двигателя и прилегающие к ним элементы конструкции

(a) Для узлов крепления двигателя и прилегающих к ним элементов конструкции должны быть указаны максимально допустимые эксплуатационные и предельные нагрузки.

(b) Должно быть показано, что узлы крепления двигателя и прилегающие к ним элементы конструкции выдерживают:

(1) указанные максимально допустимые эксплуатационные нагрузки без остаточной деформации:

(2) указанные предельные нагрузки без разрушения, но при этом может иметь место остаточная деформация.

33.25. Присоединение агрегатов

(a*) Двигатель должен нормально работать с загруженными приводами и узлами присоединения агрегатов.

(b*) Узлы крепления и приводы устанавливаемых на двигатель агрегатов должны быть спроектированы так, чтобы:

(1*) обеспечивалась безопасная работа двигателя с установленными агрегатами, и

(2*) разрушение агрегатов не приводило в дальнейшем к опасным, связанным с двигателем, последствиям.

(c*) Приводы и узлы присоединения, требующие для шлицев выходного вала или соединительной муфты смазки от масляной системы двигателя, должны иметь уплотнения, предотвращающие неприемлемые потери масла и загрязнение от источников, находящихся снаружи полости, в которой расположено соединение привода.

(d*) Конструкция двигателя должна допускать необходимые для его эксплуатации проверки, регулировки или замены агрегатов.

(e*) Каждый установленный на двигатель агрегат (узел присоединения агрегата или его привод) должен иметь «слабое звено» или устройство для защиты двигателя от перегрузки при отказе агрегата.

(f*) Должны быть оценены возможность и последствия неправильного присоединения агрегатов или узлов присоединения агрегата. Для предотвращения неправильного присоединения должны быть приняты конструктивные меры защиты.

33.27. Роторы турбин, компрессоров, вентиляторов и турбонагнетателей

(a) Для каждого ротора вентилятора, компрессора, турбины и турбонагнетателя Заявитель должен установить с помощью испытания, расчета или сочетания того и другого, что каждый ротор не будет разрушаться при работе в составе двигателя в течение 5 минут при тех условиях, определенных в п. (b) данного параграфа, которые являются наиболее критическими по отношению к прочности такого ротора.

(1) Испытуемые роторы, используемые для демонстрации соответствия этому параграфу, которые не имеют наиболее неблагоприятного сочетания свойств материалов и допусков на размеры, предусмотренных его типовой конструкцией, должны быть испытаны при условиях, отрегулированных для гарантии того, что ротор с наиболее неблагоприятным сочетанием свойств обладает требуемой возможностью по превышению частоты вращения.

Это может быть выполнено с помощью увеличения испытательной частоты вращения, температуры и / или нагрузок.

(2) Когда испытание двигателя используется для демонстрации соответствия условиям превышения частоты вращения, перечисленным в п.п. (b)(3) или (b)(4) данного параграфа, и отказ компонента или системы является внезапным и неустановившимся, то может оказаться невозможной работа двигателя в течение 5 минут после отказа. При таких обстоятельствах реальная продолжительность превышения частоты вращения является приемлемой, если достигается требуемое максимальное превышение частоты вращения.

(b) При определении условий максимального превышения частоты вращения применительно к каждому ротору для того, чтобы соответствовать п.п. (a) и (c) данного параграфа, Заявитель

должен оценить следующие частоты вращения ротора, учитывая рабочие температуры детали и температурные градиенты в пределах области рабочих режимов двигателя:

(1) 120 % ее от максимально допустимой частоты вращения ротора, связанной с любым из режимов двигателя, за исключением режимов при одном неработающем двигателе продолжительностью менее 2,5 минут.

(2) 115 % ее от максимально допустимой частоты вращения ротора, связанной с любым из режимов при одном неработающем двигателе продолжительностью менее 2,5 минут (установленной 30-секундной мощности и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе).

(3) 105 % от наивысшей частоты вращения, которая будет в результате или:

(i) Отказа компонента или системы, который в представительной установке двигателя на воздушное судно является наиболее критическим в отношении превышения частоты вращения при работе на любом режиме за исключением режимов при одном неработающем двигателе продолжительностью менее 2,5 минут, или

(ii) Отказа любого компонента или системы в представительной установке двигателя на воздушное судно в сочетании с любым другим отказом компонента или системы, который обычно не может быть обнаружен при плановой предполетной проверке или во время нормального полета, и который является наиболее критическим в отношении превышения частоты вращения, за исключением случаев, охваченных в п. (c) данного параграфа, при работе на любом режиме, за исключением режимов при одном неработающем двигателе продолжительностью менее 2,5 минут.

(4) 100 процентов от наивысшей частоты вращения ротора в результате отказа компонента или системы, который в представительной установке двигателя на воздушное судно является наиболее критическим в отношении превышения частоты вращения, при работе на любом режиме при одном неработающем двигателе продолжительностью менее 2,5 минут.

(c) Наивысшее превышение частоты вращения в результате полной потери нагрузки на роторе турбины должно быть включено в условия превышения частоты вращения, рассматриваемые в п.п. (b)(3)(i), (b)(3)(ii) и (b)(4) данного параграфа, независимо от того, является ли это превышение частоты вращения результатом отказа внутри двигателя или вне двигателя. Превышение частоты вращения в результате какого-либо другого единичного отказа должно быть рассмотрено при выборе наиболее ограничивающих условий превышения частоты вращения для каждого ротора.

Превышения частоты вращения в результате комбинации отказов должны быть также рассмотрены, если Заявитель не сможет показать, что вероятность возникновения комбинации является не более чем крайне маловероятная (диапазон вероятностей от 10^{-7} до 10^{-9} на час наработки двигателя в полете).

(d) Дополнительно Заявитель должен продемонстрировать, что каждый ротор вентилятора, компрессора, турбины и турбонагнетателя соответствует п.п. (d)(1) и (d)(2) данного параграфа для максимального превышения частоты вращения, достигаемого при воздействии условий, указанных в п.п. (b)(3) и (b)(4) данного параграфа. Для определения требуемых условий испытаний Заявитель должен использовать подход, изложенный в п. (a) данного параграфа.

(1) Увеличение размеров ротора не должно вызывать на двигателе:

(i) Возгорания,

(ii) Вылета обломков с высокой энергией сквозь корпус двигателя или опасного разрушения корпуса двигателя,

(iii) Создания нагрузок больше предельных нагрузок, указанных в 33.23(a), или

(iv) Потерю возможности выключения.

(2) После превышения частоты вращения и последующей работой на деталях ротора не должно быть трещин или деформаций, которые препятствуют безопасной эксплуатации двигателя в течение возможного продолжения работы после заброса частоты вращения.

(e) Конструкция и функционирование устройств, систем и приборов, а также методы управления двигателем, не указанные в 33.28, должны обеспечивать отсутствие превышений тех эксплуатационных ограничений двигателя, которые влияют на механическую целостность роторов турбин, компрессоров, вентиляторов и турбонагнетателей.

(f) [Зарезервировано]

(g) Если для удовлетворения требований к превышению частоты вращения используется расчет, то аналитические средства должны быть проверены на результатах, предшествующих испытаний с превышением частоты вращения сходного ротора. Эти средства должны быть проверены для каждого применяемого материала.

Ротор двигателя, заявленного на сертификацию, не должен превышать условия для роторов, используемых для проверки аналитических средств, в отношении геометрической формы, рабочих напряжений и температур. Проверка аналитических средств включает оценку возможности прогнозирования увеличения размеров ротора и разрушающей частоты вращения. Прогнозирование должно также показать, что ротор двигателя, заявленного на сертификацию, обладает запасами по разрушающей частоте вращения и увеличению размеров, не меньшими чем у роторов, используемых для проверки аналитических средств.

33.28. Системы управления двигателя

(a) Применимость

Эти требования применимы к любой системе или прибору, которые являются частью типовой конструкции двигателя, предназначенной для управления, ограничения или контроля работы двигателя и необходимой для поддержания летной годности двигателя.

(b) Проверка

(1) Функциональные характеристики

Заявитель должен подтвердить испытаниями, расчетами или сочетанием того и другого, что система управления двигателя выполняет предназначенные функции и при этом:

(i) Позволяет поддерживать выбранные величины соответствующих параметров управления и удерживать двигатель в пределах одобренных эксплуатационных ограничений при изменении окружающих условий в заявленной области полетов;

(ii) Удовлетворяет требованиям к работоспособности, изложенным в 33.51, 33.65 и 33.73, когда это подходит, при всех возможных входных данных системы и допустимой мощности или тяги двигателя, если нельзя продемонстрировать, что отказ функции управления не приводит к ситуации, когда вылет воздушного судна невозможен;

(iii) Позволяет регулировать мощность или тягу двигателя с достаточной точностью в заявленной области условий эксплуатации двигателя;

(iv) Не создает недопустимых колебаний мощности или тяги.

(2) Ограничения, связанные с окружающей средой

При установлении соответствия требованиям параграфов 33.53 или 33.91 Заявитель должен продемонстрировать, что заявленные условия, связанные с окружающей средой, включая: мощные электромагнитные помехи, внешние мощные электромагнитные поля, молнию и импульсы электрического тока, индуцируемые молнией, – не будут неблагоприятно воздействовать на функционирование системы управления двигателя. В инструкциях по установке двигателя должны быть указаны ограничения, в пределах которых система управления была квалифицирована.

(c) Смена режимов управления

(1) Заявитель должен продемонстрировать, что если отказ или неисправность приводит к переходу с одного режима управления на другой, с одного канала управления на другой или с основной системы управления на резервную, то изменение происходит таким образом, что:

(i) двигатель не превышает любое из эксплуатационных ограничений;

(ii) на двигателе не возникают помпаж, срыв потока или недопустимые изменения или колебания мощности или тяги, или другие неприемлемые признаки; и

(iii) в системе управления двигателя существуют средства для предупреждения летного экипажа на случай, если от экипажа требуется произвести изменение и отреагировать на изменение режима управления, или для осведомления экипажа об изменении режима управления. Эти средства предупреждения экипажа должны быть описаны в Руководстве по установке двигателя или разделе Руководства по эксплуатации, а действия экипажа должны быть описаны в Руководстве по эксплуатации двигателя.

(2) Величина любого изменения мощности или тяги и соответствующее время изменения должны быть определены и описаны в Руководствах по установке и эксплуатации двигателя.

(d) Отказы

Заявитель должен спроектировать и сконструировать систему управления двигателя таким образом, что:

(1) Обеспечивается возможность достижения относительной частоты событий потери управления мощностью или тягой, совместимой с требованиями безопасности, которые связаны с планируемым применением на воздушном судне;

(2) Система в полной конфигурации является толерантной (или невосприимчивой) к единичному отказу при неисправностях в электрической и электронной частях, вызывающему потерю управления мощностью или тягой, если это определено Компетентным органом;

(3) Единичные отказы компонентов системы управления двигателя не приводят к опасным, связанным с двигателем, последствиям; и

(4) Прогнозируемые отказы или неисправности, ведущие к локальным происшествиям на планируемом для установки двигателя воздушном судне, таким, как пожар, перегрев, или к отказам, приводящим к повреждению компонентов системы управления двигателя, не должны приводить к опасным, связанным с двигателем, последствиям из-за отказов или неисправностей системы управления двигателя.

(e) Оценка безопасности

При установлении соответствия требованиям данного параграфа и параграфов 33.39A и 33.75 Заявитель должен выполнить оценку безопасности системы применительно к системе управления двигателя. Эта оценка должна установить отказы или неисправности, которые приводят к изменению тяги или мощности, передаче ошибочных данных или влияют на работоспособность двигателя, вызывая, например, помпаж или срыв потока с прогнозируемой частотой возникновения таких отказов или неисправностей.

(f) Системы защиты

(1) Конструкция и функционирование приборов и систем управления двигателя совместно с контрольно-измерительными приборами двигателя и инструкциями по эксплуатации и техническому обслуживанию должны приемлемо гарантировать, что те эксплуатационные ограничения двигателя, которые влияют на конструктивную целостность ротора турбины, компрессора, вентилятора и турбонагнетателя, не будут превышены в эксплуатации.

(2) Если предусмотрена электронная система защиты от превышения частоты вращения, то конструкция должна включать средства тестирования системы с целью установления работоспособности защитной функции. Средства должны быть такими, чтобы полное тестирование системы могло быть достигнуто за минимальное количество циклов. Если тестирование не является полностью автоматическим, то описания испытания вручную должны содержаться в Руководстве по эксплуатации двигателя.

(3) Если предусмотрена система защиты от превышения частоты вращения с помощью гидромеханических или механических средств, то Заявитель должен продемонстрировать с помощью испытания или других приемлемых средств, что функция защиты от превышения частоты вращения сохраняется в готовности в периоды между проведением контроля и технического обслуживания.

(g) Программное обеспечение

Заявитель должен разработать, реализовать и проверить все соответствующее программное обеспечение, так чтобы свести к минимуму наличие ошибок с помощью одобренного Компетентным органом метода, соответствующего критичности выполняемых функций.

(h) Данные, поступающие от воздушного судна (в предполагаемом варианте установки на воздушном судне)

Единичные отказы, ведущие к потере, прерыванию передачи или искажению поступающих от воздушного судна данных (отличных от сигналов управления тягой или мощностью со стороны воздушного судна), или данных, которыми обмениваются двигатели, должны:

(1) Не приводить к опасным, связанным с двигателем, последствиям на любом двигателе; и

(2) Быть такими, чтобы их можно было обнаружить и компенсировать. Стратегия компенсации не должна приводить к нежелательному изменению мощности или тяги, или неприемлемому изменению рабочих характеристик двигателя и характеристик запуска. Заявитель должен оценить и отразить в соответствующей

Документации воздействие этих отказов на мощность или тягу двигателя, работоспособность двигателя и характеристики запуска во всей области полетов.

(1*) Система должна быть спроектирована и сконструирована так, чтобы любое нарушение в получении информации от воздушного судна не приводило к неприемлемому изменению мощности или тяги и не препятствовало продолжению безопасной работы двигателя.

(i) Электропитание от воздушного судна

(1) Заявитель должен так спроектировать систему управления двигателя, чтобы потеря, неправильное функционирование или прерывание поступающего от воздушного судна электропитания в систему управления двигателя не приводили к любому из следующих последствий:

(i) опасным, связанным с двигателем, последствиям; или

(ii) неприемлемой передаче ошибочных данных.

(2) Если для демонстрации соответствия требованиям п. (i)(1) данного параграфа требуется специальный источник питания от двигателя, то его мощность должна обеспечивать достаточный запас, с учетом работы двигателя ниже малого газа, в случае, когда система управления двигателя спроектирована и предназначена для автоматического восстановления работы двигателя, включая запуск в полете.

(3) Заявитель должен определить и указать в Руководстве по установке двигателя потребности и характеристики любого электропитания, поставляемого воздушным судном в систему управления двигателя для запуска и работы двигателя, включая пределы изменения напряжения на переходных и установившихся режимах.

(4) Переходные режимы при низком уровне напряжения, выходящем за пределы изменения напряжения поставляемой электроэнергии, указанные в п. (i)(3) данного параграфа, должны удовлетворять требованиям п. (i)(1) данного параграфа. Система управления двигателя должна быть способной возобновить нормальную работу, когда поставляемое воздушным судном электропитание возвращается в заявленные ограничения.

(1*) Система должна быть спроектирована и сконструирована так, чтобы любое нарушение в получении электропитания от воздушного судна не приводило к неприемлемому изменению мощности или тяги и не препятствовало продолжению безопасной работы двигателя.

(j) Сигнал давления воздуха

Заявитель должен рассмотреть воздействие блокировки или течи трубопроводов передачи давления воздуха в систему управления двигателя как часть оценки безопасности системы, изложенной в п. (e) данного параграфа, и, при необходимости, должен принять соответствующие предупредительные конструктивные меры.

(k) Автоматическая готовность и управление режимом установленной 30-секундной мощности при одном неработающем двигателе

Вертолетные двигатели, имеющие режим установленной 30-секундной мощности при одном неработающем двигателе, должны включать в свой состав средства или техническое обеспечение для средств автоматической готовности режима установленной 30-секунной мощности при одном неработающем двигателе и автоматического управления им в пределах эксплуатационных ограничений.

(l) Средства выключения

Должны быть предусмотрены средства быстрого выключения двигателя.

(m) Программируемые логические устройства

Разработка программируемых логических устройств с помощью цифровых логических или других сложных технологий проектирования должна обеспечивать уровень надежности закодированной логики, соизмеримый с опасностью, связанной с отказом или неисправностью системы, в которую входит данное устройство. Заявитель должен представить доказательства того, что разработка этих устройств была проведена с помощью одобренного Компетентным органом метода, согласующегося с критичностью выполняемой функции.

33.29. Присоединение приборов

(a) Если не предусмотрены конструктивные меры, которые предотвращают присоединение к каждому разъему, предназначенному для присоединения приборов силовой установки, требуемых нормами летной годности воздушных

судов и/или необходимых для обеспечения эксплуатации двигателя в соответствии с любыми его ограничениями, не того прибора, для которого он предназначен, то разъем должен быть обозначен так, чтобы его можно было идентифицировать с соответствующим ему прибором.

(b) На каждом газотурбинном двигателе должна быть обеспечена возможность присоединения системы индикации дисбаланса роторной системы.

(c) Вертолетные газотурбинные двигатели, имеющие режимы установленной 30-секундной и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе, должны иметь средства или техническое обеспечение для средств:

(1) предупреждения пилота о том, когда двигатель работает на уровнях установленной 30-секундной и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе, при начале работы на этом режиме и его окончании;

(2) автоматической записи каждого использования и продолжительности использования мощности на уровнях установленной 30-секундный и установленной 2-минутный мощности при одном неработающем двигателе;

(3) предупреждения наземного обслуживающего персонала ясным образом о том, что двигатель работал на одном или на обоих режимах – 30-секундной и 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе, – и извлечения зарегистрированных данных; и

(4) выполнения обычной проверки правильности работы.

(d) Средства или техническое обеспечение для средств, указанные в пп. (c)(2) и (c)(3), данного параграфа, должны быть защищены от принудительного изменения их показаний в полете.

(e) Заявитель должен обеспечить установку оборудования, необходимого для обеспечения эксплуатации в пределах эксплуатационных ограничений двигателя. В тех случаях, когда при выполнении анализа безопасности или согласно любым другим требованиям имеет место зависимость от приборов, которые в других случаях не являются обязательными в предполагаемой установке двигателя на воздушное судно, то Заявитель должен указать эти контрольно-измерительные приборы в Руководстве по установке двигателя или разделе Руководства по эксплуатации и должен заявить их обязательными в одобренной Документации двигателя.

(f) Как часть проведения оценки безопасности системы согласно 33.28(d) Заявитель должен оценить возможность и последующее воздействие неправильного присоединения приборов, датчиков или соединительных устройств.

(g) Датчики вместе с присоединенными проводами и преобразователями сигнала должны быть изолированы электрически и физически до степени, необходимой для гарантии того, что вероятность отказа, передаваемого от контрольно-измерительных и контрольных функций к функциям управления и наоборот, является совместимой с последствиями разрушения от такого отказа.

(h) Заявитель должен предусмотреть контрольно-измерительные приборы, дающие возможность летному экипажу выявлять отказ системы охлаждения турбины, если подходящие методы контроля, указанные в соответствующих руководствах, и фактические данные не показывают, что:

(1) другие существующие контрольно-измерительные приборы обеспечивают соответствующее предупреждение об отказе или о приближении отказа;

(2) отказ системы охлаждения не приводит к опасным, связанным с двигателем, последствиям, до его обнаружения; или

(3) вероятность отказа системы охлаждения является крайне маловероятной.

33.30. Двигатели для выполнения акробатических полетов

Если запрашивается одобрение двигателя, предназначенного для использования на воздушном судне, для которого в Руководстве по эксплуатации будут разрешены акробатические или полуакробатические полеты, то должна быть продемонстрирована возможность двигателя продолжать безопасно функционировать в условиях перевернутого полета или в условиях преднамеренных отрицательных перегрузок в течение заданных периодов времени. Если доказательства считаются приемлемыми и те испытания, которые рассматриваются как необходимые, завершились удовлетворительно, то в Карте данных Сертификата типа и Документации по установке и эксплуатации двигателя должна быть сделана подтверждающая запись посредством примечания, например: «Двигатель

может быть использован в условиях длительных отрицательных перегрузок или в условиях перевернутого полета в течение непрерывных периодов времени, не превышающих … с».

33.30А. Испытания – хронология

(a) В случае если во время сертификационных испытаний имеет место разрушение детали двигателя, то должна быть определена причина разрушения и должно быть оценено его влияние на летную годность двигателя. Должны быть определены и обоснованы необходимые корректирующие мероприятия.

(b) Должна быть рассмотрена история доводки двигателя, его компонентов и оборудования. Должно быть, также оценено любое значительное событие, существенное для летной годности двигателя, имевшее место во время доводки и не устраненное перед сертификационными испытаниями.

РАЗДЕЛ С – АВИАЦИОННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

33.31. Применимость

В данном разделе изложены дополнительные требования, предъявляемые к проектированию и конструкции авиационных поршневых двигателей.

33.31A. Анализ напряжений

Должен быть проведен анализ напряжений, показывающий, что запасы статической и циклической прочности коленчатого вала, вала воздушного винта или другого выходного вала и других деталей поршневого двигателя соответствуют действующим нормативным требованиям к прочности.

33.33. Вибрации

Конструкция двигателя должна быть такой, чтобы работа двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации и эксплуатационном диапазоне частот вращения коленчатого вала и мощностей двигателя не вызывала недопустимых вибрационных напряжений и не сопровождалось передачей чрезмерных вибрационных нагрузок на конструкцию воздушного судна в течение всего времени эксплуатации двигателя.

33.34. Роторы турбонагнетателей

Корпус каждого турбонагнетателя должен быть спроектирован и сконструирован таким образом, чтобы он удерживал фрагменты компрессора или турбины, которые разрушились при наивысшей частоте вращения, достижимой при отказе органов управления частотой вращения.

33.35. Топливная система и система всасывания

(a) Топливная система должна быть спроектирована и сконструирована так, чтобы соответствующая топливовоздушная смесь подавалась в цилиндры во всем диапазоне режимов работы двигателя при всех полетных и атмосферных условиях.

(b) Всасывающие каналы двигателя, по которым проходит воздух или топливовоздушная смесь, предназначенные для сжигания, должны быть спроектированы и сконструированы так, чтобы уменьшить опасность нарастания льда в этих каналах. Двигатель должен быть спроектирован и сконструирован таким образом, чтобы допускалось использование противообледенительных средств.

(c) Должны быть указаны тип фильтра и степень фильтрации топлива, необходимые для защиты топливной системы двигателя от посторонних частиц. Фильтры или другие эквивалентные средства должны иметь достаточную вместимость для накопления любого возможного количества примесей, включая воду, с учетом рекомендованных интервалов обслуживания. Эти средства могут быть предусмотрены в топливной системе воздушного судна; в таком случае в инструкциях по установке должны быть указаны характеристики этих средств. Заявитель должен продемонстрировать, что посторонние частицы, проходящие через соответствующее фильтрующее устройство, не будут оказывать критического влияния на функционирование топливной системы двигателя.

(d) Каждый канал системы всасывания, по которому проходит топливовоздушная смесь, должен быть самодренируемым, чтобы препятствовать образованию пробок жидкости в цилиндрах при всех положениях, указанных Заявителем в качестве тех, которые двигатель может иметь, когда воздушное судно с установленным двигателем находится в статическом положении на земле.

(e) Для каждой системы впрыска жидкости (не топлива) и ее регуляторов, если эта система является частью двигателя, Заявитель должен продемонстрировать, что расход впрыскиваемой жидкости регулируется соответствующим образом.

33.37. Система зажигания

(a*) Двигатель с искровым зажиганием должен иметь двойную систему зажигания по крайней мере с двумя свечами зажигания для каждого цилиндра и двумя раздельными электрическими цепями со своими источниками электроэнергии, или иметь систему зажигания с эквивалентной надежностью в полете.

(b*) Если конструкция системы зажигания включает резервирование, то максимальное уменьшение мощности в результате потери резервирования должно быть заявлено в соответствующих руководствах.

33.37A. Система охлаждения

(a) Конструкция системы охлаждения двигателя должна обеспечивать соответствующее охлаждение при всех нормальных условиях эксплуатации в пределах области полета. Предполагаемые условия установки на воздушном судне должны быть заявлены в Документации по установке и эксплуатации двигателя.

(b) Для двигателей и его компонентов с жидкостным охлаждением:

(1) должно быть показано, что хладагент не будет кипеть при любых обычных рабочих условиях в пределах области полетов, при всех его концентрациях, одобренных для использования.

(2) должны быть предусмотрены соответствующие средства и места размещения средств контроля потери охладителя для предотвращения неисправной работы двигателя из-за перегрева, если конструкцией не обеспечена невозможность потери охладителя.

33.39. Масляная система

(a) Масляная система двигателя должна быть спроектирована и сконструирована так, чтобы она обеспечивала работоспособность двигателя во всех ожидаемых условиях эксплуатации и при всех его ожидаемых положениях в пространстве.

Для двигателей с мокрым картером это требование должно удовлетворяться при содержании в картере не менее половины максимального количества масла, нормированного в Руководстве по эксплуатации.

Картер должен сообщаться с атмосферой, чтобы препятствовать утечке масла в результате чрезмерного давления в нем.

(b) Когда двигатель не работает, масло не должно сливаться в двигатель в таком количестве, которое может вызвать риск гидравлического неблагоприятного влияния на механическую надежность двигателя.

(c) Перетекание масла между системой смазки двигателя и системой управления винтом или другой системой, использующей масло, которое поступает от двигателя, не должно мешать поддержанию давления масла в пределах одобренных ограничений при всех обычных рабочих условиях в пределах области полетов. Должны быть сделаны допуски на ухудшение состояния двигателя в процессе эксплуатации.

(a*) Все детали масляной системы, которые не имеют в своей основе возможности воспринимать загрязнения, возможно, содержащиеся в масле или внесенные в масляную систему другим образом, должны быть защищены с помощью соответствующего фильтра (фильтров) или сетки (сеток). Эти средства должны обеспечивать степень фильтрации, достаточную для предотвращения повреждения двигателя или оборудования двигателя, и должны иметь достаточную вместимость для накопления загрязняющих веществ в зависимости от конкретных интервалов между обслуживанием. Эти фильтры или сетки могут быть предусмотрены как часть воздушного судна; в этом случае их характеристики должны быть определены в Руководстве по установке или разделе Руководства по эксплуатации.

(b*) Должно быть предусмотрено достаточное охлаждение масла. В Руководстве по установке или разделе Руководства по эксплуатации должны быть определены требуемые средства охлаждения масла – для гарантии того, что температурные ограничения не будут превышены при любых обычных эксплуатационных условиях в пределах области полетов.

33.39A. Анализ отказов

(a) Должен быть выполнен анализ отказов двигателя, включая систему управления, в составе типичной силовой установки воздушного судна – для установления того, что ни один единичный или двойной отказ (в случае если один из них не выявляется во время предполетных проверок) не может привести к небезопасным, связанным с двигателем, условиям, выходящим за пределы обычного управления, осуществляемого летным экипажем.

(b) При анализе отказов необходимо учитывать предполагаемую компоновку двигателя на воздушном судне и условия применения.

(c) [Зарезервирован]

(d) [Зарезервирован]

33.39В. Ручная прокрутка

Должна существовать возможность вращения коленчатого вала с медленным управляемым движением. Когда это выполняется с помощью привода, независимого от воздушного винта, то должны быть предусмотрены средства обеспечения безопасности обслуживающего персонала в случае запуска двигателя или отдачи. Не должно быть возможности повреждения двигателя с помощью привода ручной прокрутки.

РАЗДЕЛ D – АВИАЦИОННЫЕ ПОРШНЕВЫЕ ДВИГАТЕЛИ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ

33.41. Применимость

В этом разделе предписывается проведение комплекса испытаний и проверок авиационных поршневых двигателей.

33.42. Общие положения

(a*) Конфигурация испытываемого двигателя, компонентов или деталей должна быть достаточно представительной по типовой конструкции для цели испытания.

(b*) Все автоматические средства управления и защиты должны быть в рабочем состоянии, если не признано, что это невозможно или не требуется для цели испытания.

(c*) Регулируемые компоненты, которые не планируется настраивать во время работы двигателя, должны быть выставлены в соответствии с типовой конструкцией перед каждым испытанием, за исключением случая, когда для отдельного испытания должны быть сделаны регулировки, заданные или соответствующие требованиям, относящимся к конкретным испытаниям. Другие регулируемые компоненты должны работать или быть работоспособными в виде, согласующемся как с типовой конструкцией, так и с Руководством по эксплуатации, если другое не является необходимым для достижения цели испытания.

(d*) Все приводы оборудования, не являющегося необходимым для удовлетворительного функционирования двигателя, должны быть отсоединены или разгружены во время калибровочных испытаний согласно 33.45. Во время всех других испытаний они должны быть загружены соответствующим оборудованием или с помощью подключаемых устройств подходящего типа.

33.42A. Применение топлив и масел

В испытаниях должны применяться топливо и масло из числа указанных в технической Документации для данного двигателя, но если применяемое топливо или масло может повлиять на результаты любого отдельного испытания, то выбор конкретного топлива или масла для такого испытания (включая любые присадки) должен быть обоснован.

(a) Каждый тип топлива и масла, а также сорт, если подходит, должен быть заявлен и обоснован вместе с любыми связанными с ним ограничениями.

(b) Должна быть определена любая характеристика топлива и масла, которая может быть критической для функционирования или долговечности двигателя. Если необходимо, должны быть проведены испытания на двигателе или на установке с использованием соответствующего топлива и масла.

33.43. Вибрационное испытание

(a) Двигатель должен пройти вибрационное испытание по установлению вибрационных характеристик при кручении и изгибе коленчатого вала и вала воздушного винта или другого выходного вала во всем диапазоне частот вращения коленчатого вала и мощностей двигателя на установившихся режимах и при переменных процессах от частоты вращения на режиме земного малого газа до 110 % частоты вращения на установленном максимальном продолжительном режиме или до 105 % частоты вращения на установленном взлетном режиме, в зависимости от того, какая частота вращения выше.

Измерения должны быть выполнены поэтапно с приращениями частоты вращения коленчатого вала на каждом этапе не более 50 об/мин во всем диапазоне изменения частоты вращения.

Испытание должно проводиться с использованием для самолетных двигателей воздушного винта такой же компоновки, как и при длительных испытаниях, а для других двигателей – нагружающего устройства такой же компоновки, какая использовалась при длительном испытании.

(b) Вибрационные напряжения при кручении и изгибе коленчатого вала, вала воздушного винта или другого выходного вала не должны превышать, с учетом запасов, предусмотренных действующими нормативными требованиями по прочности, предел выносливости материала, из которого изготовлены эти валы. Если путем измерений невозможно продемонстрировать, что максимальное напряжение вала находится

ниже (с приемлемыми запасами) предела выносливости, то вибрационные напряжения должны определяться по результатам измерений частоты и амплитуды перемещений вала. При этом должно быть продемонстрировано, что пиковая амплитуда вызывает напряжения ниже (с приемлемыми запасами) предела выносливости; в противном случае двигатель должен испытываться в условиях, вызывающих пиковую амплитуду, до тех пор пока для стальных валов не будет проведено 10^7 циклов изменения напряжений без усталостного разрушения, а для валов из других материалов не будет показано, что усталостное разрушение не возникает в пределах наработки, соответствующей базе ограниченного предела выносливости материала.

(c) К каждому приводу и узлу присоединения агрегата, используемого только для обслуживания воздушного судна, должны быть приложены нагрузки, равные максимальным эксплуатационным нагрузкам, указанным Заявителем для привода или места присоединения.

(d) Вибрационное испытание, предписанное п. (a) данного параграфа, должно быть повторено с тем неработающим цилиндром (без включения зажигания), который оказывает наиболее неблагоприятное вибрационное воздействие, для определения условий, при которых двигатель может безопасно эксплуатироваться в этом состоянии. Однако при этом вибрационном испытании частота вращения двигателя должна изменяться только в диапазоне от режима малого газа до частоты вращения на установленном взлетном режиме, и при этом не требуется обеспечения соответствия п. (b) данного параграфа.

33.45. Калибровочные испытания

(a) Двигатель должен подвергаться калибровочным испытаниям, необходимым для определения его характеристик мощности и условий проведения длительного испытания, указанного в 33.49. Результаты калибровочных испытаний по определению характеристик мощности являются основанием для установления характеристик двигателя во всем эксплуатационном диапазоне частот вращения коленчатого вала, давления на входе, регулировок топливовоздушной смеси и высот. Режимы по мощности устанавливаются для стандартных атмосферных условий только с теми установленными агрегатами, которые необходимы для функционирования двигателя.

(b) Длительное испытание должно завершаться калибровочными испытаниями с целью проверки характеристик мощности двигателя в стандартных атмосферных условиях на уровне моря. Должно быть определено любое изменение характеристик мощности, возникшее во время проведения длительного испытания. Результаты измерений, проведенных в заключительной части длительного испытания, могут использоваться для демонстрации соответствия требованиям данного параграфа.

33.47. Детонационное испытание

Двигатель должен быть испытан для установления того, что он может работать без детонации во всем диапазоне ожидаемых условий эксплуатации.

Для двигателей с искровым (электрическим) зажиганием:

(a*) Должно быть проведено испытание для демонстрации того, что двигатель может функционировать без детонации при всех рабочих условиях в пределах заявленной области полетов. Если конструкция системы зажигания включает резервирование, то испытание должно быть повторено на ухудшенных из-за потери резервирования рабочих режимах.

(b*) Во время испытания согласно 33.47(a*) двигатель должен работать во всем диапазоне от самой низкой частоты вращения двигателя, предназначенной для использования на крейсерском режиме, до заявленной максимальной частоты вращения двигателя при величинах мощности, состава рабочей смеси (если применяется), температуры масла, температуры хладагента или головки цилиндра, давления на всасывании и температуры воздуха, при которых наиболее вероятно происходит детонация. Для определения степени детонации должен использоваться метод, согласованный с Компетентным органом.

33.49. Длительное испытание

(a) Общие положения

Двигатель должен подвергаться длительному испытанию общей продолжительностью 150 ч, включающему в себя (кроме случая, оговоренного в п. (e)(1)(iii) данного параграфа) одну из серий этапов, указанных в пп. (b)–(e) данного параграфа, которая подходит в зависимости от типа и назначения двигателя.

Этапы должны проводиться без остановки в том порядке, который Компетентный орган признает целесообразным для конкретного двигателя, предъявляемого на испытание.

(1*) Все длительное испытание должно проводиться при давлении масла, установленном для нормальной работы на установленной максимальной продолжительной мощности, за исключением 1 ч работы в условиях установленной взлетной мощности и 9 ч в условиях установленной максимальной продолжительной мощности, при которой давление масла должно поддерживаться на минимальном пределе, заявленном для завершения полета на максимальной продолжительной мощности. Если необходимо, условия испытания могут быть пересмотрены – с целью исключения остановки двигателя при проведении определенных этапов испытаний для повторного установления соответствующего давления масла.

При испытании на установленной взлетной мощности и при отработке по крайней мере 35 ч на установленной максимальной продолжительной мощности один цилиндр должен работать при температуре не менее чем максимальная эксплуатационная, а другие цилиндры – при температуре не более чем на 28 °С ниже максимальной эксплуатационной температуры; температура масла на входе не должна отличаться от максимальной эксплуатационной температуры более чем на ±5,6 °С.

(2*) Если условия работы задаются в процентах от установленной максимальной продолжительной мощности, частоты вращения коленчатого вала, мощности и состава смеси (если применяется), то состав смеси (если применяется) должен соответствовать составу смеси при моделировании наиболее жестких крейсерских условий с этой мощностью. Если уровень мощности не превышает максимальную наиболее экономичную крейсерскую мощность, состав смеси (если применяется) должен соответствовать заданной мощности.

(3*) В течение каждой части длительного испытания частота вращения коленчатого вала и уровень мощности должны поддерживаться на заявленных максимальных значениях (или как можно ближе к ним), соответствующих предписанным условиям работы двигателя. Повторение отдельной части испытания может потребоваться, если по любым причинам частота вращения коленчатого вала и уровень мощности отклоняются более чем на ±1,5 % от заявленных максимальных величин.

(4*) Воздушные винты. Представительный воздушный винт должен использоваться во время этого испытания.

(i*) Воздушные винты изменяемого шага. Положение лопастей воздушного винта может не устанавливаться точно, как для условий полета. Однако если положение лопастей не позволяет достичь условий, детально описанных в согласованной для конкретного двигателя программе испытаний, одобренные ограничения для двигателя будут основываться на условиях, при которых проводится испытание.

(ii*) Воздушные винты неизменяемого шага. Согласованное до начала испытания количество воздушных винтов должно использоваться для моделирования различных уровней мощности. Обычно приемлемым числом воздушных винтов является два, например: один – соответствует условиям максимальной наиболее экономичной крейсерской мощности, а другой – установленной максимальной продолжительной и установленной взлетной мощности.

(iii*) Если для испытания установлен воздушный винт неизменяемого шага, то двигатель должен работать при максимальной мощности или при максимальной частоте вращения коленчатого вала, соответствующей условиям испытания, – с учетом того, какое ограничение достигается первым.

(5*) Все приводы агрегатов и узлы их присоединения должны быть нагружены. При работе на установленной взлетной мощности и установленной максимальной продолжительной мощности величина нагрузки от каждого агрегата, используемого только для нужд воздушного судна, должна быть равна максимальной эксплуатационной нагрузке, указанной Заявителем для соответствующего привода двигателя или места его присоединения.

(6*) Перед сборкой двигатель должен быть подвергнут контролю в согласованном объеме, должны быть зарегистрированы размеры, которые могут меняться по причине износа, искажения формы или ползучести. Должна быть также сделана запись о калибровках и положении регулировочных органов отдельно функционирующих

агрегатов и оборудования двигателя (например, система управления, насосы, приводы, клапаны).

(b) Двигатели без нагнетателей и двигатели, имеющие односкоростной нагнетатель с механическим приводом

Заявитель должен провести следующие этапы испытания двигателей без нагнетателей и двигателей, имеющих односкоростной нагнетатель с механическим приводом:

(1) Продолжительностью 30 ч, с 5-минутными чередующимися периодами работы: на установленной взлетной мощности при соответствующей ей частоте вращения и на максимальной наиболее экономичной крейсерской мощности или максимальной рекомендованной крейсерской мощности.

(2) Продолжительностью 20 ч, с чередующимися периодами работы: 1,5 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 0,5 ч – на 75%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 91 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(3) Продолжительностью 20 ч, с чередующимися периодами работы: 1,5 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 0,5 ч – на 70%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 89 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(4) Продолжительностью 20 ч, с чередующимися периодами работы: 1,5 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 0,5 ч – на 65%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 87 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(5) Продолжительностью 20 ч, с чередующимися периодами работы: 1,5 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 0,5 ч – на 60%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 84,5 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(6) Продолжительностью 20 ч, с чередующимися периодами работы: 1,5 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 0,5 ч – на 50%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 79,5 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(7) Продолжительностью 20 ч, с чередующимися периодами работы: 2,5 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 2,5 ч – на максимальной наиболее экономичной крейсерской мощности или максимальной рекомендованной крейсерской мощности.

(c) Двигатели, имеющие двухскоростной нагнетатель с механическим приводом

Заявитель должен провести следующие этапы испытания двигателей, имеющих двухскоростной нагнетатель с механическим приводом:

(1) Продолжительностью 30 ч, с 5-минутными чередующимися периодами работы при низкой степени редукции на установленной взлетной мощности и при соответствующей ей частоте вращения и на максимальной наиболее экономичной крейсерской мощности или максимальной рекомендованной крейсерской мощности. Если установленная взлетная мощность устанавливается при высокой степени редукции, то 15 ч из 30 должны состоять из 5-минутных чередующихся периодов работы при высокой степени редукции: на мощности, достигаемой на взлете при критическом уровне давления на входе, при частоте вращения, соответствующей установленной взлетной мощности, и на 70%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 89 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(2) Продолжительностью 15 ч, с чередующимися периодами работы при низкой степени редукции: 1 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 0,5 ч – на 75%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 91 %

частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(3) Продолжительностью 15 ч, с чередующимися периодами работы, при низкой степени редукции: 1 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 0,5 ч – на 70%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 89 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(4) Продолжительностью 30 ч при высокой степени редукции на установленной максимальной продолжительной мощности и при соответствующей ей частоте вращения.

(5) Продолжительностью 5 ч, с чередующимися 5-минутными периодами работы при каждой степени редукции привода нагнетателя. Первые 5 мин должны отрабатываться на частоте вращения, соответствующей установленной максимальной продолжительной мощности при высокой степени редукции и мощности, полученной на уровне моря при давлении на входе, соответствующем 90%-ной установленной максимальной продолжительной мощности. Условия работы в чередующихся 5-минутных периодах при низкой степени редукции должны быть такими, которые получены путем переключения на низкую степень редукции при постоянной частоте вращения.

(6) Продолжительностью 10 ч, с чередующимися периодами работы, при низкой степени редукции: 1 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 1 ч – на 65%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 87 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(7) Продолжительностью 10 ч, с чередующимися периодами работы при низкой степени редукции: 1 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 1 ч –на 60%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 84,5 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(8) Продолжительностью 10 ч, с чередующимися периодами работы при низкой степени редукции: 1 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 1 ч –на 50%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 79,5 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(9) Продолжительностью 20 ч, с чередующимися периодами работы при низкой степени редукции: 2 ч – на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и 2 ч – на максимальной наиболее экономичной крейсерской мощности при соответствующей ей частоте вращения или на максимальной рекомендованной крейсерской мощности.

(10) Продолжительностью 5 ч при низкой степени редукции на максимальной наиболее экономичной крейсерской мощности при соответствующей ей частоте вращения или на максимальной рекомендованной крейсерской мощности при соответствующей ей частоте вращения.

При отсутствии возможности испытания в высотных условиях, для которых характерна высокая степень редукции, испытания могут проводиться при той мощности, при которой достигается давление на входе на критической высоте или его указанное процентное значение, а топливовоздушная смесь может регулироваться таким образом, чтобы быть достаточно «богатой» для подавления детонации.

(d) Вертолетные двигатели

Для использования на вертолете двигатель должен соответствовать 29.923(a)–(j) АП-29 или пройти следующие этапы испытания:

(1) Продолжительностью 35 ч, с чередующимися 30-минутными периодами работы, на установленной взлетной мощности при соответствующей ей частоте вращения и на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения.

(2) Продолжительностью 25 ч, с чередующимися 2,5-часовыми периодами работы, на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и на 70%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, соответствующей установленной максимальной продолжительной мощности.

(3) Продолжительностью 25 ч, с чередующимися 2,5-часовыми периодами работы, на установленной максимальной продолжительной мощности при соответствующей ей частоте вращения и на 70%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 80–90 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(4) Продолжительностью 25 ч, с чередующимися 2,5-часовыми периодами работы, на 30%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, соответствующей установленной взлетной мощности, и на 30%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 80–90 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(5) Продолжительностью 25 ч, с чередующимися 2,5-часовыми периодами работы, на 80%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, соответствующей установленной взлетной мощности, и на установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 110 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности, или на установленной взлетной мощности при частоте вращения, равной 103 % частоты вращения, соответствующей установленной взлетной мощности (в зависимости от того, какая частота выше).

(6) Продолжительностью 15 ч, на 105%-ной установленной максимальной продолжительной мощности при частоте вращения, равной 105 % частоты вращения на режиме установленной максимальной продолжительной мощности, или с полностью открытой дроссельной заслонкой на соответствующей частоте вращения при стандартном на уровне моря давлении на входе в карбюратор, если не превышена мощность, равная 105 % установленной максимальной продолжительной мощности.

(e) Двигатели, имеющие турбонагнетатели

Для двигателей, имеющих турбонагнетатели, применяется испытание при следующих условиях, причем высотные условия могут имитироваться, если Заявитель продемонстрирует, что двигатель и нагнетатель в этом случае подвергаются механическим нагрузкам и рабочим температурам не меньшим, чем при работе в реальных высотных условиях:

(1) Двигатели, предназначенные для самолетов, должны быть испытаны Заявителем в соответствии с требованиями, указанными в п. (b) данного параграфа, за исключением того, что:

(i) весь этап испытания, указанный в п. (b)(1) данного параграфа, должен проводиться при давлении на уровне моря;

(ii) этапы испытания, указанные в пп. (b)(2)–(7) данного параграфа, на установленной максимальной продолжительной мощности должны проводиться при давлении, соответствующем критической высоте полета, а этапы испытаний на другой мощности должны проводиться при давлении, соответствующем высоте 2,5 км; и

(iii) турбонагнетатель, используемый при 150-часовом длительном испытании, должен проработать на стенде дополнительно 50 ч при максимально допустимой температуре газа на входе в турбину и частоте вращения, соответствующих установленной максимальной продолжительной мощности, если в процессе 150-часового испытания невозможно было поддерживать в течение 50 ч максимально допустимую температуру и частоту вращения на установленной максимальной продолжительной мощности.

(2) Двигатели, предназначенные для вертолетов, должны быть испытаны Заявителем в соответствии с требованиями, указанными в п. (d) данного параграфа, за исключением того, что:

(i) весь этап испытания, указанный в п. (d)(1) данного параграфа, должен проводиться при давлении, соответствующем критической высоте полета;

(ii) этапы испытания, указанные в пп. (d)(2) и (d)(3) данного параграфа, на установленной максимальной продолжительной мощности должны проводиться при давлении, соответствующем критической высоте полета, а этапы испытаний на другой мощности должны проводиться при давлении, соответствующем высоте 2,5 км;

(iii) весь этап испытания, указанный в п. (d)(4) данного параграфа, должен проводиться при давлении, соответствующем высоте 2,5 км;

(iv) этап испытания, указанный в п. (d)(5) данного параграфа, на 80%-ной установленной максимальной продолжительной мощности должен проводиться при давлении, соответствующем высоте 2,5 км, а этапы испытаний на другой мощности должны проводиться при давлении, соответствующем критической высоте полета;

(v) весь этап испытания, указанный в п. (d)(6) данного параграфа, должен проводиться при давлении, соответствующем критической высоте полета; и

(vi) турбонагнетатель, используемый при 150-часовом длительном испытании, должен проработать на стенде дополнительно 50 ч при максимально допустимой температуре газа на входе в турбину и частоте вращения, соответствующих установленной максимальной продолжительной мощности, если в процессе 150-часового испытания невозможно было поддерживать в течение 50 ч максимально допустимую температуру и частоту вращения на установленной максимальной продолжительной мощности.

33.51. Эксплуатационное испытание

Эксплуатационное испытание двигателя должно включать в себя проверки на стенде или в полете, которые Компетентный орган сочтет необходимыми для того, чтобы продемонстрировать характеристики при обратной вспышке, запуск, работу на режиме малого газа, приемистость, превышение частоты вращения, функционирование воздушного винта, зажигания, работоспособность двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации.

Если двигатель имеет привод многоскоростного нагнетателя, то двигатель должен быть спроектирован и сконструирован так, чтобы допускалось переключение нагнетателя с низкой степени редукции на более высокую, а частота вращения и давление на входе, соответствующие установленной максимальной продолжительной мощности при большей степени редукции, достигались за 5 с.

33.51A. Испытание при обратной вспышке

(a) После завершения длительного испытания согласно 33.49 должно быть выполнено функциональные испытания двигателя для определения того, есть ли у двигателя какая-либо тенденция давать обратную вспышку при использовании обычных средств запуска и во время ускорений, вызываемых с помощью подходящих средств.

(b)(1) Если после завершения длительного испытания не установлена какая-либо тенденция для двигателя давать обратную вспышку, то три обратные вспышки должны быть выполнены искусственно на двигателе того же типа. Однако если установлена тенденция давать обратную вспышку, то по крайней мере 20 обратных вспышек должны быть искусственно выполнены на двигателе того же типа.

(2) Если необходимо, то для получения обратной вспышки может использоваться механическое разрегулирование.

Разрегулирование может включать установку искусственно обедненной рабочей смеси (если применяется), нестандартное время зажигания, регулировку входного толкателя для удержания клапана вне его седла или перепутанные провода зажигания.

(3) Должны быть установлены воздействия обратных вспышек, имеющих место во время запуска и в рабочих условиях.

(4) Чтобы соответствовать требованиям для одобрения, двигатель не должен подвергаться серьезному повреждению в результате таких испытаний.

33.51B. Испытание по проверке запуска

(a) Во время или в конце длительного испытания согласно 33.49 должны быть выполнены по крайней мере 100 успешных запусков двигателя с помощью обычных средств запуска и методов, рекомендуемых Заявителем. Половина запусков должна быть выполнена на холодном двигателе и половина – на горячем двигателе.

(b) В начале каждого периода длительного испытания согласно 33.49 должны быть зарегистрированы время запуска, количество попыток, температура окружающего воздуха и (в случае электрических стартеров) потребляемый ток. Дополнительно должны быть зарегистрированы средства и количество запалов, если применяются, и информация о том, используется или нет разжижение масла.

(c) Если для аварийного или резервного использования предусмотрены альтернативные средства запуска, то должны быть выполнены не менее 10 дополнительных запусков от

каждого из предусмотренных альтернативных средств запуска. Это испытание может быть выполнено или как часть длительного испытания согласно 33.49, или отдельно, но в этом случае за ним должна следовать дефектация двигателя в разобранном виде согласно 33.55.

33.51C. Испытание по проверке запуска при низких температурах окружающего воздуха

(a) Должно быть выполнено испытание для демонстрации того, что двигатель может быть запущен при наиболее низких температурных условиях, которые одобряются, не вызывая повреждений двигателя. По крайней мере 25 запусков двигателя должны быть выполнены при температуре масла на входе, равномерно распределенной между +5 °С и минимальной температурой, которая заявляется для запуска. Перед каждым запуском температура масла на входе и температура двигателя должны быть такими же, как температура окружающего воздуха.

(b) Испытание должно быть выполнено с использованием оборудования для запуска, представительного для воздушного судна и наземного применения, и с помощью технического приема, определенного в Руководстве по эксплуатации.

(c) Двигатель должен быть оборудован представительным воздушным винтом или его эквивалентом и представительным оборудованием воздушного судна.

(d) Перед испытанием и после испытания по проверке запуска при низких температурах двигатель и оборудование должны быть подвергнуты исследованию с разборкой для демонстрации того, что состояние двигателя является удовлетворительным для продолженной безопасной эксплуатации. Должны быть выполнены проверки тех размеров, которые подвержены изменению по причине износа или искажения.

33.51D. Испытание по проверке приемистости

(a) Испытание по пп. (a)(1) и (2) данного параграфа должно быть выполнено в конце длительного испытания согласно 33.49, без подогрева воздуха на входе и повторено, если применимо, с подогревом воздуха на входе до максимальной температуры, которая, вероятно, встречается при любых рабочих условиях в пределах области полетов.

(1) Для всех двигателей, за исключением двигателей с двухскоростным нагнетателем, должны быть выполнены 5 приемистостей от малого газа до установленной взлетной мощности.

(2) Для двигателей с двухскоростным нагнетателем должны быть выполнены 5 приемистостей от малого газа до каждого из следующих условий:

(i) до установленной взлетной мощности при нагнетателе на низкой степени редукции;

(ii) до установленной максимальной продолжительной мощности при нагнетателе на высокой степени редукции

(b) Двигатель должен реагировать без запаздывания и ускоряться плавно во всем диапазоне, когда рычаг управления двигателем (РУД) перемещается из позиции минимального малого газа в позицию установленной взлетной мощности или установленной максимальной продолжительной мощности, в соответствующем случае, не более чем за 1 с.

(c) Если двигатель будет одобряться для использования с воздушным винтом изменяемого или регулируемого шага, то для испытания по п. (a) данного параграфа шаг винта должен быть установлен так, чтобы двигатель выдавал не менее установленной взлетной мощности при частоте вращения двигателя, используемой для определения режима установленной взлетной мощности.

(d) Каждая приемистость (за исключением тех, когда нагнетатель находится на высокой степени редукции) должна выполняться, начиная от минимальных температур для приемистости от малого газа, заявляемых в эксплуатационных ограничениях. Каждая приемистость с нагнетателем на высокой степени редукции должна выполняться, начиная от условий окружающей среды.

33.51E. Испытание при превышении частоты вращения

(a) Испытание по пп. (a) (1) и (a) (2) данного параграфа должно быть завершено во время или в конце длительного испытания по 33.49.

(1) Все двигатели за исключением двигателей с двухскоростным нагнетателем:

20 периодов, каждый продолжительностью 30 с, при заявленном максимальном превышении

частоты вращения двигателя или при частоте вращения, превышающей на 5 % заявленную максимальную частоту вращения двигателя, в зависимости от того, что больше. Величина мощности для этих периодов должна быть не менее мощности, заявленной для режима установленной максимально продолжительной мощности.

(2) Двигатели с двухскоростным нагнетателем:

20 периодов, каждый продолжительностью 30 с, при заявленном максимальном превышении частоты вращения двигателя или при частоте вращения, превышающей на 5 % заявленную максимальную частоту вращения двигателя, в зависимости от того, что больше, при этом 10 выходов – с нагнетателем на низкой степени редукции и 10 выходов – с нагнетателем на высокой степени редукции.

Величина мощности для этих выходов должна быть не менее мощности, заявленной для режима установленной максимально продолжительной мощности.

(b) Дальнейшее испытание, состоящее в сумме из 10-минутной наработки в этапах, продолжительностью не менее 1 мин каждый, должно быть выполнено при заявленном максимальном превышении частоты вращения двигателя или при частоте вращения, превышающей на 5 % заявленную максимальную частоту вращения двигателя, в зависимости от того, что больше. Мощность для этих испытаний должна быть не более чем 30 % от установленной взлетной мощности.

Температура масла на входе не должна отличаться от заявленной максимальной температуры для взлетного режима на 30 °С. Это испытание может быть проведено на динамометре.

33.51F. Испытание с распылением воды

(a) Условия установки. На двигателе, соответствующим образом закапотированном или заэкранированном, чтобы полностью быть представительным для установленного двигателя, испытание с распылением воды должно быть проведено в течение трех периодов.

(b) Условия работы. Каждый период испытания должен содержать:

– запуск;

– прогрев;

– проверку зажигания;

– 5 мин работы на установленной взлетной мощности;

– 15 мин работы на установленной максимальной продолжительной мощности;

– 15 мин работы на максимальной наиболее экономичной крейсерской мощности;

– 25 мин на 60 % установленной максимальной продолжительной мощности и 75 % частоты вращения коленчатого вала на максимальной наиболее экономичной крейсерской мощности;

– проверку зажигания и приемистости.

Двигатели с двухскоростным нагнетателем должны работать при испытании с низкой степенью редукции.

(c) Условия между периодами испытания. Должен быть разрешен 24-часовой интервал после каждого периода испытания. Никакие регулировка или искусственное осушение не должны предприниматься с начала испытания и во время нерабочего состояния, двигатель должен быть полностью покрыт таким образом, который способствует проникновению влаги. При завершении третьего цикла испытания и стоянки двигатель должен быть подвергнут 5-минутной работе на установленной взлетной мощности без распыления воды.

(d) Условия распыления воды. Распыление должно быть устроено так, чтобы поставлять воду в виде, представительном для сильного дождя по всей фронтальной области двигателя, включая капот, воздухозаборник и так далее, но не обязательно законцовки лопастей воздушного винта, в течение всего времени работы. Расход воды R должен оцениваться из формулы:

$$R = 12{,}2\ F \text{ л/мин},$$

где F – фронтальная площадь мотогондолы, м^2

33.51G. Испытание по проверке системы зажигания

Двигатели с зажиганием от свечи:

(a) Если конструкция системы зажигания предусматривает резервирование, то должно быть установлено снижение мощности двигателя в результате потери резервирования. Должно быть проведено испытание с двигателем, работающим на установленной взлетной

мощности в начале и в конце каждой части длительного испытания согласно 33.49.

(b) Ни в одном случае снижение мощности во время испытаний не должно превышать величину, заявленную в 33.37.

33.51Н. Испытание по проверке функционирования воздушного винта

(a) Если Заявитель обращается за одобрением двигателя для использования с воздушным винтом изменяемого шага, то значительная часть испытаний, предписанных в АП-35, должна быть выполнена или во время, или после завершения длительного испытания согласно 33.49 для демонстрации того, что комбинация двигателя с воздушным винтом будут удовлетворительно функционировать.

(b) Должно быть выполнено следующее испытание:

(1) Циклы изменения шага.

Применительно к двигателям, которые должны быть одобрены для использования воздушного винта изменяемого шага, 100 представительных циклов с изменением шага положительной тяги должны быть выполнены во всей области для шага и частоты вращения.

(2) 10 циклов флюгирования воздушного винта.

(3) 200 циклов с изменением отрицательного шага (большего из шагов для торможения или маневрирования), и с поддержанием максимальных заявленных условий двигателя в течение 1 мин во время каждого цикла. В этом случае периоды длительного испытания, охватывающие диапазон крейсерских условий, могут быть уменьшены в сумме до 3 ч.

(4) 1 цикл (маневренный) с изменением отрицательной тяги и поддержанием максимальных заявленных условий двигателя в течение 5 мин.

(c) Дополнительное испытание поршневых двигателей с реверсивными воздушными винтами:

(1) Когда запрашивается одобрение двигателя с реверсивными воздушными винтами, то соответствующие испытания согласно АП-35 должны быть выполнены на двигателях, конструкция которых является представительной для типовой конструкции.

(2) После завершения этих испытаний те детали двигателя, на которые может повлиять реверсивная тяга или реверсивный воздушный поток, должны быть сняты и исследованы; при этом должно быть показано, что на них нет недопустимых повреждений.

(d) Любые другие испытания, рассматриваемые как необходимые для демонстрации того, что комбинация воздушный винт – двигатель будет удовлетворительно функционировать.

33.53. Испытания компонентов и систем двигателя

(a) Компоненты и системы двигателя, которые не могут быть достаточным образом проверены при длительном и других испытаниях, предусмотренных требованиями настоящего раздела, по согласованию с Компетентным органом должны быть подвергнуты дополнительным испытаниям для установления способности надежного функционирования во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

(b) Должны быть установлены температурные ограничения для каждого компонента, которому требуется наличие средств регулирования температуры в составе силовой установки воздушного судна для обеспечения удовлетворительного функционирования, надежности и долговечности.

33.55. Дефектация после разборки

После завершения длительного испытания:

(a) Двигатель должен быть полностью разобран.

(b) Каждый компонент, имеющий регулировочные элементы, и функциональные характеристики, которые могут быть выставлены независимо от установки на двигатель, должен сохранять положение регулируемых элементов и функциональные характеристики в пределах ограничений, которые были установлены и зарегистрированы в начале испытаний.

(c) Каждый компонент двигателя должен соответствовать типовой конструкции и быть пригодным к установке на двигатель для дальнейшей эксплуатации согласно информации, представленной в соответствии с 33.4.

33.57. Общие замечания к проведению комплекса испытаний

(a) При проведении комплекса испытаний Заявитель может использовать отдельные экземпляры двигателя идентичной конструкции для вибрационного, калибровочных, детонационного, длительного и эксплуатационного испытаний; однако если длительное испытание проводится на отдельном экземпляре двигателя, то перед началом длительного испытания двигатель должен подвергаться калибровочным испытаниям.

(b) Заявитель во время проведения комплекса испытаний может производить обслуживание и мелкие ремонты в соответствии с Руководствами по техническому обслуживанию и ремонту, представленными согласно 33.4.

Если частота потребных операций по обслуживанию или число остановок вследствие неисправности двигателя чрезмерны, а также если возникает необходимость крупного ремонта или замены деталей в процессе комплекса испытаний или при дефектации после разборки, то двигатель или его детали могут быть подвергнуты дополнительным испытаниям, которые Компетентный орган сочтет необходимыми.

(c) Заявитель должен обеспечить проведение комплекса испытаний, включая предоставление оборудования и квалифицированного персонала.

ДОПОЛНЕНИЕ D33.ОЛВС – ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ ОЧЕНЬ ЛЕГКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ (ОЛВС). ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ

D33.ОЛВС.1. Применимость

В данном Дополнении изложены требования к проектированию, конструкции и комплексу испытаний поршневых двигателей с искровым зажиганием и зажиганием от сжатия, устанавливаемых на очень легких воздушных судах.

D33.ОЛВС.2. Общие положения

Двигатели указанного типа должны удовлетворять применимым требованиям, изложенным в 33.4; 33.5; 33.7(a), (b); 33.8; 33.15; 33.17(a), (b), (c), (e), (a*); 33.19(a); 33.21; 33.23; 33.33; 33.35; 33.39; 33.39A; 33.43(a), (c); 33.45; 33.47; 33.51; 33.53; 33.55; 33.57 данной Части.

D33.ОЛВС.3. Длительное испытание

(a) Двигатель для очень легких воздушных судов должен подвергаться длительному испытанию (с представительным воздушным винтом) общей продолжительностью 50 ч, состоящему из 2-часовых этапов, содержание которых предписано в п. (b) данного параграфа, с учетом изложенных в 33.49(a) методических указаний.

(b) Каждый этап должен проводиться следующим образом:

Последовательность	Продолжительность, мин	Режимы работы
1	5	Запуск, малый газ
2	5	Установленная взлётная мощность
3	5	Малый газ (охлаждение)
4	5	Установленная взлётная мощность
5	5	Малый газ (охлаждение)
6	5	Установленная взлётная мощность
7	5	Малый газ (охлаждение)
8	15	75 % установленной максимальной продолжительной мощности
9	5	Малый газ (охлаждение)
10	60	Установленная максимальная продолжительная мощность
11	5	Малый газ (охлаждение)
		Останов
Всего:	120	

Примечание: К категории ОЛВС относятся самолеты с одним поршневым двигателем, с количеством людей на борту – не более двух, взлетной массой – не более 750 кг и скоростью сваливания – не более 85 км/ч.

РАЗДЕЛ Е – АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

33.61. Применимость

В данном разделе излагаются дополнительные относительно раздела В настоящих Норм требования к проектированию и конструкции газотурбинных двигателей воздушных судов.

33.62. Анализ напряжений

Должен быть проведен анализ напряжений газотурбинного двигателя, показывающий, что расчетные запасы прочности каждого ротора, проставки, вала ротора и других деталей двигателя соответствуют действующим нормативным требованиям к прочности. При анализе прочности основных деталей двигателя в случае наличия каких-либо остаточных напряжений их влияние должно быть учтено.

33.63. Вибрации

Конструкция двигателя должна быть такой, чтобы работа двигателя в ожидаемых условиях эксплуатации и эксплуатационном диапазоне изменения частоты вращения и мощности (тяги) не вызывала чрезмерных вибрационных напряжений в любой детали двигателя и не сопровождалась передачей чрезмерных вибрационных нагрузок на конструкцию воздушного судна.

33.64. Статорные детали двигателя, нагруженные давлением

(a) Заявитель должен установить с помощью испытаний, обоснованных расчетов или сочетания того и другого, что все статорные детали, подверженные значительным установившимся нагрузкам от давления газа или жидкости в течение 1 мин, не будут:

(1) иметь остаточную деформацию, превышающую эксплуатационные ограничения, или утечки, которые могли бы привести к опасному, связанному с двигателем последствию, под воздействием большего из следующих давлений

(i) в 1,1 раза выше максимального рабочего давления;

(ii) в 1,33 раза выше нормального рабочего давления; или

(iii) на 35 кПа выше нормального рабочего давления.

(2) иметь трещину или разрушаться под действием большего из следующих давлений:

(i) в 1,15 раза выше максимального возможного рабочего давления:

(ii) в 1,5 раза выше максимального рабочего давления; или

(iii) на 35 кПа выше максимального возможного рабочего давления.

(b) При установлении соответствия требованиям данного параграфа должны приниматься во внимание:

(1) рабочая температура детали;

(2) любые другие значимые статические нагрузки в дополнение к нагрузкам от давления;

(3) минимальные свойства, представительные как для материала, так и для технологических процессов, используемых при изготовлении детали; и

(4) любые неблагоприятные отклонения в геометрии, допускаемые типовой конструкцией.

33.64A. Валы компрессора, вентилятора и турбины

(a) Требования

(1) Должно быть продемонстрировано, что разрушение, рассоединение или смещение системы валов не приведет к опасным, связанным с двигателем, последствиям, за исключением случая, оговоренного в п. (a)(3) данного параграфа.

(2) Должно быть установлено, что системы валов спроектированы так, что прогнозируемое разрушение любого из валов является маловероятным событием.

(3) Если соответствие п. (a)(1) данного параграфа не достигнуто для некоторых элементов системы валов, то должно быть показано, что прогнозируемое разрушение этих элементов является крайне маловероятным событием.

(b) Установление соответствия

(1) Неопасные разрушения вала. Если заявлено, что разрушение системы валов не приводит к опасным, связанным с двигателем, последствиям, то обычно требуется проведение

испытаний с разрушением вала, если не показано, что последствия легко прогнозируются.

(2) Опасные разрушения вала. В соответствии с п. (a)(3) данного параграфа разрушение некоторых элементов системы валов будет рассматриваться как крайне маловероятное событие, если:

(i) вал определен как основная деталь двигателя и его ресурс устанавливается в соответствии с 33.70;

(ii) материал, из которого изготавливается вал, и конструктивные особенности вала хорошо известны, а напряженно-деформированное состояние определено с помощью проверенных расчетно-экспериментальных методов;

(iii) конструкция узлов двигателя, примыкающих к рассматриваемым элементам системы валов, и условия окружающей среды таковы, что разрушение элементов может быть оценено как маловероятное, чтобы можно было не учитывать этот вид разрушения (при анализе условий работы элементов системы валов должны учитываться сложность конструкции, коррозия, износ, вибрации, пожар, контакт с соседними деталями или примыкающими узлами двигателя, перегрев и вторичные последствия от другого разрушения или комбинации разрушений и др.);

(iv) при выполнении анализа согласно п. (b)(2)(iii) данного параграфа учтены любые допущения относительно установки двигателя на воздушном судне; и

(v) проанализирован и учтен опыт эксплуатации деталей сходной конструкции.

33.64В. Воздействия наклонного положения и гироскопической нагрузки

Должно быть продемонстрировано, что наклонные положения не оказывают вредного влияния на работу двигателя, и что конструкция двигателя способна выдерживать гироскопические нагрузки, возникающие при обычных маневрах в полете.

33.65. Помпажные и срывные характеристики

При эксплуатации двигателя в соответствии с Руководством по эксплуатации, требуемым 33.5(b), запуск, изменение мощности или тяги, форсирование мощности или тяги, предельная неоднородность воздушного потока на входе в двигатель или неравномерность поля температур воздуха на входе не должны вызывать помпаж или срыв потока, которые могли бы привести к срыву пламени, разрушению конструкции, превышению температуры или нарушению возможности восстановить мощность или тягу двигателя в любой точке области эксплуатационных режимов.

33.66. Система отбора воздуха

Отбор воздуха не должен оказывать неблагоприятного влияния на двигатель, кроме снижения мощности или тяги, при всех условиях, вплоть до величины расхода отбираемого воздуха, установленной как ограничение согласно 33.7(c)(11).

Если отбор воздуха, используемого для противообледенительной системы двигателя, может регулироваться, то следует предусмотреть устройства для присоединения средств сигнализации о функционировании противообледенительной системы двигателя.

Если отбираемый воздух используется для охлаждения или наддува полостей двигателя, на функции которых может неблагоприятно воздействовать попадание посторонних предметов (например, песка или пыли), то конструкция системы отбора воздуха должна быть такой, чтобы предотвращать попадание таких предметов неприемлемого размера и в неприемлемом количестве.

(a*) Характеристики отбираемого от компрессора воздуха, максимально возможное загрязнение отбираемого от компрессора воздуха при нормальных условиях и наличии неисправности, максимальные эксплуатационные поперечные и осевые нагрузки и моменты, которые могут быть приложены к местам присоединения трубопроводов системы отбора воздуха, должны быть указаны в Документации по установке и эксплуатации двигателя.

(b*) Для двигателя должны применяться конструктивные решения, препятствующие появлению в воздухе, поступающем в систему кондиционирования, вредных примесей двигательного происхождения.

33.67. Топливная система

(a) Для используемых топлив должны быть заявлены и подтверждены соответствующие ограничения по температуре и давлению, которые гарантируют правильную работу двигателя при всех предполагаемых условиях эксплуатации.

Топливный насос двигателя должен иметь запас производительности, превышающий максимальную потребность двигателя в диапазоне режимов полета, согласующийся с техническими требованиями Руководства по установке двигателя.

Все регулировочные средства топливного регулятора, которые не следует настраивать в течение времени, когда он установлен на двигателе, должны быть надежно закреплены и опломбированы или сделаны недоступными другими способами. Все другие средства настройки топливного регулятора должны быть доступными и иметь обозначение с указанием назначения регулировочных элементов, если это назначение неочевидно.

(b) Должен быть установлен топливный сетчатый фильтр или фильтр иного типа между входом топлива в двигатель и входом либо в дозирующее топливное устройство, либо в объемный насос, приводимый двигателем, в зависимости от того, что находится ближе к входу топлива в двигатель.

В отношении фильтров сетчатого или иного типа, требуемых данным пунктом, дополнительно должны быть приняты следующие меры:

(1) Фильтры должны быть доступными для слива и очистки и иметь сетку или другой элемент, который можно легко заменять. Должны быть предусмотрены конструктивные меры по исключению попадания в топливную систему грязи и других посторонних частиц при снятии фильтров.

(2) Фильтры должны иметь отстойники и сливное устройство, за исключением тех случаев, когда слив не требуется, если фильтры легко снимаются с целью слива.

(3) Фильтры должны устанавливаться таким образом, чтобы их вес не воспринимался соединительными трубками или подводящими и отводящими элементами этих фильтров, если для всех условий нагружения не обеспечены соответствующие запасы прочности этих трубок и соединений.

(4) Фильтры должны быть такого типа и иметь такую тонкость фильтрации топлива, которые необходимы для предохранения топливной системы от попадания посторонних частиц в топливо.

Заявитель должен показать, что:

(i) посторонние частицы, проходящие через установленную систему фильтрации, не ухудшают работу топливной системы двигателя;

(ii) топливная система способна продолжительно работать во всем диапазоне расходов и давлений на топливе, первоначально насыщенном водой при температуре 27 °C, имеющем дополнительно 0,2 мл свободной воды на 1 л топлива и охлажденном до наиболее критических условий для образования льда, возможных в эксплуатации. Однако это требование может быть удовлетворено демонстрацией эффективности утвержденной антиобледенительной присадки к топливу или демонстрацией применения встроенного в топливную систему подогревателя топлива, который в наиболее критических условиях повышает температуру топлива перед сеткой или на входе в двигатель выше 0 °C.

(5) Заявитель должен доказать, что средства фильтрации имеют пропускную способность, гарантирующую (в соответствии с эксплуатационными ограничениями двигателя) продолжение работы двигателя в пределах установленных ограничений на топливе, загрязненном до максимальной степени по размерам и количеству частиц, которые, вероятно, могут встретиться в эксплуатации. Работа в этих условиях должна быть продемонстрирована в течение периода времени, приемлемого для Компетентного органа начиная с момента появления первого сигнала о надвигающемся засорении фильтра, полученного от:

(i) используемого приборного оборудования двигателя; или

(ii) дополнительных средств, встроенных в топливную систему двигателя.

(6) Перепускной канал любого фильтра сетчатого или иного типа должен быть спроектирован и сконструирован таким образом, чтобы свести к минимуму вынос скопившейся грязи в проточную часть перепускного канала путем его соответствующего расположения.

(7) Если на любом фильтре или сетке предусмотрен клапан перепуска, то он должен быть устроен так, чтобы если фильтр или сетка полностью засорились, топливо продолжало бы поступать в приемлемом количестве через остальную часть системы. И, дополнительно:

(i) Конструкция топливной системы должна быть такой, чтобы при открытии клапана

перепуска сохранялась возможность работы двигателя на загрязненном топливе в течение периода времени, равного по меньшей мере половине максимальной продолжительности полета воздушного судна, на которое устанавливается двигатель, с уровнем загрязнения, равным уровню загрязнения в момент, когда первый раз появилась индикация о приближении засорения фильтра.

(ii) Если после срабатывания перепускного клапана необходимо выполнять действия по техническому обслуживанию, которые отличны от действий при приближающемся засорении, то должна быть предусмотрена индикация срабатывания перепускного клапана.

(c) Заявитель должен показать, что для каждой системы впрыска жидкости (иной, чем топливо) и средств управления системой, если они являются частью типовой конструкции двигателя, расход впрыскиваемой жидкости регулируется соответствующим образом.

(a*) Если в топливной системе может произойти образование льда, то в этих обстоятельствах должна быть гарантирована удовлетворительная работоспособность двигателя, без каких-либо действий со стороны экипажа воздушного судна. Если соответствие зависит от добавок, противообледенительных присадок, или других средств, являющихся частью топливной системы воздушного судна, то это должно быть указано в Документации по установке двигателя вместе с условиями, которые необходимо выполнить.

33.67A. Элементы управления

Элементы управления, относящиеся к двигателю, должны отвечать следующим требованиям:

(a) иметь достаточную прочность и жесткость и выдерживать механические и тепловые нагрузки, возможные в ожидаемых условиях эксплуатации:

(b) не перемещаться самопроизвольно под действием вибраций и других внешних нагрузок.

Если для элементов управления, размещенных на двигателе и включенных в его типовую конструкцию, используются гибкие элементы, то их пригодность должна быть одобрена.

(c) Для систем управления должно быть показано, что они сохраняют работоспособность при всех ожидаемых условиях эксплуатации двигателя.

33.67B. Стартер

Если стартер является частью типовой конструкции двигателя, то его конструкция и механизм привода должны быть такими, чтобы превышение частоты вращения стартера до величины, приводящей к опасному, связанному с двигателем, последствию, не могло иметь места при любых отказных условиях работы двигателя, которые не считаются крайне маловероятными. Должна быть рассмотрена возможность того, что после запуска стартер может оставаться соединенным с двигателем или вновь подсоединяться к двигателю при отказе механизма привода.

Если демонстрация соответствия данным требованиям основывается на средствах обеспечения безопасности, предусматриваемых на воздушном судне, то это должно быть указано в Документации по поддержанию летной годности.

33.68. Работа в условиях обледенения

Двигатель при работе с любыми видами защиты от обледенения должен:

(a) Работать в диапазоне полетных мощностей или тяг, включая достигаемые в полете минимальные частоты вращения ротора на малом газе при снижении воздушного судна, в условиях обледенения определяемых для турбореактивных, турбовентиляторных и турбовинтовых двигателей в Приложениях C и O к АП-25 с поправкой 9, и Приложении D к АП-33 и для турбовальных двигателей в Приложении C к АП-29, без накопления льда на деталях двигателя, которое:

(1) неблагоприятно влияет на работу или вызывает недопустимое длительное снижение мощности или тяги или повышение температуры газа выше допустимой, указанной в Руководстве по эксплуатации, или повышение вибраций двигателя более величины, указанной в Руководстве по эксплуатации;

(2) приводит к неприемлемой кратковременной потере мощности или тяги, или недопустимому механическому повреждению двигателя;

(3) вызывает срыв потока, помпаж или срыв пламени или потерю управляемости двигателя. Заявитель должен учесть влияния скоростного напора в полете в любом расчете критических условий обледенения и демонстрации испытаниями этих полетных условий.

(b) Работать в диапазоне полетных мощностей или тяг, включая достигаемые в полете минимальные частоты вращения ротора на малом газе при снижении воздушного судна, в условиях обледенения, определенных для турбореактивных, турбовентиляторных и турбовинтовых двигателей в Приложениях С и О к АП-25 с поправкой 9 и для турбовальных двигателей в Приложении С к АП-29 Дополнительно:

(1) Должно быть показано с помощью расчетного обоснования критических условий обледенения, что была проанализирована полная область обледенения, а приемлемая работа двигателя в наиболее критических условиях обледенения должна быть продемонстрирована испытанием двигателя, расчетом или комбинацией того и другого. Увеличенную продолжительность фазы полета (такой как, полет в зоне ожидания разрешения на посадку, снижение, заход на посадку, набор высоты и крейсерский полет) в критических условиях обледенения необходимо рассматривать для условий обледенения, определенных в вышеуказанных Приложениях.

(2) Должно быть показано испытанием двигателя, расчетом или комбинацией того и другого, что двигатель может приемлемо работать в течение следующих периодов времени:

(i) при мощностях или тягах двигателя, при которых может поддерживаться горизонтальный полет: период, в течение которого обеспечивается повторяющаяся, установившаяся работа для турбореактивного, турбовентиляторного и турбовинтового двигателей в условиях обледенения, определенных в Приложениях С и О к АП-25 с поправкой 9, и для турбовальных двигателей в условиях обледенения, определенных в Приложении С к АП-29;

(ii) при мощности или тяге двигателя ниже той, при которой может поддерживаться горизонтальный полет:

(A) демонстрация на высотном испытательном оборудовании, моделирующем полетные условия: период в 10 минут, совместимый с моделируемым полетом при снижении с высоты 3 км в условиях максимального длительного обледенения, определенных в Приложении С к АП-25 с поправкой 9 для турбореактивного, турбовентиляторного и турбовинтового двигателей, и в условиях обледенения, определенных в Приложении С к АП-29 для турбовальных двигателей, плюс запас в 40 процентов по содержанию жидкой воды, при критическом уровне воздушной скорости и температуры воздуха; или

(B) демонстрация на наземном испытательном оборудовании: период трех циклов воздействия переменного обледенения, соответствующего уровням содержания жидкой воды и стандартным длинам облака, начиная с условий максимального кратковременного обледенения, а затем в условиях максимального длительного обледенения, определенных в Приложении С к АП-25 с поправкой 9 для турбореактивного, турбовентиляторного и турбовинтового двигателей, и в условиях обледенения, определенных в Приложении С к АП-29 для турбовальных двигателей, при критическом уровне температуры воздуха.

(c) Дополнительно для соответствия п.(b) данного параграфа должны быть продемонстрированы испытанием двигателя условия, приведенные в табл. 1 данного параграфа, если они не заменяются сходными условиями испытаний на основании расчетного обоснования критических условий обледенения, которые являются более критическими или создают эквивалентный уровень жесткости:

Таблица 1 — УСЛОВИЯ, КОТОРЫЕ ДОЛЖНЫ БЫТЬ ПРОДЕМОНСТРИРОВАНЫ ИСПЫТАНИЕМ ДВИГАТЕЛЯ

Условие	Полная температура воздуха	Концентрации переохлажденной воды (минимум)	Медианный объемный диаметр капли	Период
1. Гололедные условия	От -6 до -4 °C	2 г/м^3	От 25 до 35 микрон	(a) 10-минутный для мощности или тяги ниже стабильного горизонтального полета (снижение на малом газе). (b) Необходимо показать повторяющуюся установившуюся работу для более высоких тяг или мощностей (50%, 75%, 100% максимальной продолжительной).
2. Условия изморози	От -23 до -18 °C	1 г/м^3	От 15 до 25 микрон	(a) 10-минутный для мощности или тяги ниже стабильного горизонтального полета (снижение на малом газе). (b) Необходимо показать повторяющуюся установившуюся работу для более высоких тяг или мощностей (50%, 75%, 100% максимальной продолжительной).
3. Ожидание в условиях гололеда (только турбореактивный, турбовентиляторный и турбовинтовой).	Только турбореактивный и турбовентиляторный: от -12 до -8 °C. Только турбо-винтовой: от -17 до -12 °C.	Перемежающийся цикл: Первый 1,7 г/м^3 (1 мин.) Затем 0,3 г/м^3 (6 мин.)	От 20 до 30 микрон	Необходимо показать повторяющуюся установившуюся работу в течение 9 минут (или 45 минут максимально).
4. Ожидание в условиях изморози (только турбореактивный, турбовентиляторный и турбовинтвой).	Только турбореактивный и турбовентиляторный: от -23 до -18 °C. Только турбовинтовой: от-17 до -12°C).	0,25 г/м^3	От 20 до 30 микрон	Необходимо показать повторяющуюся установившуюся работу в течение 9 минут (или 45 минут максимально).

(d) Работать без неблагоприятных последствий в течение 30 мин при каждом из условий обледенения, показанных в табл. 2 данного параграфа с располагаемым при наиболее критических условиях отбором воздуха для противообледенительной защиты двигателя с последующей приемистостью и кратковременной работой на режиме взлетной мощности или тяги. При работе в течение 30 мин на режиме малого газа двигатель может периодически переводиться на режим промежуточной мощности или тяги способом, приемлемым для Компетентного органа. Для демонстрации того, что внешние температуры ниже испытательной температуры являются менее критическими, может быть использован расчет. Заявитель должен указать в Руководстве по эксплуатации двигателя любые продемонстрированные процедуры периодического повышения режима и минимальные внешние температуры как обязательные в условиях обледенения. Заявитель должен продемонстрировать, с учетом ожидаемых высот аэропортов, условия обледенения, показанные в табл. 2.

Таблица 2 — МЕТОДЫ ДЕМОНСТРАЦИИ ДЛЯ КОНКРЕТНЫХ УСЛОВИЙ ОБЛЕДЕНЕНИЯ

Условие	Полная температура воздуха	Концентрация переохлажденной воды (минимум)	Медианный объемный диаметр капли	Демонстрации
1. Условия изморози	От -18 до -9 °С	Жидкость 0,3 г/м^3	15 - 25 микрон	Испытанием двигателя
2. Условия гололеда	От -7 до -1 °С	Жидкость 0,3 г/м^3	15 - 25 микрон	Испытанием двигателя
3. Условия смерзшегося снега	От -3 до 0 °С	Лед – 0,9 г/м^3	100 микрон (минимум)	Испытанием, расчетом или комбинацией того и другого
4. Условия обледенения при больших каплях (только турбореактивный, турбовентиляторный и турбовинтовой).	От -9 до -1 °С	Жидкость 0,3 г/м^3	100 микрон (минимум)	Испытанием, расчетом или комбинацией того и другого

(e*) Демонстрировать испытанием, расчетом или комбинацией того и другого приемлемую работу турбореактивного, турбовентиляторного и турбовинтового двигателей в условиях смешанной фазы и условиях обледенения при кристаллическом льде в пределах Приложения D настоящих Норм, в диапазоне полетной мощности или тяги, включая минимальные частоты вращения малого газа во время снижения.

33.69. Система зажигания

Двигатель должен быть оборудован системой зажигания для его запуска на земле и в полете. Электрическая система зажигания должна иметь по крайней мере два воспламенителя и две отдельные электрические цепи высокого напряжения.

(a*) В случае если допускается использование непрерывно действующей системы зажигания, необходимо выполнение требований п. (b*) совместно с п. (c*) или п. (d*) данного параграфа.

(b*) Должно быть проведено отдельное испытание для демонстрации того, что система непрерывного зажигания является безопасной и эффективной в ожидаемых условиях ее применения.

(c*) Система должна работать во время соответствующего длительного испытания двигателя в течение периодов времени, представительных по продолжительности и частоте работы системы в ожидаемых условиях эксплуатации. Как правило, программа должна включать использование непрерывного зажигания с суммарной продолжительностью, которая достигается за 1000 ч эксплуатации.

(d*) Допускается проведение эквивалентных испытаний системы непрерывного зажигания на специальной установке, но окончательное подтверждение пригодности системы должно быть подтверждено в течение по крайней мере 10 ч (периодами по 30 мин) в ходе длительного испытания двигателя.

33.70. Основные детали двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах

С помощью одобренных Компетентным органом процедур должны быть установлены эксплуатационные ограничения, которые определяют максимально допустимое количество полетных циклов для каждой основной детали двигателя, ресурс которой устанавливается в циклах. Основными деталями двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах, являются роторные и статорные детали

конструкции, первичное разрушение которых, насколько можно ожидать, приводит к опасному, связанному с двигателем, последствию. Обычно к основным деталям двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах, относятся (но не ограничиваются перечисленными далее) диски, проставки, втулки, валы, корпуса, находящиеся под высоким давлением (для двигателей с высокой степенью повышения полного давления воздуха в компрессоре: $\pi_к^* \geq 20$), и компоненты узлов крепления двигателя, не имеющие резервирования. Для целей данного параграфа опасным, связанным с двигателем, условием является любое из условий, перечисленных в 33.75 (g)(2). Заявитель должен установить целостность каждой основной детали, ресурс которой устанавливается в циклах, с помощью:

(a) Инженерно-технического плана, который содержит шаги, требуемые для обеспечения того, что каждая основная деталь двигателя, ресурс которой устанавливается в циклах, изымается из эксплуатации при достижении одобренного ресурса до того, как могут наступить опасные, связанные с двигателем, последствия. Эти шаги включают обоснованный расчет, испытание или опыт эксплуатации, которые гарантирует, что сочетание нагрузок, свойств материалов, влияния условий окружающей среды и рабочих условий, включая воздействие других деталей двигателя на перечисленные параметры, достаточно хорошо известно или предсказуемо, чтобы можно было установить и поддерживать эксплуатационные ограничения для каждой основной детали двигателя, ресурс которой устанавливается в циклах. Заявители должны провести соответствующие оценки допустимости повреждения, направленные на возможность разрушения в пределах одобренного ресурса детали от дефектов в материале, дефектов, внесенных при изготовлении и в эксплуатации. Заявители должны публиковать перечень основных деталей двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах, с указанием величины одобренного ресурса для каждой детали в Разделе или Руководстве по ограничениям 33.75 (g)(2) летной годности Документации по поддержанию летной годности.

(b) Плана изготовления, в котором определяются конкретные ограничения при изготовлении, необходимые для постоянного производства каждой основной детали двигателя, ресурс которой устанавливается в циклах, с характерными свойствами, требуемыми Инженерно-техническим планом.

(c) Плана управления эксплуатацией, в котором определяются применяемые в эксплуатации технологии технического обслуживания и ограничения при ремонте для каждой основной детали двигателя, ресурс которой устанавливается в циклах, позволяющие поддерживать характерные свойства, совместимые с теми, которые требуются Инженерно-техническим планом. Эти технологии должны стать частью Документации по поддержанию летной годности.

33.71. Масляная система

(a) Общие требования

Масляная система должна нормально функционировать и обеспечивать работоспособность двигателя при всех положениях двигателя в полете в ожидаемых условиях эксплуатации.

Любые одобренные марки и типы масел и соответствующие ограничения по их применению должны быть заявлены и обоснованы.

Любая характеристика масла, которая может быть критической для работоспособности двигателя или его долговечности, должна быть указана, и двигатель с этим маслом должен пройти испытания, если это необходимо.

(b) Масляные фильтры сетчатого или иного типа

Должны быть предусмотрены масляные фильтры сетчатого или иного типа, через которые проходило бы все масло, прокачиваемое через двигатель. При этом:

(1) Каждый фильтр сетчатого или иного типа, требуемый данным пунктом и снабженный перепуском, должен быть сконструирован и установлен так, чтобы в случае полного засорения фильтрующего элемента обеспечивалась потребная прокачка масла через остальную часть системы.

(2) Должны быть указаны тип фильтрующего устройства и тонкость фильтрации масла, необходимые для предохранения масляной системы двигателя от посторонних частиц в масле. Заявитель должен показать, что посторонние частицы, проходящие через указанные фильтрующие устройства, не ухудшают функционирования масляной системы двигателя.

(3) Каждый фильтр сетчатого или иного типа, требуемый данным пунктом, должен обеспечить пропускную способность (в соответствии с эксплуатационными ограничениями, установленными

для двигателя), гарантирующую, что функционирование масляной системы двигателя не ухудшается в том случае, если масло загрязнено до степени (по размерам и количеству частиц) большей, чем это определено для двигателя в п. (b)(2) данного параграфа.

(4) Должно быть предусмотрено средство сигнализации о загрязнении каждого фильтра сетчатого или иного типа, требуемого данным параграфом, прежде чем пропускная способность через него достигнет уровня, установленного п. (b)(3) данного параграфа; исключение составляют фильтры сетчатого или иного типа, расположенные на выходе из масляного бака или перед откачивающими масляными насосами.

(5) Перепускной клапан любого фильтра должен быть спроектирован и сконструирован таким образом, чтобы свести к минимуму вынос скопившейся грязи в проточную часть перепускного канала путем его соответствующего расположения.

(6) Для каждого фильтра сетчатого или иного типа, требуемого данным параграфом и не имеющего перепуска, за исключением фильтров, расположенных на выходе из масляного бака или за откачивающим насосом, следует предусмотреть возможность соединения со средствами оповещения пилота о загрязнении сетки фильтра до того, как оно достигнет степени, указанной в п. (b)(3) данного параграфа.

(7) Каждый фильтр сетчатого или иного типа, требуемый данным параграфом, должен быть доступным для слива и очистки.

(c) Масляные баки

(1) Каждый масляный бак должен иметь расширительное пространство, составляющее не менее 10 % его вместимости.

(2) Должна быть исключена возможность непреднамеренного заполнения расширительного пространства масляного бака.

(3) Если в полости углубления, в которой расположена заливная горловина масляного бака, может скапливаться значительное количество масла, то должно быть предусмотрено сливное устройство.

(4) Каждая крышка масляного бака должна обеспечивать маслонепроницаемое уплотнение. У Заявителя, добивающегося права установить двигатель на самолет, одобряемый для выполнения полетов по правилам ETOPS, масляный бак должен быть быть сконструирован так, чтобы предотвращать опасную потерю масла из-за неправильно установленной крышки масляного бака.

(5) Крышка заливной горловины масляного бака должна иметь маркировку «Масло».

(6) Масляный бак должен суфлироваться в верхней части расширительного пространства, а система суфлирования должна быть выполнена так, чтобы в ней не скапливался водяной конденсат, который может замерзнуть и закупорить канал.

(7) Должны быть предусмотрены средства, препятствующие попаданию в масляный бак или на выход из него любого предмета, который мог бы блокировать поток масла через систему.

(8) Должен быть предусмотрен отсечной клапан на выходе из любого масляного бака, если внешние элементы масляной системы (включая крепление масляного бака) не являются огненепроницаемыми.

(9) Масляный бак, не предназначенный для работы с наддувом, должен обеспечивать отсутствие утечек под воздействием максимальной рабочей температуры и внутреннего давления 0,35 кгс/см^2, а масляный бак, предназначенный для работы с наддувом, должен удовлетворять требованиям 33.64.

(10) Вытекшее или разлитое масло не должно скапливаться в пространстве между баком и остальной частью двигателя.

(11) Масляный бак должен иметь указатель количества масла или должна быть предусмотрена возможность его установки.

(12) Если система флюгирования воздушного винта связана с масляной системой двигателя, то:

(i) должны быть предусмотрены устройства для удержания некоторого количества масла в баке, чтобы не прекращалось поступление масла в систему флюгирования вследствие отказа какого-либо элемента масляной системы помимо самого бака;

(ii) количество удерживаемого масла должно быть достаточным для выполнения операции флюгирования и доступным только для флюгерного насоса;

(iii) должны быть предусмотрены устройства, обеспечивающие безопасную работу системы флюгирования воздушного винта при попадании в масло грязи и посторонних частиц.

(d) Устройство для слива масла

Должно быть предусмотрено сливное устройство (устройства), обеспечивающее безопасный слив масла из системы. Каждое сливное устройство должно:

(1) быть доступным;

(2) иметь ручные или автоматические средства для надежного фиксирования в закрытом положении.

(e) Масляные теплообменники

Масляный теплообменник должен без повреждений выдерживать любые вибрации, нагрузки от сил инерции и давления масла, которым он будет подвергаться во время комплекса испытаний.

(a*) Откачивающие насосы

Откачивающие насосы масляной системы двигателя должны быть защищены от попадания в них посторонних частиц.

33.72. Системы гидроприводов

Системы гидроприводов должны нормально функционировать во всех ожидаемых условиях эксплуатации двигателя.

Каждые фильтр или сетка должны быть доступны для обслуживания, а каждый бак должен отвечать требованиям к конструкции, изложенным в 33.71(c), и к испытаниям – 33.91(c).

33.73. Приемистость по мощности или тяге

Двигатель должен быть спроектирован и сконструирован так, чтобы обеспечивалась возможность приемистости:

(a) От минимальной до установленной взлетной мощности или тяги при максимальных отборах воздуха и мощности, разрешенных для воздушного судна, без превышения температуры газа, помпажа, срыва или других нежелательных явлений, встречающихся при эксплуатации двигателя, при перемещении рычага управления двигателем от положения «Минимум» до положения «Максимум» не более чем за 1 с, исключая те случаи, когда Компетентный орган допускает возможность увеличения этого времени для различных операций управления, требуемых программой регулирования; и

(b) От фиксированного положения рычага управления двигателем «Минимальный полетный малый газ», если он установлен, или если не установлен, то от положения, соответствующего не более 15 % установленной взлетной мощности или тяги, до 95 % установленной взлетной мощности или тяги не более чем за 5 с. Указанная 5-секундная приемистость по мощности или тяге должна обеспечиваться от указанного установившегося режима при использовании отбора воздуха и загрузке агрегатов, необходимых только для работы двигателя. Заявитель устанавливает взлетный режим, при котором не требуется форсирования.

(a*) Должно быть продемонстрировано на испытательном стенде, что:

(1*) Тяга (мощность) двигателя возрастает до установленной взлетной при перемещении рычага управления двигателем не более чем за 1 с от положения минимального полетного малого газа до максимального положения, при наиболее неблагоприятном сочетании отбора воздуха и мощности, которое допускается для воздушного судна, без превышения температуры газа перед турбиной, потери газодинамической устойчивости или других неблагоприятных факторов, возможных на двигателе.

(2*) Возрастание тяги (мощности) может быть выполнено от 15 до 95 % установленной взлетной тяги (мощности) за время не более чем 5 с. Более длительное время возрастания тяги (мощности) допускается при дополнительном подтверждении. Указанное увеличение тяги производится при использовании только отбора воздуха и загрузке агрегатов, необходимых для обеспечения работы двигателя.

(b*) Изменение тяги (мощности) двигателя от минимального земного малого газа или минимального полетного малого газа до 95 % взлетной должно измеряться при следующих условиях загрузки двигателя:

(1*) без отбора воздуха и мощности на нужды воздушного судна;

(2*) при максимально допустимых отборах воздуха и мощности на нужды воздушного судна;

(3*) при промежуточной величине отбора воздуха и мощности, соответствующей той, которая может использоваться как максимальная для воздушного судна при заходе на посадку.

33.74. Продолженное вращение

Если какая-либо из основных вращающихся систем двигателя продолжает вращаться после того, как двигатель будет выключен в полете по любой причине, и если нет средств, предотвращающих такое продолженное вращение, то любое продолжение вращения в течение максимального периода в полете и в условиях, ожидаемых в случае неработающего двигателя, не должно приводить ни к одному из последствий, описанных в 33.75(g)(2)(i)–(vi).

33.75. Анализ безопасности

(a)(1) Заявитель должен выполнить анализ безопасности двигателя, включая систему управления, для оценки возможных последствий всех отказов, которые могут произойти. При этом необходимо учитывать, если применимо:

(i) Предполагаемые приборы и оборудование воздушного судна, связанные с установкой двигателя. Такие предположения должны быть сформулированы при проведении анализа.

(ii) Последующие вторичные отказы и скрытые отказы.

(iii) Множественные отказы, на которые есть ссылка в п. (d) данного параграфа или которые приводят к опасным, связанным с двигателем, последствиям, определенным в п. (g)(2) данного параграфа.

(2) Заявитель должен составить сводку отказов, которые могут привести к значительным и опасным, связанным с двигателем, последствиям, указанным в п. (g) данного параграфа, и оценить вероятность проявления таких последствий. Любая деталь двигателя, отказ которой может привести к опасным, связанным с двигателем, последствиям, должна быть ясно определена в этой сводке.

(3) Заявитель должен показать, что опасные, связаннее с двигателем, последствия будут возникать с частотой, не превышающей частоту крайне маловероятного события (диапазон вероятности – от 10^{-7} до 10^{-9} на час наработки двигателя в полете). Так как оценки вероятностей отдельных отказов могут быть недостаточно точными, чтобы позволить Заявителю оценить суммарную частоту опасных, связанных с двигателем, последствий, то соответствие может быть установлено, если продемонстрировано, что вероятность опасного, связанного с двигателем, последствия единичного отказа не превышает 10^{-8} на час наработки двигателя в полете. При таких низких значениях вероятности абсолютное доказательство затруднено, и соответствие можно установить, опираясь на инженерное заключение и предшествующий опыт в сочетании с обоснованной методологией конструирования и испытаний.

(4) Заявитель должен показать, что значительные, связанные с двигателем, последствия будут возникать с частотой, не превышающей частоту маловероятного события (диапазон вероятностей – от 10^{-5} до 10^{-7} на час наработки двигателя в полете).

(b) Компетентный орган может потребовать, чтобы любые допущения относительно последствий отказов или возможных комбинаций отказов подтверждались испытаниями.

(c) Вероятность первичного отказа некоторых деталей невозможно точно определить в численных величинах. Если существует возможность, что отказ таких элементов приведет к опасным, связанным с двигателем, последствиям, то соответствие может быть установлено на основании удовлетворения требований к целостности деталей, изложенных в 33.19, 33.27 и 33.70. Эти случаи должны быть указаны в анализе безопасности.

(d) Если для предотвращения развития отказа до опасных, связанных с двигателем, последствий предусмотрена система обеспечения безопасности, то при анализе безопасности должна рассматриваться возможность отказа системы обеспечения безопасности в комбинации с основным отказом двигателя. Система обеспечения безопасности может включать предохранительные устройства, приборное оборудование, средства раннего предупреждения, проверки при техническом обслуживании, а также другие оборудование и процедуры. Если элементы системы обеспечения безопасности находятся вне зоны ответственности изготовителя двигателя, то допущения относительно надежности этих элементов должны быть четко установлены при анализе и определены в Документации по установке и эксплуатации согласно 33.5.

(e) Если анализ безопасности зависит от одного или более изложенных ниже факторов, то при анализе эти факторы должны быть выявлены и соответственно подтверждены:

(1) Операции по техническому обслуживанию, которые проводятся через установленные

интервалы. Эти мероприятия включают проверку эксплуатационной пригодности (способности к техническому обслуживанию) деталей, отказ которых может быть скрытым. При необходимости для предотвращения появления опасных, связанных с двигателем, последствий операции по техническому обслуживанию и интервалы технического обслуживания должны быть указаны в Документации по поддержанию летной годности, требуемой 33.4. Кроме того, если ошибки при техническом обслуживании двигателя, включая систему управления двигателя, могут привести к опасным, связанным с двигателем, последствиям, то необходимые указания должны быть включены в соответствующие руководства по двигателю.

(2) Проверка работоспособности предохранительных или других устройств в предполетные или другие установленные периоды. Инструкции по этим проверкам должны быть опубликованы в соответствующем руководстве по двигателю.

(3) Обеспечение специальными контрольно-измерительными приборами.

(4) Действия летного экипажа, которые указаны в Руководстве по эксплуатации.

(f) Анализ безопасности должен также включать, если применимо, исследование следующего оборудования:

(1) индикаторные приборы;

(2) ручные и автоматические органы управления;

(3) системы отбора воздуха от компрессора;

(4) системы впрыскивания охладителя на вход двигателя;

(5) системы регулирования температуры газа;

(6) системы регулирования частоты вращения двигателя, регуляторы мощности/тяги и системы управления подачи топлива;

(7) ограничители превышения частоты вращения и температуры двигателя или срезки топлива двигателя;

(8) системы управления воздушным винтом;

(9) системы реверсирования тяги двигателя или воздушного винта.

(g) Для демонстрации соответствия требованиям Части 33 Авиационных правил применительно к двигателю используются следующие определения отказа:

(1) Отказ двигателя, при котором единственным последствием является частичная или полная потеря его тяги или мощности (и соответствующих служебных функций), должен рассматриваться как отказ с незначительным, связанным с двигателем, последствием.

(2) Нижеуказанные последствия должны рассматриваться как опасные, связанные с двигателем, последствия:

(i) нелокализованные фрагменты, обладающие высокой энергией;

(ii) концентрация токсичных продуктов в отбираемом от двигателя воздухе, предназначенном для кабины достаточная, чтобы привести к потере работоспособности экипажа или пассажиров;

(iii) значительная тяга в направлении, противоположном заданному;

(iv) неуправляемый пожар;

(v) разрушение узлов подвески двигателя, приводящее к отделению двигателя от воздушного судна;

(vi) разъединение воздушного винта с двигателем (если применимо); и

(vii) невозможность выключить двигатель.

(3) Если степень тяжести последствий занимает промежуточное место между указанными в пп. (g)(1) и (2) данного параграфа, то такие последствия должны рассматриваться как значительные, связанные с двигателем, последствия.

33.76. Попадание птиц

(a) Общие положения. Соответствие требованиям пп. (b), (c) и (d) данного параграфа должно быть продемонстрировано с учетом следующих требований:

(1) За исключением того, как определено в п. (d) данного параграфа, все испытания при попадании птиц должны проводиться на двигателе, работающем на установившемся режиме, когда взлетная мощность или тяга составляет не менее 100 % в условиях окружающей среды, которые будут наблюдаться в день испытаний

перед забросом птицы в двигатель. Кроме того, при демонстрации соответствия необходимо учитывать влияние условий эксплуатации двигателя при взлете на уровне моря в наиболее жаркий день, когда двигатель с минимальными характеристиками может достигать максимальной установленной взлетной тяги или мощности.

(2) Площадь наименьшего сечения во входном канале двигателя, используемая в данном параграфе для определения количества и массы птиц, должна быть установлена Заявителем и определена как ограничение в Руководстве по установке двигателя согласно 33.5.

(3) Должны быть оценены последствия удара в переднюю часть двигателя одной крупной птицы и одной средней птицы наибольшего размера, которые могут попасть во вход, а также крупной стайной птицы. Должно быть продемонстрировано, что соответствующие компоненты под воздействием удара в условиях, изложенных в пп. (b), (c) или (d) данного параграфа, не будут отрицательно влиять на двигатель до такой степени, что он не сможет соответствовать требованиям пп. (b)(3), (c)(6) и (d)(4) данного параграфа.

(4) Для двигателя, имеющего защитное устройство на входе, соответствие требованиям данного параграфа должно быть установлено при функционировании этого устройства. Одобрение двигателя должно быть дополнено записью, показывающей, что соответствие этим требованиям достигнуто при функционировании защитного устройства.

(5) При проведении испытаний на попадание птиц согласно пп. (b), (c) и (d) данного параграфа птицы могут быть заменены приемлемыми для Компетентного органа посторонними предметами.

(6) Если соответствие требованиям данного параграфа не установлено, то в Документации по сертификации типа двигателя должно быть отражено, что двигатель ограничен установкой на воздушные суда, для которых показано, что птица не может ударить двигатель, попасть внутрь двигателя или препятствовать прохождению воздушного потока в двигатель.

(b) Отдельная крупная птица. Соответствие требованиям при попадании крупной птицы должно быть продемонстрировано следующим образом:

(1) Испытания при попадании крупной птицы должны проводиться с одной птицей (масса которой определяется исходя из табл. 1), нацеленной в наиболее критическое сечение рабочих лопаток I ступени ротора вентилятора или компрессора, при скорости забрасывания птицы 100 м/с – для двигателей, устанавливаемых на самолеты, или при максимальной скорости полета, характерной для нормального полета, – для двигателей, устанавливаемых на вертолетах.

(2) Не допускается перемещение РУД в течение 15 с после попадания крупной птицы.

(3) Попадание одной крупной птицы в условиях испытаний, предписанных данным параграфом, не может приводить к любому из условий, указанных в 33.75(g)(2).

(4) Соответствие требованиям к испытаниям на попадание крупной птицы может быть установлено путем демонстрации, что требования к удержанию лопаток и дисбалансу ротора, изложенные в 33.94(a) являются более жесткими, чем требования данного параграфа.

Таблица 1

Требования по крупным птицам

Площадь A наименьшего сечения во входном канале двигателя, м^2	**Масса птицы, кг**
A < 1,35	1,85 минимум, если не установлено, что более жесткой демонстрацией являются испытания с птицей меньшей массы
1.35 ≤ A < 3,90	2,75
A ≥ 3,90	3,65

(c) Мелкие и средние стайные птицы. Соответствие требованиям данного пункта должно быть продемонстрировано следующим образом:

(1) Расчет или испытания компонентов, или то и другое, приемлемые для Компетентного органа, должны быть проведены для определения критических параметров попадания мелких и средних птиц, вызывающих потерю мощности и повреждения.

При выборе критических параметров необходимо учитывать, в частности, влияние критической скорости забрасывания птицы,

критической зоны для прицеливания и частоты вращения I ступени ротора вентилятора или компрессора. Критическая скорость забрасывания птицы должна отражать наиболее критическое условие в диапазоне скоростей полета, используемых при нормальном полете вплоть до высоты 450 м над уровнем моря, но быть не менее чем минимальная скорость принятия решения V_1 для самолетов.

(2) Испытания на попадание средних птиц следует проводить так, чтобы имитировалось столкновение со стаей птиц, масса и количество которых указаны в табл. 2. Когда в табл. 2 указана только одна птица, то она должна быть нацелена на вход в газогенератор двигателя. Другие критические зоны по площади наименьшего сечения во входном канале двигателя должны оцениваться, при необходимости, с помощью соответствующих испытаний или расчета, или того и другого. Когда в табл. 2 указаны две или более птиц, то птица наибольшей массы должна быть нацелена на вход в газогенератор двигателя, а вторая птица – в наиболее критическую зону на рабочих лопатках I ступени ротора вентилятора или компрессора. Остальные птицы должны быть равномерно распределены по площади наименьшего сечения во входном канале в двигатель.

(3) Кроме того, за исключением вертолетных двигателей, должно быть подтверждено соответствующими испытаниями или расчетом, или тем и другим, что когда весь вентиляторный узел подвергается воздействию птиц, масса и количество которых указаны в табл. 3, нацеленных в наиболее критическую зону вентиляторного узла снаружи основного канала газогенератора, двигатель может соответствовать критериям приемлемости данного параграфа.

(4) Испытания по попаданию мелких птиц не требуются, если предписанное количество средних птиц проходит через рабочие лопатки ротора двигателя при испытаниях на попадание средних птиц.

(5) Испытания на попадание мелких птиц следует проводить так, чтобы имитировалось столкновение со стаей из 16 птиц максимально исходя из расчета, что одна птица массой 85 г приходится на каждые 0,032 м^2 площади входа и на оставшуюся часть площади входа менее 0,032 м^2.

Птицы должны быть нацелены так, чтобы они попадали во все подвергаемые воздействию критические зоны на рабочих лопатках I ступени ротора вентилятора или компрессора, а остальные птицы равномерно распределялись по площади наименьшего сечения во входном канале двигателя.

(6) Попадание мелких и средних птиц в условиях испытаний, предписанных в данном параграфе, не должно привести к:

(i) потере поддерживаемой тяги или мощности более чем на 25 %;

(ii) выключению двигателя в течение требуемой демонстрации, предписанной в пп. (c)(7) или (8) данного параграфа;

(iii) последствиям, указанным в п. (b)(3) данного параграфа;

(iv) недопустимому ухудшению характеристик управления двигателем.

(7) За исключением вертолетных двигателей, должна использоваться следующая программа испытаний:

(i) имитация столкновения со стаей, длящаяся приблизительно 1 с от момента попадания первой птицы до последней;

(ii) работа двигателя после попадания птиц без какого-либо перемещения РУД в течение 2 мин:

(iii) работа двигателя на 75 % мощности или тяги, указанной в п. (a)(1) данного параграфа, в течение 3 мин;

(iv) работа двигателя на 60 % мощности или тяги, указанной в п. (a)(1) данного параграфа, в течение 6 мин;

(v) работа двигателя на 40 % мощности или тяги, указанной в п. (a)(1) данного параграфа, в течение 6 мин;

(vi) работа двигателя в течение 1 мин на режиме ПМГ при заходе на посадку;

(vii) работа двигателя в течение 2 мин на 75 % мощности или тяги, указанной в п. (a)(1) данного параграфа;

(viii) устойчивая работа на режиме ЗМГ и выключение двигателя.

(ix) указанная продолжительность – это наработка при определенных условиях с изменением мощности или тяги между каждым из условий менее чем за 10 с.

(8) Для вертолетных двигателей должна использоваться следующая программа испытаний:

(i) имитация столкновения со стаей, длящаяся приблизительно 1 с от момента попадания первой птицы до последней;

(ii) работа двигателя на 75 % тяги или мощности согласно п. (a)(1) данного параграфа в течение 3 мин;

(iii) работа двигателя на режиме ПМГ в течение 90 с при снижении;

(iv) работа двигателя на 75 % тяги или мощности согласно п. (a)(1) данного параграфа в течение 30 с;

(v) устойчивая работа на режиме ЗМГ и выключение двигателя;

(vi) указанная продолжительность – это наработка при определенных условиях с изменением мощности между каждым из условий менее чем за 10 с.

(9) Не требуется соответствие требованиям к попаданию средних птиц для двигателей, предназначенных для многодвигательного вертолета, если это указано в соответствующей документации Сертификата типа.

(10) Если какие-либо эксплуатационные ограничения двигателя превышены в течение первых 2 мин без перемещения РУД согласно требованиям п. (c)(7)(ii) данного параграфа, то должно быть установлено, что превышение ограничений не будет воздействовать на двигатель неприемлемым образом.

Таблица 2

Масса средней птицы в стае и требования к количеству птиц

Площадь A наименьшего сечения во входном канале двигателя, м^2	Колич. птиц	Масса птицы, кг
0,05 > A	Ни одной	–
0,05≤A<0,10	1	0,35
0,10≤A<0,20	1	0,45
0.20≤A<0,40	2	0,45
0,40≤A<0,60	2	0,70
0,60≤A<1,00	3	0,70
1,00≤A<1,35	4	0,70
1,35≤A<1,70	1 +3	1,15 0,70

Продолжение таблицы 2

Площадь A наименьшего сечения во входном канале двигателя, м^2	Колич. птиц	Масса птицы, кг
1,70 ≤ A < 2,10	1 +4	1.15 0,70
2,10 ≤ A < 2,50	1 +5	1,15 0,70
2,50 ≤ A < 3,90	1 +6	1,15 0,70
3,90 ≤ A < 4,50	3	1,15
4,50 ≤A	4	1.15

Таблица 3

Дополнительная оценка целостности

Площадь A наименьшего сечения во входном канале двигателя, м^2	Колич. птиц	Масса птицы, кг
1,35 > A	Ни одной	–
1,35 ≤A< 2,90	1	1,15
2,90 ≤A< 3,90	2	1,15
3,90 ≤A	1 +6	1,15 0,70

(d) Крупная стайная птица. Испытания двигателя должны быть проведены следующим образом:

(1) Испытания двигателя с крупной стайной птицей должны проводиться с птицами, масса и количество которых приведены в табл. 4, и при скорости их забрасывания 100 м/с.

(2) Перед забрасыванием двигатель должен быть стабилизирован при физической частоте вращения ротора I ступени (или ступеней), подвергаемой воздействию, при которой в условиях стандартного дня двигатель должен вырабатывать 90 % максимальной установленной взлетной мощности или тяги в статических условиях на уровне моря.

(3) Птица должна быть нацелена на первую подвергаемую воздействию вращающуюся ступень (или ступени), в точку, расположенную на уровне, составляющем не менее чем 50 % высоты профиля лопатки, измеренной по входной кромке.

(4) Заброс крупной стайной птицы при условиях, предписанных в данном параграфе, не должен стать причиной любого из перечисленных последствий:

(i) продолжительного уменьшения тяги или мощности до уровня менее 50 % максимальной установленной взлетной мощности или тяги во время работы на участках, указанных в п. (d)(5)(i) данного параграфа;

(ii) выключения двигателя во время требуемой демонстрации работы, указанной в п. (d)(5) данного параграфа;

(iii) условий, указанных в п. (b)(3) данного параграфа.

(5) Должна использоваться следующая программа испытания:

(i) заброс, за которым следует 1 мин без перемещения РУД;

(ii) затем следует 13 мин при тяге или мощности, составляющей не менее 50 % максимальной установленной взлетной мощности или тяги;

(iii) затем следует 2 мин при тяге или мощности между 30 и 35 % максимальной установленной взлетной мощности или тяги;

(iv) затем следует 1 мин с мощностью или тягой, увеличенной по сравнению с установленной в п. (d)(5)(iii) данного параграфа на величину между 5–10 % от максимальной установленной взлетной мощности или тяги;

(v) затем следует 2 мин с мощностью или тягой, уменьшенной по сравнению с установленной в п. (d)(5)(iv) данного параграфа на 5–10 % от максимальной установленной взлетной мощности или тяги;

(vi) затем следует как минимум 1 мин на ЗМГ и выключение двигателя. Указанные продолжительности являются промежутками времени при заданных условиях испытания.

Перемещение РУД между условиями испытания должно проводиться за 10 с или менее, за исключением того, что время перемещения РУД в п. (d)(5)(ii) данного параграфа не ограничено, а для установки мощности в соответствии с п. (d)(5)(iii) данного параграфа время должно составлять 30 с или меньше.

(6) Соответствие требованиям данного п. (d) по забросу крупной стайной птицы может быть также продемонстрировано с помощью:

(i) введения требований пп. (d)(4) и (5) данного параграфа в требования к результатам испытания по забрасыванию одной крупной птицы, указанного в п. (b)(1) данного параграфа; или

(ii) использования испытания сборочного узла двигателя при условиях заброса, указанных в п. (b)(1) данного параграфа, если:

(A) все компоненты, критические для установления соответствия требованиям п. (d) данного параграфа, включены в испытания сборочного узла;

(B) компоненты, указанные в п. (d)(6)(ii)(A) данного параграфа, установлены в представительный двигатель для демонстрации продолжения работы в соответствии с пп. (d)(4) и (5) данного параграфа; за исключением того, что п. (d)(5)(i) исключается, а п. (d)(5)(ii) должен составлять по продолжительности 14 мин после запуска и выхода на установившейся режим работы двигателя; и

(C) можно показать, что динамические воздействия, которые могли бы наблюдаться во время испытаний по забросу на полноразмерном двигателе, являются незначительными в отношении удовлетворения требований пп. (d)(4) и (5) данного параграфа.

(7) Заявители должны показать, что превышение любого эксплуатационного ограничения двигателя за время испытаний не будет воздействовать на двигатель неприемлемым образом.

Таблица 4

Масса и количество крупных стайных птиц

Площадь A наименьшего сечения во входном канале двигателя, м^2	**Колич. птиц**	**Масса птицы, кг**
A< 2,50	Нет	–
2,50 ≤A< 3,50	1	1,85
3,50 ≤A< 3,90	1	2,10
3,90 ≤A	1	2,50

33.77. Попадание посторонних предметов (льда)

(a) Соответствие требованиям данного параграфа должно быть продемонстрировано с помощью испытаний двигателя по попаданию льда или обоснованным расчетом, показывающим эквивалентность других методов для демонстрации допустимости повреждения мягким телом.

(b) [Зарезервирован]

(c) Попадание льда в условиях, установленных в п. (e) данного параграфа, не должно:

(1) вызывать немедленную или неприемлемую длительную потерю мощности или тяги; или

(2) требовать выключения двигателя.

(d) Применительно к двигателю, оборудованному защитным устройством (на входе), соответствие требованиям данного параграфа можно не демонстрировать в отношении льда, формирующегося перед защитным устройством, если будет показано, что:

(1) Такой лед имеет размер, при котором он не будет проходить через защитное устройство.

(2) Защитное устройство выдержит удар льда; и

(3) Лед, задержанный защитным устройством, не будет препятствовать потоку воздуха, поступающего в двигатель, с результирующим длительным снижением тяги или мощности на величины, большие, чем это допускается требованиями п. (c) данного параграфа.

(e) Соответствие требованиям данного параграфа должно быть продемонстрировано путем проведения испытаний двигателя по попаданию льда при нижеследующих условиях попадания или с помощью обоснованного расчета, показывающего эквивалентность других методов для демонстрации допустимости повреждения мягким телом:

(1) Минимальное количество льда и его размеры должны устанавливаться в соответствии с размерностью двигателя (площадью области входного устройства, ограниченной передней кромкой входа в мотогондолу), как определено в Таблице данного параграфа.

(2) Размеры попадающего льда определяются линейной интерполяцией между табличными величинами и основываются на реальной площади сечения на входе в двигатель.

(3) Скорость попадания должна имитировать скорость засасывания льда с воздухозаборника в двигатель.

(4) Двигатель должен работать на максимальной крейсерской мощности или тяге, если меньшая мощность не является более критичной.

Таблица
Минимальные размеры куска льда, основанные на размерности двигателя

Площадь области входного устройства, ограниченной передней кромкой входа в мотогондолу (дюйм^2/м^2)	Толщина (дюйм/мм)	Ширина (дюйм/см)	Длина (дюйм/см)
0/0	0,25/6,35	0/0	3,6/ 9,144
80/0,0516128	0,25/6,35	6/15,24	3,6/ 9,144
300/0,193548	0,25/6,35	12/30,48	3,6/ 9,144
700/0,451612	0,25/6,35	12/30,48	4,8/ 12,192
2800/1,806448	0,25/6,35	12/30,48	8,5/21,59
5000/3,2258	0,43/ 10,922	12/30,48	11,0/ 27,94
7000/4,51612	0,50/12,7	12/30,48	12,7/ 32,258
7900/5,096764	0,50/12,7	12/30,48	13,4/ 34,036
9500/6,12902	0,50/12,7	12/30,48	14,6/ 37,084
11300/7,290308	0,50/12,7	12/30,48	15,9/ 40,386
13300/8,580628	0,50/12,7	12/30,48	17,1/ 43,434
16500/10,64514	0,50/12,7	12/30,48	18,9/ 48,006
20000/12,9032	0,50/12,7	12/30,48	20,0/50,8

33.78. Попадание дождя и града

(a) Все двигатели

(1) Попадание больших градин (удельной плотностью 0,8–0,9) при максимальной истинной скорости полета типичного воздушного судна в турбулентной атмосфере вплоть до высоты 4500 м при работе двигателя на

максимальной продолжительной мощности не должно вызывать недопустимого механического повреждения или недопустимой потери мощности или тяги после попадания или требовать выключения двигателя. Одна половина общего количества градин должна быть направлена в произвольную зону площади входа, а вторая половина – в критическую зону площади входа. Засасывание градин должно осуществляться быстро, чтобы имигировать попадание в град, а количество и размер градин должны определяться следующим образом:

(i) Одна градина диаметром 25 мм – для двигателей, площадь входа которых не более 645 $см^2$;

(ii) Одна градина диаметром 25 мм и одна градина диаметром 50 мм – на каждые 968 $см^2$ площади входа; одна градина диаметром 50 мм – на оставшуюся часть площади входа менее 968 $см^2$ и для двигателей, площадь входа которых более 645 $см^2$.

(2) Кроме соответствия требованиям п. (a)(1) данного параграфа и за исключением случая, оговоренного в п. (b) данного параграфа, должно быть продемонстрировано, что каждый двигатель способен сохранять приемлемое функционирование в указанном эксплуатационном диапазоне после внезапного попадания в условия, соответствующие стандартным сертификационным концентрациям дождя и града, определенным в Приложении В к данной Части. Приемлемое функционирование двигателя не допускает срыва пламени, останова, длительного помпажа или срыва потока, а также потерю возможности восстановления режима при помпаже или срыве или потерю возможности приемистости и дросселирования в течение любого 3-минутного периода при дожде и в течение 30 с – при граде. После попадания должно быть продемонстрировано отсутствие какого-либо недопустимого механического повреждения, недопустимой потери мощности или тяги других отрицательных явлений на двигателе.

(b) Вертолетные двигатели

В качестве альтернативы требованиям, указанным в п. (a)(2) данного параграфа, только для газотурбинных двигателей (ГТД), устанавливаемых на вертолетах, должно быть показано, что каждый двигатель способен сохранять приемлемое функционирование во время и после дождя при содержании воды в потоке воздуха не менее 4 % по массе и равномерном распределении воды по площади входа. Приемлемое функционирование двигателя не допускает срыва пламени, останова, длительного помпажа или срыва потока, а также нарушения возможности восстановления режима при помпаже или срыве или потерю возможности приемистости и дросселирования. Кроме того, после попадания должно быть продемонстрировано отсутствие какого-либо недопустимого механического повреждения, недопустимой потери мощности или других отрицательных явлений на двигателе.

Испытание на попадание дождя должно происходить в следующих статических условиях на земле:

(1) Работа на установившемся режиме взлетной мощности без попадания дождя, затем внезапное попадание в зону дождя при работе на взлетной мощности в течение 3 мин; затем

(2) Продолжение попадания дождя при быстром сбросе газа до ЗМГ; затем

(3) Продолжение попадания дождя в течение 3 мин при минимальной мощности ПМГ, сертифицируемой для полетных условий; затем

(4) Продолжение попадания дождя при быстрой приемистости до взлетной мощности.

(c) [Зарезервирован]

(d) Двигатель, оборудованный защитным устройством или требующий его применения

Компетентный орган может полностью или частично отменить проведение демонстрации возможностей двигателя при попадании дождя и града, согласно пп. (a), (b) и (c) данного параграфа, если Заявитель покажет, что:

(1) Рассматриваемые Составляющие применяемого дождя и града по своим размерам не проходят через защитное устройство.

(2) Защитное устройство выдержит удар составляющих применяемого дождя и града.

(3) Составляющие применяемого дождя и града, задержанные защитным устройством, не будут препятствовать потоку воздуха, поступающего в двигатель, и приводить к повреждению, потере мощности или тяги или другому отрицательному явлению на двигателе сверх того, что допустимо согласно пп. (a) и (b) данного параграфа.

33.79. [Зарезервирован]

РАЗДЕЛ F – АВИАЦИОННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ. КОМПЛЕКС ИСПЫТАНИЙ

33.81. Применимость

В данном разделе предписывается проведение комплекса испытаний и проверок авиационных газотурбинных двигателей.

33.82. Общие положения

(a*) Компоновка испытываемого двигателя (компонентов или деталей) должна быть достаточно представительной по типовой конструкции для целей испытаний.

(b*) Все системы автоматического управления и защиты должны быть в рабочем состоянии, если не признано, что это невозможно или не требуется для целей конкретных испытаний.

(c*) Регулируемые компоненты, которые не планируется настраивать, должны быть выставлены в соответствии с типовой конструкцией перед каждым испытанием, за исключением тех случаев, когда для выполнения испытаний должны быть выполнены регулировки для достижения целей конкретных испытаний. Другие регулируемые компоненты должны быть представительными по типовой конструкции и работать в соответствии с Документацией по поддержанию летной годности, если другое не требуется для целей конкретных испытаний.

(d*) Все приводы оборудования, не являющегося необходимым для удовлетворительного функционирования двигателя, должны быть отсоединены или разгружены во время калибровочных испытаний согласно 33.85. Во время всех других испытаний, за исключением указанного в 33.87(a)(6)(iii), они должны быть загружены соответствующим оборудованием или с помощью подключаемых загружающих устройств.

(e*) Если установлено влияние на характеристики двигателя некоторых компонентов, которые не входят в типовую конструкцию двигателя, то эти компоненты должны быть удовлетворительно представлены во время испытаний двигателя.

(f*) Во время испытаний любые необязательные отборы воздуха должны быть закрыты, если это не требуется для конкретного испытания.

33.82A. Применение топлив, масел и гидравлических жидкостей

В испытаниях должны применяться топливо, масло и гидравлическая жидкость, указанные в технической Документации для данного двигателя.

33.83. Вибрационное испытание

(a) Двигатель должен пройти вибрационное обследование для установления того, что вибрационные характеристики узлов, которые могут подвергаться вибрационным возбуждениям, вызванным механическими или аэродинамическими силами, являются приемлемыми во всем установленном диапазоне условий полета. Обследование двигателя должно основываться на соответствующей комбинации опыта, расчета и испытаний узлов и деталей, из которых как минимум должны испытываться рабочие лопатки, статорные лопатки, диски ротора, проставки и валы ротора.

(b) Обследование должно охватывать диапазоны мощности или тяги и как физической, так и приведенной частот вращения для каждой системы ротора, соответствующие работе во всем диапазоне условий окружающей среды в установленном диапазоне условий полета от минимальной частоты вращения до наибольшей из: 103 % максимальной физической и приведенной частоты вращения, разрешенной для периодов работы продолжительностью 2 или более минут, или 100 % всех других разрешенных физических и приведенных частот вращения, включая превышения частоты вращения. Если происходит индикация пиков напряжения, нарастающих при наибольшей требуемой физической или приведенной частоте вращения, то следует расширить диапазон испытаний для выявления имеющихся максимальных значений напряжения, причем это расширение не должно выходить за указанные границы частот вращения более чем на 2 %.

(c) Должны быть оценены:

(1) Влияние на вибрационные характеристики предусмотренных изменений (включая допуски) в регулировке угла поворота направляющих лопаток, в отборах воздуха от компрессора, нагружении агрегатов, а также в наиболее

неблагоприятных заявленных Заявителем искажениях потока на входе и наиболее неблагоприятных условиях в выходном канале (каналах) и при использовании реверсивного устройства; и

(2) Аэродинамический и аэромеханический факторы, которые могут вызывать или усиливать флаттер систем, подверженных этому виду вибрации.

(d) За исключением случая, указанного в п. (e) данного параграфа, вибрационные напряжения, обусловленные вибрационными характеристиками, определенными согласно данному параграфу, в сочетании с соответствующими статическими напряжениями, должны быть меньше, чем пределы выносливости рассматриваемых материалов, с учетом введения допусков на условия работы и допустимые изменения свойств материалов. Соответствие запасов прочности каждой оцениваемой детали должно быть подтверждено. Если определено, что некоторые эксплуатационные условия или диапазоны должны быть ограничены, то должны быть введены ограничения к условиям эксплуатации и установке на воздушное судно.

(e) Влияние на вибрационные характеристики возбуждающих сил, вызванных отказными условиями (такими, как дисбаланс, локальные закупорка или расширение каналов между лопатками статора, закупорка топливной форсунки, неправильное управление средствами изменяемой геометрии компрессора, но не только ими), должно быть оценено путем испытания или расчета, или ссылки на предыдущий опыт, и должно быть показано, что оно не создает опасных, связанных с двигателем, последствий.

(f) Соответствие требованиям данного параграфа должно быть подтверждено для каждой конкретной компоновки установки на воздушное судно, которая может отрицательно воздействовать на вибрационные характеристики двигателя. Если это влияние на вибрации нельзя полностью исследовать при сертификации двигателя, то методы, с помощью которых они могут быть оценены, и методы, с помощью которых можно показать соответствие, должны быть подтверждены и определены в Документации по установке и эксплуатации двигателя.

33.84. Испытание с превышением крутящего момента

(a) Если запрашивается одобрение максимального превышения крутящего момента для двигателя, включающего свободную силовую турбину, то соответствие этому параграфу должно быть продемонстрировано с помощью испытания.

(1) Испытание может проводиться как часть длительного испытания по требованиям 33.87. Альтернативно, испытание может быть проведено на полноразмерном двигателе или как эквивалентное испытание отдельных групп компонентов.

(2) После завершения испытаний, проводимых для демонстрации соответствия данному параграфу, каждая деталь двигателя или отдельные группы компонентов должны удовлетворять требованиям 33.93(a)(1) и (2).

(b) Условия испытаний должны быть следующими:

(1) Суммарно 15 мин работы при одобряемом максимальном превышении крутящего момента двигателя. Это могут быть отдельные периоды работы, каждый из которых имеет продолжительность по крайней мере 2,5 мин.

(2) Частота вращения при испытании не может быть больше, чем максимальная частота вращения на установленном взлетном режиме или установленных режимах при одном неработающем двигателе продолжительностью более 2 мин.

(3) Для двигателей с редуктором температура масла в редукторе равна максимальной температуре, при которой максимальное превышение крутящего момента двигателя может иметь место в эксплуатации; для всех других двигателей температура масла – в пределах нормального рабочего диапазона.

(4) Температура газа на входе в турбину равна максимальной установившейся температуре, одобряемой для использования во время периодов времени продолжительностью более чем 20 с при работе в условиях, не связанных с режимами 30-секундной или 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе. Это требование проведения испытания при максимальной одобряемой установившейся температуре Компетентный орган может отменить, если Заявитель сможет продемонстрировать, что другое испытание обеспечивает подтверждение

температурных воздействий при рассмотрении их вместе с другими параметрами, определенными в пп. (b)(1), (2) и (3) данного параграфа.

33.85. Калибровочные испытания

(a) Двигатель должен подвергаться калибровочным испытаниям, необходимым для определения его характеристик мощности (тяги) и условий проведения длительного испытания, указанного в 33.87. Результаты этих калибровочных испытаний являются основанием для установления характеристик двигателя во всем эксплуатационном диапазоне изменения частот вращения, давлений, температур и высот. Режимы мощности (тяги) определяются для стандартных атмосферных условий без отбора воздуха на нужды воздушного судна и с установкой только тех агрегатов, которые необходимы для функционирования двигателя.

(b) Длительное испытание должно завершаться проверкой характеристик мощности (тяги) двигателя при условиях на уровне моря, и любое изменение этих характеристик, происходящее во время длительного испытания, должно быть определено. Результаты измерений, проведенных в заключительной части длительного испытания, могут быть использованы для показа соответствия требованиям данного пункта.

(c) При демонстрации соответствия требованиям данного параграфа необходимо стабилизировать каждый режим испытаний, прежде чем осуществлять какие-либо измерения, за исключением случая, разрешенного в п. (d) данного параграфа.

(d) Для двигателей, имеющих 30-секундный и 2-минутный режимы при одном неработающем двигателе, измерения, производимые при соответствующем длительном испытании, предписанном в 33.87(f)(1)–(8), могут использоваться для демонстрации соответствия требованиям данного параграфа для этих режимов при одном неработающем двигателе.

33.87. Длительное испытание

(a) Общие требования

Двигатель должен пройти длительное испытание общей продолжительностью 150 ч, включающее, в зависимости от типа и назначения двигателя, одну из серий этапов, установленных в пп. (b)–(g) данного параграфа. Для двигателей, испытываемых в соответствии с пп. (b), (c), (d), (e) или (g) данного параграфа, предписываемый 6-часовой этап испытания должен быть проведен 25 раз для завершения требуемых 150 ч наработки.

Двигатели, для которых требуются режимы установленной 30-секундной и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе, должны быть испытаны согласно п. (f) данного параграфа.

Проводимое испытание должно удовлетворять следующим требованиям:

(1) Этапы должны проводиться в таком порядке, который Компетентный орган сочтет целесообразным для конкретного двигателя, предъявляемого на испытание.

(2) Автоматическая система управления, которая является частью двигателя, должна обеспечивать управление двигателем в течение длительного испытания, за исключением тех случаев, когда автоматическое управление обычно пересиливается ручным или когда для проведения определенного вида испытания устанавливается ручное управление.

(3) За исключением требований, предусмотренных п. (a)(5) данного параграфа, при проведении испытания мощность или тяга, температура газа, частота вращения ротора и температура наружных поверхностей двигателя, если они ограничиваются, должны составлять по крайней мере 100 % величины, установленной для тех конкретных режимов работы двигателя, которые проверяются в этот момент. Если все параметры не могут быть одновременно выдержаны на уровне 100 %, то должно быть проведено более одного испытания.

(4) Испытание должно проводиться с использованием топлива, масла и гидравлической жидкости, которые отвечают спецификациям, установленным в соответствии с 33.7(c).

(5) Максимальный отбор воздуха для нужд двигателя и воздушного судна должен производиться в течение по меньшей мере одной пятой части этапов за исключением испытания, требуемого согласно п. (f) данного параграфа, при условии, что под угрозу не ставится достоверность результатов испытания. Однако при проведении испытания на этих этапах мощность или частота вращения вала ротора могут составлять менее 100 % величины, установленной для тех конкретных режимов работы, которые проверяются в этот момент, если Компетентный орган признает,

что достоверность длительного испытания при этом не подвергается сомнению.

(6) Каждый привод агрегата и узел присоединения должны быть нагружены в соответствии с пп. (a)(6)(i) и (ii) данного параграфа, за исключением того, что разрешается в п. (a)(6)(iii) для испытания, требуемого согласно п. (f) данного параграфа.

(i) Нагрузка, налагаемая каждым агрегатом, который используется только для обслуживания воздушного судна, должна быть равна предельной нагрузке, указанной Заявителем для привода и места присоединения агрегата во время работы на режиме установленной максимальной продолжительной мощности или тяги и с наивысшей выходной мощностью агрегата.

(ii) Длительное испытание любого привода агрегата и узла его присоединения под нагрузкой может быть выполнено на отдельной установке, если достоверность такого испытания подтверждена обоснованным расчетом.

(iii) От Заявителя не требуется нагружать приводы агрегатов и узлы их присоединения при выполнении испытаний согласно пп. (f)(1)–(8) данного параграфа, если Заявитель может обосновать, что отсутствует значительное влияние на долговечность любого привода агрегата или компонента двигателя.

Однако Заявитель должен прибавить мощность, эквивалентную отбору мощности от силовой турбины, к мощности на валу двигателя.

(7) В течение испытания при любой установленной мощности или тяге температура газа и температура масла на входе должны поддерживаться при предельных значениях для данного режима, кроме случая, когда испытание проводится периодами не более 5 мин и отсутствуют условия для стабилизации температуры.

По меньшей мере один этап испытания должен быть проведен с топливом, маслом и гидравлической жидкостью при минимальном ограничении давления, и по меньшей мере один этап должен быть проведен с топливом, маслом и гидравлической жидкостью при максимальном ограничении давлении и с температурой жидкости, сниженной до уровня, позволяющего получить максимальное давление.

(8) Если число случаев превышения частоты вращения валов роторов, либо превышения температуры газа, либо превышение крутящего момента при переменных процессах ограничивается, то приемистость, требуемая пп. (b) – (g) данного параграфа, должна осуществляться при максимальных превышениях частоты вращения, температуры или крутящего момента. Если число случаев не ограничивается, то половина требуемых приемистостей должна осуществляться при максимальных превышениях частоты вращения, температуры или крутящего момента.

(9) [Зарезервирован]

(b) Двигатели, за исключением двигателей для вертолетов

Двигатели, за исключением двигателей вертолетов, требования к режимам испытания которых изложены в пп. (c), (d) или (e) данного параграфа, должны быть испытаны Заявителем в каждом 6-часовом этапе следующим образом:

(1) Режим установленной взлетный мощности или тяги и режим малого газа:

1 ч чередующимися 5-минутными периодами на режимах установленной взлетной мощности или тяги и режиме малого газа.

Мощность или тяга, развиваемая двигателем на режиме установленной взлетной мощности или тяги и на режиме малого газа, и соответствующие им частоты вращения ротора и температуры газа должны устанавливаться системой управления двигателем в соответствии с программой, разработанной Заявителем. Для проверки данных о характеристиках двигателя Заявитель может в течение любого одного периода регулировать частоту вращения ротора и мощность или тягу с помощью ручного управления.

Для двигателей с форсированными взлетными режимами по мощности (тяге), у которых при форсировании происходит повышение температуры газа перед турбиной, частоты вращения ротора или мощности на валу, этот период работы на режиме установленной взлетной мощности должен проводиться при форсировании мощности (тяги).

Для двигателей с форсированными взлетными режимами по мощности, которые не вызывают их существенного нагружения, число периодов, проводимых на форсированных режимах, определяется Компетентным органом.

При изменении режима работы после завершения каждого периода испытания перемещение

рычага управления двигателем должно производиться в соответствии с требованиями п. (b)(5) данного параграфа.

(2) Режимы установленной максимальной продолжительной и установленной взлетной мощности или тяги – 30 мин на:

(i) режиме установленной максимальной продолжительной мощности или тяги во время проведения 15 из 25 6-часовых этапов длительного испытания;

(ii) режиме установленной взлетной мощности или тяги во время проведения 10 из 25 6-часовых этапов длительного испытания.

Если в эксплуатации могут использоваться частоты вращения между частотой вращения максимального продолжительного режима и частотой вращения взлетного режима, например, для взлета с пониженной тягой или из-за изменений, связанных с окружающей температурой, и эти частоты вращения не будут должным образом охватываться другими частями длительного испытания, то в этапе должна использоваться следующая часть:

(2*) Режимы установленной максимальной продолжительной и установленной взлетной мощности или тяги – 30 мин на:

(i*) режиме установленной максимальной продолжительной мощности или тяги во время проведения 10 из 25 6-часовых этапов длительного испытания;

(ii*) режиме установленной взлетной мощности или тяги во время проведения 5 из 25 6-часовых этапов длительного испытания.

(iii*) ступенями одинаковой длительности при последовательных положениях рычага управления двигателем, соответствующих по крайней мере 6 равным приращениям частоты вращения ротора между частотами вращения, соответствующими максимальной продолжительной и взлетной мощности или тяги во время проведения 10 из 25 6-часовых этапов длительного испытания.

(3) Режимы установленной максимальной продолжительной мощности или тяги:

1 ч 30 мин на режиме установленной максимальной продолжительной мощности или тяги.

(4) Промежуточные режимы крейсерской мощности или тяги:

2 ч 30 мин ступенями одинаковой длительности при последовательных положениях рычага управления двигателем, соответствующих по крайней мере 15 равным приращениям частоты вращения ротора между частотами вращения, соответствующими земному или минимальному малому газу и режиму установленной максимальной продолжительной мощности или тяги. У двигателей, работающих при постоянной частоте вращения ротора, можно вместо частоты вращения варьировать мощность или тягу. Если в диапазоне режимов от земного малого газа до режима установленной максимальной продолжительной мощности или тяги имеются значительные пиковые вибрации, то число выбранных приращений может быть изменено так, чтобы увеличить время работы при пиковых вибрациях при условии, что это время не будет превышать 50 % общего времени, предназначенного для работы на промежуточных режимах.

(5) Приемистости и дросселирования:

6 циклов приемистостей и дросселирований общей продолжительностью 30 мин; при этом каждый цикл должен состоять из приемистости от мощности или тяги малого газа до режима установленной взлетной мощности или тяги и выдерживания РУД в этом положении в течение 30 с и в положении, соответствующем режиму малого газа, в течение примерно 4,5 мин. При выполнении требований данного пункта РУД должен переводиться из одного крайнего положения в другое не более чем за 1 с, кроме тех случаев, когда предусмотрены другие операции управления, требующие перемещения РУД из одного крайнего положения в другое за более продолжительный период времени, но не более 2 с.

(6) Запуски:

За период 150-часового испытания должно быть проведено 100 запусков, из которых 25 запусков должны проводиться не ранее чем через 2 ч после выключения двигателя. Должно быть выполнено не менее 10 ложных запусков с паузой в течение устанавливаемого Заявителем минимального времени дренажа топлива перед попыткой нормального запуска. Должно быть проведено не менее 10 нормальных повторных запусков не позже чем через 15 мин после выключения двигателя. Остальные запуски могут быть выполнены после окончания длительного 150-часового испытания.

(c) Вертолетные двигатели, для которых требуется режим установленной 30-минутной мощности при одном неработающем двигателе

Каждый вертолетный двигатель, для которого требуется режим установленной 30-минут-ной мощности при одном неработающем двигателе, должен быть испытан Заявителем в каждом 6-часовом этапе следующим образом:

(1) Режим установленной взлетной мощности и режим малого газа:

1 ч чередующимися 5-минутными периодами на режимах установленной взлетной мощности и режиме малого газа.

Мощности, развиваемые двигателем на режиме установленной взлетной мощности и на режиме малого газа, и соответствующие им частоты вращения ротора и температуры газа должны устанавливаться системой управления двигателем в соответствии с программой, разработанной Заявителем. Для проверки данных о характеристиках двигателя в течение любого одного периода частота вращения ротора и мощность могут регулироваться вручную.

Для двигателей с форсированными взлетными режимами по мощности, у которых при форсировании происходит повышение температуры газа перед турбиной, частоты вращения ротора или мощности на валу, этот период работы на режиме установленной взлетной мощности должен проводиться при форсировании мощности.

При изменении режима работы после завершения каждого периода испытания перемещение рычага управления двигателем должно производиться в соответствии с требованиями п. (c)(6) данного параграфа.

(2) Установленная максимальная продолжительная мощность и установленная взлетная мощность – 30 мин при:

(i) установленной максимальной продолжительной мощности во время 15 из 25 6-часовых циклов длительного испытания; и

(ii) установленной взлетной мощности во время 10 из 25 6-часовых циклов длительного испытания.

(3) Установленная максимальная продолжительная мощность – 1 ч при установленной максимальной продолжительной мощности.

(4) Установленная 30-минутная мощность при одном неработающем двигателе – 30 мин при установленной 30-минутной мощности при одном неработающем двигателе.

(5) Промежуточные режимы крейсерской мощности:

2 ч 30 мин ступенями одинаковой длительности при последовательных положениях РУД, соответствующих по крайней мере 15 равным приращениям частоты вращения ротора между частотами вращения, соответствующими земному или минимальному малому газу и установленному максимальному продолжительному режиму.

У двигателей, работающих при постоянной частоте вращения ротора, можно вместо частоты вращения варьировать мощность. Если в диапазоне режимов от режима земного малого газа до режима установленной максимальной продолжительной мощности имеются значительные пиковые вибрации, то число выбранных приращений должно быть изменено так, чтобы увеличить время работы при пиковых вибрациях при условии, что это время не будет превышать 50 % общего времени, предназначенного для работы на промежуточных режимах.

(6) Приемистости и дросселирования:

6 циклов приемистостей и дросселирований общей продолжительностью 30 мин, при этом каждый цикл должен состоять из приемистости от мощности, соответствующей режиму малого газа, до режима установленной взлетной мощности и выдерживания РУД в этом положении в течение 30 с и в положении, соответствующем режиму малого газа, в течение примерно 4,5 мин. При выполнении требований данного пункта РУД должен переводиться из одного крайнего положения в другое не более чем за 1 с, кроме тех случаев, когда предусмотрены другие операции управления, требующие перемещения РУД из одного крайнего положения в другое за более продолжительный период времени, но не более 2 с.

(7) Запуски:

За период 150-часового испытания должно быть проведено 100 запусков, из которых 25 запусков должны проводиться не ранее чем через 2 ч после выключения двигателя. Должно быть выполнено не менее 10 ложных запусков с паузой в течение устанавливаемого Заявителем

минимального времени дренажа топлива перед попыткой нормального запуска. Должно быть проведено не менее 10 нормальных повторных запусков не позже чем через 15 мин после выключения двигателя. Остальные запуски могут быть выполнены после окончания длительного 150-часового испытания.

(d) Вертолетные двигатели, для которых требуется режим установленной продолжительной мощности при одном неработающем двигателе

Каждый вертолетный двигатель, для которого требуется режим установленной продолжительной мощности при одном неработающем двигателе, должен быть испытан Заявителем в каждом 6-часовом этапе следующим образом:

(1) Режим установленной взлетной мощности и режим малого газа:

1 ч чередующимися 5-минутными периодами на режиме установленной взлетной мощности и режиме малого газа.

Мощности, развиваемые двигателем на режиме установленной взлетной мощности и режиме малого газа, и соответствующие им частоты вращения ротора и температуры газа должны устанавливаться системой управления двигателем в соответствии с программой, разработанной Заявителем. Для проверки данных о характеристиках двигателя в течение любого одного периода частота вращения ротора и мощность могут регулироваться вручную.

Для двигателей с форсированными взлетными режимами по мощности, у которых при форсировании происходит повышение температуры газа перед турбиной, частоты вращения ротора или мощности на валу, этот период работы на режиме установленной взлетной мощности должен проводиться при форсировании мощности.

При изменении режима работы после завершения каждого периода испытания перемещение рычага управления двигателем должно производиться в соответствии с требованиями п. (d)(6) данного параграфа.

(2) Режимы установленной максимальной продолжительной мощности и установленной взлетной мощности – 30 мин на:

(i) режиме установленной максимальной продолжительной мощности во время проведения 15 из 25 6-часовых этапов длительного испытания;

(ii) режиме установленной взлетной мощности в течение 10 из 25 6-часовых этапов длительного испытания.

(3) Режим установленной продолжительной мощности при одном неработающем двигателе:

1 ч на режиме установленной продолжительной мощности при одном неработающем двигателе.

(4) Режим установленной максимальной продолжительной мощности:

1 ч на режиме установленной максимальной продолжительной мощности.

(5) Промежуточные режимы крейсерской мощности:

2 ч ступенями одинаковой длительности при последовательных положениях РУД, соответствующих по крайней мере 12 равным приращениям частоты вращения ротора, между частотами вращения, соответствующими земному или минимальному малому газу и режиму установленной максимальной продолжительной мощности. В двигателях, работающих при постоянной частоте вращения ротора, можно вместо частоты вращения варьировать мощность.

Если в диапазоне режимов от земного малого газа до режима установленной максимальной продолжительной мощности имеются значительные пиковые вибрации, то число выбранных приращений должно быть изменено так, чтобы увеличить время работы при пиковых вибрациях, при условии, что это время не будет превышать 50 % общего времени, предназначенного для работы на промежуточных режимах.

(6) Приемистости и дросселирования:

6 циклов приемистостей и дросселирований общей продолжительностью 30 мин, при этом каждый цикл должен состоять из приемистости от мощности, соответствующей режиму малого газа, до режима установленной взлетной мощности и выдерживания РУД в этом положении в течение 30 с и в положении, соответствующем режиму малого газа, в течение примерно 4,5 мин. При выполнении требований данного пункта РУД должен переводиться из одного крайнего положения в другое не более чем за 1 с, кроме тех случаев, когда предусмотрены другие операции управления, требующие

перемещения РУД из одного крайнего положения в другое за более продолжительный период времени, но не более 2 с.

(7) Запуски:

За период 150-часового испытания должно быть проведено 100 запусков, из которых 25 запусков должны проводиться не ранее чем через 2 ч после выключения двигателя. Должно быть выполнено не менее 10 ложных запусков двигателя с паузой в течение устанавливаемого Заявителем минимального времени дренажа топлива перед попыткой нормального запуска. Должно быть проведено не менее 10 нормальных повторных запусков не позже чем через 15 мин после выключения двигателя. Остальные запуски могут быть выполнены после окончания длительного 150-часового испытания.

(e) Вертолетные двигатели, для которых требуется режим установленной 2,5-минутной мощности при одном неработающем двигателе

Каждый вертолетный двигатель, для которого требуется режим установленной 2,5-минутной мощности при одном неработающем двигателе, должен быть испытан Заявителем в каждом 6-часовом этапе следующим образом:

(1) Режим установленной взлетной мощности, режим установленной 2,5-минутной мощности при одном неработающем двигателе и режим малого газа:

1 ч чередующимися 5-минутными периодами на режиме установленной взлетной мощности и режиме малого газа, кроме 3- и 6-го периодов, в течение которых двигатель должен работать 2,5 мин на режиме установленной взлетной мощности, и оставшиеся 2,5 мин – на режиме установленной 2,5-минутной мощности при одном неработающем двигателе.

Мощности, развиваемые двигателем на режиме установленной взлетной мощности, режиме установленной 2,5-минутной мощности при одном неработающем двигателе и на режиме малого газа, и соответствующие им частоты вращения ротора и температуры газа перед турбиной должны устанавливаться системой управления двигателем в соответствии с программой, разработанной Заявителем. Для проверки данных о характеристиках двигателя Заявитель может в течение любого одного периода регулировать вручную частоту вращения двигателя и мощность.

Для двигателей с форсированными взлетными режимами по мощности, у которых при форсировании происходит повышение температуры газа перед турбиной, частоты вращения ротора или мощности на валу, этот период работы на режиме установленной взлетной мощности должен проводиться при форсировании мощности.

При изменении режима работы в течение каждого периода или после его завершения перемещение рычага управления двигателем должно производиться в соответствии с требованиями п. (b)(5), (c)(6) или (d)(6) данного параграфа, в соответствующих случаях.

(2) Испытания, требуемые применимыми пп. (b)(2)–(6) или пп. (c)(2)–(6), или (d)(2)–(7) данного параграфа, за исключением того, что в одном из 6-часовых этапов последние 5 мин 30-минутного периода испытания на установленной взлетной мощности по (b)(2), либо 30-минутного периода испытания на установленной 30-минутной мощности при одном неработающем двигателе по (c)(4), либо одночасового периода испытаний на установленной продолжительной мощности при одном неработающем двигателе по (d)(3), должны проводиться на режиме установленной 2,5-минутной мощности при одном неработающем двигателе.

(f) Вертолетные двигатели, для которых требуются режимы установленной 30-секундной мощности и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе

Каждый вертолетный двигатель, для которого требуются режимы установленной 30-секундной мощности и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе, после завершения испытания согласно пп. (b), (c), (d) или (e) данного параграфа, может быть разобран Заявителем до такой степени, которая необходима для показа соответствия требованиям 33.93(a). Испытанный двигатель должен быть затем повторно собран, с использованием тех же самых узлов, которые применялись при испытании согласно пп. (b), (c), (d) или (e) данного параграфа, за исключением тех узлов, которые обозначены в Документации по поддержанию летной годности как расходные.

Дополнительно, испытание, требуемое в пп. (f)(1)–(8) данного параграфа, должно выполняться непрерывно. Если во время этого

испытания имеет место остановка, прерванная последовательность должна быть повторена, если Заявитель не покажет, что жесткость испытания не снизится, если последовательность будут продолжена. Затем Заявитель должен 4 раза провести следующую серию этапов испытания общей продолжительностью не менее 120 мин:

(1) Установленная взлетная мощность:

3 мин на режиме установленной взлетной мощности.

(2) Установленная 30-секундная мощность при одном неработающем двигателе:

30 с на режиме установленной 30-секундной мощности при одном неработающем двигателе.

(3) Установленная 2-минутная мощность при одном неработающем двигателе:

2 мин на режиме установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе.

(4) Установленная 30-минутная мощность, и установленная продолжительная мощность при одном неработающем двигателе или максимальная продолжительная мощность.

5 мин на режиме установленной 30-минутной мощности при одном неработающем двигателе, установленной продолжительной мощности при одном неработающем двигателе или установленной максимальной продолжительной мощности, в зависимости от того, какая больше, за исключением того, что в течение первой серии испытаний продолжительность этого этапа должен быть 65 мин.

Однако если наибольшей является установленная 30-минутная мощность при одном неработающем двигателе, тогда 65-минутный период должен состоять из 30 мин на установленной 30-минутной мощности при одном неработающем двигателе, за которыми следует 35 мин при наибольшей из: установленной продолжительной мощности при одном неработающем двигателе или установленной максимальной продолжительной мощности.

(5) 50 % установленной взлетной мощности:

1 мин на режиме 50 % установленной взлетной мощности.

(6) Установленная 30-секундная мощность при одном неработающем двигателе:

30 с на режиме установленной 30-секундной мощности при одном неработающем двигателе.

(7) Установленная 2-минутная мощность при одном неработающем двигателе:

2 мин на режиме установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе.

(8) Малый газ:

1 мин на режиме полетного малого газа.

(g) [Зарезервирован]

33.88. Испытания с превышением температуры

(a) Двигатель должен испытываться в течение 5 мин при максимально допустимых частотах вращения и температуре газа перед турбиной, по крайней мере на 45 °C превышающей эксплуатационное ограничение для максимального установившегося режима, исключая максимальные значения частот вращения и температуры газа, связанные с режимами установленной 30-секундной и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе.

После этого испытания узел турбины должен сохранять работоспособность в пределах ограничений пригодности к эксплуатации.

(b) Дополнительно к требованиям, изложенным в п. (a) данного параграфа, двигатель, на котором применяются режимы установленной 30-секундной мощности и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе и который имеет средства для автоматического управления температурой газа в пределах его эксплуатационных ограничений в соответствии с 33.28(k), должен испытываться в течение 4 мин при максимальных частотах вращения и температуре газа перед турбиной, по крайней мере на 20 °C превышающей максимальное эксплуатационное ограничение на режиме 30-секундной мощности при одном неработающем двигателе. После этого испытания узел турбины может иметь повреждения, выходящие за пределы, допустимые для условий превышения температуры, если будет продемонстрировано путем анализа или испытания, как сочтет необходимым Компетентный орган, что прочность узла турбины сохраняется.

(c) Для каждого условия испытаний может использоваться отдельная испытательная установка.

33.89. Эксплуатационное испытание

(a) Эксплуатационное испытание должно

включать в себя проверки на стенде или в полете, которые Компетентный орган сочтет необходимыми для того, чтобы продемонстрировать:

(1) Запуск двигателя, работу на режиме малого газа, приемистость, превышение частоты вращения, работу системы зажигания, функционирование воздушного винта (если двигатель предназначен для эксплуатации с воздушным винтом).

(2) Соответствие двигателя требованиям к приемистости, изложенным в 33.73; и

(3) Минимальное время приемистости от установившегося режима малого газа, до режима 95 % установленной взлетной мощности или тяги при переводе рычага управления двигателем из положений, соответствующих минимальному земному малому газу и минимальному малому газу и минимальному ПМГ, при следующих условиях нагрузки двигателя:

(i) без отбора воздуха и мощности для нужд воздушного судна;

(ii) при максимально допустимом отборе воздуха и мощности для нужд воздушного судна;

(iii) при промежуточной величине отбора воздуха и мощности, соответствующей максимальным потребностям воздушного судна при заходе на посадку.

(4) При отсутствии приемлемого испытательного оборудования величина мощности, отбираемой от двигателя в соответствии с требованиями пп. (a)(3)(ii) и (iii) данного параграфа, может быть определена подходящими аналитическими способами.

(b) Эксплуатационное испытание двигателя должно включать все проверки, признанные Компетентным органом необходимыми для того, чтобы показать, что двигатель имеет безопасные эксплуатационные характеристики во всем установленном эксплуатационном диапазоне.

33.90. Испытание по установлению первоначального технического обслуживания

Каждый Заявитель, за исключением Заявителя на двигатель, который проходит сертификацию для выдачи Одобрений главных изменений и Дополнительных Сертификатов типа, должен выполнить одно из следующих испытаний на двигателе, который в основном соответствует типовой конструкции, чтобы установить, когда требуется первоначальное техническое обслуживание:

(a) одобренное испытание, имитирующее условия его работы, ожидаемые в эксплуатации, включая типовые полетные циклы;

(b) одобренное испытание двигателя, проводимое в соответствии с 33.201 (c) - (f).

33.91. Испытания систем и компонентов двигателя

(a) Системы или компоненты двигателя, которые не могут быть соответствующим образом проверены при длительном и других испытаниях, предусмотренных требованиями настоящего раздела, по согласованию с Компетентным органом, должны быть подвергнуты дополнительным испытаниям и расчетам для установления способности надежного функционирования во всех ожидаемых условиях эксплуатации.

(b) Должны быть установлены температурные ограничения для каждого компонента, которому для обеспечения удовлетворительного функционирования, надежности и долговечности требуется наличие средств регулирования температуры в составе силовой установки воздушного судна.

(c) Каждый бак для гидравлической жидкости, не работающий под давлением, не должен иметь повреждений и утечек под воздействием максимальной рабочей температуры и внутреннего давления 0,35 кгс/см^2, и каждый бак для гидравлической жидкости, работающий под давлением, должен удовлетворять требованиям 33.64.

(d) [Зарезервирован]

33.92. Испытания средств блокировки вращения роторов

Если продолжающееся вращение предотвращается средством блокировки ротора (роторов), то двигатель должен быть подвергнут испытанию, которое включает 25 срабатываний этого средства в следующих условиях:

(a) Двигатель должен быть выключен во время работы при установленной максимальной продолжительной тяге или мощности.

(b) Средство остановки и блокировки ротора (роторов) должно срабатывать согласно Руководству по эксплуатации двигателя при воздействии максимального крутящего момента, который может возникать при продолжении полета в этих условиях: и

(c) После блокировки ротор (роторы) должен оставаться неподвижным в этих условиях в течение 5 мин для каждого из 25 срабатываний.

33.93. Дефектация после разборки

(a) После окончания длительного 150-часового испытания, предписанного в пп. (b), (c), (d), (e) или (g) параграфа 33.87, двигатель должен быть полностью разобран, а:

(1) Каждый компонент, имеющий регулируемые элементы, устанавливаемые в определенных положениях, и функциональные характеристики, которые могут быть зафиксированы независимо от установки на двигатель, должен сохранить положения регулируемых элементов и функциональные характеристики в пределах ограничений, которые были установлены и зарегистрированы в начале испытания; и

(2) Каждая деталь должна соответствовать типовой конструкции и быть пригодной к установке на двигатель для дальнейшей длительной работы в соответствии с требованиями параграфа 33.4. Исключение составляют детали, для которых требуется обязательная замена при переборках.

(b) После выполнения длительного испытания, изложенного в 33.87 (f), двигатель должен быть полностью разобран, а

(1) Каждый компонент, имеющий регулируемые элементы, устанавливаемые в определенных положениях, и функциональные характеристики которого могут быть зафиксированы независимо от установки на двигатель, должен сохранить положение регулируемых элементов и функциональные характеристики в пределах ограничений, которые были установлены и зарегистрированы в начале испытания; и

(2) Двигатель, в отличие от требований п. (a)(2) данного параграфа, может иметь повреждения, включая такие, что некоторые детали или компоненты двигателя могут быть даже непригодны для дальнейшего использования. Заявитель должен показать с помощью инспекции, расчета, испытания или любой их комбинации, как Компетентный орган сочтет необходимым, что при этом сохранена конструктивная целостность двигателя, включая узлы крепления, корпуса, опоры подшипников, валы и роторы; или

(c) Вместо демонстрации соответствия требованиям п. (b) данного параграфа двигатель, для которого требуются режимы установленной 30-секундной и 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе, может быть подвергнут длительному испытанию, изложенному в пп. (b), (c), (d) или (e) параграфа 33.87, а затем испытанию согласно 33.87 (f) без промежуточной разборки и осмотра. Однако в этом случае двигатель должен соответствовать требованиям п. (a) данного параграфа после завершения длительного испытания согласно 33.87 (f).

33.94. Проверки локализации лопаток и дисбаланса ротора

(a) За исключением рассмотренного в п. (b) данного параграфа, испытаниями двигателя должно быть продемонстрировано, что двигатель обеспечивает локализацию повреждения без возникновения опасных, связанных с двигателем, последствий при работе по крайней мере в течение 15 с, если следствием повреждения не будет самовыключение двигателя, после каждого из следующих случаев:

(1) Разрушение критической рабочей лопатки компрессора или вентилятора при работе на максимально допустимой частоте вращения. Разрушение лопатки должно происходить по наиболее удаленному от оси вращения пазу крепления. Для роторов с дисками, выполненными заодно с лопатками, масса оборвавшейся части должна составлять по крайней мере 80 % массы лопатки.

(2) Разрушение критической рабочей лопатки турбины при работе на максимально допустимой частоте вращения. Разрушение лопатки должно происходить по наиболее удаленному от оси вращения пазу крепления. Для роторов с дисками, выполненными заодно с лопатками, масса оборвавшейся части должна составлять по крайней мере 80 % массы лопатки.

Критическая лопатка турбины должна быть определена на основании рассмотрения массы лопаток и прочности примыкающих участков корпуса турбины при температурах и давлениях, соответствующих работе на максимально допустимой частоте вращения.

(b) Одно из испытаний двигателя, согласно пп. (a)(1) и (2) данного параграфа, по согласованию с Компетентным органом, может быть заменено расчетом, основанным на стендовых испытаниях, испытаниях узлов на установке или на опыте эксплуатации, при условии, что:

(1) Это испытание из двух предписанных создает меньший дисбаланс ротора; и

(2) Показано, что расчет является эквивалентом испытания.

(a*) Если в условиях превышения частоты вращения защита от разрушения ротора турбины обеспечивается за счет первоначального разрушения рабочих лопаток, то должны быть проведены испытания для демонстрации того, что:

(1*) Разрушение лопаток будет иметь место при частоте вращения с приемлемым для Компетентного органа запасом:

(i*) выше максимально допустимой частоты вращения ротора турбины и превышений частоты вращения при переменных процессах, если они ограничены;

(ii*) ниже минимальной разрушающей частоты вращения ротора турбины.

(2*) Разрушение лопаток не приводит к опасным, связанным с двигателем, последствиям.

33.95. Испытания систем «двигатель–воздушный винт»

Если двигатель спроектирован для работы с воздушным винтом, то должны быть проведены следующие испытания с установленным на нем представительным воздушным винтом, которые могут быть либо включены в длительное испытание, либо выполнены другим способом, приемлемым для Компетентного органа:

(a) Принудительное флюгирование воздушного винта – 25 циклов, из них не менее 5 циклов с наибольшего режима работы двигателя, с которого допускается флюгирование.

(b) Срабатывание системы автоматического флюгирования воздушного винта, управляемой с помощью любых устройств, которые входят в конструкцию двигателя, – 25 циклов с режима установленной максимальной продолжительной мощности с вводом лопастей воздушного винта во флюгерное положение. При отсутствии такой системы должно быть выполнено 25 циклов принудительного флюгирования с того же режима.

(c) Срабатывание автоматической разъединительной муфты – 25 циклов с режима установленной максимальной продолжительной мощности (если при эксплуатации предполагаются повторные разъединения и соединения муфты).

(d) Работа системы реверсирования воздушного винта – 175 циклов перевода с режима полетного малого газа до полного реверсирования и 25 циклов при установленной максимальной продолжительной мощности от максимальной прямой до максимальной обратной тяги.

В конце каждого цикла воздушый винт должен работать на реверсивном шаге в течение 30 с при максимальной частоте вращения и мощности, которые Заявителем установлены для работы воздушного винта в положении реверсивного шага.

(a*) Проверка срабатывания тормоза воздушного винта (если он входит в типовую конструкцию двигателя) – 100 циклов при включении этого механизма на наибольшей частоте вращения воздушного винта, допустимой Руководством по эксплуатации для этой операции.

(b*) Проверка согласования системы автоматического управления (САУ) двигателя и САУ воздушного винта.

33.96. Испытания двигателя при использовании в режиме вспомогательного двигателя

Если в конструкции предусмотрен тормоз воздушного винта, который позволяет остановить воздушноый винт, в то время как газогенераторная часть двигателя продолжает работать, и сохранить его остановленным во время работы двигателя в качестве вспомогательного двигателя (режим вспомогательного двигателя (ВД)), то в дополнение к требованиям параграфа 33.87 Заявитель должен провести следующие испытания:

(a) Наземное блокирование. Испытание общей продолжительностью 45 ч при включенном тормозе воздушного винта таким способом, который ясно демонстрирует его способность функционировать без неблагоприятных воздействий на двигатель в целом во время его работы в режиме ВД при максимальных для двигателя значениях частоты вращения, крутящего момента, температуры, отбора воздуха и мощности, установленных Заявителем.

(b) Динамическое торможение. Должно быть выполнено 400 циклов включения тормоза

(торможение–расцепление) таким способом, который демонстрирует его способность функционировать без неблагоприятных воздействий на двигатель в целом при максимальных для двигателя темпах приемистости и дросселирования, частоте вращения, крутящем моменте и температуре, установленных Заявителем. Воздушный винт должен оставаться остановленным до расцепления тормоза.

(c) 100 запусков и остановок двигателя с включенным тормозом.

(d) Испытания, требуемые пп. (a), (b) и (c) данного параграфа, должны быть проведены на одном экземпляре двигателя, но это может быть другой двигатель, который не использовался для испытания согласно 33.87.

(e) Испытания, требуемые пп. (a), (b) и (c) данного параграфа, должны сопровождаться разборкой двигателя до степени, необходимой для того, чтобы показать соответствие требованиям 33.93(a) и (b).

33.97. Реверсивное устройство

(a) Если двигатель оборудован системой реверсирования тяги, то длительное, калибровочные, эксплуатационное и вибрационное испытания, предусмотренные в данном разделе, должны проводиться с установленным на двигателе реверсивным устройством.

При выполнении требований данного параграфа рычаг управления двигателем должен переводиться из одного крайнего положения в другое не более чем за 1 с, кроме тех случаев, когда предусмотрены другие операции управления, требующие перемещения рычага управления из одного крайнего положения в другое за более продолжительный период, но не более 3 с.

Дополнительно должны проводиться испытания, предписанные п. (b) данного параграфа. Эти испытания могут проводиться как часть длительного испытания.

(b) Должно быть проведено 175 циклов реверсирования от положения, соответствующего прямой тяге на режиме полетного малого газа, до максимальной обратной тяги и 25 циклов реверсирования от режима установленной взлетной тяги до максимальной обратной тяги. После каждого включения реверсивное устройство должно работать в положении полного реверсирования тяги в течение 1 мин. за исключением тех случаев, когда применение реверсивного устройства предусматривается только для торможения на земле. В этом случае реверсивное устройство должно работать в положении полного реверсирования тяги в течение 30 с.

33.99. Общие замечания к комплексу испытаний

(a) При проведении комплекса испытаний Заявитель может использовать отдельные экземпляры двигателя идентичной конструкции для проведения калибровочных, вибрационного, длительного и эксплуатационного испытаний.

Однако если длительное испытание проводится на отдельном экземпляре двигателя, то калибровочные испытания должны проводиться на том же экземпляре двигателя перед началом его длительного испытания.

(b) Заявитель может производить обслуживание и мелкие ремонты во время проведения комплекса испытаний в соответствии с Документацией по поддержанию летной годности, указанной в 33.4.

Если частота потребных операций по обслуживанию или число остановок вследствие неисправности двигателя чрезмерны или возникает необходимость крупного ремонта или замены деталей в процессе комплекса испытаний или при дефектации после разборки, то двигатель или его детали должны пройти также дополнительные испытания, которые Компетентный орган сочтет необходимыми.

(c) Заявитель должен обеспечить проведение комплекса испытаний, включая предоставление оборудования, а также квалифицированного персонала.

РАЗДЕЛ G – СПЕЦИАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ НА ГАЗОТУРБИННЫЕ ДВИГАТЕЛИ

33.201. Требования к конструкции и испытаниям для получения права на Ранний (Early) ETOPS.

Заявитель, обращающийся за одобрением типовой конструкции двигателя, который должен устанавливаться на двухдвигательное воздушное судно, одобряемое для выполнения полетов по правилам ETOPS, без опыта эксплуатации, указанного в пункте К25.2.1 Приложения К АП-25, должен соответствовать следующему:

(a) Двигатель должен быть спроектирован с использованием приемлемой для Компетентного органа технологии качества проектирования, гарантирующей, что конструктивные особенности двигателя сводят к минимуму возникновение отказов, неисправностей, дефектов и ошибок при техническом обслуживании, которые могли бы привести к выключению двигателя в полете, потере управления тягой или иной потере мощности.

(b) Особенности конструкции двигателя должны адресоваться к проблемам, которые, как показано, приводили к выключению двигателя в полете, потере управления тягой или иной потере мощности в других, имеющих отношение к данному вопросу, типовых конструкциях Заявителя, одобренных в течение последних 10 лет, при наличии достаточных данных их эксплуатации за этот 10-ти летний период. При отсутствии у Заявителя достаточных данных из эксплуатации, он должен показать приемлемым для Компетентного органа способом опыт и навыки в смягчающих проблемы методах проектирования, эквивалентных тем, которые приобретается на основании реального опыта эксплуатации.

(c) За исключением указанного в п. (f) данного параграфа, Заявитель должен провести циклическое длительное испытание с моделированием полетных заданий ETOPS в соответствии с одобренным планом испытания на двигателе, который в основном, соответствует типовой конструкции. Испытание должно:

(1) Включать, как минимум, 3000 представительных эксплуатационных типовых полетных циклов, и три цикла, моделирующие полеты с отклонением от маршрута, при максимальной продолжительной тяге или мощности в течение максимального времени отклонения от маршрута, для которого запрашивается право выполнения полетов в соответствии с правилами ETOPS. Каждый типовой полетный цикл должен включать использование тяги или мощности при взлете, наборе высоты, крейсерском полете, снижении, заходе на посадку и приземлении, а также при реверсе тяги (если применяется). Полеты с отклонением от маршрута, должны быть равномерно распределены по продолжительности испытания. Последний полет с отклонением от маршрута должен быть выполнен в пределах 100 циклов до завершения испытания;

(2) Выполняться с независимо разбалансированными основными роторами двигателя с высокой и низкой частотами вращения для получения, как минимум, 90% от рекомендуемых уровней вибраций при техническом обслуживании в эксплуатации. Для двигателей с тремя основными роторами ротор с промежуточной частотой вращения должен быть независимо разбалансирован для получения 90% от уровня вибраций, рекомендуемого при приемке двигателя в производстве. Требуемые максимальные уровни вибраций должны быть проверены во время работы испытываемого двигателя с медленным увеличением и уменьшением частоты вращения, в диапазоне, охватывающем рабочие области частот вращения роторов двигателя;

(3) Включать, как минимум, 3 миллиона вибрационных циклов на каждой из ступеней приращения на 60 оборотов в минуту частоты вращения ротора с высокой частотой вращения в типовом полетном цикле двигателя. Испытания могут проводиться с использованием любой ступени приращения от 60 до 200 оборотов в минуту при условии, что испытание охватывает диапазон частоты вращения в типовом полетном цикле. Для ступеней приращения более 60 оборотов в минуту минимальное количество вибрационных циклов должно линейно увеличиваться до 10 миллионов циклов, соответствующих ступени приращения в 200 оборотов в минуту.

(4) Включать как минимум 300000 вибрационных циклов на каждой ступени приращения на 60 оборотов в минуту для ротора с высокой частотой вращения в одобренном эксплуатационном диапазоне частоты вращения между мощностью полетного малого газа и крейсерской мощностью, не охваченном п. (c)(3) данного параграфа.

Испытание может быть проведено с использованием любой ступени приращения от 60 до 200 оборотов в минуту при условии, что испытание охватывает применимый диапазон по частоте вращения.

Для ступеней приращения более 60 оборотов в минуту минимальное количество вибрационных циклов должно быть линейно увеличиваться до 1 миллиона циклов, соответствующего ступени приращения в 200 оборотов в минуту.

(5) Включать обследования вибраций через периодические интервалы в течение всего периода испытания. Эквивалентная величина уровня максимальных вибраций, наблюдаемой во время обследований, должна удовлетворять требованиям к минимальным вибрациям в п. (c)(2) данного параграфа.

(d) Перед испытанием, требуемым п. (c) данного параграфа, двигатель должен быть подвергнут калибровочному испытанию, чтобы документально оформить характеристики мощности и тяги.

(e) В заключение испытания, требуемого п. (c) данного параграфа, двигатель должен быть:

(1) Подвергнут калибровочному испытанию в условиях, соответствующих уровню моря. Любое изменение в характеристиках мощности или тяги должно находиться в пределах одобренных ограничений.

(2) Визуально проконтролирован в соответствии с рекомендациями и ограничениями для контроля на крыле, содержащимися в Документации по поддержанию летной годности, представляемой в соответствии с 33.4.

(3) Полностью разобран и проконтролирован –

(i) в соответствии с применимыми рекомендациями и ограничениями для контроля, содержащимися в Документации по поддержанию летной годности, представляемой в соответствии с 33.4;

(ii) с рассмотрением причин выключения в полете, потери управления тягой или иной потери мощности, определенных п. (b) данного параграфа:

(iii) с определением условий износа или повреждения, которые могли бы привести к выключению в полете, потере управления тягой или иной потере мощности, не указанным конкретно в п. (b) данного параграфа, или те, к которым нет обращения в Документации по поддержанию летной годности.

(4) Должны отсутствовать признаки износа или повреждения до степени, которая могла бы привести к выключению в полете, потере управления тягой или иной потере мощности в период эксплуатации до того момента, как компонент, узел или система могли бы быть, с большой вероятностью, проконтролированы или функционально испытаны на целостность при нахождении в эксплуатации.

До предоставления права на выполнение полетов по правилам ETOPS такой износ или повреждение должны иметь корректирующие действия, осуществляемые через изменение конструкции, изменение Руководства по техническому обслуживанию или эксплуатации. Тип и частота проявления износа или повреждения, которые имеют место во время испытания двигателя, должны согласовываться с типом и частотой проявления износа или повреждения, которые, как ожидается, могли бы иметь место на двигателях, имеющим право на выполнение полетов по правилам ETOPS.

(f) При одобрении Компетентным органом может быть использовано альтернативное длительное испытание в соответствии с полетным циклом, которое обеспечивает эквивалентную демонстрацию дисбаланса и вибраций, указанных в п. (c) данного параграфа.

(g) Для Заявителя, использующего длительное испытание с моделированием полетных заданий ETOPS для соответствия 33.90, испытание может прерваться так, чтобы двигатель мог быть проконтролирован с помощью метода, применяемого на крыле, или другого метода, используя критерии, приемлемые для Компетентного органа, после завершения испытательных циклов, необходимых для соответствия параграфу 33.90. После контроля испытание для ETOPS должно быть продолжено для выполнения требований данного параграфа.

33.203 Воздействие опасных факторов вулканического облака

(a) Должна быть установлена восприимчивость конструктивных особенностей газотурбинного двигателя к воздействиям опасных факторов вулканического облака.

(b) В соответствующих документах должна содержаться информация, необходимая для безопасной эксплуатации.

ПРИЛОЖЕНИЕ А – ДОКУМЕНТАЦИЯ ПО ПОДДЕРЖАНИЮ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ

А.33.1. Общие положения

(a) В этом Приложении устанавливаются требования к подготовке Документации по поддержанию летной годности в соответствии с 33.4.

(b) Документация по поддержанию летной годности двигателя должна включать Документацию по поддержанию летной годности всех компонентов двигателя. Если Документация по поддержанию летной годности компонентов двигателя не предъявляется их Разработчиками, то в Документацию по поддержанию летной годности двигателя должна включаться относящаяся к ним информация, которая является существенной для поддержания летной годности двигателя.

(c) Заявитель должен представить на рассмотрение Компетентному органу программу, показывающую, как будут распространяться среди эксплуатирующих организаций изменения, вносимые в Документацию по поддержанию летной годности Заявителем или Разработчиками систем и агрегатов двигателя.

А.33.2. Формат

(a) Документация по поддержанию летной годности должна быть оформлена в виде Руководства или Руководств в зависимости от объема имеющихся данных.

(b) Формат Руководства или Руководств должен обеспечивать удобство расположения материала и пользования им.

А.33.3. Содержание

Документация по поддержанию летной годности двигателя должна включать следующие Руководства или соответствующие разделы и информацию:

(a) Руководство или раздел по техническому обслуживанию двигателя:

(1) Введение, которое включает в себя разъяснение особенностей двигателя и его данные в объеме, необходимом для проведения технического обслуживания или профилактического технического обслуживания.

(2) Детальное описание двигателя и его компонентов, систем и устройств.

(3) Инструкции по установке, включающие процедуры распаковки, расконсервации, приемочных проверок, подъема и крепления агрегатов с любыми необходимыми проверками.

(4) Указания по управлению и эксплуатации, включающие в себя описание работы компонентов и систем и методов запуска, работы, испытаний и выключения двигателя, а также специальные процедуры и требуемые ограничения.

(5) Информацию по обслуживанию, которая охватывает подробности, относящиеся к местам заправки, емкостям баков и резервуаров, типам используемых жидкостей, применяемым давлениям в различных системах, расположению мест для смазки, используемым маслам и оборудованию, требуемому для заправки.

(6) Информацию по календарному планированию обслуживания каждого компонента двигателя, которая содержит рекомендуемую периодичность очистки, осмотров, регулировок, проверок и смазки, а также информацию об объеме осмотра, приемлемых допусках на износ и работах, рекомендуемых в эти периоды.

Однако Заявитель может сделать ссылки на Разработчиков агрегатов, аппаратуры или оборудования как на источник такой информации, если Заявитель покажет, что агрегаты, аппаратура и оборудование имеют исключительно высокую степень сложности, требующую специальных методов технического обслуживания, испытательного оборудования или экспертизы. Должны быть также включены рекомендуемые периоды между ремонтами и необходимые перекрестные ссылки на раздел по ограничению летной годности. Дополнительно Заявитель должен включить программу осмотров, содержащую данные о частоте и объеме осмотров, необходимых для поддержания летной годности двигателя.

(7) Сведения о неисправностях, содержащие описание возможных неисправностей и методов их выявления и устранения.

(8) Сведения, содержащие описание порядка и методов снятия двигателя и его деталей (узлов, модулей) и замены деталей (узлов, модулей) с любыми необходимыми мерами предосторожности. Должны быть включены также

сведения о наземном обслуживании, упаковке, погрузке и транспортировании двигателя.

(9) Перечень инструмента и оборудования, необходимого для технического обслуживания, и указания по методам его использования.

(b) Руководство или раздел по ремонту двигателя:

(1) Указания по разборке, определяющие порядок и методы разборки при ремонте.

(2) Указания по очистке и осмотрам, охватывающие сведения об используемых материалах и аппаратуре, а также методах и мерах предосторожности, применяемых при ремонте. Должны быть также включены методы осмотров при ремонте.

(3) Детальные данные обо всех допусках и посадках, относящихся к ремонту двигателя.

(4) Детальные данные о методах ремонта деталей и компонентов двигателя – наряду со сведениями, необходимыми для определения целесообразности их замены.

(5) Порядок и методы сборки при ремонте.

(6) Инструкции по испытаниям после ремонта.

(7) Инструкции по подготовке к хранению, включая ограничения по хранению.

(8) Перечень оборудования, оснастки и инструмента, необходимых для ремонта.

(c) Требования ETOPS.

У Заявителя, обратившегося за получением права устанавливать двигатель на воздушное судно, одобряемое на выполнение полетов по правилам ETOPS, Документации по поддержанию летной годности должны включать процедуры контроля состояния двигателя. Эти процедуры должны позволять определять перед полетом, может ли двигатель обеспечивать в пределах одобренных для него эксплуатационных ограничений тягу или мощность максимального продолжительного режима, отбор воздуха и отбор мощности, требуемые для полета с отклонением от маршрута при одном неработающем двигателе. Процедуры контроля состояния двигателя должны быть подтверждены до получения права на выполнение полетов по правилам ETOPS.

A.33.4. Раздел или Руководство по ограничениям летной годности

Документация по поддержанию летной годности должна содержать раздел (Руководство), озаглавленный «Ограничения летной годности», который должен четко отличаться от остальной части документа. Раздел (Руководство) по ограничениям летной годности подлежит одобрению Компетентным органом.

(a) Все двигатели:

В этом разделе (Руководстве) должны быть указаны периоды обязательных замен, интервалы между осмотрами и соответствующие процедуры, необходимые для сертификации типа двигателя, а также ресурс основных деталей. Если Документация по поддержанию летной годности состоит из нескольких документов, то раздел, требуемый данным параграфом, должен быть включен в основной документ или в отдельное Руководство.

(b) Вертолетные двигатели, имеющие режимы установленной 30-секундной мощности и установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе:

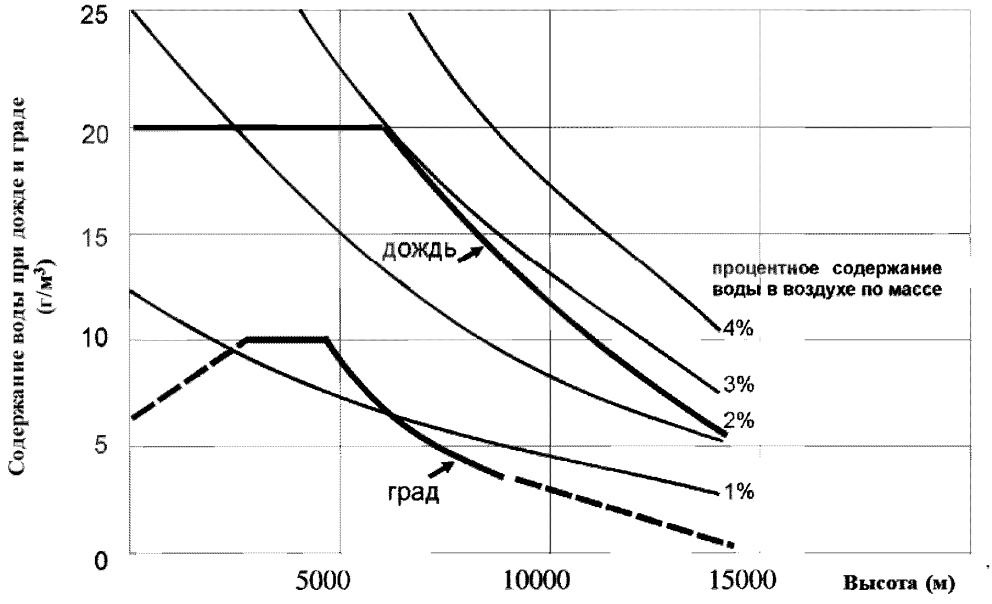
(1) Раздел (Руководство) ограничений летной годности должен также предписывать обязательный контроль и мероприятия по техническому обслуживанию после полета, связанные с любым использованием режимов установленной 30-секундной мощности или установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе.

(2) Заявитель должен подтвердить достаточность контроля и мероприятий по техническому обслуживанию, требуемых согласно п. (b)(1) данного параграфа.

(3) Заявитель должен создать программу оценки двигателя в эксплуатации для обеспечения постоянного соответствия указаний для обязательного контроля и мероприятий по техническому обслуживанию после полета, предписанных в п. (b)(1) данного параграфа и 33.5(a)(3*) в отношении доступности мощности. Программа должна включать испытания эксплуатирующегося двигателя или эквивалентный опыт испытаний эксплуатирующегося двигателя сходной конструкции и оценки эксплуатационного применения режимов установленной 30-секундной мощности или установленной 2-минутной мощности при одном неработающем двигателе.

ПРИЛОЖЕНИЕ В – СТАНДАРТНЫЕ АТМОСФЕРНЫЕ КОНЦЕНТРАЦИИ ВОДЫ ПРИ ДОЖДЕ И ГРАДЕ, ПРИНЯТЫЕ ПРИ СЕРТИФИКАЦИИ

На рис. В1 и в табл. В1–В4 указаны атмосферные концентрации и распределения по размерам капель дождя и града, рассматриваемые при проведении сертификации согласно требованиям 33.78(а)(2). При проведении испытаний (обычно путем впрыска воды для имитации условий при дожде и путем забрасывания градин, полученных из льда, для имитации условий при граде) допустимо применение капель воды и града, имеющих форму, размер и распределение по размерам, отличающиеся от тех, которые указаны в Приложении В, если Заявитель покажет, что эта замена не приводит к ослаблению требований, предъявляемых к этим испытаниям.



Сведения по граду ниже 2200 м и выше 8800 м основаны на данных, полученных при линейной экстраполяции.

Рис. В1. Содержание воды при дожде или граде

Таблица B1

Стандартные атмосферные концентрации воды при дожде, принятые при сертификации

Высота, м	СВД, г воды/м^3 воздуха
0	20,0
6100	20.0
8000	15,2
10000	10,8
12000	7,7
14000	5,2

Содержание воды при дожде (СВД) на других высотах может быть определено путем линейной интерполяции.

Таблица B2

Стандартные атмосферные концентрации воды при граде, принятые при сертификации

Высота, м	СВГ, г воды/м^3 воздуха
0	6,0
2230	8,9
2600	9,4
3050	9,9
3750	10,0
4500	10,0
4850	8,9
5400	7,8
5900	6,6
6500	5,6
7400	4,4
8800	3,3
14000	0,2

Содержание воды при граде (СВГ) на других высотах может быть определено путем линейной интерполяции. Сведения по граду ниже 2230 м и выше 8800 м основаны на данных, полученных при линейной экстраполяции.

Таблица B3

Стандартное атмосферное распределение по размеру капель дождя, принятое при сертификации

Диаметр капель дождя, мм	СВД, %
0 – 0,49	0
0.50 – 0.99	2.25
1,00 – 1,49	8,75
1,50 – 1,99	16,25
2,00 – 2,49	19,00
2,50 – 2,99	17,75
3,00 – 3,49	13,50
3,50 – 3,99	9,50
4,00 – 4,49	6,00
4,50 – 4,99	3,00
5,00 – 5,49	2,00
5,50 – 5,99	1,25
6,00 – 6,49	0,50
6,50 – 7,00	0,25
Всего	100,00

Медианный диаметр капель дождя – 2,66 мм.

Таблица B4

Стандартное атмосферное распределение по размеру града, принятое при сертификации

Диаметр града, мм	СВГ, %
0 – 0,49	0
5,0 – 9,9	17,00
10,0 – 14,9	25,00
15,0 – 19,9	22,50
20,0 – 24,9	16,00
25,0 – 29,9	9,75
30,0 – 34,9	4,75
35,0 – 39,9	2,50
40,0 – 44,9	1,50
45,0 – 49,9	0,75
50,0 – 55,0	0,25
Всего	100.00

Медианный диаметр града – 16 мм.

ПРИЛОЖЕНИЕ С [зарезервировано]

ПРИЛОЖЕНИЕ D — ОБЛАСТЬ ОБЛЕДЕНЕНИЯ ПРИ СМЕШАННОЙ ФАЗЕ И ПРИ КРИСТАЛЛАХ ЛЬДА (МОЩНЫЕ КОНВЕКТИВНЫЕ ОБЛАКА)

Область обледенения при кристаллах льда изображена на рис. D1 данного Приложения.

Внутри области полное содержание воды (ПСВ) в г/м^3 определялось на основе адиабатического понижения, обусловленного конвективным забросом 90% относительной влажности воздуха с уровня моря до больших высот, и приведением с коэффициентом 0,65 к длине стандартного облака в 17,4 морских миль. Рис. D2 данного Приложения демонстрирует (ПСВ) для этой дистанции в диапазоне внешней температуры в пределах границ области кристаллов льда, указанных на рис. D1 данного Приложения.

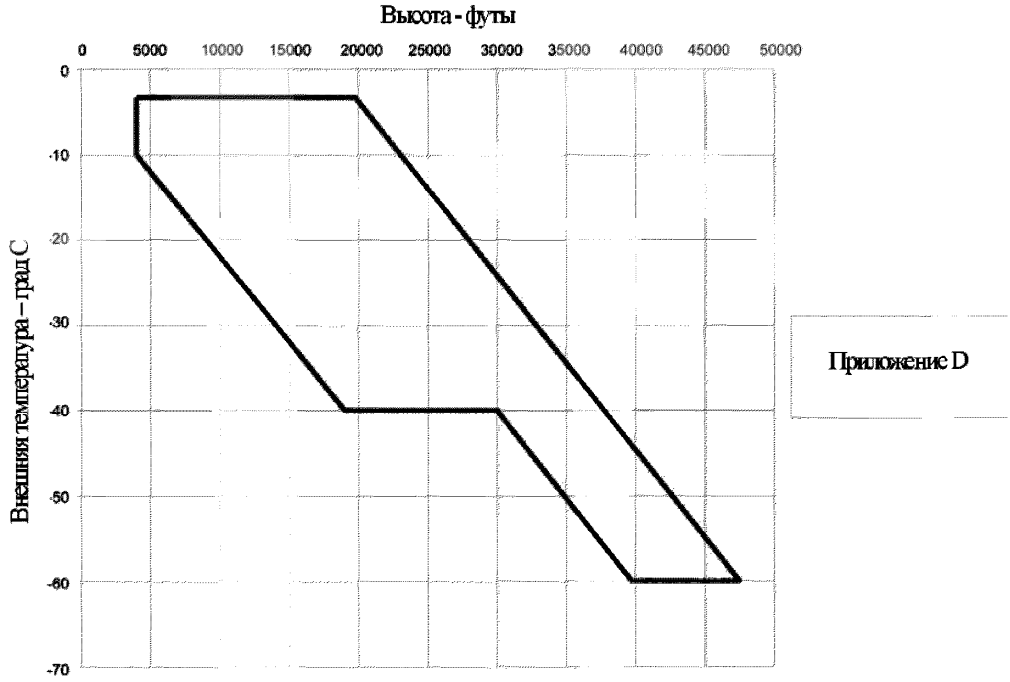


Рис. D1 – Область обледенения при кристаллах льда

Обозначения: внешняя температура

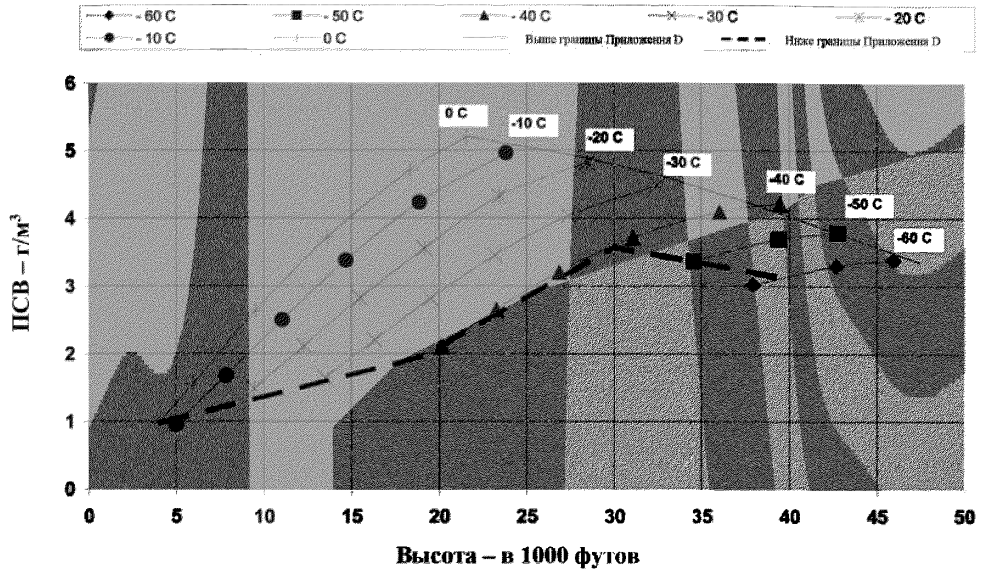


Рис. D2 – Полное содержание воды

Уровни ПСВ: стандартная длина воздействия в 17,4 морских миль
(масштабировано из адиабатического понижения от уровня моря @ 90% относительной влажности)

Диапазон медианного массового размера кристалла льда составляет 50–200 микрон (эквивалентный сферический размер) на основе измерений около центров конвективных штормов.

ПСВ может рассматриваться как полностью превращенное в лед (кристалл льда), за исключением отмеченного в табл. 1 данного Приложения.

Таблица 1

Часть переохлажденной жидкости в ПСВ

Диапазон температуры, ^{o}C	Длина горизонтального облака, морские мили	ПСВ, г/м³
От 0 до –20	≤ 50	≤ 1,0
От 0 до –20	Неограниченная	≤ 0,50
< –20		0

Уровни ПСВ, показанные на рис. D2 данного Приложения, представляют величины ПСВ для воздействия стандартной протяженности (длина горизонтального облака) в 17,4 морских мили, которые должны быть скорректированы с протяженностью воздействия обледенения.

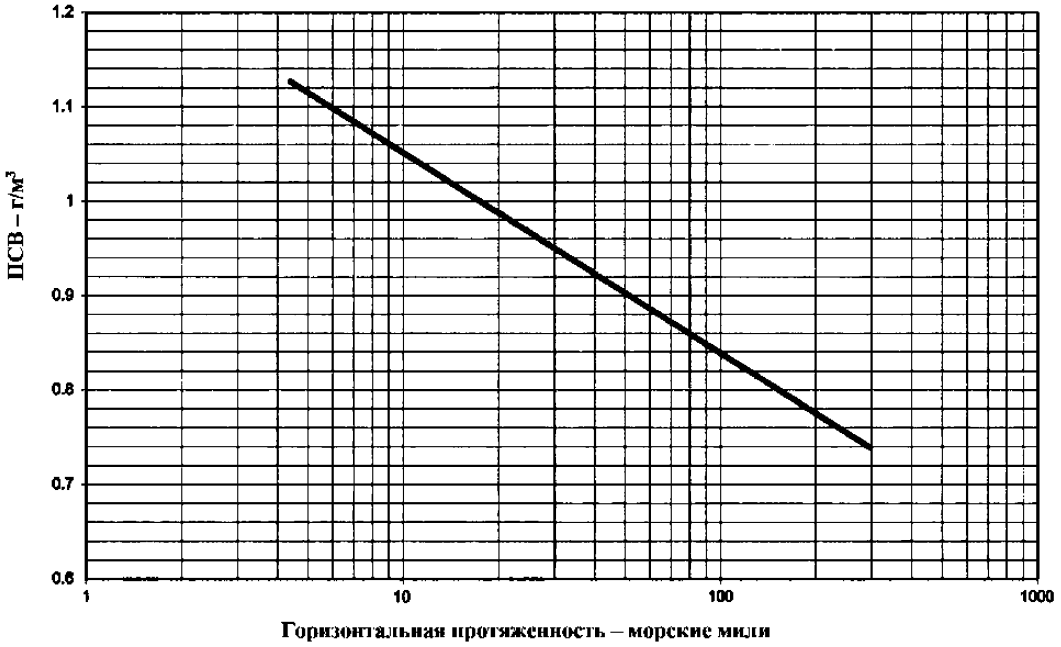


Рис. D3 – Влияние протяженности воздействия на ПСВ

«Высотные условия по кристаллам льда
Коэффициент масштабирования ПСВ по протяженности»

ДОПОЛНЕНИЕ D33.1 – ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОСНОВНЫХ ТЕРМИНОВ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ В АП-33

D33.1.1. [Зарезервирован]

D33.1.2. [Зарезервирован]

D33.1.3. Основные детали авиационного газотурбинного двигателя – детали, разрушение которых или последствия этого разрушения могут привести к опасным, связанным с двигателем, последствиям согласно 33.75.

D33.1.4. Ожидаемые условия эксплуатации (ОУЭ) двигателя– условия, включающие в себя параметры (режимы) полета, параметры состояния и факторы воздействия на двигатель внешней среды и эксплуатационные факторы.

D33.1.5. Компоненты двигателя:

– составные части систем двигателя, входящие в его типовую конструкцию, устанавливаемые на нем и/или на воздушном судне: агрегаты, оборудование (включая соединительное) и другие комплектующие (готовые) изделия.

D33.1.6. Установившийся режим – режим работы двигателя при неизменном положении РУД, при котором его параметры не изменяются во времени при неизменных значениях давления и температуры атмосферного воздуха на входе или изменения не выходят за пределы допусков, указанных в технической Документации.

D33.1.7. Одобренная – подтвержденная на соответствие требованиям АП-33 и одобренная в результате сертификации величина параметра, характеристика, конструкция, версия программного обеспечения (ПО) и др.

D33.1.8. Установленные – одобренные и указанные в Карте данных Сертификата типа двигателя, применительно к определенным условиям на входе в двигатель, величины тяги, мощности и других характеристик двигателя.

D33.1.9. Установленная максимальная продолжительная мощность – применительно к поршневым, турбовинтовым и турбовальным двигателям – одобренная тормозная мощность, развиваемая на земле (в статических условиях) или в полете на определенной высоте при стандартных атмосферных условиях и утвержденная для использования в течение неограниченных периодов времени в пределах ограничений, указанных в 33.7.

D33.1.10. Установленная максимальная продолжительная тяга – применительно к турбореактивным двигателям – одобренная тяга, развиваемая на земле (в статических условиях) или в полете на определенной высоте при стандартных атмосферных условиях, без впрыска жидкости и без сжигания топлива в отдельной камере сгорания и утвержденная для использования в течение неограниченных периодов времени в пределах ограничений, указанных в 33.7.

D33.1.11. Установленная взлетная мощность – применительно к поршневым, турбовинтовым и турбовальным двигателям – одобренная тормозная мощность, развиваемая на земле (в статических условиях) при стандартных атмосферных условиях на уровне моря и утвержденная для взлета с ограничением периода непрерывного использования не более 5 мин в пределах ограничений, указанных в 33.7.

D33.1.12. Установленная взлетная тяга – применительно к турбореактивному двигателю – одобренная тяга, развиваемая на земле (в статических условиях) при стандартных атмосферных условиях на уровне моря, без впрыска жидкости и без сжигания топлива в отдельной камере сгорания и утвержденная для осуществления взлета с ограничением периода непрерывного использования не более 5 мин в пределах ограничений, указанных в 33.7.

D33.1.13. Установленная 30-минутная мощность при одном неработающем двигателе – применительно к вертолетным газотурбинным двигателям (ГТД) – одобренная тормозная мощность, развиваемая в статических условиях на определенных высотах и при определенных температурах атмосферного воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных согласно 33.7, и утвержденная для одноразового непрерывного использования в течение не более 30 мин после отказа или выключения одного двигателя многодвигательного вертолета.

D33.1.14. Установленная 2,5-минутная мощность при одном неработающем двигателе – применительно к вертолетным ГТД – одобренная тормозная мощность, развиваемая в статических условиях на определенных высотах и при определенных температурах атмосферного воздуха в пределах эксплуатационных

ограничений, установленных согласно параграфу 33.7, и утвержденная для периодов непрерывного использования в течение не более 2,5 мин после отказа или выключения одного двигателя многодвигательного вертолета.

D33.1.15. Установленная 2-минутная мощность при одном неработающем двигателе – применительно к вертолетным ГТД – одобренная тормозная мощность, развиваемая в статических условиях на определенных высотах и при определенных температурах атмосферного воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных двигателю, для продолжения одного полета после отказа или выключения одного двигателя многодвигательного вертолета, с использованием в одном полете до трех периодов продолжительностью не более 2 мин каждый, и с последующим обязательным контролем двигателя и проведением предписанных работ по техническому обслуживанию.

D33.1.16. Установленная 30-секундная мощность при одном неработающем двигателе – применительно к вертолетным ГТД – одобренная тормозная мощность, развиваемая в статических условиях на определенных высотах и при определенных температурах атмосферного воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных двигателю, для продолжения одного полета после отказа или выключения одного двигателя многодвигательного вертолета, с использованием в одном полете до трех периодов продолжительностью не более 30 с каждый, и с последующим обязательным контролем двигателя и проведением предписанных работ по техническому обслуживанию.

D33.1.17. Переменный процесс – процесс изменения по времени параметров двигателя между двумя установившимися режимами (запуск, полная и частичная приемистость, дросселирование, останов).

D33.1.18. Дросселирование – переменный процесс снижения тяги (мощности) двигателя вследствие уменьшения расхода топлива при перемещении рычага управления двигателем (РУД).

D33.1.19. Приемистость – переменный процесс повышения тяги (мощности) двигателя вследствие увеличения расхода топлива при быстром перемещении РУД.

D33.1.20. Реверсивная тяга двигателя – обратная тяга, направленная противоположно полету и развиваемая двигателем при включенном реверсивном устройстве.

D33.1.21. Земной малый газ (ЗМГ) – минимальный по тяге (мощности) или частоте вращения ротора (коленчатого вала) установившийся режим работы двигателя на земле, поддерживаемый его системой управления.

D33.1.22. Полетный малый газ (ПМГ) – установившийся режим работы двигателя при минимально допустимой частоте вращения ротора двигателя, обеспечивающей требуемую приемистость и величину тяги при заходе на посадку.

D33.1.23. Нормальный запуск (запуск) – переменный процесс раскрутки ротора или коленчатого вала двигателя от неподвижного состояния (или режима авторотации) до достижения частоты вращения режима земного (или полетного) малого газа при обеспечении времени запуска и других параметров в пределах, установленных технической Документацией.

D33.1.24. Ложный запуск – раскрутка ротора двигателя пусковым устройством с подачей топлива в камеру сгорания при выключенной системе зажигания.

D33.1.25. Установленная продолжительная мощность при одном неработающем двигателе – применительно к вертолетным ГТД – одобренная тормозная мощность, развиваемая в статических условиях на определенных высотах и при определенных температурах атмосферного воздуха в пределах эксплуатационных ограничений, установленных двигателю, и ограниченная по использованию временем, требуемым для завершения полета после отказа или выключения одного двигателя многодвигательного вертолета.

D33.1.26. Максимально допустимая частота вращения–наибольшая физическая частота каждого ротора, которая не может быть превышена в эксплуатации на любом применяемом режиме, включая переменные процессы.

D33.1.27. Температура газа перед турбиной – среднемассовая температура заторможенного потока газа в горле соплового аппарата I ступени турбины на установившихся режимах (в дальнейшем – температура газа).

D33.1.28. [Зарезервирован]

D33.1.29. Максимально допустимая температура газа–наибольшая температура газа,

которая не может быть превышена в эксплуатации на любом применяемом режиме, включая переменные процессы.

D33.1.30. Максимально допустимый крутящий момент – применительно только к двигателям со свободной турбиной – наибольший крутящий момент, который не может быть превышен в эксплуатации на любом применяемом режиме, включая переменные процессы.

D33.1.31. Давление на входе – полное давление в соответствующей точке системы всасывания поршневого двигателя.

D33.1.32. Ресурс – максимально допустимая наработка основной детали двигателя от начала эксплуатации до снятия с эксплуатации.

D33.1.33. [Зарезервирован]

D33.1.34. [Зарезервирован]

D33.1.35. Типовой полетный цикл (ТПЦ) двигателя – указанное в ОУЭ изменение по времени давления и температуры воздуха на входе в двигатель и основных параметров двигателя, характеризующих режимы его работы при выполнении типового полета воздушного судна, включая наземную наработку, отнесенную к одному типовому полету.

Примечания:

1. Двигатель может иметь несколько различных ТПЦ.
2. ТПЦ включает в себя установившиеся режимы и переменные процессы двигателя, от запуска на земле перед полетом, в течение всего полета и до выключения после посадки и руления. В наземной наработке учитываются все режимы и переменные процессы, используемые при проведении работ по техническому обслуживанию.
3. Режимы работы двигателя задаются с указанием ожидаемых внешних условий (профиль типового полета по высоте, отклонения от стандартной атмосферы).

D33.1.36. Максимально допустимая эксплуатационная нагрузка – максимальная нагрузка, которая возможна при эксплуатации узла в течение расчетного ресурса и срока службы.

D33.1.37. Предельная нагрузка – нагрузка, полученная умножением максимальной эксплуатационной нагрузки (за исключением нагрузок, вызванных тепловыми эффектами) на коэффициент безопасности.

D33.1.38. Работоспособность – состояние двигателя, при котором он способен выполнять заданные функции, имея параметры, установленные требованиями технической документации.

D33.1.39. Огненепроницаемый материал или компонент – материал или компонент, способный выдерживать, как сталь или лучше, пламя с температурой (1100±80) °С как минимум в течение 15 мин при выполнении своих функций.

D33.1.40. Огнестойкий материал или компонент – материал или компонент, способный выдерживать пламя с температурой (1100±80) °С как минимум в течение 5 мин при выполнении своих функций.

D33.1.41. Допустимость повреждения – элемент процесса управления ресурсом, который признает потенциальное существование дефектов детали, связанных со свойствами структуры материала, обработкой материала, конструкцией детали, изготовлением или применением, и учитывает наличие дефектов при проектировании, рассматривая сопротивление распространению трещин, методы механики разрушения, контроль технологических процессов и неразрушающие методы контроля.

D33.1.42. Инженерно-технический план – перечень допущений, технических данных и действий, требуемых для установления и поддержания ресурсных возможностей основных деталей двигателя, ресурс которых устанавливается в циклах. Инженерно-технический план разрабатывается и выполняется как часть деятельности, проводимой до и после сертификации.

D33.1.43. План изготовления – перечень ограничивающих условий конкретных технологических процессов изготовления детали, которые должны быть включены в Документацию по изготовлению (чертежи, процедуры, спецификации и так далее) основной детали, ресурс которой устанавливается в циклах, для обеспечения того, чтобы она удовлетворяла цели проектирования, установленные в Инженерно-техническом плане.

D33.1.44. План управления обслуживанием – перечень технологических процессов технического обслуживания и ремонта в

процессе эксплуатации для обеспечения того, чтобы основная деталь двигателя, ресурс которой устанавливается в циклах, удовлетворяла цели проектирования, установленные в Инженерно-техническом плане.

D33.1.45. Модуль – это группа входящих в состав двигателя узлов (сборочных единиц) и деталей, конструктивно-технологическое исполнение которой обеспечивает возможность замены модуля в условиях эксплуатации на любом двигателе одной модификации и серии без проведения подгонки, балансировки и испытаний двигателя на стенде.

D33.1.46. Превышение частоты вращения вала ротора или превышение крутящего момента на выходном валу, или превышение температуры газа при переменном процессе – временный заброс частоты вращения вала ротора, крутящего момента на выходном валу или температуры газа, который следует за быстрой приемистостью от режима малого газа до тяги или мощности в заявленных условиях.

D33.1.47. Нормальное рабочее давление – максимальное избыточное давление, определяемое как наиболее вероятное при эксплуатации во всех полетах, включая колебания (пульсации) давления при нормальной работе клапанов, кранов, дроссельных отверстий и др.

D33.1.48. Максимальное рабочее давление – максимальное избыточное давление, которое может иметь место в наиболее неблагоприятных условиях эксплуатации (например, скорость и высота полета, температура окружающего воздуха, частота вращения, использование режимов при одном неработающем двигателе), включая значительные колебания (пульсации) давления при нормальной работе клапанов, кранов, дроссельных отверстий и др.

D33.1.49. Максимально возможное рабочее давление – максимальное избыточное давление, которое может иметь место в наиболее неблагоприятных условиях эксплуатации (например, скорость и высота полета, температура окружающего воздуха, частота вращения, использование режимов при одном неработающем двигателе) в сочетании с отказом детали двигателя или системы управления, или комбинациями отказов с вероятностью большей, чем крайне маловероятная. Должны учитываться любые колебания давления в результате нормального или аварийного использования клапанов, кранов и др., когда это может создать значительные пульсации давления.

D33.1.50. Статорные детали, подвергаемые значительным нагрузкам от давления газа или жидкости – статорные детали, на которые воздействуют нагрузки от высокого давления, или детали, на конструкцию которых воздействуют нагрузки давления от содержащихся в них газа или жидкости. Примерами таких деталей являются корпуса компрессора, камеры сгорания и турбины, теплообменники, электромагнитные клапаны отбора воздуха, пусковые двигатели или компоненты топливной, масляной и гидравлической систем. Особое внимание должно уделяться любой крышке заливной горловины.

D33.1.51. Небезопасное (опасное) условие – условие, которое если не исправлено, с достаточным основанием может привести к одному (или более) серьезному ранению.

D33.1.52. Неуправляемый пожар – пожар, который не может быть прекращен с помощью выключения двигателя или с помощью бортовых систем пожаротушения.

D33.1.53. Максимальное превышение крутящего момента – применительно только к двигателям со свободной турбиной – максимальный крутящий момент для всех режимов работы двигателя (за исключением режимов при одном неработающем двигателе продолжительностью 2 мин и менее), непреднамеренное использование которого в течение периодов времени до 20 с не требует снятия двигателя с эксплуатации или проведения технического обслуживания (отличного от устранения причины).

D33.1.54. ETOPS (Полеты расширенной дальности для двухдвигательных самолетов) – полеты двухдвигательных самолетов, одобренных Компетентным органом (одобрение ETOPS) на выполнение полетов за пределами пороговой дистанции от аэродрома требуемого уровня, определенной в соответствии эксплуатационными требованиями.

D33.1.55. Ранний ETOPS - одобрение типовой конструкции ETOPS, полученное без достижения опыта эксплуатации без ETOPS комбинацией самолет – двигатель, претендующей на сертификацию по ETOPS.

D33.1.56. Компетентный орган – авиационная администрация, назначенная государством-участником межгосударственного Соглашения о гражданской авиации и об использовании воздушного пространства, утвержденного 30.12.91 (Минск), или Авиационный регистр МАК, в соответствии с делегированными ему функциями.

gost.e-ecolog.ru