

中国民用航空规章

第 23 部

正常类、实用类、特技类
和通勤类飞机适航标准
[CCAR-23]

中国民用航空局

中国民用航空规章
第 23 部
正常类、实用类、特技类【和
通勤类】^① 飞机适航标准

总 目 录

A 分部 总则

§ 23.1	适用范围	(1)
§ 23.2	【特别追溯要求】	(1)
§ 23.3	飞机类别	(2)

B 分部 飞行

总 则

§ 23.21	证明符合性的若干规定	(3)
§ 23.23	载重分布限制	(3)
§ 23.25	重量限制	(4)
§ 23.29	空重和相应的重心	(4)
§ 23.31	可卸配重	(5)

① 最新一次的修订处加【 】。

正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准

§ 23.33 螺旋桨转速和桨距限制	(5)
--------------------------	-------

性 能

§ 23.45 总则	(6)
§ 23.49 失速速度	(7)
§ 23.51 起飞	(8)
【 § 23.53 起飞速度】	(9)
【 § 23.55 加速—停止距离】	(11)
【 § 23.57 起飞航迹】	(11)
【 § 23.59 起飞距离和起飞滑跑距离】	(13)
【 § 23.61 起飞飞行航迹】	(13)
§ 23.65 爬升:全发工作	(14)
§ 23.67 爬升:一发停车	(14)
§ 23.75 着陆	(17)
§ 23.77 中断着陆	(18)

飞 行 特 性

§ 23.141 总则	(19)
-------------------	--------

操纵性和机动性

§ 23.143 总则	(19)
§ 23.145 纵向操纵	(20)
§ 23.147 航向和横向操纵	(22)
§ 23.149 最小操纵速度	(22)

§ 23.151	特技机动	(23)
§ 23.153	着陆操纵	(24)
§ 23.155	机动飞行中升降舵的操纵力	(24)
§ 23.157	滚转率	(25)

配 平

§ 23.161	配平	(26)
----------	----------	--------

稳 定 性

§ 23.171	总则	(27)
§ 23.173	纵向静稳定性	(27)
§ 23.175	纵向静稳定性的演示	(28)
§ 23.177	航向和横向静稳定性	(30)
§ 23.179	用仪器测量驾驶杆力	(31)
§ 23.181	动稳定性	(31)

失 速

§ 23.201	机翼水平失速	(31)
§ 23.203	转弯飞行失速和加快失速	(32)
§ 23.205	失速:临界发动机停车	(33)
§ 23.207	失速警告	(34)

尾 旋

§ 23. 221	尾旋	(34)
-----------	----------	--------

地面和水上操纵特性

§ 23. 231	纵向稳定性和操纵性	(36)
§ 23. 233	航向稳定性和操纵性	(37)
§ 23. 235	滑行条件	(37)
§ 23. 239	喷溅特性	(37)

其它飞行要求

§ 23. 251	振动和抖振	(37)
§ 23. 253	高速特性	(37)

C 分部 结 构

总 则

§ 23. 301	载荷	(39)
【 § 23. 302	鸭式或串列式机翼布局】	(39)
§ 23. 303	安全系数	(40)
§ 23. 305	强度和变形	(40)
§ 23. 307	结构符合性的证明	(40)

飞 行 载 荷

§ 23. 321	总则	(40)
§ 23. 331	对称飞行情况	(41)
§ 23. 333	飞行包线	(41)
§ 23. 335	设计空速	(43)
§ 23. 337	限制机动载荷系数	(45)
§ 23. 341	突风载荷系数	(45)
§ 23. 345	增升装置	(47)
§ 23. 347	非对称飞行情况	(48)
§ 23. 349	滚转情况	(48)
§ 23. 351	偏航情况	(49)
§ 23. 361	发动机扭矩	(49)
§ 23. 363	发动机架的侧向载荷	(50)
§ 23. 365	增压舱载荷	(50)
§ 23. 367	发动机失效引起的非对称载荷	(51)
§ 23. 369	机翼后撑杆的特殊情况	(51)
§ 23. 371	陀螺载荷	(51)
§ 23. 373	速度控制装置	(52)

操纵面和操纵系统载荷

§ 23. 391	操纵面载荷	(52)
§ 23. 395	操纵系统载荷	(52)
§ 23. 397	限制驱动力和扭矩	(53)
§ 23. 399	双操纵系统	(55)
§ 23. 405	次操纵系统	(55)
§ 23. 407	配平调整片的影响	(55)
§ 23. 409	调整片	(55)

§ 23.415	地面突风情况	(55)
----------	--------------	--------

【水平安定和平衡翼面】

§ 23.421	平衡载荷	(57)
§ 23.423	机动载荷	(57)
§ 23.425	突风载荷	(58)
§ 23.427	非对称载荷	(59)

【垂直翼面】

§ 23.441	机动载荷	(60)
§ 23.443	突风载荷	(60)
§ 23.445	【外置垂直翼面或翼尖小翼】	(63)

副翼、襟翼和特殊装置

§ 23.455	副翼	(64)
§ 23.457	襟翼	(64)
§ 23.459	特殊装置	(64)

地 面 载 荷

§ 23.471	总则	(65)
§ 23.473	地面载荷情况和假定	(65)
§ 23.477	起落架布置	(66)

§ 23.479	水平着陆情况	(66)
§ 23.481	尾沉着陆情况	(66)
§ 23.483	单轮着陆情况	(67)
§ 23.485	侧向载荷情况	(67)
§ 23.493	滑行刹车情况	(67)
§ 23.497	尾轮补充情况	(67)
§ 23.499	前轮补充情况	(68)
§ 23.505	滑橇式飞机的补充情况	(68)
§ 23.507	千斤顶载荷	(68)
§ 23.509	牵引载荷	(69)
§ 23.511	地面载荷:多轮起落架装置上的非对称载荷	(70)

水 载 荷

§ 23.521	水载荷情况	(71)
----------	-------------	--------

应 急 着 陆 情 况

§ 23.561	总则	(71)
【 § 23.562	应急着陆动力要求】	(73)

疲 劳 评 定

§ 23.571	增压舱	(75)
§ 23.572	【机翼、尾翼和相连接构】	(75)

D 分部 设计与构造

§ 23. 601	总则	(77)
§ 23. 603	材料和工艺质量	(77)
§ 23. 605	制造方法	(77)
§ 23. 607	自锁螺母	(77)
§ 23. 609	结构保护	(77)
§ 23. 611	可达性	(78)
§ 23. 613	材料的强度性能和设计值	(78)
§ 23. 615	设计性能	(78)
§ 23. 619	特殊系数	(79)
§ 23. 621	铸件系数	(79)
§ 23. 623	支承系数	(81)
§ 23. 625	接头系数	(81)
§ 23. 627	疲劳强度	(82)
§ 23. 629	颤振	(82)

机 翼

§ 23. 641	强度符合性的证明	(83)
-----------	----------------	--------

操 纵 面

§ 23. 651	强度符合性的证明	(84)
§ 23. 655	安装	(84)
§ 23. 657	铰链	(84)

§ 23.659	质量平衡	(84)
----------	------------	--------

操 纵 系 统

§ 23.671	总则	(85)
§ 23.673	主飞行操纵器件	(85)
§ 23.675	止动器	(85)
§ 23.677	配平系统	(85)
§ 23.679	操纵系统锁	(86)
§ 23.681	限制载荷静力试验	(86)
§ 23.683	操作试验	(86)
§ 23.685	操纵系统的细节设计	(87)
§ 23.687	弹簧装置	(87)
§ 23.689	钢索系统	(87)
§ 23.693	关节接头	(88)
§ 23.697	襟翼操纵器件	(88)
§ 23.699	襟翼位置指示器	(88)
§ 23.701	襟翼的交连	(89)

起 落 架

【 § 23.721	总则】	(89)
§ 23.723	减震试验	(89)
§ 23.725	限制落震试验	(90)
§ 23.726	地面载荷动态试验	(91)
§ 23.727	储备能量吸收落震试验	(92)
§ 23.729	收放机构	(92)

§ 23.731	机轮	(93)
§ 23.733	轮胎	(93)
§ 23.735	刹车	(94)
§ 23.737	滑橇	(95)

浮 筒 和 船 体

§ 23.751	主浮筒浮力	(95)
§ 23.753	主浮筒设计	(95)
§ 23.755	船体	(95)
§ 23.757	辅助浮筒	(96)

载 人 和 装 货 设 施

§ 23.771	驾驶舱	(96)
§ 23.773	驾驶舱视界	(96)
§ 23.775	风挡和窗户	(97)
§ 23.777	驾驶舱操纵器件	(97)
§ 23.779	驾驶舱操器件的动作和效果	(99)
§ 23.781	驾驶舱操纵手柄形状	(101)
§ 23.783	舱门	(102)
§ 23.785	【座椅、卧铺、担架、安全带和肩带】	(104)
§ 23.787	【行李舱和货舱】	(106)
【 § 23.803	应急撤离】	(106)
§ 23.807	应急出口	(107)
【 § 23.811	应急出口的标记】	(108)
【 § 23.813	应急出口通道】	(108)

【 § 23. 815 过道宽度】	(108)
§ 23. 831 通风	(109)

增 压

§ 23. 841 增压座舱	(109)
§ 23. 843 增压试验	(110)

防 火

【 § 23. 851 灭火瓶】	(111)
§ 23. 853 座舱内部设施	(111)
§ 23. 859 燃烧加温器的防火	(113)
§ 23. 863 可燃液体的防火	(116)
§ 23. 865 飞行操纵系统和其它飞行结构的防火	(116)

闪 电 评 定

§ 23. 867 结构的闪电防护	(116)
-------------------------	-------

其 它

§ 23. 871 定飞机水平的设施	(117)
--------------------------	-------

E 分部 动力装置

总 则

§ 23. 901	安装	(118)
§ 23. 903	发动机	(118)
§ 23. 905	螺旋桨	(120)
§ 23. 907	螺旋桨振动	(121)
§ 23. 909	涡轮增压器	(121)
§ 23. 925	螺旋桨的间距	(121)
§ 23. 929	发动机安装的防冰	(122)
§ 23. 933	反推力系统	(122)
§ 23. 937	涡轮螺旋桨阻力限制系统	(123)
§ 23. 939	动力装置的工作特性	(123)
§ 23. 943	负加速度	(123)

燃 油 系 统

§ 23. 951	总则	(124)
§ 23. 953	燃油系统的独立性	(124)
§ 23. 954	燃油系统的闪电防护	(124)
§ 23. 955	燃油流量	(125)
§ 23. 957	连通油箱之间的燃油流动	(126)
§ 23. 959	不可用燃油量	(126)
§ 23. 961	燃油系统在热气候条件下的工作	(126)
§ 23. 963	燃油箱:总则	(127)
§ 23. 965	燃油箱试验	(127)
§ 23. 967	燃油箱安装	(128)
§ 23. 969	燃油箱的膨胀空间	(130)

§ 23.971	燃油箱沉淀槽	(130)
§ 23.973	油箱加油口接头	(130)
§ 23.975	燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放	(130)
§ 23.977	燃油箱出油口	(131)
§ 23.979	压力加油系统	(132)

燃 油 系 统 部 件

§ 23.991	燃油泵	(132)
§ 23.993	燃油系统导管和接头	(133)
§ 23.994	燃油系统部件	(133)
§ 23.995	燃油阀和燃油控制器	(133)
§ 23.997	燃油滤网或燃油滤	(134)
§ 23.999	燃油系统放液嘴	(135)
§ 23.1001	应急放油系统	(135)

滑 油 系 统

§ 23.1011	总则	(136)
§ 23.1013	滑油箱	(137)
§ 23.1015	滑油箱试验	(138)
§ 23.1017	滑油导管和接头	(138)
§ 23.1019	滑油滤网或滑油滤	(138)
§ 23.1021	滑油系统放油嘴	(139)
§ 23.1023	滑油散热器	(139)
§ 23.1027	螺旋桨顺桨系统	(139)

冷 却

§ 23.1041	总则	(140)
§ 23.1043	冷却试验	(140)
§ 23.1045	涡轮发动机飞机的冷却试验程序	(141)
§ 23.1047	活塞发动机飞机的冷却试验程序	(142)

液 体 冷 却

§ 23.1061	安装	(143)
§ 23.1063	冷却液箱试验	(144)

进 气 系 统

§ 23.1091	进气	(145)
§ 23.1093	进气系统的防冰	(145)
§ 23.1095	汽化器除冰液的流量	(147)
§ 23.1097	汽化器除冰液系统的容量	(147)
§ 23.1099	汽化器除冰液系统详细设计	(147)
§ 23.1101	汽化器空气预热器的设计	(147)
§ 23.1103	进气系统管道	(147)
§ 23.1105	进气系统的空气滤	(148)
【 § 23.1109	涡轮增压器引气系统】	(148)
§ 23.1111	涡轮发动机的引气系统	(148)

排 气 系 统

§ 23.1121	总则	(149)
§ 23.1123	排气管	(149)
§ 23.1125	排气热交换器	(149)

动力装置的操纵器件和附件

§ 23.1141	动力装置的操纵器件:总则	(150)
§ 23.1143	发动机操纵器件	(151)
§ 23.1145	点火开关	(151)
§ 23.1147	混合比操纵器件	(151)
§ 23.1149	螺旋桨转速和桨距的操纵器件	(152)
§ 23.1153	螺旋桨顺桨操纵器件	(152)
§ 23.1155	涡轮发动机的反推力和低于飞行状态的桨距调定	(152)
§ 23.1157	汽化器空气温度控制装置	(152)
§ 23.1163	动力装置附件	(152)
§ 23.1165	发动机点火系统	(153)

动力装置的防火

§ 23.1182	防火墙后面的短舱区域	(154)
§ 23.1183	导管、接头和部件	(154)
§ 23.1189	切断措施	(154)
§ 23.1191	防火墙	(155)
§ 23.1192	发动机附件舱隔板	(156)
§ 23.1193	发动机罩及短舱	(157)
【 § 23.1195	灭火系统】	(157)
【 § 23.1197	灭火剂】	(157)

【 § 23.1199 灭火瓶】	(158)
【 § 23.1201 灭火系统材料】	(159)
§ 23.1203 火警探测系统	(159)

F 分部 设 备

总 则

§ 23.1301 功能和安装	(160)
§ 23.1303 飞行和导航仪表	(160)
§ 23.1305 动力装置仪表	(160)
§ 23.1307 其它设备	(162)
§ 23.1309 设备、系统及安装	(163)

仪 表： 安 装

【 § 23.1311 电子显示器系统】	(165)
§ 23.1321 布局 and 可见度	(166)
§ 23.1322 警告灯、戒备灯和提示灯	(167)
§ 23.1323 空速指示系统	(167)
§ 23.1325 静压系统	(168)
§ 23.1327 磁航向指示器	(169)
§ 23.1329 自动驾驶仪系统	(170)
§ 23.1331 使用能源的仪表	(171)
§ 23.1335 飞行指引系统	(171)
§ 23.1337 动力装置仪表	(171)

电气系统和设备

§ 23.1351	总则	(173)
§ 23.1353	蓄电池的设计和安装	(175)
§ 23.1357	电路保护装置	(176)
§ 23.1361	总开关装置	(177)
§ 23.1365	电缆和设备	(177)
§ 23.1367	开关	(177)

灯

§ 23.1381	仪表灯	(177)
§ 23.1383	着陆灯	(178)
§ 23.1385	航行灯系统的安装	(178)
§ 23.1387	航行灯系统二面角	(178)
§ 23.1389	航行灯灯光分布和光强	(179)
§ 23.1391	前、后航行灯水平平面内的最小光强	(180)
§ 23.1393	前、后航行灯任一垂直平面内的最小光强	(180)
§ 23.1395	前、后航行灯的最大掺入光强	(180)
§ 23.1397	航行灯颜色规格	(181)
§ 23.1399	停泊灯	(182)
§ 23.1401	防撞灯系统	(182)

安全设备

§ 23.1411	总则	(184)
§ 23.1413	安全带和肩带	(184)

§ 23.1415	水上迫降设备	(184)
§ 23.1416	气压式除冰套系统	(184)
§ 23.1419	防冰	(185)

其 它 设 备

§ 23.1431	电子设备	(185)
§ 23.1435	液压系统	(185)
§ 23.1437	多发飞机的附件	(186)
§ 23.1438	增压系统和气动系统	(186)
§ 23.1441	氧气设备和供氧	(186)
§ 23.1443	最小补氧流量	(187)
§ 23.1447	分氧装置设置的规定	(187)
§ 23.1449	判断供氧的措施	(188)
§ 23.1450	化学氧气发生器	(188)
【 § 23.1457	驾驶舱录音机】	(189)
【 § 23.1459	飞行记录器】	(190)
§ 23.1461	含高能转子的设备	(192)

G 分部 使用限制和资料

§ 23.1501	总则	(193)
§ 23.1505	空速限制	(193)
§ 23.1507	机动速度	(194)
§ 23.1511	襟翼展态速度	(194)
§ 23.1513	最小操纵速度	(194)
§ 23.1519	重量和重心	(194)

§ 23.1521	动力装置限制	(194)
§ 23.1523	最小飞行机组	(195)
§ 23.1524	最大客座量布置	(195)
§ 23.1525	运行类型	(196)
§ 23.1527	最大使用高度	(196)
§ 23.1529	持续适航文件	(196)

标记和标牌

§ 23.1541	总则	(196)
§ 23.1543	仪表标记:总则	(197)
§ 23.1545	空速指示器	(197)
§ 23.1547	磁航向指示器	(198)
§ 23.1549	动力装置仪表	(198)
§ 23.1551	滑油油量指示器	(198)
§ 23.1553	燃油油量表	(199)
§ 23.1555	操纵器件标记	(199)
§ 23.1557	其它标记和标牌	(200)
§ 23.1559	使用限制标牌	(200)
§ 23.1561	安全设备	(201)
§ 23.1563	空速标牌	(201)
§ 23.1567	飞行机动标牌	(201)

飞机飞行手册和批准的手册资料

§ 23.1581	总则	(202)
§ 23.1583	使用限制	(202)

正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准

§ 23.1585	使用程序	(205)
§ 23.1587	性能资料	(206)
§ 23.1589	载重资料	(208)

附 录

附录 A	对于最大重量等于或小于 2,722 公斤(6,000 磅)的常规单 发飞机的简化设计载荷准则	(209)
附录 B	【备用】	(223)
附录 C	基本着陆情况	(224)
附录 D	机轮起旋载荷	(227)
附录 E	装有助推动力的飞机的限制重量增量	(229)
附录 F	【表明自熄材料符合 § 23.853 的可接受试验程序】	(230)
附录 G	持续适航文件	(232)

A 分部 总 则

§ 23.1 适用范围

(a) 本部规定颁发和更改正常类、实用类、特技类和通勤类飞机型号合格证的适航标准。

【(b) 按照中国民用航空规章第 21 部的规定申请正常类、实用类、特技类和通勤类飞机型号合格证或申请对该合格证进行更改的法人,必须表明符合本部中适用的要求。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

§ 23.2 【特别追溯要求】

【(a) 不论第 21 部的要求如何,也不考虑型号审定基础,凡在 1986 年 12 月 12 日以后生产的,乘员最多不超过 9 人(不包括驾驶员)的正常类、实用类和特技类飞机,或者是进入中国的同类外国飞机,必须在每个向前或向后的座椅上装有安全带和肩带,以保证当受到本部 § 23.561(b)(2)规定的极限静载荷系数所对应的惯性载荷时,乘员头部不受到严重损伤。或在 § 23.562 条适用于该飞机的情况下,按该条的要求对乘员提供保护。对于其他方向的座椅,该座椅和约束系统的设计,必须与安装有安全带和肩带的向前或向后座椅具有同等保护乘员的水平。

【(b) 凡按照本条要求在飞行机组座位上安装的肩带,应使机组成员在就座并系好安全带和肩带的情况下,执行飞行操纵所必需的所有动作。

【(c) 本条中的制造日期是指:

【(1) 检查验收记录日期,或反映飞机制造完毕并符合适航审定的型号设计数据的日期。

【(2) 对于国外制造的飞机,该日期是外国适航当局证明飞机完成并颁发原始标准适航证或该国相当证件的日期。】

〔1990年7月18日修订〕

§ 23.3 飞机类别

【(a) 正常类飞机,是指座位设置(不包括驾驶员)为9座或以下,最大审定起飞重量为5,700公斤(12,500磅)或以下,用于非特技飞行的飞机。】非特技飞行包括:

- (1) 正常飞行中遇到的任何机动;
- (2) 失速(不包括尾冲失速);
- (3) 坡度不大于60°的缓8字飞行、急上升转弯和急转弯。

【(b) 实用类飞机,是指座位设置(不包括驾驶员)为9座或以下,最大审定起飞重量为5,700公斤(12,500磅)或以下,用于有限特技飞行的飞机。按实用类审定合格的飞机,可作本条(a)中的任何飞行动作和有限特技飞行动作。】有限特技飞行包括:

- (1) 尾旋(如果对特定型号的飞机已批准作尾旋);
- (2) 坡度大于60°的缓8字飞行、急上升转弯和急转弯。

【(c) 特技类飞机,是指座位设置(不包括驾驶员)为9座或以下,最大审定起飞重量为5,700公斤(12,500磅)或以下,除了由于所要求的飞机试验结果表明是必要的限制以外,在使用中不加限制的飞机。

【(d) 通勤类飞机,是指座位设置(不包括驾驶员)为19座或以下,最大审定起飞重量为8,618公斤(19,000磅)或以下,用于本条(a)所述非特技飞行的螺旋桨驱动的多发动机飞机。】

【(e)】 只要满足所申请的相应类别的要求,小型飞机的合格审定可以不限于一种类别。

〔1990年7月18日第一次修订〕

B 分部 飞 行

总 则

§ 23.21 证明符合性的若干规定

(a) 本分部的每项要求,在申请审定的载重状态范围内,对重量和重心的每种相应组合,均必须得到满足。证实时必须按下列规定:

(1) 用申请合格审定的该型号飞机进行试验,或根据试验结果进行与试验同样准确的计算;

(2) 如果由所检查的各种组合不能合理地推断其符合性,则应对重量和重心的每种组合进行系统的检查。

(b) 在飞行试验中,对规定值的一般的允差如下表,但在一些特定试验中可容许更大的允差:

项 目	允 差
重 量	+5% -10%
受重量影响的临界项目	+5% -1%
重 心	整个范围的±7%

§ 23.23 载重分布限制

必须制定飞机可以安全运行的重量和重心范围,如果某些可能的载重情况会引起重心横向位置明显的变化,则必须包括横向重心范围。如果小油量对飞机的平衡和稳定性产生不利的影响,则飞机必须按可用的油量不超过发动机组的每 10 千瓦最大连续功率为 4.30 升(每 12 最大连续马力为 1 美加仑)计算的油量时的情况进行飞行模拟试验。

§ 23.25 重量限制

(a) **【最大重量是指飞机在表明符合本部每项适用要求(除了那些符合设计着陆重量的以外)时的最重的重量。此外,对通勤类飞机,申请人必须确定最大无油重量。所制定的最大重量必须符合下列条件:】**

(1) 飞机最大重量不超过下列值:

(i) 申请人选定的最重的重量;

(ii) 最大设计重量,即表明符合本部每项适用的结构载荷情况(除了那些符合设计着陆重量的以外)的最重的重量;

(iii) 表明符合每项适用的飞行要求的最重的重量。对于装有助推火箭发动机的飞机,其最重的重量按本部附录 E 制定。

(2) 对于正常类【和通勤类】飞机,假定每个座椅上的乘员重量为 77 公斤(170 磅),对于实用类或特技类飞机,每个座椅上的乘员重量为 86 公斤(190 磅)(除非另有规定),则飞机最大重量应不小于下列情况之一的重量:

(i) 每个座椅均坐人,滑油箱装满,燃油至少足以供给发动机在额定最大连续功率下工作半小时;

(ii) 所要求的最小机组,燃油箱及滑油箱装满。

(b) **最小重量** 必须制定最小重量(表明符合本部每项适用的要求的最轻重量),使之不大于下列重量之和:

(1) 按 § 23.29 确定的空重;

(2) 所要求的最小机组的重量(每个机组成员按 77 公斤(170 磅)计算);

(3) 以下重量:

(i) 对涡轮喷气飞机,为所检查的特定燃油箱布置总油量的 5%;

(ii) 对其它飞机,在最大连续功率下工作半小时所需要的燃油量。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订]

§ 23.29 空重和相应的重心

(a) 空重与相应的重心必须用飞机称重的方法确定,称重时飞机上装有下列各项:

- (1) 固定配重;
- (2) 按 § 23.959 确定的不可用燃油;
- (3) 全部工作液体,包括下列各项:

(i) 滑油;

(ii) 液压油;

(iii) 机上系统正常工作所需的其他液体,但饮用水、厕所预注水和发动机用的喷水除外。

(b) 确定空重时的飞机状态必须是明确定义的并易于再现。

§ 23.31 可卸配重

如果符合下列要求,在表明符合本分部的飞行要求时,可采用可卸配重:

(a) 安放配重的地方经过适当的设计和装备,并按 § 23.1557 作了标记;

(b) 为每种需要使用配重的载重情况适当安放可卸配重,在飞机飞行手册、批准的资料或标记与标牌上,都对此有技术说明。

§ 23.33 螺旋桨转速和桨距限制

(a) **总则** 必须对螺旋桨转速和桨距值加以限制,以确保在正常工作状态下安全运行。

(b) **飞行中不能操纵的螺旋桨** 对于在飞行中桨距不能操纵的螺旋桨采用下列规定:

(1) 在起飞和以速度 V_y 进行初始爬升期间,发动机处于最大油门或最大允许的起飞进气压力状态,螺旋桨必须限制发动机转速,使之不超过最大允许起飞转速;

(2) 在规定的“不许超越速度”下收回油门下滑时,螺旋桨不会引起发动机转速高于最大连续转速的 110%。

(c) **没有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨** 对于没有恒速控制装置,

但在飞行中可操纵的螺旋桨,必须具有限制桨距值的装置,以确保符合下列规定:

(1) 用最低可能的桨距来满足本条(b)(1)的要求;

(2) 用最高可能的桨距来满足本条(b)(2)的要求。

(d) **带有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨** 此类螺旋桨必须符合下列规定:

(1) 具有一种装置,在调速器工作时将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速;

(2) 具有一种装置,在调速器不工作时,当桨叶处于可能的最小桨距位置、发动机为起飞进气压力、飞机静止且无风时,能将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速的 103%。

性 能

§ 23.45 总则

(a) **【除非另有规定,必须按静止空气满足本分部的性能要求:**

【(1) 对于正常类、实用类和特技类飞机,标准大气条件;

【(2) 对于通勤类飞机,周围大气条件。】

(b) 性能必须对应于在特定外界大气条件、特定飞行状态和本条(d)和(e)规定的相对湿度下的可用推进力。

(c) 可用推进力必须与不超过批准的功率(推力)扣除下列损失后的发动机功率(推力)相对应:

(1) 安装损失;

(2) 特定外界大气条件和特定的飞行状态下由附件及辅助装置所吸收的功率(当量推力)。

(d) 对于活塞发动机飞机,其受发动机功率影响的性能,必须基于相对湿度为 80%时的标准大气条件。

(e) 对于涡轮发动机飞机,其受发动机功率(推力)影响的性能,必须基于下述相对湿度:

- (1) 在等于和低于标准温度时,相对湿度为 80%;
- (2) 在等于和高于标准温度加 28℃(50 F)时,相对湿度为 34%。

在这两种温度之间,相对湿度按线性变化。

【(f) 对于通勤类飞机,还须满足下列要求:

【(1) 除非另有规定,申请人必须选择飞机起飞、航路、进场和着陆的形态;

【(2) 飞机形态可以随重量、高度和温度变化,其变化范围要同本条(f)(3)要求的操作程序相一致;

【(3) 除非另有规定,在确定临界发动机停车的起飞性能、起飞飞行航迹、加速—停止距离、起飞距离和着陆距离时,改变飞机的形态、速度、功率和推力必须按照申请人为使用操作所制定的程序进行;

【(4) 必须制定与 § 23.67(e)(3)和 § 23.77(c)中规定的条件相应的执行中断进场和中断着陆的程序;

【(5) 按本条(f)(3)和(f)(4)所制定的程序必须:

【(i) 能够由具有中等技巧的机组一贯正常地执行;

【(ii) 采用安全可靠的方法或装置;

【(iii) 计及执行这些程序时可合理预期的时间滞后。】

[1990 年 7 月 18 日第一次修订]

§ 23.49 失速速度

(a) V_{so} 是在下列状态下的校正失速速度(如能达到),即飞机可以操纵的定常飞行的最小速度,以节计:

- (1) 发动机可用的功率(推力)状态按本条(e)的规定;
- (2) 螺旋桨处于起飞位置;
- (3) 起落架在放下位置;
- (4) 襟翼在着陆位置;

- (5) 发动机罩通风片已关闭;
- (6) 重心处于允许着陆范围的最不利位置;
- (7) 重量为以 V_{SO} 作为因素来确定是否符合所要求的性能标准时采用的重量。

(b) 在下述两种情况下,最大重量时的 V_{SO} 不得超过 61 节:

- (1) 单发飞机;
- (2) 在临界发动机停车情况下,不能满足 § 23.67(b) 规定的最小爬升率要求的,最大重量等于或小于 2,722 公斤(6,000 磅)的多发飞机。

(c) V_{S1} 是在下列状态下的校正失速速度(如能达到),即飞机可以操纵的定常飞行的最小速度,以节计:

- (1) 发动机可用的功率(推力)状态按本条(e)的规定;
- (2) 螺旋桨处于起飞位置;
- (3) 飞机的形态处于用 V_{S1} 进行试验所具有的状态;
- (4) 重量为以 V_{S1} 作为因素来确定是否符合所要求的性能标准时采用的重量。

(d) 必须按 § 23.201 所规定的程序通过飞行试验来确定 V_{SO} 和 V_{S1} 。

(e) 必须使用下列功率(推力)来满足本条的要求:

(1) 对于活塞发动机飞机,发动机慢车、油门收回或油门处于速度不大于 110% 失速速度下零拉力所需功率的位置上;

(2) 对于涡轮发动机飞机,在失速速度时的推力不得大于零,或者,如果所产生的推力对失速速度没有显著影响,则发动机收回油门处于慢车状态。

§ 23.51 起飞

(a) 对于每一种飞机(滑橇式飞机,其机轮式飞机的起飞数据已按本条规定并在飞机飞行手册中已提供者除外),起飞和爬升至 15 米(50 英尺)障碍高度的需用距离必须按下列条件确定:

- (1) 发动机在经批准的使用限制内工作;

(2) 发动机罩通风片在正常起飞位置。

(b) 【测量水上飞机和水陆两用飞机起飞距离的起始点,可以取飞机速度不超过3节的一点。】

(c) 【为确定本条所需数据而作的起飞,不得要求特殊的驾驶技巧或特别有利的条件。】

(d) 【对于通勤类飞机,必须在下列条件下确定§23.53至§23.59所要求的起飞性能及起飞数据,并载入飞行手册:

【(1) 申请人所选定的使用限制范围内的每一重量、高度和周围温度;

【(2) 所选定的起飞形态;

【(3) 最不利的重心位置;

【(4) 工作发动机的状态在批准的使用限制范围之内;

【(5) 平整、干燥并有硬质道面的跑道;

【(6) 根据下列项目的使用修正系数作修正:

【(i) 沿起飞航迹不大于名义风逆风分量的50%,和沿起飞航迹不小于名义风顺风分量的150%;

【(ii) 跑道有效坡度。】

[1990年7月18日第一次修订]

【§23.53 起飞速度】

【(a) 对于多发飞机,离地速度 V_{LOF} 不得小于按§23.149确定的 V_{MCA} 。

【(b) 正常类、实用类和特技类飞机,达到高于起飞表面15米(50英尺)时,飞机达到的速度必须不小于:

【(1) 对于多发飞机,下列中大者:

【(i) $1.1V_{MCA}$;

【(ii) $1.3V_{S1}$,或在包括紊流和发动机完全停车的所有情况下,表明是安全的较小的速度,但不小于 V_X 加4节。

【(2) 对于单发飞机:

【(i) $1.3V_{S1}$;

【(ii) 在包括紊流和发动机完全停车的所有情况下,表明是安全的任一较小的速度,但不小于 V_X 加 4 节。

【(c) 对于通勤类飞机,要求如下:

【(1) 起飞决断速度 V_1 是指地面校正空速。在此速度下,由于发动机失效或其他原因,驾驶员必须做出继续起飞或中断起飞的决断。起飞决断速度 V_1 必须由申请人选择,但不得小于下列中大者:

【(i) $1.10V_{S1}$;

【(ii) $1.10V_{MCA}$, V_{MCA} 按 § 23.149 确定;

【(iii) 能使飞机抬前轮和表明当临界发动机突然停车时,利用正常的驾驶技术足以安全地继续起飞的速度;

【(iv) V_{EF} 加上在下述时间间隔内临界发动机不工作时飞机的速度增量。时间间隔指从临界发动机失效瞬间至驾驶员意识到该发动机失效并做出反应的瞬间。后一瞬间以驾驶员按 § 23.55 加速—停止决断中采取最初的减速措施为准。

【(2) V_2 是起飞安全速度,以校正空速表示,必须由申请人选定,以提供 § 23.67 所要求的爬升梯度,但不得小于 V_1 或 $1.2V_{S1}$ 。

【(3) V_{EF} 是假定临界发动机失效时的校正空速。 V_{EF} 必须由申请人选择,但不小于按 § 23.149 确定的 V_{MCA} 。

【(4) V_R 是抬前轮速度,以校正空速表示,必须由申请人选定并不得小于下列中大者

【(i) V_1 ;

【(ii) 按 § 23.57(c) 确定的速度。此速度允许在高于起飞表面 10.7 米(35 英尺)以前,达到初始爬升速度 V_2 。

【(5) 对于任何一组给定条件,例如重量、高度、形态和温度,必须用同一个 V_R 值来表明符合单发停车和全发工作两种起飞要求:

【(i) 按 § 23.57 确定的单发停车起飞;

【(ii) 按 § 23.59 确定全发工作起飞；

【(6) 必须表明在比按本条(c)(4)和(5)所确定的 V_R 小 5 节的速度下以正常抬头率抬头时,单发停车起飞距离不超过按 § 23.57 和 § 23.59 所制定的 V_2 对应的单发停车起飞距离,起飞距离按 § 23.59 确定,并必须保证飞机在高于起飞表面 10.7 米(35 英尺)处,速度比确定的 V_2 最多小 5 节的情况下能继续安全起飞。

【(7) 申请人必须表明,在全发工作时,不会由于飞机抬头过度或失配平状况使按 § 23.59 所确定的预定起飞距离显著增加。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【 § 23.55 加速—停止距离】

【对通勤类飞机必须按下述规定确定加速—停止距离：

【(a) 加速—停止距离是下列所需距离之和：

【(1) 从静止起点加速到 V_1 ；

【(2) 从达到 V_1 的一点到完全停止。假定在发动机失效的情况下,驾驶员已决定停止起飞并由开始采取减速措施来表明。

【(b) 可使用机轮刹车以外的手段来确定加速—停止距离,只要这种措施在临界发动机停车时是有效的,并且这种手段：

【(1) 安全可靠；

【(2) 在正常运行条件下可望获得一贯的效果；

【(3) 对操纵飞机不需要特殊技巧。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【 § 23.57 起飞航迹】

【通勤类飞机起飞航迹如下：

【(a) 起飞航迹从静止点起延伸至飞机起飞过程中高于起飞表面 457 米(1 500 英尺)或完成从起飞到航路形态的转变的那一点,两者中取大值。

【(1) 起飞航迹必须基于 § 23.45 规定的程序；

【(2) 飞机必须在地面加速到 V_{EF} ,临界发动机在该点必须停车,并在

起飞其余过程中保持停车；

【(3) 在达到 V_{EF} 后，飞机必须加速到 V_2 。

【(b) 在加速到 V_2 过程中，前轮可在不小于 V_R 的速度时抬起离地。但在飞机腾空之前不得开始收起落架。

【(c) 按本条(a)和(b)确定起飞航迹过程中：

【(1) 起飞航迹空中部分的斜率在每一点上都必须是正的；

【(2) 飞机在达到高于起飞表面 10.7 米(35 英尺)前必须达到 V_2 ，并且必须以尽可能接近但不小于 V_2 的速度继续起飞，直到飞机高于起飞表面 122 米(400 英尺)为止；

【(3) 从飞机高于起飞表面 122 米(400 英尺)那点开始，沿起飞航迹每一点的可用爬升梯度不得小于：

(i) 1.2%，对于双发飞机；

(ii) 1.5%，对于三发飞机；

(iii) 1.7%，对于四发飞机；

【(4) 直到飞机高于起飞表面 122 米(400 英尺)为止，除收起落架和螺旋桨自动顺桨外，不得改变飞机形态，而且驾驶员不得采取动作改变功率或推力。

【(d) 起飞航迹必须由连续的演示起飞或分段综合法来确定。如果起飞航迹由分段法确定，则：

【(1) 分段必须明确定义，而且必须在形态、功率或推力以及速度方面有清晰可辨的变化；

【(2) 飞机的重量、形态、功率或推力在每一分段内必须保持不变，而且必须相应于该分段内主要的最临界的状态；

【(3) 该飞行航迹必须基于无地面效应的性能；

【(4) 起飞航迹数据必须用若干次连续的演示起飞直到飞机脱离地面效应，而且其速度达到稳定的一点来校核，以确保分段综合航迹相对于连续航迹是保守的；

【(5) 当飞机达到等于其翼展的高度时,即认为脱离地面效应。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

【§ 23.59 起飞距离和起飞滑跑距离】

【对于通勤类飞机:

【(a) 起飞距离是下述距离中的大者:

【(1) 沿着按 § 23.57 所确定的起飞航迹,从起飞始点到飞机高于起飞表面 10.7 米(35 英尺)的一点所经过的水平距离;

【(2) 全发工作,沿着与 § 23.57 一致的程序所确定的全发起飞航迹,从起飞始点到飞机高于起飞表面 10.7 米(35 英尺)的一点所经过的水平距离的 115%。

【(b) 对于起飞距离中含有净空道的情况,则起飞滑跑距离为下述距离中的大者:

【(1) 沿着按 § 23.57 确定的起飞航迹,从起飞始点到下列两点的中点所经过的水平距离,在一点速度达到 V_{LOF} ,在另一点飞机高于起飞表面 10.7 米(35 英尺);

【(2) 全发工作,沿着由其余与 § 23.57 一致的程序确定的起飞航迹,从起飞始点到下列两点的中点所经过的水平距离的 115%,在一点速度达到 V_{LOF} ,在另一点飞机高于起飞表面 10.7 米(35 英尺)。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

【§ 23.61 起飞飞行航迹】

【通勤类飞机的起飞飞行航迹必须按下述要求确定:

【(a) 起飞飞行航迹从按 § 23.59 确定的起飞距离末端处高于起飞表面 10.7 米(35 英尺)的一点计起。

【(b) 净起飞飞行航迹数据必须为真实起飞飞行航迹(按 § 23.57 及本条(a)确定)在每一点减去下列数值的爬升梯度:

【(1) 0.8%,对于双发飞机;

【(2) 0.9%,对于三发飞机;

【(3) 1.0%,对于四发飞机。

【(c) 沿起飞飞行航迹飞机水平加速部分的加速度减少量,可使用上述规定的爬升梯度减少量的当量值。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.65 爬升:全发工作

(a) 飞机在海平面必须至少具有 1.5 米/秒(300 英尺/分)的定常爬升率,同时陆上飞机至少具有 1:12 的定常爬升角,水上和水陆两用飞机则至少具有 1:15 的定常爬升角,飞机状态如下:

(1) 每台发动机不超过其最大连续功率;

(2) 起落架在收上位置;

(3) 襟翼处于起飞位置;

(4) 发动机罩通风片或其它控制供给发动机冷却气流的装置,处于 § 23.1041 至 § 23.1047 要求的冷却试验所用的位置上。

(b) 对于发动机的起飞和最大连续功率额定值相等,而具有固定桨距、双位桨距或具有类似的螺旋桨的每架飞机,在下列情况下,可以使用低于 § 23.33 所允许的在 V_x 下达到发动机额定转速的桨距值:

(1) 飞机性能处于边界状态(例如它能满足本条(a)的爬升率要求,却难于满足本条(a)或 § 23.77 的爬升角要求);

(2) 在与最佳爬升角相应的较低速度上,表明发动机冷却是可以接受的。

(c) 涡轮发动机飞机在 1,500 米(5,000 英尺)压力高度上和 27℃(标准大气温度加 22℃)(81 F(标准大气温度加 40 F))的温度时,飞机处于本条(a)所述的形态必须能够至少保持 1:25 的爬升梯度。

【(d) 此外,对通勤类飞机,必须按要求批准的最临界重心,确定各种重量、高度和温度的性能数据。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.67 爬升:一发停车

(a) 【对于以活塞发动机为动力的正常类、实用类和特技类多发飞机，一发停车后的爬升梯度必须在下列条件下确定：】

(1) 临界发动机停车，其螺旋桨处于最小阻力位置；

(2) 其余发动机不超过其最大连续功率【或推力】；

(3) 起落架在收上位置；

(4) 襟翼处于最有利位置；

(5) 【控制供给发动机冷却气流的装置】处于 § 23.1041 至 § 23.1047 要求的冷却试验所用的位置上。

(b) 【对于以活塞发动机为动力的正常类、实用类和特技类多发飞机，下列要求适用：

【(1) 凡 V_{so} 大于 113 公里/小时(61 节)或最大重量大于 2,724 公斤(6,000 磅)的飞机，在 1,524 米(5,000 英尺)压力高度上，速度不小于 $1.2V_{s1}$ ，温度为标准温度(5°C (41°F))，必须能够保持至少 1.5% 的定常爬升梯度，飞机形态按本条(a)的规定。

【(2) 凡 V_{so} 等于或小 113 公里/小时(61 节)和最大重量等于或小于 2,724 公斤(6,000 磅)的飞机，必须在 1,524 米(5,000 英尺)压力高度上，速度不小于 $1.2V_{so}$ ，温度为标准温度 5°C (41°F) 的条件下确定其稳定爬升梯度，飞机形态按本条(a)的规定。】

(c) 【对于以涡轮发动机为动力的正常类、实用类和特技类多发飞机，下列要求适用：

【(1) 必须在申请人规定的使用限制内确定每一重量、高度和外界大气温度下的定常爬升梯度，飞机形态按本条(a)的规定。

【(2) 在本条(a)所规定的形态下，每架飞机必须至少能够保持如下所述的爬升梯度：

【(i) 在 1,524 米(5,000 英尺)压力高度上，速度不小于 $1.2V_{s1}$ ，温度为标准温度(5°C (41°F))时为 1.5%；

【(ii) 在 1,524 米(5,000 英尺)压力高度上，速度不小于 $1.2V_{s1}$ ，温

度为 27.2°C (81°F) (标准温度加 22.2°C (40°F)) 时为 0.75% 。

【(3) 本条(c)(2)和(ii)中规定的最小爬升梯度在温度为 5°C (41°F) 至 27.2°C (81°F) 之间必须呈线性变化, 并且保持相同的变化率直至飞机被批准的最高使用温度。】

(4) 本条(c)(2)(i)和(ii)中的爬升率用米/秒(英尺/分)表示, V_{SO} 用节表示。

(d) 对于所有多发飞机, 必须确定与单发停车时的最佳爬升率相应的速度。

【(e) 对通勤类飞机, 下列要求适用:

【(1) **起飞爬升** 必须对为飞机制定的使用限制内的每一高度和周围温度确定飞机满足(i)和(ii)规定的最小爬升性能的最大重量。其条件为: 自由空气中无地面效应, 飞机处于起飞形态, 最临界重心, 临界发动机停车, 其余发动机为最大起飞功率或推力, 不工作发动机的螺旋桨在风车位置, 螺旋桨操纵器件在正常位置。但如果装有经批准的自动顺桨系统, 螺旋桨可以处于顺桨位置。

【(i) **起飞, 起落架放下** 沿飞行航迹各点, 从离地速度 V_{LOF} 到起落架完全收起之间的最小定常爬升梯度, 对于双发飞机必须是可测出的正值, 对于三发飞机不得小于 0.3% , 对于四发飞机不得小于 0.5% ;

【(ii) **起飞, 起落架收起** 在速度 V_2 直到飞机高于起飞表面 122 米 (400 英尺) 的最小定常爬升梯度, 对于双发飞机不得小于 2% , 对于三发飞机不得小于 2.3% , 对于四发飞机不得小于 2.6% 。对于固定式起落架飞机, 须在起落架放下情况下满足本要求。

【(2) **航路爬升** 必须对为飞机制定的使用限制内的每一高度和周围温度确定最大重量, 以此重量, 飞机在高于起飞表面 457 米 (1,500 英尺) 高度上的定常爬升梯度, 对于双发飞机不小于 1.2% , 对于三发飞机不小于 1.5% , 对于四发飞机不小于 1.7% 。其条件为: 飞机处于航路形态, 临界发动机停车, 其余发动机为最大连续功率或推力, 且重心处于最不利位置。

【(3) 进场 相应于正常全发工作操作程序的进场形态(在此程序中该形态的 V_{S1} 不超过对应着陆形态 V_{S1} 的 110%) 的定常爬升梯度, 在下列条件下, 对于双发飞机不得小 2.1%, 对于三发飞机不得小于 2.4%, 对于四发飞机不得小于 2.7%:

【(i) 临界发动机停车, 其余发动机处于可用起飞功率或推力;

【(ii) 最大着陆重量;

【(iii) 按正常着陆程序制定的爬升速度, 但不大于 $1.5V_{S1}$ 。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订, 1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

§ 23.75 着陆

必须按下列条件确定各种飞机(滑橇式飞机, 其机轮式飞机的着陆数据已按本条确定并在飞机飞行手册中提供者除外)从高于着陆表面 15 米(50 英尺)的一点到飞机着陆并完全停止(对于水上飞机和水陆两用飞机的着水, 则为 3 节左右的速度)所需的水平距离:

(a) 降到 15 米(50 英尺)的高度前, 必须维持至少 $1.3V_{S1}$ 的校正空速定常下滑进场; 且

【(1) 在降至 15 米(50 英尺)的高度前, 稳定下滑进场梯度必须不大于 5.2%(3°)。

【(2) 此外, 申请人可以通过试验进行演示, 在降至 15 米(50 英尺)的高度前, 大于 5.2% 的最大定常下滑梯度是安全的。下滑梯度必须作为一项使用限制加以规定, 并且必须能够通过适当的仪表将必要的下滑梯度指示信息提供给驾驶员。

(b) 【在服役中预期遇到的大气条件下, 包括侧风和紊流, 着陆不应要求超过一般水平的驾驶技巧。】

(c) 着陆时必须避免大的垂直加速度, 没有弹跳、前翻、地面打转、海豚运动或水上打转的倾向;

(d) 必须表明飞机能从 15 米(50 英尺)高度所处的状态, 完全过渡到 § 23.77 的中断着陆状态;

(e) 机轮刹车系统的压力不得超过刹车装置制造厂商所规定的压力；

(f) 可以使用除机轮刹车以外符合下列条件的其它手段：

- (1) 安全可靠；
- (2) 使用时能在服役中获得始终如一的效果；
- (3) 操纵飞机不需要【超过一般水平的驾驶】技巧。

(g) 【如果使用了依赖任一发动机工作的装置，且在该发动机停车着陆时着陆距离将增加，则必须按该发动机停车的情况来确定着陆距离，除非采取了其它补偿措施使着陆距离不超过全发工作时的距离。】

【(h)】 此外，对通勤类飞机要求如下：

(1) 必须按申请人所规定的使用限制内的每一重量、高度和风的条件下的标准温度确定着陆距离；

(2) 必须保持以不小于 $1.3V_{S1}$ 的校正空速定常下滑进场或以不大于 $5.2\%(3^\circ)$ 的下滑梯度定常进场至 15 米(50 英尺)高度；

(3) 着陆距离数据必须包括沿着陆航迹不大于名义风逆风分量的 50%，和沿着陆航迹不小于名义风顺风分量的 150% 的修正系数。

〔1990 年 12 月 23 日第二次修订〕

§ 23.77 中断着陆

(a) 为能中断着陆，【每一正常类、实用类和特技类】飞机在海平面必须能够至少保持 $1:30$ 的定常爬升角，此时飞机处于下列状态：

- (1) 所有发动机均为起飞功率；
- (2) 起落架在放下位置；

(3) 襟翼处于着陆位置；但是，如果可以在两秒钟或更短的时间内安全收起襟翼，且没有高度损失和突然的迎角变化，也不需要特殊的驾驶技巧，则襟翼可以收起。

(b) 【每一正常类、实用类和特技类】涡轮发动机飞机，在 1,500 米(5,000 英尺)压力高度上和 27°C (81°F) (为标准大气温度加 22°C (40°F)) 的温度时，飞机处于本条(a)所述的状态，其定常爬升率，能够保持至少为零。

【(c) 对于通勤类飞机,必须对为飞机制定的使用限制内的每一高度和周围温度确定最大重量,其条件是全发工作,飞机处于着陆形态,重心处于最不利位置,自由空气中无地面效应,并且定常爬升梯度不小于 3.3%。此时:

【(1) 发动机处于功率(或推力)杆从最小飞行慢车位置向起飞位置开始移动后 8 秒钟的可用功率(或推力)状态。

【(2) 爬升速度不大于按 § 23.75 条所制定的进场速度,并且不小于 $1.05V_{MCA}$ 或 $1.10V_{S1}$ 中的大者。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

飞 行 特 性

§ 23.141 总则

飞机在正常预期使用高度上必须满足 § 23.143 至 § 23.253 的各项要求,而不需特殊的驾驶技巧、机敏和过分的体力。

操纵性和机动性

§ 23.143 总则

(a) 在下列过程中,飞机必须可以安全地操纵并可以安全地进行机动:

(1) 起飞;

(2) 爬升;

(3) 平飞;

(4) 俯冲;

(5) 着陆(襟翼展态和收态下的有动力和无动力着陆)。

(b) 必须能从一种飞行状态平稳地过渡到另一种飞行状态(包括转弯

和侧滑),并在任何可能的使用条件下(包括多发飞机正常使用中可能遇到的任何发动机突然发生故障)没有超过限制载荷系数的危险。

(c) 如果存在与所需的驾驶员体力有关的临界情况,则“所需的驾驶员体力”必须用定量试验予以表明,且在任何情况下均不得超过下表中规定的限度:

施加在驾驶盘或方向舵脚蹬上的力,以牛顿(公斤,磅)计	俯 仰	滚 转	偏 航
(a) 短暂作用			
驾驶杆	267(27;60)	134 (13. 5; 30)	
驾驶盘(轮缘)	333(34;75)	267(27;60)	667 (68; 150)
方向舵脚蹬			
(b) 持续作用	44(5;10)	22(2;5)	89(9;20)

§ 23.145 纵向操纵

(a) 当飞行速度低于配平速度时,必须有可能使机头下沉,以便使空速很快加速到该配平速度,飞机状态如下:

- (1) 每台发动机均为最大连续功率,飞机在速度 V_x 配平;
- (2) 发动机无动力,飞机在 § 23.161(c)(2)(i)或(2)(ii)所规定的速度或最小配平速度(取大者)配平;
- (3) 襟翼和起落架在下列位置:
 - (i) 收起位置;
 - (ii) 放下位置;

(b) 起落架在放下位置,在下述机动中不需要改变配平操纵,并且不需要施加超过用一只手易于施加的最大短暂作用力:

- (1) 发动机无动力,襟翼在收起位置,飞机在 $1.4V_{S1}$ 或最小配平速度(取大者)配平。尽快放下襟翼。当配平速度为 $1.4V_{S1}$ 时,使空速从 $1.4V_{S1}$ 变化到 $1.4V_{SO}$;当配平速度为最小配平速度时,使空速从最小配平速度变化到

某一速度,该速度与 V_{SO} 之比等于最小配平速度与 V_{S1} 之比;

(2) 发动机无动力,襟翼在放下位置,飞机在 $1.4V_{SO}$ 或最小配平速度(取大者)配平。尽快收起襟翼。当配平速度为 $1.4V_{SO}$ 时,使空速从 $1.4V_{SO}$ 变化到 $1.4V_{S1}$;当配平速度为最小配平速度时,使空速从最小配平速度变化到某一速度,该速度与 V_{S1} 之比等于最小配平速度与 V_{SO} 之比;

(3) 重复本条(b)(2),但发动机处于最大连续功率状态;

(4) 发动机无动力,襟翼在收起位置,飞机在 § 23.161(c)(2)(i) 或 (2)(ii) 所规定的速度或最小配平速度(取大者)配平,迅速施加起飞功率(推力),同时维持空速不变;

(5) 重复本条(b)(4),但襟翼在放下位置;

(6) 发动机无动力,襟翼在放下位置,飞机在 § 23.161(c)(2)(i) 或 (2)(ii) 所规定的速度或最小配平速度(取大者)配平,获得并维持在 $1.1V_{S1}$ 至 $1.7V_{S1}$ 或 V_F (取小者)之间的空速。

(c) 在空速为 $1.1V_{S1}$ 的定常直线水平飞行中,当增升装置从任一位置收起时,同时施加不大于最大连续功率的动力,必须有可能维持大致平飞。

(d) 起落架和襟翼都在放下位置时的无动力下滑期间,驾驶员必须有可能用不超过 44 牛(4.5 公斤,10 磅)的操纵力维持不大于 § 23.161(c)(2)(ii) 所确定的速度。

(e) 通过正常的飞行和功率控制,在飞机姿态适合于有控制的着陆时,必须有可能操纵飞机实现零下降率而不至超过飞机的使用限制和结构限制。对于(e)(1)和(e)(2)所述的状态,上述要求也应满足:

(1) 单发飞机和多发飞机,不使用纵向主操纵;

(2) 多发飞机:

(i) 不使用航向主操纵系统;

(ii) 如果任一连杆或传动节出现单个故障,就同时影响纵向和航向主操纵时,则不使用纵向和航向主操纵系统。

§ 23.147 航向和横向操纵

(a) 多发飞机必须在下列条件下能从速度等于 $1.4V_1$ 或 V_Y 的定常爬升中分别向停车发动机一侧和相反方向作 15° 坡度的转弯:

- (1) 一台发动机停车,其螺旋桨处于最小阻力位置;
- (2) 其余发动机处于不大于最大连续功率状态;
- (3) 重心在允许的最后位置;
- (4) 起落架在:
 - (i) 收起位置;
 - (ii) 放下位置。
- (5) 襟翼在最有利的爬升位置;
- (6) 最大重量。

(b) 多发飞机必须能在保持机翼 5° 以内水平的同时,安全地往左右两个方向突然改变航向。这必须在下列条件下于 $1.4V_{S1}$ 或 V_Y 以高达 15° 的航向偏转量(但不必超过方向舵脚蹬力达 § 23.143 的限制值时的航向偏转量)来证实:

- (1) 临界发动机停车,其螺旋桨在最小阻力位置;
- (2) 其余发动机在最大连续功率状态;
- (3) 起落架在:
 - (i) 收起位置;
 - (ii) 放下位置。
- (4) 襟翼在最有利的爬升位置;
- (5) 重心在允许的最后位置;

§ 23.149 最小操纵速度

(a) V_{MCA} ,空中最小操纵速度 V_{MCA} 是校正空速,在该速度,当临界发动机突然停车时,能在该发动机继续停车情况下恢复对飞机的操纵,并按申请人的选择,维持零偏航或坡度不大于 5° 的直线飞行。用于模拟临界发动机失效的方法,必须体现在服役中预期的对操纵性最临界的动力装置失效模式。

(b) **活塞发动机飞机** 在下列条件下, V_{MCA} 不得超过 $1.2V_{S1}$ (V_{S1} 在最大起飞重量下确定):

- (1) 发动机处于起飞功率或最大可用功率状态;
- (2) 重心在最不利的位置;
- (3) 飞机按起飞状态配平;
- (4) 海平面最大起飞重量(或验证 V_{MCA} 所需的任何较小的重量);
- (5) 襟翼在起飞位置;
- (6) 起落架在收起位置;
- (7) 发动机罩通风片在正常起飞位置;
- (8) 停车发动机的螺旋桨处于下列状态之一:
 - (i) 风车状态;
 - (ii) 在对于该螺旋桨操纵装置的特定设计最可能的位置;
 - (iii) 如果飞机具有自动顺桨装置, 则顺桨;
- (9) 飞机已腾空, 地面效应可忽略不计。

(c) **涡轮发动机飞机** 在下列条件下, V_{MCA} 不得超过 $1.2V_{S1}$ (V_{S1} 在最大起飞重量下确定):

- (1) 发动机处于最大可用起飞功率(推力);
- (2) 重心在最不利的位置;
- (3) 飞机按起飞状态配平;
- (4) 海平面最大起飞重量(或验证 V_{MCA} 所需的任何较小的重量);
- (5) 飞机处于最临界的起飞形态, 但起落架在收起位置;
- (6) 飞机已腾空, 地面效应可忽略不计。

(d) 在速度 V_{MCA} , 为维持操纵所需的方向舵脚蹬力不得超过 667 牛 (68 公斤; 150 磅), 也不得要求减少工作发动机的功率(推力), 在纠偏过程中, 飞机不得出现任何危险的姿态, 并且能防止航向改变超过 20° 。

§ 23.151 特技机动

凡特技类和实用类飞机, 都必须能安全地完成飞机申请合格审定的特技

机动。必须确定所有特技机动的安全进入速度。

§ 23.153 着陆操纵

对于最大重量超过 2,722 公斤(6,000 磅)的飞机,处于着陆形态,必须有可能用不大于 § 23.143(c)所规定的操纵力安全地完成进场后的着陆动作。上述要求必须在下列条件下予以满足:

- (a) 速度比 § 23.75 所要求的速度小 5 节,飞机处于配平或尽可能接近配平;
- (b) 在整个机动过程中,不移动配平机构位置,在着陆拉平期间也不增加功率;
- (c) 推力大小为演示符合 § 23.75 所使用的油门位置。

§ 23.155 机动飞行中升降舵的操纵力

(a) 为达到正的限制机动载荷系数所需的升降舵操纵力不得小于下列值:

- (1) 对于盘式操纵, $W/100$ (W 是飞机最大重量)或 89 牛(9 公斤;20 磅),取大值,但不需大于 222 牛(23 公斤;50 磅);
- (2) 对于杆式操纵, $W/140$ (W 是飞机最大重量)或 67 牛(7 公斤;15 磅)取大值,但不需大于 156 牛(16 公斤;35 磅)。

(b) 本条(a)的要求,必须在襟翼和起落架都在收起位置,以及在下列每一条件下得到满足:

- (1) 对于活塞发动机为 75%最大连续功率,或者对于活塞发动机及涡轮发动机,根据申请人选择,用巡航时使用限制的最大功率或推力;
- (2) 在转弯时,飞机先在最小速度上作机翼水平配平(在此速度上可达到所要求的法向加速度而不致引起失速),再在最大平飞配平速度上作机翼水平配平后转弯,但此速度不得超过 V_{NE} 或 V_{MO}/M_{MO} ,根据相应情况而定。

(c) 可以用下述方法演示符合本条的要求:测量在限制杆力情况下所达到的法向加速度,或者测出每“g”杆力的梯度,再外插到相应的限制值。

§ 23.157 滚转率

(a) **起飞** 必须能使用有利的操纵组合,将飞机在下列规定的时间内,从 30° 坡度的定常转弯中滚过 60° 进入反向转弯:

(1) 最大重量等于或小于 2,722 公斤(6,000 磅)的飞机,从开始滚转起 5 秒钟;

(2) 最大重量大于 2,722 公斤(6,000 磅)的飞机,时间为: $(W+230)/590((W+500)/1300)$ 秒,式中 W 为飞机重量,公斤(磅)。

(b) 本条(a)的要求,必须在下列状态下在左右两个方向上滚转飞机得到满足:

(1) 襟翼在起飞位置;

(2) 起落架在收起位置;

(3) 对单发飞机,发动机为最大起飞功率(推力);对多发飞机,临界发动机停车,其螺旋桨在最小阻力位置,其余发动机为最大连续功率(推力);

(4) 在直线飞行情况下,飞机在 $1.2V_{S1}$ 的速度上配平或尽可能接近配平。

(c) **进场** 必须能使用有利的操纵组合,使飞机在下列规定的时间内,从 30° 坡度的定常转弯中滚过 60° 进入反向转弯:

(1) 最大重量等于或小于 2,722 公斤(6,000 磅)的飞机,从开始滚转起 4 秒钟;

(2) 最大重量大于 2,722 公斤(6,000 磅)的飞机,时间为: $(W+1270)/1000((W+2800)/2200)$ 秒,

式中 W 为飞机重量,公斤(磅)。

(d) 本条(c)的要求,必须在下列状态下在左右两个方向上滚转飞机得到满足:

(1) 襟翼在放下位置;

(2) 起落架在放下位置;

(3) 全部发动机在慢车功率(推力)和在平飞所需的功率(推力);

(4) 飞机配平在用于确定符合 § 23.75 时所用的速度上。

配 平

§ 23.161 配平

(a) **总则** 飞机配平后,在驾驶员或自动驾驶仪对主操纵装置或其相应的配平操纵装置不再施力,并不再将其移动时,必须满足本条的配平要求。

(b) **横向和航向配平** 飞机的起落架和襟翼收上,并在下列条件下平飞时必须能保持横向和航向配平:

(1) 对于正常类,实用类和特技类飞机,速度为 $0.9V_H$ 、【 V_c 或 V_{MO} 】,取小值;

(2) 对于通勤类飞机,速度为 V_H 或 V_{MO}/M_{MO} ,取小值。

(c) **纵向配平** 飞机在下列每一情况下,必须保持纵向配平,但在速度大于 V_{MO}/M_{MO} 的情况下不需保持配平:

(1) 【在下列速度下以最大连续功率爬升:

【(i) 按确定本部 § 23.65 所要求的爬升性能时所使用的速度,起落架收上,襟翼在起飞位置;

【(ii) 按本部 § 23.1585(a)(2)(i)规定推荐的全发工作爬升速度。

【(2) 起落架放下,在下列条件下以 $5.2\%(3^\circ)$ 的下滑梯度进场:

【(i) 襟翼在收上位置,速度为 $1.4V_{S1}$;

【(ii) 为表明符合 § 23.75 时适用的空速和襟翼位置。】

(3) 起落架和襟翼收上,在下列任何速度下平飞:

(i) 对于正常类、实用类和特技类飞机,从【 V_H 和 V_{NO} 或 V_{MO} (如果适用)中的小值直到 $1.4V_{S1}$ 的任何速度;】

(ii) 对于通勤类飞机,从 V_H 或 V_{MO}/M_{MO} (取小值)到 V_x 或 $1.4V_{S1}$ 之间的任何速度。

【(4) 以 $0.9V_{NO}$ 或 $0.9V_{MO}$ 的速度(取适用者)无动力下滑,起落架和襟翼收上。】

(d) 【此外,在下列情况下,对于正常类、实用类和特技类多发飞机,在满足 § 23.67 所使用的速度条件下,对于通勤类多发飞机,在 V_Y 和 $1.4V_{S1}$ 之间的某一速度条件下,每架多发飞机必须保持纵向和航向配平,且横向操纵力不得超过 2.27 公斤(5 磅):】

(1) 【临界发动机停车,并且如果适用,其螺旋桨在最小阻力位置;】

(2) 其余发动机处于最大连续功率;

(3) 起落架在收上位置;

(4) 【对于正常类、实用类和特技类飞机,襟翼在表明符合 § 23.67 所选定的位置,对于通勤类飞机,襟翼在收上位置;】

(5) 飞机坡度不大于 5° 。

〔1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

稳 定 性

§ 23.171 总则

飞机必须按照 § 23.173 至 § 23.181 的规定,是纵向、航向和横向稳定的。此外,如果试飞表明对安全运行有必要,则在服役中正常遇到的任何条件下,必须表明有合适的稳定性和操纵感觉(静稳定性)。

§ 23.173 纵向静稳定性

在 § 23.175 中规定的条件下,按指定的要求配平,升降舵操纵力和操纵系统摩擦力必须有如下特性:

(a) 为获得并维持低于所规定的配平速度的速度,必须用拉力;为获得并维持高于所规定的配平速度的速度,必须用推力。该特性必须在能够获得的任何速度予以证实,但杆力不必超过 178 牛(18 公斤;40 磅),速度不必超过最大允许速度或低于定常不失速飞行的最小速度;

(b) 【当从本条(a)规定的速度范围内的任何速度缓慢地松除操纵力时,空速必须回复到对适用飞机类别所规定的允差范围内。该适用的允差为:

【(1) 空速必须回复到初始的配平速度的 $\pm 10\%$ 的范围内；

【(2) 对于通勤类飞机,在按§ 23.175(b)规定的巡航状态下空速必须回复到初始配平速度的 $\pm 7.5\%$ 范围内。】

(c) 杆力必须随着速度的变化而变化,任何明显的速度改变都应产生使驾驶员能明显感受的杆力。

[1990年7月18日第一次修订]

§ 23.175 纵向静稳定性的演示

必须按下列各项来表明纵向静稳定性:

(a) **爬升** 飞机速度在下述状态配平速度的 85% 至 115% 之间时,杆力—速度曲线均必须具有稳定的斜率:

(1) 襟翼在爬升位置;

(2) 起落架在收起位置;

(3) 对于活塞发动机, 75% 最大连续功率;对于涡轮发动机,由申请人选为爬升期间使用限制的最大功率(推力);

(4) 飞机配平于 V_Y ,但不需小于 $1.4V_{S1}$ 。

(b) **巡航: 起落架收起(或固定式起落架)**

(1) 对于本条(b)(2)和(3)所规定的巡航状态,采用下列规定:

(i) 速度不低于 $1.3V_{S1}$;

(ii) 按§ 23.1505(a)确定 V_{NE} 的飞机,速度不必大于 V_{NE} ;

(iii) 按§ 23.1505(c)确定 V_{MO}/M_{MO} 的飞机,速度不必大于 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 的平均值或按§ 23.251演示的速度,取小者。但在 M 数成为限制因素的高度,速度不必超过发生有效速度警告的 M 数。

【(2) **高速巡航** 对于正常类、实用类和特技类飞机,在配平速度附近的下列速度范围内,杆力—速度曲线必须具有稳定的斜率。该速度范围为:从自由回复速度带上下界分别扩展配平速度的 15% 或40节,两者取大者。对于通勤类飞机,在配平速度附近的下列速度范围内,杆力—速度曲线均必须具有稳定的斜率,该速度范围为:从自由回复速度带上下界分别扩展50节

(但该速度范围不必包括低于 $1.4V_{S1}$ 和高于 V_{FC}/M_{FC} 的速度,也不必包括要求杆力超过 222 牛(23 公斤;50 磅)的速度)。此外,对于通勤类飞机, V_{FC}/M_{FC} 不得小于 V_{MO}/M_{MO} 和 V_{DF}/M_{DF} 的平均值。但在 M 数成为限制因素的高度, M_{FC} 不必超过发出有效速度警告的 M 数。对于各类飞机,上述要求必须在下列条件下予以满足:】

(i) 襟翼在收起位置;

(ii) 对于活塞发动机,75%的最大连续功率;对于涡轮发动机,由申请人选为使用限制的最大巡航功率(推力)。但是,按 § 23.1505(a)确定 V_{NE} 的飞机,此功率不必超过在 V_{NE} 时所需的值;按 § 23.1505(c)确定 V_{MO}/M_{MO} 的飞机,此功率不必超过在 V_{MO}/M_{MO} 所需的值。

(3) **低速巡航** 在本条(b)(2)所规定的除功率外的所有条件下,杆力—速度曲线均必须具有稳定的斜率,该功率为在 $1.3V_{S1}$ 和本条(b)(2)高速巡航条件下得到的配平速度之间的平均值上平飞所需之值。

(c) **巡航:起落架放下(收放式起落架的飞机)** 在配平速度附近的下列速度范围内,杆力—速度曲线均必须具有稳定的斜率,该速度范围为:从自由回复速度带上下界扩展配平速度的 15%(但该速度范围不必包括低于 $1.4V_{S1}$ 和高于 V_{LE} 的速度)。上述要求必须在下列条件下予以满足:

(1) 起落架在放下位置;

(2) 襟翼在收起位置;

(3) 对于活塞发动机,75%的最大连续功率;对于涡轮发动机,由申请人选为与使用限制的最大巡航功率(推力),但此功率(推力)不必超过以 V_{LE} 平飞所需的值;

(4) 飞机作平飞配平。

(d) **进场和着陆** 速度在 $1.1V_{S1}$ 和 $1.8V_{S1}$ 之间,在下列条件下,杆力—速度曲线均必须具有稳定的斜率:

(1) 襟翼在着陆位置;

(2) 起落架在放下位置;

(3) 飞机在 § 23.161(c)(2)(ii) 所确定的速度配平;

(4) 无功率和足以维持 3° 下滑角的功率。

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

§ 23.177 航向和横向静稳定性

(a) **三向操纵的飞机** 三向操纵的飞机的稳定性要求如下:

(1) **航向静稳定性** 用方向舵松浮时,从侧滑中改出的趋势来表示。当速度在从 $1.2V_{S1}$ 到所试验状态的最大允许速度之间,对相应于起飞、爬升、巡航和进场形态的任一起落架位置和襟翼位置,以及直到最大连续功率的对称动力状态,必须表明是稳定的。试验时的侧滑角范围必须与飞机型号相适应。对更大的角度,直到相应于蹬满舵或方向舵脚蹬力达 § 23.143 的操纵力限制值的角度(取先出现之值)为止,且速度从 $1.2V_{S1}$ 到 V_A 时,方向舵脚蹬力不得有反逆现象;

(2) **横向静稳定性** 用在任一起落架位置和襟翼位置,从侧滑中抬起下沉机翼的趋势来表示。当速度在从大于 $1.2V_{S1}$ 到所试验状态的最大允许速度之间,对任一起落架位置和襟翼位置,以及直到 75% 的最大连续功率的对称动力状态,必须表明是稳定的。在 $1.2V_{S1}$,横向静稳定性至少应是中立的。试验时的侧滑角范围必须与飞机型号相适应,但在任何情况下不得小于 10° 坡度可以获得的侧滑角值;

(3) 在速度为 $1.2V_{S1}$ 的直线定常侧滑飞行中,任一起落架位置和襟翼位置,以及直到 50% 的最大连续功率的对称动力状态,副翼和方向舵的操纵行程和操纵力,必须随着侧滑角的增加而稳定地增加(但不必是线性的),直到最大侧滑角值与飞机型号相适应。对更大角度,直到副翼和方向舵用到满偏度或操纵力达到 § 23.143 中的限制值的角度为止,方向舵脚蹬力不得有反逆现象。伴随侧滑必须有足够的坡度,以保持原来的航向。快速进入和退出最大侧滑角,不得产生不可控制的飞行特征。

(b) **航向—横向连动操纵(或简化操纵)的飞机** 航向—横向连动操纵的飞机的稳定性要求如下:

(1) 航向稳定性必须用在任何形态下,可以从 45° 坡度快速地滚转到相反方向的 45° 坡度而不出现任何危险的侧滑特征来表明;

(2) 横向稳定性必须用放弃操纵两分钟而飞机不会出现危险的姿态与速度来表明。试验必须在中等平静大气中进行,飞机配平在 $0.9V_H$ 或 V_C (取小者) 的直线平飞状态,襟翼和起落架在收起位置,后重心。

§ 23.179 用仪器测量驾驶杆力

除驾驶杆力具有如下特性外,驾驶杆力必须用仪器测量:

(a) 杆力的变化明显地反映速度的变化;

(b) 执行 § 23.173 和 § 23.175 时获得的最大操纵力不是过分的。

§ 23.181 动稳定性

(a) 在相应于飞机形态的失速速度和最大允许速度之间产生的任何短周期振荡(不包括横向—航向的振荡),在主操纵处于下列状态时,必须受到重阻尼:

(1) 松浮状态;

(2) 固定状态。

(b) 在相应于飞机形态的失速速度和最大允许速度之间产生的任何横向—航向组合振荡(荷兰滚),在主操纵处于下列状态时,其振幅必须在 7 周内衰减到原来的 $1/10$:

(1) 松浮状态;

(2) 固定状态。

失 速

§ 23.201 机翼水平失速

(a) 对于航向操纵和横向操纵相互独立的飞机,直到飞机俯仰时为止,必须能使用横向操纵产生和修正滚转,必须能使用航向操纵产生和修正偏航,两者均不得出现反操纵现象。

(b) 对于航向和横向连动操纵的飞机(简化操纵),以及只有其中一种操纵的飞机,直到飞机俯仰时为止,必须能使用横向操纵产生和修正滚转,不得出现反操纵现象,不得引起过分的偏航。

(c) 飞机的机翼水平失速特性必须按下述要求在飞机中进行演示:必须先操纵升降舵减小速度,直到速度稳定在略高于失速速度,再操纵升降舵,使速度降低不超过每秒一节,直到失速发生,或飞机出现不可控制的下俯运动表明失速,或操纵杆达到止动点。在飞机下俯运动明确无误地表现出来之后,允许用正常的升降舵操纵改出失速。

(d) 应按下列方法测量失速过程中的高度损失,除非特定型号飞机的特殊特征使其不适用:

(1) 失速中的高度损失(有动力或无动力)规定为:飞机发生下俯时的高度与飞机恢复平飞时的高度之差(按灵敏的高度表试验装置所观察到的);

(2) 在改出失速过程中,如果要用功率(推力),则所用的功率(推力)必须是由申请人为这种机动所选择的正常运行程序下所能采用的功率(推力),但是,在飞机操纵恢复之前,不得施加平飞所需的功率。

(e) 在失速机动的改出阶段,必须有可能使用正常的操纵手段就能防止大于 15° 的滚转和偏航。

(f) 必须在下列状态下表明符合本条的要求:

(1) 襟翼: 完全收起位置,完全放下位置,以及中间位置(如果存在);

(2) 起落架: 在收起位置和放下位置;

(3) 发动机罩通风片: 相应于飞机形态;

(4) 动力: 无功率(无推力),以及 75%最大连续功率(推力);

(5) 配平: 在 $1.5V_{S1}$ 或最小配平速度上配平,取大者;

(6) 螺旋桨: 无功率状态时处于增速的最大位置。

§ 23.203 转弯飞行失速和加快失速

转弯飞行失速与加快失速必须按下列方法在飞行试验中演示:

(a) 建立并保持 30° 坡度的协调转弯,使用升降舵稳定地并且逐渐地缩

小半径进行减速,直到飞机失速或者升降舵达到止动点。减速率必须按下列要求保持常值:

- (1) 对于转弯飞行失速,不得超过每秒 1 节;
- (2) 对于加快失速,为每秒 3~5 节,并且稳定地增加法向过载。

(b) 当飞机完全达到失速或升降舵达到它的止动点时,飞机必须有可能恢复水平飞行而无下列特征:

- (1) 过多的高度损失;
- (2) 不恰当的上仰;
- (3) 不可控制的尾旋趋势;
- (4) 在建立的 30°坡度上向左右两侧超过 60°的横滚;
- (5) 对于加快进入失速,不允许超过最大允许速度或允许的限制载荷系数。

(c) 必须在下列条件下表明符合本条要求:

(1) **襟翼** 对于转弯和加快的进入失速,在收起位置和完全放下位置,如果适用,对于有过载的进入失速,如需要,还应包括中间位置;

(2) **起落架** 收起位置和放下位置;

(3) **发动机罩通风片** 与飞机形态相适应;

(4) **动力** 75%最大连续功率;

(5) **配平** $1.5V_{S1}$ 或最小配平速度,取其大值。

§ 23.205 失速:临界发动机停车

(a) 多发飞机失速时,不得出现任何过分的尾旋倾向,而且不必重新启动停车发动机就可安全改出。在改出失速过程中,工作发动机的油门可以收回。

(b) 必须按下述条件表明符合本条(a)的要求:

(1) **襟翼** 在收起位置;

(2) **起落架** 在收起位置;

(3) **发动机罩通风片** 相应于水平飞行临界发动机停车时的情况;

(4) **动力** 临界发动机停车,其余发动机的功率(推力)在 75%最大连续功率(推力)和使用最大操纵行程恰好能在接近失速时保持机翼横向水平时的功率(推力)中之小者;

(5) **螺旋桨** 停车发动机处于正常停车位置;

(6) **配平** 配平于临界发动机停车和水平飞行状态。但对于最大重量等于或小于 2,722 公斤(6,000)磅,失速速度等于或小于 61 节,而且在临界发动机停车时不能保持水平飞行的飞机,则必须配平于速度不大于 $1.5V_{S1}$ 的临界发动机停车的直线飞行状态。

§ 23.207 失速警告

(a) 在直线和转弯飞行中,襟翼和起落架在任一正常位置,必须要有一个清晰可辨的失速警告。

(b) 警告可以通过飞机固有的气动力品质来实现,也可以借助在预期要发生失速的飞行状态下能作出清晰可辨的警告的装置(如振杆器)来实现。但是,仅用要求驾驶舱内机组人员给予注意的目视失速警告装置是不可接受的。

(c) 必须在大于失速速度的某一范围内开始发出失速警告,并一直持续到失速发生。此范围不小于 5 节,但也不大于 10 节或失速速度的 15%中之大者。

尾 旋

§ 23.221 尾旋

(a) **正常类** 【除非具备本条(d)的要求,否则单发正常类飞机必须演示符合本条单圈尾旋或抗尾旋的要求。】

【(1) **单圈尾旋** 在使用了改出操纵后,飞机必须在不超过一圈附加尾旋中从单圈尾旋或 3 秒尾旋(取时间长者)中改出,此外必须满足下列要求:

【(i) 在襟翼收态和展态两种情况时均不得超过相应的空速限制以及正的限制机动载荷系数;】

【(ii) 在尾旋过程中,以及随后的改出期间,驾驶杆不得有过分的向后压力;】

【(iii) 在进入尾旋或尾旋发生阶段使用任何飞行或发动机动力操纵器件时,不得有不可改出的尾旋发生;】

【(iv) 对于襟翼展态情况的尾旋,在改出过程中襟翼可以收上,但不得在旋转结束之前收上。】

【(2) 抗尾旋 必须用下列方法来演示飞机是抗尾旋的:

【(i) 在 § 23. 201 中的失速机动期间,必须将俯仰操纵器件拉回并保持在止动点,然后适当地操纵副翼和方向舵,飞机必须能够在 15°坡度内保持机翼水平飞行,并能实现从一个方向 30°坡度到另一个方向 30°坡度的横滚;

【(ii) 使用俯仰操纵器件,以大约 1.85 公里/秒(1 节/秒)的变化率降低飞机速度直至达到俯仰操纵止动点,然后在俯仰操纵器件被拉回并保持在止动点的情况下,使用全方向舵操纵在 7 秒内或以 360°航向改变的方式(取先出现者)加速进入尾旋。若 360°航向改变先出现,则其时间不得少于 4 秒。这种机动动作必须首先在副翼中立时进行,然后,再以最不利方式将副翼偏转到与飞机转向相反的方向进行。在此机动期间,发动机功率或推力及飞机形态必须按 § 23. 201(f)的要求调定而不得改变。在 7 秒或 360°航向改变结束时,飞机必须对所施加的初始飞机操纵有迅速、正常的反应,以获得无侧滑、非失速飞行而没有操纵反效且不超过 § 23. 143(c)规定的瞬时操纵力;

【(iii) 必须在飞机带侧滑飞行时进行 § 23. 201 和 § 23. 203 的符合性演示。侧滑角为相应于侧滑指示器上一个球的宽度的位移。若方向舵全偏转时不能获得一个球宽度的位移,则除外。此时应使用方向舵全偏转来进行演示。】

(b) 实用类 【实用类飞机必须满足本条(a)的要求;若申请进行尾旋

飞行则必须满足本条(c)的要求】

(c) **特技类** 特技类飞机必须满足下述要求:

(1) 在作出正常的尾旋改出操纵后,飞机必须用不超过一圈半的附加旋转,从尾旋的任意一点上改出。在作出正常改出操纵以前,襟翼收态的尾旋试验必须要进行六圈或3秒钟(取时间长者),襟翼展态的尾旋试验必须进行一圈或3秒钟(取时间长者)。但是,当襟翼收态出现螺旋特性时,尾旋可以在3秒钟后中止;

(2) 对于襟翼收态和襟翼展态两种情况,不得超过使用空速限制和正的机动限制载荷系数,如果标牌上注明禁止襟翼展态下有意进入尾旋,则在襟翼展态时的尾旋改出期间可以收上襟翼;

(3) 【在进入尾旋或尾旋期间,使用任何飞行或发动机功率操纵器件必须不得出现不可改出的尾旋。】

(d) “不会进入尾旋”的飞机 如果一架飞机希望定义为“不会进入尾旋”的飞机,则其不会进入尾旋的特性必须用下列条件予以表明:

- (1) 重量比申请批准的最大重量大5%;
- (2) 重心比申请批准的最后位置至少再后3%;
- (3) 升降舵上偏角度比批准的升降舵限制偏度大4°;
- (4) 方向舵偏度比批准的方向舵限制偏度在两个方向上都大7°。

〔1993年12月23日第二次修订〕

地面和水上操纵特性

§ 23.231 纵向稳定性和操纵性

(a) 陆上飞机在任何可合理预期的运行条件下,包括着陆或起飞期间发生回跳,不得有不可控制的前翻倾向。机轮刹车工作必须柔和,不得引起任何过度的前翻倾向。

(b) 水上飞机和水陆两用飞机,在水面上的任何正常使用速度上,不得

有危险的或不可控制的海豚运动特性。

§ 23.233 航向稳定性和操纵性

(a) 飞机在地面或水面运行可预期的任何速度,在风速直到 $0.2V_{SO}$ 的 90° 侧风中,不得有不可控制的地面或水面打转倾向。

(b) 陆上飞机在按正常着陆速度作无动力着陆时,必须有满意的操纵性,而不要求特殊的驾驶技巧或机敏,无需利用刹车或发动机动力来维持直线航迹。

(c) 飞机在滑行时必须有足够的航向操纵性。

§ 23.235 滑行条件

当飞机在正常运行中可合理预期的最粗糙地面上滑行时,减震机构不得损伤飞机的结构。

§ 23.239 喷溅特性

水上飞机或水陆两用飞机,在滑行、起飞和着水的任何时候,喷溅不得危险地模糊驾驶员的视线或损坏螺旋桨或飞机的其它部件。

其它飞行要求

§ 23.251 振动和抖振

在至少到 § 23.335 允许的 V_D 最小值的任何相应的速度和动力状态,飞机的每一部件必须不发生过度的振动。另外,在任何正常飞行状态,不得存在强烈程度足以干扰飞机良好操纵、引起飞行机组过度疲劳、或引起结构损伤的抖振状态。在上述限度以内的失速警告抖振是允许的。

§ 23.253 高速特性

如果最大使用速度 V_{MO}/M_{MO} 按 § 23.1505(c) 的要求来制定,则必须满足下述的增速特性和速度恢复特性:

(a) 很可能引起无意中增速(包括俯仰和滚转的颠倾)的运动状态和特性,必须用配平在直至 V_{MO}/M_{MO} 的任一很可能使用的巡航速度的飞机来模

拟。这些运行状态和特性包括突风颠倾、无意的操纵动作、相对于操纵系统摩擦较低的杆力梯度、旅客的走动、由爬升改平及由 M 数限制高度下降到空速限制高度。

(b) 计及有效的固有或人为速度警告发出后驾驶员作出反应的时间, 必须表明在下述条件下能够恢复到正常的姿态, 并且速度降低到 V_{MO}/M_{MO} :

- (1) 不需要特别大的驾驶杆力或特殊的技巧;
- (2) 不超过按 § 23. 251 规定的最大速度 V_D/M_D 及各种结构限制;
- (3) 不出现会削弱驾驶员判读仪表或操纵飞机恢复正常的能力的抖振。

(c) 在直到按 § 23. 251 规定的最大速度的任一速度, 不得有绕任一轴的操纵反逆现象。升降舵操纵力的反逆现象, 或飞机俯仰、滚转或偏航的倾向必须轻微, 并可用正常的驾驶技巧即刻控制。

C 分部 结 构

总 则

§ 23.301 载荷

(a) 强度的要求用限制载荷(服役中预期的最大载荷)和极限载荷(限制载荷乘以规定的安全系数)来规定。除非另有说明,所规定的载荷均为限制载荷。

(b) 除非另有说明,所规定的空中、地面和水面载荷必须与计及飞机每一质量项目的惯性力相平衡。这些载荷的分布必须保守地近似于或接近地反映真实情况。【除非表明确定受载情况的方法是可靠的或在所考虑的飞机布局上是保守的,否则用以确定鸭式和串列式机翼布局载荷大小及分布的方法必须通过试飞测量来证实。】

(c) 如果载荷作用下的变位会显著地改变外部载重或内部载重的分布,则必须考虑载重的这种重新分布。

(d) 如果简化结构设计准则得到的设计载荷不小于 § 23.331 至 § 23.521 条中规定的载荷,则可以使用这些简化结构设计准则。对于设计重量等于或小于 2,722 公斤(6,000 磅)常规的单发飞机,本部附录 A 的设计准则经批准与 § 23.321 至 § 23.459 的规定等效,如果采用附录 A,则必须用该附录的全部来代替本部的相应条款。

〔1990 年 12 月 23 日第二次修订〕

【 § 23.302 鸭式或串列式机翼布局】

【鸭式或串列式机翼布局的前部结构必须:

【(a) 满足本部 C、D 分部适用于机翼的所有要求;

【(b) 满足适用于这些翼面所执行功能的所有要求。】

[1993年12月23日第二次修订]

§ 23.303 安全系数

除非另有规定,安全系数必须取 1.5。

§ 23.305 强度和变形

(a) 结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下,变形不得妨害安全运行。

(b) 结构必须能够承受极限载荷至少三秒钟而不破坏。但是当用模拟真实载荷情况的动力试验来表明强度的符合性时,则此三秒钟的限制不适用。

§ 23.307 结构符合性的证明

(a) 必须表明每一临界受载情况下均符合 § 23.305 强度和变形的要求。只有在经验表明某种分析方法对某种结构是可靠的情况下,对于同类结构,才可用结构分析来表明结构的符合性。否则,必须进行载荷试验来表明其符合性。如果模拟该用于设计的载荷情况,则动力试验包括结构飞行试验是可以接受的。

(b) 结构的某些部分必须按照本部 D 分部的规定进行试验。

飞 行 载 荷

§ 23.321 总则

(a) 飞行载荷系数是气动力分量(垂直作用于假设的飞机纵轴)与飞机重力之比。正载荷系数是当气动力相对于飞机向上作用时的载荷系数。

(b) 必须按下列各条表明符合本分部的飞行载荷要求:

(1) 在飞机可以预期的运行范围内的每一临界高度;

(2) 从设计最小重量到设计最大重量的每一重量;

(3) 对于每一要求的高度和重量,按在 § 23.1583 至 § 23.1589 规定的限制内可调配载重的任何实际分布。

§ 23.331 对称飞行情况

(a) 在确定与 § 23.331 至 § 23.341 规定的任何对称飞行情况相对应的机翼载荷和线惯性载荷时,必须用合理的或保守的方法计及相应的平尾的平衡载荷。

(b) 由于机动和突风引起的平尾载荷的增量,必须以合理的或保守的方法用飞机的角惯性力来平衡。

【(c) 确定飞机载荷时必须考虑气动面的交互影响。】

〔1993年12月23日第二次修订〕

§ 23.333 飞行包线

(a) **总则** 对于飞行包线(与本条(d)款所示的相类似)的边界上和边界内的空速和载荷系数的任一组合,均必须表明符合本分部的强度要求。该飞行包线表示分别由(b)和(c)机动和突风准则所规定的飞行载荷情况的范围。

(b) **机动包线** 除受到最大(静)升力系数的限制外,假定飞机经受对称机动而产生下列限制载荷系数:

- (1) 在直到 V_D 的各速度时,为 § 23.337 规定的正机动载荷系数;
- (2) 在直到 V_C 的各速度时,为 § 23.337 规定的负机动载荷系数;
- (3) 对正常类【和通勤类】,载荷系数从 V_C 时的规定值随速度线性变化到 V_D 时的 0.0;对特技类和实用类,载荷系数从 V_C 时的规定值随速度线性变化到 V_D 时的 -1.0。

(c) 突风包线

(1) 假定飞机在平飞时遇到对称的垂直突风,由此引起的限制载荷系数必须对应于按下述突风速度确定的情况:

(i) 高度在海平面与 6,100 米(20,000 英尺)之间时,在速度为 V_C 时的正(向上)、负(向下)突风速度必须取为 15.25 米/秒(50 英尺/秒)。突风速度可线性地从 6,100 米(20,000 英尺)处的 15.25 米/秒(50 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)处的

7.60 米/秒(25 英尺/秒);

(ii) 高度在海平面与 6,100 米(20,000 英尺)之间时,在速度为 V_D 时的正、负突风速度必须取为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)。突风速度可线性地从 6,100 米(20,000 英尺)处的 7.60 米/秒(25 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)处的 3.80 米/秒(12.5 英尺/秒)。

【(iii) 此外,对于通勤类飞机,高度在海平面和 6,100 米(20,000 英尺)之间,在速度 V_B 时的正(向上)和负(向下)的强突风速度必须考虑为 20.1 米/秒(66 英尺/秒)。突风速度可线性地自 6,100 米(20,000 英尺)时的 20.1 米/秒(66 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)时的 11.6 米/秒(38 英尺/秒)。】

(2) 必须作下列假设:

(i) 突风形状为:

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi S}{25c} \right)$$

其中:

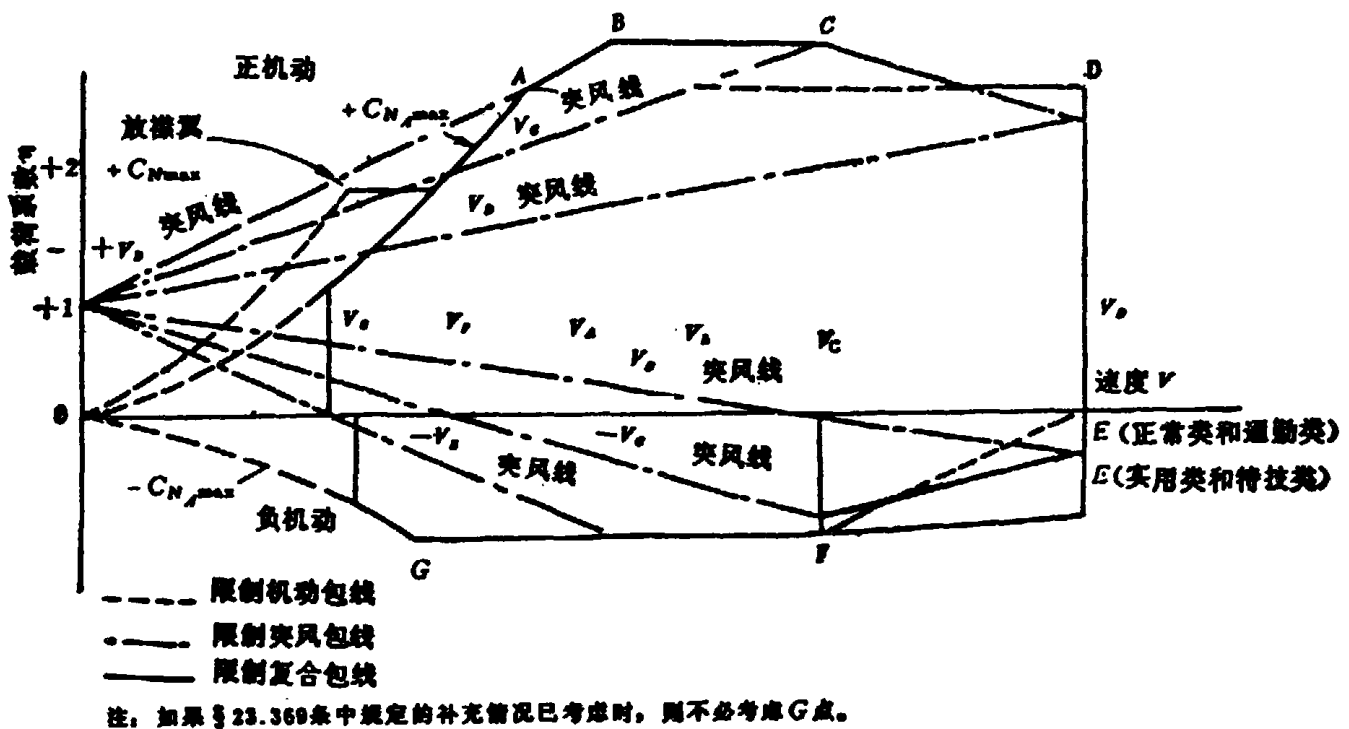
S 为进入突风区的距离,米(英尺);

c 为机翼的平均几何弦长,米(英尺);

U_{de} 为按本条(1)得到的突风速度。

(ii) 在 V_C 和 V_D 之间突风载荷系数随速度按线性变化。

【(d) 飞行包线



[1990 年 7 月 18 日第一次修订]

§ 23.335 设计空速

除本条(a)(4)的规定外,所取的设计空速均为当量空速(EAS)。

(a) 设计巡航速度 V_c 对于 V_c ,采用下列规定:

(1) V_c (节)不得小于:

(i) $4.77 \sqrt{wg/s}$ ($14.9 \sqrt{w/s}$; $33 \sqrt{w/s}$)【(正常类、实用类和通勤类飞机);】

(ii) $5.20 \sqrt{wg/s}$ ($16.3 \sqrt{w/s}$; $36 \sqrt{w/s}$) (对特技类飞机);

(2) 在 wg/s (w/s) 值大于 958 牛/米^2 (97.7 公斤/米^2 ; 20 磅/英尺^2) 时, 上述两个系数可以随 wg/s (w/s) 线性下降到 wg/s (w/s) 等于 $4,790 \text{ 牛/米}^2$ (488 公斤/米^2 ; 100 磅/英尺^2) 时的 4.13 (12.9 ; 28.6);

(3) 在海平面, V_c 不必大于 $0.9V_H$;

(4) 在已制定了 M_D 的高度上,可选定一个受压缩性限制的巡航速度 M_c 。

(b) **设计俯冲速度 V_D** 对于 V_D , 采用下列规定:

(1) V_D/M_D 不得小于 1.25 倍的 V_C/M_C ;

(2) 对于要求的最小设计巡航速度 $V_{C\min}$, V_D (节) 不得小于下列数值:

(i) $1.40V_{C\min}$ (对正常类【和通勤类】飞机);

(ii) $1.50V_{C\min}$ (对实用类飞机);

(iii) $1.55V_{C\min}$ (对特技类飞机);

(3) 在 $wg/s(w/s)$ 值大于 $958 \text{ 牛/米}^2 (97.7 \text{ 公斤/米}^2; 20 \text{ 磅/英尺}^2)$ 时, 本条(b)(2)中的系数可以随 $wg/s(w/s)$ 线性下降到 $wg/s(w/s)$ 等于 $4,790 \text{ 牛/米}^2 (488 \text{ 公斤/米}^2; 100 \text{ 磅/英尺}^2)$ 时的 1.35;

(4) 如果选择的 V_D/M_D , 使 V_C/M_C 与 V_D/M_D 的最小速度差值是下列值的较大者, 则不必表明符合本条(b)(1)和(2):

(i) 从 V_C/M_C 定常飞行的初始情况开始, 飞机颤倾, 沿着一条比初始飞行航迹低 7.5° 的飞行航迹飞行 20 秒, 然后以 1.5 的载荷系数 ($0.5g$ 的加速度增量) 拉起飞机时得到的速度增量。在开始拉起之前, 对活塞发动机必须假定至少为 75% 最大连续功率, 对涡轮发动机至少为最大巡航功率 (推力), 如果取较小的功率 (推力), 则在开始拉起之前对两种发动机也必须至少为 V_C/M_C 时的所需功率 (推力), 拉起开始时可以减少功率并使用驾驶员操纵的阻力装置。

(ii) $0.05M$ (在已制定了 M_D 的高度上)。

(c) **设计机动速度 V_A** 对于 V_A , 采用下列规定:

(1) V_A 不得小于 $V_S \sqrt{n}$, 其中:

(i) V_S 是在设计重量和襟翼收态的计算失速速度, 通常根据飞机最大法向力系数 C_{NA} 来计算;

(ii) n 是用于设计的限制机动载荷系数;

(2) V_A 值不必超过用于设计的 V_C 值。

【(d) **对应最大突风强度的设计速度 V_B** 对于 V_B , 采用下列规定:

【(1) V_B 不得小于由最大正升力系数 $C_{N\max}$ 曲线与强突风速度线在突

风 $V-n$ 图上的交点所确定的速度,或不得小于 $\sqrt{n_g} V_{S1}$,两者中取小值,式中:

【(i) n_g 为飞机在所考虑的特定重量下,由于对应于速度 V_C 的突风(按 § 23.341)引起的正突风载荷系数;

【(ii) V_{S1} 为在所考虑的特定重量下,襟翼收起时的失速速度。

【(2) V_B 不必大于 V_C 。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.337 限制机动载荷系数

(a) 正限制机动载荷系数 n 不得小于下列数值:

(1) 对于正常类【和通勤类】飞机,

$$2.1 + \frac{10,886}{w(\text{公斤}) + 4,536} \quad (2.1 + \frac{24,000}{w(\text{磅}) + 10,000}),$$

但 n 不必大于 3.8;

(2) 对于实用类飞机,4.4;

(3) 对于特技类飞机,6.0。

(b) 负限制机动载荷系数不得小于下列数值:

(1) 对于正常类【、实用类和通勤类】为 0.4 倍正载荷系数;

(2) 对于特技类为 0.5 倍正载荷系数。

(c) 如果飞机具有的设计特征使其在飞行中不可能超过本条规定的机动载荷系数,则可采用小于本条规定的值。

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.341 突风载荷系数

【(a) 在考虑到 § 23.333(c) 准则的同时,必须用合理分析的方法计算鸭式布局 and 串列式机翼布局的突风载荷以求出每一升力面上作用的突风载荷。如果表明计算的净载荷相对于 § 23.333(c) 中的突风准则是保守的,则可以按照本条(b)计算。】

【(b) 对于常规布局,】在缺少更合理的分析时,突风载荷系数必须按

下列公式计算:

$$n=1+\frac{K_g U_{de} V a}{1.63(wg/s)}$$

式中:

$K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3+\mu_g}$, 为突风缓和系数;

$\mu_g = \frac{2(wg/s)}{\rho c a g}$, 为飞机质量比;

U_{de} 为根据 § 23.333(c) 得到的突风速度, 米/秒;

ρ 为大气密度, 公斤/米³;

wg/s 为翼载, 牛顿/米²;

$\bar{c}$ 为平均几何弦长, 米;

g 为重力加速度, 米/秒²;

V 为飞机当量速度, 米/秒;

a 如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时, a 即为飞机法向力系数 C_{NA} 曲线的斜率(1/弧度); 如突风载荷仅作用在机翼上, 而平尾的突风载荷作为单独情况处理时, 则可采用机翼升力系数 C_L 曲线的斜率(1/弧度)。

公制:

$$n=1+\frac{K_g U_{de} V a}{16(w/s)}$$

式中:

$K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3+\mu_g}$, 为突风缓和系数;

$\mu_g = \frac{2(w/s)}{\rho c a g}$, 为飞机质量比;

U_{de} 为根据 § 23.333(c) 得到的突风速度, 米/秒;

ρ 为大气密度, 公斤·秒²/米⁴;

w/s 为翼载, 公斤/米²;

$\bar{c}$ 为平均几何弦长, 米;

g 为重力加速度, 米/秒²;

V 为飞机当量速度, 米/秒;

a 如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时, a 即为飞机法向力系数 C_{NA} 曲线的斜率(1/弧度); 如突风载荷仅作用在机翼上, 而平尾的突风载荷作为单独情况处理时, 则可采用机翼升力系数 C_L 曲线的斜率(1/弧度)。

英制:

$$n = 1 + \frac{K_g U_{de} V_s}{498(w/s)}$$

式中:

$K_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g}$, 为突风缓和系数;

$\mu_g = \frac{2(w/s)}{\rho c a g}$, 为飞机质量比;

U_{de} 为根据 § 23.333(c) 得到的突风速度, 英尺/秒;

ρ 为大气密度, 斯拉格/英尺³;

w/s 为翼载, 磅/英尺²;

$\bar{c}$ 为平均几何弦长, 英尺;

g 为重力加速度, 英尺/秒²;

V 为飞机当量速度, 节;

a 如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时, a 即为飞机法向力系数 C_{NA} 曲线的斜率(1/弧度); 如突风载荷仅作用在机翼上, 而平尾的突风载荷作为单独情况处理时, 则可采用机翼升力系数 C_L 曲线的斜率(1/弧度)。

[1993 年 12 月 23 年第二次修订]

§ 23.345 增压装置

(a) 如果装有益于起飞、进场或着陆的襟翼或类似的增升装置,则在速度 V_F 襟翼完全伸展形态下,假定飞机经受对称机动和对称突风,其限制载荷系数的范围由下列条件确定:

(1) 机动到正限制载荷系数 2.0;

(2) 垂直作用于水平飞行轨迹的正、负突风速度为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)。

(b) 必须假定 V_F 不小于 $1.4V_s$ 和 $1.8V_{SF}$ 两者的大者,其中:

V_s 是在设计重量下襟翼收态时的计算失速速度;

V_{SF} 是在设计重量下襟翼完全伸展时的计算失速速度。

然而,如果使用了襟翼载荷自动限制装置,则飞机可以按装置所允许的空速和襟翼位置的临界组合情况来设计。

(c) 在设计襟翼及其支撑结构时,必须考虑下述情况:

(1) 速度为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)(EAS)的迎面突风。

(2) § 23.457(b)中规定的滑流影响。

(d) 当把飞机作为一个整体来确定其外载荷时,可以假定推力、滑流和俯仰速度为零。

(e) 可以逐条表明或合并表明其符合 § 23.457 和本条的要求。

§ 23.347 非对称飞行情况

假定飞机经受到 § 23.349 和 § 23.351 的非对称飞行情况。对重心的不平衡气动力矩,必须由惯性力以合理的或保守的方法予以平衡,认为此惯性力由主要质量提供。

§ 23.349 滚转情况

机翼和机翼的支撑结构必须按下列载荷情况来设计:

(a) 与飞机类别相应的非对称机翼载荷。除非下列值导致不符合实际的载荷,滚转加速度可以由 § 23.333(d)规定的对称飞行情况按下述方法加以修正而得到:

(1) 对于特技类,在 A 和 F 情况,假定 100%的半翼展机翼气动载荷作

用在对称面的一侧,60%作用在另一侧;

(2) 对于正常类、【实用类和通勤类飞机】,在 A 情况,假定 100%的半翼展机翼气动载荷作用在飞机的一侧,70%作用在另一侧。对于设计重量大于 454 公斤(1,000 磅)的飞机,后一个百分比可以随重量线性地增加,【并通过 5,670 公斤(12,500 磅)时的 75%到飞机最大总重。】

(b) 由 § 23.455 规定的副翼偏转和速度所产生的载荷,至少同用于设计的正机动载荷系数的 2/3 相组合。除非下列值导致不符合实际的载荷,副翼偏转对机翼扭矩的影响,可以在 § 23.333(d)确定的临界情况下,用翼展上副翼所占部分内的基本翼型力矩系数附加下列增量的方法来计算:

$$\Delta C_m = -0.01\delta$$

其中:

ΔC_m 是力矩系数增量;

δ 是在临界情况下副翼向下偏转的度数。

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

§ 23.351 偏航情况

飞机必须按照 § 23.441 至 § 23.445 规定的载荷在垂直【翼】面上产生的偏航载荷来设计。

〔1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

§ 23.361 发动机扭矩

(a) 发动机架及其支承结构必须按下列组合效应进行设计:

(1) 相应于起飞功率和螺旋桨转速的发动机限制扭矩和 § 23.333(d)中飞行情况 A 的限制载荷的 75%同时作用;

(2) 相应于最大连续功率及螺旋桨转速的发动机限制扭矩,和 § 23.333(d)中飞行情况 A 的限制载荷同时作用;

(3) 对于涡轮螺旋桨装置,除本条(a)(1)和(a)(2)规定的情况外,相应于起飞功率和螺旋桨转速的发动机限制扭矩乘以下述系数后与 1g 平飞载荷同时作用。该系数是用于考虑螺旋桨操纵系统故障(包括快速顺桨),在缺少

详细分析时,必须取为 1.6。

(b) 对涡轮发动机装置,发动机架及其支承结构必须设计成能承受下列每一种载荷:

(1) 由于故障或结构损坏(例如压气机卡住)造成发动机突然停车所产生的发动机限制扭矩载荷;

(2) 发动机最大加速所产生的发动机限制扭矩载荷。

(c) 本条(a)(2)考虑的发动机限制扭矩,必须由相应于规定的功率和转速的平均扭矩乘以下列系数得出:

(1) 对涡轮螺旋桨装置,为 1.25;

(2) 对有 5 个或 5 个以上汽缸的活塞发动机,为 1.33;

(3) 对有 4、3、2 个汽缸的发动机,分别为 2、3、4。

§ 23.363 发动机架的侧向载荷

(a) 发动机架及其支承结构必须按作用于该发动机架上的侧向载荷来设计,此侧向载荷限制系数不小于下列数值:

(1) 1.33;

(2) 飞行情况 A 限制载荷系数的 $\frac{1}{3}$ 。

(b) 可假定本条(a)规定的侧向载荷与其它飞行情况无关。

§ 23.365 增压舱载荷

对于增压舱采用下列规定:

(a) 飞机结构必须有足够的强度来承受飞行载荷和压差由零到释压活门最大调定值的载荷的组合作用;

(b) 必须计及在飞行中的外部压力分布以及应力集中;

(c) 如果允许机舱带压差着陆,则着陆载荷必须和由零到着陆期间所允许的最大压差载荷相组合;

(d) 飞机结构必须有足够的强度来承受下述压差载荷,该载荷为相应于释压活门最大调定值的压差载荷的 1.33 倍,并略去其他载荷;

(e) 如果增压舱被隔框或地板分成两个或更多的隔舱,主结构必须按任一个有外部门或窗的隔舱内压力突然下降的效应来设计。此情况必须研究隔舱最大开口损坏的效果。可以考虑各隔舱之间通风的效应。

§ 23.367 发动机失效引起的非对称载荷

(a) 涡轮螺旋桨飞机必须按临界发动机失效所引起的非对称载荷进行设计,其中包括下述情况与螺旋桨阻力限制系统单个故障的组合,并考虑驾驶员在飞行操纵器件上预期的纠正动作:

(1) 在 V_{MCA} 和 V_D 之间的各种速度下,由于燃油流动中断而引起功率丧失所产生的载荷作为限制载荷;

(2) 在 V_{MCA} 和 V_D 之间的各种速度下,由于发动机压气机和涡轮脱开或由于涡轮叶片失落所产生的载荷作为极限载荷;

(3) 上述发动机失效引起的推力减小和阻力增加的时间历程,必须由试验或其它适用此特定发动机—螺旋桨组合的资料予以证实;

(4) 对于驾驶员预期的纠正动作的时间和纠偏量的大小,必须保守地加以估计,此时要考虑特定发动机—螺旋桨组合的特性。

(b) 可以假定驾驶员的纠正动作在达到最大偏航速度时开始,但不早于发动机失效后两秒钟。纠偏量的大小可以根据 § 23.397 中规定的限制操纵力确定,但如果分析或试验表明较小的力能够控制由上述发动机失效情况所产生的偏航和滚转,也可以取较小的力。

§ 23.369 机翼后撑杆的特殊情况

(a) 如果采用机翼后撑杆,它必须根据下列设计速度的逆流情况来设计:

$$V = 1.26 \sqrt{wg/s} + 8.7 (V = 3.94 \sqrt{w/s} + 8.7; V = 8.7 \sqrt{w/s} + 8.7),$$

节。

(b) 必须采用该特定机翼剖面的气动数据,或采用 C_L 等于 -0.8 ,弦向压力为三角形分布,后缘为峰值,前缘为零。

§ 23.371 陀螺载荷

对于涡轮动力飞机,发动机架及其支承结构,必须按发动机在最大连续转速和在下列两种情况中的任一情况下所产生的陀螺载荷来设计:

- (a) § 23.351 和 § 23.423 中规定的情况;
- (b) 下列情况所有可能的组合:
 - (1) 偏航角速度 2.5 弧度/秒;
 - (2) 俯仰角速度 1 弧度/秒;
 - (3) 法向载荷系数 2.5;
 - (4) 最大连续推力。

§ 23.373 速度控制装置

如果装有供航路飞行中使用的速度控制装置(例如扰流板和阻力板),则采用下列规定:

- (a) 飞机必须按 § 23.333, § 23.337 和 § 23.341 中规定的对称机动和突风,以及 § 23.441 和 § 23.443 中规定的偏航机动和横向突风进行设计。此时速度控制装置在该装置所标明的展态速度以下的各种速度都处于展态;
- (b) 如果速度控制装置具有自动操纵或载荷限制机构,则飞机必须根据该机构所允许的各种速度和相应的速度控制装置的位置,按本条(a)规定的机动飞行和突风情况进行设计。

操纵面和操纵系统载荷

§ 23.391 操纵面载荷

- (a) § 23.397 至 § 23.459 中规定的操纵面载荷,是假定在 § 23.331 至 § 23.351 规定的情况下产生的。
- (b) 如果以下各条许可,则可以用本部附录 B 的操纵面载荷值来代替特定操纵面的数据来确定 § 23.397 至 § 23.459 中详细的合理要求,除非这些值产生不符合实际的载荷。

§ 23.395 操纵系统载荷

(a) 飞行操纵系统及其支持结构,必须按 § 23.391 至 § 23.459 规定的情况,用至少为计算的操纵面铰链力矩的 125% 的载荷进行设计。此外,采用下列规定:

(1) 系统的限制载荷,不必超过由驾驶员和自动装置操纵所能产生的载荷的较大者。但是,自动驾驶仪的力不必加到驾驶员的力上去。系统必须按驾驶员或自动驾驶仪两者中的较大作用力来设计。此外,如果驾驶员和自动驾驶仪作用力方向相反,则它们之间的系统部件可以按两者中小者的最大作用力进行设计。用于设计的驾驶员作用力不必超过 § 23.397(b) 中所规定的最大力;

(2) 系统必须设计成在任何服役使用情况下都结实耐用,要考虑到卡住、地面突风、顺风滑行、操纵惯性和摩擦力。可以用 § 23.397(b) 中规定的最小力产生的载荷进行设计来表明符合此款的要求。

(b) 设计升降舵、副翼和方向舵操纵系统时,计算的铰链力矩必须采用 125% 的系数。然而,如果铰链力矩根据精确的飞行试验数据,则可以用低至 1.0 的系数,系数的减少量,应根据试验数据的精确性和可靠性而定。

(c) 假定用于设计的驾驶员作用力施加在相应的驾驶杆握把或脚蹬板上(应如同在飞行中一样)并在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

§ 23.397 限制驾驶力和扭矩

(a) 在操纵面飞行受载情况中,操纵面上的气动载荷和相应的偏度,不必超过施加本条(b)规定范围内的任何驾驶员作用力所可能达到的载荷和偏度。在应用此准则时,必须考虑操纵系统助力和伺服机构的影响和调整片的影响。如果仅用自动驾驶仪的力能够比人驾驶产生更高的操纵面载荷,则必须用它设计。

(b) 驾驶员限制作用力和扭矩如下:

正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准

操纵器件	对于设计重量等于或小于 2,268 公斤(5,000 磅)飞机的 最大作用力或扭矩 ⁽¹⁾	最小力或扭矩 ⁽²⁾
副翼: 驾驶杆	298 牛(30.4 公斤;67 磅)	178 牛(18.1 公斤;40 磅)
驾驶盘 ⁽³⁾	222D 牛米 ⁽⁴⁾ (22.7D 公斤· 米;50 磅·英寸)	178D 牛米 ⁽⁴⁾ (18.1D 公斤· 米;40D 磅·英寸)
升降舵: 驾驶杆	743 牛(75.8 公斤;167 磅)	445 牛(45.4 公斤;100 磅)
驾驶盘(对 称)	890 牛(90.7 公斤;200 磅)	445 牛 45.4 公斤;100 磅)
驾驶盘(非对 称) ⁽⁵⁾		445 牛(45.4 公斤;100 磅)
方向舵	890(牛(90.7 公斤;200 磅)	578 牛(59.0 公斤;130 磅)

〔1〕 对于设计重量(W)大于 2,268 公斤(5,000 磅)的飞机,规定的最大作用力或扭矩,必须随重量线性地增加到设计重量 5,670 公斤(12,500 磅)时为规定值的 1.18 倍。【对通勤类飞机,规定的最大作用力或扭矩必须随重量线性地增加到设计重量 8,618 公斤(19,000 磅)时为规定值的 1.35 倍。】

〔2〕 如果操纵系统的任何个别装置或操纵面的设计使得规定的最小作用力或力矩不能适用,则可以采用从 § 23.415 得到的相应的铰链力矩数值,但不得小于所规定的最小力或扭矩的 0.6 倍。

〔3〕 驾驶盘副翼操纵系统部分还必须按单个切向力进行设计,此切向力的限制值等于表中确定的力偶力的 1.25 倍。

〔4〕 D 为驾驶盘直径,米(英寸)。

〔5〕 非对称力必须作用在驾驶盘周缘的一个正常握点上。

[1990年7月18日第一次修订]

§ 23.399 双操纵系统

双操纵系统必须按两驾驶员反向操纵情况进行设计,此时所采用的每个驾驶员作用力不小于下列载荷:

- (a) 按 § 23.395 所得载荷的 0.75 倍;
- (b) § 23.397(b)规定的最小作用力。

§ 23.405 次操纵系统

次操纵器件,如机轮刹车、扰流板和调整片的操纵器件,均必须按照驾驶员很可能施于该操纵器件的最大作用力进行设计。

§ 23.407 配平调整片的影响

配平调整片对操纵面设计情况的影响,只有在操纵面载荷受到驾驶员最大作用力的限制时才必须计入。在这些情况中,认为配平调整片朝帮助驾驶员的方向偏转,其偏度必须与所考虑情况的速度中预期的最大程度的失配平相对应。

§ 23.409 调整片

在任何可用的受载情况下,操纵面调整片必须按飞行包线内很可能得到的空速和调整片偏度的最严重的组合来设计。

§ 23.415 地面突风情况

(a) 操纵系统必须按下列地面突风和顺风滑行产生的操纵面载荷进行设计:

(1) 如果按本条(a)(2)不要求检查操纵系统地面突风载荷情况,但是申请人选定按这些载荷来设计操纵系统的某一部分,则只需把这些载荷从操纵面操纵支臂传到最近的止动器或突风锁及其支撑结构上;

(2) 如果设计采用的驾驶员作用力小于 § 23.397(b)中规定的最小值,则必须按下式检查地面突风和顺风滑行引起的操纵面载荷对整个操纵系统的影响:

$$H = KCSsq$$

其中:

H 为限制铰链力矩,牛米(公斤·米;磅·英尺);

C 为铰链线后操纵面的平均弦长,米(英尺);

S_s 为铰链线后操纵面面积,米²(英尺²);

q 为动压,帕(公斤/米²;磅/英尺²),其相应的设计速度不小于 $0.643 \sqrt{wg/s} + 4.45$,米/秒($2.01 \sqrt{w/s} + 4.45$,米/秒; $14.6 \sqrt{w/s} + 14.6$ 英尺/秒),但不必大于 26.8 米/秒(88 英尺/秒)(w 为飞机最大重量,公斤(磅); g 为重力加速度,米/秒²;s 为机翼面积,米²(英尺²));

K 为本条(b)给出的地面突风情况限制铰链力矩系数(对于副翼和升降舵,K 为正值时表示力矩使操纵面下偏,K 为负值时表示力矩使操纵面上偏)。

(b) 地面突风限制铰链力矩系数 K 必须取自下表:

操 纵 面	K	操 纵 器 件 位 置
(a) 副 翼	±0.75	(a) 架驶杆锁定或系住在中立位置
(b) 副 翼	±0.50	(b) 副翼全偏:一个副翼为正力矩,另一个副翼为负力矩
(c) 升降舵	±0.75	(c) 升降舵向上全偏(—)
(d) 升降舵	±0.75	(d) 升降舵向下全偏(+)
(e) 方向舵	±0.75	(e) 方向舵在中立位置
(f) 方向舵	±0.75	(f) 方向舵全偏

【水平安定和平衡翼面】

§ 23.421 平衡载荷

(a) 【水平翼面】平衡载荷是在任何规定的没有俯仰加速度的飞行情况下,维持平衡所必须的载荷。

(b) 【水平平衡翼面】必须按限制机动包线上的任一点和 § 23.345 规定的襟翼情况所产生的平衡载荷来设计。

[1990年12月23日第二次修订]

§ 23.423 机动载荷

【每一水平翼面及其支撑结构和具有俯仰控制作用的鸭式或串列式机翼布局的主翼,必须按下列情况所决定的机动载荷来设计:

【(a) 在速度为 V_A 时,将俯仰操纵器件突然向后移动到最大和突然向前移动到最大,直至操纵止动点或驾驶员限制作用力,取两者中之最临界情况;

【(b) 在速度大于 V_A 时,将俯仰操纵器件突然向后移动随后向前移动,产生下表中法向加速度和角加速度的组合:

情 况	法向加速度(n)	角加速度(弧度/秒 ²)
抬 头	1.0	$+\frac{39}{V}n_m(n_m-1.5)$
低 头	n_m	$-\frac{39}{V}n_m(n_m-1.5)$

其中:

(1) n_m 为用于飞机设计的正限制机动载荷系数;

(2) V 为初始速度,节。

本条情况包括了在“校准机动”(在这种机动飞行中,将俯仰操纵器件突然向一个方向移动,然后又突然反向移动)中可能出现的相应载荷,但“校准机动”的偏度和时间要避免超过限制机动载荷系数。对抬头和低头两种情况,水平翼面的总载荷是在速度 V 和规定的法向载荷系数 n 时的平衡载荷,加上由于规定的角加速度所引起的机动载荷增量。】

[1993 年 12 月 23 日第二次修订]

§ 23.425 突风载荷

(a) 【每一水平翼面(非主翼)】必须按下列情况产生的载荷来设计:

(1) 襟翼收起, § 23.333(c)所规定的突风速度;

(2) 在速度 V_F , 对应于 § 23.345(a)(2)规定的情况, 名义强度为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)的正负突风。

(b) 【备用】

(c) 【按本条(a)规定的情况确定水平翼面的总载荷时, 必须首先确定在相应的设计速度 V_F 、 V_C 和 V_D 下, 稳定无加速飞行的初始平衡载荷。在初始平衡载荷上必须加上由突风引起的载荷增量以得到总载荷。】

(d) 【在缺少更合理的分析时, 由突风产生的载荷增量必须按下式计算, 除非表明使用该公式是保守的, 否则该式仅适用于后水平尾翼布局的飞机。】

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{1.63} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$$

其中:

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量, 牛顿;

K_g 为 § 23.341 定义的突风缓和系数;

U_{de} 为得到的突风速度, 米/秒

V 为飞机当量速度, 米/秒;

a_{ht} 为【后】平尾升力曲线的斜率, 1/弧度;

S_{ht} 为【后】平尾的面积, 米²;

$\left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$ 为下洗系数。

公制:

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{16.0} \left(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha}\right)$$

其中:

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量,公斤;

K_g 为§ 23.341定义的突风缓和系数;

U_{de} 为得到的突风速度,米/秒;

V 为飞机当量速度,米/秒;

a_{ht} 为【后】平尾升力曲线的斜率,1/弧度;

S_{ht} 为【后】平尾的面积,米²;

$(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha})$ 为下洗系数。

英制:

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{498} (1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha})$$

其中:

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量,磅;

K_g 为§ 23.341定义的突风缓和系数;

U_{de} 为得到的突风速度,英尺/秒;

V 为飞机当量速度,节;

a_{ht} 为【后】平尾升力曲线的斜率;1/弧度;

S_{ht} 为【后】平尾的面积,英尺²;

$(1 - \frac{d\epsilon}{d\alpha})$ 为下洗系数。

[1993年12月23日第二次修订]

§ 23.427 非对称载荷

(a) 【水平翼面(非主翼)】及其支撑结构必须按偏航和滑流影响引起的非对称载荷与§ 23.421至§ 23.425规定的飞行情况载荷的组合来设计。

(b) 在缺少更合理的资料时,对发动机、机翼、【水平翼面(非主翼)】和机身外形按常规的相对位置布局的飞机,采用下列规定:

(1) 可以假定对称飞行情况最大载荷的100%作用于对称面一侧的水平翼面上;

(2) 必须将下列百分比的载荷施加于另一侧:

百分比 = $100 - 10(n - 1)$, 其中 n 是规定的正机动载荷系数, 但此百分比不得大于 80%。

(c) 对于非常规布局的飞机(如【水平翼面(非主翼)有较大上反角或水平翼面支撑在垂尾上的飞机】), 各翼面及支撑结构必须按单独考虑的每一种规定的飞行情况中同时产生的垂尾和平尾载荷的组合来设计。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订]

【垂直翼面】

§ 23.441 机动载荷

(a) 在直至 V_A 的各速度, 【垂直翼面】必须设计得能承受下列各种情况, 在计算载荷时可以假定偏航角速度为零:

(1) 飞机在无偏航非加速飞行时, 假定方向舵操纵器件突然移动到操纵止动器或由驾驶员限制作用力所限制的最大偏度, 两者中取小者;

(2) 假定飞机以本条(a)(1)规定的方向舵偏度偏航到最终侧滑角。可以假定以本条(a)(3)的静侧滑角 1.3 倍的超越角来代替合理分析;

(3) 15° 的偏航角, 方向舵保持在中立位置(受驾驶员作用力限制者除外)。

(b) 【备用】

(c) 对于某特定速度, (a)(3)所选定的偏航角如果在下列情况中不会被超过, 则本条(a)(3)规定的偏航角可以减小:

(1) 稳定侧滑情况;

(2) 从大坡度飞行产生的非协调滚转;

(3) 临界发动机突然停车, 而纠正动作又有延迟。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订]

§ 23.443 突风载荷

(a) 【垂直翼面】必须设计成当速度为 V_C 的非加速飞行时,能够承受 § 23.333(c) 中 V_C 时所规定的横向突风。

【(b) 此外,对于通勤类飞机。假定飞机以 V_B 、 V_C 、 V_D 及 V_F 作非加速飞行时,遇到垂直于对称平面规定的突风。必须研究 § 23.341 和 § 23.345 中所确定情况相应的突风和飞机速度。突风形状必须按 § 23.333(c)(2)(i) 的规定。】

【(c)】 在缺少更合理的分析时,必须按下式计算突风载荷:

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V_{a_{vt}} S_{vt}}{1.63}$$

其中:

L_{vt} 为【垂直翼面】载荷,牛顿;

$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$ 为突风缓和系数;

$\mu_{gt} = \frac{2(wg)}{\rho \bar{C}_l g a_{vt} S_{vt}} \left(\frac{K}{l_t}\right)^2$ 为侧向质量比;

U_{de} 为规定的突风速度,米/秒;

ρ 为空气密度,公斤/米³;

w 为飞机重量,公斤;

S_{vt} 为【垂直翼面】面积;米²;

$\bar{C}_l$ 为【垂直翼面】平均几何弦长,米;

a_{vt} 为【垂直翼面】升力曲线斜率,1/弧度;

K 为偏航方向回转半径,米;

l_t 为从飞机重心到【垂直翼面】压心的距离,米;

g 为重力加速度,米/秒²;

V 为飞机当量速度,米/秒。

公制:

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V_{a_{vt}} S_{vt}}{16.0}$$

其中:

L_{vt} 为【垂直翼面】载荷,公斤;

$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$ 为突风缓和系数,

$\mu_{gt} = \frac{2w}{\rho \bar{C}_t g a_{vt} S_{vt}} \left(\frac{K}{l_t}\right)^2$ 为侧向质量比;

U_{de} 为规定的突风速度,米/秒;

ρ 为空气密度,公斤·秒²/米⁴

w 为飞机重量,公斤;

S_{vt} 为【垂直翼面】面积,米²

C_t 为【垂直翼面】平均几何弦长,米;

a_{vt} 为【垂直翼面】升力曲线斜率,1/弧度;

K 为偏航方向回转半径,米;

l_t 为从飞机重心到【垂直翼面】压心的距离,米;

g 为重力加速度,米/秒²

V 为飞机当量速度,米/秒。

英制:

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V a_{vt} S_{vt}}{498}$$

其中:

L_{vt} 为【垂直翼面】载荷,磅;

$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$ 为突风缓和系数;

$\mu_{gt} = \frac{2w}{\rho \bar{C}_t g a_{vt} S_{vt}} \left(\frac{K}{l_t}\right)^2$ 为侧向质量比;

U_{de} 为规定的突风速度,英尺/秒;

ρ 为空气密度,斯拉格/英尺³;

w 为飞机重量,磅;

S_v 为【垂直翼面】面积,英尺²

C_t 为【垂直翼面】平均几何弦长,英尺;

a_v 为【垂直翼面】升力曲线斜率,1/弧度;

K 为偏航方向回转半径,英尺;

l_t 为从飞机重心到【垂直翼面】压心的距离,英尺;

g 为重力加速度,英尺/秒²

V 为飞机当量速度,节。

(d) 【备用】

[1990年7月18日第一次修订;1993年12月23日第二次修订]

§ 23.445 【外置垂直翼面或翼尖小翼】

(a) 【如果在水平翼面或机翼上安装了外置垂直翼面或翼尖小翼,则水平翼面或机翼必须根据其最大载荷与这种垂直翼面或小翼所引起的载荷以及因此而导致的作用在水平翼面或机翼上的力和力矩的组合来设计。】

(b) 【当水平翼面(或机翼)将外置垂直翼面或翼尖小翼分成上下两部分时,则垂直翼面的临界】载荷(按 § 23.441 和 § 23.443 确定的单位面积载荷)必须按下列规定施加:

(1) 【水平翼面(或机翼)以上和以下的垂直翼面面积】分别受 100% 和 80% 的载荷;

(2) 【水平翼面(或机翼)以上和以下的垂直翼面面积】分别受 80% 和 100% 的载荷。

(c) § 23.441 和 § 23.443 的偏航情况应用于本条(b)所述的【垂直翼面】时,必须计及【外置垂直翼面或翼尖小翼】的端板效应。

【(d) 在使用合理的方法进行载荷计算时,对于结构载荷情况必须同时施加 § 23.441 中作用在垂直翼面上的机动载荷和 l_g 的水平翼面或机翼载荷,包括垂直翼面在水平翼面或机翼上产生的诱导载荷和作用在水平翼面或机翼上的力或力矩。】

[1993年12月23日第二次修订]

副翼、襟翼和特殊装置

§ 23.455 副翼

(a) 副翼必须按它们经受的下列载荷来设计:

(1) 在对称飞行情况时副翼处于中立位置;

(2) 在非对称飞行情况时,副翼处于下列偏度(受驾驶员作用力限制者除外):

(i) 在 V_A 时,副翼操纵器件突然移动至最大偏度。可以适当考虑操纵系统的变形;

(ii) 在 V_C 时,此处 V_C 大于 V_A ,副翼的偏度足以产生不小于本条(a)(2)(i)得到的滚转率;

(iii) 在 V_D 时,副翼的偏度足以产生不小于本条(a)(2)(i)得到的滚转率的 $1/3$ 。

(b) 【备用】

〔1993年12月23日第二次修订〕

§ 23.457 襟翼

(a) 必须按襟翼展态飞行情况中,襟翼处于任何位置时所产生的临界载荷来设计襟翼及其操纵机构和支撑结构。但是,如果采用了襟翼载荷自动限制装置,就可以按装置所允许的襟翼位置和空速的临界组合来设计这些部件。

(b) 在速度不小于 $1.4V_S$ 时,必须计及相应于起飞功率的螺旋桨滑流的影响, V_S 是在设计重量的襟翼完全收起时的计算失速速度。检查滑流影响时,可以假定载荷系数为 1.0。

§ 23.459 特殊装置

对于采用气动操纵面的特殊装置(例如翼缝和扰流板),其受载情况必须由试验数据确定。

地 面 载 荷

§ 23.471 总则

本分部规定的限制地面载荷是作用在飞机结构上的外载荷和惯性力。在每个规定的地面载荷情况下,必须用合理的或保守的方法使外部反作用力与线惯性力和角惯性力相平衡。

§ 23.473 地面载荷情况和假定

(a) 除了 § 23.479、§ 23.481 和 § 23.483 可以按本条(b)和(c)允许的设计着陆重量(以最大下沉速度着陆时的最大重量)来表明其符合性外,必须按设计最大重量来表明其符合本分部的地面载荷要求。

(b) 设计着陆重量可以低至下列数值:

(1) 如果其最小油量等于设计最大重量 5% 的油量加上在最大连续功率下至少工作半小时所消耗的油量,则可取为 95% 的最大重量;

(2) 设计最大重量减去 25% 总燃油重量。

(c) 如果下列两项成立,则多发飞机的设计着陆重量可以小于本条(b)的规定:

(1) 飞机符合 § 23.67(a)或(b)(1)的单发停车情况下的爬升要求;

(2) 飞机表明符合 § 23.1001 中应急放油系统的要求。

(d) 对本分部规定的地面载荷情况,飞机重心处所选定的限制垂直惯性载荷系数,不得小于用 $0.510(wg/s)^{1/4}$ 米/秒 ($0.902(w/s)^{1/4}$ 米/秒; $4.4(w/S)^{1/4}$ 英尺/秒) 的下沉速度(V)着陆时所能得到的值,但此下沉速度不必大于 3.05 米/秒(10 英尺/秒),也不得小于 2.13 米/秒(7 英尺/秒)。

(e) 可以假定在整个着陆过程中,机翼升力不超过飞机重量的 $2/3$,并作用在重心处。地面反作用力载荷系数可以等于惯性载荷系数减去上述假定的机翼升力与飞机重量的比值。

(f) 必须根据 § 23.723(a)的要求进行能量吸收试验(为确定对应于所

规定的限制下沉速度的限制载荷系数)。

(g) 在设计最大重量时,用于设计的限制惯性载荷系数不得小于 2.67,限制地面反作用力载荷系数也不可小于 2.0,除非在使用中预期会遇到的粗糙地面上,以速度直到起飞速度的滑行中,上述两系数不会被超过。

§ 23.477 起落架布置

§ 23.479 至 § 23.483 或附录 C 中的情况,适用于常规布局的主、前起落架或主、尾起落架飞机。

§ 23.479 水平着陆情况

(a) 对于水平着陆,假定飞机处于下列姿态;

(1) 对于尾轮式飞机,处于正常水平飞行姿态;

(2) 对于前轮式飞机,其姿态为下列两种:

(i) 前轮和主轮同时接触地面;

(ii) 主轮接地和前轮稍离地面。

本条(a)(2)(i)项的姿态可以用于要求按本条(a)(2)(ii)进行的分析中。

(b) 在研究着陆情况时,必须把阻力分量与相应的瞬时垂直地面反作用力恰当地组合起来,假定机翼升力符合 § 23.473(e)的要求和轮胎滑动摩擦系数为 0.8。上述阻力分量为模拟把轮胎和机轮加速到着陆速度所需要的力。然而,阻力载荷不得小于最大垂直地面反作用力的 25%(忽略机翼升力)。

(c) 在确定着陆情况的机轮起旋载荷时,必须使用附录 D 中阐述的方法或附录 C 中指定的阻力分量。然而,如果使用了附录 D,则最小阻力分量必须为最大垂直载荷的 25%。

(d) 对带有翼尖油箱或由机翼支持的大型外挂质量(如涡轮螺旋桨或喷气发动机)的飞机,其翼尖油箱和支撑油箱或大型外挂质量的结构,必须根据本条(a)(1)或(a)(2)(ii)水平着陆情况的动态响应的影响来设计。在计算动态响应的影响时,可以假定飞机升力等于飞机重量。

§ 23.481 尾沉着陆情况

(a) 对尾沉着陆,假定飞机处于下列姿态:

(1) 对于尾轮式飞机,主轮和尾轮同时接地;

(2) 对于前轮式飞机,失速姿态或相应于除主轮外飞机所有部分均不触地时所允许的最大迎角,两者中取迎角较小者。

(b) 对尾轮式或前轮式飞机,假定在最大垂直载荷出现以前,机轮的圆周速度已达到了飞机的水平速度,地面反作用力为垂直的。

§ 23.483 单轮着陆情况

对于单轮着陆情况,假定飞机处于水平姿态,以一侧主起落架接地。在这种姿态下,该侧地面反作用力必须与 § 23.479 所得到的一侧主起落架载荷相同。

§ 23.485 侧向载荷情况

(a) 对侧向载荷情况,假定飞机处于水平姿态,仅以主轮接地,减震支柱和轮胎处于静态位置。

(b) 限制垂直惯性载荷系数必须为 1.33,垂直地面反作用力在主起落架间平均分配。

(c) 限制侧向惯性载荷系数必须为 0.83,侧向地面反作用力在两主起落架之间分配如下:

(1) $0.5(w)$ 作用在一侧主起落架上,方向向内;

(2) $0.33(w)$ 作用在另一侧主起落架上,方向向外。

§ 23.493 滑行刹车情况

对滑行刹车情况,减震支柱和轮胎在静态位置,并采用下列规定:

(a) 限制垂直载荷系数必须为 1.33;

(b) 姿态和接地状态,必须符合 § 23.479 所述的水平着陆情况;

(c) 阻力方向的反作用力等于机轮垂直反作用力乘上数值为 0.8 的摩擦系数,它必须作用于每个带刹车机轮的接地点上,但是阻力方向的反作用力不必超过按限制刹车扭矩所决定的最大值。

§ 23.497 尾轮补充情况

在确定尾轮及受其影响的支撑结构的地面载荷时,采用下列规定:

(a) 对于障碍载荷,在机尾下沉着陆情况下得到的限制地面反作用力,假设是向上和向后 45° 通过轮轴作用。可以假定减震支柱和轮胎在静态位置;

(b) 对于侧向载荷,假定等于尾轮静载荷的限制垂直地面反作用力与等值的侧向分力相组合。此外采用下列规定:

(1) 如果尾轮可偏转,则假定尾轮相对飞机纵轴转动 90° ,其合成地面载荷通过轮轴;

(2) 如果装有锁、转向操纵装置或减摆器,仍假定尾轮处于拖曳位置,并且侧向载荷作用于轮胎接地点上;

(3) 假定减震支柱和轮胎在静态位置。

§ 23.499 前轮补充情况

在确定前轮及受其影响的支撑结构的地面载荷时,假定减震支柱及轮胎处于静态位置,下列要求必须得到满足:

(a) 对于向后载荷,轮轴上的限制力分量必须为下述载荷:

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍;

(2) 阻力分量为垂直载荷的 0.8 倍;

(b) 对于向前载荷,轮轴上的限制力分量必须为下述载荷:

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍;

(2) 向前的分量为垂直载荷的 0.4 倍。

(c) 对于侧向载荷,接地点上的限制力分量必须为下述载荷:

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍;

(2) 侧向分量为垂直载荷的 0.7 倍。

§ 23.505 滑橇式飞机的补充情况

在确定滑橇式飞机地面载荷时,假定飞机停在地面上,一个主滑橇冻住在静止状态,而其他滑橇可自由滑动,在尾部组件附近必须施加一个相应于设计最大重量 0.036 倍的限制侧向力,安全系数为 1.0。

§ 23.507 千斤顶载荷

(a) 飞机必须按以设计最大重量支承在千斤顶上所产生的载荷来设计。对于起落架千斤顶支承点,飞机为三点姿态;对于主飞机结构千斤顶支承点,飞机为水平姿态。假定支承点的载荷系数如下:

- (1) 垂直载荷系数为静反作用力的 1.35 倍;
- (2) 前、后和侧向载荷系数为静反作用力的 0.4 倍。

(b) 在千斤顶支承点上的水平载荷必须受惯性力的反作用,以使千斤顶支承点上的合成载荷方向不改变。

(c) 必须考虑水平载荷与垂直载荷的所有组合。

§ 23.509 牵引载荷

本条牵引载荷必须应用于牵引接头和与其直接连接的结构的设计。

(a) 必须分别考虑本条(d)规定的牵引载荷。这些载荷必须作用于牵引接头上,并且它们的作用方向必须和地面平行。此外,采用下列规定:

- (1) 必须考虑作用于重心上等于 1.0 的垂直载荷系数;
- (2) 减震支柱和轮胎必须处于静态位置。

(b) 对于牵引点不在起落架上但靠近飞机对称平面的情况,采用为辅助起落架规定的阻力和侧向牵引载荷分量。对于牵引点位于起落架外侧的情况,采用为主起落架规定的阻力和侧向牵引载荷分量。在不能达到规定的旋转角的情况下,必须采用可能达到的最大旋转角度。

(c) 本条(d)规定的牵引载荷必须受到下列载荷的反作用:

(1) 作用在主起落架上的牵引载荷的侧向分量,必须受到一个侧向力的反作用,此侧向力作用于承受此载荷的机轮的静地面线上;

(2) 作用在辅助起落架上的牵引载荷,以及作用在主起落架上的牵引载荷的阻力分量,必须受到下列载荷的反作用:

(i) 在承受牵引载荷的机轮轴线上,必须施加一个反作用力,其最大值等于垂直反作用力。为达到平衡,必须施加足够的飞机惯性力;

(ii) 所有载荷必须由飞机惯性力相平衡。

(d) 规定的牵引载荷如下,表中 w 是设计最大重量:

正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准

牵引点	位 置	载 荷		
		大 小	序 号	方 向
主起落架		0.225w	1	向前, 平行于阻力轴线
			2	向前, 与阻力轴线成 30°
			3	向后, 平行于阻力轴线
			4	向后, 与阻力轴线成 30°
辅助起落架	转向前	0.3w	5	向 前
			6	向 后
	转向后	0.3w	7	向 前
			8	向 后
辅助起落架	从前面转 45°	0.15w	9	在机轮平面内向前
			10	在机轮平面内向后
	从后面转 45°	0.15w	11	在机轮平面内向前
			12	在机轮平面内向后

§ 23.511 地面载荷：多轮起落架装置上的非对称载荷

(a) 回转载荷 假定飞机在下述状态围绕一侧主起落架回转：

(1) 在回转组件上的刹车是刹死的；

(2) 相应于限制垂直载荷系数 1.0 和摩擦系数 0.8 的载荷，施加于这个主起落架及其支承结构上。

(b) 非均匀轮胎载荷 § 23.471 至 § 23.483 确定的载荷必须以 60%

和 40% 的分配关系,依次施加于每个双轮起落架的双轮和轮胎上。

(c) **泄气轮胎载荷** 对泄气的轮胎情况如下:

(1) 必须将 § 23.471 至 § 23.483 确定的载荷的 60%,依次施加于起落架的每一个机轮上;

(2) § 23.485 和 § 23.493 确定的限制阻力和侧向载荷的 60%,和限制垂直载荷的 100%或本条(c)(1)所得到的较小的垂直载荷,必须依次施加于双轮起落架的每一个机轮上。

水 载 荷

§ 23.521 水载荷情况

(a) 水上飞机和水陆两用飞机的结构必须根据在很可能遇到的最恶劣海上条件下正常运行时很可能出现的任何姿态,以相应的向前和下沉速度起飞和着水过程中所产生的水载荷进行设计。

(b) 除非申请人对水载荷作出更合理的分析,否则采用 CCAR § 25.523 和 § 25.537 的规定。

(c) [备用]

应急着陆情况

§ 23.561 总则

(a) 虽然飞机在应急着陆情况中可能损坏,但飞机必须按本条规定进行设计,以在此情况中保护乘员。

(b) 【结构的设计必须能在应急着陆过程中并在下列条件下给每一乘员提供保护:

【(1) 正确使用在设计中规定得有的座椅、安全带和肩带。

【(2) 乘员经受与下列极限载荷系数相对应的静惯性载荷:

【(i) 向上,3.0,对正常类、实用类和通勤类飞机;4.5,对特技类飞机;

【(ii) 向前,9.0;

【(iii) 侧向,1.5。

【(3) 舱内可能伤害乘员的质量项目经受与下列极限载荷系数相对应的静惯性载荷:

【(i) 向上,3.0;

【(ii) 向前,18.0;

【(iii) 侧向,4.5。】

(c) 具有可收放起落架的飞机,必须设计成在下列情况着陆时为每个乘员提供防护:

(1) 机轮收上;

(2) 中等下沉速度;

(3) 在缺乏详细的分析时,假定经受到下述载荷:

(i)向下的极限惯性载荷系数为 3;

(ii)地面摩擦系数为 0.5。

(d) 【如果不能确定应急着陆时飞机翻倒是不大可能的,则结构必须按如下所述设计成能在飞机完全翻倒时保护乘员:

【(1) 可以用分析办法表明在下列情况下飞机翻倒的可能性:

【(i) 最大重量;

【(ii) 重心最前位置;

【(iii) 纵向载荷系数为 9.0;

【(iv) 垂直载荷系数为 1.0

【(v) 对前三点起落架的飞机,前轮支柱失效且机头触地。

【(2) 为确定翻倒后作用于飞机上的载荷,必须采用向上极限惯性载荷系数为 3.0,地面摩擦系数为 0.5。】

(e) 除了 § 23.787 的规定外,支承结构必须设计成在不超过本条(b)(2)规定值的各种载荷下,能约束住那些在轻度撞损着陆时脱落后可能伤害乘员的每个部件。

〔1990年7月18日第一次修订〕

【§ 23.562 应急着陆动力要求】

【(a) 每个用于正常类、实用类或特技类飞机上的座椅和约束系统,必须设计成在应急着陆时并在下列条件下能保护乘员:

【(1) 正确使用在设计中规定得有的座椅、安全带和肩带;

【(2) 乘员受到本条规定条件所产生的载荷。

【(b) 正常类、实用类或特技类飞机上供机组和乘客使用的每一个座椅和约束系统,必须按照下述每一条件成功地完成动力试验或者用有动力试验支持的合理分析来证明。进行动力试验必须用适航当局认可的拟人试验模型(ATD)模拟乘员,其名义重量为 77 公斤(170 磅),坐在正常的向上位置。

【(1) 对于第一次试验,速率的变化不得小于 9.4 米/秒(31 英尺/秒)。座椅和约束系统的取向必须是相对飞机的名义位置。飞机的水平面相对撞击方向上仰 60 度无偏转。安装在飞机内第一排的座椅和约束系统,最大负加速度必须在撞出后 0.05 秒内出现,并且最小必须达到 19.0g。对于所有其他座椅和约束系统,最大负加速度必须在撞击后 0.06 秒内出现,并最小达到 15.0g。

【(2) 对于第二次试验,速率的变化不得小于 12.8 米/秒(42 英尺/秒)。座椅和约束系统的取向必须是相对飞机的名义位置。飞机垂直对称面相对撞击方向偏转 10 度无俯仰,处于对肩带产生最大载荷的方向上。对于安装在飞机内第一排的座椅和约束系统,最大负加速度必须在撞击后 0.05 秒内出现,并最小达到 26.0g。对于所有其他座椅和约束系统,最大负加速度必须在撞击后 0.06 秒内出现,并最小达到 21.0g。

【(3) 考虑到地板变形,在进行本条(b)(2)中所规定的试验之前,必须预加载使得用于将座椅和约束系统连接到机体结构的连接装置或地板导轨

相对垂直偏移至少 10 度(即俯仰不平行)。并且必须预加载使导轨或连接装置之一滚转 10 度。

【(c) 按照本条(b)进行动力试验,必须表明符合下列要求:

【(1) 尽管座椅和约束系统部件可能受到设计上的预期的变形、延伸、位移或撞损,但座椅和约束系统必须约束住拟人试验模型(ATD)。

【(2) 尽管座椅结构可能变形,但座椅和约束系统与试验固定装置间的连接必须保持接触。

【(3) 撞击过程中,每一肩带必须保持在 ATD 的肩上。

【(4) 撞击过程中,安全带必须保留在 ATD 的骨盆上。

【(5) 动力试验结果必须表明乘员不受到严重的头部损伤。

【(i) 如果乘员可能触及邻近的座椅、结构或其他舱内物件,则必须给乘员提供保护,以使头部伤害判据(HIC)不超过 1000。

【(ii) HIC 值用下列公式确定:

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\}_{\max}$$

式中:

t_1 ——积分初始时间(秒);

t_2 ——积分终止时间(秒);

$(t_2 - t_1)$ ——主要头部撞击持续时间(秒);

$a(t)$ ——头部重心处合成负加速度(以 g 的倍数表示)。

【(iii) 必须在进行按本条(b)(1)和(b)(2)规定的动力试验时测定头部所受的撞击以表明符合 HIC 限制值;或用试验或分析方法单独表明符合头部伤害判据。

【(6) 作用于单肩带系带上的载荷不得超过 7,790 牛(793.8 公斤; 1,750 磅)。若用双系带来约束上部躯干,则系带总载荷不得超过 8,900 牛(907.2 公斤; 2,000 磅)。

【(7) 在 ATD 骨盆和腰脊柱之间测得的压缩载荷不得超过 6,680 牛

(680 公斤;1,500 磅)。

【(d) 如果在合理的基础上得到验证,某种替代方法亦可应用,但应达到等效于或高于本条所要求的保护乘员安全水平。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

疲 劳 评 定

§ 23.571 增压舱

增压舱结构的强度、细节设计和制造必须按下列任何一条进行评定:

(a) **疲劳强度检查** 用分析、试验或两者兼用的方法表明,结构能够承受在服役中预期的变幅重复载荷。只有在分析方法是保守的并用于简单的结构时,才能接受单独采用分析的方法;

(b) **破损安全强度检查** 用分析、试验、或两者兼用的方法表明,当一个主要结构元件出现疲劳破坏或明显的局部破坏后,结构不可能发生灾难性破坏,并且其余结构能够承受其值为 V_c 时限制载荷系数 75% 的极限静载荷系数,同时要考虑正常工作压力、预期的气动外压和飞行载荷的综合影响。除非静载荷下破坏的动态效应另有考虑,这些载荷必须乘以 1.15 的系数。

§ 23.572 【机翼、尾翼和相连结构】

(a) 除非从疲劳的观点衡量已表明该结构和构造、使用应力水平、材料和预期的使用与已有广泛而满意的服役经验的设计相类似,否则对那些破坏后可能引起灾难性后果的【机翼(包括鸭式、串列式机翼和翼尖小翼/翼尖挡板)、尾翼及其贯穿结构和连接结构的部件】的强度、细节设计及制造,必须按下列任何一条进行评定:

(1) **疲劳强度检查** 用分析、试验或两者兼用的方法来表明,结构能承受在服役中预期的变幅重复载荷。只有在分析方法是保守的并用于简单的结构时,才能接受单独采用分析的方法;或

(2) **破损安全强度检查** 用分析、试验或两者兼用的方法表明,当一

个主要结构元件出现疲劳破坏或明显局部破坏后,结构不可能发生灾难性破坏,并且其余结构能够承受其值为 V_c 时临界限制载荷系数 75% 的极限静载荷系数。除非在静载荷下破坏的动态效应另有考虑,这些载荷必须乘以 1.15 的系数。

【(b) 本条要求的每一评定必须:

【(1) 包括典型的载荷谱(如滑行、地—空—地循环、机动、突风等);

【(2) 计及任何由于气动面的交互作用而导致的显著影响;

【(3) 考虑由于螺旋桨滑流载荷和旋涡碰撞抖振导致的显著影响。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订;1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

D 分部 设计与构造

§ 23.601 总则

对飞机运行的安全有重要影响的每个有疑问的设计细节和零件的适用性必须通过试验确定。

§ 23.603 材料和工艺质量

(a) 其损坏可能对安全性有不利影响的零件所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求:

(1) 由经验或试验来确定;

(2) 符合经批准的标准,保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能;

(3) 考虑服役中预期的环境条件,如温度和湿度的影响。

(b) 工艺质量必须是高标准的。

§ 23.605 制造方法

(a) 采用的制造方法必须能生产出一个始终完好的结构。如果某种制造工艺(如胶接、点焊或热处理)需要严格控制才能达到此目的,则该工艺必须按照批准的工艺规范执行。

(b) 飞机的每种新制造方法必须通过试验大纲予以证实。

§ 23.607 自锁螺母

使用过程中经受转动的任何螺栓都不得采用自锁螺母,除非在自锁装置外还采用非摩擦锁定装置。

§ 23.609 结构保护

每个结构零件必须满足下列要求:

(a) 有适当的保护,以防止使用中由于任何原因而引起性能降低或强度丧失,这些原因中包括:

(1) 气候;

(2) 腐蚀;

(3) 磨损。

(b) 有足够的通风和排水措施。

§ 23.611 可达性

对需要维护、校准和调整功能,润滑或保养的每个部件,必须具有措施,以便进行检查(包括检查主要结构元件和操纵系统)、仔细的检验、修理和更换。

§ 23.613 材料的强度性能和设计值

(a) 材料的强度性能必须以足够的材料试验为依据(材料应符合标准),在试验统计的基础上制定设计值。

(b) 设计值的选择必须使任何结构因材料偏差而强度不足的概率极小。

(c) 设计值必须是下列技术标准中列出的数值:

(1) 国家航空工业部门的技术标准;

(2) 适航当局认可的国家其它工业部门的技术标准;

(3) 申请人采用的除(1)和(2)以外的技术标准,它们应符合下列要求,并经适航当局批准:

(i) 采用(1)技术标准中获取相应材料强度性能数据的相同程序;

(ii) 申请人应保存该项技术标准,其验证报告 and 任何更改的记录,以备在任何时候提供适航当局检查。

(4) 适航当局认可的其它技术标准。

§ 23.615 设计性能

(a) § 23.613(c)采用的金属材料和元件的技术标准列出的设计性能可以用于以下情况:

(1) 若外载荷最终由一个组件中的一个单独元件来传递,而该元件的破坏将导致有关部件丧失结构完整性时,§ 23.613(c)采用的金属材料和元件的技术标准中所列之保证最小设计机械特性(“99%概率”,“A”值)必须得

到满足；

(2) 对于单独元件的破坏会使外载荷安全地重新分配到其他承载元件的静不定结构可根据 § 23. 613(c) 采用的金属材料和元件的技术标准中“90%概率”的“B”值进行设计。这些项目如壁板—加强组合件以及多铆钉或多螺栓连接；

(3) 如果上述技术标准未列出“A”值和“B”值，允许用最低值作为设计值。

(b) 如果作材料的“超值选择”，设计值可以采用大于本条(a)规定的保证最小值。此时，在使用前对每个单独项目取一个试样进行试验，以确定该特定项目实际强度特性等于或超过设计中采用的数值。

(c) 如果有充足的试验数据，能用概率分析表明 90% 或更多的元件等于或超过选择的许用设计值，则可不用壁板、壁板—加强组合件、铆接连接等结构项目的材料修正系数。

§ 23. 619 特殊系数

对于每一结构零件，如果属于下列任一情况，则 § 23. 303 规定的安全系数必须乘以 § 23. 621 至 § 23. 625 规定的最高的相应特殊安全系数：

(a) 其强度不易确定；

(b) 在正常更换前，其强度在服役中很可能降低；

(c) 由于制造工艺或检验方法中的不定因素，其强度容易有显著变化。

§ 23. 621 铸件系数

(a) 总则 在铸件质量控制所需的规定以外，还必须采用本条(b)至(d)规定的系数、试验和检验。检验必须符合各种经批准的规范，除作为液压或其它流体系统的零件而要进行充压试验的铸件和不承受结构载荷的铸件外，本条(c)和(d)适用于任何结构铸件。

(b) 支承应力和支承面 本条(c)和(d)规定的铸件的支承应力和支承面，其铸件系数按下列规定：

(1) 不论铸件采用何种检验方法，对于支承应力取用的铸件系数不必

超过 1.25;

(2) 当零件的支承系数大于铸件系数时,对该零件的支承面不必采用铸件系数。

(c) **关键铸件** 对于其损坏将妨碍飞机继续安全飞行和着陆或严重伤害乘员的每一铸件,采用下列规定:

(1) 每一关键铸件必须满足下列要求:

(i) 具有不小于 1.25 的铸件系数;

(ii) 100%接受目视、射线和磁粉(或渗透)检验,或经批准的等效无损检验方法的检验。

(2) 对于铸件系数小于 1.50 的每项关键铸件,必须用三个铸件样品进行静力试验并表明下列两点:

(i) 在对应于铸件系数为 1.25 的极限载荷作用下满足 § 23.305 的强度要求;

(ii) 在 1.15 倍限制载荷作用下满足 § 23.305 的变形要求。

(3) 典型的关键铸件有: 结构连接头、飞行操纵系统零件、操纵面铰链和配重连接件、座椅、卧铺、安全带、燃油箱、滑油箱的支座和连接件以及座舱压力阀。

(d) **非关键铸件** 除本条(c)规定的铸件外,对于其它铸件采用下列规定:

(1) 除本条(d)(2)和(3)规定的情况外,铸件系数和相应的检验必须符合下表:

铸件系数	检 验
等于或大于 2.0	100%目视
小于 2.0 大于 1.5	100%目视和磁粉(或渗透),或等效的无损检验方法

1.25 至 1.50	100%目视、磁粉(或渗透)和射线,或经批准的等效的无损检验方法
-------------	----------------------------------

(2) 如果已制定质量控制程序并经批准,本条(d)(1)规定的非目视检验的铸件百分比可以减少;

(3) 对于按照技术条件采购的铸件(该技术条件确保铸件材料的机械性能,并规定按抽样原则从铸件上切取试件进行试验来证实这些性能),规定如下:

(i) 可以采用 1.0 的铸件系数;

(ii) 必须按本条(d)(1)中铸件系数为“1.25 至 1.50”的规定进行检验,并按本条(c)(2)进行试验

§ 23.623 支承系数

(a) 每个有间隙(自由配合)并承受敲击或振动的零件,必须有足够大的支承系数以计及正常的相对运动的影响。

(b) 操纵面铰链和操纵系统关节接头,如果分别符合 § 23.657 和 § 23.693 规定的系数,则满足本条(a)的要求。

§ 23.625 接头系数

对于接头(用于连接两个构件的零件或端头),采用以下规定:

(a) 未经限制载荷和极限载荷试验(试验时在接头和周围结构内模拟实际应力状态)证实其强度的接头,接头系数至少取 1.15。这一系数必须用于下列各部分:

- (1) 接头本体;
- (2) 连接件或连接手段;
- (3) 被连接构件上的支承部位。

(b) 以全面试验数据为依据进行的接头设计,不必采用接头系数(如金属钣金的连续接合、焊接和木质件中嵌接);

(c) 对于整体接头,一直到载面性质成为其构件典型戴面为止的部分

必须作为接头处理；

(d) 对于座椅、卧铺、安全带、肩带，它们与结构的连接件必须通过分析、试验或两者兼用，来表明其能承受 § 23.561 中所规定的惯性力再乘上 1.33 的接头系数。

§ 23.627 疲劳强度

结构必须尽可能地设计成避免在正常服役中很可能出现变幅应力超过疲劳极限的应力集中点。

§ 23.629 颤振

(a) 必须用本条(b)、(c)或(d)规定的一种方法，或者用这些方法的组合，来表明在 $V-n$ 包线以内的任何运行情况直到所选择方法所确定的速度以内的所有速度下，飞机不发生颤振、操纵反效和发散。同时需符合下列规定：

(1) 对影响颤振的参数如速度、阻尼、质量平衡和操纵系统刚度的量，必须制定足够的允差；

(2) 主要结构部件的自然频率，必须通过振动试验或其它批准的方法来确定。

(b) 如果采用理论分析方法可表明在直到 $1.2V_D$ 的所有速度下不发生颤振，可以采用该方法表明飞机没有颤振、操纵反效和发散。

(c) 如果飞行颤振试验满足下列要求，则可以用该试验来表明飞机没有颤振、操纵反效和发散：

(1) 在直至 V_D 的速度范围内采取了合适的和足够的步骤来激发颤振；

(2) 试验中结构的振动响应表明不发生颤振；

(3) 在速度 V_D 时阻尼有合适的余量；

(4) 接近 V_D 时阻尼没有大而迅速的衰减。

(d) 如果符合下列条件，则可以用满足航空结构和设备工程报告 No. 45(修正版)“简化防颤振准则”(美国联邦航空局出版)(4~12 页)中的刚度

和质量平衡的准则,来表明飞机不发生颤振、操纵反效或发散:

(1) 飞机的飞行高度低于 4,270 米(14,000 英尺),速度 V 小于 260 节(482 公里/小时)(EAS);以及高度等于和超过 4,270 米(14,000 英尺),速度 V 小于 0.6M 数;

(2) 以机翼扭转刚度和副翼质量平衡准则表示的机翼和副翼的防颤振准则,只限于在沿机翼展向没有大的集中质量(如发动机、浮筒或机翼外侧的油箱)的飞机上使用;

(3) 飞机布局必须符合下列条件:

(i) 没有 T 型尾翼或尾撑式尾翼;

(ii) 没有影响准则适用性的异常质量分布或其它非常规的设计特点;

(iii) 有固定式垂直安定面和固定式水平安定面。

(e) 对涡轮螺旋桨动力飞机的动态评定必须包括:

(1) 回旋模态自由度,该自由度要考虑螺旋桨旋转平面的稳定性和重要的弹性力、惯性力和空气动力;

(2) 与特定形态相关的发动机—螺旋桨—发动机短舱的刚度和阻尼的变化情况。

(f) 必须在下列情况表明直到 V_D/M_D 不发生颤振、操纵反效和发散:

(1) 对于符合本条(d)(1)到(d)(3)准则的飞机,要考虑任何调整片操纵系统中任何单个元件的损坏、失效或断开的情况;

(2) 对于本条(f)(1)规定以外的飞机,要考虑在主飞行操纵系统、某一调整片操纵系统或某一颤振阻尼器中任何单个元件的损坏、失效或断开的情况。

机 翼

§ 23.641 强度符合性的证明

承力蒙皮机翼的强度,必须用载荷试验或用结构分析与载荷试验相结合的方法验证。

操 纵 面

§ 23.651 强度符合性的证明

(a) 对各操纵面要求进行限制载荷试验,这些试验必须包括与操纵系统连接的支臂或接头。

(b) 在结构分析中,必须用合理的或保守的方法考虑张线的装配载荷。

§ 23.655 安装

(a) 可动尾面的安装必须使得当某一可动尾面处在极限位置而其余各尾面作全角度范围的运动时,任何尾面之间或其张线之间没有干扰。

(b) 如果采用可调水平安定面,则必须有止动器将其行程限制在能安全飞行和着陆的范围内。

§ 23.657 铰链

(a) 操纵面铰链,除滚珠和滚柱轴承铰链外,对于用作轴承的最软材料其极限支承强度的安全系数必须不小于 6.67。

(b) 对于滚珠或滚柱轴承铰链,不得超过批准的轴承的载荷额定值。

(c) 对平行于铰链轴线的载荷,铰链必须有足够的强度和刚度。

§ 23.659 质量平衡

操纵面的集中质量、配重的支承结构和连接件,必须按下列条件设计:

(a) 24g,垂直于操纵面平面;

(b) 12g,向前和向后;

(c) 12g,平行于铰链轴线。

操 纵 系 统

§ 23.671 总则

(a) 每个操纵器件的操作必须简便、平稳和确切,以完成其功能要求。

(b) 操纵器件的安排和标志必须便于操作,防止产生混淆和随之发生误动的可能性。

§ 23.673 主飞行操纵器件

(a) 驾驶员用来对俯仰、横滚和航向进行直接操纵的装置为主飞行操纵器件。

(b) 航向—横向连动操纵飞行的设计必须在操纵系统内任一连接或传动元件损坏时,使横向或航向操纵全部丧失的可能性减到最小。

§ 23.675 止动器

(a) 操纵系统必须设置能确实限制由该系统操纵的每一可动气动面运动范围的止动器。

(b) 每个止动器的位置,必须使磨损、松动或松紧调节不会导致对飞机的操纵特性产生不利影响的操纵面行程范围的变化。

(c) 每个止动器必须能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷。

§ 23.677 配平系统

(a) 必须采取适当的预防措施,防止无意的、非正常的或粗暴的调整片操作。在配平操纵器件的近旁,必须设置指示装置能向驾驶员指示与飞机运动有关的配平操纵器件的运动方向。此外,还必须有设施能向驾驶员指示配平装置在其可调范围内所处的位置。这些指示装置必须能被驾驶员观察到,其位置和设计必须防止混淆。

(b) 配平装置必须设计成当主飞行操纵系统任一连接或传动元件损坏时,用下列方法可以提供安全飞行和着陆的足够操纵:

(1) 对单发飞机使用纵向配平装置;

(2) 对多发飞机使用纵向和航向配平装置。

(c) 调整片操纵必须是不可逆的,但调整片已作适当的平衡和没有不安全的颤振特性者除外。不可逆调整片,从调整片到不可逆装置在飞机结构

连接处之间的系统部分,必须具有足够的刚性和可靠性。

【(d) 必须演示在用动力驱动的配平系统出现了使用中可以合理预期的任何可能失控之后以及考虑到驾驶员察觉失控后的适当延时的情况下,飞机是可以安全操纵的,并且驾驶员能够完成安全着陆所需的一切机动和操作动作。此项演示必须在临界飞机重量和重心位置下进行。】

〔1993年12月23日第二次修订〕

§ 23.679 操纵系统锁

如果有一种在地面或水上锁住操纵系统的装置,则必须有措施达到下述要求:

- (a) 在锁住状态下给驾驶员一个不会误解的警告;
- (b) 在飞行中防止锁住。

§ 23.681 限制载荷静力试验

- (a) 必须按下列规定进行试验,来表明满足本部限制载荷的要求:
 - (1) 试验载荷的方向应在操纵系统中产生最严重的受载状态;
 - (2) 试验中应包括每个接头、滑轮和用以将系统连接到主要结构上的支座。
- (b) 作角运动的操纵系统的关节接头,必须用分析或单独的载荷试验表明满足特殊系数的要求。

§ 23.683 操作试验

(a) 必须用操作试验表明,当系统承受本条(b)规定的载荷时,从驾驶舱进行操纵,系统不出现下列情况:

- (1) 卡阻;
- (2) 过度摩擦;
- (3) 过度变形。
- (b) 试验载荷按下列规定:

- (1) 对于整个系统,在舵面上有相当于限制气动载荷的载荷;或在§ 23.397(b)中的驾驶员限制作用力,两者中取小者;

(2) 对于辅助操纵系统载荷,应不小于按照 § 23.405 所确定的驾驶员最大作用力。

§ 23.685 操纵系统的细节设计

(a) 操纵系统的每个细节必须设计和安装成能防止因货物、旅客、松散物或水气凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。

(b) 驾驶舱内必须有措施在外来物可能卡住操纵系统的部位防止其进入。

(c) 必须有措施防止钢索或管子拍击其它零件。

(d) 飞行操纵系统的每个元件必须具有一定的设计特征,或具有明显的永久性标志,使由于不正确装配而引起操纵系统出故障的可能性减到最小。

§ 23.687 弹簧装置

除非弹簧的损坏不会引起颤振或不安全的飞行特性,否则操纵系统内所使用的任何弹簧装置必须通过模拟服役条件的试验来确定其可靠性。

§ 23.689 钢索系统

(a) 使用的每种钢索、钢索接头、松紧螺套、编结接头和滑轮,必须满足经批准的技术要求。此外还应满足下列要求:

(1) 主操纵系统不得采用直径小于 3.2 毫米(1/8 英寸)的钢索;

(2) 钢索系统的设计必须在各种运行情况和温度变化下在整个行程范围内使钢索张力没有危险的变化;

(3) 必须能对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

(b) 每种滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适应。每个滑轮必须装有紧靠的保护装置,以防止钢索松弛时的错位或缠结。每个滑轮必须位于钢索通过的平面内,使钢索不致磨擦滑轮的凸缘。

(c) 安装导引件而引起的钢索方向变化不得超过 3°。

(d) 在操纵系统中需受载或活动的 U 形夹销钉,不得仅使用开口销保险。

(e) 连接到有角运动的零件上的松紧螺套,必须能确实防止在整个行程范围内发生卡滞。

(f) 调整片操纵钢索不是主操纵系统的一部分,当调整片处在最不利位置而飞机尚能安全操纵的飞机上,调整片钢索直径可以小于 3.2 毫米(1/8 英寸)。

§ 23.693 关节接头

有角运动的操纵系统的关节接头(在推拉系统中),除了具有滚珠和滚柱轴承的关节接头外,用作支承的最软材料的极限支承强度必须具有不低于 3.33 的特殊安全系数。对于钢索操纵系统的关节接头,该系数允许降至 2.0。对滚珠和滚柱轴承,不得超过经批准的载荷额定值。

§ 23.697 襟翼操纵器件

(a) 襟翼操纵器件必须设计成:当襟翼处在符合本部性能要求的任何位置时,除非操纵器件作了调整或者被襟翼载荷限制装置自动地移动,襟翼不会从该位置移开。

(b) 在空速、发运机功率和姿态的定常或变化的条件下,襟翼随驾驶员操纵或自动装置的动作的运动速率,必须具有满意的飞行特性和性能。

§ 23.699 襟翼位置指示器

必须具有指示器来指示下列襟翼位置:

(a) 仅有收起和全放位置的襟翼装置,应指示此两位置,下列情况除外:

(1) 有一种能提供“感觉”和位置辨别的直接操作机构(例如使用一种机械连接);

(2) 在昼间和夜间的任何飞行条件下;在不严重损害其它驾驶工作的情况下,即能很快确定襟翼位置。

(b) 下列情况应有中间位置指示:

(1) 除襟翼收起或全放外,需用来表明符合本部性能要求的其他任何襟翼位置;

(2) 襟翼装置不满足本条(a)(1)的要求。

§ 23.701 襟翼的交连

(a) 【主襟翼及作为同一系统的有关可动表面,必须:

【(1) 采用机械连接以保持同步,或

【(2) 保持同步且其效果已经表明不安全情况的发生是极不可能的。】

(b) 【必须表明在各个可动表面(机械交连表面被认为是单个表面)极限位置的任何组合情况下,飞机均具有安全的飞行特性。】

【(c)】 如果在多发飞机上采用襟翼交连,则其设计必须计及由于对称面一边的发动机不工作而其余发动机为起飞功率(推力)时飞行所产生的不对称载荷。对于单发飞机和襟翼不受滑流影响的多发飞机,可以假定100%的临界气动载荷作用在一边,另一边则是70%。

〔1993年12月23日第二次修订〕

起 落 架

【§ 23.721 总则】

【对于客座量(不包括驾驶员座椅)等于或大于10座的通勤类飞机,采用下列对起落架的一般要求:

【(a) 主起落架系统必须设计成:如果在起飞和着陆过程中起落架因超载而损坏(假定超载向上向后作用),其损坏模式不大可能导致从燃油系统任何部分溢出足够量的燃油而构成起火危险。

【(b) 每架飞机必须设计成:当有任何一个或一个以上的起落架支柱未放下时,飞机在可操纵情况下在有铺面的跑道上着陆,其结构元件的损坏不大可能导致溢出足够量的燃油而构成起火危险。

【(c) 可用分析或试验,或两者兼用来表明符合本条规定。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.723 减震试验

(a) 必须表明,根据 § 23.473 的规定分别按起飞和着陆重量所选定的用于设计的限制载荷系数不会被超过。这一点必须用能量吸收试验来表明。但是如在原先已批准的起飞和着陆重量的基础上加大重量,则可以使用分析的方法,该分析必须以能量吸收特性相同的起落架系统所作过的试验为依据。

(b) 起落架在演示其储备能量吸收能力的试验中不得损坏,但可以屈服。此试验模拟的下沉速度为 1.2 倍的限制下沉速度,并假定机翼升力等于飞机重量。

§ 23.725 限制落震试验

(a) 如果用自由落震试验来表明满足 § 23.723(a)的要求,则必须用完整的飞机或用位置正确的机轮、轮胎及缓冲器组成的装置进行试验,自由落震的高度不小于用下列公式确定的值:

$$h=0.0414\left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{1}{2}}\text{米}, \quad (h=3.6\left(\frac{W}{S}\right)^{\frac{1}{2}}\text{英寸})$$

但是,自由落震高度不得小于 0.234 米(9.2 英寸),也不需大于 0.475 米(18.7 英寸)。

(b) 如果在自由落震试验中,考虑了机翼升力影响,则起落架必须用下述有效重量进行落震:

$$W_e=\frac{W[h+(1-L)d]}{h+d}$$

式中:

W_e 为落震试验中使用的有效重量,公斤,(磅);

h 为规定的自由落震高度,毫米(英寸);

d 为轮胎(充以批准的压力)在受撞击时的压缩量加上轮轴相对于落震重量位移的垂直分量,毫米(英寸);

$W=W_M$,用于主起落架,公斤(磅),等于飞机水平姿态下作用在此起落架上的静重量(如为前轮式飞机,前轮离地);

$W = W_T$, 用于尾轮, 公斤(磅), 等于飞机尾沉姿态下作用在尾轮上的静重量;

$W = W_N$, 用于前轮, 公斤(磅), 等于作用在前轮上的静反作用力的垂直分量, 假定飞机的质量集中在重心上, 并产生 1.0 的向下载荷系数和 0.33 的向前载荷系数;

L 为假定的机翼升力与飞机重力之比, 不大于 0.667。

(c) 必须用合理或保守的方法来确定限制惯性载荷系数。在落震试验中, 起落架装置的姿态和施加的阻力载荷应模拟着陆情况。

(d) 计算本条(b)中的 W_e 所用的 d 值不得超过落震试验中实际达到的值。

(e) 限制惯性载荷系数必须根据本条(b)的自由落震试验按下列公式确定:

$$n = n_j \frac{W_e}{W} + L$$

式中:

n_j 为落震试验中达到的载荷系数(即落震试验中所记录到的用 g 表示的加速度 dv/dt)加 1.0;

W_e 、 W 和 L 的定义与落震试验所用的相同。

(f) 按本条(e)确定的 n 值不得超过 § 23.473 的着陆情况所用的限制惯性载荷系数。

§ 23.726 地面载荷动态试验

(a) 如果用落震试验在动态条件下表明满足 § 23.479 至 § 23.483 的地面载荷要求, 则必须进行一次符合 § 23.725 的落震试验。但是落震高度必须符合下列规定之一:

(1) § 23.725(a)中规定的落震高度的 2.25 倍;

(2) 足以产生限制载荷系数的 1.5 倍的高度。

(b) 强度符合性证明必须使用 § 23.479 至 § 23.483 规定的各设计情

况的临界着陆情况。

§ 23.727 储备能量吸收落震试验

(a) 如果用自由落震试验来表明满足 § 23.723(b)规定的储备能量吸收要求,则落震高度不得小于 § 23.725 规定值的 1.44 倍。

(b) 如果考虑了机翼升力作用,则装置必须以下列有效重量进行落震:

$$W_e = W_h / (h + d)$$

符号意义与 § 23.725 相同。

§ 23.729 收放机构

(a) 总则 对于装有可收放起落架的飞机,采用下列规定:

(1) 每个起落架收放机构和支承结构必须按下列载荷设计:起落架收起时的最大飞行载荷系数;襟翼收上状态,在直到 $1.6V_{S1}$ 的任何空速下收起过程中产生的摩擦、惯性和刹车扭矩及气动载荷的组合;以及襟翼放下情况的任何载荷系数,直到 § 23.345 中的相应规定。

(2) 起落架和收放机构,包括机轮舱门,必须能承受至少到 $1.6V_{S1}$ 的任何速度下,起落架在放下位置襟翼在收上位置时出现的飞行载荷,包括 § 23.351 中规定的所有侧滑条件下引起的载荷。

(b) 起落架锁 必须有可靠的措施(除用液压压力者外)将起落架保持在放下位置。

(c) 应急操作 可收放起落架的陆上飞机,若不能手动放下起落架,则必须具有措施在下列情况下放下起落架:

(1) 正常起落架收放系统中任何合理可能的失效;

(2) 动力源的任何合理可能的失效导致正常起落架收放系统不能工作。

(d) 操作试验 必须通过操作试验来表明收放机构功能正常。

(e) 位置指示器 如果采用可收放起落架,必须有起落架位置指示器(以及驱动指示器工作所需的开关)或其他手段来通知驾驶员,起落架已锁定在放下(或收上)位置。如果使用开关,则开关的安置及其与起落架机械系统

的结合方式必须能防止在起落架未完全放下时,指示器误示“放下和锁住”,或在起落架未完全收上时,指示器误示“收上和锁住”。开关可安置在受实际的起落架锁闩或其等效装置驱动的部位。

(f) **起落架警告** 对陆上飞机,必须提供下列音响或等效的起落架警告装置:

(1) 该装置在一个或几个油门收回而起落架未完全放下和锁住时,将连续发声。不得用油门止动器作为音响装置。如果本条规定的警告装置设有
人工停响措施,则此警告系统必须设计成:当一个或几个油门收回后警告已被暂停时,随后再减小任一油门到(或超过)正常着陆进场位置,将会启动警告装置;

(2) 在使用正常着陆程序时,该装置在襟翼放下到或超过进场的襟翼位置,而起落架未完全放下和锁住时,将连续发声。该装置不得设置人工停响措施。襟翼位置传感器可以装在任何合适的位置。此装置系统可以使用本条(f)(1)所规定的装置系统的任何一部分(包括音响警告装置)。

§ 23.731 机轮

(a) 主轮和前轮必须经批准。

(b) 每一机轮的最大静载荷额定值,不得小于下列情况对应的地面静反作用力:

(1) 设计最大重量;

(2) 临界重心位置。

(c) 每一机轮的最大限制载荷额定值,必须不小于按本部中适用的地面载荷要求确定的最大径向限制载荷。

§ 23.733 轮胎

(a) 每个起落架机轮的轮胎载荷额定值(由轮胎和轮辋制造方规定的并经适航当局认可)必须不小于下列载荷:

(1) 在设计最大重量和临界重心位置时,作用在每个主轮轮胎上的地面静反作用载荷;

(2) 在下述情况下作用在前轮轮胎上的反作用力载荷(用该轮胎规定的动额定载荷作比较),假定飞机的质量集中在最临界的重心位置,并作用一个 $1.0W$ 向下和 $0.31W$ 向前的力(W 是设计最大重量),按静力学原理分配作用在前轮和主轮上的反作用力,仅在有刹车的机轮上施加地面阻力反作用力。

(b) 如果使用特殊构造的轮胎,则机轮必须清楚和明显地标明其特点。标记必须包括制造厂名、尺寸、帘线层数与该轮胎的识别标记。

(c) 可收放起落架系统上所装的每个轮胎,当处于服役中的该型轮胎预期的最大尺寸状态时,与周围结构和系统之间必须具有足够的间距,以防止轮胎与结构或系统的任何部分发生接触。

§ 23.735 刹车

(a) 采用的刹车必须使每个主轮刹车装置的刹车动能容量额定值不小于按下列方法之一确定的动能吸收要求:

(1) 必须根据对设计着陆重量下着陆时预期会出现的事件序列所作的保守而合理的分析确定刹车动能吸收要求;

(2) 每个主轮刹车装置的动能吸收要求,可按下列公式计算,以代替推理分析:

$$KE = \frac{0.0135WV^2}{N} \text{ 公斤} \cdot \text{米}$$

$$(KE = \frac{0.0443WV^2}{N} \text{ 磅} \cdot \text{英尺})$$

式中:

KE 为每个机轮的动能(公斤·米)(磅·英尺);

W 为设计着陆重量(公斤)(磅);

V 为飞机速度(节)。V 必须不小于 V_{so} ,

V_{so} 为海平面设计着陆重量和着陆形态下飞机无动力失速速度;

N 为装有刹车的主轮个数。

(b) 在临界发动机处于起飞功率时,刹车必须能防止机轮在铺筑的跑道上滚动,但无需防止机轮刹死时飞机在地面的移动。

【(c) 如果装有防滑装置,则该装置及有关系统必须设计成任何可能的单个失效故障不可能使飞机刹车能力或方向操纵降低到有害程度。】

〔1993年12月23日第二次修订〕

§ 23.737 滑橇

滑橇必须经批准。每一滑橇的最大限制载荷额定值必须不小于按本部适用的地面载荷要求所确定的最大限制载荷。

浮筒和船体

§ 23.751 主浮筒浮力

(a) 每个主浮筒必须满足下列要求:

(1) 具有比在淡水中承托该水上飞机或水陆两用飞机最大重量所需浮力大80%的浮力;

(2) 有足够的水密隔舱来合理保证在主浮筒的任何两个隔舱注满水时,水上飞机和水陆两用飞机仍能浮在水面上。

(b) 每个主浮筒必须具有不少于4个体积大致相等的水密隔舱;

§ 23.753 主浮筒设计

水上飞机主浮筒必须经批准,而且必须满足§ 23.521的要求。

§ 23.755 船体

(a) 最大重量等于或大于680公斤(1,500磅)的船体式水上飞机或水陆两用飞机,其船体必须有水密隔舱,其设计和安排应使船体辅助浮筒和气囊(假如使用气囊)能在下列情况时保持飞机漂浮在淡水中:

(1) 对于最大重量等于或大于2,268公斤(5,000磅)的飞机,任何两个相邻的水密隔舱注满水时;

(2) 对于最大重量为680公斤(1,500磅)直到(但不包括)2,268公斤

(5,000 磅)的飞机,任何单个水密隔舱注满水时。

(b) 最大重量小于 680 公斤(1,500 磅)的船体式水上飞机或水陆两用飞机,其船体不需水密隔舱。

(c) 为了隔舱间互通,可以用带水密门的舱间隔板。

§ 23.757 辅助浮筒

辅助浮筒的安排,必须保证当其全部浸没在淡水中所提供的恢复力矩,至少为水上飞机或水陆两用飞机倾斜时产生的倾覆力矩的 1.5 倍。

载人和装货设施

§ 23.771 驾驶舱

对于驾驶舱采用下列规定:

(a) 驾驶舱及其设备,必须能使每个驾驶员在执行职责时不致过分专注或疲劳;

(b) 如果飞行机组与旅客用隔板分开,则必须提供一通口,或能开启的窗或门,以便飞行机组与旅客之间的联络;

(c) § 23.779 所列的空气动力操纵器件(不包括钢索和操纵拉杆)的设置,必须根据螺旋桨的位置,使驾驶员和操纵器件的任何部分都不在任一内侧螺旋桨通过其桨毂中心与螺旋桨旋转平面前和后成 5° 夹角的锥面之间的区域内。

§ 23.773 驾驶舱视界

(a) 驾驶舱不得有影响驾驶员视线的眩光和反射,并且其设计应符合下列要求:

(1) 为了安全运行,驾驶员的视界应足够宽阔、清晰和不失真;

(2) 要保护每个驾驶员免受风雨影响,以便在中雨的条件和在正常飞行和着陆时,驾驶员对飞行航迹的视界不致过分的削弱;

(3) 除非有防雾措施,否则每个驾驶员应能容易地清除本条(a)(1)涉

及的窗户内部的起雾。

(b) 如果申请夜航合格审定,则必须用夜间飞行试验来表明符合本条(a)的要求。

§ 23.775 风挡和窗户

(a) 所有内层玻璃板,必须采用非碎裂性安全玻璃。

(b) 增压飞机的风挡、窗户和舱盖,必须根据在高空运行的特殊因素来设计,包括:

- (1) 持续和循环增压载荷的影响;
- (2) 所用材料的固有特性;
- (3) 温度和温度梯度的影响。

(c) 对于不履行本条(e)破损安全要求的增压飞机,必须用一个带有代表性结构安装的舱盖进行专门试验,试验要考虑持续和循环的增压载荷与飞行载荷的组合影响。

(d) 当驾驶员坐在正常飞行位置时,驾驶员背部以前的风挡和边窗必须具有不小于 70% 的透光率。

(e) 如果申请在 7,600 米(25,000 英尺)以上运行的合格审定,则风挡、窗玻璃和舱盖要具有足够的强度,当风挡、窗玻璃或舱盖的任一承载元件损坏后,必须能经受住座舱最大压差载荷与临界气动压力和温度影响的联合作用。

§ 23.777 驾驶舱操纵器件

(a) 驾驶舱每个操纵器件的位置和标记(功能明显者除外),必须保证操作方便并防止混淆和误动。

(b) 操纵器件必须布置和安排成使驾驶员在坐姿时能对每个操纵器件进行全行程和无阻挡地操作,而不受其衣服或驾驶舱结构的干扰。

(c) 【动力装置操纵器件布置必须符合下列规定:

【(1) 对多发飞机,位于操纵台上或驾驶舱中心线或其附近的顶部。

【(2) 对纵列单发飞机,位于左侧操纵台或仪表板上;

【(3) 对其他形式的单发飞机位于驾驶舱中心线附近的操纵台、仪表板上,或顶部;

【(4) 对具有并排驾驶员座椅和两套动力装置的操纵器件的飞机,位于左边和右边的操纵台上。】

(d) 【操纵器件位置从左到右的顺序必须是功率(推力)杆,螺旋桨(转速操纵)和混合比操纵器件(对涡轮动力飞机为调节手柄和燃油切断装置)。功率(推力)杆必须比螺旋桨(转速操纵器)或混合比操纵器件至少高或长25.4毫米(1英寸),使其更突出显著。汽化器空气加温或旁路空气操纵器件必须设在油门杆左边,或当位于操纵台以外的位置时,必须离开混合比操纵器件至少203毫米(8英寸)远。当汽化器空气加温或旁路空气操纵器件位于操纵台时,则必须在油门杆的后面或下面。增压器操纵器件必须设在螺旋桨操纵器件的下面或后面。具有纵列座位或单座的飞机可利用座舱左边的操纵位置,然而从左到右的位置顺序必须是功率(推力)杆,螺旋桨(转速操纵器)和混合比操纵器件。】

【(e)】 各台发动机使用同样的动力装置操纵器件时,操纵器件的位置排列必须能防止混淆各自控制的发动机。

【(1) 普通多发飞机动力装置操纵器件必须排列为左边的操纵器件控制左边的发动机,右边的操纵器件控制右边的发动机。

【(2) 具有两台前后排列的双发飞机,左边动力装置操纵器件必须控制前边的发动机。右边的动力装置操纵器件必须控制后面的发动机。】

【(f)】 襟翼和辅助升力装置操纵器件的位置应按下列规定:

(1) 在操纵台的中心,或在操纵台或发动机油门杆操纵器件中心线的右侧;并且,

(2) 离起落架操纵器件足够远以避免混淆。

【(g)】 起落架操纵器件必须设在油门杆中心线或操纵台中心线的左侧。

【(h)】 燃油供给选择器的操纵器件必须符合 § 23.995 并且安排和布

置成:当驾驶员座椅在任何可能的位置时,驾驶员不需要移动座椅或主飞行操纵器件,便能看见和接触到。

【(1) 对于机械燃油选择器:

【(i) 所选择的燃油阀门位置必须用指针表示其读数并且(对于选择的位置)提供可靠的辨认和感觉(扳手等)措施。

【(ii) 位置指示器指针必须位于从旋转中心测量的手柄的最大尺寸的部位上。

【(2) 对于电气或电子燃油选择器:

【(i) 数字操纵器件或电气开关必须做适当标记。

【(ii) 必须提供措施向飞行人员显示所选择的油箱或功能。选择器的开关位置不能用来作为指示的方法。“切断”或“关闭”的位置必须用红色表示。

【(3) 如果燃油阀门选择器的手柄或电气或数字选择也是一个燃油切断选择器,则断开位置的标记必须是红色的。如果提供单独的应急切断方法,也必须用红色表示。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.779 驾驶舱操纵器件的动作和效果

【驾驶舱操纵器件必须设计成使它们按下列运动和作用来进行操纵:

【(a) 空气动力操纵器件

【(1) 主操纵

操纵器件	动作和效果
副翼	右偏(顺时针)使右翼下沉
升降舵	向后使机头抬起
方向舵	右脚前蹬使机头右偏

【(2) 次操纵】

操纵器件	动作和效果
襟翼(或辅助升力装置)	向前或向上使襟翼向上或辅助装置收起向后或向下使襟翼放下或辅助(升力)装置展开
配平调整片(或等效装置)	开关移动或机械转动开启操纵器件使飞机绕平行于操纵器件轴线的轴线作相似转动。配平操纵器件的转动轴线可依据驾驶员习惯予以调节。对单发飞机,如果仅与一部分转动元件可接触的话,驾驶员手移动的方向必须与飞机对方向舵配平操纵的效果直感相同

【(b) 动力装置操纵器件和辅助操纵器件】

【(1) 动力装置操纵器件】

操纵器件	动作和效果	操纵器件	动作和效果
油门杆 功率(推力)杆	向前使正推力增大,向后使反推力增大	增压器	对低压头增压器向前或向上使压力增大
螺旋桨	向前使转速增加	涡轮增压器	向前、向上或顺时针转动使压力增大
混合比	向前或向上使富油		
汽化器 空气加温或旁路空气 操纵器件	向前或向上使冷却	旋转操纵器件	顺时针从关闭到全开

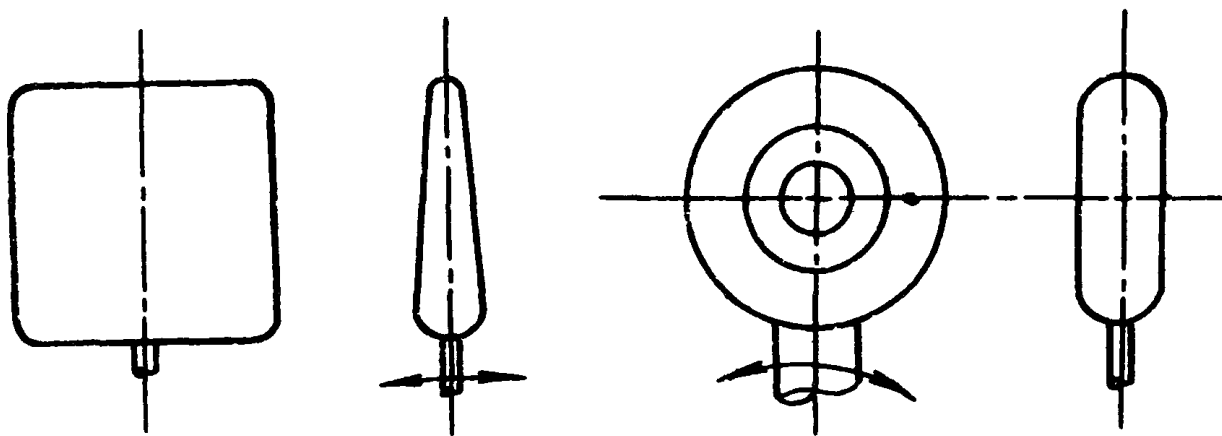
【(2) 辅助操纵器件】

操纵器件	动作和效果
燃油箱选择器	右边对右箱,左边对左箱
起落架	向下使起落架放下
减速板	向后使减速板张开】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.781 驾驶舱操纵手柄形状

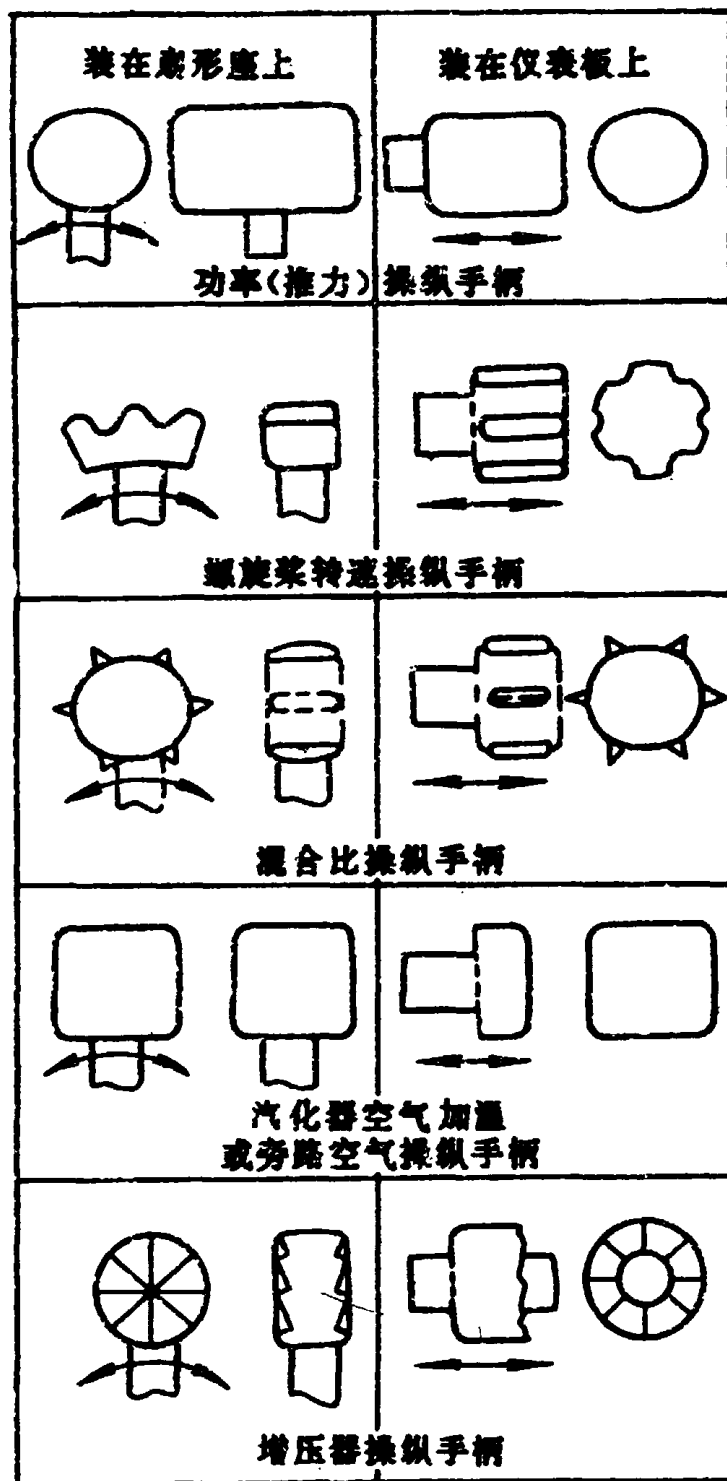
【(a) 襟翼和起落架操纵手柄必须符合下图中的一般形状(但无需按其精确大小和特定比例)】。



襟翼操纵手柄

起落架操纵手柄

【(b) 动力装置操纵手柄必须符合下图中的一般形状(但无需按其精确大小和特定比例):】



〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.783 舱门

(a) 每个装载旅客的封闭舱,必须至少有一扇足够大小和易于接近的

外部舱门。

(b) 旅客门不得位于任何螺旋桨旋转平面,以免使用此门时对人产生危害。

【(c) 每扇旅客或机组使用的外部舱门必须满足下列要求:

【(1) 舱门必须有措施锁定并保险,以防止在飞行中被人或货物无意打开或因机械故障打开;

【(2) 当内部锁定装置位于锁定位置时,舱门必须能从内部和外部打开;

【(3) 开门装置必须简单明显,其设置和标记必须使得即使在黑暗中也易于辨别位置和操作;

【(4) 舱门必须满足 § 23.811 对标记的要求;

【(5) 舱门必须能合理地避免在应急着陆时因机身变形而卡住;

【(6) 可以使用从飞机外部操作的辅助锁定装置,但这种装置必须能用正常的内部打开方法开启。

【(d) 另外,对通勤类飞机,每个旅客和机组使用的外部舱门必须符合下列要求:

【(1) 即使在飞机内侧有人拥挤在门上,每扇舱门必须能从内外两侧开启;

【(2) 如果使用向内打开的舱门,必须有措施防止旅客拥在门上影响开门;

【(3) 可以使用辅助锁定装置。

【(e) 通勤类飞机上的每个外部舱门,正常类、实用类和特技类飞机上位于发动机或螺旋桨前面的外部舱门,增压飞机上增压舱的每个舱门,必须满足下列要求:

【(1) 每个外部舱门(包括货舱和其他服务性舱门)必须有措施锁定和保险,以防止在飞行中被人或货物无意打开,或是由于在关闭过程中或关闭后机构损坏或单个结构元件损坏而打开。

【(2) 必须有对锁定机构作直接目视检查的装置,来确定那些打开时首先作非向内运动的外部舱门是否完全关闭并锁定,在机组乘员使用手电筒或等效光源的工作照明条件下,必须能看清该装置。

【(3) 如果外部舱门没完全关闭并锁定,必须有目视警告装置来告知飞行机组成员。对于打开时首先作非向内运动的舱门,该装置必须设计成使导致误示关闭和锁定的任何故障或综合故障是不可能的。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.785 【座椅、卧铺、担架、安全带和肩带】

(a) 【考虑承受经批准的飞行包线内确定的特殊飞行和地面载荷情况下的最大载荷系数时,每一座椅和约束系统及其支撑结构必须按乘员体重至少 97 公斤(215 磅)进行设计。此外,在确定所有接头和下列连接的强度时,必须将这些载荷乘以 1.33 的系数:

【(1) 每个座椅与机体结构的连接;

【(2) 每根安全带和肩带与座椅或机体结构的连接。

(b) 【正常类、实用类或特技类飞机上每个向前或向后的座椅和约束系统,必须由座椅、安全带和肩带组成,以提供 § 23.562 所要求的保护乘员措施。对于其他方向的座椅,必须能提供与装有安全带和肩带的向前或向后座椅同等保护乘员的安全水平,并且提供满足 § 23.562 要求的保护措施。

(c) 【对通勤类飞机,考虑承受 § 23.561(b)(2)规定的极限静载荷系数所对应的惯性载荷时,每个座椅及其支撑结构必须按乘员体重至少 77 公斤(170 磅)进行设计,并且对前排座椅必须装有安全带和肩带,对非前排座椅必须装有安全带或安全带和肩带,以便承受这些载荷系数所对应的惯性载荷时能保护每个乘员,使之头部不致严重损伤。

(d) 【每一约束系统必须有一个便于乘员撤离的单点脱扣装置。

(e) 【用于机组成员的约束系统,必须使机组成员在就坐并系紧安全带和肩带后能执行所有必要的飞行操作功能。

(f) 【每个驾驶员座椅必须设计成能承受 § 23.395 规定的在主飞行操

纵器件上施加驱动力所引起的反作用力。

(g) 【必须有措施在每个安全带和肩带不使用时将其固定,以防止妨碍对飞机的操作和在紧急情况下的迅速撤离。

(h) 【除非另有规定,用于实用类和特技类飞机上的每个座椅必须设计成能容纳带有降落伞的乘员。

(i) 【每个座椅的周围舱内区域,包括结构、内壁、仪表板、驾驶盘、脚蹬和座椅,在乘员头部和躯体(已用约束系统系紧)撞击距离之内必须没有可能致伤的物体、锐边、突出物和硬表面。如果采用能量吸收的设计或设施来满足这一要求,则当承受 § 23.561(b)(2)规定的极限静载荷系数所对应的惯性力时,必须保护乘员不受严重伤害,或者必须按本条(b)、(c)要求,满足 § 23.562 规定的乘员保护措施。

(j) 【每个座椅轨道必须装有止动器以防止座椅滑出轨道。

(k) 【每一座椅和约束系统可采用诸如某些部件撞损或分离的设计特点来减小在演示符合 § 23.562 要求时乘员的载荷,否则,系统必须保持完整。

(l) 【就本条而言,前排座椅是指安装在飞行机组成员位置上的,或与之并排的座椅。

【(m) 每个沿飞行轴线平行方向安装的卧铺或担架设施,必须设计成前部具有带包垫的端板、帆布隔挡或等效措施,在受到 § 23.561(b)(2)规定的极限静载荷系数所对应的惯性力时,可承受体重 97 公斤(215 磅)的乘员。此外:

【(1) 每个卧铺或担架必须有乘员约束系统,并不得有在应急情况下可能对乘员引起严重伤害的棱角和突出物;

【(2) 对卧铺和担架,乘员约束系统的连接必须能承受 § 23.561(b)(2)规定的极限静载荷系数所对应的惯性力。

【(n) 批准作为型号设计一部分的座椅和卧铺及其安装是否符合本条静强度要求,可用下列方法来表明:

【(1) 如结构与常规飞机的形式相同,且已有可靠的分析方法,则可用结构分析方法;

【(2) 结构分析和限制载荷静力试验的组合;

【(3) 极限载荷静力试验。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.787 行李舱和货舱

(a) 每个货舱必须根据其标明的最大载重及本部规定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计。

(b) 必须有措施防止货舱内装载物因移动而造成危险,对于任何操纵装置、电线、管路、设备或附件,如其破坏或损伤将影响安全使用,则必须有防护措施。

(c) 【对位于乘员后面并有结构与乘员分开的货舱和行李舱,必须有措施,在极限向前惯性载荷系数为 9.0,并且假定舱内载有允许的最大重量行李或货物条件下,保护乘员免受货舱或行李舱装载物的伤害。】

(d) 货舱必须至少是阻燃材料构造的。

(e) 【对货物和行李与旅客在同一舱内的设计,必须有措施在货物受到 § 23.561(b)(3)规定的极限静载荷系数所对应的惯性力的作用时,并且假设舱内载有允许的最大重量货物或行李的情况下,保护旅客免受伤害。】

(f) 如果货舱中装有照明灯,每盏灯的安装必须避免灯泡和货物接触。

【(g) 通勤类飞机的行李舱,也必须满足本条(a)、(b)、(d)和(f)的要求。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

【 § 23.803 应急撤离】

【对于通勤类飞机,必须以合格审定的最大乘员人数进行撤离演示。演示必须在模拟黑夜条件下进行,仅使用飞机最临界一侧的应急的出口。参加者必须代表普通的航线旅客,不得有预先的实践或为演示的排练。撤离必须在 90 秒内完成。】

[1990年7月18日第一次修订]

§ 23.807 应急出口

(a) **数量位置** 应急出口的安排,必须在任何可能的撞损姿态下保证乘员不拥挤地撤离,飞机必须至少有下列应急出口:

(1) 【所有两座或两座以上的飞机,设有多个座舱盖的飞机除外,至少有一个应急出口设在 § 23.783 条规定的机舱主舱门的对面一侧。】

(2) [备用]

(3) 如果驾驶舱与客舱用门隔开,且在轻微撞损时很可能堵塞驾驶员撤离,则驾驶舱必须有一个出口。此时,对于旅客舱,本条(a)(1)要求的出口数量,必须根据该舱的座位数量单独确定。

(b) **型式和使用** 【应急出口必须是可从飞机内外开启的窗户、壁板、座舱盖或外部舱门,并可提供畅通无阻的开口,其大小足够通过 483×660 毫米(19×26 英寸)的椭圆。用于保证飞机安全的辅助锁定装置必须设计成从内部用一般的方法来打开。此外,每一应急出口必须符合下列规定:】

(1) 在应急情况时是易于接近的,不需要特别敏捷的动作就能使用;

(2) 具有简单明了的打开方法;

(3) 布置和标示成,即使在黑暗中也易于找到和使用;

(4) 有合理的措施防止由于机身变形而被卡住;

(5) 对于特技类飞机,应使每个乘员能在 V_{SO} 与 V_D 之间的任何速度下带降落伞很快地跳出。

(c) **试验** 必须通过试验表明每个应急出口能达到其合适的功能。

【(d) **舱门和出口** 此外,对于通勤类飞机,采用下列要求:

【(1) 旅客出入舱门必须是与地板高度齐平的应急出口。如这种旅客出入舱门装有整体扶梯,则扶梯必须设计成当承受 § 23.561 规定的惯性力,并在一个或多个起落架支柱折断后,不会造成干扰以致达到减小旅客通过出入舱门进行应急撤离的有效性的程度。要求增加的每个应急出口(齐地板高度的出口除外),必须位于机翼上方,或必须有帮助乘员下到地面的可接受措

施。除旅客出入舱门外,在

【(i) 总客座量等于或小于 15 座时,客舱每侧要求有一个本条(b)规定的应急出口;

【(ii) 总客座量为 16 至 19 座时,要求有三个本条(b)规定的应急出口,其中一个与出入舱门同侧,两个在另一侧。

【(2) 必须有措施锁定并保险每个应急出口以防止飞行中因人为疏忽或机械损坏而打开。此外,必须有供直接目视检查锁定机构的措施,以确定初始开启运动向外的每个应急出口是否完全锁好。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【 § 23.811 应急出口的标记】

【(a) 每个客舱内的应急出口和舱门,必须在外部作标记,并且采用下列规定使之从飞机外面易于识别:

【(1) 有明显的目视识别图形:

【(2) 在应急出口上或邻近处,有永久的图案或标牌示出打开应急出口的方法。如果适用,也包括其他任何特殊的指示。

【(b) 此外,对通勤类飞机,应急出口和舱门必须在内部作标记,25.4 毫米(1 英寸)高的白色“出口”二字衬于 51 毫米(2 英寸)高的红底上,这些标志还必须是自身发亮或独立的内部电照明,并且其最小亮度至少是 160 微朗伯。如果客舱内照明基本相同的话,上述配色可以相反。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【 § 23.813 应急出口通道】

【对通勤类飞机,通向窗口型的应急出口通道不能被座椅或座椅靠背挡住。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【 § 23.815 过道宽度】

【对于通勤类飞机,座椅之间的旅客主过道宽度在任何一点处必须等于或超过下表中的值:

正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准

客座量	旅客主过道最小宽度	
	离地板小于 635 毫米(25 英寸)	离地板等于或大于 635 毫米(25 英寸)
10 到 19 座	229 毫米(9 英寸)	381 毫米(15 英寸)】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

§ 23.831 通风

【(a)】 每个客舱和驾驶舱必须适当通风,一氧化碳在空气中的浓度不得超过 1/20000。

(b) 【对于增压飞机】,驾驶舱和客舱内的通风空气,在通风、加温、增压或其他系统和设备正常工作和合理可能的失效或故障时,必须没有有害或危险浓度的燃气和蒸气。如果在驾驶舱区域有合理可能积聚危险数量的烟,则必须能在完全增压的情况下迅速排烟,而减压不超出安全限度。

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订,1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

增 压

§ 23.841 增压座舱

(a) 如果申请在 9,400 米(31,000 英尺)以上运行的合格审定,则飞机必须在增压系统发生任何可能的失效或故障的情况下能保持座舱压力高度不大于 4,500 米(15,000 英尺)。

(b) 增压座舱必须至少有下列控制座舱压力的活门、控制器和指示器:

(1) 两个释压活门,当压力源提供最大流量时能将正压差自动限制在预定值(当内压大于外压时,压差为正值)。释压活门的组合排气量必须足以保证任一活门的失效不会引起压差显著升高;

(2) 两个负压差释压活门(或其等效装置),能自动防止会损坏结构的负压差出现。然而,如果设计能合理地预防其故障,则一个活门即可;

(3) 使压差能迅速平衡的装置;

(4) 一个自动调节器或人工调节器,能控制进气或排气,或控制两者,以维持要求的内压和空气流量;

(5) 向驾驶员指示压差、座舱压力高度和座舱压力高度变化率的仪表;

(6) 驾驶员工作位置处有警告指示器,当超过压差的安全值或预先调定值时,以及超过座舱压力高度 3,000 米(10,000 英尺)时发出指示;

(7) 如果结构不是按压差(直到释压活门最大调定值)和着陆载荷的组合来设计的,则驾驶员处应设置警告标牌;

(8) 假如在出现发动机带动的座舱压气机继续转动或从任何压气机的引气继续供气将造成危险故障时,那么就需要一种措施停止压气机的转动或从座舱将气排走。

§ 23.843 增压试验

(a) **强度试验** 整个增压舱,包括门、窗、座舱盖和活门,必须作为一个压力容器按 § 23.365(d)规定的压差进行试验。

(b) **功能试验** 必须进行下列功能试验:

(1) 正、负压差释压活门和应急释压活门的功能和排气量试验,以模拟调节器活门关闭的影响;

(2) 增压系统试验,以表明直到申请合格审定的最大高度的每种可能的压力、温度和湿度条件下功能正常;

(3) 飞行试验,以表明在定常和逐级爬升及下降时压力源、压力和流量调节器、指示器和警告信号的性能、爬升和下降的速率应相当于飞机使用限制内能够达到的最大值,高度直至申请合格审定的最大高度为止;

(4) 每一舱门和应急出口的试验,以表明它们在经受本条(b)(3)规定的飞行试验后工作正常。

防 火

【 § 23.851 灭火瓶】

【对于通勤类飞机,采用下列规定:

【(a) 驾驶舱内,必须至少有一个可方便取用的手提式灭火瓶。

【(b) 客舱内,必须至少有一个可方便取用的手提式灭火瓶。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.853 座舱内部设施

对于机组或旅客使用的每个座舱:

(a) 材料必须至少是阻燃的;

(b) 〔备用〕

(c) 如果禁止吸烟,必须有相应的说明标牌;如果允许吸烟,则应符合下列规定:

(1) 必须有足够数量的可卸包容式烟灰盒;

(2) 如果机组舱和客舱是隔开的,则必须至少有一个发亮标示(使用字母或符号均可),以便在禁止吸烟时能通知全体旅客。用于通知禁止吸烟的标示必须满足下列要求:

(i) 当标示亮时,在旅客舱的每个旅客座位处,按全部可能的照明条件下都能清楚地看到该标示;

(ii) 其构造应使机组能将发光标示接通和断开。

【(d) 此外,对于通勤类飞机,采用下列要求:

【(1) 收集毛巾、纸张或垃圾的每个废物箱必须是完全封闭的,其材料至少是耐火的,而且必须能包容正常使用条件下其内部很可能出现的火焰。废物箱在使用中预期可能有的各种磨损、错位和通风情况下包容上述火焰的能力必须由试验演示。每扇废物箱的门上或门旁必须设置写有“勿扔烟头”清晰字样的标牌。

【(2) 厕所门的两侧均必须醒目地设置“禁止吸烟”或“厕所内禁止吸烟”的标牌,在每扇厕所门的外侧或其附近必须醒目地设置可卸的自容式烟灰盒;但是如果能从几扇厕所门的外侧看到同一烟灰盒,则可共用一个烟灰盒。标牌必须用至少高 13 毫米(1/2 英寸)的红字衬在至少高 25.4 毫米(1 英寸)的白底上(标牌上可以有“禁止吸烟”的图形)。

【(3) 每个有机组或旅客的舱内所使用的材料(包括用于材料的涂层或饰面),必须根据所适用的情况满足下列试验标准:

【(i) 天花板、内壁板、隔板、厨房结构、大橱柜壁板、结构地板铺面,以及用于制造储存间(座椅下的储存箱和储存杂志、地图一类小件的箱子除外)的材料,在按本部附录 F 的适用部分或其他等效方法进行垂直放置试验时,必须是自熄的。平均烧焦长度不得超过 152 毫米(6 英寸),移去火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒,试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间平均不得超过 3 秒。

【(ii) 地板覆盖物、纺织品(包括帷幕和罩布)、座椅垫、衬垫、有涂层的织物(装饰性和非装饰性的)、皮革制品、托盘和厨房设备、电气套管、隔热和隔音物及绝缘表层、空气导管、接头和边缘遮盖物、货舱衬里、隔绝毯、货物覆盖罩、透明材料及模塑和热成形的零件、空气导管接头和镶边条(装饰用和防磨用),上述项目中凡用本条(d)(3)(iv)规定以外的材料制成者,在按本部附录 F 的适用部分或其他经批准的等效方法进行垂直放置试验时,必须是自熄的。平均烧焦长度不得超过 203 毫米(8 英寸),移去火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒。试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间,平均不超过 5 秒。

【(iii) 电影胶片必须是符合安全摄影胶卷标准,或必须是经适航当局批准的安全胶片。如果胶片的移动要通过导管,则该导管必须满足本条(d)(3)(ii)的要求。

【(iv) 有机玻璃的窗户和标志、整个或部分用弹性有机材料制成的零件,在一个壳体内装设一个以上仪表的边光照明的仪表组件、座椅安全带、肩带以及货物和行李系留设备,包括集装箱、普通箱、集装板等,凡用于客舱

或机组舱内者,在按本部附录 F 的适用部分或其他经批准的等效方法进行水平放置试验时,其平均燃烧率不得超过 63.5 毫米/秒($2\frac{1}{2}$ 英寸/秒)。

【(iv) 除电线和电缆绝缘层及局方认为对火势蔓延影响不大的小件(如旋钮、手柄、滚轮、紧固件、夹子、垫片、耐磨条带、滑轮和小的电气零件)以外,本条(d)(3)(i)、(ii)、(iii)或(iv)未作规定项目的材料,在按本部附录 F 的适用部分或其他经批准的等效方法进行水平放置试验时,其燃烧率不得超过 102 毫米/分(4 英寸/分)。】

【(e)】 装有燃油、滑油或其它易燃液体的导管、油箱或设备不得安装在这些舱内,除非有足够的屏蔽、隔离或防护,防止在它们破损或损坏时会引起危险。

【(f)】 在防火墙的座舱一侧上的飞机材料必须是自熄的,或离防火墙足够远,或有其它的防护措施,以使在防火墙受到不小于 1,093℃(2,000°F)的火焰作用 15 分钟时,这些材料不会着火。对于自熄材料(除去适航当局认为对火焰扩展不会有重要影响的电线和电缆绝缘以及其它小零件以外),必须按本部附录 F 或适航当局批准的等效方法进行垂直自熄试验。材料的平均烧焦长度不得超过 152.4 毫米(6 英寸),并且在移去火源后平均焰燃时间不得超过 15 秒。材料试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间,平均不得超过 3 秒。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订]

§ 23.859 燃烧加温器的防火

(a) 燃烧加温器火区 下列燃烧加温器的火区,必须根据 § 23.1182 至 § 23.1191 和 § 23.1203 中适用的规定进行防火:

(1) 加温器周围的如下区域:该区域内有任何可燃液体系统(不包括加温器燃油系统)的部件,而这些部件可能会出现下列任一后果:

- (i) 由于加温器故障而受到损伤;
- (ii) 一旦渗漏将使可燃液体或蒸气到达加温器。

(2) 加温器周围的如下区域:加温器燃油系统的接头一旦渗漏会使燃

油或蒸气进入的区域；

(3) 燃烧室周围的通风通路的部分。

(b) **通风管道** 通过任何火区的每根通风管道必须是防火的。此外还必须满足下列要求：

(1) 除非备有防火阀或等效装置进行隔离，否则处于每个加温器下游的通风管道，必须有足够长的一段是防火的，以保证能包容加温器内的任何起火；

(2) 通风管道通过具有可燃液体系统的区域的每一部分，必须与该系统隔离，或构造成在该系统任何部件发生故障时，可燃液体或蒸气不会进入通风气流。

(c) **燃烧空气管道** 每根燃烧空气管道必须有足够长的一段是防火的，以防止回火或反向火焰蔓延而引起损坏。此外还必须满足下列要求：

(1) 燃烧空气管道与通风气流不得使用共同的开口，除非在任何工作条件下，包括倒流或者加温器或其有关部件发生故障时，回火或反向燃烧的火焰不会进入通风气流；

(2) 燃烧空气管道不得限制有害的回火迅速释放，以免损坏加温器。

(d) **加温器操纵装置** 总则 必须有措施，防止在任何加温器操纵部件、操纵系统导管或者安全控制装置上及其内部产生冰或水的危险积聚。

(e) **加温器安全控制装置**

(1) 每个燃烧加温器必须有下列安全控制装置：

(i) 每个加温器必须备有与正常连续控制空气温度、空气流量和燃油流量的部件无关的独立装置。当发生下列任一情况时，能在远离加温器处自动切断该加温器的点火和供油：

(A) 热交换器的温度超过安全限制；

(B) 通风空气的温度超过安全限制；

(C) 燃烧空气流量变得不适于安全工作；

(D) 通风空气流量变得不适于安全工作。

(ii) 必须有措施,能在任何加温器(其供热对安全运行是至关重要的)被本条(e)(1)(i)规定的自动装置切断后向机组发出警告。

(2) 为满足本条要求所设的任何单个加温器的安全控制装置必须符合下列规定:

(i) 与其它加温器(其供热对安全运行是至关重要的)所用的部件无关;

(ii) 能保持加温器断开,直到由机组重新启动为止。

(f) **空气进口** 每个供燃烧和通风用的空气进口的设置,必须使得在下列任何工作条件下不会有可燃液体或蒸气进入加温器系统:

(1) 正常工作期间;

(2) 任何其它部件发生故障后。

(g) **加温器排气** 加温器排气系统必须符合 § 23.1121 和 § 23.1123 的规定。此外,在加温器排气系统设计中,必须采取措施使燃烧产物安全排出以防发生下列情况:

(1) 排气中的燃油渗漏到周围舱内;

(2) 废气冲撞周围的设备或结构;

(3) 因排气而点燃可燃液体(如果是在装有可燃液体管路的舱内排气);

(4) 排气限制了回火的迅速释放,以至引起加温器损坏。

(h) **加温器燃油系统** 每个加温器的燃油系统,必须满足对动力装置燃油系统的要求中涉及加温器安全工作的各项要求。通风气流中每个加温器的燃油系统部件,必须用外罩保护,使其漏油不能进入通风气流。

(i) **排放装置** 必须有排放装置,安全排放可能积聚在燃烧室或热交换器中的燃油。该装置必须符合下列规定:

(1) 排放装置在高温下工作的任何部分,必须具有与加温器排气部分相同的保护;

(2) 每个排放装置必须防止在任何运行条件下出现危险的结冰。

§ 23.863 可燃液体的防火

(a) 凡可燃液体或蒸气可能因液体系统渗漏而逸出的区域,必须有措施尽量减少液体和蒸气点燃的概率以及万一点燃后的危险后果。

(b) 必须用分析或试验方法表明符合本条(a)的要求,同时必须考虑下列因素:

- (1) 液体渗漏的可能漏源和途径,以及探测渗漏的方法;
- (2) 液体的可燃特性,包括任何可燃材料或吸液材料的影响;
- (3) 可能的引燃火源,包括电气故障、设备过热和防护装置失效;
- (4) 可用于抑制燃烧或灭火的手段:例如截止液体流动、关断设备、防火的包容物或使用灭火剂;
- (5) 对于飞行安全是关键性的各种飞机部件的耐火、耐热能力。

(c) 如果要求飞行机组采取行动来预防或处置液体着火(例如关断设备或起动灭火瓶),则必须备有迅速动作的向机组报警的装置。

(d) 凡可燃液体或蒸气有可能因液体系统渗漏而逸出的区域,必须确定其部位和范围。

§ 23.865 飞行操纵系统和其它飞行结构的防火

位于发动机舱里的飞行操纵系统、发动机架和其它飞行结构,必须用防火材料制造或屏蔽,使之能经受住着火影响。

闪 电 评 定

§ 23.867 结构的闪电防护

(a) 必须防止飞机因受闪电而引起灾难性后果。

(b) 对金属组件可用下列措施之一表明符合本条(a)的要求:

- (1) 该组件正确地搭接到飞机机体上;
- (2) 该组件设计成不致因闪电而危及飞机。

(c) 对非金属组件可用下列措施之一表明符合本条(a)的要求:

- (1) 该组件的设计使闪电的后果减至最小；
- (2) 装有可接受的分流措施将产生的电流分流,以使其不危及飞机。

其 它

§ 23.871 定飞机水平的设施

必须有确定飞机在地面处于水平位置的设施。

E 分部 动力装置

总 则

§ 23.901 安装

(a) 就本部而言,飞机动力装置的安装包括下列部件:

- (1) 推进所必需的部件;
- (2) 影响主推进装置安全的部件。

(b) 飞机动力装置的构造、布置和安装必须达到下列要求:

- (1) 直到申请批准的最大高度,均保证安全工作;
- (2) 是可达的,以进行必要的检查与维护;

【(3) 此外,对于涡轮螺旋桨通勤类飞机,发动机安装不得引起超过发动机型号合格审定时所确定的振动特性。】

(c) 驾驶员必须能够容易地拆下或打开整流罩的短舱,以便在飞行前检查时发动机舱有足够的可达性和敞开性。

(d) 涡轮发动机动力装置的构造、布置和安装,必须在额定的起飞功率(推力)及飞行慢车状态下各在雨中 3 分钟,在发动机进气中大气液态水含量不少于 4%(按重量计)时,没有危险的功率(推力)损失。

(e) 安装必须满足下列要求;

- (1) CCAR 33.5 规定的安装说明书;
- (2) 本分部中适用的规定。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订]

§ 23.903 发动机

(a) 发动机型号合格证

(1) 每型发动机必须有型号合格证,【并且必须满足中国民用航空规

章有关涡轮发动机飞机燃油排泄和排气污染的适用要求。】

(2) 每型涡轮发动机应满足下列要求之一:

(i) 必须符合 CCAR33.77 的规定;

(ii) 必须表明具有在类似安装位置上吸入的外来物未曾造成任何不安全情况的使用履历。

(b) **涡轮发动机的安装** 对于涡轮发动机的安装有下列规定:

(1) 必须采取设计预防措施,能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时,对飞机的危害减至最小。

(2) 与发动机各控制装置、系统和仪表有关的各动力装置系统的设计必须能合理保证,在服役中不会超过对涡轮转子结构完整性有不利影响的发动机使用限制。

(c) 各动力装置的布置和相互隔离,必须使任一发动机或任一能影响此发动机的系统(如果只安装一个油箱,则此油箱例外)失效或故障(包括发动机舱内被火烧坏)时,不致发生下列情况:

(1) 妨碍其余发动机继续安全运转;

(2) 需要任何机组成员立刻采取行动以保持其余发动机继续安全运转。

【(d) **起动和停转(活塞发动机)**

【(1)】 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下,使由于起动而引起发动机或飞机着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制,并将它们列入飞机飞行手册、经批准的手册资料或适用的使用标牌中。对多发飞机,必须有在飞行中使每台发动机停转和再次起动的措施。对单发飞机,如果螺旋桨在风车状态可能引起超转,则必须有在飞行中使失效的发动机停转的措施。

【(2) 此外,对于通勤类飞机,采用下列规定:

【(i) 在防火墙的发动机一侧,可能暴露于火中的停转系统的每个部件必须至少是耐火的。

【(ii) 如果为此目的使用螺旋桨液压顺桨系统,顺桨管路在顺桨期间可预期出现的各种使用条件下必须至少是耐火的。】

(e) **起动和停转(涡轮发动机)** 涡轮发动机的安装必须满足下列要求:

(1) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下,使由于起动而引起发动机或飞机着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制,并将它们列入飞机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中。

(2) 【必须具有停止任何发动机燃烧和转动的措施。为符合这一要求而设置在任何发动机舱内防火墙的发动机一侧的全部部件必须是耐火的。此外,对于通勤类飞机,在防火墙的发动机一侧再起动系统的每个部件和可能暴露于火中的部件必须至少是耐火的。如果为此目的使用螺旋桨液压顺桨系统,顺桨管路在顺桨期间可预期出现的各种使用条件下必须至少是耐火的。】

(3) 必须有可能在飞行中再起动发动机。必须确定起动技术及有关的限制,并将它们列入飞机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中。

(4) 必须在飞行中作如下演示:在一次假起动之后再起动发动机时,所有燃油或油气的排出都不得引起火灾。

(f) **再起动力** 必须制定飞机的发动机空中再起动的高度和速度包线。安装的每台发动机必须具有在此包线内再起动的能力。

(g) 对于涡轮发动机飞机,如果在飞行中所有发动机停车后,发动机的最小风车转速不足以提供发动机点火所需的电功率,则必须有一个不依赖于发动机驱动的发电系统的电源,以便能在飞行中对发动机点火进行再起动。

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.905 螺旋桨

(a) 每型螺旋桨必须具有型号合格证。

(b) 发动机的功率和螺旋桨轴的转速不得超过螺旋桨合格审定通过的限制。

(c) 每具可顺桨的螺旋桨必须有在飞行中回桨的措施。

(d) 螺旋桨桨距操纵系统的每一部件,必须符合 CCAR35.42 的要求。

§ 23.907 螺旋桨振动

(a) 必须表明在每种正常运行条件下,每具有金属桨叶或高应力金属部件的螺旋桨的振动应力不超过螺旋桨制造厂已表明的连续安全使用的应力值。这必须用下列方法之一来表明:

- (1) 通过螺旋桨的直接试验测定应力;
- (2) 与已完成该测量的类似装置作比较;
- (3) 能证明该装置安全的任何其它可接受的试验方法或使用经验。

(b) 除常规的定距木质螺旋桨外,其它类型螺旋桨在需要时必须出示安全振动特性证明。

§ 23.909 涡轮增压器

(a) 每台涡轮增压器必须在发动机型号合格证内经过批准,或必须表明涡轮增压器系统满足下列要求:

(1) 按 CCAR33.49 的适用要求,通过 150 小时的耐久试验而没有故障;

(2) 对发动机没有不利的影响。

(b) 在服役中预期出现的操纵系统的故障、振动、不正常转速的温度,均不得损坏涡轮增压器的压气机和涡轮。

(c) 涡轮增压器的壳体,必须能包容正常转速控制装置不工作时可能出现的最高转速情况下压气机或涡轮损坏的碎片。

§ 23.925 螺旋桨的间距

除非已证实可采用更小间距,飞机在最大重量、最不利重心位置以及螺旋桨在最不利桨距位置的情况下,螺旋桨间距不得小于下列规定:

(a) **地面间距** 起落架处于静压缩状态,当飞机处于水平起飞姿态或滑行姿态(取最临界者)时,每一螺旋桨与地面之间的间距均不得小于 180 毫米(7 英寸)(对前轮式飞机)或 230 毫米(9 英寸)(对尾轮式飞机)。此外,对

于装有使用液压或机械装置吸收着陆冲击的常规起落架支柱的飞机,当处于临界轮胎完全泄气和相应的起落架支柱压缩到底的水平起飞姿态时,螺旋桨与地面之间必须具有正的间距。对于采用板簧支柱的飞机应表明在与 1.5g 相应的挠度下,具有正的间距。

(b) **水面间距** 每一螺旋桨与水面之间的间距不得小于 460 毫米(18 英寸),如果能表明采用更小的间距仍符合 § 23. 239 的规定则除外。

(c) **结构间距** 必须满足下列要求:

(1) 桨尖与飞机结构之间的径向间距不得小于 25 毫米(1 英寸),加上计及有害的振动所必需的任何附加径向间距;

(2) 螺旋桨桨叶或桨叶柄整流轴套与飞机各静止部分之间的纵向间距不得小于 13 毫米($\frac{1}{2}$ 英寸);

(3) 螺旋桨其它转动部分或桨毂罩与飞机的各静止部分之间必须有正的间距。

§ 23. 929 发动机安装的防冰

螺旋桨(木质螺旋桨除外)和整个发动机安装的其它部件,在申请审定的结冰条件下工作时,必须能防止冰的积累,以保证得到满意的功能而无明显的功率损失。

§ 23. 933 反推力系统

(a) 仅预定在地面使用的反推力系统必须设计成,在飞行中任何预期的运行条件下,系统的单个失效或故障不会引起不希望的反推力。如果结构元件的破损概率极小,则这种破损可不必考虑。

(b) 预定在飞行中使用的涡轮喷气发动机反推力系统必须设计成,在任何预期的运行(包括地面运行)条件下,当反推力系统正常工作或发生任一失效(或有合理可能的失效组合)时,均不会造成不安全情况。如果结构元件的破损概率极小,则这种破损不必考虑。

(c) 涡轮喷气发动机反推力系统,必须有措施防止在反推力系统有故

障时发动机产生大于慢车状态的正推力。但是,对于在运行中预期的最临界反推力情况下,只要表明仅用气动力措施能保证飞机的航向操纵,则发动机可以产生更大的正推力。

【(d) 对于涡轮螺旋桨通勤类飞机,采用本条(b)和(c)的要求。对于桨叶能从飞行低距位置移动到明显小于正常飞行低距止动位置的螺旋桨系统必须通过失效分析、试验或两者兼用来表明满足本条要求。为表明螺旋桨及其有关安装部件型号合格审定符合性所作的分析,可以包括在上述分析之内或作为其依据。对于由发动机和螺旋桨制造人所完成的有关分析和试验将给以信任。】

〔1990年7月18年第一次修订〕

§ 23.937 涡轮螺旋桨阻力限制系统

涡轮螺旋桨飞机的螺旋桨阻力限制系统必须设计成,在正常或应急使用期间,任何系统的单个失效或故障均不使螺旋桨阻力超过按本部结构要求设计飞机所采用的值。如果阻力限制系统结构元件的破损概率极小,则这种破损不必考虑。

§ 23.939 动力装置的工作特性

(a) 必须在飞行中检查涡轮发动机的工作特性,以确认在飞机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间,不会出现达到危险程度的不利特性(如失速、喘振或熄火)。

(b) 【必须在飞行中检查涡轮增压式活塞发动机的工作特性,以确认在飞机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间,没有任何因偶然性的油门过大、喘振、液锁或汽塞等导致的有害特性出现。】

(c) 【对于涡轮发动机,进气系统不得因正常工作期间的气流畸变导致对发动机有害的振动。】

〔1993年12月23日第二次修订〕

§ 23.943 负加速度

飞机在§ 23.333规定的飞行包线内作负加速度飞行时,发动机、经批准

在飞行中使用的辅助动力装置、或与动力装置或辅助动力装置有关的任何部件或系统不得出现危险的故障。必须按预计的负加速度最长持续时间表明满足上述要求。

燃 油 系 统

§ 23.951 总则

(a) 燃油系统的构造和布置,在每种很可能出现的运行情况下,包括申请审定的任何机动飞行,必须保证以发动机正常工作所需的流量和压力向其供油。

(b) 燃油系统的布置必须满足下列要求之一:

- (1) 燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油;
- (2) 具有防止空气进入系统的设施。

(c) 涡轮发动机的燃油系统在使用下述状态的燃油时,必须能在其整个流量和压力范围内持续地工作:燃油先在 27℃ (80°F) 时用水饱和,并且每 10 升含有所添加的 2 毫升游离水(每 1 美加仑含 0.75 毫升),然后冷却到运行中很可能遇到的最临界结冰条件。

【(d) 对于以涡轮发动机为动力的飞机,每一燃油系统必须满足中国民用航空规章有关涡轮发动机飞机燃油排泄和排气污染的适用要求。】

〔1993 年 12 月 23 日第二修订〕

§ 23.953 燃油系统的独立性

(a) 多发飞机的燃油系统的布置必须使任一部件(燃油箱除外)的故障不会导致一台以上的发动机丧失功率(推力),也不需要驾驶员立即动作来防止一台以上的发动机丧失功率(推力)。

(b) 【备用】

〔1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

§ 23.954 燃油系统的闪电防护

燃油系统的设计和布局,必须防止由于下列原因而点燃系统内的燃油蒸气:

- (a) 雷击附着概率高的区域直接被闪击;
- (b) 扫掠雷击可能性高的区域被扫掠雷击
- (c) 燃油通气口处的电晕放电和流光。

§ 23.955 燃油流量

(a) **总则** 必须在对供油和不可用油量为最临界的状态下,表明燃油系统能以本条规定的流量,和足以保证汽化器正常工作的压力向发动机供油。这些情况可以在一个合适的模拟装置上予以模拟。此外还必须符合下列规定:

(1) 油箱内的燃油量不得超过 § 23.959 制定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和;

(2) 如果装有燃油流量计,在流量试验时必须使其停止工作,燃油必须流经该流量计旁路。

(b) **重力供油系统** 重力供油系统(主供油和备用供油)的燃油流量,必须为发动机起飞燃油消耗量的 150%。

(c) **泵压供油系统** 每台活塞发动机的每个泵压供油系统(主供油和备用供油)的燃油流量,必须是发动机适航标准批准用于起飞的最大功率状态下,或本部选定并经批准用于起飞的较低功率状态下的发动机起飞燃油流量的 125%。

(1) 对于发动机驱动的主燃油泵和应急泵,都必须具备上述流量,而且在起飞期间,当泵运转时必须提供该流量;

(2) 对于每个手摇泵,必须在每分钟不超过 60 个循环(120 个单行程)的条件下达到该流量。

(d) **辅助燃油系统和燃油转输系统** 本条(b)、(c)、(f)适用于每一辅助系统和转输系统,但是流量按下述规定:

(1) 所要求的燃油流量,必须按发动机最大连续功率和发动机最大转

速来确定,而不是按起飞功率和起飞耗油量来确定;

(2) 对于向大主油箱输油的小辅助油箱,可以采用较低的燃油流量,只要设有一个合适的标牌,注明在主油箱用到某一预定燃油量之前辅助油箱不得向主油箱输油。

(e) **多燃油箱** 如果一台活塞发动机能够由一个以上油箱供油,在向发动机供油的任一油箱内的燃油耗尽而使该发动机功能明显不正常时,在平飞状态下转为由其它任何满油箱供油后,在不大于 10 秒(对于单发飞机)或 20 秒(对于多发飞机)的时间内,必须能恢复该发动机的全功率和向该发动机供油的供油压力。

(f) **涡轮发动机燃油系统** 在各种预定运行条件下和机动飞行中,每一涡轮发动机燃油系统必须至少提供发动机所需燃油量的 100%。可以在一个合适的模拟装置上模拟这些情况。此流量必须符合下列规定:

(1) 在飞机使用中预期的最不利供油情况(有关高度、姿态和其也情况)下表明上述流量;

(2) 自动地不间断地流向任何有关的发动机,直到预定供该发动机使用的所有燃油用完为止。

§ 23.957 连通油箱之间的燃油流动

油箱出口相互连通的重力供油系统,在 § 23.959 规定的条件下(但必须使用满油箱),油箱之间应有足够的燃油流动而必须不可能造成从任何油箱通气口溢出燃油。

§ 23.959 不可用燃油量

每个燃油箱的不可用燃油量必须制定为不小于下述油量:对于需该油箱供油的所有预定运行和机动飞行,在最不利供油条件下,发动机工作开始出现不正常时该油箱内的油量。不必考虑燃油系统部件的失效。

§ 23.961 燃油系统在热气候条件下的工作

对于易产生汽化的燃油系统,在临界工作情况下使用温度为 43℃ (110F)的燃油时必须无汽塞现象。

§ 23.963 燃油箱：总则

(a) 油箱必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性、油液及结构的载荷而不损坏。

(b) 软油箱必须是可接受的类型。

(c) 整体油箱必须易于进行内部检查和修理。

(d) 油箱总的可用油量，必须足以供发动机以最大连续功率使用至少半小时。

(e) 每个油量指示器必须按照 § 23.1337(b) 的规定进行调节，要考虑按 § 23.959 确定的不可用燃油。

【(f) 对于通勤类飞机，机身内的燃油箱在受到 § 23.561 所述应急着陆情况的惯性力作用时，必须不易破裂而能保存燃油。此外，这些油箱必须处于被防护的安装位置，使其不大可能擦地。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.965 燃油箱试验

(a) 每个燃油箱必须能承受下述压力而不会损坏或漏油：

(1) 对于每个普通金属油箱和油箱壁不支持于飞机结构的非金属油箱，为 24.2 千帕(0.25 公斤/厘米²；3.5 磅/英寸²)，或当油箱处于满油状态，飞机以最大极限加速度飞行时产生的压力，两者中取大值；

(2) 对于每个整体油箱，为油箱满油的飞机在最大限制加速度时所产生的压力，并同时施加临界限制结构载荷；

(3) 对于箱壁支持于飞机结构，和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱，在真实的或模拟的支承条件下，对特定设计的首件油箱，为 13.7 千帕(0.14 公斤/厘米²；2 磅/英寸²)，支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的燃油压力载荷组合来进行设计。

(b) 每个具有大的无支承(或无加强)平面的油箱，必须能够承受下列试验而不漏油或损坏：

(1) 必须用完整的油箱组件连同其支承件作振动试验,试验时的固定方式应模拟实际安装情况;

(2) 除了本条(b)(4)规定外,油箱组合件必须在装有 $2/3$ 油箱容量的水或其它合适试验液,以不小于 0.8 毫米($1/32$ 英寸)振幅(除非证实可采用其它振幅)振动 25 小时;

(3) 振动试验频率必须按如下规定:

(i) 如果在发动机正常运转转速范围内,由转速引起的振动频率中没有临界频率,则振动试验频率必须为发动机最大连续转速(转/分)乘以 0.9 得到的数值,以每分钟周期数计;

(ii) 如果在发动机正常运转转速范围内,由转速引起的振动频率中只有一个临界频率,则必须以此频率作为试验频率;

(iii) 如果在发动机正常运转转速范围内,由转速引起的振动频率中有多个临界频率,则必须以其中最严重的作为试验频率。

(4) 在本条(b)(3)(ii)和(iii)的情况下,必须调整试验时间,使达到的振动循环数与按本条(b)(3)(i)规定频率在 25 小时内所完成的振动循环数相同;

(5) 试验时,必须以每分钟 16~20 个整循环的速率绕与机身轴线平行的轴摇晃油箱,摇晃角度为水平面上下各 15° (共 30°),历时 25 小时。

(c) 如果整体油箱所采用的构造和密封方法未被先前试验数据或使用经验证明是合适的,则该油箱必须能经受本条(b)(1)至(4)规定的振动试验。

(d) 每个具有非金属软油箱的油箱舱,必须装有室温的燃油,经受本条(b)(5)规定的晃动试验。另外,必须用一个与飞机上所用的基本结构相同的软油箱样件,安装在一个合适的试验油箱舱内,用温度为 43°C (110°F)的燃油进行晃动试验。

§ 23.967 燃油箱安装

(a) 每个燃油箱的支承必须使油箱载荷不集中。此外,还必须符合下列规定:

(1) 如有必要,必须在油箱与其支承件之间设置隔垫,以防擦伤油箱;
(2) 隔垫必须不吸收液体,或经处理后不吸收液体;
(3) 如果使用软油箱,则软油箱的支承必须使其不必承受油液载荷;
(4) 每个油箱舱内表面必须光滑,而且不具有会磨损软油箱的凸起物,除非满足下列要求之一:

(i) 在凸起物处,具有保护软油箱的措施;

(ii) 软油箱本身构造具有这种保护作用;

(5) 在任何运行条件下,每个囊式油箱的气相空间均必须保持正压,但已表明零压或负压不会引起囊式油箱塌陷的特殊情况除外;

(6) 加油口盖不适当的扣紧或丢失,不可引起囊式油箱的塌陷或燃油的虹吸(少量的溢漏除外)。

(b) 每个油箱舱必须有通气口和排漏孔,以防止可燃液体或油气聚集。如果油箱是飞机结构的一个整体部分,则邻近该油箱的每个舱也必须有通气口和排漏孔。

(c) 油箱不得装在防火墙靠发动机的一侧。油箱与防火墙之间必须至少有13毫米(1/2英寸)的间距。直接位于发动机舱主要空气出口后面的发动机短舱蒙皮,不得作为整体油箱的箱壁。

(d) 油箱不可安装在多发飞机的载人舱中。如果油箱装在单发飞机的载人舱中,必须采用防油气和防燃油的罩将它隔开,并设置通往飞机外部的排漏孔和通气口。如果使用囊式油箱,则必须有一个在结构完整性方面至少与金属油箱等效的保护罩。

(e) 油箱的设计、布局及安装在下列情况下必须能保存燃油:

(1) 【当受到§23.561(b)(2)中所规定的极限静载荷系数对应的惯性力时;】

(2) 飞机在下述每种情况下,以正常着陆速度在有铺面跑道上着陆时可能出现的情况:

(i) 正常着陆姿态和起落架未放下;

(ii) 最临界的起落架折损,而其它起落架放下。

当表明符合本条(e)(2)要求时,必须考虑有一台发动机架撕离,除非所有发动机都安装在机翼的上方或安装在尾翼或机身上。

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.969 燃油箱的膨胀空间

除非燃油箱通气口的排放物不脏污飞机(在这种情况下不要求膨胀空间),否则每个燃油箱都必须具有不小于2%油箱容积的膨胀空间。必须使飞机处于正常地面姿态时,不可能由于疏忽而使所加燃油占用膨胀空间。

§ 23.971 燃油箱沉淀槽

(a) 每个燃油箱均必须有可排放的沉淀槽,其有效容积在正常地面和飞行姿态时不小于油箱容积的0.25%或0.24升(1/16美加仑)(两者中取大值)。但下列情况例外:

(1) 燃油系统有一个排放时易于接近的积液槽或腔,其容量应是燃油箱容量每75.6升(20美加仑)为29.6克(1盎司);

(2) 每一油箱出口的位置,在正常地面姿态下,应使水从油箱的所有部位排入积液槽或腔。

(b) 按本条(a)要求而设置的每一沉淀槽、积液槽和积液腔的放液嘴,必须符合§ 23.999(b)(1)、(2)和(3)的放液嘴规定。

§ 23.973 油箱加油口接头

(a) 每个油箱加油口接头均必须按§ 23.1557(c)的规定作标记。

(b) 必须能防止溢出的燃油流入油箱舱,或流入油箱外飞机的任何部分。

(c) 每个主加油口的加油口盖必须有耐燃油密封装置。但是,油箱加油口盖可以有小孔,用于通气或作为量油计穿过口盖的通路。

(d) 除压力加油点外,每个加油点均必须有使飞机与地面加油设备电气搭铁的设施。

§ 23.975 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

(a) 每个燃油箱必须从膨胀空间顶部通气。此外应满足下列要求:

(1) 每个通气口的位置和构造必须使冰或其它外来物堵塞的概率减至最小;

(2) 每个通气口的构造必须能防止正常运行时产生燃油虹吸;

(3) 通气量必须能够迅速地消除油箱内外的过大压差;

(4) 出口互通的油箱,其膨胀空间必须互通;

(5) 飞机处于地面姿态或水平飞行姿态时,通气管中不得有会积水而不能排放的部位。

(6) 通气管所终止的部位,不得使通气管出口排出的燃油会引起着火,或使油气可能进入载人舱;

(7) 通气口的位置必须能防止当飞机以任何方向停放在1%斜度的停机坪上时有燃油流失,但因热膨胀而溢出的燃油除外。

(b) 每个具有蒸气消除接头的汽化器和每个使用蒸气返回装置的燃油喷射发动机,必须有排放管将蒸气引回到某一燃油箱内。如果装有多个油箱,以及由于某种理由必须按一定顺序使用各油箱时,则必须将蒸气排放回输管引至首先使用的油箱,除非这些油箱的相对容量表明将蒸气引回到其它油箱更为可取。

(c) 对特技类飞机,必须防止在特技机动飞行(包括短时间倒飞)时燃油过多的流失。在申请审定的任何特技机动飞行后恢复正常飞行时,必须不可能发生燃油从通气口虹吸的现象。

§ 23.977 燃油箱出油口

(a) 燃油箱出油口或增压泵都必须装有符合下列规定的燃油滤网:

(1) 对于活塞发动机飞机,该滤网为8~16目/英寸;

(2) 对于涡轮发动机飞机,该滤网能阻止可能造成限流或损坏燃油系统任何部件的杂物通过。

(b) 每个燃油箱出油口滤网的流通面积,必须至少是出油口管路截面积的5倍。

(c) 每个滤网的直径,必须至少等于燃油箱出油口直径。

(d) 每个指形滤网必须便于检查和清洗。

§ 23.979 压力加油系统

对于压力加油系统,采用下列规定:

(a) 每一压力加油系统燃油歧管接头必须有措施,能够在燃油进口阀一旦失效时防止危险量的燃油从系统中溢出;

(b) 必须装有自动切断设施,用以防止每个油箱内的燃油量超过该油箱经批准的最大载油量。该设施必须在油箱每次加油前,能够检查切断功能是否正常;

(c) 必须具有在本条(b)规定的自动切断设施失效后,能防止损坏燃油系统的措施;

(d) 燃油系统中直到油箱为止的承受加油压力的各部分,其检验压力和极限压力必须分别为加油时很可能出现的波动压力的 1.33 倍及 2.0 倍。

燃 油 系 统 部 件

§ 23.991 燃油泵

(a) **主油泵** 对主油泵,采用下列要求:

(1) 对于由多台燃油泵向发动机供油的活塞发动机安装,每台发动机必须至少有一台燃油泵由发动机直接驱动。该泵必须满足 § 23.955 的要求。该泵为主燃油泵;

(2) 对于涡轮发动机安装,发动机正常运转所需的或满足本分部燃油系统要求所需的燃油泵是主燃油泵(本条(b)要求的除外)。此外,还必须满足下列要求:

(i) 每台涡轮发动机必须至少有一台主燃油泵;

(ii) 每台发动机主燃油泵的动力源,必须独立于任何其它发动机主燃油泵的动力源;

(iii) 对于每台主燃油泵(经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外),必须有允许正排量式燃油泵旁路通油的措施。

(b) **应急燃油泵** 必须有应急燃油泵,当任一主燃油泵(经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外)失效后,应能立即向相应发动机供油。每台应急燃油泵的动力源必须独立于相应的各主燃油泵动力源。

(c) **警告措施** 如果正常燃油泵和应急燃油泵两者均连续工作,则必须具有能向相应的飞行机组成员指示任一油泵故障的设施。

(d) 不管发动机功率(或推力)调定或者任何其它燃油泵的功能状态如何,任何一台燃油泵的工作都不得影响发动机运转而造成危险。

§ 23.993 燃油系统导管和接头

(a) 每根燃油导管的安装和支承,必须能防止过度的振动,并能承受燃油压力及加速度飞行所引起的载荷。

(b) 连接在可能有相对运动的飞机部件之间的每根燃油导管,必须用柔性连接。

(c) 燃油管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接,必须使用软管组件。

(d) 软管必须经过批准,或必须表明适合于其特定用途。

(e) 暴露在高温下可能受到不利影响的软管,不得用于在运行中或发动机停车后温度过高的部位。

§ 23.994 燃油系统部件

必须对发动机短舱内或机身内的燃油系统部件进行保护,以防止在有铺面的跑道上机轮收起着陆时,发生燃油喷溅足以造成起火的损坏。

§ 23.995 燃油阀和燃油控制器

(a) 必须具有能使相应飞行机组人员在飞行中快速分别切断每台发动机供油的手段。

(b) 燃油切断阀不得安装在任何防火墙靠发动机的一侧。此外,必须具有下列措施:

- (1) 防止燃油切断阀因疏忽被误动的措施；
- (2) 允许有关的飞行机组成员在某一燃油切断阀关闭后再迅速打开该阀门的措施。
- (c) 燃油阀和燃油系统控制器的支承必须使得阀门工作,或加速飞行情况下所造成的载荷不会传给与阀门相连的导管。
- (d) 燃油阀和燃油系统控制器的安装必须使重力的振动不影响其选定的位置。
- (e) 每个燃油阀手柄以及手柄与阀门机构的连接必须具有将不正确安装的可能性减至最小的设计特点。
- (f) 必须在构造上或采取其它相应措施防止不正确装配或错误连接燃油单向阀。
- (g) 燃油箱选择阀必须满足下列要求:
 - (1) 需用独立的明显不同动作才能将选择器置于断开位置；
 - (2) 燃油箱选择器的安装位置应使从某一油箱转换到另一油箱时,不可能通过“断开”位置。

§ 23.997 燃油滤网或燃油滤

燃油箱出油口与燃油计量装置入口,或与发动机传动的正排量泵入口(两种入口中取距油箱出口较近者)之间,必须设置满足下列要求的燃油滤网或燃油滤:

- (a) 便于放液和清洗,且必须有易于拆卸的网件或滤芯；
- (b) 具有沉淀槽和放液嘴,如果滤网或油滤易于拆卸进行放液,则不必设置放液嘴。
- (c) 安装成不由相连导管或滤网(或油滤)本身的入口(或出口)接头来承受其重量,除非导管或接头在所有载荷情况下均具有足够的强度余量；
- (d) 具有足够的滤通能力(根据发动机的使用限制),以便在燃油脏污程度(与污粒大小和密度有关)超过 CCAR33 对发动机所规定的值时,保证发动机燃油系统的功能不受损害。

【(e) 此外,对于通勤类飞机,除非在燃油系统中有防止冰晶在油滤上聚集的手段,否则必须具有在出现冰晶堵塞油滤时自动保持燃油流量的手段。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.999 燃油系统放液嘴

(a) 燃油系统必须至少有一个放液嘴,当飞机处于正常地面姿态时,可以安全地放出整个系统内的油液。

(b) 本条(a)以及 § 23.971 要求的放液嘴必须满足下列要求:

(1) 使排放液避开飞机各个部分;

(2) 有手动或自动的机构,能确定地锁定在关闭位置;

(3) 具有满足下列要求的放液阀:

(i) 易于接近并易于打开和关闭;

(ii) 阀门位置或其防护措施,能在起落架收起着陆时防止燃油喷溅。

§ 23.1001 应急放油系统

(a) 如果设计着陆重量小于 § 23.473(b)要求的允许值,则飞机必须安装应急放油系统,它能放出足够的燃油量以使飞机最大重量降到设计着陆重量。应急放油的平均放油率必须至少每分钟放出1%最大重量的燃油,但所要求的放油时间不必小于10分钟。

(b) 必须在飞机最大重量、襟翼和起落架收起形态以及下列飞行条件下演示应急放油:

(1) 以 $1.4V_{S1}$ 速度无动力下滑;

(2) 临界发动机停车,其余发动机为最大连续功率(推力),以单发停车最佳爬升率的速度爬升;

(3) 以 $1.4V_{S1}$ 速度平飞,如果本条(b)(1)和(2)规定条件下的试验结果表明平飞可能是临界情况。

(c) 在本条(b)所述飞行试验中,必须表明下列各点:

(1) 应急放油系统及其使用无着火危险;

- (2) 放出的燃油应避开飞机的各个部分;
- (3) 燃油和油气不会进入飞机的任何部位;
- (4) 应急放油对飞行操纵性没有不利影响。

(d) 对于活塞发动机飞机,应急放油系统的设计必须不可能将起飞着陆所用油箱内的燃油应急放到小于以 75%最大连续功率飞行 45 分钟的需用油量。但是,如果装有与应急放油主控制器相独立的辅助控制器,则可将应急放油系统设计成利用应急放油辅助控制器放出余下的燃油。

(e) 对于涡轮发动机飞机,应急放油系统的设计必须不可能将起飞着陆所用油箱内的燃油应急放到小于从海平面爬升到 3,000 米(10,000 英尺)然后再以最大航程速度巡航 45 分钟的需用油量。

(f). 应急放油阀的设计,必须允许飞行人员在应急放油过程中的任何时刻都能关闭放油阀。

(g) 除非表明改变机翼或其周围气流的任何手段(包括襟翼、缝翼和前缘襟翼)的使用,对应急放油无不利影响,否则必须在应急放油控制器近旁设置标牌,警告飞行机组成员;在使用改变气流手段的同时,不得应急放油。

(h) 应急放油系统的设计,必须使系统中任何有合理可能的单个故障,不会由于不对称放油或不能放油而造成危险。

滑 油 系 统

§ 23.1011 总则

(a) 每台发动机必须有独立的滑油系统,在不超过安全连续运转温度值的情况下,能向发动机供给适量的滑油。

(b) 可用滑油量不得小于飞机在临界运行条件下的续航时间与同样条件下批准的发动机最大允许滑油消耗量的乘积,加上保证系统循环的适当余量。

(c) 对于没有滑油转输系统的滑油系统,只能考虑油箱的可用油量。不

得考虑发动机滑油管路、滑油散热器内的滑油量和顺桨储油。

(d) 如果有滑油转输系统,并且转输油泵能将输油管路中的一些滑油输入主发动机滑油箱,则可将转输油泵能从这些管路中输出的油量计入滑油油量内。

§ 23.1013 滑油箱

(a) **安装** 每个滑油箱的安装必须满足下列要求:

- (1) § 23.967(a)和(b)的要求;
- (2) 能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和液体载荷。

(b) **膨胀空间** 必须按下列要求保证滑油箱的膨胀空间:

(1) 用于活塞发动机的每个滑油箱,必须具有不小于 10%油箱容积或 1.9 升(0.5 美加仑)的膨胀空间(取大值);用于涡轮发动机的每个滑油箱,必须具有不小于 10%油箱容积的膨胀空间;

(2) 必须使飞机处于正常地面姿态时,不可能由于疏忽而使所加滑油占用膨胀空间。

(c) **加油口接头** 每个滑油箱加油口均必须按 § 23.1557(c)作标记。用于涡轮发动机的能明显积存滑油的滑油箱凹形加油口接头,必须有放油嘴。

(d) **通气** 滑油箱必须按下列要求通气:

(1) 滑油箱必须从膨胀空间的顶部向发动机机匣通气;在各种正常飞行情况下通气接头均不能被滑油淹没;

(2) 滑油箱通气口的布置,必须使可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处;

(3) 对特技类飞机,必须有措施在特技机动(包括短时间倒飞)时,防止滑油的危险流失。

(e) **出油口** 滑油箱出油口不得用在任一工作温度下会使滑油流量减到低于安全值的滤网或护罩加以包覆。滑油箱出口直径不得小于发动机滑油泵进口的直径。用于涡轮发动机的滑油箱必须具有防止任何外来物进入滑

油箱本身或进入滑油箱出油口的措施,以免妨碍滑油在系统中流动。用于涡轮发动机的滑油箱的出油口处,必须装有切断阀,如果滑油系统的外露部分(包括滑油箱支架)是防火的则除外。

(f) **软滑油箱** 软滑油箱必须是可接受的类型。

(h) 用于涡轮发动机的每个滑油箱所使用的加油口盖必须有耐滑油密封件。

§ 23.1015 滑油箱试验

除按下列规定外,每个滑油箱必须按 § 23.965 进行试验:

(a) 油箱结构的试验压力必须用 34.5 千帕(0.35 公斤/厘米²;5 磅/英寸²)来代替 § 23.965(a)中规定的压力;

(b) 对于具有非金属软油箱的油箱舱,试验液必须用滑油来代替 § 23.965(d)中规定的燃油,软油箱试样进行晃动试验时,必须用温度为 120℃(250 F)的滑油;

(c) 用于涡轮发动机的增压油箱,试验压力不得小于 34.5 千帕(0.35 公斤/厘米²;5 磅/英寸²)加上该油箱的最大工作压力。

§ 23.1017 滑油导管和接头

(a) **滑油导管** 滑油导管必须满足 § 23.993 的要求,并必须能以足够的流量和压力供应滑油,以保证在任何正常运行条件下发动机的正常运转。

(b) **通气管** 通气管必须按下列要求布置:

(1) 可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处;

(2) 在出现滑油泡沫或由此引起排出的滑油喷溅到驾驶舱风挡上时,通气管的排放物不会构成着火危险;

(3) 通气管不会使排放物进入发动机进气系统。

(4) 特技类飞机作特技机动飞行(包括短时间倒飞)时,不得从通气管流失过多的滑油;

(5) 保护通气管输出口不被冰或外来物堵塞。

§ 23.1019 滑油滤网或滑油滤

(a) 每台涡轮发动机安装,必须包括能过滤发动机全部滑油并满足下列要求的滑油滤网或滑油滤:

(1) 具有旁路的滑油滤网和滑油滤,其构造和安装必须使得在该滤网或油滤完全堵塞的情况下,滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分;

(2) 滑油滤网或滑油滤必须具有足够的滤通能力(根据发动机的使用限制),以便在滑油脏污程度(与污粒大小和密度有关)超过 CCAR33 对发动机所规定的值时,保证发动机滑油系统功能不受损害;

(3) 滑油滤网或滑油滤(除非将其安装在滑油箱出口处)必须具有指示器,在脏污程度影响本条(a)(2)规定的滤通能力之前作出指示;

(4) 滑油滤网或滑油滤旁路的构造和安装,必须通过其适当设置使聚积的污物逸出最少,以确保聚积的污物不致进入旁通油路;

(5) 不具备旁路的滑油滤网或滑油滤(装在滑油箱出口处除外),必须具有将滑油滤网或滑油滤与 § 23.1305(u)中要求的警告系统相连的措施。

(b) 使用活塞发动机的动力装置安装中,滑油滤网或滑油滤的构造和安装,必须使得在该滤网或油滤滤芯完全堵塞的情况下,滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分。

§ 23.1021 滑油系统放油嘴

必须具有能使滑油系统安全排放的一个(或几个)放油嘴。每个放油嘴必须满足下列要求:

(a) 是可达的;

(b) 有手动或自动的机构,能将其确实地锁定在关闭位置。

§ 23.1023 滑油散热器

每个滑油散热器及其支承结构,必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力和滑油压力载荷。

§ 23.1027 螺旋桨顺桨系统

(a) 如果螺旋桨顺桨系统使用发动机的滑油进行工作,则滑油箱必须有保留一定量滑油的措施,以防由于滑油系统任一部分(油箱本身除外)的损

坏而使滑油流尽。

- (b) 保留的滑油量必须足以完成顺桨工作,并且仅供顺桨泵使用。
- (c) 必须表明顺桨系统使用保留的滑油完成顺桨的能力。
- (d) 必须采取措施防止油泥或其它外来物影响螺旋桨顺桨系统安全工作。

冷 却

§ 23.1041 总则

在地面和直到申请批准的最大高度空中运行时,动力装置的冷却措施必须能使动力装置部件、发动机所有液体温度均保持在所制定的温度限制以内。

§ 23.1043 冷却试验

(a) **总则** 必须在地面、水面以及直到申请批准的最大高度空中运行的所有临界运行条件下表明符合 § 23.1041 的要求。对于涡轮增压式发动机,当通过爬升剖面中需要使用涡轮增压器的部分时,每个涡轮增压器必须工作,其工作方式必须符合预定功能。对于上述试验,采用下列规定:

(1) 如果在偏离本条(b)规定的最高外界大气温度下进行试验,则必须按本条(c)和(d)修正所记录的动力装置温度。除非使用更合理的修正方法;

(2) 根据本条(a)(1)所确定的修正温度,不得超过制定的限制;

(3) 冷却试验所用的燃油必须是经批准用于该发动机的最低燃油品级,而混合比必须是正常运行中使用的值;

(4) [备用]

(5) 对于有理由预期会长时期滑行的船体式水上飞机,必须进行水面滑行试验。

(b) **最高外界大气温度** 相应于海平面条件的最高外界大气温度必须至少规定为 37.8°C (100°F)。在海平面以上,假设温度递减率为:高度每增

加 1,000 米,温度下降 6.5°C (1,000 英尺,温度下降 3.6°F),一直降到 -56.5°C (-69.7°F) 为止,在此高度以上认为温度是恒定的 -56.5°C (-69.7°F)。然而对于冬季使用的装置,申请人可以选用低于 37.8°C (100°F) 的相应于海平面条件的最高外界大气温度。

(c) **修正系数(气缸筒不适用)** 对于规定了温度限制的发动机所用液体和动力装置部件(气缸筒除外)的温度必须进行修正,修正方法为:此温度加上最高外界大气温度与外界空气温度(冷却试验中所记录的部件或液体最高温度首次出现时的外界空气温度)的差值,如果采用更合理的修正方法则除外。

(d) **气缸筒温度的修正系数** 气缸筒温度必须进行修正,修正方法为:此温度加上最高外界大气温度与外界空气温度(冷却试验中记录的气缸筒最高温度首次出现时的外界空气温度)差值的 0.7 倍。

§ 23.1045 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

(a) 必须按相应于有关性能要求的起飞、爬升、航路和着陆飞行阶段来表明符合 § 23.1041 的规定。进行冷却试验时,飞机的形态和运行条件均必须取每一飞行阶段中对于冷却是临界的情况。对于冷却试验。当温度变化率小于每分钟 1.1°C (2°F) 时,则认为温度已达到“稳定”。

(b) 在拟试验的每一飞行阶段前的进入状态下,温度必须达到稳定,除非动力装置部件和发动机所用的液体温度在进入状态下通常不能达到稳定(对此情况,在拟试验的飞行阶段前,必须通过整个进入状态下的运转,使得在进入时温度达到其自然水平)。在起飞的冷却试验之前,发动机必须在地面慢车状态下运转一段时间,使动力装置部件和发动机所用液体的温度达到稳定。

(c) 每一飞行阶段的冷却试验必须连续进行,直到下列任一种状态为止:

- (1) 部件和发动机所用液体的温度达到稳定;
- (2) 飞行阶段结束;

(3) 达到使用限制值。

§ 23.1047 活塞发动机飞机的冷却试验程序

(a) 单发活塞发动机飞机的发动机冷却试验,必须按下列要求进行:

(1) 必须以不低于 75%最大连续功率的发动机状态使发动机温度稳定;

(2) 温度已经稳定后,飞机必须在实际可能的最低高度上,以发动机起飞功率开始爬升并持续 1 分钟;

(3) 在一分钟后,必须以最大连续功率继续爬升,在记录的最高温度出现以后还需持续至少 5 分钟。

(b) 本条(a)所要求的爬升必须以不超过最佳爬升率的速度进行,发动机为最大连续功率,但下列情况除外:

(1) 在冷却试验所选定的速度下,飞行航迹的斜率等于或大于 § 23.65 中所要求的最小爬升角;

(2) 飞机具有气缸头温度表。

(c) 在试验的稳定和爬升阶段,整流罩风门片必须位于申请人选定的位置上。

(d) 对于满足【 § 23.67(b)(1)】规定的一发停车最小爬升性能的多发活塞发动机飞机,发动机冷却试验必须按下列要求进行:

(1) 飞机必须为【 § 23.67(a)】规定的形态。但当飞机超过临界高度时,运转着的发动机必须处于最大连续功率或油门全开状态;

(2) 在试验的稳定和爬升阶段,整流罩风门片位置必须位于申请人选定的位置;

(3) 必须以不低于 75%最大连续功率的发动机状态飞行,使运转着的发动机的温度达到稳定;

(4) 发动机温度已经稳定后,必须进行下列爬升:

(i) 开始爬升的高度是下述两者中的较低者:低于临界高度 305 米 (1,000 英尺)(或如果这是不实际的,则为地形所允许的最低高度)或比一发

停车爬升率为 0.02 的高度低 305 米(1,000 英尺);

(ii) 在最高温度记录后继续爬升至少 5 分钟。

(5) 爬升必须以不大于能表明符合【§ 23.67(b)(1)】爬升要求的最大速度进行。如果采用的速度大于一发停车最佳爬升率的速度,飞机必须装有气缸头温度表。

(e) 对于不能满足【§ 23.67(b)(1)】要求的一发停车最小爬升性能要求的多发活塞式发动机飞机,发动机冷动试验必须按本条(d)的规定进行。但是,在飞行温度稳定后,爬升(或下降,对一发停车爬升率为零或负值的飞机)必须按下列要求进行:

(1) 在实际可能的接近海平面的高度上开始;

(2) 以最佳爬升率速度进行爬升(或以最小下降率速度进行下降,对一发停车爬升率为零或负值的飞机)。

〔1993 年 12 月 23 日第二修修订〕

液 体 冷 却

§ 23.1061 安装

(a) **总则** 每台液冷式发动机必须有一个独立的冷却系统(包括冷却液箱),并按以下要求安装:

(1) 冷却液箱的支承,应使液箱载荷分布在液箱的大部分表面上;

(2) 在冷却液箱及其支座之间应装有隔垫以防擦伤;

(3) 在充液或工作时,除膨胀箱外,冷却系统的任何部分不能集存空气和蒸气。隔垫必须是不吸液的或经处理防止吸收可燃液体。

(b) **冷却液箱** 冷却液箱的容量必须至少为 3.78 升(1 美加仑),加上冷却系统容量的 10%。此外,还应满足下列要求:

(1) 每个冷却液箱必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力及液体载荷;

(2) 每个冷却液箱必须至少有整个冷却系统容量 10% 的膨胀空间；

(3) 飞机在正常地面姿态时，必须不可能由于疏忽而使所加冷却液占用膨胀空间。

(c) **加液口接头** 每个冷却液箱加液口接头均必须按 § 23.1557(c) 的规定作标记。此外，还应满足下列要求：

(1) 必须防止溢出的冷却液流入冷却液箱舱，或流入冷却液箱外的飞机任何部分；

(2) 每个凹形冷却液加液口接头，必须有放液嘴，其排放液能避开飞机各个部分。

(d) **导管和接头** 每个冷却液系统的导管和接头必须符合 § 23.993 的规定。但是发动机冷却液进口和出口导管的内径不得小于相应的发动机进口和出口接头的直径。

(e) **散热器** 冷却液散热器必须能承受它通常遇到的振动、惯性力及冷却液压力载荷。此外，还应满足下列要求：

(1) 每个散热器的支承必须允许由于工作温度而引起的膨胀并能防止将有害的振动传给散热器；

(2) 如果使用可燃冷却液，冷却液散热器进气道的位置必须使起火时从发动机短舱来的火焰不能触及散热器。

(f) **放液嘴** 必须有一个满足下列要求的可接近的放液嘴：

(1) 在飞机处于正常地面姿态时，可以放出整个冷却系统(包括冷却液箱、散热器和发动机)内的液体；

(2) 排放液能避开飞机各个部分；

(3) 具有能确实地将它锁定在关闭位置的设施。

§ 23.1063 冷却液箱试验

每个冷却液箱必须按 § 23.965 进行试验，但下列要求除外：

(a) § 23.965(a)(1) 要求的试验必须用类似的试验来代替，试验的压力为满液箱在最大极限加速度时产生的压力或 24.2 千帕 (0.246 公斤/厘米

米²; 3.5 磅/英寸²)的压力(两者中取大值),再加上系统的最大工作压力。

(b) 对于具有非金属软液箱的液箱,试验液必须用冷却液来代替 § 23.965(d)规定的燃油,软液箱试样的晃动试验必须在工作温度下用冷却液进行。

进 气 系 统

§ 23.1091 进气

(a) 每台发动机的进气系统必须在申请审定的各种运行条件下,供给发动机所需要的空气。

(b) 每台活塞发动机的安装必须至少有两个分开的进气口,并必须符合下列要求:

(1) 主进气口可以位于发动机罩内,条件是发动机罩的该部分与发动机附件区有耐火隔板隔开,或者有防止出现回火火焰的手段;

(2) 备用进气口必须位于被屏蔽的位置,并且如果出现回火火焰会引起危险,则不得放在发动机罩内;

(3) 通过备用进气系统供给发动机空气,除由于空气温度上升引起的功率损失之外,不得引起过多的功率损失。

(c) 对于涡轮发动机飞机,应满足下列要求:

(1) 必须有措施防止由可燃液体系统的放液嘴、通气口或其它部件漏出或溢出的危险量燃油进入发动机进气系统;

(2) 进气道的位置或防护必须使其在起飞、着陆和滑行过程中吸入外来物的程度减至最小。

§ 23.1093 进气系统的防冰

(a) 活塞发动机的进气系统必须有防冰和除冰措施,除非由其它方法来满足上述要求,否则,必须表明,在温度-1°C (30°F)无可见水汽的空气中符合下列规定:

(1) 采用普通文氏管式汽化器的海平面发动机的飞机装有预热器,能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 50℃(90 F)的温升;

(2) 采用普通文氏管式汽化器的高空发动机的飞机装有预热器,能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 66.7℃(120 F)的温升;

(3) 采用防冰的汽化器的高空发动机的飞机装有预热器,能在发动机以 60%最大连续功率运转情况下提供下述之一种温升:

(i) 55.6℃(100 F);

(ii) 22.2℃(40 F),条件是装有一个符合 § 23.1095 至 § 23.1099 要求的液体防冰系统;

(4) 采用防冰的汽化器的海平面发动机的单发飞机装有遮蔽的备用气源,该气源的预热不低于发动机冷却空气流经气缸后所提供的预热;

(5) 采用防冰的汽化器的海平面发动机的多发飞机装有预热器,能在发动机以 75%最大连续功率运转情况下提供 50℃(90 F)的温升。

(b) 涡轮发动机

(1) 涡轮发动机及其进气系统,必须能够在所制定的飞机限制内的整个发动机飞行功率(推力)范围(包括慢车)和下列条件下工作,而发动机或进气系统部件上没有不利于发动机运转或引起功率(推力)严重损失的冰聚积:

(i) CCAR 25 部附录 C 规定的结冰条件;

(ii) 降雪和扬雪两种情况。

(2) 每台涡轮发动机必须在温度 $-9\sim-1^{\circ}\text{C}$ ($15\sim 30^{\circ}\text{F}$)、液态水含量不小于 0.3 克/米³、水呈水滴状态(其平均有效直径不小于 20 微米)的大气条件下,进行地面慢车运转 30 分钟,此时可供发动机防冰用的引气处于其临界状态,而无不利影响,随后发动机以起飞功率(推力)作短暂运转。在上述 30 分钟慢车运转期间,发动机可以按适航当局可接受的方式间歇地加大转速到中等功率(推力)。

(c) 每台装有增压器(对进入汽化器之前的空气进行增压)的活塞发动机飞机,在判断符合本条(a)的规定时,在任何高度上均可利用由此增压所产

生的空气温升,只要所利用的温升是在有关的高度和运转条件下因增压而自动获得的。

§ 23.1095 汽化器除冰液的流量

(a) 如果使用汽化器除冰液系统,它必须能同时向每台发动机供给不小于发动机最大连续功率平方根值 1.13 倍(以公斤/小时计)(2.5 倍,以磅/小时计)的除冰液流量。

(b) 除冰液必须按下列要求引入进气系统:

(1) 靠近汽化器,并位于它的上游;

(2) 除冰液均匀地分布在进气系统空气管路的整个横截面上。

§ 23.1097 汽化器除冰液系统的容量

(a) 汽化器除冰系统的容量应符合下列规定:

(1) 不得小于下述中的大值:

(i) 以 § 23.1095 规定的流量,按飞机最大续航时间 3% 的时间供应的所需容量;

(ii) 在该流量下供应 20 分钟;

(2) 不需超过运行两小时所需的容量。

(b) 如得到的预热温度高于 10℃(50°F),但低于 37.8℃(100°F),则系统的容量可以与超过 10℃(50°F)的可用温升成比例地降低。

§ 23.1099 汽化器除冰液系统详细设计

除 § 23.1095 和 § 23.1097 的规定外,每个汽化器除冰液系统还必须满足相应的燃油系统的设计要求。

§ 23.1101 汽化器空气预热器的设计

汽化器空气预热器的设计和构造必须满足下列要求:

(a) 当发动机用不预热的空气运转时,保证预热器的通风;

(b) 能够检查预热器所包围的排气歧管部分;

(c) 能够检查预热器本身的关键部位。

§ 23.1103 进气系统管道

(a) 进气系统管道必须有放液嘴,以防止在正常的地面和飞行姿态时燃油或水气的聚积。放液嘴不得在可能引起着火危险的部位放液。

(b) 连接在可能有相对运动的部件之间的每根进气管道必须采用柔性连接。

§ 23.1105 进气系统的空气滤

如果进气系统采用空气滤,则应符合以下规定:

(a) 每个空气滤都必须位于汽化器上游;

(b) 如进气系统是空气进入发动机的唯一通道,则空气滤不得位于此系统的任何位置上,除非满足下列要求:

(1) 可得到的预热至少为 37.8°C (100°F);

(2) 空气滤能用热空气除冰;

(c) 空气滤不得单用酒精除冰;

(d) 必须使燃油不可能冲击到任何空气滤上。

【§ 23.1109 涡轮增压器引气系统】

【对于用于客舱增压的涡轮增压器引气系统,下列规定适用:

【(a) 在涡轮增压器或其润滑系统的任何可能的失效发生后,客舱空气系统不得受到有害污染。

【(b) 在发动机排气、液压、燃油或滑油系统任何可能的失效或故障发生后,涡轮增压器气源不得被由此而产生的有毒或有害气体或蒸汽所污染。】

〔1993年12月23日第二次修订〕

§ 23.1111 涡轮发动机的引气系统

对于涡轮发动机的引气系统,采用下列规定:

(a) 如果管道在发动机引气口与使用引气的飞机设备之间任何部位上发生破裂或损坏,不得引起危险的结果;

(b) 必须确定最大的引气量对飞机和发动机性能的影响;

(c) 发动机滑油系统的故障,不得引起座舱空气系统的危险污染。

排 气 系 统

§ 23.1121 总则

(a) 排气系统必须确保安全地排出废气,没有着火危险,在任何载人舱内也没有一氧化碳污染。

(b) 表面温度足以点燃可燃液体或蒸气的每个排气系统零件,其安置或屏蔽必须使得任何输送可燃液体或蒸气系统的泄漏,不会由于液体或蒸气接触到排气系统(包括排气系统的屏蔽件)的任何零件引起着火。

(c) 必须用防火的屏蔽件将所有排气系统部件与邻近的飞机易燃部分(位于发动机舱之外的)相隔开。

(d) 废气排放时不得使任何可燃液体通气口或放油嘴有着火危险。

(e) 废气不得排到所引起的闪光会在夜间严重影响驾驶员视觉的地方。

(f) 所有排气系统部件均必须通风,以防某些部位温度过高。

(g) 如果存在较大的积油处,为了防止发动机起动失败后有燃油积聚,涡轮增压发动机排气系统必须具备放油嘴,在任何正常的地面和飞行姿态下,排放油液都应避开飞机。

(h) 每个排气热交换器必须有防止热交换器内部发生任何故障后排气口被堵塞的设施。

§ 23.1123 排气管

(a) 排气歧管必须是防火和耐腐蚀的,并且必须有措施防止由于工作温度引起的膨胀而造成损坏。

(b) 每个排气歧管的支承,必须能承受使用中可能遇到的各种振动和惯性载荷。

(c) 连接在可能有相对运动的部件之间的排气管零件必须采用柔性连接。

§ 23.1125 排气热交换器

对于活塞发动机飞机,采用下列规定:

(a) 排气热交换器的构造和安装,必须能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和其它载荷。此外,还应满足下列要求:

- (1) 排气热交换器必须适合于高温下连续工作,并能耐排气腐蚀;
- (2) 必须具有检查排气热交换器关键部位的措施;
- (3) 排气热交换器接触废气的部位必须具有冷却措施;

(b) 用于给通风空气加温的排气热交换器的构造必须使废气不能进入通风空气中。

动力装置的操纵器件和附件

§ 23.1141 动力装置的操纵器件: 总则

(a) 动力装置操纵器件的位置和排列必须符合 § 23.777 的规定并按 § 23.1555(a)的要求作标记。

(b) 柔性操纵器件必须是可接受的类型。

(c) 每个操纵器件必须能保持在任何必要的位置,而无下列现象:

- (1) 要求飞行机组成员经常注意;
- (2) 由于操纵载荷或振动而滑移。

(d) 每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形。

(e) 对于涡轮发动机飞机,任何动力装置操纵系统中单个的失效或故障,或可能的两者组合都不得造成动力装置为安全所必不可少的任何功能的丧失。

(f) 位于发动机舱内而在着火时还要求工作的每个动力装置的操纵部分,必须至少是耐火的

(g) 位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件必须满足以下要求:

(1) 对于手动阀门,在打开和关闭位置有确实的止动器,对于燃油阀门在上述位置要有适当的指示措施;

(2) 对于动力作动阀门,应有向飞行机组指示下列情况之一的手段:

- (i) 阀门在全开或全关的位置;
- (ii) 阀门在全开和全关位置之间移动。

§ 23.1143 发动机操纵器件

(a) 每台发动机必须有单独的功率(或推力)操纵器件,而且每个需要操纵的增压器也必须具有独立的操纵器件。

(b) 功率、推力和增压器操纵器件的布置必须满足以下要求:

- (1) 能单独操纵每台发动机和每个增压器;
- (2) 能同时操纵所有发动机和所有增压器。

(c) 每个功率、推力或增压器的操纵器件,都必须能对其操纵的发动机或增压器进行确实和及时反应的操纵。

(d) 每台发动机的功率、推力或增压器的操纵器件,必须独立于其它每台发动机或增压器的操纵器件。

(e) 如果液体(燃油除外)喷射系统及其控制机构不作为发动机的一部分来提供和批准,则申请人必须表明喷射液体的液量是受到适当控制的。

(f) 如果功率或推力操纵器件具有断油的特性,则该操纵器件必须有措施防止其误动到断油位置,该措施必须满足下列要求:

- (1) 在慢车位置有确实的锁或止动器;
- (2) 要用一个另外的明显动作才能将操纵器件移到断油位置。

§ 23.1145 点火开关

(a) 必须用点火开关来控制每台发动机上的每个点火电路。

(b) 必须有快速切断多发飞机的所有点火电路的措施,其方法可将点火开关构成组列或者使用一个总点火控制器。

(c) 每组点火开关和每个总点火控制器都必须有防止被误动的措施,但不要求连续点火的涡轮发动机的点火开关除外。

§ 23.1147 混合比操纵器件

如果有混合比操纵器件,每台发动机必须有一单独的混合比操纵器件,

混合比操纵器件必须有保护装置或者其形状和布置可以通过感觉防止与其它操纵器件混淆。

(a) 【该操纵器件必须按下列要求进行组合或布置:】

【(1)】 能单独操纵每台发动机;

【(2)】 能同时操纵所有的发动机。

(b) 【为使操纵器件移动到贫油或断开位置,必须要有一个单独的和不同的操作。】

[1990年7月18日第一次修订]

§ 23.1149 螺旋桨转速和桨距的操纵器件

(a) 如果有螺旋桨转速或桨距的操纵器件,则必须成组排列并满足下列要求:

(1) 能单独操纵每一螺旋桨;

(2) 能同时操纵所有螺旋桨。

(b) 在多发飞机上,该操纵器件必须易于使所有螺旋桨同步。

§ 23.1153 螺旋桨顺桨操纵器件

如果有螺旋桨顺桨操纵器件,每具螺旋桨必须有一单独的顺桨操纵器件,该操纵器件必须有防止被误动的措施。

§ 23.1155 涡轮发动机的反推力和低于飞行状态的桨距调定

对涡轮发动机的安装,用于反推力和低于飞行状态的桨距调定的每一操纵器件,均必须有防止被误动的措施。该措施在飞行慢车位置必须有确实的锁或止动器,而且必须要求机组采取另外的明显动作,才能将操纵器件从飞行状态(对于涡轮喷气发动机飞机为正推力状态)的位置移开。

§ 23.1157 汽化器空气温度控制装置

每台发动机必须有单独的汽化器空气温度控制装置。

§ 23.1163 动力装置附件

(a) 【每一发动机安装附件必须符合下列规定:】

(1) 【被批准】安装在相应的发动机上,【并利用该发动机上的设施安

装;或】

(2) 【在所有附件传动装置上装有扭力限制装置以防止扭力超过传动装置规定的限制值;】

【(3) 除满足本条(a)(1)或(a)(2)的条件外,是密封的以防止污染发动机滑油系统和附件系统。】

(b) 易产生电弧或火花的电气设备,其安装必须使接触可能呈自由状态的可燃液体或蒸气的概率减到最小。

(c) 每台额定功率为6千瓦或6千瓦以上发电机的设计和安装必须将其发生故障时引起着火的概率减到最小。

【(d) 任何由发动机远距驱动的附件,如果在发生故障后继续转动会造成危害,则必须有措施防止其继续转动,而不影响发动机继续工作。】

【(e) 没有作为驱动齿轮箱动力装置的一部分批准而被齿轮箱驱动的附件必须满足下列条件:

【(1) 具有扭力限制措施以防止超过有关传动装置的扭力限制值;

【(2) 使用齿轮箱上的设施安装;

【(3) 是密封的以防止污染齿轮箱滑油系统和附件系统。】

[1990年7月18日第一次修订;1993年12月23日第二次修订]

§ 23.1165 发动机点火系统

(a) 每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到备用电能,当任一蓄电池电能耗尽时,此发电机可自动作为备用电源供电,使发动机能继续运转。

(b) 蓄电池和发电机的容量,必须足以同时满足发动机点火系统用电量和使用同一电源的电气系统部件的最大用电量。

(c) 发动机点火系统的设计必须计及下列情况:

(1) 一台发电机不工作;

(2) 一个蓄电池电能耗尽,而发电机以其正常转速运转;

(3) 如果只装有一个蓄电池,该蓄电池电能耗尽,而发电机在慢车转速下运转。

(d) 如果电气系统任一部分发生故障引起发动机点火所需的蓄电池连续放电,则必须有警告有关飞行机组成员的措施。

(e) 除用于辅助、控制或检查点火系统工作的电路外,每一点火系统必须独立于任何其它电路。

【(f) 此外,对于通勤类飞机,必须将每一涡轮螺旋桨点火系统作为一个重要的电负载。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

动力装置的防火

§ 23.1182 防火墙后面的矩舱区域

位于发动机舱防火墙后面的部件、导管和接头(按§ 23.1351(e)要求的除外)的制造材料和离防火墙的距离,必须使它们在防火墙靠发动机一侧的部分受到温度不低于 $1,093^{\circ}\text{C}$ ($2,000^{\circ}\text{F}$)的火焰作用15分钟时,不会受到足以使飞机发生危险的损坏。

§ 23.1183 导管、接头和部件

(a) 除了本条(b)规定的外,在易受发动机着火影响的任何区域内输送可燃液体、气体或空气的每一组件、导管和接头均必须至少是耐火的,但属于发动机一部分并且固定在发动机上的可燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护,如果任何非防火零件被火烧坏后不会引起可燃液体渗漏或溅出则除外。上述组件必须加防护罩或安置得能防止点燃漏出的可燃液体。软管组件(软管和管接头)必须是经批准的。活塞发动机上容量小于23.7升(25夸脱)的整体滑油收油池不必是防火的,也不必用防火罩防护。

(b) 本条(a)不适用于下列情况:

(1) 已批准作为型号审定合格的发动机一部分的导管和接头;

(2) 破损后不会引起或增加着火危险的通风管和排放管及其接头。

§ 23.1189 切断措施

(a) 对于属于 § 23.67(a) 或 § 23.67(b)(1) 的多发飞机, 采用下列规定:

(1) 每台发动机安装必须有措施, 用来切断燃油、滑油、防冰液以及其它可燃液体, 或者防止危险量的上述液体流入或流过任一发动机舱, 或者在其内流动, 但与发动机组成一体的导管、接头和组件除外。

(2) 任何一台发动机燃油切断阀的关闭, 不可使该切断阀打开时可供使用的其余发动机被中断供油。

(3) 任何切断装置动作不得影响其它设备(诸如螺旋桨顺桨装置)以后的应急使用。

(4) 切断装置必须装在发动机舱的外部, 除非装在发动机舱内能保证等效安全。

(5) 在切断装置关闭后, 不得有危险量的可燃液体排入发动机舱。

(6) 必须有措施防止切断装置被误动, 并能使机组在飞行中重新打开已关闭的切断装置。

(b) 在下列情况下, 涡轮发动机安装不需要发动机滑油系统切断装置:

(1) 滑油箱和发动机组成一体或安装在发动机上;

(2) 位于发动机外部的所有滑油系统部件是防火的, 或位于不易受发动机着火影响的区域。

(c) 对于动力操纵的阀门, 当它达到选定位置时必须要有能给飞行机组指示的装置。并且此阀门必须设计成在阀门部位很可能存在的振动条件下, 阀门不能从其选定的位置移开。

§ 23.1191 防火墙

(a) 每台发动机、辅助动力装置、燃油燃烧加温器和其它在飞行中需要使用的燃烧设备, 必须用防火墙、防火罩或其它等效设施与飞机的其它部分隔离。

(b) 防火墙或防火罩的构造必须能防止危险数量的液体、气体或火焰从发动机舱进入飞机的其它部分。

(c) 防火墙或防火罩的每个开孔,都必须用紧配合的接头、防火套圈、衬套或防火墙接头封严。

(d) 在下列情况下,单发飞机和不属于 § 23.67(a)或(b)(1)的多发飞机,可以使用耐火的封严装置:

(1) 每台发动机的工作容积等于或小于 16.4 升(1,000 英寸³);

(2) 防火墙或防火罩的开孔在没有封严装置的情况下不会让危险量的火焰通过。

(e) 防火墙或防火罩必须是防火和防腐蚀的。

(f) 必须按下列条件表明防火材料或部件符合标准:

(1) 材料或部件承受的火焰温度必须是 $1,093 \pm 27.5^{\circ}\text{C}$ ($2,000 \pm 50^{\circ}\text{F}$);

(2) 对于板材,必须在大约 64.5 厘米^2 (10 英寸^2) 上经受由合适的燃烧器发出的火焰;

(3) 火焰的大小必须足以在大约 32.25 厘米^2 (5 英寸^2) 的面积上保持要求的试验温度。

(g) 防火墙材料和接头必须至少在 15 分钟内不被火焰穿透。

(h) 下列材料不经本条要求的试验就可以作为防火墙或防火罩的材料:

(1) 不锈钢板,厚度 0.381 毫米(0.015 英寸);

(2) 软钢板(包覆铝层或采用其它防腐措施),厚度 0.457 毫米(0.018 英寸);

(3) 镀锡铅钢板,厚度 0.457 毫米(0.018 英寸);

(4) 蒙乃尔合金,厚度 0.457 毫米(0.018 英寸);

(5) 钢或铜基合金的防火墙接头。

§ 23.1192 发动机附件舱隔板

对于气冷式星形发动机,发动机动力部分和排气系统的所有部分必须用满足 § 23.1191 防火墙要求的隔板与发动机附件部分隔离。

§ 23.1193 发动机罩及短舱

(a) 整流罩的构造和支承,必须使其能承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。

(b) 在飞机处于正常的地面和飞行姿态时,必须有迅速、全部地排出整流罩各部分液体的设施。不得在会引起着火危险处排放。

(c) 整流罩必须至少是耐火的。

(d) 开口后方位于开口后至少 61 厘米(24 英寸)距离范围内的每个零件是耐火的。

(e) 由于靠近排气系统零件或受排气冲击而经受高温的整流罩的各部分必须是耐火的。

(f) 对于装有多台增压式发动机的飞机,每个短舱的构造和设计应使在起落架收起状态下发动机舱内出现的着火不能烧穿整流罩或短舱,不能进入发动机舱以外的短舱区域。

【(g) 此外,对于通勤类飞机,其设计必须使发动机舱内出现的着火不能通过开口或烧穿而进入其他任何会增加危险的区域。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【 § 23.1195 灭火系统】

【对于通勤类飞机,必须安装灭火系统并且表明符合下列规定:

【(a) 必须有为每个发动机舱服务的灭火系统,但是对于包含输送可燃液体或气体管路或组件的涡轮发动机装置的燃烧室、涡轮及尾喷管部分,如果表明其着火是可控制的,则这些部分除外。

【(b) 灭火系统、灭火剂剂量、喷射速率和喷射分布必须足以灭火。可以使用单独的“一次喷射”式灭火系统。

【(c) 短舱的灭火系统必须能够同时对被防护短舱的每个火区进行防护。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【 § 23.1197 灭火剂】

【对于通勤类飞机,采用下列规定:

【(a) 灭火剂必须满足下列要求:

【(1) 能够熄灭在灭火系统保护的区域内任何液体或其他可燃材料燃烧时的火焰;

【(2) 对于贮放灭火剂的舱内可能出现的整个温度范围,均具有热稳定性。

【(b) 如果使用有毒灭火剂,必须采取措施防止有害密度的灭火液或其蒸气(飞机正常运行中渗漏的,或者在地面或飞行中灭火瓶喷射释放的)进入任何载人舱(即使灭火系统中可能存在缺陷)。对于此项要求必须用试验来表明,但机身舱内的固定式二氧化碳灭火系统除外。对于该系统则有下列要求:

【(1) 应能按规定的灭火程序,向机身任一隔舱喷射 2.3 公斤(5 磅)或少于 2.3 公斤(5 磅)的二氧化碳;或,

【(2) 对于在驾驶舱执勤的每个飞行机组成员,应备有防护性呼吸设备。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【§ 23.1199 灭火瓶】

【对于通勤类飞机,下列规定适用:

【(a) 每个灭火瓶必须备有释压装置,以防止内压过高而引起爆破。

【(b) 从释压接头引出的每根排放管的排放端头,其设置必须使放出的灭火剂不会损伤飞机。该排放管还必须设置和防护得不致被冰或其他外来物堵塞。

【(c) 对于每个灭火瓶必须设有指示措施,指示该灭火瓶已经喷射或其充填压力低于正常工作所需的最小规定值。

【(d) 在预期使用条件下必须保持每个灭火瓶的温度,以防止出现下列情况:

(1) 容器中压力下降到低于提供足够喷射率所需的值;

(2) 容器中压力上升到足以引起过早喷射。

【(e) 如果采用爆炸帽来喷射灭火剂,则每个灭火瓶必须安装得使温度条件不致产生爆炸帽工作性能危险的恶化。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

【§ 23.1201 灭火系统材料】

【对于通勤类飞机,下列规定适用:

【(a) 任何灭火系统的材料不得与任何灭火剂起化学反应以致产生危害。

【(b) 发动机舱内的每个灭火系统部件必须是防火的。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.1203 火警探测系统

对于多发涡轮发动机飞机和装有涡轮增压器的多发活塞发动机飞机【及所有通勤类飞机】,采用下列规定:

(a) 必须有确保快速探测发动机舱着火的装置;

(b) 每个火警探测器的构造和安装必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性和其它载荷;

(c) 火警探测器不得受可能出现的任何油、水、其它液体或烟气的影响;

(d) 必须有手段使机组在飞行中能检查每个火警探测器电路的功能;

(e) 发动机舱内每个火警探测系统的导线和其它部件必须至少是阻燃的。

〔1990年7月18日第一次修订〕

F 分部 设 备

总 则

§ 23.1301 功能和安装

所安装的每项设备必须符合下列要求:

- (a) 其种类和设计 with 预定功能相适应;
- (b) 有标牌标明其名称、功能或使用限制,或这些要素的适用的组合;
- (c) 按对该设备规定的限制进行安装;
- (d) 在安装后功能正常。

§ 23.1303 飞行和导航仪表

所需的飞行和导航仪表规定如下:

- (a) 一个空速表;
- (b) 一个高度表;
- (c) 一个磁航向指示器;
- (d) 对于涡轮发动机飞机,一个大气静温表,或一个能将其指示换算为大气静温的大气温度表;
- (e) 一个速度警告装置,用于下列情况:
 - (1) 涡轮发动机飞机;
 - (2) 按 § 23.335(b)(4)和 § 23.1505(c)确定 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 的其它飞机,条件是 V_{MO}/M_{MO} 大于 $0.8V_D/M_D$ 。当速度超过 $V_{MO}+6$ 节或 $M_{MO}+0.01$ 时,速度警告装置必须向驾驶员发出有效的音响警告(要与其它用途的音响警告有明显区别)。该警告装置的制造允差的上限不得超过规定的警告速度。

§ 23.1305 动力装置仪表

所需的动力装置仪表规定如下：

(a) 每个燃油箱一个燃油油量表；

(b) 每台发动机和独立于其它滑油系统的每个涡轮增压器滑油系统，各一个滑油压力表；

(c) 每台发动机和独立于其它滑油系统的每个涡轮增压器滑油系统，各一个滑油温度表；

(d) 每台活塞发动机一个转速表；

(e) 每台涡轮发动机一个转速表(指示有规定限制转速的转子转速)；

【(f) 一个汽缸头温度表,用于：

【(1) 具有整流罩风门片的每台气冷式发动机,且以高于 V_r 速度表明符合 § 23.1041 的每架飞机。

【(2) 每架活塞发动机通勤类飞机。】

(g) 泵压式供油发动机,一个燃油压力表；

【(h) 一个进气压力表,用于：

【(1) 每台高空发动机；

【(2) 每架活塞发动机通勤类飞机。】

(i) 每个滑油箱一个滑油油量指示器；

(j) 每台涡轮发动机一个燃气温度表；

【(k) 一个燃油流量表,用于：

【(1) 需要驾驶员操作以维持燃油流量在限制范围内的每台涡轮发动机或每个燃油箱；

【(2) 每架涡轮发动机通勤类飞机。】

(l) 对于每台涡轮喷气发动机,一个指示发动机推力或指示与推力有关的燃气流压力的指示器,还包括一个为此目的所需要的大气静温表；

(m) 每台涡轮螺旋桨发动机一个扭矩表；

(n) 每台涡轮螺旋桨发动机一个桨叶位置指示装置,在螺旋桨桨叶角小于飞行低距位置时,向飞行机组给出指示。桨叶改变角度在超过低于飞行

低距止动器 8°之前指示器必须开始指示,指示的来源必须直接感受桨叶的位置;

(o) 每台装有反推力装置的涡轮喷气发动机,一个位置指示装置,当反推力装置处在反推力位置时向飞行机组发出指示;

(p) 对于涡轮增压器装置,如果对汽化器进口空气温度或排气温度规定了限制,必须备有能指示此种限制的温度指示器,如果已表明在所有预定的使用中不会超过这些限制,则除外;

(q) 每台涡轮发动机一个滑油低压警告装置;

(r) 对具有预热器和进气温度有限制的每台发动机,在预热时可能超出这些限制,则一个进气系统空气温度指示器;

(s) 对于每台涡轮发动机,一个指示动力装置防冰系统功能的指示器;

(t) 对于每台涡轮发动机,一个指示器用于 § 23.997 所要求的燃油滤网或燃油滤,在滤网或油滤的脏污程度影响 § 23.997(d)规定的滤通能力之前即指示出现脏污;

(u) 对于每台涡轮发动机,§ 23.1019 所要求的滑油滤网或滑油滤如果没有旁路,则应有一个警告装置,在滤网或油滤的脏污程度影响 § 23.1019 (a)(2)规定的滤通能力之前向驾驶员警告出现脏污;

(v) 防止燃油系统部件被冰堵塞的任何加温器,应有一个指示加温器功能的指示器;

(w) 对于要求符合 § 23.1203 的飞机,一个火警指示器。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订]

§ 23.1307 其它设备

(a) 每名乘员必须有一个经批准的座椅或卧铺。

(b) 按照本分部规定需要有下列各种设备:

(1) 一个总开关装置;

(2) 一套足够的电源;

(3) 电气保护装置。

§ 23.1309 设备、系统及安装

(a) 【每项设备、每一系统及每一安装:

【(1) 在执行其预定功能时,对下列任一设备的响应、运行或精度不得产生不利影响:

【(i) 安全运行所需的基本设备;或

【(ii) 其它设备,有措施使驾驶员知道其影响的除外。

【(2) 在单发飞机上,必须设计成在发生可能的故障或失效时对飞机造成的危害减到最小。

【(3) 在多发飞机上,必须设计成在发生可能的故障或失效时能防止对飞机的危害。】

(b) 【每项设备、每一系统及每一安装的设计必须单独检查且需就其与飞机其它系统和安装的关系进行检查以确定飞机的连续安全飞行和着陆是否依赖于其功能,以及对于不受目视飞行规则(VFR)条件限制的飞机,一个系统的失效是否会严重降低飞机性能或机组处置不利运行情况的能力。根据这种检查被鉴定为飞机连续安全飞行和着陆需依赖其正常功能,或者其失效将严重降低飞机性能或机组处置不利运行情况能力的每项设备、系统和安装,必须设计成满足下列附加要求:

【(1) 在任何可预见的运行情况下完成其预定功能。

【(2) 当系统和有关部件在单独考虑以及与其它系统一起考虑时:

【(i) 任何可能妨碍飞机连续安全飞行和着陆的失效情况,其发生必须是极不可能的;且

【(ii) 任何可能严重降低飞机性能或机组处置不利运行情况能力的其它失效,其发生必须是不可能的。

【(3) 必须提供警告信息提醒机组注意系统的不安全工作情况并能使机组采取相应的纠正动作。系统、操纵器件以及有关的监视和警告装置的设计必须将可能产生附加危险的机组失误减至最小。

【(4) 必须通过分析,必要时通过适当的地面、飞行或模拟器试验来表

明符合本条(b)(2)的要求。分析必须考虑下列情况:

【(i) 可能的失效模式,包括外界原因造成的故障和损坏;

【(ii) 多重失效概率和失效未被检测出的概率;

【(iii) 在各个飞机阶段和各种运行条件下,对飞机和乘员造成的后果,和

【(iv) 对机组的警告信号、所需的纠正措施以及机组对故障的判定能力。】

(c) 【凡其功能为中国民用航空规章所要求的并且需要能源的每项设备、每一系统及每一安装均为该能源的“基本负载”。能源及其系统必须能够在可能的工作组合与可能的持续时间内对下列能源负载提供能源:

【(1) 在系统正常工作时,与能源分配系统相连的负载。

【(2) 出现下列失效后的基本负载:

【(i) 双发飞机的任何一台发动机失效;或

【(ii) 三发或三发以上飞机的任何两台发动机失效;或

【(iii) 任何能源转换装置或能源储存装置失效。

【(3) 如果适用的话,依据中国民用航空规章有关营运规则,在任一能源供应系统、分配系统或其它使用系统出现任一故障或失效后要求有替代能源的基本负载。】

【(d) 在确定本条(b)(2)的符合性时,可以假定能源负载是按照与批准的营运类别的安全相一致的监控程序减少的。对于三发或三发以上飞机有两发失效的情况,控制飞行不要求的负载不必考虑。

【(e) 在表明本条关于电源系统及设备的设计与安装的符合性时,必须考虑最严重的环境和大气条件,包括射频能量及闪电影响(直接和非直接两种)。对于中国民用航空规章所要求的或为满足中国民用航空规章的要求而使用的发电、配电和用电设备,可以通过环境试验、设计分析或参照在其它飞机上已有的类似的服役经验来表明其在预期的环境条件下提供连续、安全服务的能力。

【(f) 在本条中,“系统”是指在飞机设计中包括的所有气动系统、流体系统、电气系统、机械系统和动力装置系统,但下列系统除外:

【(1) 作为合格审定过的发动机一部分的动力装置系统。

【(2) 按本部 C、D 分部的要求规定的飞行结构(如机翼、尾翼、操纵面及其系统、机身、发动机架、起落架和有关的主连接结构)。】

[1990 年 7 月 18 日第一次修订;1993 年 12 月 23 日第二次修订]

仪 表: 安 装

【 § 23.1311 电子显示器系统】

【(a) 本条关于电子显示指示器的要求与适航标准要求的,或对将被批准的按仪表飞行规则(IFR)条件运行的飞机所适用的营运规则所要求的任一飞行员位置无关。

【(b) § 23.1303(a)、(b)、(c)所要求的电子显示指示器必须独立于飞机的电源系统。

【(c) 包括那些具有使不实用的动力装置仪表系统之间隔离或独立特征的电子显示指示器在内,电子显示指示器必须满足下列要求:

【(1) 考虑到电子显示指示器有效寿命末期所期望的电子显示亮度水平,在驾驶舱遇到的各种照明条件(包括直射阳光)下易于识别;在 § 23.1529 的持续适航文件的要求中必须列入有关显示系统有效寿命的专用限制。

【(2) 在任何正常工作方式下,不得妨碍飞机姿态、高度、速度或任何驾驶员在规定限制内为调节功率所需的动力装置参数的主显示;

【(3) 在发动机起动工作状态下,不得妨碍任一驾驶员为正确调节或监视动力装置限制条件所需的发动机参数的主显示;

【(4) 如果主电子显示仪表系统为一个驾驶员提供姿态和转弯速率信息,则应有满足 § 32.1321(a)的独立的第二套仪表。按 § 23.1321(d)设置的仪表显示被认为是主显示。如果按照中国民用航空规章的有关规定安装了第

三套姿态仪表系统,则转弯速率仪表可以不要求;

【(5) 有与被其所代替的仪表等效且对驾驶员来说是易于感受的标记;且

【(6) 对本部要求显示的每一参数,应有 § 23.1541 至 § 23.1553 所要求的仪表标记的目视显示或在出现不正常工作值或接近规定的限制值时向驾驶员发出警告的目视显示。

【(d) 电子显示指示器(包括其系统和安装,并考虑到飞机其它系统)必须设计成在任一单独故障或可能的故障组合出现后,能将连续安全飞行和着陆所必需的信息显示保留给机组使用,而不需要任一驾驶员为连续安全飞行立即采取动作。

【(e) 本条所用“仪表”一词包括实际上包含在一个组件内的装置和连接在一起的实际上由两个或两以上独立的组件或部件组成的装置(如由连在一起的一个磁敏感元件、一个陀螺组件、一个放大器和一个指示器构成的远距指示型陀螺方向指示仪)。本条所用“主”显示指设置在仪表板上使驾驶员需要观察时首先看到的参数显示。】

〔1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

§ 23.1321 布局 and 可见度

(a) 【在起飞、初始爬升、第五边进场和着陆期间由任一要求的驾驶员使用的每一飞行、导航和动力装置仪表必须设置成使任一坐在其操纵位置的驾驶员只用最小的头部和眼睛的动作便可监视飞机的飞行航迹和仪表。这些飞行状态下使用的动力装置仪表是指在动力装置限制内用于调节发动机功率所需的仪表。】

(b) 对于多发飞机的相同动力装置仪表,其位置的安排必须避免混淆每个仪表所对应的发动机。

(c) 仪表板的振动不得破坏或降低任何仪表的精度。

(d) 【对于按仪表飞行规则飞行进行合格审定或】最大重量超过 2,724 公斤(6,000 磅)的飞机, § 23.1303 所要求的飞行仪表和中国民用航空规章

营运规则所要求的(如果适用)仪表,必须在仪表板上成组设置并尽可能地设置在每一规定的驾驶员前向视界垂直平面附近。此外:

- (1) 最有效地指示姿态的仪表必须装在仪表板上部中心位置;
- (2) 最有效地指示空速的仪表必须直接装在仪表板上部中心位置处仪表的左边;
- (3) 最有效地指示高度的仪表必须直接装在仪表板上部中心位置处仪表的右边;
- (4) 最有效地指示航向的仪表(不是 § 23.1303(c)要求的磁航向指示器),必须直接装在仪表板上部中心位置处仪表的下边。

【(5) 为满足本条(d)(1)到(d)(4)的要求,可以使用电子显示指示器,只要此类显示符合 § 23.1311 的要求。】

(e) 如果装有指出仪表失灵的目视指示器,则该指示器必须在驾驶舱所有可能的照明条件下都有效。

〔1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

§ 23.1322 警告灯、戒备灯和提示灯

如果在驾驶舱内装有警告灯、戒备灯和提示灯,则除适航当局另行批准外,灯的颜色必须按照下列规定:

- (a) 红色,用于警告灯(指示危险情况,可能要求立即采取纠正动作的指示灯);
- (b) 琥珀色,用于戒备灯(指示将可能需要采取纠正动作的指示灯);
- (c) 绿色,用于安全工作灯;
- (d) 任何其它颜色,包括白色,用于本条(a)至(c)未作规定的灯,该颜色要足以同本条(a)至(c)规定的颜色相区别,以避免可能的混淆。

§ 23.1323 空速指示系统

- (a) 每个空速指示仪表必须加以校准,在施加相应的总压和静压时以尽可能小的仪表校准误差指示真空速(海平面标准大气下)。
- (b) 每个空速系统必须在飞行中校准,以确定系统的误差。在下列状态

的整个速度范围内,系统误差(包括位置误差,但不包括空速指示仪表的校准误差)不得超过校准空速的 3% 或 5 节,两者中取大值:

- (1) 从 $1.3V_{S1}$ 至 V_{MO}/M_{MO} 或 V_{NE} (取其适合者),襟翼在收上位置;
- (2) 从 $1.3V_{S1}$ 至 V_{FE} ,襟翼在放下位置。

【(c) 此外,对于通勤类飞机,空速指示系统必须加以校准,以确定飞行时和地面起飞加速滑跑过程中的系统误差。地面滑跑校准必须按照经批准的高度和重量范围,在 0.8 的 V_1 最小值和 1.2 的 V_1 最大值之间进行。进行地面滑跑校准时,假定一台发动机在最小 V_1 值时失效。

【(d) 对于通勤类飞机,必须在飞机飞行手册中列入按本条(c)确定的,表明 IAS 和 CAS 之间关系的资料。

【(e) 如果申请按仪表飞行规则或在结冰条件下飞行的合格审定,则每一空速系统必须有一个加温空速管或防止由于结冰造成故障的等效措施。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订;1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

§ 23.1325 静压系统

(a) 除了本条(b)(3)说明外,每个装有静压膜盒接头的仪表的引气,必须使飞机速度、窗户开闭、气流变化、湿气或其它杂质对这些仪表准确度的影响最小。

(b) 如果一个静压系统为仪表、系统或装置的功能所必需的,则必须符合本条(b)(1)至(b)(3)的规定。

(1) 静压系统的设计和安装必须符合下列规定:

- (i) 备有可靠的排放水分的措施;
- (ii) 要避免导管擦伤和在导管弯曲处过分变形或严重限流;
- (iii) 所用的材料应是耐久的,适合于预定用途并能防腐蚀。

(2) 必须以下列方法进行验证试验,以演示静压系统的完整性:

(i) 非增压飞机 将静压系统抽气到压差约为 3,400 帕(25 毫米汞柱;1 英寸汞柱),或高度表读数高于试验时飞机的海拔高度 300 米(1,000 英

尺),停止抽气一分钟后,指示高度的减小值不得大于 30 米(100 英尺);

(ii) **增压飞机** 将静压系统抽气到压差等于飞机型号合格审定时批准的最大座舱压差。停止抽气一分钟后,指示高度的减小值不得大于最大座舱压差当量高度的 2%或 30 米(100 英尺),两者中取大值。

(3) 如果按照民用航空规章营运规则的要求为任何仪表、装置或系统配置静压系统时,每个静压孔的设计和位置必须使在飞机遇到结冰情况时,静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度表读数与主静压系统的高度表读数相差 15 米(50 英尺)以上时,必须为备用静压系统提供一个修正卡片。

(c) 除本条(d)规定的情况外,如果静压系统包括有主静压源和备用静压源,则静压源选择装置的设计必须满足下列要求:

- (1) 选用任一静压源时,另一个静压源断开;
- (2) 两个静压源不能同时断开。

(d) 对于非增压飞机,如果能够用演示表明,在选用任一静压源时,静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化,则本条(c)(1)的规定不适用。

(e) 每个静压系统的设计和安装必须使在海平面标准大气下所指示的气压高度误差(不包括仪表校准误差)在 $1.3V_{so}$ (襟翼展态)至 $1.8V_{s1}$ (襟翼收态)速度范围内对应的飞机形态下,每 100 节不超过 ± 10 米(± 30 英尺)。速度小于 100 节时,气压高度误差允许为 ± 10 米(± 30 英尺)。

【(f) 对于通勤类飞机,必须在飞机飞行手册中列入本条(e)要求的高度表系统校准。

【(g) 对于按本部 § 23.1559(b)禁止在仪表气象条件下飞行的飞机,本条(b)(3)不适用。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订;1993 年 12 月 23 日第二次修订〕

§ 23.1327 磁航向指示器

(a) 除本条(b)规定外,采用下列规定:

(1) 每个磁航向指示器必须安装成使其精度不受飞机振动或磁场的严重影响;

(2) 经补偿的安装偏差,平飞时任何航向上不得大于 10° 。

(b) 如果飞机上安装了一个稳定磁航向指示器,其平飞时任何航向的偏差均不大于 10° ,或者安装了一个陀螺航向指示器,则非稳定磁航向指示器的偏差在用电系统(例如电加温风挡)工作时可以大于 10° 。偏差超过 10° 的非稳定磁航向指示器必须按 § 23.1547(e) 设置标牌。

§ 23.1329 自动驾驶仪系统

如果装有自动驾驶仪系统,它必须满足下列要求:

(a) 每个系统必须设计成使自动驾驶仪能够符合下列要求之一:

(1) 驾驶员能迅速确实地断开,以防其干扰驾驶员操纵飞机;

(2) 由一个驾驶员就足以克服自动驾驶仪的作用,而使他能够操纵飞机;

(b) 除非有自动同步装置,否则每个自动驾驶仪系统必须有设施向驾驶员及时指示作动装置与受其驱动的操纵系统是否协调;

(c) 系统的每个手动操纵器件必须是驾驶员易于接近的。每个操纵器件的操作必须与 § 23.779 规定的驾驶舱操纵装置的运动平面和方向相同,运动的方向必须清楚地标在每个操纵器件上或其近旁;

(d) 自动驾驶仪系统的设计和调整必须做到,在驾驶员可以调整的范围内,在适于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下,不论正常工作或失灵(假如在合理的时间内开始进行纠正),均不会对飞机引起危险的载荷或使飞机航迹产生危险的偏离;

(e) 每个系统必须设计成使单一的故障不在一个以上的控制轴产生过分偏转的信号。如果自动驾驶仪综合来自辅助控制器的信号或向其它设备提供信号,则要求有确实的联锁和联接顺序,以免系统不正常动作;

(f) 必须防止由于故障而使交联部件相互产生有害的作用;

(g) 如果自动驾驶仪系统能与机载导航设备相连,则必须有向飞行机组指示当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

§ 23.1331 使用能源的仪表

(a) 对每架飞机采用下列规定:

(1) 在大于最佳爬升率的任何速度上,每个陀螺仪表必须从能源获得足够的能量,以维持仪表所要求的准确度;

(2) 每个陀螺仪表必须安装成能防止由于雨、油和其它有害物质造成的故障;

(3) 必须有一种手段,指示对于仪表的供能是足够的。

(b) 对多发飞机采用下列规定:

(1) 必须至少有两个独立的能源(不由同一发动机驱动),采用一个手动或自动选择能源的装置和一个指示各能源正在提供足够能量的手段;

(2) 安装和能源供给系统必须按下列规定设计:

(i) 一个仪表的失效不会影响其它仪表的能源的正常供给;

(ii) 一个能源的供能失效时,不会影响来自其它任何能源的正常供能。

§ 23.1335 飞行指引系统

如果装有飞行指引系统,则必须有向飞行机组指示其当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

§ 23.1337 动力装置仪表

(a) 仪表和仪表管路

(1) 动力装置仪表的每根管路必须满足 § 23.993 的要求。

(2) 每根装有充压可燃液体的管路必须符合下列规定:

(i) 在压力源处有限流孔或其它安全装置,以防管路破损时逸出过多的液体;

(ii) 管路的安装和布置要使液体的逸出不会造成危险。

(3) 使用可燃液体的每个动力装置仪表,其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危险。

(b) **燃油油量表** 必须装有指示装置向飞行机组成员指示飞行中每个油箱的油量。可以使用升或公斤(美加仑或磅)作刻度的指示器,并清楚地标明使用的是何种刻度。此外,还必须符合下列规定:

(1) 每个燃油油量表必须经过校准,使得在平飞过程中当油箱内剩余燃油量等于按 § 23.959 确定的不可用燃油时,其读数为“零”;

(2) 每个用作燃油油量表的外露式目视油量表必须加以防护,以免损坏;

(3) 每个外露式目视油量表处有会存集水和结冰的凹陷时,必须有可以在地面排水的装置;

(4) 出口和空间都互通的若干油箱可以视为一个油箱而不必分别设置指示器;

(5) 如果仅用于将燃油转输到其它油箱的小辅助油箱,其相对尺寸、转输燃油速率和使用说明足以满足下列要求,则对于该辅助油箱不需要燃油油量表:

(i) 能防止溢出;

(ii) 如果没有按计划进行输油,能迅速给飞行机组成员以警告;

(c) **燃油流量指示系统** 如果装有该系统,则每个测量部件必须具有在该部件发生故障而严重限制燃油流动时提供燃油旁路的装置。

(d) **滑油油量指示器** 在下列情况下必须有设施指示每个油箱内的滑油量:

(1) 在地面上(如油尺);

(2) 在飞行中,如果装有滑油转输系统或备用滑油供油系统,向飞行机组成员指示油箱滑油量。

电气系统和设备

§ 23.1351 总则

(a) 电气系统容量 每个电气系统必须符合其预定的用途。此外,采用下列规定:

(1) 电源及其传输电缆以及有关的控制和保护装置,必须能够向安全运行所必不可少的每个负载回路以适当的电压供给所需的电功率;

(2) 【必须按下列方法来表明符合本条(a)(1):

【(i) 对于正常类、实用类和特技类飞机,采用电气负载分析或电气测量。进行时要考虑作用于该电气系统的各种电气负载可能的组合和可能的持续时间;

【(ii) 对于通勤类飞机,采用电气负载分析。在电气负载分析时要考虑作用于该电气系统的各种电气负载可能的组合和持续时间。】

(b) 功能 每个电气系统要符合下列要求:

(1) 安装后的每个电气系统必须满足下列要求:

(i) 对系统本身及其工作方式和对飞机其它部分的影响均没有危险;

(ii) 采取保护以免受燃油、滑油、水和其它有害物质的侵害及机械损伤;

(iii) 系统设计成使机组、旅客和地面人员受到电击的危险减小到最低程度;

【(2) 除了在正常类、实用类和特技类飞机中安装的交流发电机可依靠蓄电池初始激励或稳定以外,电源在单独供电或并联运行时均必须功能正常。

【(3) 除了在正常类、实用类和特技类飞机中依靠蓄电池初始激励或稳定的交流发电机可以因蓄电池的失效而停止工作外,任一电源在其失效或故障时,均不得损害任何其余的电源向安全运行所必不可少的负载电路供电的能力。

【(4) 除了在正常类、实用类和特技类飞机中依靠蓄电池初始激励或稳定的交流发电机的控制装置不必断开交流发电机和其蓄电池之间的连接外,每一电源控制装置必须能够使每个电源独立地工作。

【(5) 此外,对于通勤类飞机,则采用下列规定:

【(i) 每一系统必须设计成在合理可能的故障或包括载有大电流电缆故障在内的断路时,能够向重要负载电路供电;

【(ii) 在飞行中飞行机组成员将各电源与该系统单独断开或一起断开的措施必须容易接近;

【(iii) 系统必须设计成在任何可能的运行条件下,所有重要负载设备端的电压和频率(如果适用)均能保持在该设备的设计限制范围之内。

【(iv) 如果特定的设备或系统要求有两个独立的电源,则其供电必须有保证措施。(例如:双套电气设备、投掷式转换开关或分开敷设的多路或环路措施。)

【(v) 为了符合本款,配电系统包括配电汇流条、与其相连的馈电线及每个控制和防护装置。】

(c) **发电系统** 如果电气系统要向安全运行所必不可少的负载电路供电,则必须至少有一台发电机。此外,应符合下列规定:

(1) 每台发电机必须能够输出它的连续额定功率;

(2) 发电机的电压控制装置必须能可靠地将发电机的输出电压调整在额定范围内;

(3) 每台发电机必须有一个反流断路器,其设计当反向电流足以损坏发电机时,能断开该发电机与蓄电池和其它发电机的连接;

(4) 任何一台发电机失效时,必须有措施立即向飞行机组发出警告;

(5) 每台发电机必须有一个过压保护装置,其设计和安装当发电机出现过压情况时能防止对电气系统或由该电气系统供电的设备造成损坏。

【(d) **仪表** 必须有措施向相应的飞行机组成员指示电源系统安全运行所必不可少的参量。

【(1) 对于具有直流系统的正常类、实用类和特技类飞机,可以使用能转接到每台发电机馈电线的电流表。如果仅有一台发电机,该电流表可接在蓄电池馈电线中。

【(2) 对于通勤类飞机,电源系统的重要参量包括每台发电机的输出电压和电流。】

(e) **耐火性** 电气设备的设计和安装必须在发动机舱起火的情况下,靠近火的防火墙表面加热到 $1,093^{\circ}\text{C}$ ($2,000^{\circ}\text{F}$) 并保持 5 分钟,或者加热到由申请人证实是合理的较低温度时,安装在防火墙后面的连续安全运行所必不可少的设备能令人满意地工作,而不产生进一步着火危险。

(f) **外部电源** 如果备用设施将外部电源接到飞机上,且该外部电源能与除用于发动机起动之外的其它设备相连接,则必须有措施确保反极性或逆相序的外部电源不能向该飞机的电气系统供电。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订]

§ 23.1353 蓄电池的设计和安装

(a) 每个蓄电池必须按照本条的规定设计和安装。

(b) 在任何可能的充电和放电状态下,单体蓄电池的温度和压力必须保持在安全范围之内。当蓄电池(在预先完全放电之后)在下列情况下重新充电时,单体蓄电池的温度不得有不可控制的升高:

- (1) 以调定的最大电压或功率;
- (2) 最长持续飞行期间;
- (3) 服役中很可能出现的最不利的冷却条件。

(c) 必须通过试验表明符合本条(b)的要求,但是,如果类似的蓄电池和安装方法和使用经验业已表明,使单体蓄电池保持安全的温度和压力不存在问题,则除外。

(d) 正常工作时,或充电系统或蓄电池装置发生任何可能的故障时,从任何蓄电池逸出的易爆或有害气体,在飞机内的积聚量不得达到危险程度。

(e) 蓄电池可能逸出的腐蚀性液体或气体,均不得损坏周围的飞机结

构或邻近的重要设备。

(f) 能够用于起动发动机或辅助动力装置的每个镉镍蓄电池装置,必须有措施防止蓄电池或某个单体蓄电池短路时所发出的最大热量危及结构或重要系统。

(g) 能够用于起动发动机或辅助动力装置的镉镍蓄电池必须具有下列系统之一:

(1) 一个自动控制蓄电池充电速率的系统,以防止蓄电池过热;

(2) 一个蓄电池温度敏感和超温警告系统,该系统具有一旦出现超温情况即可将蓄电池与其充电电源断开的措施;

(3) 一个蓄电池失效敏感和警告系统,该系统具有一旦发生蓄电池失效即可将蓄电池与其充电电源断开的措施。

§ 23.1357 电路保护装置

(a) 在所有电路中必须安装保护装置,例如熔断器或断路器。但下列情况除外:

(1) 起动电动机的主电路;

(2) 不装保护装置,不会有危险的电路。

(b) 对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置,不得用于保护其它电路。

(c) 每个可复位型电路保护装置(即“自动断路”装置,其跳闸机构不能由操纵器件来超控)必须按下列规定设计:

(1) 在跳闸后需要人工操作以恢复工作;

(2) 如果存在过载或电路故障,不管操作控制的位置如何,该装置应断开电路。

(d) 如果飞行安全要求必需有使某一断路器复位或更换某一熔断器的能力,则这种断路器或熔断器的位置和标识必须使其在飞行中易被复位或更换。

(e) 如果采用熔断器,则每种规格的熔断器应有 50% 的备件,但至少

备一个。

§ 23.1361 总开关装置

(a) 必须有一个总开关装置,以便易于断开电源与主汇流条的连接,断开点必须靠近该开关控制的电源。

(b) 负载电路可以连接成在总开关断开后仍然有电,用靠近该电源处的、额定值为 5 安培或小于 5 安培的电路保护装置保护。但这些线路必须隔离或在实物上加以遮蔽,以防点燃由于液体系统破裂或损坏时可能溢出的可燃液体或蒸气。

(c) 总开关或其控制装置必须安装成使机组成员在飞行中容易辨认和接近。

§ 23.1365 电缆和设备

(a) 每根电缆必须具有足够的载流能力。

(b) 一旦发生电路过载或故障,可能过热的每根电缆和有关设备必须至少是阻燃的,且不会放出达到危险量的毒性烟。

§ 23.1367 开关

每个开关必须满足下列要求:

(a) 能够承受其额定电流;

(b) 在结构上使载流零件与壳体之间有足够的间距或绝缘材料,以使飞行中的振动不会引起短路;

(c) 便于相应的飞行机组成员接近;

(d) 对工作状态和所控制的电路加以标记。

灯

§ 23.1381 仪表灯

仪表灯必须满足下列要求:

(a) 使每个仪表和控制装置易于判读和识别;

(b) 安装成对灯的直射光线和风挡或其它表面反射的光线能加以遮蔽,以免直射驾驶员的眼睛;

(c) 在载流零件和壳体之间有足够的间距或绝缘材料,使飞行中的振动不会造成短路。座舱顶灯不是仪表灯。

§ 23.1383 着陆灯

(a) 所装的每个着陆灯必须是可接受的。

(b) 每个着陆灯的安装必须做到:

(1) 使驾驶员看不到有害的眩光;

(2) 使驾驶员不受阴影的严重影响;

(3) 为夜间着陆提供足够的光线。

§ 23.1385 航行灯系统的安装

(a) 总则 航行灯系统中的每一部分必须满足本条中的有关要求,并且整个系统必须满足 § 23.1387 至 § 223.1397 的要求。

(b) 前航行灯 前航行灯必须由红灯和绿灯组成,其横向间距要尽可能大,朝前装在飞机上,当飞机处于正常飞行姿态时,灯的光色为左红右绿。每个灯都必须经过批准。

(c) 后航行灯 后航行灯必须是白灯,要尽可能向后地安装在尾部或每个机翼翼尖上,并且必须经过批准。

(d) 电路 两个前航行灯和一个后航行灯必须组成一个单独线路。

(e) 灯罩和滤色镜 每个灯罩或滤色镜都必须至少是阻燃的,在正常使用期间不得改变颜色或形状,也不得有任何明显的灯光透射损失。

§ 23.1387 航行灯系统二面角

(a) 除本条(e)规定者外,所装的每个前、后航行灯在本条规定的二面角内,必须显示无间断的灯光。

(b) 左二面角(L)由两个相交的垂直平面组成,当沿着飞机纵轴向前看时,一个平面与飞机纵轴平行,而另一个向左偏离第一个平面 110° 。

(c) 右二面角(R)由两个相交的垂直平面组成,当沿着飞机纵轴向前

看时,一个平面与飞机纵轴平行,而另一个向右偏离第一个平面 110° 。

(d) 后二面角(A)由两个相交的垂直平面组成,当沿着飞机纵轴向后看时,这两个平面分别向左、向右偏离通过飞机纵轴的垂直平面各 70° 。

(e) 如果根据 § 23.1385(c)尽可能向后安装的后航行灯,在本条(d)所定义的二面角 A 内不能显示出无间断的灯光,则在该二面角内允许有一个或几个被遮蔽的立体角,但其总和在下述圆锥体内不得超过 0.04 球面度,该圆锥体以后航行灯为顶点,母线与通过后航行灯的垂直线成 30° 夹角。

§ 23.1389 航行灯灯光分布和光强

(a) **总则** 本条规定的光强必须用装有灯罩和滤色镜的新灯来测定。光强测定必须在光源发光达到稳定值后进行(该稳定值指光源在飞机正常工作电压时的平均输出光通)。每一航行灯灯光分布和光强必须满足本条(b)的要求。

(b) **前、后航行灯** 前、后航行灯灯光分布和光强必须以左、右和后二面角范围内水平平面内的最小光强、任一垂直平面内的最小光强和最大掺入光强表示,且必须满足下列要求:

(1) **水平平面内的光强** 水平平面(包含飞机纵轴并垂直于飞机对称平面的平面)内各范围的光强必须等于或大于 § 23.1391 规定的相应值。

(2) **任一垂直平面内的光强** 任一垂直平面(垂直于水平平面的平面)内各范围的光强必须等于或大于 § 23.1393 规定的相应值,其中, I 为 § 23.1391 中规定的该水平平面内相应角度的最小光强。

(3) **相邻光源间的掺入光强** 相邻光源间的任何掺入光强均不得超过 § 23.1395 中规定的相应值,但是当主光束的光强远大于 § 23.1391 和 § 23.1393 中规定的最小值时,如果与主光束光强相比,掺入光强对主光源清晰度无不利影响,则可允许有更大的掺入光强。当前航行灯光强峰值大于 100 坎时,如果 A 区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的 10%, B 区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的 2.5%, 则前航行灯之间的掺入光强最大值可以超过 § 23.1395 中规定的相应值。

(c) **后航行灯安装** 如果符合下列情况,则一个单独后航行灯可以安装在横向偏移飞机对称平面的某一位置:

- (1) 照射的最大锥体轴线在平飞中平行于飞行航迹;
- (2) 在灯的后部和最大照射轴线左、右各 70° 角平面之间无任何障碍。

§ 23.1391 前、后航行灯水平平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于下表规定的相应值:

二面角(相应灯光)	自正前方向左或向右 偏离纵轴的角度	光 强 (坎德拉)
左或右(前红光或前绿光)	$0^\circ \sim 10^\circ$	40
	$10^\circ \sim 20^\circ$	30
	$20^\circ \sim 110^\circ$	5
后(后部白光)	$110^\circ \sim 180^\circ$	20

§ 23.1393 前、后航行灯任一垂直平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于下表规定的相应值:

自水平平面向上或向下的角度	光 强
0°	1.00I
$0^\circ \sim 5^\circ$	0.90I
$5^\circ \sim 10^\circ$	0.80I
$10^\circ \sim 15^\circ$	0.70I
$15^\circ \sim 20^\circ$	0.50I
$20^\circ \sim 30^\circ$	0.30I
$30^\circ \sim 40^\circ$	0.10I
$40^\circ \sim 90^\circ$	0.05I

§ 23.1395 前、后航行灯的最大掺入光强

除 § 23.1389(b)(3)规定者外,航行灯掺入光强均不得超过下表规定的相应值:

掺入光	最大光强	
	A 区 (坎德拉)	B 区 (坎德拉)
左二面角内的绿光	10	1
右二面角内的红光	10	1
后二面角内的绿光	5	1
后二面角内的红光	5	1
左二面角内的后部白光	5	1
右二面角内的后部白光	5	1

表中:

(a) A 区包括在相邻的二面角内通过光源并与共同边界面相交成大于 10° 但小于 20° 角的所有方向;

(b) B 区包括在相邻的二面角内通过光源并与共同边界面相交成大于 20° 角的所有方向。

§ 23.1397 航行灯颜色规格

每一航行灯的颜色必须具有国际照明委员会规定的下列相应色度座标值:

(a) 航空红色

“y”不大于 0.335;

“z”不大于 0.002;

(b) 航空绿色

“x”不大于 $0.440 - 0.320y$;

“x”不大于 $y - 0.170$;

“y”不小于 $0.390 - 0.170x$;

(c) **航空白色**

“x”不小于 0.300 且不大于 0.540;

“y”不小于“ $x - 0.040$ ”或“ $y_0 - 0.010$ ”,取小者;

“y”不大于“ $x + 0.020$ ”,也不大于“ $0.636 - 0.400x$ ”;

其中,“ y_0 ”为普朗克辐射器相对于所论“x”值的“y”座标值。

§ 23.1399 **停泊灯**

(a) 水上飞机或水陆两用飞机所需要的每个停泊灯的安装必须符合下列规定:

- (1) 在大气洁净的夜间至少能够在 2 海里的距离内显示白光;
 - (2) 当该飞机在水上停泊或漂泊时,应尽可能显示最大无间断的灯光。
- (b) 可以使用外部吊灯。

§ 23.1401 **防撞灯系统**

(a) **总则** 如果申请夜间飞行的合格审定,飞机必须具有满足下列要求的防撞灯系统:

- (1) 由一个或几个经批准的防撞灯组成,其安装部位应使其发射的光线不影响机组的视觉,也不损害航行灯的明显性;
- (2) 满足本条(b)至(f)的要求。

(b) **作用范围** 该系统必须有足够数量的灯,以照亮飞机周围重要的区域(从飞机的外部形态和飞行特性考虑)。其作用范围必须至少达到飞机水平平面上、下各 75° 范围内的所有方向,但是允许向后有总和不大 0.5 球面度被遮蔽的立体角。

(c) **闪光特性** 该系统的布局,即光源数目、光束宽度、旋转速度以及其它特性,必须给出 40 至 100 次/分的有效闪光频率。有效闪光频率指从远处看到的整个飞机防撞灯系统的闪光频率。当系统有一个以上的光源时,对有效闪光频率的规定也适用于有重叠部分的灯光区。在重叠区内,闪光频率

可以超过 100 次/分,但不得超过 180 次/分。

(d) **颜色** 防撞灯必须为航空红色或航空白色,且必须满足 § 23.1397 的有关要求。

(e) **光强** 装上红色滤色镜(如使用时)测定并以“有效”光强表示的所有垂直平面内的最小光强,必须满足本条(f)的要求。必须采用下列关系式:

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t) dt}{0.2 + (t_2 - t_1)}$$

式中:

I_e 为有效光强(坎德拉);

$I(t)$ 为作为时间的函数的瞬时光强;

$t_2 - t_1$ 为闪光持续时间(秒)。

通常,选择 t_2 和 t_1 使有效光强等于 t_2 和 t_1 时的瞬时光强,即可得到有效光强的最大值。

(f) **防撞灯的最小有效光强** 每个防撞灯的有效光强必须等于或大于下表规定的相应值:

自水平平面向上或向下的角度	有效光强(坎德拉)
0°~5°	400
5°~10°	240
10°~20°	80
20°~30°	40
30°~75°	20

安 全 设 备

§ 23.1411 总则

(a) 飞行机组在应急时所需使用的安全设备(例如救生筏自动投放装置)必须易于接近。

(b) 必须备有存放所需安全设备的设施,该存放设施必须满足下列要求:

(1) 布置得使安全设备可以直接取用,而且其位置明显易见;

(2) 【防止安全设备由于受到 § 23.561(b)(3)中所规定的极限静载荷系数对应的惯性载荷而导致损坏。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.1413 安全带和肩带

【每一安全带和肩带必须安装有金属对金属的锁扣装置。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.1415 水上迫降设备

(a) 民用航空规章营运规则要求的应急漂浮和信号设备必须安放得使机组和旅客可以很快取到。

(b) 救生筏和救生衣必须经过批准。

(c) 每只自动的或由驾驶员投放的救生筏,必须用一绳索系留在飞机近旁。此绳必须弱得足以使它系着的空筏拉沉之前断开。

(d) 民用航空规章营运规则要求的信号设备必须可接近,功能令人满意,并必须在其使用中没有任何危险。

§ 23.1416 气压式除冰套系统

如果申请带有防冰设施的合格审定,并且装有气压式除冰套系统,则必须满足下列要求:

(a) 该系统必须符合 § 23.1419 的规定;

(b) 该系统及其部件的设计,必须保证能在任何正常的系统工作温度或压力下完成其预定的功能;

(c) 必须有向飞行机组指示气压式除冰套系统接到足够压力并功能正

常的设施。

§ 23.1419 防冰

如果申请带有防冰设施的合格审定,必须表明满足下列要求:

(a) 必须在飞机飞行手册和批准的手册资料中给出使用防冰设备的推荐程序;

(b) 必须根据飞机的运行要求进行分析以确认防冰系统足以满足飞机不同部件的要求。另外,防冰系统必须通过试验来演示在 CCAR25 部附录 C 确定的连续和间断的最大结冰状态下飞机能够安全运行;

(c) 当有设计相似的已通过合格审定的飞机时,可以参考已取得型号合格证的飞机在型号合格审定中进行的分析和试验来证实本条要求的全部或部分的符合性;

(d) 当为了恰当地使用防冰设备而需要飞行机组监视飞机外部表面时,必须提供适当的机外照明足以能在夜间进行监视。

其 它 设 备

§ 23.1431 电子设备

无线电设备及其安装必须避免由其本身、操作方法和对其它部件的影响而产生危害。

§ 23.1435 液压系统

(a) 设计 液压系统必须按下列要求进行设计:

(1) 液压系统及其元件,必须能承受液压载荷并加上预期的结构载荷而不产生屈服;

(2) 对于提供两个或更多主要功能的液压系统,必须有向飞行机组指示系统内压力的装置;

(3) 必须有手段来保证系统中任何部分的压力包括瞬时(冲压)压力不会超过大于设计工作压力的安全限制,并防止所有管道中由于足够长时间的

封闭,很可能产生液压油体积变化而引起的超压;

(4) 最小设计破坏压力必须是工作压力的 2.5 倍。

(b) **试验** 每个系统必须经过验证压力试验的验证,当验证试验时,系统的任何零件不得损坏、出故障或产生永久变形。系统的验证压力载荷必须至少为该系统最大工作压力的 1.5 倍。

(c) **蓄压器** 不得将蓄压器或增压油箱安装在防火墙的发动机一侧,如果它们是发动机或螺旋桨整体的一部分,则除外。

§ 23.1437 多发飞机的附件

对于多发飞机,对安全运行所必不可少的由发动机驱动的附件必须分布在两台或更多台发动机上,使之不会由于任一发动机失效而导致这些附件不工作而影响安全运行。

§ 23.1438 增压系统和气动系统

(a) 增压系统元件必须分别进行压力值为最大正常工作压力 2 倍的破坏压力试验和 1.5 倍的验证压力试验。

(b) 气动系统元件必须分别进行压力值为最大正常工作压力 3 倍的破坏压力试验和 1.5 倍的验证压力试验。

(c) 可以用分析或分析和试验相结合的方法,来代替本条(a)或(b)要求的各项试验,条件是适航当局认为该方法与所要求的试验等效。

§ 23.1441 氧气设备和供氧

(a) 如果申请装有补氧设备的合格审定,则该设备必须满足本条和 § 23.1443 至 § 23.1449 的要求。可以用手提式氧气设备来满足这些要求。

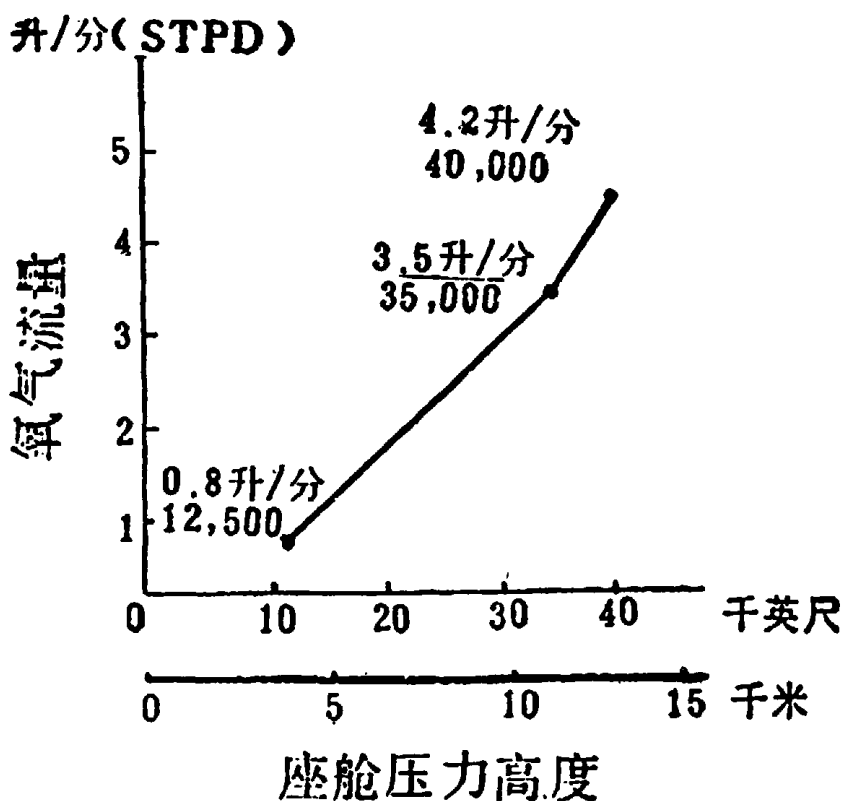
(b) 氧气系统的本身、其使用方法以及它对其它部件的影响必须均无危险性。

(c) 必须具有使机组在飞行中能迅速确定每个供氧源可用氧量的装置。

(d) 肺式氧气设备以及用于 12,000 米(40,000 英尺)(海平面平均高度)以上的氧气设备必须经过批准。

§ 23.1443 最小补氧流量

如果装有飞机乘员使用的连续供氧设备,在低于和等于飞机的最大运行高度时,供给每个使用者的补氧量必须不小于下图示出的流量。



§ 23.1447 分氧装置设置的规定

如果装有分氧装置,则采用下列规定:

(a) 对于每个供应辅助氧气的乘员必须有各自的分氧装置,每个分氧装置必须满足下列要求:

- (1) 保证有效利用送至分氧装置的氧气;
- (2) 能够迅速戴在使用者面部上;
- (3) 具有合适的手段使装置保持在面部;

(b) 如果申请运行高度不超过 5,500 米(18,000 英尺)(海平面平均高度)的合格审定,则每个分氧装置必须满足下列要求之一:

- (1) 盖住使用者的鼻、嘴;
- (2) 如果用鼻管,则必须备有一个能罩住鼻和嘴的分氧装置。此外,每一鼻管的接头管必须持久地固定有下列标记:

- (i) 使用时禁止吸烟的可见警告;
- (ii) 正确用法的图解;
- (iii) 鼻道障碍或感冒鼻塞时禁止使用的可见警告;
- (c) 如果申请运行高度超过 5,500 米(18,000 英尺)(海平面平均高度)的合格审定,每个分氧装置必须盖住使用者的鼻和嘴;
- (d) 对于设计在飞行高度大于 7,600 米(25,000 英尺)(海平面平均高度)运行的增压飞机,每个乘员无论坐在什么位置必须能够迅速取到在供氧接头上的分氧装置;
- (e) 如果申请在 9,000 米(30,000 英尺)高度以上运行的合格审定,提供所需供氧量的分氧装置在座舱压力高度超过 4,500 米(15,000 英尺)之前必须能自动地送达每个乘员;
- (f) 如果装有自动分氧装置(软管和面具或其它装置)系统,当自动系统失效时,必须具有手动措施使机组能迅速地使用分氧装置。

§ 23.1449 判断供氧的措施

必须设置使机组能够判定是否正在向分氧装置供氧的措施。

§ 23.1450 化学氧气发生器

- (a) 本条所述的化学氧气发生器定义为通过化学反应生成氧气的装置。
- (b) 化学氧气发生器必须按下列要求进行设计和安装:
 - (1) 发生器在工作时所产生的表面温度,不得对飞机或机上乘员造成危害;
 - (2) 必须备有释放可能有危险的内部压力的措施。
- (c) 除了满足本条(b)的要求外,能靠更换发生器元件连续工作的便携式化学氧气发生器,还必须附有标牌来说明下列事项:
 - (1) 氧气流量(升/分);
 - (2) 可更换的发生器元件的持续供氧时间(分钟);
 - (3) 警告可更换的发生器元件可能发热,如果元件的构造使其表面温

度不会超过 38℃(100°F),则除外。

【§ 23.1457 驾驶舱录音机】

【(a) 民用航空营运规则所要求的每台驾驶舱录音机必须经过批准,并且其安装必须能够记录下列信息:

【(1) 通过无线电在飞机上发出或收到的通话;

【(2) 驾驶舱内飞行机组成员的对话;

【(3) 驾驶舱内飞行机组成员使用飞机内话系统时的通话;

【(4) 进入耳机或扬声器中的导航或进场设备的通话或音频识别信号;

【(5) 飞行机组成员使用旅客广播系统时的通话(如果装有旅客广播系统,并根据本条(c)(4)(ii)的要求有第四通道可用。)

【(b) 必须在驾驶舱内安装一只区域话筒来满足本条(a)(2)的记录要求。话筒要安装在最佳位置,能够记录正、副驾驶员工作位置上进行的对话,以及记录驾驶舱内其他机组成员面向正、副驾驶员工作位置时的对话。话筒的定位必须使得在飞行中驾驶舱噪声条件下所记录和重放的录音通信的可懂度尽可能高,如有必要,应对录音机的前置放大器和滤波器进行调整或补偿。评价可懂度时可以把记录反复重放,用听觉或目视来判断。

【(c) 每台驾驶舱录音机的安装必须将本条(a)规定的通话或音频信号根据不同声源分别录在下列通道上:

【(1) 第一通道,来自正驾驶员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式话筒、耳机或扬声器;

【(2) 第二通道,来自副驾驶员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式话筒、耳机或扬声器;

【(3) 第三通道,来自安装在驾驶舱内的区域话筒;

【(4) 第四通道:

【(i) 来自第三和第四名机组成员工作位置上的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式的话筒、耳机或扬声器;

【(ii) 来自驾驶舱内与旅客广播系统一起使用的每个话筒,如果此信号未被别的通道所拾起(条件是不要配置本条(c)(4)(i)中规定的工作位置或该工作位置的信号由另一通道所拾取)。

【(5) 不论机内通话话筒按键开关处于何种位置,必须将本条(c)(1)、(2)和(4)所述的话筒接收到的所有声音尽可能不间断地记录下来。该设计必须保证只有在使用机内通话机、旅客广播系统或无线电发送机时,才会对飞行机组产生侧音。

【(d) 每台驾驶舱录音机的安装必须符合下列规定:

【(1) 其供电应来自对驾驶舱录音机的工作最为可靠的汇流条,而不危及对重要负载或应急负载的供电;

【(2) 应备有自动装置,在撞损冲击后 10 分钟内,能使录音机停止工作并停止各抹音装置的功能;

【(3) 应备有音响或目视装置,能在飞行前检查录音机工作是否正常。

【(e) 记录容器的位置和安装,必须能将撞损冲击使该容器破裂,以及随之起火而毁坏记录的概率减至最小。为满足这一要求,该容器必须尽可能安装在后部,但不得装在冲击时尾吊发动机可能撞坏容器的部位(不必装在增压舱之后)。

【(f) 如果驾驶舱录音机装有抹音装置,其安装设计必须使误动的概率以及在撞损冲击时抹音装置工作的概率减至最小。

【(g) 每个记录容器必须符合下列规定:

【(1) 外观为鲜橙色或鲜黄色;

【(2) 在其外表面固定有反射条,以利于发现它在水下的位置;

【(3) 当民用航空规章的营运规则有要求时,在容器上装有或连接有水下定位装置,其固定方式要保证在撞损冲击时不大可能分离。】

〔1990 年 7 月 18 日第一次修订〕

【§ 23.1459 飞行记录器】

【(a) 民用航空营运规则所要求的每一飞行记录器的安装必须满足下

列要求:

【(1) 飞机记录器应获得空速、高度和航向数据。数据的来源符合 § 23.1323、§ 23.1325 和 § 23.1327 中相应的精度要求;

【(2) 垂直加速度传感器应刚性固定,其纵向位置在批准的飞机重心范围之内,就在这一范围前后或不超过飞机平均气动力弦的 25% 处;

【(3) 其供电应来自对飞行记录器的工作最为可靠的汇流条,而不危及对重要负载或应急负载的供电;

【(4) 应备有音响或目视装置,能在飞行前检查记录器存储介质的数据记录是否正常;

【(5) 除了由发动机驱动的发电机系统单独供电的记录器外,应备有自动装置,在撞损冲击后 10 分钟内,能使具有数据抹除装置的记录器停止工作并停止抹除装置的功能。

【(b) 每个非弹出式记录器容器的位置和安装必须能将撞损冲击使该容器破裂,以及随之起火而毁坏记录器的概率减至最小。为满足这一要求,该容器必须尽可能安装在后部,但不得装在冲击时尾吊发动机可能撞坏容器的部位(不必装在增压舱之后)。

【(c) 必须确定飞行记录器的空速、高度和航向读数同正驾驶员仪表上相应读数(考虑修正系数)之间的相应关系。此关系必须覆盖飞机飞行的空速范围,飞机的高度限制范围和 360° 航向范围相互关系可在地面上用合适的方法确定。

【(d) 每个记录器必须符合下列规定:

【(1) 外观为鲜橙色或鲜黄色;

【(2) 在其外表面固定有反射条,以利于发现它在水下的位置;

【(3) 当民用航空规章的营运规则有要求时,在容器上装有或连接有水下定位装置,其固定方式要保证在撞损冲出时不大可能分离。

【(e) 应对飞机的任何新颖或独特的设计或使用特性进行评价,以决定是否专用参数必须记录在飞行记录器上,以增加或代替现有要求。】

[1990年7月18日第一次修订]

§ 23.1461 含高能转子的设备

(a) 含高能转子的设备必须符合本条(b)或(c),或(d)的规定

(b) 设备中的高能转子必须能承受因故障、振动、异常速度和异常温度引起的损伤。

此外,还要满足下列要求:

(1) 辅助转子机匣必须能够包容住高能转子叶片破坏所引起的损伤;

(2) 设备控制装置、系统和仪表设备必须合理地保证,在服役中不会超过影响高能转子完整性的使用限制。

(c) 必须通过试验表明,含高能转子的设备能包容住高能转子在最高速度下发生的任何破坏(当正常的速度控制装置不工作时能达到的最高速度)。

(d) 含高能转子的设备必须安装在转子破坏时既不会危及乘员,也不会对继续安全飞行有不利影响的部位。

G 分部 使用限制和资料

§ 23.1501 总则

(a) 必须制定 § 23.1505 至 § 23.1527 所规定的每项使用限制以及为安全使用所必需的其它限制和资料。

(b) 必须按 § 23.1541 至 § 23.1589 的规定,使这些使用限制以及为安全运行所必需的其它资料可供机组人员使用。

§ 23.1505 空速限制

(a) 不许超越速度 V_{NE} 必须按下述要求制定:

(1) 不小于 § 23.335 所允许的 V_D 最小值的 0.9 倍;

(2) 不大于下列小者:

(i) 按 § 23.335 确定的 V_D 的 0.9 倍;

(ii) 按 § 23.251 表明的最大速度的 0.9 倍。

(b) 最大结构巡航速度 V_{NO} 必须按下述要求制定:

(1) 不小于 § 23.335 所允许的 V_C ;

(2) 不大于下列小者:

(i) § 23.335 确定的 V_C ;

(ii) 本条(a)所确定的 V_{NE} 的 0.89 倍。

(c) 本条(a)和(b)不适用于涡轮发动机飞机,或按 § 23.335(b)(4)确定设计俯冲速度 V_D/M_D 的飞机。对于这些飞机,必须确定最大使用限制速度(V_{MO}/M_{MO} —空速或 M 数,在特定高度取其临界者),作为在任何飞行状态(爬升、巡航或下降)下,都不得故意超过的速度。但在试飞或驾驶员训练飞行中,经批准可以使用更大的速度。 V_{MO}/M_{MO} 必须制定成不高于设计巡航速度 V_C/M_C ,并充分低于 V_D/M_D 和 § 23.251 表明的最大速度,使得飞行中极不可能无意中超过 V_D/M_D 和按 § 23.251 表明的最大速度。 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 之间的速度余量,或 V_{MO}/M_{MO} 与 § 23.251 表明的最大速度之间的

速度余量,不得小于按 § 23.335(b)确定的 V_C/M_C 和 V_D/M_D 之间的速度余量,或按 § 23.253 进行试飞时认为是必需的余量。

§ 23.1507 机动速度

必须将按 § 23.335 确定的机动速度 V_A 作为使用限制。

§ 23.1511 襟翼展态速度

(a) 襟翼展态速度 V_{FE} 的制定必须符合以下规定:

- (1) 不小于 § 23.345 和 § 23.457 所允许的 V_F 最小值;
- (2) 不大于下列中小者:
 - (i) 按 § 23.345 确定的 V_F ;
 - (ii) 按 § 23.457 确定的 V_F ;

(b) 如果襟翼结构已按相应设计情况作过验证,可以确定襟翼偏度、空速和发动机动力的其它组合情况。

§ 23.1513 最小操纵速度

必须将按 § 23.149 确定的最小操纵速度 V_{MCA} 制定为使用限制。

§ 23.1519 重量和重心

必须将按 § 23.23 确定的重量和重心限制制定为使用限制。

§ 23.1521 动力装置限制

(a) **总则** 必须制定本条规定的动力装置限制。该限制不得超过发动机或螺旋桨型号合格证中的相应限制。

(b) **起飞运转** 动力装置起飞运转必须受下列限制:

- (1) 最大转速(转/分)
- (2) 最大允许进气压力(对活塞发动机);
- (3) 最高允许燃气温度(对涡轮发动机);
- (4) 与本条(b)(1)至(3)制定的限制相对应的功率(推力)在使用时间上的限制;

(5) 最高允许的气缸头温度(如果适用)、最高允许的冷却液温度和最高允许的滑油温度;条件是:本条(b)(4)规定的使用时间限制超过 2 分钟。

(c) **连续运转** 连续运转必须受下列限制:

- (1) 最大转速(转/分);
- (2) 最大允许进气压力(对活塞发动机);
- (3) 最高允许燃气温度(对涡轮发动机);
- (4) 气缸头、冷却液和滑油的最高温度。

(d) **燃油标号或牌号** 必须规定最低燃油标号(对活塞发动机)或燃油牌号(对涡轮发动机)。该规定不得低于该发动机在本条(b)和(c)的限制范围内运转所要求的标号或牌号。

(e) **外界大气温度** 必须制定涡轮发动机的外界大气温度限制(如装有防寒装置,包括对该装置的限制),该限制应为表明飞机符合 § 23.1041 至 § 23.1047 有关冷却规定时的最高外界大气温度。

§ 23.1523 最小飞行机组

必须考虑下列因素来规定最小飞行机组,使其足以保证安全运行:

(a) **【每个机组成员的工作量。此外,对于通勤类飞机每个机组成员工作量的确定还必须考虑下列因素:**

- 【(1) 飞行航迹控制;**
- 【(2) 防撞;**
- 【(3) 导航;**
- 【(4) 通信;**
- 【(5) 对飞机必不可少的各系统的操作和监控;**
- 【(6) 指挥决策;**
- 【(7) 在所有正常和应急操作期间,相应机组成员在飞行工作位置上对必需的操纵器件的可达性和操作简易性。】**

(b) 有关机组成员对必需的操纵器件的可达性和操作简易性;

(c) 按 § 23.1525 所核准的运行类型。

[1990年7月18日第一次修订]

§ 23.1524 最大客座量布置

必须制定最大客座量的布置。

§ 23.1525 运行类型

飞机限用的运行类型按其适航审定所属类别及所装设备来制定。

§ 23.1527 最大使用高度

(a) 对于增压飞机,必须制定不许超过 7,600 米(25,000 英尺)的最大使用高度限制,除非表明符合 § 23.775(e)的要求。

(b) 对于涡轮发动机飞机和装有涡轮增压器的飞机,必须制定受飞行、结构、动力装置、功能或设备的特性限制所允许运行的最大高度。

§ 23.1529 持续适航文件

申请人必须根据本部附录 G 编制适航当局可接受的持续适航文件。如果有计划保证在交付第一架飞机之前或者在颁发标准适航证之前,完成这些文件,则这些文件在型号合格审定时可以是不完备的。

标 记 和 标 牌

§ 23.1541 总则

(a) 飞机必须装有下列标记和标牌:

(1) § 23.1545 至 § 23.1567 规定的标记和标牌;

(2) 如果具有不寻常的设计、使用或操纵特性,为安全运行所需的附加的信息、仪表标记和标牌。

(b) 本条(a)中规定的每一标记和标牌必须符合下列要求:

(1) 示于醒目处;

(2) 不易擦去、走样或模糊。

(c) 对于要取得多于一种类别合格证的飞机必须符合下列要求:

(1) 申请人必须选择一种类别作为制定标记和标牌的基础;

(2) 该飞机要取得合格证的全部类别的标牌和标记资料,必须列入飞机飞行手册。

§ 23.1543 仪表标记：总则

每一仪表标记必须符合下列要求：

(a) 当标记位于仪表的表面玻璃上时，有使表面玻璃与刻度盘盘面保持正面定位的措施；

(b) 每一弧线和直线有足够的宽度，并处于适当位置，使飞行机组人员清晰可见。

§ 23.1545 空速指示器

(a) 每个空速指示器必须按本条(b)的规定，在相应的指示空速处作标记。

(b) 必须制作下列标记：

(1) 对于不许超越速度 V_{NE} ，用径向红线作标记；

(2) 对于警告速度范围，用黄色弧线作标记，从本条(b)(1)所规定的红线开始，到本条(b)(3)规定的绿色弧线的上限为止；

(3) 对于正常工作范围，用绿色弧线作标记，其下限为最大重量、起落架与襟翼收上情况下的 V_{S1} ，上限为 § 23.1505(b)所规定的最大结构巡航速度 V_{NO} ；

(4) 对于襟翼工作范围，用白色弧线作标记，其下限为最大重量情况下的 V_{SO} ，上限为 § 23.1511 所规定的襟翼展态速度 V_{FE} ；

(5) 对单发停车时最佳爬升率速度 V_Y ，用兰色扇形区作标记，它从海平面的 V_Y 速度开始到下列之一的 V_Y 为止：

(i) 1,500 米(5,000 英尺)高度的 V_Y ，如果在此高度上单发停车的最佳爬升率小于每分钟 30 米(每分钟 100 英尺)；

(ii) 最高的、以每 300 米(1,000 英尺)计的高度[等于或大于 1,500 米(5,000 英尺)]上的 V_Y ，在此高度上单发停车的最佳爬升率等于或大于每分钟 30 米(每分钟 100 英尺)。

扇形区的每一边必须标出相应 V_Y 的高度。

(6) 对于最小操纵速度 V_{MCA} ，用径向红线作标记。

(c) 如果 V_{NE} 或 V_{NO} 随高度而变化, 必须有向驾驶员指明整个使用高度范围内相应限制的措施。

(d) 本条(b)(1)至(b)(3)和(c)不适用于按 § 23.1505(c) 确定最大使用速度 V_{MO}/M_{MO} 的飞机。对于这些飞机, 必须用两种措施之一: 用最大许用空速指示, 表明 V_{MO}/M_{MO} 随高度或压缩性限制(取适合者)的变化; 或者用径向红线标志最低的 V_{MO}/M_{MO} , 此值必须至飞机最大使用高度为止的任一高度来确定。

§ 23.1547 磁航向指示器

(a) 在磁航向指示器上或其近旁必须装有符合本条要求的标牌。

(b) 标牌必须标明在发动机工作的平飞状态该仪表的校准结果。

(c) 标牌必须说明在无线电接收机打开还是关闭的情况下进行上述校准。

(d) 每一校准读数必须用增量不大于 30° 的磁航向角标示。

(e) 如果非稳定磁航向指示器因电气设备工作会出现大于 10° 的偏差, 则标牌必须标明有关电气负载, 或那些负载的组合工作时能引起大于 10° 的偏差。

§ 23.1549 动力装置仪表

每个所需的动力装置仪表, 必须根据仪表相应的型别, 符合下列要求:

(a) 最大安全使用限制和(如有)最小安全使用限制用红色径向射线或红色直线标示;

(b) 正常使用范围用绿色弧线或绿色直线标示, 但不得超过最大和最小安全使用限制;

(c) 起飞和预警范围用黄色弧线或黄色直线标示;

(d) 发动机或螺旋桨因振动应力过大而需加以限制的转速范围用红色弧线或红色直线标示。

§ 23.1551 滑油油量指示器

滑油油量指示器必须标出足够密的刻度, 以便迅使而准确地指示滑油油

量。

§ 23.1553 燃油油量表

如果任一油箱的不可用燃油超过 3.8 升(1 美加仑)和该油箱容量的 5% 中之大者,必须在其油量表上从校准的零读数到平飞姿态下能读得的最小读数用红色弧线作标示。

§ 23.1555 操纵器件标记

(a) 除飞行主操纵器件和简单按钮式起动电门外,必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操作方法。

(b) 每个副翼操纵器件必须有适当标示。

(c) 对动力装置燃油操纵器件有下列要求:

(1) 必须对燃油箱转换开关的操纵器件作出标记。指明相应于每个油箱的位置和相应于每种实际存在的交叉供油状态的位置;

(2) 为了安全运行,如果要求按特定顺序使用某些油箱,则在此组油箱的转换开关上或其近旁必须标明该顺序;

(3) 对于任何限制使用的油箱,必须在标牌上注明其能安全使用全部可用燃油的条件,该标牌应安放在该油箱转换开关附近;

(4) 对多发飞机,每台发动机的每个阀门操纵器件必须作出标记,指明相应于所操纵发动机的位置。

(d) 可用燃油容量必须标示如下:

(1) 对于没有转换开关操纵器件的燃油系统,必须在燃油油量表处指出该系统的可用燃油量;

(2) 对于有转换开关操纵器件的燃油系统,则在附近指出每个转换开关操纵位置上可供使用的可用燃油量。

(e) 对附件、辅助设备和应急装置的操纵器件有下列要求:

(1) 如果采用收放式起落架,则必须对 § 23.729 所要求的每个目视指示器作出标记,以便在任何时候当机轮锁住在收起或放下的极限位置时驾驶员能够判明;

(2) 每个应急操纵器件必须为红色,并且必须标示其使用方法。

§ 23.1557 其它标记和标牌

(a) **行李舱、货舱和配重位置** 每个行李舱和货舱以及每一配重位置必须装有标牌,说明按装载要求需要对装载物(包括重量)作出的任何必要的限制。

(b) **座椅** 如果一个座椅能承受的最大容许重量低于 77 公斤(170 磅),标注该较低重量的标牌必须永久地固定在座椅结构上。

(c) **燃油和滑油加油口** 采用以下规定:

(1) 必须在燃油加油口盖上或其近旁作如下标记:

(i) “燃油”字样;

(ii) 最低燃油标号(对活塞发动机)

(iii) 许用燃油牌号(对涡轮发动机);

(iv) 压力加油系统最大许用加油压力和最大许用抽油压力。

(2) 在滑油加油口盖上或其近旁必须标有“滑油”字样。

(d) **应急出口标牌** 每个应急出口标牌和操作手柄必须是红色的。每个应急出口控制器附近,必须有一个标牌清楚地指出出口的位置和其使用方法。

(e) 每个直流装置的外接电源插头附近,必须清楚地标示其系统电压。

(f) **不可用燃油** 如果任何油箱的不可用燃油超过油箱容量的 5%或 3.8 升(1 美加仑)(取大者),则在该油箱燃油油量表附近必须安装一块标牌,注明在平飞中油量表读数是“零”时,剩余的燃油不能安全用于飞行。

§ 23.1559 使用限制标牌

(a) 必须有驾驶员能看清楚的下列内容的一个标牌:

(1) 对按一种类别审定合格的飞机:

“本机按_____类别(填入类别)使用时,必须遵循本机上安装的标记标牌所指示的使用限制。按此类别使用本机时必须遵循的其它使用限制见飞机飞行手册”。

(2) 对于按一种以上类别审定合格的飞机:

“本机按_____类别(填入类别)使用时,必须遵循本机上安装的标记标牌所指示的使用限制。按此类别或作_____类别(填入类别或几种类别)使用本机时,必须遵循的其它使用限制见飞机飞行手册”。

(b) 必须有驾驶员能看清楚的一个标牌,根据所装设备规定飞机运行或禁止飞机运行的运行类型(如按目视飞行规则 VFR、仪表飞行规则 IFR、昼间或夜间)和气象条件(如结冰条件)。

§ 23.1561 安全设备

(a) 对安全设备必须清晰地标明其操作方法。

(b) 存放所需安全设备的设施必须有醒目的标记,以方便乘员。

§ 23.1563 空速标牌

必须有驾驶员能清楚看到的空速标牌,其位置应尽可能接近空速指示器。此标牌必须标有下列内容:

(a) 设计机动速度 V_A ;

(b) 最大起落架收放速度 V_{LO} 。

§ 23.1567 飞行机动标牌

(a) 对于正常类飞机,必须在驾驶员前面能看清楚之处,设置一块标牌注明:“不准许做特技机动,包括尾旋在内”

(b) 对于实用类飞机,必须有下述标牌:

(1) 驾驶员能看清楚的一块标牌,注明:“特技机动限制如下_____”(列举经批准的机动飞行和每种机动飞行的推荐进入速度);

(2) 对于不满足特技类飞机尾旋要求的飞机有驾驶员能清楚的附加标牌,注明“禁止尾旋”。

(c) 对于特技类飞机,必须有驾驶员能看清楚的一块标牌,列举经批准的特技机动和每种机动飞行的推荐进入速度。如果各种倒飞机动未获批准,标牌对此必须注明。

飞机飞行手册和批准的手册资料

§ 23.1581 总则

(a) **应提供的资料** 必须为每架飞机提供飞机飞行手册。该手册必须包含以下内容:

- (1) § 23.1583 至 § 23.1589 要求的资料。
- (2) 由于设计、使用或操作特性而为安全运行所必需的其他资料。

(b) 经批准的资料

(1) 除了本条(b)(2)规定的以外,飞机飞行手册中包含 § 23.1583 至 23.1589 规定资料的每一部分内容必须经批准,并且必须单独编排,加以标识,将其同该手册中未经批准部分分开。

(2) 如果满足下述条件,则本条(b)(1)的要求不适用:

(i) 飞机飞行手册包含 § 23.1583 规定资料的每一部分,其内容必须仅限于此种资料,并且必须经批准,并加以标识,并明显区别于飞机飞行手册的其它各部分;

(ii) § 23.1585 至 § 23.1589 中规定的资料,必须按照本部的适用要求加以确定,并用适航当局可接受的方式全面给出。

(3) 包含有本条规定资料的飞机飞行手册的每一页,其式样必须不易被擦去、损坏或错放,能插入申请人提供的手册或者放进活页夹,或任何其它固定的装订夹内。

(c) [备用]

(d) **目录表** 如果手册的复杂性表明有必要,每一飞机飞行手册必须有一目录表。

【(e) 必须配备驾驶员易于接近的合适的固定容器,用于存放飞机飞行手册。】

[1990年7月18日第一次修订]

§ 23.1583 使用限制

(a) **空速限制** 必须提供下列资料:

(1) 按 § 23.1545 要求在仪表上标示空速限制所需资料,以及上述每种限制和在空速指示器上所用的彩色符号的意义;

(2) 速度 V_A 、 V_{LE} 和 V_{LO} 及其意义;

【(3) 此外,对于通勤类飞机还必须提供下列资料:

【(i) 最大使用限制速度 V_{MO}/M_{MO} ,并需说明:“除经批准在试飞或驾驶员训练飞行中可使用更大的速度外,在任何飞行状态(爬升、巡航或下降)下,均不得故意超越该速度限制”;

【(ii) 如果空速限制取决于压缩性效应,则需提供对该效应的说明和资料(关于该效应的征兆、飞机可能出现的反应以及荐用的改出程序);

【(iii) 空速限制必须用 V_{MO}/M_{MO} 表明,而不用 V_{NO} 和 V_{NE} 。】

(b) **动力装置限制** 必须提供下列资料:

(1) § 23.1521 要求的限制;

(2) 对限制的解釋(当需要时);

(3) 按 § 23.1549 至 § 23.1553 的要求对仪表作标记所必需的资料。

(c) **重量** 飞机飞行手册必须包括下列内容:

(1) 最大重量;

(2) 最大着陆重量。如果申请人选择的设计着陆重量低于最大重量。

【(3) 此外,对于通勤类飞机,申请人选定范围内的每一高度、环境温度和要求的起飞跑道长度的最大起飞重量。该重量不得超过由下列条件确定的重量:

【(i) 按 § 23.59 确定的全发工作起飞距离或按 § 23.55 确定的加速—停止距离(取大者)等于可用跑道长度;

【(ii) 飞机符合 § 23.59 单发停车起飞距离的要求;

【(iii) 飞机符合 § 23.57 和 § 23.67 单发停车起飞和航路爬升的要求。】

【(4) 此外,对于通勤类飞机,申请人所选定范围内的每一高度、环境

温度和要求的着陆跑道长度的最大着陆重量。该重量不得超过下列重量之一：

【(i) 按 § 23.75 确定的着陆距离的重量；

【(ii) 表明符合 § 23.77 的重量。】

(d) **重心** 必须提供已制定的重心限制。

(e) **机动** 必须按本条规定，提供下列核准的机动、相应的空速限制和未核准的机动：

(1) **正常类飞机** 对于正常类飞机，特技机动包括尾旋是不核准的。如果该飞机已按 § 23.221(d) 表明具有“不会进入尾旋的特性”，则必须列入有此含义的说明。别的正常类飞机必须有标牌禁止尾旋。

(2) **实用类飞机** 对于实用类飞机，必须提供在型号飞行试验中表明并经核准的机动以及推荐的进入速度，其他机动均不核准。如果该飞机已按 § 23.221(d) 表明具有“不会进入尾旋特性”，则必须列入有此含义的说明。

(3) **特技类飞机** 对于特技类飞机，必须列入在型号飞行试验中表明并经批准的飞行机动以及推荐的进入速度。在驾驶舱内必须有一标牌标示改出尾旋机动所需要的操纵动作。

【(4) **通勤类飞机** 对通勤类飞机，不批准包括尾旋在内的特技机动。】

(f) **飞行载荷系数** 必须提供正限制载荷系数，单位为 g。

(g) **飞行机组** 如果为了安全，要求飞行机组人数多于一人，则必须提供最小飞行机组人员的数量和职能。

(h) **运行类型** 必须提供飞机可以或不得使用的运行类型（如目视飞行规则 VFR，仪表飞行规则 IFR，昼间或夜间），以及飞机可以或不得使用的气象条件。必须列出影响任何使用限制的任何所装设备并标出其使用功能。

(i) [备用]

(j) [备用]

(k) **最大使用高度** 必须提供按 § 23.1527 制定的最大高度。

(l) **最大客座量布置** 必须提供最大客座量布置。

[1990年7月18日第一次修订]

§ 23.1585 **使用程序**

(a) 对每架飞机,必须提供有关正常和应急程序的资料以及为安全运行所必需的其他有关资料,其中包括下列内容:

(1) 经演示的侧风速度和程序以及有关飞机在侧风中运行的资料;

(2) 空速、程序和有关下列空速用法的资料:

(i) 推荐的爬升速度及其随高度的变化;

(ii) V_x 及其随高度的变化;

(iii) 进场速度,包括过渡到中断着陆情况的速度。

(b) [备用]

(c) 对于多发飞机,必须包括下列资料:

(1) 在速度大于和小于 V_{MCA} 单发停车情况下保持或恢复飞机操纵的程序;

(2) 在单发停车情况下进行着陆的程序,以及如果能安全进行复飞机动,则在单发停车情况下进行复飞的程序;否则要有不允许进行复飞机动的警告;

(3) 在单发停车情况下取得最好性能的程序,包括飞机形态的影响;

(4) 按照 § 23.51 制定的起飞程序。

(d) 对于多发飞机,必须提供资料说明,为安全起见,燃油系统需按 § 23.953 规定独立供油,同时提供将燃油系统配置成用以表明符合该条要求的状态的说明。

(e) 对于表明符合 § 23.1353(g)(2)或(g)(3)的每架飞机,必须提供蓄电池与向其充电的电源断开的操作程序。

(f) 如果任何油箱的不可用燃油超过油箱容量的 5%或 3.8 升(1 美加仑)(取大者),则必须提供资料指明平飞中燃油油量表读数为“零”时,不能在飞行中安全使用油箱中的任何数量的余油。

(g) 必须提供关于每个燃油箱可用燃油总油量的资料。

【(h) 此外,对于通勤类飞机,必须在飞机飞行手册中规定飞行中(计及高度的影响)重新启动涡轮发动机的程序。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

§ 23.1587 性能资料

(a) **总则** 对于每架飞机,必须提供下列资料:

(1) § 23.201(c)中所规定的机动改出阶段出现大于 30 米(100 英尺)的任何高度损失,或低于飞行水平线大于 30° 的任何下俯;

(2) 每个油箱可用的燃油总量能被安全使用的条件;

(3) 最大重量下的失速速度 V_{SO} 。

(4) 在最大重量下,起落架与襟翼均收上时的失速速度 V_{SI} ,以及直到 60° 为止的坡度对此失速速度的影响;

(5) 按 § 23.51 确定的起飞距离,在 15 米(50 英尺)高度上的空速、飞机形态(如果有关)、试验时所用的道面种类,以及与发动机罩通风片位置、飞行航迹控制装置的使用和起落架收放系统使用的有关资料;

(6) 按 § 23.75 确定的着陆距离、飞机形态(如果有关)、试验时所用的道面种类,以及与襟翼位置和飞行航迹控制装置使用的有关资料;

(7) 按 § 23.65 和 § 23.77 确定的定常爬升率或梯度、空速、动力和飞机形态;

(8) 下列变化对起飞距离(本条(a)(5))、着陆距离(本条(a)(6))和定常爬升率(本条(a)(7))的计算近似影响:

(i) 高度从海平面到 2,400 米(8,000 英尺);

(ii) 在这些高度上,温度从低于标准状态 33.3°C (60°F),到高于标准状态 22.2°C (40°F)。

(9) 对于活塞发动机飞机,表明符合 § 23.1041 至 § 23.1047 冷却规定的最高大气温度。

(b) **滑橇飞机** 对于滑橇飞机,如果存在下列情况,可以采用说明爬

升性能近似降低量的方法来代替提供滑橇飞机形态的全部新数据:

- (1) 机轮式飞机和滑橇飞机形态中都是固定式起落架;
- (2) 爬升要求不是临界的;
- (3) 滑橇飞机形态的爬升率减少不多(10~15 米/分)(30~50 英尺/分)。

(c) **多发飞机** 对于多发飞机,必须提供下列资料:

(1) 按 § 23.205 表明的在单发停车失速期间的高度损失(从飞机开始发生不可控制俯仰的高度计算到恢复水平飞行的高度)和此机动中的俯仰角;

(2) 单发停车情况下的最佳爬升率速度或最小下降率速度;

(3) 用来表明符合 § 23.1047(d)(5)的冷却和爬升要求的速度,如果该速度大于单发停车时的最佳爬升率速度;

(4) 按 § 23.67 确定的定常爬升率或梯度,以及空速、动力和飞机形态;

(5) 下列变化对按 § 23.67 确定的爬升率性能的计算近似影响:

(i) 标准大气和巡航形态下,高度从海平面到 2,400 米(8,000 英尺);

(ii) 在这些高度上,温度从低于标准温度 33.3℃(60 F)到高于标准温度 22.2℃(40 F)。

(d) **通勤类飞机** 此外,对于通勤类飞机,飞机飞行手册必须至少含下列性能资料:

(1) 能够为申请人所选定的使用限制内所有温度和高度确定 § 23.1583 规定的起飞重量限制的足够资料;

(2) 据以得出该性能资料的各种条件,包括用来按 § 23.75 要求确定着陆距离的 15 米(50 英尺)高度上的空速。

(3) 下列性能资料(在最大着陆重量和最大起飞重量之间的范围内用外推法确定和算得):

(i) 按 § 23.77 确定的着陆形态爬升;

(ii) 按 § 23.75 确定的着陆距离;

(4) 按照飞机使用限制所制定的程序资料 and 为飞机安全运行以推荐的程序形式给出的其他资料。

(5) 飞机重要的或不寻常的飞行和地面操纵特性的解释;

(6) 空速(按校准空速),对应于表明符合 § 23.53 起飞速度时所规定的空速。【如果在飞行手册数据中已经考虑了所有压力敏感误差和仪表(包括指示器)测量误差,则校准空速可以用指示空速表示并按指示空速进行标记。】

[1990年7月18日第一次修订;1993年12月23日第二次修订]

§ 23.1589 载重资料

必须提供下列载重资料:

(a) 飞机在按 § 23.25 称重时,所装每项设备的重量和位置;

(b) 对于在 § 23.25 所确定的最大和最小重量之间能导致重心超出下列范围的每种可能装载情况,应有相应的装载说明:

(1) 选定的限制;

(2) 证明结构符合要求的限制;

(3) 表明符合每项功能要求的限制。

附录 A

对于最大重量等于或小于 2,722 公斤(6,000 磅) 的常规单发飞机的简化设计载荷准则

A23.1 总则

(a) 对于最大重量等于或小于 2,722 公斤(6,000 磅)的常规单发飞机的合格审定,本附录的设计载荷准则经批准与本部 § 23.321 至 § 23.459 的要求等效。

(b) 除非另有说明,本附录中的术语和符号与 CCAR23 部相应的术语和符号相同。

A23.3 专用符号

n_1 为飞机正限制机动载荷系数。

n_2 为飞机负限制机动载荷系数。

n_3 为 V_C 时飞机正限制突风载荷系数。

n_4 为 V_C 时飞机负限制突风载荷系数。

$n_{\text{襟翼}}$ 为 V_F 时襟翼全放下飞机正限制载荷系数。

* V_{Fmin} ——最小设计襟翼速度 $= 1.59 \sqrt{n_1 w g/s}$ (4.98 $\sqrt{n_1 w/s}$; 11.0 $\sqrt{n_1 w/s}$), 节。

* V_{Amin} ——最小设计机动速度 $= 2.17 \sqrt{n_1 w g/s}$ (6.79 $\sqrt{n_1 w/s}$; 15.0 $\sqrt{n_1 w/s}$), 节。

* V_{Cmin} ——最小设计巡航速度 $= 2.46 \sqrt{n_1 w g/s}$ (7.69 $\sqrt{n_1 w/s}$; 17.0 $\sqrt{n_1 w/s}$), 节。

* V_{Dmin} ——最小设计俯冲速度 $= 3.47 \sqrt{n_1 w g / s}$ ($10.86 \sqrt{n_1 w / s}$; $24.0 \sqrt{n_1 w / s}$), 节。

A23.5 多于一种类别的合格审定

本附录的准则可以用于正常类、实用类和特技类或这些类别任意组合的合格审定。如果希望取得多于一种类别的合格证,必须选择设计类别的重量使得 $n_1 w$ 对所有类别的飞机是一个常数,或使某个期望的类别的飞机的“ $n_1 w$ ”值大于其它类别的“ $n_1 w$ ”。对于机翼和操纵面(包括襟翼和调整片)只需进行对“ $n_1 w$ ”最大值的检查,或在“ $n_1 w$ ”为常数时,对相应于设计重量为最大的类别进行检查。如果选择了特技类,则必须完成按照附录 A23.9(c)(2)和 A23.11(c)(2)规定的非对称飞行载荷的检查。机翼、机翼贯穿结构和水平尾翼结构必须按上述情况做检查。对于基本机身结构,只需要对所选择的设计类别的最大载荷系数进行检查。当飞机装有配重项目时,对于支承这些项目的局部结构只需按所加的最大载荷系数进行设计。然而,如果希望获得特技类合格证,则发动机架必须按比正常类和实用类合格审定所要求的更高的侧向载荷系数来设计。在按着陆载荷进行设计时,起落架和飞机作为一整体只需要对相应于最大设计重量的类别进行检查。这些简化原则仅适用于具有经验的常规单发飞机,对于有非常规设计特征的飞机,适航当局可以要求进行补充检查。

A23.7 飞行载荷

(a) 可以认为每组飞行载荷与高度无关,除死重项目的局部支承结构外,仅必须检查最大设计重量情况。

(b) 必须采用本附录中的表 1、图 A3 和图 A4,由所申请的类别确定相应于最大设计重量的 n_1 、 n_2 、 n_3 和 n_4 的数值。

(c) 必须采用本附录中的图 A1 和图 A2,由所申请的类别确定相应于最小飞行重量的 n_3 和 n_4 值。如果这些载荷系数大于设计重量的载荷系数,则死重项目的支承结构必须按较高的载荷系数验证。

(d) 每个规定的机翼和尾翼载荷与重心范围无关。但是,申请人必须选定一个重心范围,而且必须在所选定的重心范围内按最不利的死重载荷情况检查基本机身结构。

(e) 下列载荷和受载情况是结构强度必须得到保证的最低限度:

(1) **飞机平衡** 可以认为机翼气动力载荷垂直作用于相对气流,对于正向飞行情况,其值为飞机法向载荷(按本附录 A23.9(b)和(c)确定)的 1.05 倍;对于负向飞行情况,其值等于飞机法向载荷。必须考虑该机翼载荷的弦向和法向每个分量。

(2) **最小设计空速** 最小设计空速可由申请人选择,但不得低于根据本附录图 A3 得出的最小速度。另外, $V_{C_{min}}$ 不必大于在海平面实际获得的 $0.9V_H$ 值,而此 V_H 值为对应于申请合格审定的最小设计重量的类别。在计算这些最小设计空速时, n_1 不得低于 3.8。

(3) **飞行载荷** 本附录表 1 所规定的限制飞行载荷系数,表示气动力分量(垂直于假设的飞机纵轴)与飞机重力之比。当气动力相对于飞机向上作用时,飞行载荷系数为正。

A23.9 飞行情况

(a) **总则** 必须采用本条(b)和(c)的每个设计情况,以保证在飞机 $V-n$ 包线(与本附录图 A4 相似)的边界上或其内的每种速度和载荷系数情况下具有足够的强度。此包线还必须用于制定按 § 23.1505 至 § 23.1513 和 § 23.1519 中所规定的飞机结构使用限制。

(b) **对称飞行情况** 飞机必须按下述对称飞行情况进行设计:

(1) 飞机必须至少按本附录图 A4 飞行包线所示的 4 种基本飞行情况“A”、“D”、“E”和“G”进行设计。此外,采用下列规定:

(i) 与图 A4 的“D”和“E”情况相应的设计限制飞行载荷系数,必须至少和本附录的表 1 和图 A4 所规定的载荷系数一样大,这些情况的设计速度必须至少等于由本附录图 A3 所得出的 V_D 值;

(ii) 对于图 A4 的“A”和“G”的情况,载荷系数必须和本附录表 1 所

规定的相符,设计速度必须用这些载荷系数和申请人所确定的最大静升力系数 C_{NA} 来计算。然而,在缺乏更精确计算时,后者可以基于 $C_{NA} = \pm 1.35$,并且“A”情况的设计速度可以低于 V_{Amin} ;

(iii) 图 A4 的“C”或“F”情况,只有在本附录中当 n_3wg/s 大于 n_1wg/s (n_3w/s 大于 n_1w/s) 或 n_4wg/s 大于 n_2wg/s (n_4w/s 大于 n_2w/s) 时才需要个别地进行检查。

(2) 如果装有在进场、着陆和起飞阶段较低空速时使用的襟翼或其它增升装置,飞机必须按本附录表 1 所规定的相应于襟翼展态的限制系数的两种飞行情况来设计,此时襟翼在不低于本附录图 A3 的襟翼设计速度 V_{Fmin} 时完全放下。

(c) **非对称飞行情况** 每个受影响的结构必须按下列非对称载荷来设计:

(1) 后部翼身连接必须按本附录 A23.11(c)(1)和(2)所确定的临界垂直尾翼载荷设计;

(2) 机翼和机翼贯穿结构必须按下述载荷进行设计:在对称面一边按“A”情况加载 100%,在另一边加载 70%(对合格审定为正常类和实用类),或在另一边加载 60%(对合格审定为特技类);

(3) 机翼和机翼贯穿结构必须按对称面的两边为 75%正机动机翼载荷及由副翼偏转所引起的最大机翼扭矩的组合来设计。用翼展的副翼部分经过修正的基本翼型力矩系数来考虑副翼偏转对 V_C 或 V_A 的机翼扭矩的影响时,必须按下列方法计算:

(i) $C_m = C_m + 0.01\delta u$ (副翼上偏一侧)机翼基本翼型;

(ii) $C_m = C_m - 0.01\delta d$ (副翼下偏一侧)机翼基本翼型。

其中 δu 是向上的副翼偏度, δd 是向下的副翼偏度;

(4) Δ 的临界值(其值是 $\delta u + \delta d$ 的总和),必须按下述方法计算:

(i) 用下列公式计算 Δa 和 Δb :

$$\Delta a = \frac{V_A}{V_C} \times \Delta P;$$

$$\Delta b = 0.5 \frac{V_A}{V_D} \times \Delta P。$$

其中： ΔP 为 V_A 时的最大总偏角(两副翼偏角的和)， V_A 、 V_C 和 V_D 在本附录 A23.7(e)(2)中有说明；

(ii) 用下式计算 K ：

$$K = \frac{(C_m - 0.01\delta b)V_D^2}{(C_m - 0.01\delta a)V_C^2}$$

其中： δa 是相应于(i)中 Δa 的副翼向下偏度， δb 是相应于(i)中的 Δb 的副翼向下偏度；

(iii) 如果 K 小于 1.0， Δa 是 Δ 的临界值，并必须用来确定 δu 和 δd 。在此情况， V_C 是临界速度，必须用它来计算翼展的副翼部分的机翼扭转载荷；

(iv) 如果 K 等于或大于 1.0， Δb 是 Δ 的临界值，并必须用来确定 δu 和 δd 。在此情况， V_D 是临界速度，必须用它来计算翼展的副翼部分的机翼扭转载荷。

(d) 补充情况：机翼后撑杆、发动机扭矩、发动机架上的侧向载荷 必须检查下列每个补充情况：

(1) 在设计机翼后撑杆时，可以检查 § 23.369 所规定的情况来代替本附录图 A4 的“G”情况。如果用这种方法并且希望得到多于一种类别的合格证，则在 § 23.369 的公式中采用的 $wg/s(w/s)$ 值必须是相应于最大总重类别的数值；

(2) 发动机架及其支撑结构，必须按相应于非起飞状态的发动机最大功率和螺旋桨转速的最大限制扭矩，以及由最大正机动飞行载荷系数 n_1 所引起的限制载荷同时作用的情况来设计。对于具有 5 个或多于 5 个汽缸的发动机，必须采用 1.33 的系数乘以平均扭矩得到上述限制扭矩。对于具有 4、3

和 2 个汽缸的发动机,其系数必须分别 2、3 和 4;

(3) 发动机架及其支撑结构必须按侧向限制载荷系数引起的载荷来设计,对于正常类和实用类,系数不小于 1.47;对特技类不小于 2.0。

A23.11 操纵面载荷

(a) **总则** 每个操纵面载荷必须按本条(b)的准则确定,并必须在本条(c)的简化载荷的范围内。

(b) **驾驶员限制作用力** 对本条(c)至(e)所规定的每个操纵面载荷情况,在操纵面上的空气载荷和相应的偏度不必超过在飞行中使用 § 23.397 (b)表中规定的驾驶员最大限制作用力所产生的值。如果操纵面载荷受到该驾驶员最大限制作用力的限制,则必须考虑调整片偏转到最大行程(在有助于驾驶员作用力的方向上),或者在所考虑情况的预期速度下,调整片偏转到“失配平”所需的最大角度。但是,调整片载荷不必超过本附录表 2 所规定的值。

(c) **操纵面载荷情况** 必须按下列规定检查每个操纵面的载荷情况:

(1) 在本附录表 2、图 A5 和图 A6 中规定了水平尾翼、垂直尾翼、副翼、襟翼和配平调整片的简化操纵面限制载荷和分布。如果给出多于一种的分布,必须对每种分布进行检查;

(2) 如果期望得到特技类合格证,必须检查水平尾翼在飞机中心线一侧为 $100\% \bar{W}$,在飞机中心线的另一侧为 $50\% \bar{W}$ 的非对称载荷情况。

(d) **外侧垂直安定面** 外侧垂直安定面必须符合 § 23.445 的要求。

(e) **特殊装置** 特殊装置必须符合 § 23.459 的要求。

A23.13 操纵系统载荷

(a) **主飞行操纵器件和系统** 主飞行操纵器件和系统必须按下列规定来设计:

(1) 飞行操纵系统及其支撑结构,必须按本附录 A23.11 规定情况计算的操纵面铰链力矩的 125% 的载荷来设计。此外采用下列规定:

(i) 系统限制载荷不必超过由驾驶员和自动驾驶装置推动操纵器件

所能产生的载荷；

(ii) 设计必须为实际使用(包括卡住、地面突风、顺风滑行、操纵惯性和摩擦提供一个坚实的系统；

(2) 升降舵、副翼和方向舵操纵器件可能受的驾驶员最大和最小限制作用力在 § 23.397(b) 的表中示出。这些驾驶员载荷必须假定按飞行情况作用在相应的操纵器件握点或脚蹬板上,并且在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

(b) **双操纵系统** 如果装有双操纵系统,该系统必须按两个驾驶员反向操纵的情况来设计,所采用的单个驾驶员作用力等于按本条(a)所得载荷的 75%,但是,单个驾驶员作用力不得低于 § 23.397(b) 表中所示的驾驶员最小限制作用力。

(c) **地面突风情况** 地面突风情况必须满足 § 23.415 的要求。

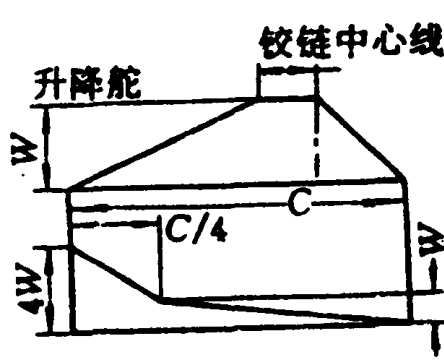
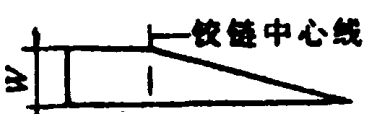
(d) **辅助操纵器件及其系统** 辅助操纵器件及其系统必须满足 § 23.405 的要求。

表 1 限制飞行载荷系数

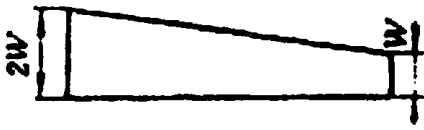
限制飞行载荷系数				
飞行载荷系数		正常类	实用类	特技类
襟翼收起	n_1	3.8	4.4	6.0
	n_2	$-0.5n_1$		
	n_3	[1]		
	n_4	[2]		
襟翼放下	$n_{\text{襟翼}}$	$0.5n_1$		
	$n_{\text{襟翼}}$	0[3]		

- (1) 从图 1 得出 n_3
 (2) 从图 2 得出 n_4 .
 (3) 可以假定垂直的机翼载荷为零,只有机翼的襟翼部分需要按此情况进行检查。

表 2 操纵面平均限制载荷

操纵面平均限制载荷			
操纵面	载荷方向	载荷大小	弦上分布
I 水平尾翼	(a) 向上和向下	图 A5 曲线	
	(b) 非对称载荷 (向上和向下)	对正常类和实用类: 飞机中心线一侧为 100%W 飞机中心线另一侧为 65%W 对特技类见 A23.11(c)	
I 垂直尾翼	(a) 向左和向右	图 A5 曲线(1)	同上(A)
	(b) 向右和向左	图 A5 曲线(1)	同上(B)
II 副翼	(a) 向上和向下	图 A6 曲线(5)	

正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准

IV 襟翼	(a) 向上	图 A6 曲线(4)	
	(b) 向下	为 0.25 倍的向上载荷	
V 配平调整片	(a) 向上和向下	图 A6 曲线(3)	同上(D)

注:操纵面载荷 I、I、II 和 V 基于速度 V_{Cmin} , 操纵面载荷 M 基于 V_{Fmin} 、如果选择大于这些最小值的速度作为设计速度, 相应的操纵面载荷必须乘以 $(V_{选择}/V_{min})^2$ 的比值, 对于 I、I、II 和 V 所使用的系数必须为 $(V_{A选择}/V_{Amin})^2$ 中的较大者。

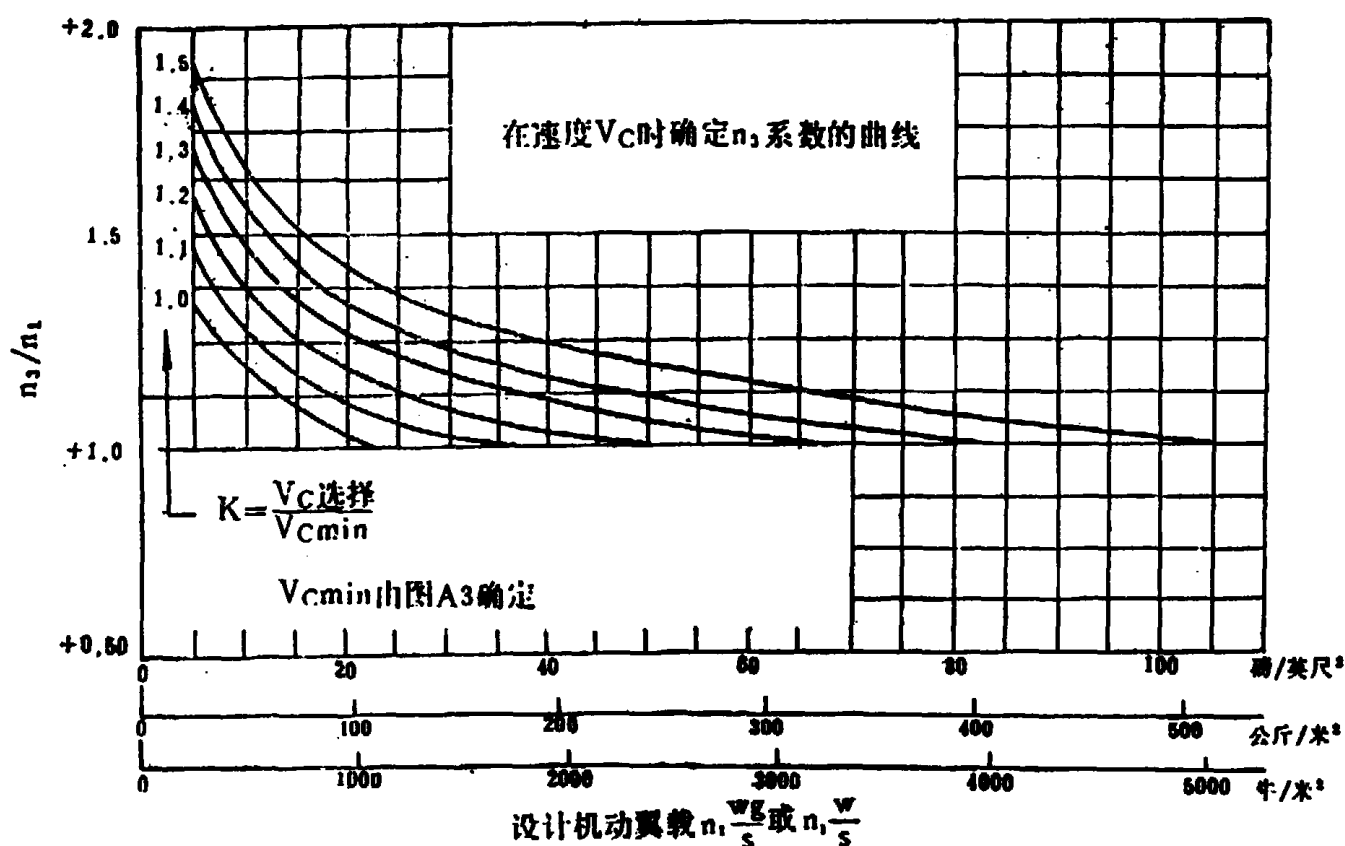


图 A1 在速度 V_c 时确定 n_3 系数的曲线图

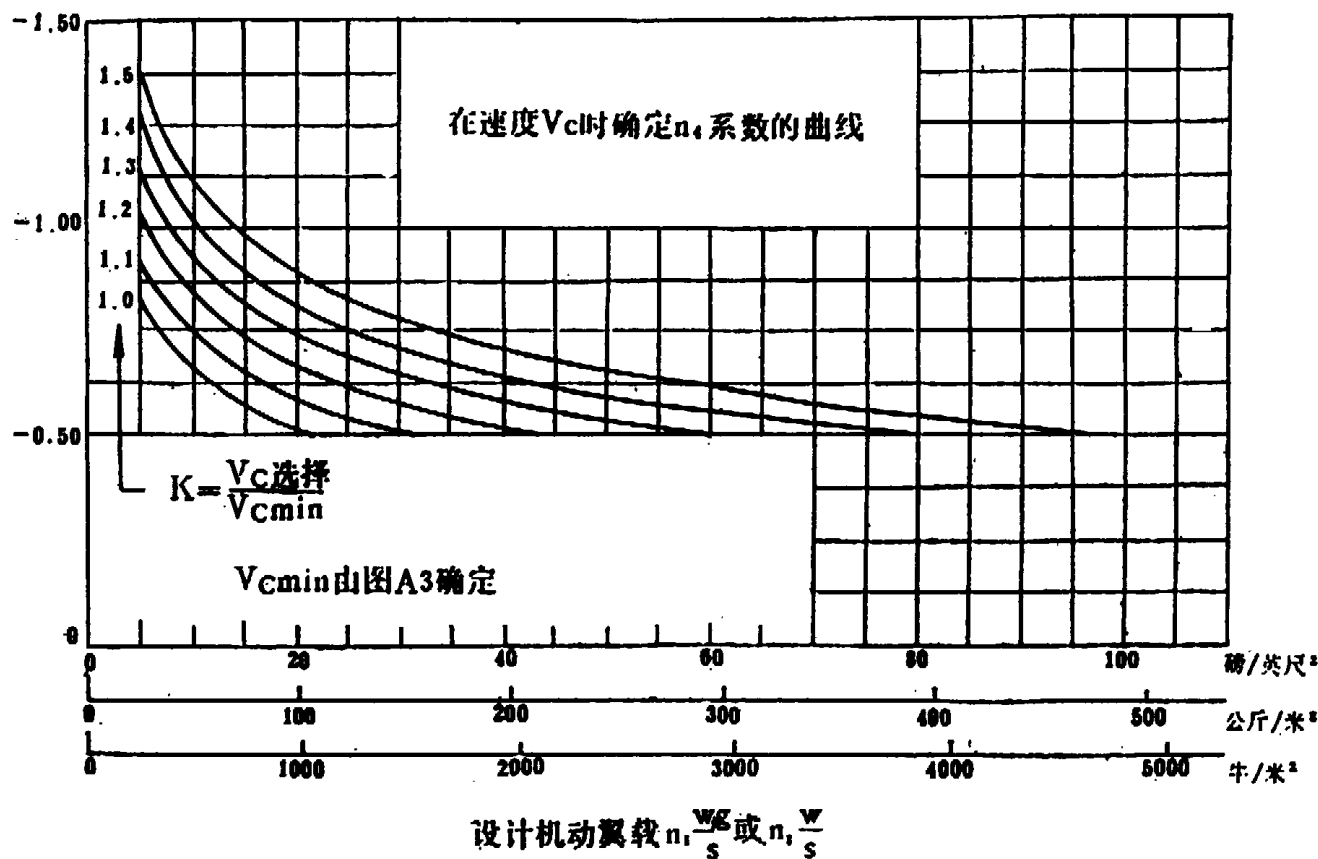


图 A2 在速度 V_c 时确定 n_1 系数的曲线图

速度单位: 节

$$V_{Dmin} = 3.47 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}, \text{但不必超过 } 1.4 \sqrt{\frac{n_1}{3.8}} V_{cmin};$$

$$V_{cmin} = 2.46 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}, \text{但不必超过 } 0.9 V_H;$$

$$V_{Amin} = 2.17 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}, \text{但不必超过设计中采用的 } V_c;$$

$$V_{Fmin} = 1.59 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}.$$

公制：

$$V_{Dmin} = 10.86 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{但不必超过 } 1.4 \sqrt{\frac{n_1}{3.8}} V_{Cmin};$$

$$V_{Cmin} = 7.69 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}, \text{但不必超过 } 0.9V_H;$$

$$V_{Amin} = 6.79 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{但不必超过设计中采用的 } V_C;$$

$$V_{Fmin} = 4.98 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}。$$

英制：

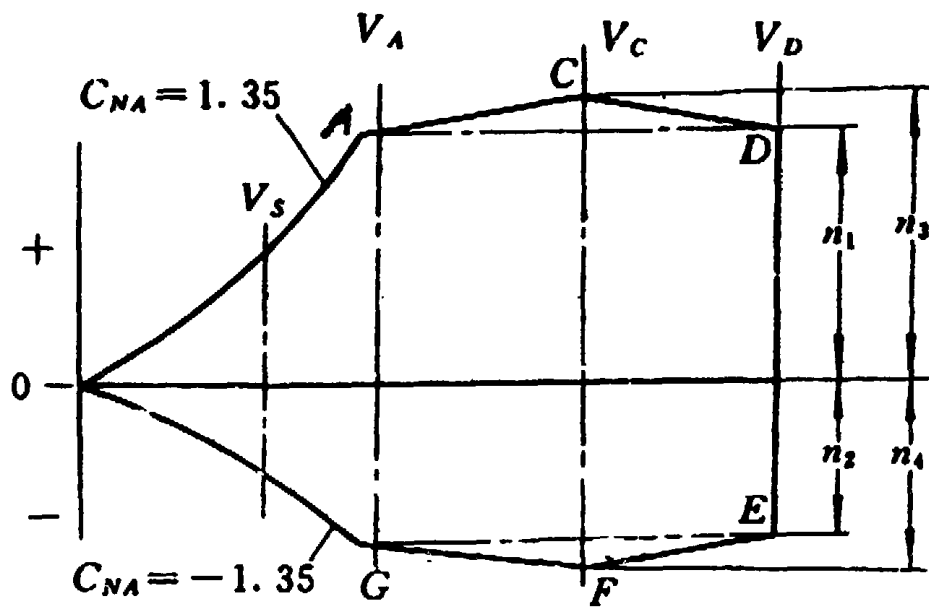
$$V_{Dmin} = 24.0 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{但不必超过 } 1.4 \sqrt{\frac{n_1}{3.8}} V_{Cmin};$$

$$V_{Cmin} = 17.0 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{但不必超过 } 0.9V_H;$$

$$V_{Amin} = 15.0 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{但不必超过设计中采用的 } V_C;$$

$$V_{Fmin} = 11.0 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}。$$

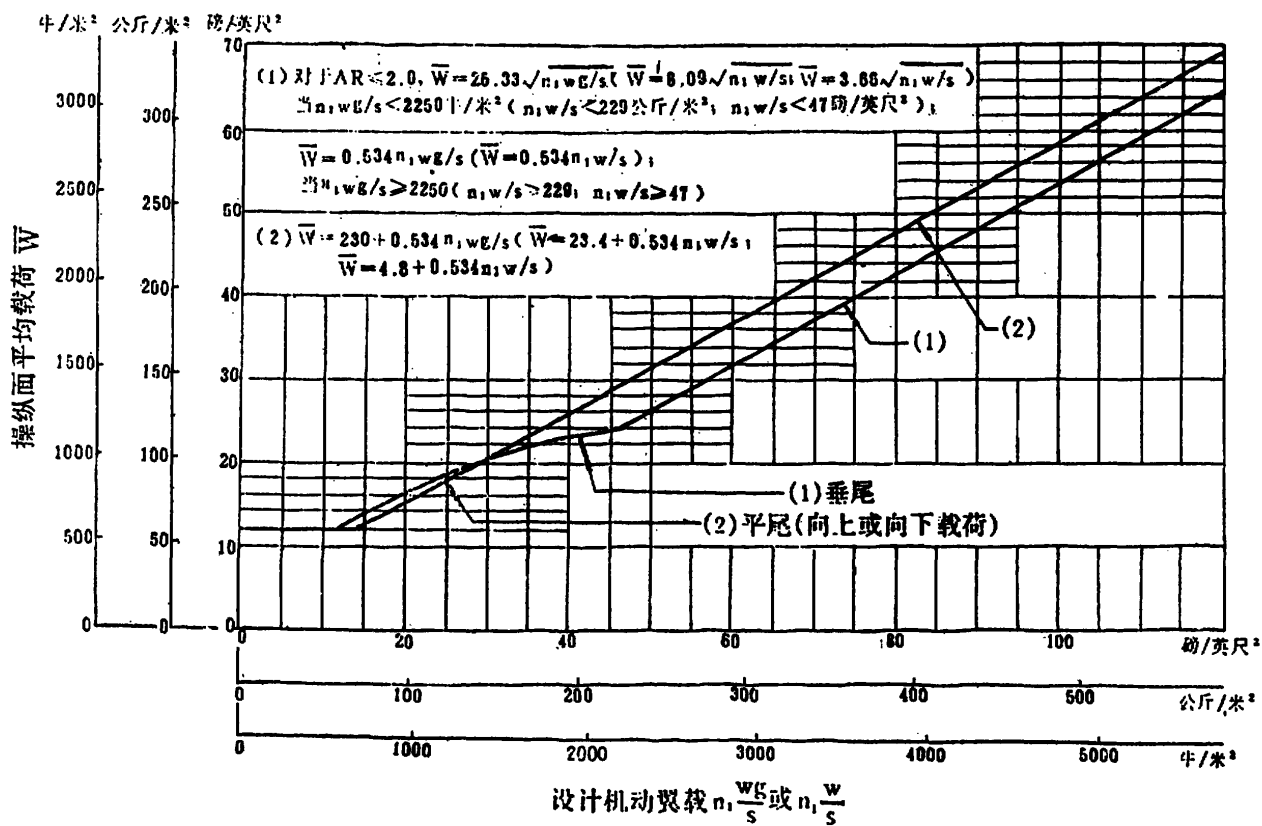
图 A3 确定最小设计速度的方程



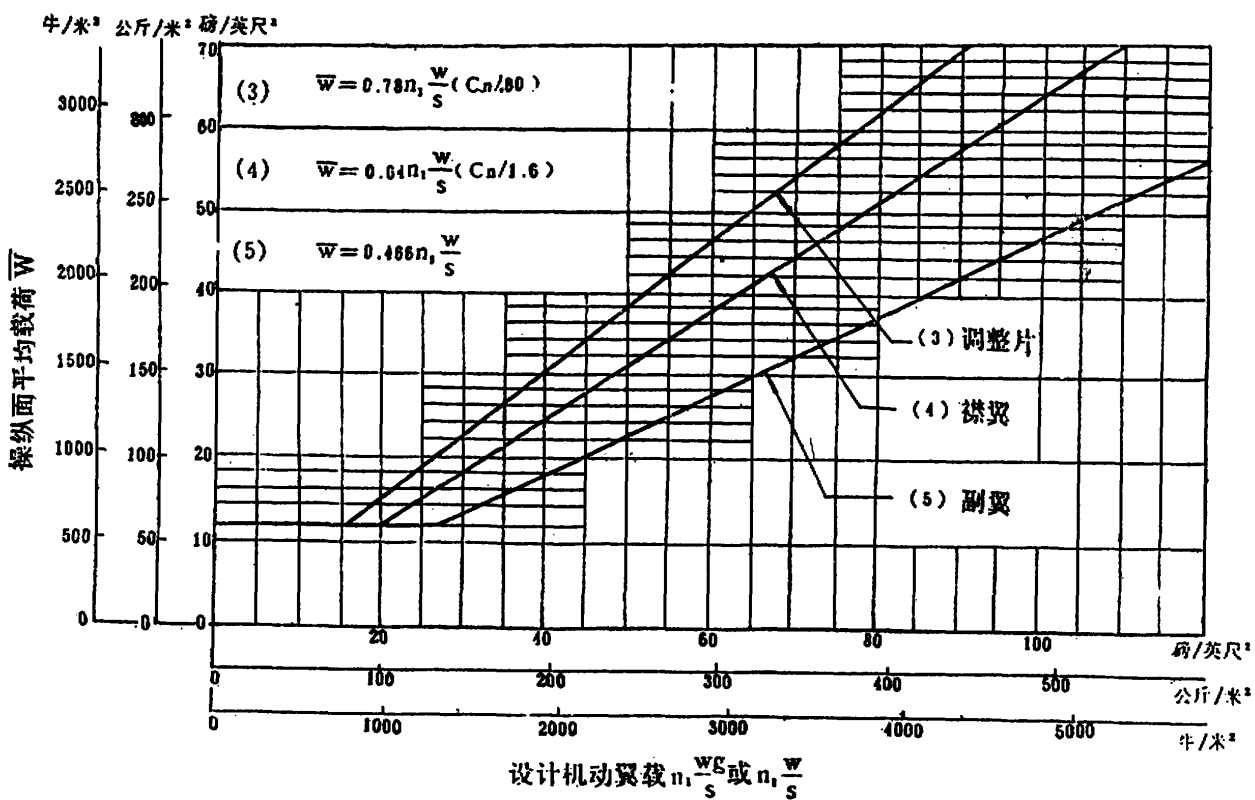
注：1 只有当 $n_3 \text{wg/s}$ 大于 $n_1 \text{wg/s}$ ($n_3 \text{wg/s}$ 大于 $n_1 \text{wg/s}$) 或 $n_4 \text{wg/s}$ 大于 $n_2 \text{wg/s}$ ($n_4 \text{wg/s}$ 大于 $n_2 \text{wg/s}$) 时,才需要个别地检查情况“C”或“F”。

2 若检查了 § 23.369 规定的补充情况,就不需要检查情况“G”。

图 A4 飞行包线



图A5 操纵面平均限制载荷



图A6 操纵面平均限制载荷

附 录 B

【备用】

〔1993年12月23日第二次修订〕

附 录 C

基 本 着 陆 情 况

(C23.1 基本着陆情况)

情 况	尾轮式		前轮式		
	水平着陆	尾沉着陆	有斜反力的 水平着陆	前轮稍离地 面水平着陆	尾沉着陆
参考条文	§ 23.479 (a)(1)	§ 23.481 (a)(1)	§ 23.479 (a)(2)(i)	§ 23.479 (a)(2)(ii)	§ 23.481 (a)(2) 和(b)
重心处的垂直 分量	nW	nW	nW	nW	nW
重心处向前和 向后的分量	KnW	0	KnW	KnW	0
重心处的侧向 分量	0	0	0	0	0
减震支柱伸长 (液压式缓冲 器)	注(2)	注(2)	注(2)	注(2)	注(2)
减震支柱压缩 量(橡皮或弹簧 式)	100%	100%	100%	100%	100%
轮胎压缩量	静态	静态	静态	静态	静态

正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准

主起落架载荷 (两个主起落架)V	$(n-L)W$	$(n-L)Wb/d$	$(n-L)Wa'/d'$	$(n-L)W$	$(n-L)W$
主起落架载荷 (两个主起落架)D	KnW	0	$KnWa'/d'$	KnW	0
尾(前)起落架 载荷 V	0	$(n-L)Wa/d$	$(n-L)Wb'/d'$	0	0
尾(前)起落架 载荷 D	0	0	$KnWb'/d'$	0	0
注	(1)(3)(4)	(4)	(1)	(1)(3)(4)	(3)(4)

注(1) K 可以确定如下:W 等于或小于 1,361 公斤(3,000 磅)时 $K=0.25$;W 等于或大于 2,722 公斤(6,000 磅)时, $K=0.33$ 。在上述重量之间时,K 为线性变化。

注(2) 对设计而言,除非另有说明,在减震支柱从 25%~100%的整个压缩行程内,假定最大载荷系数均可出现,并且必须按起落架每一元件所选取的减震支柱最临界的伸长位置来施加该载荷。

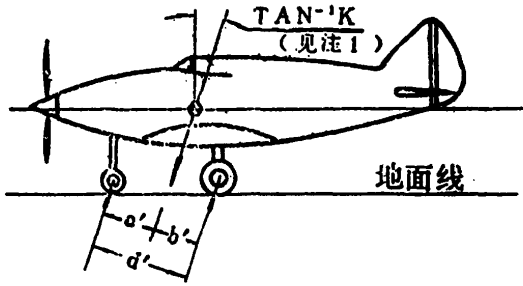
注(3) 不平衡力矩必须采用合理的或保守的方法加以平衡。

注(4) L 的定义见 § 23.725(b)。

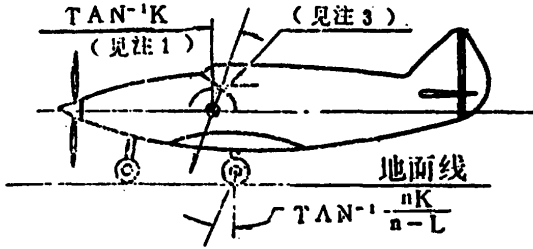
注(5) n 为飞机重心处的限制惯性载荷系数,取自 § 23.473(d)、(f)和(g)。

前 轮 式

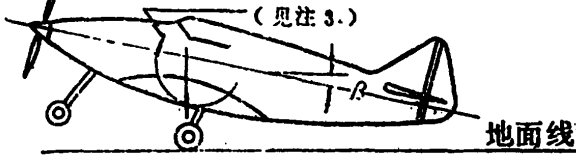
有斜反作用的水平着陆



前轮稍离地面的水平着陆



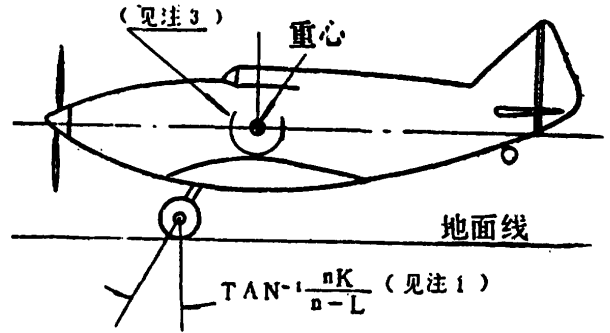
尾沉着陆



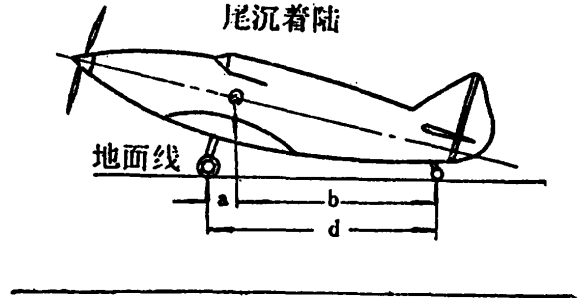
注：见§23.481(a)(2)

尾 轮 式

水平着陆



尾沉着陆



基本着陆情况

附录 D

机 轮 起 旋 载 荷

D23.1 机轮起旋载荷

(a) 确定着陆情况下机轮起旋载荷的下述方法是基于 NACA TN 8863。然而,设计所采用的阻力分量不得小于 § 23.479(b)规定的阻力载荷。

$$F_{Hmax} = \frac{1}{r_e} \sqrt{\frac{2Iw(V_H - V_o)nF_{vmax}}{t_s}}$$

式中:

F_{Hmax} 为作用在机轮上的最大向后水平力,牛顿(公斤;磅);

r_e 为在以推荐的轮胎工作压力撞击时,机轮的有效滚转半径(可以假定等于在 $n_j W_{eg}$ ($n_j W_e$) 静载荷作用下的滚转半径),米(英尺);

Iw 为滚动组件的转动惯量,公斤·米²(公斤·米·秒²;斯拉格·英尺²);

V_H 为与地面接触瞬时,平行于地面的飞机线速度(假定为 $1.2V_{so}$,米/秒(英尺/秒));

V_c 为预选旋转的轮胎的圆周速度(必须有一个可靠的预先旋转方法才可以考虑预先旋转),米/秒(英尺/秒);

n 为有效摩擦系数(可用 0.80);

F_{vmax} 为机轮上的最大垂直力,其值等于 $n_j W_{eg}$ ($n_j W_e$),牛顿(公斤;磅);
其中 W_e 和 n_j 在 § 23.725 中规定;

t_s 为从与地面接触至机轮达到最大垂直力之间的时间间隔,秒;

(但是,如果从上述公式得出的 F_{Hmax} 值超过 $0.8F_{vmax}$,则 F_{Hmax} 必须采用 $0.8F_{vmax}$ 的值。)

(b) 该公式假定载荷系数随时间为线性变化一直达到最大载荷为止。

在这种假定下,该公式确定了在半径 r_0 上的机轮圆周速度等于飞机速度时的阻力。多数减震支柱不能精确地保证载荷系数随时间作线性变化,因此,必须有合理或保守的余量来补偿上述偏差。在大多数起落架上,对于特定的下沉速度和前进速度,机轮起旋时间应小于达到最大垂直载荷系数所需的时间。对于特别大的机轮,在最大垂直载荷达到时,机轮圆周速度可能还未达到飞机速度。但是,如上所述,阻力方向的起旋载荷不必超过0.8倍的最大垂直载荷。

附录 E

装有助推动力的飞机的限制重量增量

(a) 如果符合下列规定,则对于装有已获得型号合格证的助推动力火箭发动机的飞机,申请人可按(b)规定增加经合格审定的最大起飞和着陆重量:

(1) 火箭发动机的安装已获批准,并经飞机试验确认,在最大重量增加后该火箭发动机及其操纵机构能安全可靠地工作;

(2) 除适航当局可能要求的任何其它使用限制外,飞机飞行手册或代替该手册所需的标牌、标记或其它手册还应注明根据本规章批准的增大的重量值,并注明在下列任一情况下禁止以批准增大的重量运行:

(i) 安装的助推火箭发动机贮存或安装时间已超过火箭发动机制造厂商规定的期限(该期限通常印在发动机机匣上);

(ii) 火箭发动机燃料已经耗尽或排空。

(b) 飞机未装助推火箭发动机时,经审定现已批准的最大起飞和着陆重量可以增加。增加量不超过下列任一重量数值:

(1) $0.00143IN$ 公斤,其中, I 是单台助推火箭发动机的最大可用冲量,以牛顿·秒计, N 是所装火箭发动机台数($0.014IN$ 磅,其中 I 以磅·秒计);

(2) 不装助推火箭发动机时根据适用的适航规章批准的最大合格审定重量的5%;

(3) 火箭发动机安装的重量;

(4) 某一重量,该量与现行批准的最大重量之和等于飞机不装助推火箭发动机时所制定的结构限制最大重量。

(c) 本附录的“助推动力”指火箭发动机在较短时间内且在应急情况下才提供的功率或推力或两者。

(d) [备用]

附录 F

表明自熄材料符合 § 23.853 的可接受试验程序

(a) **预处理** 试样必须置于 $21 \pm 2.8^{\circ}\text{C}$ ($70 \pm 5^{\circ}\text{F}$) 和 $50\% \pm 5\%$ 相对湿度的环境下,直到水分达到平衡或放置24小时。每次只可以从预处理环境中取出一个试样并立即送入火焰。

(b) **试样形态** 材料必须从装机制品上切下一块或用模拟切块的试样(例如从板材上切下的试样或制品的模拟件)进行试验。试样可以从制品的任何部位上切取,但制成的整体件(如夹层板件)不得分解后试验。试样厚度不得大于需鉴定的飞机所使用的最小厚度。但是厚泡沫塑料件必须用13毫米($\frac{1}{2}$ 英寸)的厚度进行试验。对于织物,经纬两个方向都必须进行试验以确定最严重的易燃方向。当进行本附录(d)【和(e)】规定的试验时,试样必须按下列规定装在金属夹具中:

(1) 夹紧试样的两个长边和顶上一边;

(2) 试样的暴露面积至少宽50.8毫米(2英寸)和长304.8毫米(12英寸),除非飞机上实际使用的尺寸比上述尺寸更小;

(3) 试样着焰的边缘不得经过涂饰或保护,但必须代表机上所装材料或零件的真实横截面。

(c) **设备** 除本附录(e)中所规定者外,试验必须在没有抽风现象的试验箱内进行,所有试验应按适航当局规定的试验方法或经批准的其它等效方法进行。尺寸过大无法放入试验箱的试样,必须在类似的没有抽风现象的条件下试验。

【(d) **垂直试验** 最少必须试验3个试样,并取试验结果的平均值。对于织物,最严重的易燃编织方向必须平行于最长的尺寸。每个试样必须垂直支撑,置于本生灯或特利尔灯的火焰中。灯管名义内径为9.5毫米($3/8$ 英寸),

火焰高度调到38.1毫米($1\frac{1}{2}$ 英寸)。用经校准过的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于843℃(1550F)。试样下端必须高出灯的项部19.1毫米($\frac{3}{4}$ 英寸)。火焰必须施加在试样下端中心线上。对于§23.853(d)(3)(i)及§23.853(f)中涉及的材料,火焰必须施加60秒后移开。对于§23.853(d)(3)(ii)涉及的材料,火焰必须施加12秒后移开。必须记录焰燃时间、烧焦长度和滴落物(如果有)的焰燃时间。根据本附录(f)确定的烧焦长度的测量必须精确到2.5毫米($\frac{1}{10}$ 英寸)。】

【(e) 水平试验 最少必须试验3个试样,并取试验结果的平均值。每个试样必须水平支撑。装机时的外露表面在试验时必须朝下,置于本生灯或特利尔灯火焰中。灯管名义内径为9.5毫米($\frac{3}{8}$ 英寸);火焰高度调到38.1毫米($1\frac{1}{2}$ 英寸)。用经校准的热电偶高温计在火焰中测得的焰温不得低于843℃(1550F)。试样的放置必须使被试验的边缘位于灯的中心线上并高出灯的项端19.1毫米($\frac{3}{4}$ 英寸)。火焰必须施加15秒后移开。必须至少用试样的254毫米(10英寸)长度来计算燃烧时间,而且燃峰到达这个计时区之前必须先烧掉约38.1毫米($1\frac{1}{2}$ 英寸),并且必须记录平均燃烧率。】

【(f) 烧焦长度 烧焦长度是指从试样的起始边缘到因着焰而损坏处的最远距离,它包括部分或完全烧掉、炭化或脆化部分,但不包括熏黑、变色、翘曲或褪色的区域,也不包括由于热源引起的材料皱缩或熔化的区域。

〔1990年7月18日第一次修订〕

附录 G

持续适航文件

G23.1 总则

(a) 本附录规定 § 23.1529 所需的持续适航文件的编制要求。

(b) 飞机的持续适航文件必须包含:发动机和螺旋桨(以下统称“产品”)的持续适航文件,民用航空规章要求的设备的持续适航文件,以及所需的有关这些设备和产品与飞机相互联接关系的资料。如果装机设备或产品的制造厂商未提供持续适航文件,则飞机持续适航文件必须包含上述对飞机持续适航必不可少的资料。

(c) 申请人必须向适航当局提交一份文件,说明如何分发由申请人或装机产品和设备的制造厂商对持续适航文件的更改资料。

G23.2 格式

(a) 必须根据所提供资料的数量将持续适航文件编成一本或多本手册。

(b) 手册的编排格式必须实用。

G23.3 内容

手册的内容必须用中文编写。持续适航文件必须含有下列手册或条款(视适用而定)以及下列资料:

(a) 飞机维护手册或条款

(1) 概述性资料,包括在维护和预防性维护和所需范围内对飞机特点和数据的说明。

(2) 飞机及其系统和安装(包括发动机、螺旋桨和设备)的说明。

(3) 说明飞机部件和系统如何操作及工作的基本操作和使用资料(包括适用的特殊程序和限制)。

(4) 关于下列细节内容的服务资料:服务点、油箱和流体容器的容量、

所用流体的类型、各系统所采用的压力、检查和服务口盖的位置、润滑点位置、所用的润滑剂、服务所需的设备、牵引说明和限制、系留、顶起和调水平的资料。

(b) 维护说明

(1) 飞机的每一部分及其发动机、辅助动力装置、螺旋桨、附件、仪表和设备的定期维护资料,该资料提供上述各项应予清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期,并提供检查的程度、适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是,如果申请人表明某项附件、仪表或设备非常复杂,需要专业化的维护技术、测试设备或专家才能处理,则申请人可以指明向该件的制造厂商索取上述资料。荐用的翻修周期和与本文件适航限制条款必要的相互参照也必须列入。此外,申请人必须提交一份包含飞机持续适航所需检查频数和范围的检查大纲。

(2) 说明可能发生的故障、如何判别这些故障以及这些故障采取补救措施的检查排查资料。

(3) 说明拆卸与更换产品和零件的顺序和方法以及应采取的必要防范措施的资料。

(4) 其它通用程序说明,包括系统地面运转试验、对称检查、称重和确定重心、顶起和支撑以及存放限制程序。

(c) 结构检查口盖图和无检查口盖时,为获得检查通路所需的资料。

(d) 在规定要作特种检查(包括射线和超声检验)的部位进行特种检查的细节资料。

(e) 检查后对结构进行防护处理所需的资料。

(f) 关于结构紧固件的所有资料,如标识、报废建议和拧紧力矩。

(g) 所需专用工具清单。

【(h) 此外,对于通勤类飞机,必须提供下列资料:

【(1) 各系统的电气负载;

【(2) 操纵面的平衡方法;

【(3) 主要结构和次要结构的区别；

【(4) 用于该型飞机的专门修理方法。】

〔1990年7月18日第一次修订〕

G23.4 适航限制条款

持续适航文件必须包含题为适航限制的条款,该条应单独编排并与文件的其它部分明显地区分开来。该条必须规定型号合格审定所要求的强制性更换时间、结构检查间隔和有关的结构检查程序。如持续适航文件由多本文件组成,则本节要求的条款必须编在主要手册中。必须在该条显著位置清晰说明:“本适航限制条款业经适航当局批准,规定了中国民用航空规章有关维护和营运的条款所要求的维护,如果适航当局已另行批准使用替代的大纲则除外。”