

中国民用航空总局令

第 132 号

《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》已经 2004 年 10 月 12 日中国民用航空总局局务会议通过，现予公布，自 2005 年 1 月 1 日起施行。

局长：杨元元

二 00 四年十月十二日

目 录

A 章 总则.....	1
第 23.1 条 适用范围.....	1
第 23.2 条 特别追溯要求.....	1
第 23.3 条 飞机类别.....	1
B 章 飞行.....	2
总则	2
第 23.21 条 证明符合性的若干规定.....	2
第 23.23 条 载重分布限制.....	2
第 23.25 条 重量限制.....	2
第 23.29 条 空重和相应的重心.....	3
第 23.31 条 可卸配重.....	3
第 23.33 条 螺旋桨转速和桨距限制.....	3
性能	4
第 23.45 条 总则.....	4
第 23.49 条 失速速度.....	5
第 23.51 条 起飞速度.....	5
第 23.53 条 起飞性能.....	6
第 23.55 条 加速-停止距离	7
第 23.57 条 起飞航迹.....	7
第 23.59 条 起飞距离和起飞滑跑距离.....	8
第 23.61 条 起飞飞行航迹.....	8
第 23.63 条 爬升：总则.....	8
第 23.65 条 爬升：全发工作.....	9
第 23.66 条 起飞爬升：一台发动机不工作.....	9
第 23.67 条 爬升：一台发动机不工作.....	9
第 23.69 条 航路爬升/下降.....	11
第 23.71 条 滑翔：单发飞机.....	11
第 23.73 条 参考着陆进场速度.....	11
第 23.75 条 着陆距离.....	12
第 23.77 条 中断着陆.....	12
飞行特性.....	13
第 23.141 条 总则.....	13
操纵性和机动性.....	13
第 23.143 条 总则.....	13
第 23.145 条 纵向操纵.....	14
第 23.147 条 航向和横向操纵.....	15
第 23.149 条 最小操纵速度.....	15
第 23.151 条 特技机动.....	16
第 23.153 条 着陆操纵.....	16

第 23.155 条	机动飞行中升降舵的操纵力.....	16
第 23.157 条	滚转率.....	17
	配平	17
第 23.161 条	配平.....	17
	稳定性	18
第 23.171 条	总则.....	18
第 23.173 条	纵向静稳定性.....	18
第 23.175 条	纵向静稳定性的演示.....	19
第 23.177 条	航向和横向静稳定性.....	19
[第 23.179 条	删除].....	20
第 23.181 条	动稳定性.....	20
	失速	20
第 23.201 条	机翼水平失速.....	20
第 23.203 条	转弯飞行失速和加快转弯失速.....	21
[第 23.205 条	删除].....	22
第 23.207 条	失速警告.....	22
	尾旋	22
第 23.221 条	尾旋.....	22
	地面和水上操纵特性.....	23
第 23.231 条	纵向稳定性和操纵性.....	23
第 23.233 条	航向稳定性和操纵性.....	23
第 23.235 条	在无铺面的道面上的使用.....	24
第 23.237 条	水上运行.....	24
第 23.239 条	喷溅特性.....	24
	其他飞行要求.....	24
第 23.251 条	振动和抖振.....	24
第 23.253 条	高速特性.....	24
C 章	结构.....	25
	总则	25
第 23.301 条	载荷.....	25
第 23.302 条	鸭式或串列式机翼布局.....	25
第 23.303 条	安全系数.....	25
第 23.305 条	强度和变形.....	25
第 23.307 条	结构符合性的证明.....	25
	飞行载荷.....	26
第 23.321 条	总则.....	26
第 23.331 条	对称飞行情况.....	26
第 23.333 条	飞行包线.....	26
第 23.335 条	设计空速.....	27
第 23.337 条	限制机动载荷系数.....	28
第 23.341 条	突风载荷系数.....	29
第 23.343 条	设计燃油载重.....	30
第 23.345 条	增升装置.....	31
第 23.347 条	非对称飞行情况.....	31

第 23.349 条	滚转情况.....	31
第 23.351 条	偏航情况.....	32
第 23.361 条	发动机扭矩.....	32
第 23.363 条	发动机架的侧向载荷.....	32
第 23.365 条	增压舱载荷.....	32
第 23.367 条	发动机失效引起的非对称载荷.....	33
第 23.369 条	机翼后撑杆.....	33
第 23.371 条	陀螺和气动载荷.....	33
第 23.373 条	速度控制装置.....	34
操纵面和操纵系统载荷.....		34
第 23.391 条	操纵面载荷.....	34
第 23.393 条	平行于铰链线的载荷.....	34
第 23.395 条	操纵系统载荷.....	34
第 23.397 条	限制驱动力和扭矩.....	35
第 23.399 条	双操纵系统.....	35
第 23.405 条	次操纵系统.....	36
第 23.407 条	配平调整片的影响.....	36
第 23.409 条	调整片.....	36
第 23.415 条	地面突风情况.....	36
水平安定和平衡翼面.....		37
第 23.421 条	平衡载荷.....	37
第 23.423 条	机动载荷.....	37
第 23.425 条	突风载荷.....	37
第 23.427 条	非对称载荷.....	39
垂直翼面.....		39
第 23.441 条	机动载荷.....	39
第 23.443 条	突风载荷.....	40
第 23.445 条	外置垂直翼面或翼尖小翼.....	42
副翼和特殊装置.....		42
第 23.455 条	副翼.....	42
第 23.459 条	特殊装置.....	43
地面载荷.....		43
第 23.471 条	总则.....	43
第 23.473 条	地面载荷情况和假定.....	43
第 23.477 条	起落架布置.....	43
第 23.479 条	水平着陆情况.....	43
第 23.481 条	尾沉着陆情况.....	44
第 23.483 条	单轮着陆情况.....	44
第 23.485 条	侧向载荷情况.....	44
第 23.493 条	滑行刹车情况.....	44
第 23.497 条	尾轮补充情况.....	45
第 23.499 条	前轮补充情况.....	45
第 23.505 条	滑撬式飞机的补充情况.....	45
第 23.507 条	千斤顶载荷.....	45

第 23.509 条	牵引载荷.....	46
第 23.511 条	地面载荷：多轮起落架装置上的非对称载荷.....	46
	水载荷.....	47
第 23.521 条	水载荷情况.....	47
第 23.523 条	设计重量和重心位置.....	47
第 23.525 条	载荷的假定.....	47
第 23.527 条	船体和主浮筒载荷系数.....	47
第 23.529 条	船体和主浮筒着水情况.....	48
第 23.531 条	船体和主浮筒起飞情况.....	48
第 23.533 条	船体和主浮筒底部压力.....	49
第 23.535 条	辅助浮筒载荷.....	50
第 23.537 条	水翼载荷.....	51
	应急着陆情况.....	51
第 23.561 条	总则.....	51
第 23.562 条	应急着陆动态要求.....	52
	疲劳评定.....	54
第 23.571 条	金属增压舱结构.....	54
第 23.572 条	金属机翼、尾翼和相连结构.....	54
第 23.573 条	结构的损伤容限和疲劳评定.....	54
第 23.574 条	通勤类飞机金属件的损伤容限和疲劳评定.....	55
第 23.575 条	检查及其他方法.....	56
D 章	设计与构造.....	56
第 23.601 条	总则.....	56
第 23.603 条	材料和工艺质量.....	56
第 23.605 条	制造方法.....	56
第 23.607 条	紧固件.....	56
第 23.609 条	结构保护.....	56
第 23.611 条	可达性措施.....	57
第 23.613 条	材料的强度性能和设计值.....	57
第 23.619 条	特殊系数.....	57
第 23.621 条	铸件系数.....	57
第 23.623 条	支承系数.....	58
第 23.625 条	接头系数.....	58
第 23.627 条	疲劳强度.....	59
第 23.629 条	颤振.....	59
	机翼.....	60
第 23.641 条	强度符合性的证明.....	60
	操纵面.....	60
第 23.651 条	强度符合性的证明.....	60
第 23.655 条	安装.....	60
第 23.657 条	铰链.....	60
第 23.659 条	质量平衡.....	60
	操纵系统.....	60
第 23.671 条	总则.....	60

第 23.672 条	增稳系统及自动和带动力的操纵系统.....	60
第 23.673 条	主飞行操纵器件.....	61
第 23.675 条	止动器.....	61
第 23.677 条	配平系统.....	61
第 23.679 条	操纵系统锁.....	62
第 23.681 条	限制载荷静力试验.....	62
第 23.683 条	操作试验.....	62
第 23.685 条	操纵系统的细节设计.....	62
第 23.687 条	弹簧装置.....	62
第 23.689 条	钢索系统.....	63
第 23.691 条	人为失速阻挡系统.....	63
第 23.693 条	关节接头.....	63
第 23.697 条	襟翼操纵器件.....	64
第 23.699 条	襟翼位置指示器.....	64
第 23.701 条	襟翼的交连.....	64
第 23.703 条	起飞警告系统.....	64
起落架		65
第 23.721 条	总则.....	65
第 23.723 条	减震试验.....	65
第 23.725 条	限制落震试验.....	65
第 23.726 条	地面载荷动态试验.....	66
第 23.727 条	储备能量吸收落震试验.....	66
第 23.729 条	起落架收放机构.....	66
第 23.731 条	机轮.....	67
第 23.733 条	轮胎.....	67
第 23.735 条	刹车.....	68
第 23.737 条	滑撬.....	68
第 23.745 条	前轮/尾轮操纵.....	68
浮筒和船体.....		69
第 23.751 条	主浮筒浮力.....	69
第 23.753 条	主浮筒设计.....	69
第 23.755 条	船体.....	69
第 23.757 条	辅助浮筒.....	69
载人和装货设施.....		69
第 23.771 条	驾驶舱.....	69
第 23.773 条	驾驶舱视界.....	70
第 23.775 条	风挡和窗户.....	70
第 23.777 条	驾驶舱操纵器件.....	71
第 23.779 条	驾驶舱操纵器件的动作和效果.....	72
第 23.781 条	驾驶舱操纵手柄形状.....	72
第 23.783 条	舱门.....	73
第 23.785 条	座椅、卧铺、担架、安全带和肩带.....	73
第 23.787 条	行李舱和货舱.....	75
第 23.791 条	旅客通告标示.....	75

第 23.803 条	应急撤离.....	75
第 23.805 条	飞行机组应急出口.....	75
第 23.807 条	应急出口.....	76
第 23.811 条	应急出口的标记.....	77
第 23.812 条	应急照明.....	78
第 23.813 条	应急出口通道.....	78
第 23.815 条	过道宽度.....	79
第 23.831 条	通风.....	79
增压		79
第 23.841 条	增压座舱.....	79
第 23.843 条	增压试验.....	80
防火		80
第 23.851 条	灭火瓶.....	80
第 23.853 条	客舱和机组舱内部设施.....	81
第 23.855 条	货舱和行李舱防火.....	82
第 23.859 条	燃烧加温器的防火.....	82
第 23.863 条	可燃液体的防火.....	83
第 23.865 条	飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构的防火.....	84
闪电评定.....		84
第 23.867 条	电气搭铁和闪电与静电防护.....	84
其他		84
第 23.871 条	定飞机水平的设施.....	84
E 章 动力装置.....		84
总则		84
第 23.901 条	安装.....	84
第 23.903 条	发动机.....	85
第 23.904 条	自动功率储备系统.....	86
第 23.905 条	螺旋桨.....	86
第 23.907 条	螺旋桨振动.....	86
第 23.909 条	涡轮增压系统.....	87
第 23.925 条	螺旋桨的间距.....	87
第 23.929 条	发动机安装的防冰.....	88
第 23.933 条	反推力系统.....	88
第 23.934 条	涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验.....	88
第 23.937 条	涡轮螺旋桨阻力限制系统.....	88
第 23.939 条	动力装置的工作特性.....	89
第 23.943 条	负加速度.....	89
燃油系统.....		89
第 23.951 条	总则.....	89
第 23.953 条	燃油系统的独立性.....	89
第 23.954 条	燃油系统的闪电防护.....	90
第 23.955 条	燃油流量.....	90
第 23.957 条	连通油箱之间的燃油流动.....	91
第 23.959 条	不可用燃油量.....	91

第 23.961 条	燃油系统在热气候条件下的工作	91
第 23.963 条	燃油箱： 总则.....	91
第 23.965 条	燃油箱试验.....	92
第 23.967 条	燃油箱安装.....	92
第 23.969 条	燃油箱的膨胀空间.....	93
第 23.971 条	燃油箱沉淀槽.....	93
第 23.973 条	油箱加油口接头.....	94
第 23.975 条	燃油箱的通风和汽化器蒸气的排放.....	94
第 23.977 条	燃油箱出油口.....	94
第 23.979 条	压力加油系统.....	95
燃油系统部件.....		95
第 23.991 条	燃油泵.....	95
第 23.993 条	燃油系统导管和接头.....	95
第 23.994 条	燃油系统部件.....	96
第 23.995 条	燃油阀和燃油控制器.....	96
第 23.999 条	燃油系统放液嘴.....	96
第 23.1001 条	应急放油系统.....	97
滑油系统.....		97
第 23.1011 条	总则.....	97
第 23.1013 条	滑油箱.....	98
第 23.1015 条	滑油箱试验.....	98
第 23.1017 条	滑油导管和接头.....	99
第 23.1019 条	滑油滤网或滑油滤.....	99
第 23.1021 条	滑油系统放油嘴.....	99
第 23.1023 条	滑油散热器.....	99
第 23.1027 条	螺旋桨顺桨系统.....	99
冷却		100
第 23.1041 条	总则.....	100
第 23.1043 条	冷却试验.....	100
第 23.1045 条	涡轮发动机飞机的冷却试验程序.....	100
第 23.1047 条	活塞发动机飞机的冷却试验程序.....	101
液体冷却.....		101
第 23.1061 条	安装.....	101
第 23.1063 条	冷却液箱试验.....	102
进气系统.....		102
第 23.1091 条	进气.....	102
第 23.1093 条	进气系统的防冰.....	102
第 23.1095 条	汽化器除冰液的流量.....	103
第 23.1097 条	汽化器除冰液系统的容量.....	103
第 23.1099 条	汽化器除冰液系统详细设计.....	104
第 23.1101 条	进气空气预热器的设计	104
第 23.1103 条	进气系统管道.....	104
第 23.1105 条	进气系统的滤网	104
第 23.1107 条	进气系统过滤介质.....	104

第 23.1109 条	涡轮增压器引气系统	105
第 23.1111 条	涡轮发动机的引气系统	105
	排气系统	105
第 23.1121 条	总则	105
第 23.1123 条	排气系统	105
第 23.1125 条	排气热交换器	106
	动力装置的操纵器件和附件	106
第 23.1141 条	动力装置的操纵器件： 总则	106
第 23.1142 条	辅助动力装置控制	106
第 23.1143 条	发动机操纵器件	106
第 23.1145 条	点火开关	107
第 23.1147 条	混合比操纵器件	107
第 23.1149 条	螺旋桨转速和桨距的操纵器件	107
第 23.1153 条	螺旋桨顺桨操纵器件	107
第 23.1155 条	涡轮发动机的反推力和低于飞行状态的桨距调定	108
第 23.1157 条	汽化器空气温度控制装置	108
第 23.1163	动力装置附件	108
第 23.1165 条	发动机点火系统	108
	动力装置的防火	109
第 23.1181 条	指定火区的范围	109
第 23.1182 条	防火墙后面的短舱区域	109
第 23.1183 条	导管、接头和部件	109
第 23.1189 条	切断措施	109
第 23.1191 条	防火墙	110
第 23.1192 条	发动机附件舱隔板	110
第 23.1193 条	发动机罩及短舱	111
第 23.1195 条	灭火系统	111
第 23.1197 条	灭火剂	111
第 23.1199 条	灭火瓶	111
第 23.1201 条	灭火系统材料	112
第 23.1203 条	火警探测系统	112
F 章	设备	112
	总则	112
第 23.1301 条	功能和安装	112
第 23.1303 条	飞行和导航仪表	113
第 23.1305 条	动力装置仪表	113
第 23.1307 条	其他设备	114
第 23.1309 条	设备、系统及安装	115
	仪表： 安装	116
第 23.1311 条	电子显示仪表系统	116
第 23.1321 条	布局 and 可见度	116
第 23.1322 条	警告灯、戒备灯和提示灯	117
第 23.1323 条	空速指示系统	117
第 23.1325 条	静压系统	118

第 23.1326 条	空速管加温指示系统.....	119
第 23.1327 条	磁航向指示器.....	119
第 23.1329 条	自动驾驶仪系统.....	119
第 23.1331 条	使用能源的仪表.....	119
第 23.1335 条	飞行指引系统.....	120
第 23.1337 条	动力装置仪表安装.....	120
电气系统和设备.....		121
第 23.1351 条	总则.....	121
第 23.1353 条	蓄电池的设计和安装.....	122
第 23.1357 条	电路保护装置.....	123
第 23.1359 条	电气系统防火.....	123
第 23.1361 条	总开关装置.....	123
第 23.1365 条	电缆和设备.....	123
第 23.1367 条	开关.....	124
灯		124
第 23.1381 条	仪表灯	124
第 23.1383 条	滑行和着陆灯	124
第 23.1385 条	航行灯系统的安装.....	124
第 23.1387 条	航行灯系统二面角	125
第 23.1389 条	航行灯灯光分布和光强.....	125
第 23.1391 条	航行灯水平平面内的最小光强.....	125
第 23.1393 条	航行灯任一垂直平面内的最小光强.....	126
第 23.1395 条	航行灯的最大掺入光强.....	126
第 23.1397 条	航行灯颜色规格.....	126
第 23.1399 条	停泊灯	127
第 23.1401 条	防撞灯系统.....	127
安全设备.....		128
第 23.1411 条	总则.....	128
[第 23.1413 条 删除].....		128
第 23.1415 条	水上迫降设备.....	128
第 23.1416 条	气压式除冰套系统.....	128
第 23.1419 条	防冰.....	128
其他设备.....		129
第 23.1431 条	电子设备.....	129
第 23.1435 条	液压系统.....	129
第 23.1437 条	多发飞机的附件.....	130
第 23.1438 条	增压系统和气动系统.....	130
第 23.1441 条	氧气设备和供氧.....	130
第 23.1443 条	最小补氧流量.....	130
第 23.1445 条	氧气分配系统.....	131
第 23.1447 条	分氧装置设置的规定.....	132
第 23.1449 条	判断供氧的措施.....	132
第 23.1450 条	化学氧气发生器.....	132
第 23.1451 条	氧气设备防火.....	133

第 23.1453 条	防止氧气设备破裂的规定.....	133
第 23.1457 条	驾驶舱录音机.....	133
第 23.1459 条	飞行记录器.....	134
第 23.1461 条	含高能转子的设备.....	135
G 章	使用限制和资料.....	135
第 23.1501 条	总则.....	135
第 23.1505 条	空速限制.....	135
第 23.1507 条	使用机动速度.....	136
第 23.1511 条	襟翼展态速度.....	136
第 23.1513 条	最小操纵速度.....	136
第 23.1519 条	重量和重心.....	136
第 23.1521 条	动力装置限制.....	136
第 23.1522 条	辅助动力装置限制.....	137
第 23.1523 条	最小飞行机组.....	137
第 23.1524 条	最大客座量布置.....	137
第 23.1525 条	运行类型.....	137
第 23.1527 条	最大使用高度.....	137
第 23.1529 条	持续适航文件.....	137
标记和标牌.....		138
第 23.1541 条	总则.....	138
第 23.1543 条	仪表标记： 总则.....	138
第 23.1545 条	空速指示器.....	138
第 23.1547 条	磁航向指示器.....	139
第 23.1549 条	动力装置和辅助动力装置仪表.....	139
第 23.1551 条	滑油油量指示器.....	139
第 23.1553 条	燃油油量表.....	139
第 23.1555 条	操纵器件标记.....	139
第 23.1557 条	其他标记和标牌.....	140
第 23.1559 条	使用限制标牌.....	140
第 23.1561 条	安全设备.....	140
第 23.1563 条	空速标牌.....	140
第 23.1567 条	飞行机动标牌.....	141
飞机飞行手册和批准的手册资料.....		141
第 23.1581 条	总则.....	141
第 23.1583 条	使用限制.....	142
第 23.1585 条	使用程序.....	143
第 23.1587 条	性能资料.....	144
第 23.1589 条	载重资料.....	145
附件 A 简化设计载荷准则.....		146
第 A23.1 条	总则.....	146
第 A23.3 条	专用符号.....	146
第 A23.5 条	多于一种类别的合格审定.....	146
第 A23.7 条	飞行载荷.....	147
第 A23.9 条	飞行情况.....	147

第 A23.11 条 操纵面载荷	149
第 A23.13 条 操纵系统载荷	150
附件 B	158
附件 C 基本着陆情况	159
附件 D 机轮起旋和回弹载荷	161
D23.1 机轮起旋载荷	161
附件 E	162
附件 F 试验方法	163
附件 G 持续适航文件	165
G23.1 总则	165
G23.2 格式	165
G23.4 适航限制条款	166
附件 H 自动功率储备系统的安装	167
第 H23.1 条 总则	167
第 H23.2 条 定义	167
第 H23.3 条 可靠性及性能要求	167
第 H23.4 条 功率设定	167
第 H23.5 条 动力装置控制—总则	168
第 H23.6 条 动力装置仪表	168
附件 I 水上飞机载荷	169
关于修订《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》的说明	171
一、修订背景	171
二、修订技术说明	171
三、修订内容说明	171
四、修订参考资料	199
五、CCAR23 部本次修订涉及的条款	200

A 章 总则

第 23.1 条 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]

第 23.2 条 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，以保证当受到本部第 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。或在第 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 日第一次修订]

第 23.3 条 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 5700 公斤（12500 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 5700 公斤（12500 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° 但不大于 90° 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 5700 公斤（12500 磅）或以下，除了由于所要求的飞行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 8618 公斤（19000 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。通勤类飞机的运行，是指正常飞行所能遇到的任何机动，失速（不包括尾冲失速）和坡度不大于 60° 的急转弯。

(e)除通勤类飞机外，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，2004 年×月×日第三次修订]

B 章 飞行

总则

第 23.21 条 证明符合性的若干规定

(a)本章的每项要求，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%	

第 23.23 条 载重分布限制

(a)必须制定飞机可以安全运行的重量和重心范围。如果某一重量与重心的组合仅允许落在某种横向载重分布限制内，而该限制又可能无意中被超过，则必须制定相应的重量和重心组合的限制。

(b)载重分布限制不得超过下述任何一项限制：

- (1)选定的限制；
- (2)结构证明的限制；或
- (3)表明符合本章每一适用飞行要求的限制。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.25 条 重量限制

(a)**最大重量** 最大重量是指飞机在表明符合本规章每项适用要求（除了那些符合设计着陆重量的以外）时的最重的重量。所制定的最大重量必须符合下列条件：

(1)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。

(2)最大重量不小于下列情况时的重量：

- (i)每个座椅均坐人，假定对于正常类和通勤类飞机每个座椅上的乘员重量为 77 公

斤（170 磅），而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），除非不是驾驶员座椅并有标牌标明一个较轻的重量；并且

(A)滑油箱装满，和

(B)对批准昼间 VFR 的飞机，燃油量至少足以供给发动机在最大连续功率下工作 30 分钟；对批准夜间 VFR 和 IFR 的飞机，至少为 45 分钟；或

(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)按第 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)对其他飞机，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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.29 条 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)按第 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。

第 23.31 条 可卸配重

如果符合下列要求，在表明符合本章的飞行要求时，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，并按第 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。

第 23.33 条 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)在起飞和以第 23.65 条规定的全发工作爬升速度进行初始爬升期间，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)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，满足下列之一。
 - (i)具有一种装置，能将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速的 103%，或
 - (ii)具有一种装置，对经批准可以超速的发动机，能将发动机和螺旋桨的最大转速限制在不超过经批准的最大超转转速。

[2004 年×月×日第三次修订]

性能

第 23.45 条 总则

(a)除非另有规定，必须按以下条件满足本章的性能要求：

- (1)静止空气和标准大气条件；
- (2)对于通勤类飞机，最大重量大于 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，和涡轮发动机飞机，外界大气条件。

(b)确定性能数据必须不少于下列条件范围：

- (1)机场高度从海平面到 3,048 米（10,000 英尺）；和
- (2)对于最大重量不大于 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，温度从标准温度至标准温度以上 30℃；或
- (3)对于涡轮发动机飞机和最大重量大于 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，温度从标准温度至标准温度以上 30℃，或者，如果更低时，符合第 23.1041 条至第 23.1047 条冷却试验所表明的最高周围大气温度。

(c)确定性能数据必须使发动机罩通风片或其他控制发动机冷却空气供应的装置处于第 23.1041 条至第 23.1047 条要求的冷却试验所用的位置。

(d)可用推进力必须与不超过批准的功率扣除下列损失后的发动机功率相对应：

- (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）。

(e)受发动机功率或推力影响的性能必须基于相对湿度确定：

- (1)在等于和低于标准温度时，相对湿度为 80%；
- (2)从标准温度时的 80%，线性变化到标准温度加 28℃（50° F）时的 34%。

(f)除非另有规定，在确定起飞和着陆距离时，改变飞机的构型、速度和功率必须按照申请人使用操作所制定的程序进行。这些程序必须能够由具有中等技巧的机组在遇到合理预期的使用中外界大气条件时一贯正常地执行

(g)下列相关距离必须在平坦、干燥和硬质的道面上确定：

- (1)第 23.53 条(b)的起飞距离；
- (2)第 23.55 条的加速停止距离；
- (3)第 23.59 条的起飞距离和起飞滑跑距离；和
- (4)第 23.75 条的着陆距离。

注：其他类型道面（如草地、碎石）干燥时对这些使用距离的影响可以被确定或推算出来，并且这些道面可以按第 23.1583 条(p)列入飞行手册。

(h)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、进场和着陆的构型；
 - (2)飞机构型可以随重量、高度和温度变化，其变化范围要同本条(h)(3)要求的操作程序相一致；
 - (3)除非另有规定，在确定临界发动机不工作的起飞性能、起飞飞行航迹、加速停止距离时，改变飞机的构型、速度和功率必须按照申请人制定的使用操作程序进行；
 - (4)必须制定与第 23.67 条(c)(4)和第 23.77 条(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(h)(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在遇到合理预期的使用中周围大气条件时一贯正常地执行；
 - (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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.49 条 失速速度

- (a) V_{S0} 和 V_{S1} 是在下列状态下的失速速度或最小定常飞行速度，以节计（校准空速），在该速度下飞机是可操纵的：
 - (1)对活塞发动机飞机，发动机慢车、油门关闭或在不超过 110% 失速速度时处于零推力所需的功率；
 - (2)对涡轮发动机飞机，在失速速度下推力不大于零，或，如果所产生的推力对失速速度没有显著影响，则发动机慢车并且油门关闭；
 - (3)螺旋桨处于起飞位置；
 - (4)飞机处于 V_{S0} 和 V_{S1} 试验时所处状态；
 - (5)重心处于导致最大 V_{S0} 和 V_{S1} 值时的位置；
 - (6)重量为以 V_{S0} 和 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。
 - (b) V_{S0} 和 V_{S1} 必须由飞行试验来确定，用第 23.201 条规定的程序并满足该条飞行特性要求。
 - (c)除本条(d)的规定外，对于下列情况，最大重量时的 V_{S0} 和 V_{S1} 不得超过 61 节：
 - (1)单发飞机；和
 - (2)在临界发动机不工作情况下，不能满足第 23.67(a)(1)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。
 - (d)所有单发飞机和最大重量等于或小于 2,722 公斤（6,000 磅）的多发飞机， V_{S0} 超过 61 节不能满足第 23.67(a)(1)规定的最小爬升率要求，必须符合第 23.562 条(d)的规定。
- [2004 年×月×日第三次修订]

第 23.51 条 起飞速度

- (a)对正常类、实用类、特技类飞机，抬前轮速度 V_R 是飞行员做出操纵想使飞机升离道面或水面的速度。
 - (1)对多发陆上飞机， V_R 必须不小于 $1.05V_{MC}$ 或 $1.10V_{S1}$ 中的大者；
 - (2)对单发陆上飞机， V_R 必须不小于 V_{S1} ；和
 - (3)对水上和水陆两用飞机从水面起飞， V_R 是在所有合理预期的条件包括紊流和临界发动机完全失效的情况下表明安全的速度。
- (b)对正常类、实用类、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)在包括紊流和临界发动机完全失效的所有合理预期情况下，表明能继续安全飞行(或应急着陆，如适用)的速度
 - (ii) $1.1V_{MC}$ ；或
 - (iii) $1.20V_{S1}$ 。
- (2)对于单发飞机，下列中大者：
- (i)在包括紊流和发动机完全失效的所有合理预期情况下，表明是安全的速度；或
 - (ii) $1.20V_{S1}$ 。
- (c)对于通勤类飞机，以下规定适用：
- (1) V_1 必须按以下规定相对于 V_{EF} 确定：
- (i) 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，但不小于按第 23.149 条(b)确定的 V_{MC} 的 1.05 倍，或由申请人选择，不小于按第 23.149 条(f)确定的 V_{MCG} 。
 - (ii) 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，但不小于 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第 23.55 条加速—停止决断中采取最初的减速措施为准。
- (2) 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) 按第 23.149 条(b)确定的 V_{MC} 的 1.05 倍；
 - (iii) $1.10V_{S1}$ ；或
 - (iv) 按第 23.57 条(c)(2)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 。
- (3)对于任何一组给定条件，例如重量、高度、构型和温度，必须用同一个 V_R 值来表明符合一台发动机不工作和全发工作两种起飞要求。
- (4) V_2 是起飞安全速度，以校正空速表示，必须由申请人选定，以提供第 23.67 条(c)(1)和(c)(2)所要求的爬升梯度，但不得小于 $1.10V_{MC}$ 或 $1.2V_{S1}$ 。
- (5)必须表明在比按本条(c)(2)所确定的 V_R 小 5 节的速度下以正常抬头率抬头时，一台发动机不工作时的起飞距离不超过按第 23.57 条和第 23.59 条(a)(1)所制定的 V_R 对应的单发不工作起飞距离，起飞应按第 23.57 条进行，否则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 节的情况下还能继续安全起飞。
- (6)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第 23.59 条(a)(2)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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.53 条 起飞性能

- (a)对于正常类、实用类和特技类飞机，起飞距离按本条(b)的规定确定，并用第 23.51 条(a)和(b)规定的速度。
- (b)对于正常类、实用类和特技类飞机，起飞并爬升到高于起飞表面 15 米（50 英尺）所需的距离必须在下列条件下针对起飞运行限制内的每一重量、高度、温度确定：
- (1)每台发动机为起飞功率；
 - (2)襟翼为起飞位置；和
 - (3)起落架放下。
- (c)对于通勤类飞机，起飞性能必须按第 23.55 条至第 23.59 条的规定在工作发动机经批

准的使用限制内确定。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.55 条 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)全发工作从静止起点加速到 V_{EF} ;
- (2)假定临界发动机在 V_{EF} 失效, 飞机从 V_{EF} 加速到 V_1 ; 和
- (3)从达到 V_1 点继续至完全停止。

(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, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.57 条 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 (1500 英尺) 的那一点, 在该高度或达到该高度之前必须完成从起飞到航路构型的转变; 和

(1)起飞航迹必须基于第 23.45 条规定的程序;

(2)飞机必须在地面加速到 V_{EF} , 临界发动机在该点必须不工作, 并在起飞其余过程中保持不工作;

(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不为负;

(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; 和

(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, 不得改变飞机构型, 而且驾驶员不得采取动作改变功率或推力。

(d)飞机在达到高于起飞表面 10.7 米 (35 英尺) 前的起飞航迹必须由连续的演示起飞来确定。

(e)飞机在高于起飞表面 10.7 米 (35 英尺) 后的起飞航迹必须由分段综合法来确定。并且:

(1)分段必须明确定义, 而且必须在构型、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、构型、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。

[1990年7月18日第一次修订, 2004年×月×日第三次修订]

第 23.59 条 起飞距离和起飞滑跑距离

对于通勤类飞机, 必须确定起飞距离和起飞滑跑距离(在申请人选择时):

(a)起飞距离是下述距离中的大者:

(1)沿着按第 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, 沿着与第 23.57 条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)沿着按第 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, 一点为起飞离地点, 另一点为飞机高于起飞表面 10.7 米(35 英尺); 或

(2)全发工作, 沿着由其余与第 23.57 条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%, 一点为起飞离地点, 另一点为飞机高于起飞表面 10.7 米(35 英尺)。

[1990年7月18日第一次修订, 2004年×月×日第三次修订]

第 23.61 条 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)起飞飞行航迹从按第 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(按第 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]

第 23.63 条 爬升: 总则

(a)必须按下列规定表明符合第 23.65 条、第 23.66 条、第 23.67 条、第 23.69 条和第 23.77 条的要求:

(1)无地效; 和

(2)不小于演示符合第 23.1041 条至第 23.1047 条的动力装置冷却试验时的速度; 和

(3)除非另有规定, 一发不工作, 坡度不超过 5 度。

(b)对于正常类、实用类和特技类最大重量不超过 2,722 公斤(6,000 磅)的活塞发动机飞机, 必须以最大起飞或着陆重量(适用时)在标准大气条件下表明符合第 23.65 条(a)、第 23.67 条(a)(如适用)、及第 23.77 条(a)。

(c)对于最大重量超过 2,722 公斤(6,000 磅)的正常类、实用类和特技类活塞发动机飞机, 和正常类、实用类和特技类涡轮发动机飞机, 必须在规定的起飞和着陆使用限制内的各个重量下分别表明对下列要求的符合性, 该重量为机场高度和外界温度的函数:

(1)对起飞为第 23.65 条(b)以及第 23.67 条(b)(1)和(2)的适用部分, 和

(2)对着陆为第 23.67 条(b)(2)的适用部分和第 23.77 条(b)。

(d)对于通勤类飞机，必须以重量为机场高度和周围温度的函数在规定的起飞和着陆运行限制内分别表明符合性：

(1)对起飞为第 23.67 条(c)(1)、第 23.67 条(c)(2)和第 23.67 条(c)(3)，和

(2)对着陆为第 23.67 条(c)(3)、第 23.67 条(c)(4)和第 23.77 条(c)。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.65 条 爬升：全发工作

(a)对于正常类、实用类和特技类最大重量不超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，在海平面对陆上飞机必须至少具有 8.3%的定常爬升梯度，对水上和水陆两用飞机至少具有 6.7%的定常爬升梯度，必须：

(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；和

(4)对多发飞机爬升速度不小于 $1.1V_{MC}$ 和 $1.2V_{SI}$ 中之大者，对单发飞机爬升速度不小于 $1.2V_{SI}$ 。

(b)对于正常类、实用类和特技类最大重量超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机和正常类、实用类和特技类涡轮动力飞机，起飞后必须至少具有 4%的定常爬升梯度：

(1)每台发动机为起飞功率；

(2)起落架在放下位置，除非起落架可以在不超过 7 秒内收上，则试验可在起落架收上位进行；

(3)襟翼处于起飞位置；和

(4)爬升速度按第 23.65 条(a)(4)的规定。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.66 条 起飞爬升：一台发动机不工作

对于正常类、实用类和特技类最大重量超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机和正常类、实用类和特技类涡轮发动机飞机，必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度、温度内确定定常爬升或下滑梯度：

(a)临界发动机不工作，螺旋桨处于快速和自动设定的位置；

(b)其余发动机为起飞功率；

(c)起落架在放下位置，除非起落架可以在不超过 7 秒内收上，则试验可在起落架收上位进行；

(d)襟翼处于起飞位置；

(e)机翼水平；和

(f)爬升速度等于按第 23.53 条演示在 15 米（50 英尺）时达到的速度。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.67 条 爬升：一台发动机不工作

(a)对于正常类、实用类和特技类最大重量不超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，以下规定适用：

(1)除非满足第 23.562(d)的规定，在下列条件下， V_{S0} 超过 113 公里/小时（61 节）的每架飞机必须能在 1,524 米（5,000 英尺）压力高度上保持至少 1.5%的定常爬升梯度：

(i)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；

- (ii)其余发动机不超过其最大连续功率；
- (iii)起落架在收上位置；
- (iv)襟翼处于收上位置；和
- (v)爬升速度不超过 $1.2V_{S1}$ 。

(2)对于满足第 23.562(d)的规定或 V_{S0} 不超过 113 公里/小时（61 节）的每架飞机，必须按下列条件确定在 1,524 米（5,000 英尺）压力高度上的定常爬升或下降梯度：

- (i)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (ii)其余发动机不超过其最大连续功率；
- (iii)起落架在收上位置；
- (iv)襟翼处于收上位置；和
- (v)爬升速度不超过 $1.2V_{S1}$ 。

(b)对于正常类、实用类和特技类最大重量超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，和正常类、实用类和特技类涡轮动力飞机，以下规定适用：

(1)在下列条件下，起飞表面以上 122 米（400 英尺）时的定常爬升梯度必须为可测的正值：

- (i)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (ii)其余发动机为起飞功率；
- (iii)起落架在收上位置；
- (iv)襟翼处于起飞位置；和
- (v)爬升速度等于按第 23.53 条演示在 15 米（50 英尺）时达到的速度。

(2)在下列条件下，高于起飞或着陆表面（适用时）457 米（1,500 英尺）时的定常爬升梯度不少于 0.75%：

- (i)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (ii)其余发动机不超过其最大连续功率；
- (iii)起落架在收上位置；
- (iv)襟翼处于收上位置；和
- (v)爬升速度不小于 $1.2V_{S1}$ 。

(c)对通勤类飞机，下列要求适用：

(1)起飞，起落架放下 在下列条件下，起飞表面高度上的定常爬升梯度，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%：

- (i)临界发动机不工作，其螺旋桨处于快速和自动设定的位置；
- (ii)其余发动机起飞功率；
- (iii)起落架在放下位置，所有起落架舱门打开；
- (iv)襟翼处于起飞位置；
- (v)机翼水平；和
- (vi)爬升速度等于 V_2 。

(2)起飞，起落架收上 在下列条件下，飞机高于起飞表面 122 米（400 英尺）时的定常爬升梯度，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%：

- (i)临界发动机不工作，其螺旋桨处于快速和自动设定的位置；
- (ii)其余发动机起飞功率；
- (iii)起落架在收上位置；
- (iv)襟翼处于起飞位置；和
- (v)爬升速度等于 V_2 。

(3)航路爬升 飞机在高于起飞或着陆（适用时）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%。在下列条件下：

- (i)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (ii)其余发动机不大于最大连续功率；
- (iii)起落架在收上位置；
- (iv)襟翼处于收上位置；和
- (v)爬升速度不小于 $1.2V_{S1}$ 。

(4)中断进场 飞机在高于着陆表面 122 米（400 英尺）高度上的定常爬升梯度，对于双发飞机不小于 2.1%，对于三发飞机不小于 2.4%，对于四发飞机不小于 2.7%。其条件为：

- (i)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (ii)其余发动机起飞功率；
- (iii)起落架在收上位置；
- (iv)襟翼处于进场位置，该位置的 V_{S1} 不超过相应的全发工作着陆位置 V_{S1} 的 110%；

和

- (v)按正常着陆程序确定的爬升速度但不超过 $1.5V_{S1}$ 。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，1993 年 12 月 23 日第二次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.69 条 航路爬升/下降

(a)全发工作 必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度和外界大气温度下确定定常爬升梯度和爬升率：

- (1)每台发动机不超过最大连续功率；
- (2)起落架在收上位置；
- (3)襟翼收上；和
- (4)爬升速度不小于 $1.3V_{S1}$ 。

(b)一台发动机不工作 必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度和外界温度下确定定常爬升/下降梯度和爬升/下降率：

- (1)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (2)其余发动机不超过最大连续功率；
- (3)起落架在收上位置；
- (4)襟翼收上；和
- (5)爬升速度不小于 $1.2V_{S1}$ 。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.71 条 滑翔：单发飞机

必须确定在静止空气中每损失 305 米（1,000 英尺）高度滑行的最大水平距离和获得此距离所需的速度，此时，发动机不工作，螺旋桨在最小阻力位置，起落架和襟翼在最有利的可用位置。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.73 条 参考着陆进场速度

(a)对于正常类、实用类和特技类最大重量不超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，参考着陆进场速度 V_{REF} ，不得小于按 23.149 条(b)在襟翼处于最大起飞位置确定的

V_{MC} 和 $1.3V_{S0}$ 中之大者。

(b)对于正常类、实用类和特技类最大重量超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，和正常类、实用类和特技类涡轮动力飞机，参考着陆进场速度 V_{REF} ，不得小于按 23.149 条(c)确定的 V_{MC} 和 $1.3V_{S0}$ 中之大者。

(c)对通勤类飞机，参考着陆进场速度 V_{REF} ，不得小于按 23.149 条(c)确定的 V_{MC} 的 1.05 倍和 $1.3V_{S0}$ 中之大者。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.75 条 着陆距离

对着陆，必须在运行限制内标准温度下的每一重量和高度，确定飞机从高于着陆表面 15 米（50 英尺）的一点到飞机着陆并完全停止所需的水平距离：

(a)保持不小于第 23.73 条(a)、(b)或(c)确定的 V_{REF} 定常进场下降到 15 米（50 英尺）的高度；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 $5.2\%(3^\circ)$ ；

(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)在整个机动中必须保持构型不变；

(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)在最大着陆重量或对应于第 23.63 条(c)(2)或(d)(2)的高度和温度的最大着陆重量下，必须表明飞机能从 15 米（50 英尺）高度所处的状态，安全过渡到第 23.77 条的中断着陆状态；

(e)刹车的使用不得导致轮胎或刹车的过度磨损；

(f)可以使用除机轮刹车以外符合下列条件的其他减速手段：

(1)安全可靠；

(2)使用时能在服役中获得始终如一的效果；

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

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，1993 年 12 月 23 日第二次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.77 条 中断着陆

(a)每一正常类、实用类和特技类最大重量不超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，下列条件下，在海平面必须能够保持至少 3.3% 的定常爬升梯度：

(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 2 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，则襟翼可以收起；和

(4)爬升速度等于第 23.73 条(a)定义的 V_{REF} 。

(b)对于每一正常类、实用类和特技类最大重量超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，和正常类、实用类和特技类涡轮动力飞机，在下列条件下，必须能够保持至少 2.5% 的定常爬升梯度：

- (1)发动机功率不大于将功率杆从最小飞行慢车位置开始移动后 8 秒时的可用功率；
 - (2)起落架在放下位置；
 - (3)襟翼处于着陆位置；和
 - (4)爬升速度等于第 23.73 条(b)定义的 V_{REF} 。
- (c)对于通勤类飞机，必须能保持定常爬升梯度不小于 3.2%。此时：
- (1)发动机功率不大于将功率杆从最小飞行慢车位置开始移动后 8 秒时的可用功率；
 - (2)起落架在放下位置；
 - (3)襟翼处于着陆位置；和
 - (4)爬升速度等于第 23.73 条(c)定义的 V_{REF} 。
- [1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

飞行特性

第 23.141 条 总则

在不超过第 23.1527 条规定的最大使用高度下，飞机在申请合格审定的所有实际的载荷条件和使用高度上必须满足第 23.143 条至第 23.253 条的各项要求，而不需要特殊的驾驶技巧、机敏和过分的体力。

[2004 年×月×日第三次修订]

操纵性和机动性

第 23.143 条 总则

(a)在所有飞行阶段，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)下降；
- (5)复飞；和
- (6)襟翼展态和收态下的着陆（有动力和无动力）。

(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，则所需的操纵力必须用定量试验予以表明，且在本条(a)和(b)规定的情况下操纵力均不得超过下表中规定的限制：

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（双手在轮缘）	333 (34; 75)	222 (22.7; 50)	
驾驶盘（单手在轮缘）	222 (22.7; 50)	111 (11.4; 25)	
方向舵脚蹬			667 (68; 150)
(b)持续作用	44 (5; 10)	22 (2; 5)	89 (9; 20)

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.145 条 纵向操纵

(a) 飞机尽可能配平于 $1.3V_{S1}$ ，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；
- (2) 发动机无动力，和
- (3) 襟翼和起落架在下列位置：
 - (i) 收起位置；
 - (ii) 放下位置；

(b) 除非另有要求，不需要施加超过第 23.143 条(c)规定的用单手施加的操纵力就能完成下述机动，并且机动中不得改变配平操纵：

(1) 起落架在放下位置，襟翼在收起位置，飞机尽可能配平于 $1.4V_{S1}$ 。尽快放下襟翼，使空速从 $1.4V_{S1}$ 变化到 $1.4V_{S0}$ ；

- (i) 发动机无动力；和
- (ii) 保持在初始状态下平飞所需的功率。

(2) 起落架和襟翼在放下位置，发动机无动力，飞机尽可能配平于 $1.3V_{S0}$ 。尽快施加起飞功率并尽可能快的收起襟翼至推荐的复飞设定状态，允许空速从 $1.3V_{S0}$ 变化到 $1.3V_{S1}$ ；当建立了正爬升率时收起落架。

(3) 起落架和襟翼在放下位置，水平飞行，功率为在 $1.1V_{S0}$ 保持水平飞行必需功率，飞机尽可能配平，当尽快收襟翼并同时施加不大于最大连续功率的发动机功率时，必须有可能保持近似的水平飞行。如果提供了襟翼分档位置，则收襟翼演示可分阶段进行，功率和配平可重设定在保持 $1.1V_{S1}$ 平飞的初始构型状态，在每一阶段：

- (i) 从全放下位至最大分档限定位；
- (ii) 过渡分档限定位之间，如适用；和
- (iii) 从最小分档限定位到全收上。

(4) 发动机无动力，起落架和襟翼在收起位置，飞机尽可能配平于 $1.4V_{S1}$ ，迅速施加起飞功率同时保持相同空速。

(5) 发动机无动力，起落架和襟翼在放下位置，飞机尽可能配平于 V_{REF} ，获得并保持空速在 $1.1V_{S0}$ 和 $1.7V_{S0}$ 或 V_{FE} （取小者）之间，不需要施加超过第 23.143 条(c)规定的双手操纵的力。

(6) 发动机最大起飞功率，起落架在收起位置，襟翼在起飞位置，飞机尽可能配平于相应起飞襟翼位置的 V_{FE} ，尽可能快的收起襟翼同时保持空速不变。

(c) 在空速超过 V_{MO}/M_{MO} 直到第 23.251 条表明的最大速度，必须演示 $1.5g$ 的机动能力，提供从颠倾和不利的速度增量中改出的余量。

(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 V_{REF} 的速度，重量为直到并包括最大重量的任何重量。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.147 条 航向和横向操纵

(a)多发飞机在保持机翼 5° 以内水平时，必须能安全地向左右突然改变航向。必须在下列条件下演示在 $1.4V_{SI}$ 改变航向直到 15° （但不必超过方向舵脚蹬力达第 23.143 条的限制值时的航向偏转量）：

- (1)临界发动机不工作，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (2)其余发动机处于最大连续功率状态；
- (3)起落架在：
 - (i)收起位置；
 - (ii)放下位置。
- (4)襟翼在收上位置；

(b)在临界发动机突然完全失效时，视情开始改出动作前允许 2 秒延迟，多发飞机必须能重新获得对飞机的完全控制而不超过 45° 坡度，且不会达到危险的姿态或遇到危险的特性，飞机在开始是配平的并处下列状态：

- (1)全部发动机在最大连续功率状态；
- (2)襟翼在收起位置；
- (3)起落架在收起位置；
- (4)速度等于已表明符合第 23.69 条(a)的速度；和
- (5)所有螺旋桨操纵处于已表明符合第 23.69 条(a)的位置。

(c)在任何全发构型和经批准的使用包线内的任何速度任何高度下，所有飞机必须表明不用主横向操纵系统就可安全操纵。还必须表明飞机的飞行特性不会削弱到低于允许继续安全飞行所必要的水平和保持合适姿态可控着陆的能力，并且不超出飞机的运行和结构限制。如果横向操纵系统的任何连接或传送环节的单一失效还会导致辅助操纵系统的丧失，则上述要求的符合性必须在也假定该辅助操纵系统不工作的情况下演示。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.149 条 最小操纵速度

(a) V_{MC} 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保持对飞机的操纵，在相同的速度下维持坡度不大于 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)起飞 V_{MC} 不得超过 $1.2V_{SI}$ ，该 V_{SI} 是在最大起飞重量下确定的。确定 V_{MC} 必须在最不利的重量和重心位置，飞机离地，地面效应可忽略，起飞构型如下：

- (1)全部发动机在初始最大可用起飞功率；
- (2)飞机配平在起飞状态；
- (3)襟翼在起飞位置；
- (4)起落架收起；和
- (5)所有螺旋桨操纵一直处于推荐的起飞位置。

(c)除最大重量不超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机外，所有飞机还必须在下述着陆构型下满足本条(a)的规定：

- (1)初始时全部发动机在最大可用起飞功率；
- (2)飞机配平在进场状态，全发工作，以 V_{REF} 速度，以演示第 23.75 条着陆距离用的最陡梯度进场；

- (3)襟翼在着陆位置;
 - (4)起落架放下; 和
 - (5)所有螺旋桨操纵处于全发工作进场时的推荐位。
- (d)必须确定一个有意实施临界发动机不工作的最小速度, 并指定为安全和有意一发不工作速度 V_{SSE} 。
- (e)在 V_{MC} , 保持操纵所需的方向舵脚蹬力不得超过 667 牛 (68 公斤; 150 磅) 并且无需降低工作发动机的功率。在机动中, 飞机不得出现任何危险的姿态并能防止大于 20° 航向改变。
- (f)在申请人选择时, 为符合第 23.51 条(c)(1)的要求, 可以确定 V_{MCG} 。 V_{MCG} 是地面最小操纵速度, 是起飞滑跑时的校正空速, 在该速度当临界发动机突然不工作, 能够只用方向舵操纵 (不用前轮转弯) 保持对飞机的操纵, 操纵力限制到 667 牛 (68 公斤; 150 磅), 横向操纵的使用仅限于保持机翼水平使飞机能继续安全起飞。在确定 V_{MCG} 时, 假定飞机全发工作加速的航迹是沿着跑道中心线, 从临界发动机不工作那一点到安全改出至航向平行于该中心线的那一点之间的航迹, 其上任何一点相对中心线的横向偏离不得超过 9.144 米 (30 英尺)。 V_{MCG} 必须在下列条件下制定:
- (1)飞机的每一起飞构型或申请人选择的最临界的起飞构型;
 - (2)工作发动机为最大可用起飞功率;
 - (3)最不利重心位置;
 - (4)飞机配平在起飞状态; 和
 - (5)在起飞重量范围内最不利的重量。
- [2004 年×月×日第三次修订]

第 23.151 条 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安全进入速度。

第 23.153 条 着陆操纵

必须有可能用不大于第 23.143 条(c)所规定的单手操纵力安全地完成进场后的着陆动作, 飞机处于着陆构型。上述要求必须在下列条件下予以满足:

- (a)速度为 V_{REF} 减 5 节;
- (b)飞机处于配平或尽可能接近配平, 在整个机动过程中, 不移动配平操纵器件;
- (c)进场梯度等于第 23.75 条演示着陆距离所用的最陡梯度; 和
- (d)仅允许在以 V_{REF} 进场正常着陆时进行的功率改变, 如果有的话。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.155 条 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, 对于活塞发动机为 75% 最大连续功率, 或者对于涡轮发动机为最大连续功率, 以及在下列每一条件下得到满足:

- (1)在转弯时, 飞机在 V_O 作机翼水平配平; 和

(2)在转弯时，飞机在最大机翼水平平飞速度上配平，但此速度不得超过 V_{NE} 或 V_{MO}/M_{MO} ，根据相应情况而定。

(c)在杆力与机动载荷系数曲线上随载荷系数增加不得有显著的杆力梯度降低。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.157 条 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：
$$\frac{W + 230}{590} \left(\frac{W + 500}{1300} \right) \text{秒},$$

但不大于 10 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；对多发飞机，临界发动机不工作，其螺旋桨在最小阻力位置，其余发动机为最大起飞功率；

(4)在直线飞行情况下，飞机在 $1.2V_{S1}$ 或 $1.1V_{MC}$ 两者之中较大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：
$$\frac{W + 1270}{1000} \left(\frac{W + 2800}{2200} \right)$$

秒，但不大于 7 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)襟翼在着陆位置；

(2)起落架在放下位置；

(3)全部发动机在 3° 进场相应功率；

(4)飞机在 V_{REF} 速度上配平。

[2004 年×月×日第三次修订]

配平

第 23.161 条 配平

(a)总则 每架飞机配平后必须满足本条配平要求，不必由驾驶员或自动驾驶仪对主操纵或其相应的配平操纵进一步施加压力或移动。另外，必须能在其他载荷、构型、速度、和功率下保证驾驶员不会过度疲劳或需要施加超过第 23.143 条(c)持续作用力要求的剩余操纵力而分散精力。这适用于飞机的正常运行，以及适用时，用于确定性能特性的与一台发动机失效有关的情况。

(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}/M_{MO} ，取小值；

(2)对于通勤类飞机，速度为从 $1.4V_{S1}$ 到 V_H 或 V_{MO}/M_{MO} 取小值的所有速度。

(c)纵向配平 飞机在下列每一情况下, 必须保持纵向配平:

(1)在下列条件下爬升:

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

(ii)最大连续功率, 按确定本部第 23.69 条(a)要求的爬升性能时的构型和速度。

(2)起落架收上, 襟翼收上, 速度从 V_H 和 V_{NO} 或 V_{MO}/M_{MO} (如果适用) 中的小值到 $1.4V_{S1}$ 的所有速度下水平飞行。

(3)起落架和襟翼收上, 以 V_{NO} 或 V_{MO}/M_{MO} 中适用者无动力下降。

(4)进场, 起落架放下:

(i)3° 下滑角, 襟翼收上, 速度为 $1.4V_{S1}$;

(ii)3° 下滑角, 襟翼在着陆位, 速度为 V_{REF} ; 和

(iii)进场梯度等于演示第 23.75 条着陆距离所用的最陡梯度, 襟翼在着陆位, 速度为 V_{REF} 。

(d)此外, 在下列条件下, 每一多发飞机必须能保持纵向和航向配平, 横向操纵力在符合第 23.67 条(a)、(b)(2)或(c)(3) (如果适用) 所用的速度下不得超过 2.27 公斤(5 磅):

(1)临界发动机不工作, 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)襟翼在收上位置; 和

(5)飞机坡度不大于 5° 。

(e)此外, 在按第 23.57 条确定起飞航迹时, 以 V_2 速度、起飞构型爬升至起飞表面 122 米(400 英尺)以上的每一通勤类飞机, 在下列条件下 V_2 速度时, 纵向和横向操纵力必须能分别减少至 4.54 公斤(10 磅)和 2.27 公斤(5 磅), 航向操纵力不超过 22.7 公斤(50 磅):

(1)临界发动机不工作, 其螺旋桨在最小阻力位置;

(2)其余发动机处于起飞功率;

(3)起落架在收上位置;

(4)襟翼在起飞位置; 和

(5)飞机坡度不大于 5° 。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 1993 年 12 月 23 日第二次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

稳定性

第 23.171 条 总则

飞机必须按照第 23.173 至第 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)。

第 23.173 条 纵向静稳定性

在第 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, 在按第 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]

第 23.175 条 纵向静稳定性的演示

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

(1)襟翼在收起位置;

(2)起落架在收起位置;

(3)最大连续功率; 和

(4)飞机配平于演示第 23.69 条(a)确定爬升性能要求所用的速度。

(b)巡航 起落架和襟翼收上, 功率为平飞相应功率, 飞机配平于有代表性的高高度和低高度巡航速度上, 直到包括适用时 V_{NO} 或 V_{MO}/M_{MO} , 但速度不必超过 V_H :

(1)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, 杆力曲线必须具有稳定的斜率。该速度范围为: 从配平速度分别上下扩展配平速度的 15%加产生的自由回复速度带或 40 节加产生的自由回复速度带, 两者取大者。但在下列条件下斜率不必稳定:

(i)速度低于 $1.3V_{S1}$; 或

(ii)按第 23.1505 条(a)确定 V_{NE} 的飞机, 速度大于 V_{NE} ; 或

(iii)按第 23.1505 条(c)确定 V_{MO}/M_{MO} 的飞机, 速度大于 V_{FC}/M_{FC} 。

(2)对于通勤类飞机, 在配平速度附近的下列速度范围内, 杆力曲线必须具有稳定的斜率。该速度范围为: 从配平速度上下分别扩展 50 节加产生的自由回复速度带。但在下列条件下斜率不必稳定:

(i)速度低于 $1.4V_{S1}$; 或

(ii) 速度大于 V_{FC}/M_{FC} ; 或

(iii)在某速度下需要大于 22.7 公斤 (50 磅) 的杆力。

(c)着陆 杆力曲线在 $1.1V_{S1}$ 和 $1.8V_{S1}$ 之间必须有稳定的斜率, 此时:

(1)襟翼在着陆位置;

(2)起落架在放下位置; 和

(3)飞机配平于:

(i) V_{REF} 或最小配平速度如其更高, 发动机无动力; 和

(ii) V_{REF} 并保持 3° 下滑相应功率。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.177 条 航向和横向静稳定性

(a)航向静稳定性 用方向舵松浮时, 飞机从机翼水平侧滑中改出的趋势来表示, 对相应于起飞、爬升、巡航、进场和着陆构型的任一起落架位置和襟翼位置必须为正的。直到最

大连续功率的对称动力状态，速度从 $1.2V_{S1}$ 直到所试验的状态下的最大允许速度，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第 23.143 条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_0 时，方向舵脚蹬力不得有反逆现象。

(b)**横向静稳定性** 用从侧滑中抬起下沉机翼的趋势来表示,对任一起落架位置和襟翼位置均须正值。直到 75% 的最大连续功率的对称功率状态，当速度从大于起飞构型的 $1.2V_{S1}$ 和其他构型的 $1.3V_{S1}$ 到所试验状态的最大允许速度之间，相应于起飞、爬升、巡航和进场构型，均必须表明。对着陆构型功率为与飞行相协调的保持 3 度下滑角相应的功率。在起飞构型的 $1.2V_{S1}$ 和其他构型的 $1.3V_{S1}$ 速度横向静稳定性不得为负。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，或者如果更小，用方向舵全偏或 68 公斤（150 磅）舵力可获得的最大坡度。

(c)本条(b)不适用于特技类飞机倒飞的审查。

(d)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功率状态，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)，直到与飞机型号相适应的最大侧滑角值。对更大角度，直到副翼和方向舵用到满偏度或操纵力达到第 23.143 条中的限制值的角度为止，副翼和方向舵移动方向和杆力随侧滑角增加不得有反逆现象。快速进入和退出与飞机相适应的最大侧滑角，不得产生不可控制的飞行特征。

[2004 年×月×日第三次修订]

[第 23.179 条 删除]

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.181 条 动稳定性

(a)在相应于飞机构型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—航向的组合振荡），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)在相应于飞机构型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。

(c)如果确定增稳系统（见第 23.672 条）的功能需要满足本章飞行特性的要求，则本条(a)(2)和(b)(2)的主操纵要求不适用于需要验证该系统可接受性的试验。

(d)考虑第 23.175 条规定的状态，当保持飞机在偏离配平速度至少±15%的速度需要的纵向操纵力突然解除，飞机不得表现出任何危险特性或与解除的操纵力大小有关的过度响应。飞行航迹的任何长周期振荡不得出现不稳定导致驾驶员的工作负荷增加或危及飞机。

[2004 年×月×日第三次修订]

失速

第 23.201 条 机翼水平失速

(a)直到飞机失速时为止，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)飞机的机翼水平失速特性必须按下述要求在飞行中进行演示：在至少高于失速速度 10 节开始，必须先拉升降舵操纵器件使减速率不超过每秒一节，直到失速发生，可用下列任一表明：

- (1)飞机出现不可控制的下俯运动；
- (2)防失速装置（如：推杆器）激发了飞机的下俯运动；或
- (3)操纵器件达到止动点。

(c)在本条(b)(1)或(b)(2)的飞机下俯运动明确无误地表现出来之后，或操纵器被保持在止动点不少于 2 秒或用于确定第 23.49 条最小定常飞行速度所采用的时间（取大者）后，允许用正常的升降舵操纵改出失速。

(d)在进入和改出机动时，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。

(e)应按下列条件演示符合本条要求：

- (1)襟翼：收上、全放下和每一正常操纵的中间位置；
- (2)起落架：在收起和放下位置；
- (3)发动机整流罩通风片：相应于飞机构型；
- (4)功率：
 - (i)无动力；和

(ii)75%最大连续功率。但是，如果功率-重量比在 75%最大连续功率导致极高的机头向上的姿态，则试验可在着陆构型最大着陆重量和 $1.4V_{S0}$ 速度时平飞相应功率下进行，但该功率不能小于 50%最大连续功率。

- (5)配平：尽可能靠近 $1.5V_{S1}$ 速度上配平；
- (6)螺旋桨：无功率状态时处于转速增量最大的位置。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.203 条 转弯飞行失速和加快转弯失速

转弯飞行失速与加快转弯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，如第 23.201 条(b)所定义的。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)对于加快转弯失速，为每秒 3~5 节，并且稳定地增加法向过载。

(b)当飞机已经达到第 23.201 条(b)所定义的失速，飞机必须有可能通过正常使用飞行操纵恢复机翼水平飞行，但不增加功率也无下列特征：

- (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)对于转弯失速，不允许超过转弯同方向 60° 或相反方向 30° 的横滚；
- (5)对于加快转弯失速，不允许超过转弯同方向 90° 或相反方向 60° 的横滚；
- (6)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 对于转弯和加快进入失速，在收起位置和完全放下位置和每一正常操作的中间位置；
- (2)起落架 收起位置和放下位置；
- (3)发动机罩通风片 与飞机构型相适应；

(4)动力:

(i)无动力; 和

(ii)75%最大连续功率。但是, 如果功率-重量比 75%最大连续功率导致极高的机头向上的姿态, 则试验可在着陆构型最大着陆重量和 $1.4V_{S0}$ 速度下平飞相应功率下进行, 但该功率不得小于 50%最大连续功率。

(5)配平: 尽可能靠近 $1.5V_{S1}$ 速度上配平;

(6)螺旋桨: 无功率状态时处于增速的最大位置。

[2004 年×月×日第三次修订]

[第 23.205 条 删除]

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.207 条 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)在进行第 23.201 条(b)和第 23.203 条(a)(1)所要求的失速试验期间, 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。

(d)当遵照第 23.1585 条提供的程序进行时, 在全发起飞、一发不工作继续起飞或进场着陆期间不得发生失速警告。

(e)在进行第 23.203 条(a)(2)所要求的失速试验期间, 失速警告必须在失速前足够早开始以提醒飞行员在失速警告一开始后对失速采取措施。

(f)对特技类飞机, 人工失速警告如果在起飞期间自动进预备位并且在进场构型自动再进预备位, 则其可以是可抑制的。

[2004 年×月×日第三次修订]

尾旋

第 23.221 条 尾旋

(a)正常类飞机 单发正常类飞机必须在使用了改出操纵后, 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, 或演示符合本条可选择的抗尾旋要求。

(1)下列要求适用于单圈尾旋或 3 秒尾旋:

(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)在尾旋或改出过程中, 操纵力或特性不得对迅速改出产生不利的影响;

(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)在申请人选择时, 可以用下列方法来演示飞机是抗尾旋的:

(i)在第 23.201 条中的失速机动期间, 必须将俯仰操纵器件拉回并保持在止动点,

然后朝正确的方向操纵副翼和方向舵，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/小时/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构型必须按第 23.201 条(e)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第 23.143 条(c)规定的瞬时操纵力；

(iii)必须在飞机带侧滑飞行时进行第 23.201 条和第 23.203 条的符合性演示。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)和第 23.807 条(b)(6)的要求；

(c)特技类 特技类飞机必须满足本条(a)和第 23.807 条(b)(6)的要求。另外，若申请进行尾旋飞行则必须在每一构型满足下述要求：

(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，尾旋试验必须要进行六圈或申请审定的任何更多圈数。但是，当出现螺旋特性时，尾旋可以在 3 圈后中止；

(2)对于襟翼展态构型，不得超过使用空速限制和机动限制载荷系数，改出期间不得收上襟翼；

(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。

(4)尾旋期间不得有使得飞行员迷失方向或失能而可能妨碍成功改出的特性(如过快的旋转或极度的振动)。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订，2004 年×月×日第三次修订]

地面和水上操纵特性

第 23.231 条 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。

第 23.233 条 航向稳定性和操纵性

(a)必须确定风速的 90° 侧向分量，且不得小于 $0.2V_{SO}$ ，并演示在此分量下滑行、起飞和着陆是安全的。

(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，直到速度减至接地速度的 50%。

(c)飞机在滑行时必须有足够的航向操纵性。

(d)水上飞机必须在本条(a)规定的最大风速下演示其水上航向稳定性和操纵是令人满意

的。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.235 条 在无铺面的道面上的使用

在正常运行中可合理预期的最粗糙地面上滑行及在最粗糙的无铺面跑道起飞和着陆时，飞机必须演示具有满意的特性，并且减震机构不得损伤飞机的结构。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.237 条 水上运行

水上飞机和水陆两用飞机必须规定经演示能安全运行的浪高和必要的水上操作程序。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.239 条 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他部件。

其他飞行要求

第 23.251 条 振动和抖振

在直到 V_D/M_D 的任何相应的速度和功率状态，不得存在严重的振动和抖振导致结构损伤，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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.253 条 高速特性

如果最大使用速度 V_{MO}/M_{MO} 按第 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)不超过按第 23.251 条规定的最大速度 V_D/M_D 及各种结构限制；

(2)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)在直到按第 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。

[2004 年×月×日第三次修订]

C 章 结构

总则

第 23.301 条 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第 23.331 至第 23.521 条中规定的载荷，则可以使用这些简化结构设计准则。对于附件 A23.1 中规定的飞机构型，本规章附件 A 的设计准则经批准与第 23.321 至第 23.459 条的规定等效，如果采用本规章的附件 A，则必须用该附件的全部来代替本规章的相应条款。

[1990 年 12 月 23 日第二次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.302 条 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)满足本规章 C、D 章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]

第 23.303 条 安全系数

除非另有规定，安全系数必须取 1.5。

第 23.305 条 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，但是如果结构能够承受要求的极限载荷至少三秒钟，则在限制载荷与极限载荷之间产生局部失效或结构失稳是可接受的。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，此三秒钟的限制不适用。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.307 条 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第 23.305 条强度和变形的要求。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规章 D 章的规定进行试验。

[2004 年×月×日第三次修订]

飞行载荷

第 23.321 条 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章的飞行载荷要求：

(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，按在第 23.1583 至第 23.1589 条规定的使用限制内可调配载重的任何实际分布。

(c) 当压缩性影响显著时，则必须予以考虑。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.331 条 对称飞行情况

(a) 在确定与第 23.333 至第 23.341 条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]

第 23.333 条 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，均必须表明符合本章的强度要求。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，为第 23.337 条规定的正机动载荷系数；

(2) 在直到 V_C 的各速度时，为第 23.337 条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：

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi s}{25\bar{C}} \right) \quad U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi s}{25\bar{C}} \right)$$

其中：

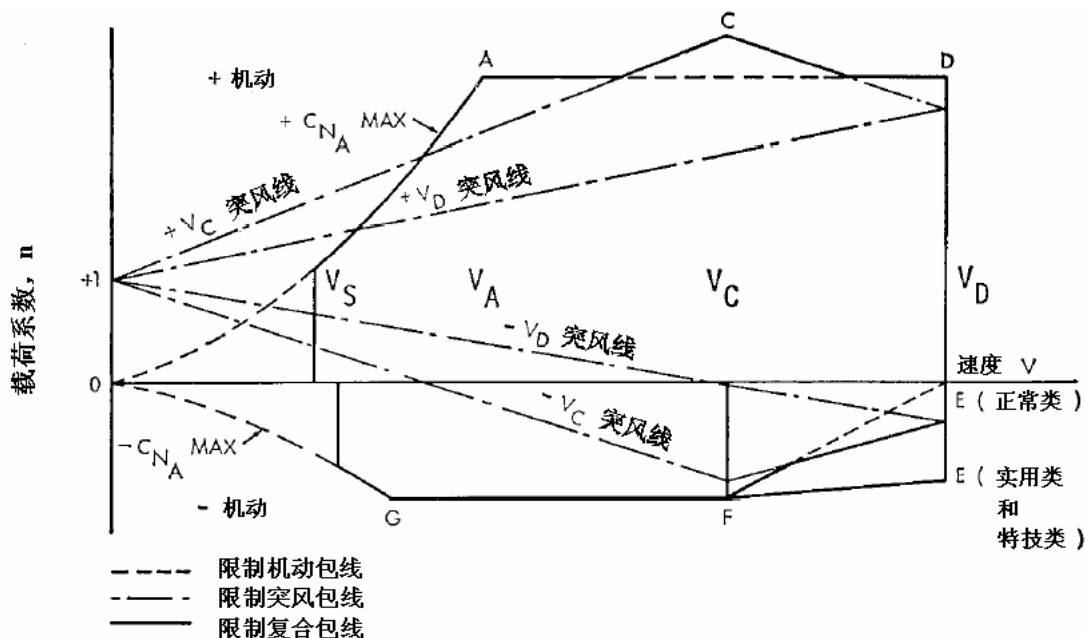
s 为进入突风区的距离，米（英尺）；

\bar{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]

第 23.335 条 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) 此处 W/S =设计最大起飞重量时的翼载时， V_C （节）不得小于：

(i) $4.77\sqrt{Wg/S}$ ($14.9\sqrt{W/S}$; $33\sqrt{W/S}$) (对正常类、实用类和通勤类飞机)；

和

(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 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_{Cmin} , V_D (节) 不得小于下列数值:

(i) $1.40V_{Cmin}$ (对正常类和通勤类飞机);

(ii) $1.50V_{Cmin}$ (对实用类飞机);

(iii) $1.55V_{Cmin}$ (对特技类飞机);

(3)在 Wg/S (W/S) 值大于 958 牛/米² (97.7 公斤/米²; 20 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 牛/米² (488 公斤/米²; 100 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 的最小速度差值大于下列值的较大者, 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, 飞机颠簸, 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, 对涡轮增压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, 并且符合下列要求之一:

(ii) 0.05M, 对于正常类、实用类和特技类飞机 (在已制定了 M_D 的高度上); 或

(iii) 0.07M, 对于通勤类飞机 (在已制定了 M_D 的高度上), 除非用合理的分析考虑了所有自动系统的影响得到了更低的余度。如果采用了合理的分析, 最小速度余度必须足以应付大气条件的变动 (如横向突风) 和穿过急流或冷锋、仪表误差、飞机机体的制造偏差, 并且不得小于 0.05M。

(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_{Nmax} 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 $V_{S1}\sqrt{n_g}$, 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 (按第 23.341 条) 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, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.337 条 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，

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

式中：W 为设计最大起飞重量，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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.341 条 突风载荷系数

(a)飞机必须设计成能承受由第 23.333 条(c)规定的突风在每个升力面上产生的载荷。

(b)必须用合理分析的方法计算鸭式布局或串列式机翼布局的突风载荷。如果表明计算的净载荷相对于第 23.333 条(c)中的突风准则是保守的，则可以按照本条(c)计算。

(c)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：

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

$$\mu_g = \frac{2(Wg/S)}{\rho C a g}, \text{ 为飞机质量比；}$$

U_{de} 为根据第 23.333 条(c)得到的突风速度，米/秒；

ρ 为大气密度，公斤/米³；

Wg/S 为具体载荷情况下的适用的飞机重量产生的翼载，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）。

$$\text{公制：} n = 1 + \frac{K_g U_{de} V a}{16(W/S)}$$

式中： U_{de} 为根据第 23.333 条(c)得到的突风速度，米/秒；

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

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho C a g}, \text{ 为飞机质量比;}$$

ρ 为大气密度, 牛顿·秒²/米⁴;

W/S 为具体载荷情况下适用的飞机重量产生的翼载, 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)。

$$\text{英制: } n = 1 + \frac{K_g U_{de} V a}{498(W/S)}$$

式中:

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

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho C a g}, \text{ 为飞机质量比;}$$

U_{de} 为根据第 23.333 条(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 为具体载荷情况下适用的飞机重量产生的翼载, 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, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.343 条 设计燃油载重

(a)可调配载重的各种组合必须包括从零燃油到选定的最大燃油载重范围内的每一燃油载重。

(b)如果燃油装在机翼内, 且机翼油箱零燃油时的飞机最大许用重量小于最大重量, 则必须选用它作为“最大零机翼燃油重量”。

(c)对于通勤类飞机, 可选定不超过在最大连续功率下运行 45 分钟所需要的燃油作为结构储油情况。如果选定了某种结构储油情况, 则该情况必须作为最小燃油重量情况用来表明

符合本规章规定的飞行载荷要求，此外还要求：

- (1)结构必须设计成能承受机翼内零燃油的情况，此情况的限制载荷相应于下列规定：
 - (i)第 23.337 条规定的机动载荷系数的 90%,和
 - (ii)第 23.333 条(c)规定的突风速度的 85%。
- (2)结构的疲劳评定必须计及由本条(c)(1)的设计情况所获得的任何使用应力的增量；
- (3)颤振、变形和振动要求也必须在机翼零燃油情况下得到满足。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.345 条 增升装置

(a)如果装有用于起飞、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，其范围由下列条件确定：

- (1)机动到正限制载荷系数 2.0，和；
- (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 $1.4V_S$ 或 $1.8V_{SF}$ 两者的大者，其中：

- (1) V_S 是在设计重量下襟翼收态时的计算失速速度；
- (2) V_{SF} 是在设计重量下襟翼完全伸展时的计算失速速度。

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

(d)襟翼、其操纵机构及其支撑结构必须设计成能承受本条(a)规定的情况。此外，在速度 V_F 、襟翼完全伸展时，必须分别考虑下述情况：

(1)速度为 7.60 米/秒（25 英尺/秒）（EAS）的迎面突风与 75%的最大连续功率所对应的螺旋桨滑流同时作用；和

(2)最大起飞功率所对应的螺旋桨滑流影响。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.347 条 非对称飞行情况

(a)假定飞机经受到第 23.349 条和第 23.351 条的非对称飞行情况。对重心的不平衡气动扭矩，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。

(b)按快滚机动（急横滚）进行审定的特技类飞机，必须按照作用在机翼和水平尾翼上的附加的非对称载荷进行设计。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.349 条 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，滚转加速度可以由条 23.333 条(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，75%作用在另一侧。

(b)由第 23.455 条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，可以在第 23.333 条(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，和；

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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.351 条 偏航情况

飞机必须按照第 23.441 至第 23.445 条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]

第 23.361 条 发动机扭矩

(a) 每个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第 23.333 条(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第 23.333 条(d)中飞行情况 A 的限制载荷同时作用；和

(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和 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（例如压气机卡阻）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)考虑的发动机限制扭矩，必须由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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.363 条 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；或

(2) 飞行情况 A 限制载荷系数的 1/3。

(b) 可假定本条(a)规定的侧向载荷与其他飞行情况无关。

第 23.365 条 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。

第 23.367 条 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，必须由试验或其他适用此特定发动机—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第 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。

第 23.369 条 机翼后撑杆

(a)如果采用机翼后撑杆，它必须设计成能承受下列设计速度下的逆流情况：

$$V = 1.26\sqrt{Wg/S} + 8.7, \text{ 节}$$

式中：

Wg/S 为设计最大起飞重量下的翼载，牛顿/米²。

$$(V = 3.94\sqrt{W/S} + 8.7, \text{ 节； } W/S \text{ 为设计最大起飞重量下的翼载，公斤/米}^2)$$

$$(V = 8.7\sqrt{W/S} + 8.7, \text{ 节； } W/S \text{ 为设计最大起飞重量下的翼载，磅/英尺}^2。)$$

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.371 条 陀螺和气动载荷

(a)每个发动机架及其支承结构，必须按发动机和螺旋桨（如适用）在最大连续转速和在下列任一情况下所产生的陀螺载荷、惯性载荷和气动载荷来设计：

(1)第 23.351 和第 23.423 条中规定的情况，或；

(2)下列情况所有可能的组合：

(i)偏航角速度 2.5 弧度/秒；

(ii)俯仰角速度 1 弧度/秒；

(iii)法向载荷系数 2.5；和

(iv)最大连续推力。

(b)对于批准进行特技机动的飞机，每个发动机架及其支承结构必须满足本条(a)的要求，并且必须设计成能承受最大偏航和俯仰角速度组合作用下所预期的载荷系数。

(c)按通勤类进行审定的飞机，每个发动机架及其支承结构必须满足本条(a)以及本规章第 23.341 规定的突风情况的要求。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.373 条 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)飞机必须按第 23.333 条，第 23.337 条和第 23.341 条中规定的对称机动和突风，以及第 23.441 条和第 23.443 条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

第 23.391 条 操纵面载荷

第 23.397 至第 23.459 条中规定的操纵面载荷，是假定在第 23.331 至第 23.351 条规定的情况下产生的。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.393 条 平行于铰链线的载荷

(a)操纵面及支承铰链架必须设计成能承受平行于铰链线作用的惯性载荷。

(b)在缺少更合理的资料时，可以假定此惯性载荷等于 KWg （公制，和英制：KW），式中：

(1) $K=24$ ，对于垂直的操纵面；

(2) $K=12$ ，对于水平的操纵面；

(3) W 为可动操纵面的重量；

g 为重力加速度。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.395 条 操纵系统载荷

(a)飞行操纵系统及其支持结构，必须按第 23.391 至第 23.459 条规定的情况，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第 23.397 条(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。可以用第 23.397 条(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踏板上（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。

第 23.397 条 限制驾驶员力和扭矩

(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：

操纵器件	对于设计重量等于或小于 2,268 公斤 (5,000 磅) 的飞机，最大作用力或扭矩 ⁽¹⁾	最小作用力或扭矩 ⁽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)	668 牛 (68.1 公斤； 150 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，则可以采用从第 23.415 条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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.399 条 双操纵系统

(a)双操纵系统必须设计成能承受两个驾驶员反向施加的作用力，此时所采用的每个驾驶员作用力不小于下列载荷中的较大者：

- (1)按第 23.395 条所得载荷的 0.75 倍；
- (2)按第 23.397 条(b)规定的最小作用力。

(b)双操纵系统必须设计成能承受两个驾驶员同向施加的作用力，此时所采用的每个驾驶员作用力不小于按第 23.395 条所得载荷的 75%。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.405 条 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。

第 23.407 条 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。

第 23.409 条 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。

第 23.415 条 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第 23.397 条(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：

$$H = KcS_s q$$

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），其中 W/S 为设计最大重量下的翼载，但设计速度不必大于 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)驾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		(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		(f)方向舵全偏

(c)在相关手册规定的从空重到最大重量的所有系留重量下，规定的系留点及其周围结构、操纵系统、操纵面及相关的突风锁都必须能承受飞机系留时由任何方向的直到 120 公里/小时（65 节）水平风引起的限制载荷。

[2004 年×月×日第三次修订]

水平安定和平衡翼面

第 23.421 条 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第 23.345 条规定的襟翼情况所产生的平衡载荷来设计。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订]

第 23.423 条 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	$+(39/V)n_m(n_m-1.5)$
低头	n_m	$-(39/V)n_m(n_m-1.5)$

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]

第 23.425 条 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，第 23.333 条(c)所规定的突风速度；

(2)在速度 V_F ，对应于第 23.345 条(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。

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

其中：

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量，牛顿；

K_g 为第 23.341 条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；

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

公制：

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

其中：

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量，公斤；

K_g 为第 23.341 条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；

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

英制：

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

其中：

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量，磅；

K_g 为第 23.341 条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；

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

[1993 年 12 月 23 日第二次修订]

第 23.427 条 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第 23.421 至第 23.425 条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

第 23.441 条 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；

(2)假定飞机以本条(a)(1)规定的方向舵偏度偏航到过漂侧滑角。可以假定过漂角等于本条(a)(3)的静侧滑角的 1.5 倍来代替分析；

(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)对于通勤类飞机，必须按照下列附加的机动情况进行设计，速度范围从 V_A 到 V_D/M_D 。在计算尾翼载荷时：

(1)飞机必须偏航到可得到的最大稳态静侧滑角，方向舵处于以下任何一项引起的最大偏转位置：

(i)操纵面止动器；

(ii)最大可用的助力器作用；

(iii)下图所示的驾驶员操纵方向舵的最大的力；

(2)方向舵必须从最大偏转位置突然回到中立位置。

(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)临界发动机突然失效，而纠正动作又有延迟。

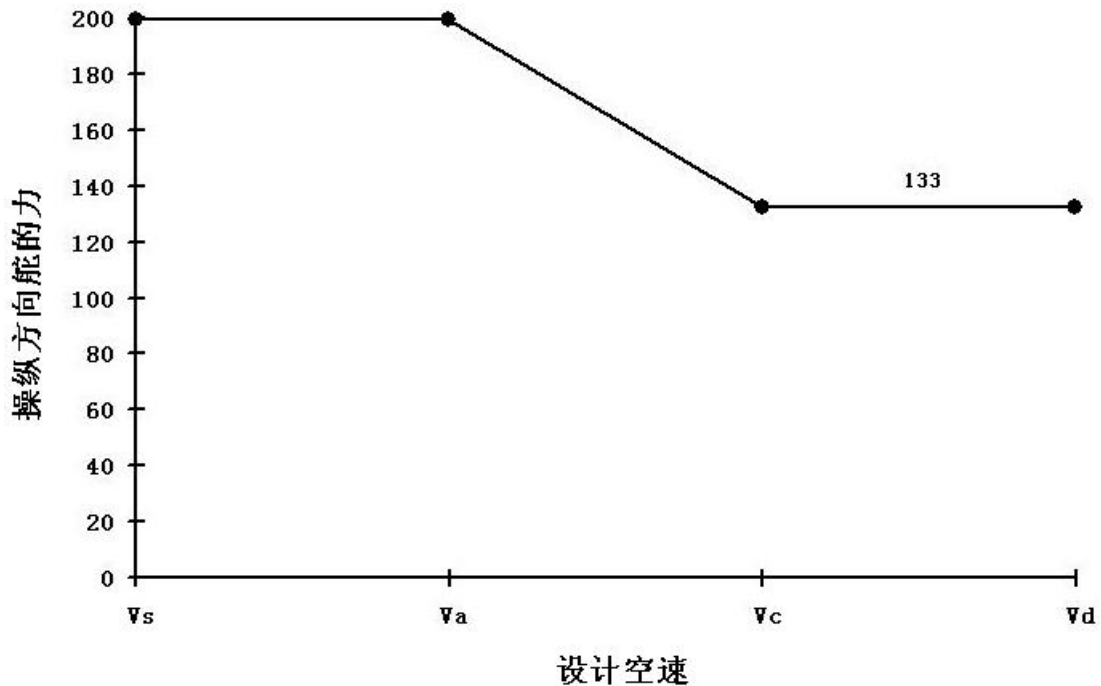


图 驾驶员操纵方向舵的最大力

[1993 年 12 月 23 日第二次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.443 条 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, 能够承受第 23.333 条(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的突风。必须研究第 23.341 条和第 23.345 条中所确定情况相应的突风和飞机速度。突风形状必须按第 23.333 条(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:

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

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;

$\mu_{gt} = \frac{2Wg}{\rho C_i g a_{vt} S_{vt}} \frac{K^2}{l_{vt}}$ 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 为在特定载荷情况下适用的飞机重量, 公斤;

S_{vt} 为垂直翼面面积; 米²;

\bar{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_{vt} 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 为飞机当量空速，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；

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

$$\mu_{gt} = \frac{2W}{\rho c_t g a_{vt} S_{vt}} \frac{K^2}{l_{vt}} \text{ 为侧向质量比；}$$

U_{de} 为规定的突风速度，米/秒；

ρ 为空气密度，牛顿·秒²/米⁴

W 为在特定载荷情况下适用的飞机重量，公斤；

S_{vt} 为垂直翼面面积，米²

\bar{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_{vt} 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 为飞机当量空速，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；

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

$$\mu_{gt} = \frac{2W}{\rho c_t g a_{vt} S_{vt}} \frac{K^2}{l_{vt}} \text{ 为侧向质量比；}$$

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 为在特定载荷情况下适用的飞机重量，磅；

S_{vt} 为垂直翼面面积，英尺²

$\overline{c_t}$ 为垂直翼面平均几何弦长，英尺；

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，英尺；

l_{vt} 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 为飞机当量空速，节。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，1993 年 12 月 23 日第二次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.445 条 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（按第 23.441 条和第 23.443 条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)第 23.441 条和第 23.443 条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第 23.441 条中作用在垂直翼面上的机动载荷和 lg 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]

副翼和特殊装置

第 23.455 条 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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.459 条 特殊装置

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

地面载荷

第 23.471 条 总则

本章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。

第 23.473 条 地面载荷情况和假定

(a)除了第 23.479、第 23.481 和第 23.483 条可以按本条(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章的地面载荷要求。

(b)设计着陆重量可以低至下列数值：

(1)如果最小油量等于设计最大重量与设计着陆重量之差加上足以保证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；或

(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)飞机符合第 23.67 条(b)(1)或(c)的一台发动机不工作情况下的爬升要求，和；

(2)飞机表明符合第 23.1001 条中应急放油系统的要求。

(d)对本章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)如果用能量吸收试验来确定对应于所要求的限制下沉速度的限制载荷系数，则这些试验必须根据第 23.723 条(a)的要求进行。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.477 条 起落架布置

第 23.479 至第 23.483 条或附件 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。

第 23.479 条 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，阻力分量为模拟把轮胎和机轮加速到着陆速度（起旋）所需要的力。起旋阻力载荷（回弹）迅速减小引起的向前作用的水平载荷必须在向前的载荷达到峰值时与垂直的地面反作用力相组合，假定机翼升力，且轮胎滑动摩擦系数为 0.8。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和回弹载荷时，如果缺乏具体的试验或更为合理的分析，则必须使用附件 D 中阐述的方法。如果使用了附件 D，则设计时采用的阻力分量不得小于附件 C 中给出的值。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.481 条 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。

第 23.483 条 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第 23.479 条所得到的一侧主起落架载荷相同。

第 23.485 条 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。

(d)假定本条(c)规定的侧向载荷作用在接地点上，并且可假定阻力为零。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.493 条 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，必须符合第 23.479 条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。

第 23.497 条 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。

(c)如果采用尾轮、缓冲器或吸能装置来表明对第 23.925 条(b)的符合性，则要满足下列要求：

(1)必须针对尾轮、缓冲器或吸能装置确定适当的设计载荷；和

(2)尾轮、缓冲器或吸能装置的支持结构必须设计成能承受本条(c)(1)的载荷。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.499 条 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。

(d)对于带有由液压或其他动力操纵的可转向操纵式前轮的飞机，在设计起飞重量、前轮处于任一转向操纵位置时，必须假定其承受满操纵扭矩的 1.33 倍与等于作用在前起落架上的最大静反作用力 1.33 倍的垂直反作用力的组合载荷。如果装有扭矩限制装置，则可将操纵扭矩降至该装置允许的最大值。

(e)如果可转向操纵式前轮与方向舵脚蹬有直接的机械连接，则该机构必须设计成能承受第 23.397 条(b)规定的驾驶员最大操纵力引起的转向操纵扭矩。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.505 条 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。

第 23.507 条 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。

第 23.509 条 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：

牵引点	位置	大小	载荷序号	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

第 23.511 条 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 第 23.471 至第 23.483 条确定的载荷必须以 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)必须将第 23.471 至第 23.483 条确定的载荷的 60%,依次施加于起落架的每一个机轮上;

(2)第 23.485 条和第 23.493 条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

第 23.521 条 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,否则采用第 23.523 条至第 23.537 条的规定。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.523 条 设计重量和重心位置

(a)设计重量 必须在直到设计着水重量的各种运行重量下满足水载荷要求。但对于第 23.531 条中所述的起飞情况,必须采用水面设计起飞重量(水面滑行和起飞滑跑的最大重量)。

(b)重心位置 必须考虑在申请合格审定的重心限制范围内临界重心,以获得水上飞机结构每一部分的最大设计载荷。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.525 条 载荷的假定

(a)除非另有规定,否则假定水上飞机作为整体承受与第 23.527 条规定的载荷系数相应的载荷。

(b)在施加按第 23.527 条中规定的载荷系数得到的载荷时,可以用不小于第 23.533 条(c)中规定的压力把该载荷分布于整个船体或主浮筒的底部(以避免在水载荷作用部位出现过大的局部剪切载荷和弯矩)。

(c)对于双浮筒水上飞机,每个浮筒必须作为一架假想的水上飞机的一个等效船体,其重量等于该双浮筒水上飞机重量的一半。

(d)除第 23.531 条的起飞情况外,在着水时,假定水上飞机的气动升力为水上飞机重力的 2/3。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.527 条 船体和主浮筒载荷系数

(a)水面反作用载荷系数 n_w 必须以下列方法计算:

(1)对于断阶着水情况:

$$n_w = \frac{C_1 V_{s0}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}}$$

(2)对船首和船尾着水情况:

$$n_w = \frac{C_1 V_{s0}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}} \times \frac{K_1}{(1 + r_x^2)^{2/3}}$$

(b)采用下列值:

- (1) n_w 为水面反作用载荷系数 (即水面反作用力除以水上飞机重力)
- (2) $C_1=0.00922$ (公制: $C_1=0.00922$; 英制: $C_1=0.012$), 为水上飞机操纵经验系数 (但此系数不得小于为获得断阶载荷系数最小值 2.33 所需要的数值)
- (3) V_{s0} 为襟翼打开在相应的着水位置, 不考虑滑流影响的水上飞机失速速度, 节;
- (4) β 为在确定载荷系数的纵向站位处的斜升角, 度。载荷系数按附件 I 图 1 来确定;
- (5) W 为水上飞机设计着水重量, 公斤 (磅);
- (6) K_1 为船体站位的经验加权系数, 按附件 I 图 2
- (7) r_x 为平行于船体基准轴, 从水上飞机重心到进行载荷系数计算的船体纵向站位的距离与水上飞机的俯仰回转半径之比。船体基准轴为一条在对称平面内与主断阶处龙骨相切的直线。

(c)对于双浮筒水上飞机, 由于浮筒与水上飞机连接的柔性影响, 可以将船首和船尾处的系数 K_1 减少到附件 I 图 2 所示值的 80%, 这种减少仅适用于传力构架和水上飞机机体结构的设计。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.529 条 船体和主浮筒着水情况

(a)对称断阶、船首和船尾着水 对于对称断阶、船首和船尾着水, 水面反作用限制载荷系数按第 23.527 计算确定。此外, 采用下列规定:

- (1)对于对称断阶着水, 水载荷的合力必须在龙骨上, 通过重心且与龙骨线垂直;
- (2)对于对称船首着水, 水载荷的合力必须作用在从船首到断阶的纵向距离 1/5 处的龙骨上, 且与龙骨线垂直;
- (3)对于对称船尾着水, 水载荷的合力必须作用在从断阶到尾柱的纵向距离 85% 处的龙骨上, 且与龙骨线垂直。

(b)非对称着水: 船体式水上飞机和单浮筒水上飞机 必须检查非对称的断阶、船首和船尾着水情况。此外, 采用下列规定:

(1)每一情况的载荷均由向上分量和侧向分量组成, 其值分别等于相应的对称着水情况合力乘以 0.75 和 $0.25 \tan \beta$;

(2)载荷向上分量的作用点和方向与对称情况相同, 侧向分量的作用点在向上分量的同一纵向站位处, 作用于龙骨线和舳线之间的中点, 但方向朝内并垂直于对称平面。

(c)非对称着水: 双浮筒水上飞机 非对称载荷由作用于每一浮筒断阶处的向上载荷和仅作用于一个浮筒上的侧向载荷组成, 其值分别等于按第 23.527 条获得的断阶着水载荷乘以 0.75 和 $0.25 \tan \beta$ 。侧向载荷作用在浮筒龙骨线和舳线之间的中点, 位于与向上载荷相同的纵向站位处, 但方向朝内并垂直于对称平面。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.531 条 船体和主浮筒起飞情况

对于机翼及其与船体或主浮筒的连接, 采用下列规定:

- (a)假定机翼的气动升力为零；
(b)必须施加向下的惯性载荷，其对应的载荷系数按下式计算：

$$n = \frac{C_{TO} V_{S1}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}}$$

式中：

n 为惯性载荷系数；

$C_{TO}=0.00307$ （公制： $C_{TO}=0.0030$ ；英制： $C_{TO}=0.004$ ），为水上飞机操作经验系数；

V_{S1} 为襟翼打开在相应的起飞位置，在水面设计起飞重量下的水上飞机失速速度，节

β 为主断阶处的斜升角，度；

W 为水上设计起飞重量，公斤（磅）。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.533 条 船体和主浮筒底部压力

(a)总则 必须按本条规定设计船体和主浮筒结构，包括构架、隔框、长桁和底板。

(b)局部压力 对于底板、长桁及其与支承结构连接的设计，必须采用下列的压力分布：

(1)对于无舭弯的船底，舭处的压力为龙骨处压力的 75%，龙骨与舭之间的压力按附件 I 图 3 成线性变化。龙骨处的压力按下式计算：

$$P_K = C_2 \times \frac{K_2 V_{S1}^2}{\tan \beta_K}$$

式中：

P_K 为龙骨上的压力，帕（公斤/厘米²；磅/英寸²）

$C_2=14.7$ （公制： $C_2=0.00015$ ；英制： $C_2=0.00213$ ）

K_2 为船体站位加权系数，按附件 I 图 2

V_{S1} 为襟翼打开在相应的起飞位置，水面设计起飞重量下的水上飞机失速速度，节；

β_K 为在龙骨处的斜升角，度。按附件 I 图 1。

(2)对于带舭弯的船底，舭弯起点处的压力与无舭弯船底的压力相同。舭和舭弯起点之间的压力按附件 I 图 3 成线性变化。压力分布与本条(b)(1)无舭弯船底的规定相同，但舭处的压力按下式计算：

$$P_{ch} = C_3 \times \frac{K_2 V_{S1}^2}{\tan \beta}$$

式中：

P_{ch} 为舭处的压力，帕（公斤/厘米²；磅/英寸²）；

$C_3=11.0$ （公制： $C_3=0.000113$ ；英制： $C_3=0.0016$ ）；

K_2 为船体站位加权系数，按附件 I 图 2

V_{S1} 为襟翼打开在相应的起飞位置，水面设计起飞重量下的水上飞机失速速度，节；

β 为相应站位处的斜升角，度。

在压力作用区域内必须模拟船体或浮筒受高度集中的撞击时所产生的压力，但不必扩大到对框架或整个结构会引起临界应力的那些区域。

(c)压力分布 对于框架、龙骨和舭结构的设计，采用下列压力分布：

(1)对称压力按下式计算：

$$P = C_4 \times \frac{K_2 V_{s0}^2}{\tan \beta}$$

式中：

P 为压力，帕（公斤/厘米²；磅/英寸²）

C₄=700.0C₁（公制：C₄=0.00549C₁；英制：C₄=0.078C₁）。C₁按第 23.527 条计算；

K₂为船体站位加权系数，见附件 I 图 2；

V_{s0}为襟翼打开在相应的着水位置，不考虑滑流影响的水上飞机失速速度，节；

β为相应站位处的斜升角，度。

(2)非对称压力分布由本条(c)(1)规定的作用在船体或主浮筒中心线一侧的压力和作用在船体或主浮筒中心线另一侧的该压力的一半组成，见附件 I 图 3。

(3)这些压力是均匀的，且必须同时作用于整个船体或主浮筒底部，所得到的载荷必须传给船体本身的侧壁结构，但不必作为剪切和弯曲载荷向前后传递。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.535 条 辅助浮筒载荷

(a)总则 辅助浮筒和其连接以及支承结构，必须按本条规定的情况进行设计。在本条(b)至(e)规定的情况中，为避免局部载荷过大，可将规定的水载荷分布于整个浮筒底部，所采用的底部压力不小于本条(g)规定的数值。

(b)断阶载荷 水载荷的合力必须作用在浮筒的对称平面内，作用点位于从筒首到断阶的距离的 3/4 处，方向必须与龙骨垂直，限制载荷的合力按下式计算，但 L 值不必超过浮筒完全浸没时排水量的三倍：

$$L = \frac{C_5 V_{s0}^2 W^{2/3}}{\tan^{2/3} \beta_s (1 + r_y^2)^{2/3}}$$

其中：

L 为限制载荷，牛顿（公斤；磅）；

C₅=0.0399（公制：C₅=0.00898；英制：C₅=0.0053）；

V_{s0}为襟翼打开在相应的着水位置，不考虑滑流影响的水上飞机失速速度，节；

W 为水上飞机设计着水重量，公斤（磅）；

β_s为从筒首到断阶的距离的 3/4 站位处的斜升角，但不必小于 15 度；

r_y为重心和浮筒对称面之间的横向距离与滚转时的回转半径之比。

(c)筒首载荷 限制载荷的合力必须作用在浮筒的对称平面内，作用点位于筒首到断阶的距离的 1/4 处；方向必须与通过该点的龙骨线的切线垂直，载荷合力的大小为本条(b)规定的值。

(d)非对称断阶载荷 水载荷的合力由等于本条(a)规定载荷的 75%的向上分量和等于本条(b)规定载荷乘以 0.25tan β 的侧向分量组成。侧向载荷必须作用于龙骨和舳之间的中点并垂直于浮筒的对称平面。

(e)非对称筒首载荷 水载荷的合力由等于本条(b)规定载荷的 75%的分量和等于本条(c)规定载荷乘以 0.25tan β 的侧向分量组成。侧向载荷必须作用于龙骨和舳之间的中点并垂直于浮筒的对称平面。

(f)浮筒浸没情况 载荷的合力必须作用在浮筒横截面的形心上，且位于从筒首到断阶的距离的 1/3 处，限制载荷分量如下：

$$\text{垂直载荷} = \rho g V$$

$$\text{向后载荷} = C_x \frac{\rho}{2} V^{2/3} (K V_{s0})^2$$

$$\text{侧向载荷} = C_y \frac{\rho}{2} V^{2/3} (K V_{s0})^2$$

式中：

ρ 为水的质量密度，公斤/米³（牛顿·秒²/米⁴；斯拉格/英尺³）；

V 为浮筒体积，米³（英尺³）

$C_x=0.0124$ （公制： $C_x=0.0124$ ；英制： $C_x=0.133$ ），阻力系数；

$C_y=0.0098$ （公制： $C_y=0.0098$ ；英制： $C_y=0.106$ ），侧向力系数；

$K=0.8$ ，如果表明，在正常操作情况下，速度为 $0.8V_{s0}$ 时浮筒不能浸没，则可用较小的数值；

V_{s0} 为襟翼打开在相应的着水位置，不考虑滑流影响的水上飞机失速速度，节；

g 为重力加速度，米/秒²（英尺/秒²）；

(g) **浮筒底部压力** 浮筒底部压力必须根据第 23.533 条制定，但公式中的 K_2 值取为 1.0。用以确定浮筒底部压力的斜升角按本条(b)规定。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.537 条 水翼载荷

水翼设计载荷必须根据适用的试验数据得出。

[2004 年×月×日第三次修订]

应急着陆情况

第 23.561 条 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下列条件下给每一乘员以避免严重伤害的一切合理的机会：

(1) 正确使用在设计中规定的座椅、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；和

(iv) 向下，6，当要求按第 23.807 条(d)(4)的应急出口规定进行审定时；和

(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)重量和重心位置的最不利组合；

(ii)纵向载荷系数为 9.0；

(iii)垂直载荷系数为 1.0；

(iv)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)除了第 23.787 条(c)的规定外，支承结构必须设计成在不超过本条(b)(3)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质量项目。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.562 条 应急着陆动态要求

(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)除了要符合本条(d)的座椅/约束系统以外，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局方认可的拟人试验模型（ATD）或局方批准的等效物模拟乘员，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完好。

(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)对于在最大重量下 V_{S0} 大于 61 节的所有单发飞机，以及不符合第 23.67 条(a)(1)的最大重量不超过 2,722 公斤（6,000 磅）、在最大重量下 V_{S0} 大于 61 节的多发飞机，必须符合下列要求：

(1)第 23.561 条(b)(1)的极限载荷系数必须乘以增大的失速速度与 61 节的比值的平方。增大后的极限载荷系数不必大于 V_{S0} 为 79 节时所能达到的值。特技类飞机向上的极限载荷系数不必超过 5.0。

(2)本条(b)(1)要求的座椅/约束系统试验必须按照下列准则进行：

(i)速度的变化量不得低于 31 英尺/秒。

(ii) (A) 19g 和 15g 的最大负加速度必须乘以增大的失速速度与 61 节的比值的平方：

$$g_p = 19.0(V_{S0} / 61)^2 \text{ 或 } g_p = 15.0(V_{S0} / 61)^2$$

(B) 最大负加速度不必超过 V_{S0} 为 79 节时所能达到的值。

(iii)最大负加速度必须在 t_r 时间内出现， t_r 必须按照下式计算：

$$t_r = \frac{31}{32.2(g_p)} = \frac{0.96}{g_p}$$

其中：

g_p 为根据本条(d)(2)(ii)计算得到的最大负加速度

t_r 为达到最大负加速度所需要的时间（秒）

(e)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，2004 年×月×日第三次修订]

疲劳评定

第 23.571 条 金属增压舱结构

对于正常类、实用类和特技类飞机，增压舱的金属结构的强度、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** 用试验或有试验支持的分析方法表明，结构能够承受在服役中预期的变幅重复载荷；或

(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。

(c)第 23.573 条(b)的损伤容限评定。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.572 条 金属机翼、尾翼和相联结构

(a)对于正常类、实用类和特技类飞机，除非从疲劳的观点衡量已表明该结构、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体结构件的强度、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** 用试验或有试验支持的分析方法来表明，结构能承受在服役中预期的变幅重复载荷；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。

(3)第 23.573 条(b)的损伤容限评定。

(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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.573 条 结构的损伤容限和疲劳评定

(a)**复合材料机体结构** 复合材料机体结构必须按本条要求进行评定，而不用第 23.571 和第 23.572 条。除非表明不可行，否则申请人必须用本条(a)(1)至(a)(4)规定的损伤容限准则对每个机翼（包括鸭式、串列式机翼和翼尖小翼）、尾翼及其贯穿结构和连接结构、可动操纵面及与其连接结构、机身和增压舱中失效后可能引起灾难性后果的复合材料机体结构进行评定。如果申请人确定损伤容限准则对某个结构不可行，则该结构必须按照本条(a)(1)和(a)(6)进行评定。如果使用了胶接连接，则必须按照本条(a)(5)进行评定。在本条要求的评定中，必须考虑材料偏差和环境条件对复合材料的强度和耐久性特性的影响。

(1)必须用试验或有试验支持的分析表明，在所使用的检查程序规定的检查门槛值对应的损伤范围内，带损伤结构能够承受极限载荷。

(2)必须用试验或有试验支持的分析确定，在服役中预期的重复载荷作用下，由疲劳、

腐蚀、制造缺陷、或冲击损伤引起的损伤扩展率或不扩展。

(3)必须用剩余强度试验或有剩余强度试验支持的分析表明，带有可检损伤的结构能够承受临界限制飞行载荷（作为极限载荷），该可检损伤范围与损伤容限评定结果相一致。对于增压舱，必须承受下列载荷：

(i)正常使用压力与预期的外部气动压力相组合，并与临界限制飞行载荷同时作用；

(ii)1g 飞行时预期的外部气动压力与等于 1.1 倍正常使用压差的座舱压差相组合，不考虑其他载荷。

(4)在初始可检性与剩余强度验证所选的值之间的损伤扩展量（除以一个系数就得到检查周期）必须能够允许制定一个适于操作和维护人员使用的检查大纲。

(5)对于任何胶接连接件，如果其失效可能会造成灾难性后果，则必须用下列方法之一验证其限制载荷能力：

(i)必须用分析、试验或两者兼用的方法确定每个胶接连接件能承受本条(a)(3)的载荷的最大脱胶范围。对于大于该值的情况必须从设计上加以预防；或

(ii)对每个将承受临界限制设计载荷的关键胶接连接件的批生产件都必须进行验证检测；或

(iii)必须确定可重复的、可靠的无损检测方法，以确保每个连接件的强度。

(6)对于表明无法采用损伤容限方法的结构部件，必须用部件疲劳试验或有试验支持的分析表明其能够承受服役中预期的变幅重复载荷。必须完成足够多的部件、零组件、元件或试片试验以确定疲劳分散系数和环境影响。在验证中必须考虑直至可检性门槛值和极限载荷剩余强度的损伤范围。

(b)金属机体结构 如果申请人选择用第 23.571 条(c)或第 23.572 条(a)(3)，则损伤容限评定必须包括确定由疲劳、腐蚀或意外损伤引起的损伤的可能位置和模式，必须用有试验依据支持的分析和服役经验（如果有服役经验）来确定。如果设计的结构有可能产生疲劳引起的多部位损伤，则必须考虑这类损伤。评定必须包括有试验依据支持的重复载荷和静力分析。在飞机的使用寿命期内任一时刻的剩余强度所对应的损伤范围必须与初始可检性及随后在重复载荷下的扩展量相一致。剩余强度评定必须表明，剩余结构能够承受临界限制飞行载荷（作为极限载荷），并且此时的可检损伤范围与损伤容限评定结果一致。对于增压舱，必须承受下列载荷：

(1)正常使用压差和预期的外部气动压力相结合，并与本规章规定的飞行载荷情况同时作用；和

(2)1g 飞行时预期的外部气动压力与等于 1.1 倍正常使用压差的座舱压差相组合，不考虑其他载荷。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.574 条 通勤类飞机金属件的损伤容限和疲劳评定

对于通勤类飞机：

(a)金属件的损伤容限 对强度、细节设计和制造的评定必须表明，飞机在整个使用寿命期间将避免由于疲劳、腐蚀、缺陷或损伤引起的灾难性破坏。除本条(b)规定的情况以外，对可能引起灾难性破坏的每一结构部分都必须按第 23.573 条进行这一评定。

(b)疲劳（安全寿命）评定 如果申请人确认，本条(a)的损伤容限要求对某特定结构是不可行的，则不需要满足该要求。必须用有试验依据支持的分析表明该结构能够承受其使用寿命期内预期的重复的变幅载荷而不产生可检裂纹。必须采用合适的安全寿命分散系数。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.575 条 检查及其他方法

必须根据第 23.571、第 23.572、第 23.573 或第 23.574 条要求的评定来确定检查方法，确定部位、周期或其他方法以避免灾难性破坏，并且必须将之纳入第 23.1529 条要求的持续适航文件的适航性限制条款。

[2004 年×月×日第三次修订]

D 章 设计与构造

第 23.601 条 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。

第 23.603 条 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。

第 23.605 条 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。

第 23.607 条 紧固件

(a)如果可卸的紧固件的丢失可能妨碍继续安全飞行和着陆，则其必须有两套锁定装置。

(b)紧固件及其锁定装置不得受到与具体安装相关的环境条件的不利影响。

(c)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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.609 条 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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.611 条 可达性措施

对需要维护、检查或其他保养的每个部件，必须在设计中采取适当的措施，以便完成这些工作。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.613 条 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因材料偏差而引起结构破坏的概率降至最小。除本条(e)的规定外，必须通过选择确保材料强度具有下述概率的设计值来表明符合本款的要求：

(1)如果所加的载荷最终通过组件内的单个元件传递，而该元件的破坏会导致部件失去结构完整性，则概率为 99%，置信度 95%。

(2)对于单个元件破坏将使施加的载荷安全地分配到其他承载元件的静不定结构，概率为 90%，置信度 95%。

(c)至关重要的部件或结构在正常运行条件下热影响显著的部位，必须考虑温度对设计许用应力的影响。

(d)结构的设计，必须使灾难性疲劳破坏的概率减至最小，特别是在应力集中处。

(e)对于一般只能用保证最小值的情况，如果在使用前对每一单项取样进行试验，确认该特定项目的实际强度性能等于或大于设计使用值，则通过这样“精选”的材料采用的设计值可以大于本条要求的保证最小值。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.619 条 特殊系数

对于每一结构零件，如果属于下列任一情况，则第 23.303 条规定的安全系数必须乘以第 23.621 至第 23.625 条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。

第 23.621 条 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。检验必须符合经批准的规范，除作为液压或其他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之一：

(i)具有不小于 1.25 的铸件系数；100%接受目视、射线和磁粉、渗透或其他经批准的等效无损检验方法之一的检验，或

(ii)具有不小于 2.0 的铸件系数，100%接受目视和经批准的无损检验方法的检验。

如果已制定质量控制程序并经批准,且可接受的统计分析表明可以减少无损检验量,则无损检验量可以从 100% 下调,并且采用抽样原则。

(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第 23.305 条的强度要求;
- (ii)在 1.15 倍限制载荷作用下满足第 23.305 条的变形要求。

(3)典型的关键铸件有: 结构连接接头、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、燃油箱和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)或(e)规定的铸件外,对于其他铸件采用下列规定:

(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,和;
- (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。

(e)**非结构铸件** 非结构铸件不要求进行评定、试验或详细检验。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.623 条 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,如果分别符合第 23.657 条和条 23.693 条规定的系数,则满足本条(a)的要求。

第 23.625 条 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(如金属钣金连续接合、焊接和木质件中嵌接);

(c)对于整体接头,一直到截面性质成为其构件典型截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,来表明其能承受第 23.561 条中所规定的惯性力再乘上 1.33 的接头系数。

第 23.627 条 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。

第 23.629 条 颤振

(a)必须用本条(b)和(c)或(b)和(d)规定的方法,来表明在 $V-n$ 包线以内的任何运行情况和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他批准的方法来确定。

(b)必须用飞行颤振试验表明飞机没有颤振、操纵反效和发散,并表明:

(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。

(c)用于预计不发生颤振、操纵反效和发散的任何合理的分析必须覆盖直到 $1.2V_D$ 的所有速度。

(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 V_D/M_D 小于 482 公里/小时(260 节)(EAS);并且马赫数小于 0.5;

(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 型尾翼或其他非常规尾翼构型;

(ii)没有影响准则适用性的异常质量分布或其他非常规的设计特点;

(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)与特定形态相关的螺旋桨、发动机、发动机架和飞机结构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。

(g)对于符合条 23.571 和第 23.572 条破损-安全准则的飞机,必须用分析表明,主要结构件发生疲劳破坏或明显的局部失效后,飞机在直到 V_D/M_D 的速度范围内不发生颤振。

(h)对于符合第 23.573 条损伤容限准则的飞机,必须用分析表明,当产生经剩余强度验证的损伤时,飞机在直到 V_D/M_D 的速度范围内不发生颤振。

(i)当型号设计更改可能影响颤振特性时,必须表明符合本条(a)的要求,除非可以仅以经批准的数据为基础用分析表明,在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。

[2004 年×月×日第三次修订]

机翼

第 23.641 条 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

第 23.651 条 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。

第 23.655 条 安装

(a)可动操纵面的安装必须使得当某一操纵面处在极限位置而其余各操纵面作全角度范围的运动时，任何操纵面、其张线或相邻的固定结构之间没有干扰。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.657 条 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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.659 条 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

第 23.671 条 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。

第 23.672 条 增稳系统及自动和带动力的操纵系统

如果增稳系统或其他自动或带动力的操纵系统的功能对于表明满足本规章的飞行特性

要求是必要的，则这些系统必须符合第 23.671 条和下列规定：

(a)在增稳系统或任何其他自动或带动力的操纵系统中，对于如驾驶员未察觉会导致不安全结果的任何故障，必须设置警告系统，该系统应在预期的飞行条件下无需驾驶员注意即可向驾驶员发出清晰可辨的警告。警告系统不得直接驱动操纵系统；

(b)增稳系统或任何其他自动或带动力的操纵系统的设计，必须使驾驶员对故障可以采取初步对策而无须特殊的驾驶技巧或体力，采取的对策可以是切断该系统或出故障的一部分系统，也可以是以正常方式移动飞行操纵器件来超越故障；

(c)必须表明，在增稳系统或任何其他自动或带动力的操纵系统发生任何单个故障后，符合下列规定：

(1)当故障或功能不正常发生在批准的使用限制内且对于该故障类型是临界的任何速度或高度上时，飞机仍能安全操纵；

(2)在飞机飞行手册中规定的实际使用的飞行包线（例如速度、高度、法向加速度和飞机形态）内，仍能满足本规章所规定的操纵性和机动性要求；

(3)飞机的配平、稳定性以及失速特性不会降低到继续安全飞行和着陆所必需的水平以下。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.673 条 主飞行操纵器件

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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.675 条 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。

第 23.677 条 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，还必须要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，对于横向和航向配平情况，还要指示其中立位置。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。俯仰配平指示器必须清晰地标出，在每个经批准的起飞襟翼位置 and 所有重心位置下，经验证的安全起飞位置或范围。

(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。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 1993 年 12 月 23 日第二次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.679 条 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:

(a)必须有措施达到下述要求:

- (1)在锁住状态下给驾驶员一个不会误解的警告; 或
- (2)当驾驶员以正常方式操纵主飞行操纵器件时能自动脱开;
- (b)该装置的安装能限制飞机的使用, 该装置锁住时, 则驾驶员在开始起飞时会获得不致误解的警告。
- (c)该装置必须具有防止它在飞行中可能被无意锁住的措施。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.681 条 限制载荷静力试验

(a)必须按下列规定进行试验, 来表明满足本规定限制载荷的要求:

- (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。

第 23.683 条 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; 或在本条(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, 应不小于按照第 23.405 条所确定的驾驶员最大作用力。

第 23.685 条 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他零件。

(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。

第 23.687 条 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。

第 23.689 条 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，当调整片处于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）。

第 23.691 条 人为失速阻挡系统

如果用人为失速阻挡器(如:推杆器)的功能来表明对第 23.201 条(c)的符合性，则该系统必须符合下列要求：

- (a)根据使用情况调整该系统，必须确定产生向下俯仰操纵时的正负空速。
- (b)考虑本条(a)确定的正负空速允差，必须选择产生向下俯仰操纵时的空速，且充分大于发生不良的失速特性时的空速以保证安全。
- (c)除了符合第 23.207 条的失速警告要求外，发生的故障可能会妨碍系统按要求做出俯仰动作时，该系统应在所有预期的飞行条件下无需驾驶员注意即可向驾驶员发出清晰可辨的警告。
- (d)每个系统的设计必须能使驾驶员迅速而正确地将人为失速阻挡器脱开，以避免在按照第 23.1329 条(b)的要求快速脱开（应急）操纵器件时飞机发生不希望的向下俯仰。
- (e)必须制定对整个系统的飞行前检查要求，并在飞机飞行手册（AFM）中规定这一检查程序。对飞机安全性至关重要的飞行前检查必须纳入 AFM 的限制章节中。
- (f)对于带有自动驾驶仪的飞机：
 - (1)可以按照第 23.1329 条(b)安装快速脱开(应急)操纵系统以满足本条(d)的要求；和
 - (2)可用该系统的俯仰伺服器产生失速向下俯仰动作。
- (g)在符合第 23.1309 条时，必须对该系统进行评定，确定任何通告或未通告的失效对飞机继续安全飞行和着陆可能产生的影响，或者确定机组对这些失效引起的不利情况的处置能力。评定时必须考虑不带该系统对飞机飞行特性的危害，以及在大于选择的失速速度的空速下发生失效而引起不希望的向下俯仰动作的危害。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.693 条 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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.697 条 襟翼操纵器件

(a)襟翼操纵器件必须设计成：当襟翼处在符合本规定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、发动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。

(c)如果为了符合第 23.145 条(b)(3)需要襟翼收到未完全收上的位置，则必须正确地选择相应的襟翼操纵手柄位置，使得在选择超出这些位置以外的其他位置时，手柄的运动方向必须有明确的变化。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.699 条 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，在不严重损害其他驾驶工作的情况下，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，需用来表明符合本规定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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.701 条 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)用可动襟翼表面之间的独立于襟翼驱动系统的机械连接（或经批准的等效方法）来保持同步。

(2)在设计中采取措施，使因襟翼系统失效而可能导致飞机产生不安全飞行特性的概率极小，或

(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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.703 条 起飞警告系统

对于通勤类飞机，除非表明影响飞机起飞性能的升力或纵向配平装置超出经批准的起飞位置时不会产生不安全的起飞构型，否则必须安装起飞警告系统并满足下列要求：

(a)在起飞滑跑的开始阶段，如果飞机处于任何一种不允许安全起飞的构型，则警告系统必须自动向驾驶员发出音响警告。警告必须持续到下列任一时刻为止：

(1)飞机的构型改变为允许安全起飞；或

(2)驾驶员采取措施停止起飞滑跑。

(b)在申请合格审定的整个起飞重量、高度和温度范围内，在所有经批准的起飞功率设定值和程序下，用于接通警告系统的装置必须能正常工作。

[2004 年×月×日第三次修订]

起落架

第 23.721 条 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]

第 23.723 条 减震试验

(a)必须表明，根据第 23.473 条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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.725 条 限制落震试验

(a)如果用自由落震试验来表明满足第 23.723 条(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：

$$h = 0.0414(W / S)^{1/2} \text{ 米}, (h = 3.6(W / S)^{1/2} \text{ 英寸})$$

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：

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

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 值不得超过第 23.473 条的着陆情况所用的限制惯性载荷系数。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.726 条 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第 23.479 至第 23.483 条的地面载荷要求, 则必须进行一次符合第 23.725 条的落震试验。但是落震高度必须符合下列规定之一:

(1)第 23.725 条(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第 23.479 至第 23.483 条规定的各设计情况的临界着陆情况。

第 23.727 条 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第 23.723 条(b)规定的储备能量吸收要求, 则落震高度不得小于第 23.725 条规定值的 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:

$$W_e = W \left(\frac{h}{h+d} \right)$$

符号意义与第 23.725 条相同。

第 23.729 条 起落架收放机构

(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 $1.6V_{SI}$ 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, 直到第 23.345 条中的相应规定。

(2)起落架和收放机构, 包括机轮舱门, 必须能承受至少到 $1.6V_{SI}$ 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, 包括第 23.351 条中规定的所有偏航情况下引起的载荷。

(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，各个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”。

(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超过正常着陆进场位置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超过最大进场的襟翼位置，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）。

(g)**起落架舱内的设备** 如果起落架舱内除起落架外还有其他设备，则该设备的设计和安装必须将轮胎爆破或石块、水和雪等进入起落架舱内造成设备损坏的程度降至最低。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.731 条 机轮

(a)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；和
- (2)临界重心位置。

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

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.733 条 轮胎

(a)每个起落架机轮轮胎经批准的轮胎额定载荷（静态和动态）不得被下列载荷超过：

(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（用经批准的这些轮胎的静额定载荷作比较）；

(2)在下述情况下作用在前轮轮胎上的反作用力载荷（用经批准的轮胎的动额定载荷作比较），假定飞机的质量集中的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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.735 条 刹车

(a)必须提供刹车。每个主轮刹车装置的着陆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:

$$KE = \frac{0.0135WV^2}{N} \text{ 公斤} \cdot \text{米} \quad (KE = \frac{0.0443WV^2}{N} \text{ 磅} \cdot \text{英尺})$$

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_{S0} , V_{S0} 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)在确定第 23.75 条要求的着陆距离时,机轮刹车系统压力不得超过刹车制造商规定的压力。

(d)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。

(e)此外,对于通勤类飞机,每个主轮刹车装置的中断起飞动能容量额定值不得小于用下列方法确定的动能吸收要求:

(1)必须根据对最大起飞重量下中断起飞时预期会出现的事件序列进行保守的、合理的分析。

(2)如果不用合理的分析,每个主轮刹车装置的动能吸收要求可按下列公式计算:

$$KE = \frac{0.0135WV^2}{N} \text{ 公斤} \cdot \text{米} \quad (KE = \frac{0.0443WV^2}{N} \text{ 磅} \cdot \text{英尺})$$

式中:

KE 为每个机轮的动能(公斤·米)(磅·英尺);

W 为设计起飞重量(公斤)(磅);

V 为与按第 23.51 条(c)(1)选取的 V_1 的最大值相应的地面速度(节);

N 为装有刹车的主轮个数。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.737 条 滑橇

每一滑橇的最大限制载荷额定值必须不小于按本规定适用的地面载荷要求所确定的最大限制载荷。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.745 条 前轮/尾轮操纵

(a)如果装有前轮/尾轮操纵装置,必须证明在起飞和着陆期间发生侧风或一台发动机失效时,驾驶员不需要特殊的驾驶技巧就能使用该装置;否则,必须限制该装置只能在低速机动时使用。

(b)驾驶员操纵器件的移动不得妨碍起落架的收放。

[2004 年×月×日第三次修订]

浮筒和船体

第 23.751 条 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该浮筒浮力大 80% 的浮力；

(2)有足够的水密隔舱来合理保证在任一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而不倾覆。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.753 条 主浮筒设计

水上飞机主浮筒必须满足第 23.521 条的要求。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.755 条 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而不倾覆：

(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)为了隔舱间互通，可以用带水密门的舱间隔板。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.757 条 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

第 23.771 条 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)第 23.779 条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。

第 23.773 条 驾驶舱视界

(a)每个驾驶舱必须符合下列要求:

(1)为了确保安全地滑行、起飞、进场、着陆和完成飞机使用限制范围内的任何机动动作,驾驶员的视界应足够宽阔、清晰和不失真;

(2)驾驶舱不得有影响驾驶员视线的眩光和反射。在合格审定要求的所有使用情况下都要符合该要求。

(3)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;

(b)每个驾驶舱必须有措施清除在风挡和侧窗内侧上的雾或霜,或有措施防止雾或霜的形成,以提供足够大的、符合本条(a)(1)规定的视界。必须表明在所有预期的外部和内部使用环境条件下都能符合该要求,除非表明驾驶员能够容易地将风挡和侧窗清理干净而不影响正常的飞行。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.775 条 风挡和窗户

(a)风挡和窗户的内层玻璃板,必须采用非碎裂性材料,如非碎裂性安全玻璃。

(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)对于增压飞机,如果申请在直到 7,600 米 (25,000 英尺) (含) 的高度上运行的合格审定,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,或者必须表明符合本条(d)破损安全要求。

(d)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。

(e)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。

(f)除非在使用限制中禁止在已知或预报的结冰条件下运行,否则必须有措施防止风挡结冰或清除风挡上的冰,使驾驶员有足够的视界完成滑行、起飞、进场、着陆和完成飞机使用限制范围内的任何机动动作。

(g)在任何可能的单一失效情况下,玻璃加温系统不得将风挡或窗户的温度增加到出现下列情况:

(1)对座舱完整性有不利影响的结构失效;或

(2)有可能导致起火。

(h)此外,对于通勤类飞机,必须符合下列要求:

(1)驾驶员正常工作时,驾驶员前面的风挡玻璃及这些玻璃的支承结构必须承受 2 磅鸟的撞击而不会被击穿,此时飞机(沿飞机航迹相对鸟)的速度为最大进场襟翼速度。

(2)风挡玻璃的布置必须保证当任一玻璃丧失视界后坐在驾驶员位置上的驾驶员仍能用其余的玻璃进行安全飞行和着陆。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.777 条 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) 对单座和串座单发飞机，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或其附近的操纵台、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) 常规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第 23.995 条并且安排和布置成：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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.779 条 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
功率（推力）杆	向前使正推力增大，向后使反推力增大
螺旋桨	向前使转速增加
混合比	向前或向上使富油
燃油	向前为开
汽化器空气加温或旁路空气操纵器件	向前或向上使冷却
增压器	对低压头增压器向前或向上使压力增大
涡轮增压器	向前、向上或顺时针转动使压力增大
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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.781 条 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）：

(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]

第 23.783 条 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或其他有潜在危险之处，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，其设置及内部和外部的标记必须使得即使在黑暗中也易于辨别位置和操作；

(4)舱门必须满足第 23.811 条对标记的要求；

(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。

(f)此外，对于通勤类飞机还须符合下列要求：

(1)每个旅客登机门必须能作为与地板齐平的应急出口。该应急出口必须为不小于 24 英寸宽 48 英寸高的矩形出口，圆角半径不大于出口宽度的 1/3。

(2)如果旅客登机门上装有整体式梯子，则该梯子必须设计成能承受第 23.561(b)(2)的极限静载荷系数下的惯性载荷，并且在一个或多个起落架支柱折断后不会降低旅客通过登机门应急撤离的有效性。

(g)如果厕所装有门，则厕所的门必须设计成能防止乘员被困闭在厕所内。如果装有门锁机构，必须能够从厕所外部开启。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.785 条 座椅、卧铺、担架、安全带和肩带

对每一位乘员都必须提供符合下列要求的座椅或卧铺：

(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、带金属对金属锁扣的安全带和肩带组成，以提供第 23.562 条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，并且提供满足第 23.562 条要求的保护措施。
- (c)对通勤类飞机，考虑承受第 23.561 条(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带金属对金属锁扣的安全带和肩带，对非前排座椅必须装有带金属对金属锁扣的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第 23.395 条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、脚踏和座椅，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，则当承受第 23.561 条(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，满足第 23.562 条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第 23.562 条要求时乘员的载荷，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，在受到第 23.561 条(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第 23.561 条(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；或
 - (3)极限载荷静力试验。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.787 条 行李舱和货舱

(a)每个行李舱和货舱必须符合下列要求:

(1)根据其标明的最大载重及本规章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。

(2)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。

(3)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。

(b)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第 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。

(c)对于仅用于装货的飞机,在任何装载情况下,飞行机组应急出口必须符合第 23.807 条的要求。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.791 条 旅客通告标示

如果飞行机组成员不能看到其他乘员的座位或飞行机组舱与旅客舱是分开的,则必须至少有一个发亮的标示(用文字或图形)通知所有旅客系紧安全带。通知系紧安全带的标示必须符合下列要求:

(a)发亮时,在所有可能的舱内照明条件下,旅客舱内坐着的每个人都能看清。

(b)其安装使坐在飞行机组成员位置的飞行机组成员能够打开和关闭。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.803 条 应急撤离

(a)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。

(b)此外,如果申请按照第 23.807 条(d)(4)应急出口规定进行合格审定,则在本条(a)要求的应急撤离过程中只可用第 23.812 条要求的应急照明系统为客舱内部提供照明。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.805 条 飞行机组应急出口

对于旅客应急出口与飞行机组区的靠近程度不能为飞行机组撤离提供方便和易于接近的措施的飞机,必须符合下列要求:

(a)在飞机两侧必须各有一个出口,或在飞行机组区有一个顶部应急出口;

(b)每个应急出口的位置必须能使机组迅速撤离,其尺寸和形状至少为 483×510 毫米(19×20 英寸)的无障碍矩形出口;和

(c)对于每个离地距离不小于 1.83 米(6 英尺)的应急出口,必须提供辅助设施。该辅助设施可以是绳索或任何其他经过演示表明适合于此用途的设施。如果辅助设施是绳索或一种经过批准的等效装置,则必须满足下列要求:

(1)辅助设施应连接在应急出口顶部(或顶部上方)的机身结构上,对于驾驶员应急出口窗上的设施,如果设施在收藏后或其接头会减小飞行中驾驶员视界,则也可连接在其他经批准的位置上;

(2)辅助设施(连同其接头)应能承受 1,765 牛(181 公斤；400 磅)的静载荷。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.807 条 应急出口

(a)**数量和位置** 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第 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。

(4)旅客门不得位于任何螺旋桨旋转平面或其他有潜在危险之处，以免危害使用此出口的人。

(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。向外开启的应急出口的内侧手柄必须有足够的保护措施防止意外开启。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 之间的任何速度下弃机离开；和

(6)对于按尾旋审定的实用类飞机，应允许每个乘员在飞机审定的机动动作可能达到的最大速度下弃机离开。

(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)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。

(3)要求的每个应急出口（齐地板高度的出口除外），必须位于机翼上方，或者，如果离地不小于 1.83 米（6 英尺），则必须有帮助乘员下到地面的可接受措施。应急出口必须布置得尽可能均匀，并考虑旅客座椅布局。

(4)除非申请人已符合本条(d)(1)的要求，否则必须有一个应急出口设在旅客登机门对面一侧。该要求适用于下列情况：

(i)对于客座量为 9 座或 9 座以下的飞机，应急出口至少为 483×660 毫米（19×26 英寸）的矩形出口，圆角半径不大于出口宽度的 1/3，位于机翼上方，机内跨上距离不大于 737 毫米（29 英寸），机外跨下距离不大于 910 毫米（36 英寸）；

(ii)对于客座量为 10 到 19 座的飞机，应急出口至少为 510×910 毫米（20×36 英寸）的矩形出口，圆角半径不大于出口宽度的 1/3，机内跨上距离不大于 510 毫米（20 英寸）。

如果该出口位于机翼上方，机外跨下距离不超过 686 毫米（27 英寸）；

(iii)飞机符合第 23.561(b)(2)(iv)、第 23.803(b)、第 23.811(c)、第 23.812、第 23.813(b) 和第 23.815 条的附加要求。

(e)对于多发飞机，必须按下列要求提供水上迫降应急出口，除非本条(a)或(d)要求的应急出口符合下列要求：

(1)在适用情况下，飞机每侧水线以上有一个符合本条(b)或(d)尺寸要求的应急出口；

(2)如果侧面的应急出口不能在水线以上，则必须有易接近的矩形顶部出口，尺寸不小于 510 毫米（20 英寸）宽 910 毫米（36 英寸）高，圆角半径不大于出口宽度的 1/3。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.811 条 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。

(c)此外，如果要求符合第 23.807(d)(4)有关应急出口的要求，则必须满足下列要求：

(1)每个旅客应急出口的接近通路和开启措施，必须有醒目的标记；

(2)必须能从距离等于座舱宽度处认清每个旅客应急出口及其位置；

(3)必须有措施协助乘员在浓烟中找到出口；

(4)操作手柄的位置和从机内开启出口的说明，必须有一个从相距 760 毫米（30 英寸）处可辩读的标记；

(5)每个旅客登机门的操作手柄必须符合下列要求：

(i)自身发亮，其初始亮度至少为 0.51 坎每平方米（160 微朗伯）；

(ii)位于醒目处，并且即使有乘员拥挤在出口近旁也能被应急照明灯照亮。

(6)旅客出入舱门的锁定机构如果是靠转动手柄来开启的，则必须作标记如下：

(i)绘有红色圆弧箭头，箭身宽度不小于 19 毫米（3/4 英寸），箭头两倍于箭身宽度，圆弧半径约等于 3/4 手柄长度，圆弧范围至少为 70°；

(ii)当手柄转过全行程并开启锁定机构时，手柄的中心线落在箭头尖点 25 毫米（1 英寸）的范围内；

(iii)在靠近箭头处，用红色书写“开”字（字高为 25 毫米（1 英寸））。

(7)除符合本条(a)的要求外，每个应急出口的外部标记还必须符合下列规定：

(i)包括一条圈出该出口的 51 毫米（2 英寸）宽的色带；

(ii)具有与周围机身表面形成鲜明对比的、容易区别的颜色。其对比度必须为：如果深色的反射率等于或小于 15%，则浅色的反射率必须至少为 45%；“反射率”是物体反射的光通量与它接收的光通量之比。如果深色的反射率大于 15%，则深色的反射率和浅色的反射率必须至少相差 30%。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.812 条 应急照明

按照第 23.807(d)(4)对应急出口进行合格审定时，必须符合下列要求：

(a)必须设置独立于主座舱照明系统的应急照明系统。但是，如果应急照明系统的电源与主照明系统的电源是独立分开的，则应急照明和主照明两个系统中提供座舱一般照明的光源可以共用。

(b)驾驶舱内必须有机组警告灯，当飞机电源接通而应急照明控制未处在准备状态时，该灯发亮。

(c)必须能在飞行机组所处位置操纵应急照明灯，并且必须有自动启动功能。驾驶舱控制装置必须有“接通”、“断开”和“准备”位置，当驾驶舱选择“准备”位置时，应急照明灯将由自动启动功能进行控制。

(d)必须有保险措施以防止处于“准备”或“接通”位置的控制装置被误动。

(e)驾驶舱控制装置必须有措施使应急照明系统在任何需要的时刻都能操纵到准备或启动状态。

(f)处于准备位置时，在下列情况下，应急照明系统必须启动并保持照明：

(1)飞机失去正常电源；或

(2)飞机受到撞击，负加速度大于 2g，并且速度的变化量大于 3.5 英尺/秒，作用于飞机纵轴方向；或

(3)必须能自动启动应急照明来帮助乘员撤离的其他紧急情况

(g)在自动启动后，飞行机组必须能将应急照明系统关掉或重置。

(h)应急照明系统必须能提供内部照明，包括：

(1)（包括第 23.811(b)要求的）发亮的应急出口标记和位置标示；

(2)座舱一般照明光源，平均照度不小于 0.538 勒（0.05 英尺-烛光），沿着主旅客通道的中心线、座椅扶手高度进行测量时，在任何一点的照度不小于 0.108 勒(0.01 英尺-烛光)；和

(3)地板附近应急撤离通道标记，当高于座舱通道地板 1.2 米（4 英尺）以上的所有照明光源完成被遮蔽时，为飞机上的乘员提供应急撤离指示。

(i)每个应急照明装置的能源在启动应急照明系统后的临界环境条件下，必须能按照度要求提供至少 10 分钟的照明。

(j)如果用蓄电池作为应急照明系统的能源，它们可由飞机主电源系统充电，其条件是充电电路的设计能防止蓄电池无意中向充电电路放电的故障。如果应急照明系统没有充电电路，则要求必须有电池状态监控器。

(k)应急照明系统的部件，包括电池、线路、继电器、灯和开关，在经受第 23.561(b)(2)规定的极限载荷系数引起的惯性力后，必须能正常工作。

(l)应急照明系统必须设计成，在坠撞着陆情况下，发生任何机身的单个的横向竖直分离后，能满足下列要求：

(1)本条要求的所有电照明应急灯中，至少有 75% 仍能工作；

(2)除由于机身分离而直接损坏者外，第 23.811(b)和(c)要求的每个电照明出口标示仍能继续工作。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.813 条 应急出口通道

(a)对于通勤类飞机，通向窗口型的应急出口通道不能被座椅或座椅靠背挡住。

(b)此外，如果按第 23.807 条(d)(4)的要求对应急出口进行合格审定，则必须提供下列应急出口通路：

- (1)从过道到旅客出登机门的通道不得有障碍物，宽度至少为 510 毫米（20 英寸）。
- (2)旅客的登机门附近必须提供足够的空间，便于协助旅客撤离，且不得使通道的无障碍宽度低于 510 毫米（20 英寸）。
- (3)如果从客舱中任一座椅到达任何规定的应急出口要经过客舱之间的通道，则该通道必须是无障碍的。但可以使用不影响自由通行的帘布。
- (4)如果客舱之间的隔板上装有门，则此门必须具有将其闩住在打开位置的措施。锁闩装置必须能承受当门受到第 23.561(b)(2)规定的极限静载荷系数引起的惯性载荷。
- (5)如果从任一旅客座椅到达任何规定的应急出口必须经过将客舱与其他区域分开的门口区，则此门必须具有将其闩住在打开位置的措施。当门受到第 23.561(b)(2)规定的极限静载荷系数引起的惯性载荷时，锁闩装置必须能承受门所引起的载荷。
- [1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.815 条 过道宽度

(a)除本条(b)规定的情况外，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：

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）

(b)如果按第 23.807 条(d)(4)的要求对应急出口进行合格审定，则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：

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 座和 10 座以下	305 毫米（12 英寸） ^{注 1}	381 毫米（15 英寸）
11 到 19 座	305 毫米（12 英寸）	508 毫米（20 英寸）

注 1：如果通过了民航总局认为必要的试验，则可批准使用较窄的宽度，但不得低于 229 毫米（9 英寸）。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.831 条 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

第 23.841 条 增压座舱

- (a)如果申请在 7,600 米（25,000 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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.843 条 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第 23.365 条(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

第 23.851 条 灭火瓶

(a)驾驶舱内,必须至少有一个驾驶员坐在座位上就可方便取用的手提式灭火瓶。

(b)在下列情况下,客舱内必须至少有一个可方便取用的手提式灭火瓶:

(1)可容纳 6 位旅客以上的飞机;

(2)通勤类飞机。

(c)手提式灭火瓶必须符合下列要求:

(1)每种灭火剂的类型和剂量必须与其使用部位很可能发生的火灾类型相适应。

(2)用于载人舱的每个灭火瓶的设计必须将其毒性气体浓度的危害降至最小。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.853 条 客舱和机组舱内部设施

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包容式烟灰盒；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，在按本规定附件 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、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，在按本部附件 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，或必须是经局方批准的安全胶片。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，在按本规定附件 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（5/2 英寸/秒）。

(v)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,在按本规定附件 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、滑油或其他易燃液体的导管、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,或有其他的防护措施,以使在防火墙受到不小于 1093°C (2000° F) 的火焰作用 15 分钟时,这些材料不会着火。对于自熄材料(除去局方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他小零件以外),必须按本规定附件 F 或局方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, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.855 条 货舱和行李舱防火

(a)每个货舱和行李舱内能引燃舱内物品的热源必须屏蔽和隔绝,防止引燃货物和行李。

(b)构成货舱和行李舱的材料必须符合第 23.853 条(d)(3)相应的规定。

(c)此外,对通勤类飞机,每个货舱和行李舱必须符合下列要求:

(1)货舱和行李舱所在位置使坐在座位上工作的驾驶员能容易地发现着火,否则必须装有烟雾或火警探测系统,向驾驶员工作位置发出警告,并且有足够的通路使驾驶员能携带手提式灭火瓶有效地到达舱内任何部位;或

(2)装有烟雾或火警探测系统,向驾驶员工作位置发出警告,并且构成天花板、侧衬板和地板的材料符合本规章附件 F 中的 45 度试验。在施加火焰或移开火焰后,火焰不得烧穿材料。移开火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒,平均阴燃时间不得超过 10 秒。整个舱的防火要求必须不低于其每块板的要求;或

(3)能将任何火情封闭在该舱内。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.859 条 燃烧加热器的防火

(a)燃烧加热器火区 下列燃烧加热器的火区,必须根据第 23.1182 至第 23.1191 和第 23.1203 条中适用的规定进行防火:

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

(i)由于加热器故障而受到损伤;

(ii)一旦渗漏将使可燃液体或蒸气到达加热器。

(2)加热器周围的如下区域:加热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,否则处于每个加热器下游的通风管道,必须有足够长的一段是防火的,以保证能包容加热器内的任何起火;

(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)与其他加温器（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)任何其他部件发生故障后。

(g)**加温器排气** 加温器排气系统必须符合第 23.1121 和第 23.1123 条的规定。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。

第 23.863 条 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。

第 23.865 条 飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构的防火

位于指定火区或可能受到指定火区着火影响的邻近区域的飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构，必须用防火材料制造或屏蔽，使之能经受住着火影响。如果发动机振动隔离器的非防火部分受到着火影响性能下降，则振动隔离器必须包含适当的功能确保能保持住发动机不脱落。

[2004 年×月×日第三次修订]

闪电评定

第 23.867 条 电气搭铁和闪电与静电防护

- (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。

[2004 年×月×日第三次修订]

其他

第 23.871 条 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 章 动力装置

总则

第 23.901 条 安装

- (a)就本章而言，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)每一动力装置安装的构造和布置必须满足下列要求：
 - (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；
- (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)每一涡轮发动机安装的构造和布置必须满足下列要求：
 - (1)引起的机匣振动不得超过发动机型号合格审定时所确定的振动特性；
 - (2)确保安装的发动机经受进气道吸入雨、冰雹、冰和鸟的能力不得低于第 23.903 条
 - (a)(2)对发动机本身所要求的能力。
 - (e)安装必须满足下列要求：
 - (1)发动机型号合格证和螺旋桨型号合格证中规定的安装说明；
 - (2)本章适用的规定；
 - (f)每一辅助动力装置安装必须满足本规章中适用的要求。
- [1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.903 条 发动机

(a)发动机型号合格证

- (1)每型发动机必须具有型号合格证，并且必须满足中国民用航空规章《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)中的适用要求。
- (2)每型涡轮发动机及其安装必须符合下列要求之一：
 - (i)符合 2002 年 4 月 19 日生效的中国民用航空规章《航空发动机适航规定》(CCAR-33)中第 33.76 条、第 33.77 条及第 33.78 条的规定；
 - (ii)符合 1988 年 2 月 9 日生效的中国民用航空规章第 33 部中 33.77 条的规定；如果发动机使用历史中的外物吸入没有导致不安全状态；
 - (iii)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)发动机隔离 各动力装置的布置和相互隔离，必须至少在一种运行状态下，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动作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。对于下列情况，必须提供措施：
 - (i)空中再起启动多发飞机的任何发动机；
 - (ii)在空中，发动机失效后，若持续的发动机转动将导致对飞机的危害，停转发动机。

(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的工作燃烧的措施，并且如果持续转动将对飞机造成危害，则必须具有发动机停转措施。位于火区的发动机停转系统的每一部件必须是耐火的。如果停转发动机使用螺旋桨液压顺桨系统，则液压顺桨管路或软管必须是耐火的。

(3)必须有可能在飞行中再起动机。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)**再起动机包线** 必须制定飞机的发动机空中再起动机的高度和速度包线。安装的每台发动机必须具有在此包线内再起动的能力。

(g)**再起动机能力** 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机。

[1990年7月18日第一次修订，1993年12月23日第二次修订，2004年×月×日第三次修订]

第 23.904 条 自动功率储备系统

如果安装自动功率储备系统（APR），在起飞过程中，当任何发动机失效时，该系统自动增加工作发动机的功率或推力。则自动功率储备系统（APR）必须满足本规章附件 H 的要求。

[2004年×月×日第三次修订]

第 23.905 条 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，必须符合中国民用航空规章《螺旋桨适航标准》（CCAR-35）中 35.42 条的要求。

(e)任何工作条件下，推进式螺旋桨前冰可能积聚并脱落进入螺旋桨旋转平面的所有飞机区域,必须进行适当的防护以防止冰形成,或表明进入螺旋桨旋转平面的冰不会构成危害情况。

(f)每一推进式螺旋桨必须进行标记，使得在正常昼间地面状态下，旋转平面是明显可见的。

(g)如果发动机排气被排入推进式螺旋桨旋转平面，必须通过试验或由试验支持的分析，表明螺旋桨能够持续安全工作。

(h)所有发动机整流罩、接近口盖以及其他可拆卸件的设计必须确保它们不会与飞机分离从而与推进式螺旋桨接触。

[2004年×月×日第三次修订]

第 23.907 条 螺旋桨振动

(a)必须表明在正常工作条件下，除常规的定距木制螺旋桨外，每一螺旋桨振动应力不得超过螺旋桨制造人已表明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他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，其他类型螺旋桨在需要时必须出示安全振动特性证明。
- [2004 年×月×日第三次修订]

第 23.909 条 涡轮增压系统

(a)每台涡轮增压器必须通过发动机型号合格证予以批准，或表明在正常的发动机安装及在发动机环境中工作时，涡轮增压器系统满足下列要求：

(1)按中国民用航空规章《航空发动机适航规定》(CCAR-33)中第 33.49 条的适用要求，经受 150 小时的持久试验而没有故障；

(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，异常转速及温度，均不得损坏涡轮增压器的压气机或涡轮。

(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。

(d)如果提供中间冷却器安装，则必须符合下列要求：

(1)中间冷却器的安装结构的必须设计成能够承受施加于系统的载荷；

(2)必须表明，在安装的振动环境下，中间冷却器的失效不会造成中间冷却器的一部分被吸入发动机；

(3)流经中间冷却器的气体不能直接排放到飞机部件（例如，风挡），除非表明在各种工作状态下，气体的排放不会对飞机造成危害；

(e)必须对受涡轮增压器系统安装影响的发动机功率、冷却特性、使用限制和程序进行评估。根据本规章第 23.1581 条的要求，涡轮增压器使用程序和限制必须包括在飞机飞行手册中。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.925 条 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)**后安装螺旋桨** 除(a)所规定的间距外，后安装螺旋桨飞机必须设计成，当飞机处于正常起飞和着陆的可达到的最大俯仰姿态时，螺旋桨不会与跑道表面接触。

(c)**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），除非能表明采用更小的间距仍符合第 23.239 条的规定。

(d)**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），加上考虑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

(12 英寸);

(3)螺旋桨其他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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.929 条 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他部件，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推力损失。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.933 条 反推力系统

(a)对于涡轮喷气和涡轮风扇反推力系统

(1)预定仅在地面使用的反推力系统必须设计成，飞行中的任何反推，发动机产生的推力不大于飞行慢车推力，此外，必须通过分析或试验或两者的组合表明：

(i)每一可操纵的反推必须能够被恢复至前推位置，或

(ii)反推处于任何可能的位置时，飞机能够持续安全飞行和着陆。

(2)预定在飞行中使用的每一系统必须设计成，在任何运行（包括地面运行）条件下，当反推力系统正常工作或发生任何失效（或可能的失效组合）时，均不会造成不安全情况。如果结构元件的失效概率极小，则这种失效不必考虑。

(3)每一系统必须有措施防止在反推力系统故障时发动机产生的推力大于慢车状态推力。除非表明，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就能保证飞机的航向操纵，则发动机可以产生更大的推力。

(b)对于螺旋桨反推力系统

(1)每一系统必须设计成，在任何运行条件下，系统的单一失效或失效的可能组合或故障不会引起不希望的反推力。如果结构元件的失效概率极小，则这种失效可不必考虑。

(2)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位置的螺旋桨系统，必须通过失效分析、试验或两者组合来表明满足本条(b)(1)的要求。为表明螺旋桨及其相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。由发动机和螺旋桨制造人所完成的恰当的分析 and 试验具有可信度。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.934 条 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

涡轮喷气或涡轮风扇发动机反推系统必须满足中国民用航空规章《航空发动机适航规定》(CCAR-33) 第 33.97 条的要求，或通过试验验证发动机工作和振动水平不受影响。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.937 条 涡轮螺旋桨阻力限制系统

(a)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会使螺旋桨阻力超过按本章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。

(b)本条所指的阻力限制系统包括手动或自动装置，当发动机功率损失后该装置作动时，能够将螺旋桨桨叶向顺桨位置移动，使得风车阻力减小至安全水平。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.939 条 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]

第 23.943 条 负加速度

飞机在第 23.333 条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。必须按使用中预期的最大加速度值和最长加速持续时间表明满足上述要求。

[2004 年×月×日第三次修订]

燃油系统

第 23.951 条 总则

(a) 燃油系统的构造和安装，在每种可能出现的运行情况下（包括申请审定的任何机动飞行，在机动飞行期间，允许发动机或辅助动力装置工作），必须保证以发动机和辅助动力装置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°C (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《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34) 中的适用的燃油排泄要求。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.953 条 燃油系统的独立性

(a) 多发飞机的燃油系统的布置必须至少在一种系统构型下，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) 如果在多发飞机上使用单个油箱（或多个燃油箱相互连接作为单个油箱），则必须提供下列措施：

(1) 每一发动机独立的油箱出口，每一油箱安装一个关断活门。如果活门至发动机舱之间的管路容纳的可能逸入发动机舱燃油量不超过 0.946L (1 夸脱) (或如果表明安全，可以为更大量)，则该关断活门也可以作为防火墙关断活门；

(2) 至少布置两个通气口以将其同时堵塞的可能性降至最低；

(3) 加油口盖的设计必须将不正确安装或飞行中丢失的可能性降至最低；

(4) 燃油系统中，从燃油箱的每个出口到任何发动机之间的部件独立于系统中为其他

发动机供油的部件。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.954 条 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。

第 23.955 条 燃油流量

(a)**总则** 必须在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发动机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第 23.959(a)条确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阻塞, 燃油必须流经该流量计或其旁路;

(3)如果装有不带旁路的流量计, 则不能出现将燃油流量限制到低于该燃油验证所要求水平的任何可能失效模式;

(4)燃油流量必须包括使蒸气回流所必须的流量、引射泵驱动流量、以及为其他任何目的使用燃油所需的流量。

(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, 必须是发动机在批准的最大起飞功率状态下要求燃油流量的 125%。

(1)每个主燃油泵和应急泵都必须能够提供上述流量, 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;

(3)当主燃油泵和应急燃油泵同时工作时, 燃油压力不能超过发动机燃油进口压力限制, 除非表明不会产生不利影响。

(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)如果设有标牌提供使用说明, 在从辅助油箱中转输燃油至一更大的主油箱时, 可以采用较低的燃油流量。但该燃油流量必须足以保持发动机最大连续功率, 同时在较低的发机功率时, 不会使主燃油箱溢出。

(e)**多燃油箱** 对于由一个以上油箱供油的活塞发动机, 如果向发动机供油的任一油箱内的燃油耗尽而使发动机功率损失明显时, 在平飞状态下转为由其他任何满油箱供油后, 发动机达到 75%的最大连续功率的时间不得大于下列数值:

(1)对于自然吸气式单发飞机, 为 10 秒;

(2)对于涡轮增压单发飞机, 20 秒, 如果在 10 秒钟内恢复至 75%最大连续自然吸气功率;

(3)对于多发飞机，为 20 秒。

(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流量的 100%。可以在一个合适的模拟装置上模拟这些情况。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（与高度、姿态和其他情况相关）下表明上述流量；

(2)对于多发飞机，尽管本条(d)允许更低的燃油流量，燃油必须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。此外：

(i)就本条而言，“预定供该发动机使用的燃油”指的是预期供指定发动机使用的任何油箱中的所有燃油；

(ii)燃油系统的设计必须清楚的说明任何油箱计划供油的发动机；

(iii)为表明对本条款的符合性，要求在完成发动机工作的起动阶段后，驾驶员不得采取措施。

(3)对于单发飞机，在完成发动机工作的起动阶段后，要求驾驶员不得采取措施，除非提供一手段，在采取必要的措施至少 5 分钟前，准确地警告驾驶员。驾驶员采取的措施不能引起发动机工作的任何变化，并且在飞机被批准的任何运行阶段，驾驶员采取的措施不能使其注意力偏离主要的飞行任务。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.957 条 连通油箱之间的燃油流动

(a)油箱出口相互连通的重力供油系统，在第 23.959 条规定的条件下，除非必须使用满油箱，油箱之间应有足够的燃油流动而不可能造成从任何油箱通气口溢出燃油。

(b)如果在飞行中，燃油能够从一个油箱泵送至其他油箱，则燃油箱的通气口和燃油传输系统必须设计成不致因输油过量而对飞机部件造成结构损坏。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.959 条 不可用燃油量

(a)每个燃油箱的不可用燃油量必须不小于下述油量：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。

(b)应该确定泵的失效对可用燃油的影响。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.961 条 燃油系统在热气候条件下的工作

在请求批准的所有临界工作和环境条件下运行飞机时，使用温度为最临界温度（与油气形成有关）的燃油，燃油系统不能产生汽塞现象。对于涡轮发动机燃油，初始温度必须为 43℃（110°F），0℃（32°F），-15℃（+5°F）或请求批准的最高外界温度，取最临界的温度。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.963 条 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)对于特定的应用，必须表明软油箱衬垫是可接受的。

(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第 23.1337(b)条的规定进行调节,以考虑按第 23.959 条确定的不可用燃油。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.965 条 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, 其失效或变形可能引起燃油泄漏, 必须能够承受下列试验而不会导致漏油、失效或油箱壁的过度变形:

(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 油箱容量的水或其他合适试验液, 以不小于 0.8 毫米 (1/32 英寸) 振幅 (除非证实可采用其他振幅) 振动 25 小时;

(3)振动试验频率必须按如下规定:

(i)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内, 由转速引起的振动频率中没有临界频率, 则振动试验频率为:

(A)对于螺旋桨驱动飞机, 螺旋桨最大连续转速 (转/分) 乘以 0.9 得到的数值, 以每分钟循环数计;

(B)对于非螺旋桨驱动飞机, 振动试验频率为 2000 循环/分钟。

(ii)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内, 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)如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内, 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 至 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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.967 条 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保护罩将它隔开，并设置通往飞机外部的排漏孔和通气口。在第 23.365 条和 23.843 条规定的条件下，保护罩必须能够承受载人舱增压载荷而不至产生永久变形或失效。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)当受到第 23.561 条(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，而其他起落架放下。当表明符合本条(e)(2)要求时，必须考虑有一台发动机安装节撕裂，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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.969 条 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。

第 23.971 条 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为油箱容积的 0.25%或 0.24 升（1/16 美加仑）（两者中取大值）。但下列情况例外：

(b)飞机处于正常地面姿态时，应能使危险量的水从油箱的任何部位排入沉淀槽。

(c)活塞发动机燃油系统必须具有一个易于接近进行排放的积液槽或腔，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）。在正常的飞行姿态，油箱出口的位置应使水从油箱的所有部位（不包括沉淀槽）排入积液槽或腔。

(d)按本条(a)、(b)、(c)要求而设置的每一沉淀槽、积液槽和积液腔的放液嘴，必须符合第 23.999 条(b)(1)和(2)规定。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.973 条 油箱加油口接头

- (a)每个油箱加油口接头都必须按第 23.1557 条(c)的规定作标记。
 - (b)必须能防止溢出的燃油流入燃油箱舱，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头盖的通路，条件是小孔符合第 23.975 条(a)的要求。
 - (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。
 - (e)如果飞机发动机将汽油作为唯一的可允许燃油，燃油加油口的内径不能大于 6 厘米 (2.36 英寸)。
 - (f)对于涡轮喷气发动机飞机，燃油加油口的内径不能小于 7.5 厘米 (2.95 英寸)。
- [2004 年×月×日第三次修订]

第 23.975 条 燃油箱的通风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他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，通气管中任何一处不得积水，除非提供排放嘴。安装的任何排放嘴应该是便于排放。
 - (6)通气管所终止的部位，不得使通气管出口排出的燃油引起着火，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他油箱更为可取。
- (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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.977 条 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)每个滤网必须便于检查和清洗。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.979 条 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。

(1)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；

(2)对于通勤类飞机，在每个加油位置，用来使得在油箱达到经批准的最大载油量而停止加油的关断装置失效时，必须提供指示。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

燃油系统部件

第 23.991 条 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。该泵必须满足第 23.955 条的要求。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，必须独立于任何其他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 如果主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）调定或者任何其他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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.993 条 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)必须表明软管适合于其特定用途。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.994 条 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。

第 23.995 条 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他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。

第 23.997 条 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）超过发动机型号合格审定所规定的值时，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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.999 条 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，可以安全地放出整很用得更冷冷个系统内的油液。

- (b)本条(a)以及第 23.971 条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)具有满足下列要求的放液活门：
 - (i)有手动或自动的机构，能确定地锁定在关闭位置；
 - (ii)易于接近；
 - (iii)易于打开和关闭；
 - (iv)允许取出燃油进行检查；

(v)能够观察到其正确的关闭;

(vi)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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1001 条 应急放油系统

(a)如果设计着陆重量小于第 23.473 条(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 $1.4V_{SI}$ 速度无动力下滑;

(2)以第 23.69 条(b)确定一台发动机不工作航路爬升数据的速度爬升,临界发动机不工作,其余发动机为最大连续功率(推力);

(3)以 $1.4V_{SI}$ 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,必须表明下列要求:

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

滑油系统

第 23.1011 条 总则

(a)如果滑油系统及部件已经依据发动机适航要求获得批准,并且那些要求等同于或比本章中相应的要求更严格,则滑油系统及部件不需要再次获得批准。如果本章中要求更严格,则必须进行验证以表明符合要求。

(b)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。

(c)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

最大允许滑油消耗率的乘积，加上用于保证循环和冷却的适当余量。

(d)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。

(e)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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1013 条 滑油箱

(a)安装 每个滑油箱的安装必须满足下列要求：

(1)第 23.967 条(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第 23.1557 条(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通气，使得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)软滑油箱衬垫 软滑油箱衬垫必须是可接受的类型。

(g)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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1015 条 滑油箱试验

除按下列规定外，每个滑油箱必须按第 23.965 条进行试验：

(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)来代替第 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第 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。

第 23.1017 条 滑油导管和接头

(a)滑油导管 滑油导管必须满足第 23.993 条的要求，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。

第 23.1019 条 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）超过发动机型号合格审定时所规定的值时，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第 23.1305 条(c)(9)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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1021 条 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。每个放油或门必须满足下列要求：

- (a)是可达的；
- (b)具有放油活门或其他手动或自动关断装置，能将其确实地锁定在关闭位置；
- (c)放油嘴的位置或防护措施应防止其意外工作。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1023 条 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。

第 23.1027 条 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，并且滑油系统任一部分的损坏可

能使滑油流尽，则滑油箱必须有保留一定量滑油的措施，。

(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他外来物影响螺旋桨顺桨系统安全工作。

[2004 年×月×日第三次修订]

冷却

第 23.1041 条 总则

在最不利的地面，水面和直到申请批准的最大高度和最高外界大气温度条件下工作，以及在发动机和辅助动力装置正常停车后，动力装置的冷却措施必须能使动力装置部件、发动机所有液体以及辅助动力装置部件和所用的液体温度，均保持在对这些部件和液体所制定的温度限制以内。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1043 条 冷却试验

(a)总则 必须在试验的基础上表明符合第 23.1041 的要求，试验需满足下列要求：

(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的燃油；

(4)对于涡轮增压式发动机，在要求涡轮增压器工作的爬升剖面，每个涡轮增压器必须工作；

(5)对于活塞发动机，混合比必须是推荐用于爬升的最贫值。

(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℃ (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℃ (1,000 英尺，温度下降 3.6° F)，一直降到-56.5℃ (-69.7° F)为止，在此高度以上认为温度是恒定的-56.5℃ (-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℃ (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：此温度加上申请批准的相应高度的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。

(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：此温度加上申请批准的相应高度的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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1045 条 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

(a)对于运行的所有阶段，都必须表明符合第 23.1041 条。必须以飞机飞行手册中推荐的程序飞行，飞机的构型和速度对应于适用的性能要求，这些性能要求对于冷却是临界的。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1047 条 活塞发动机飞机的冷却试验程序

必须表明爬升阶段（或对于一发不工作的爬升率为负值的多发飞机，为下降段）符合第 23.1041 条的要求。必须以飞行手册中规定的程序飞行，飞机的构型和速度对应于适用的性能要求，这些性能要求对于冷却是临界的。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订，2004 年×月×日第三次修订]

液体冷却

第 23.1061 条 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或其他隔离措施以防擦伤；
- (3)使用的隔垫或其他隔离措施必须是不吸液的或经处理防止吸收可燃液体；
- (4)在注液或工作时，除膨胀箱外，冷却系统的任何部分不能集存空气或蒸气。

(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第 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第 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。
- [2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1063 条 冷却液箱试验

每个冷却液箱必须按第 23.965 条进行试验,但下列要求除外:

- (a)第 23.965 条(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第 23.965 条(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

第 23.1091 条 进气

- (a)每台发动机、辅助动力装置及其附件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、辅助动力装置及其附件所需要的空气。
- (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用耐火隔板隔开,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;
 - (4)每一自动备用进气门必须具有机组可接近的超控手段;
 - (5)当每一自动备用进气门未关闭时,必须具有向机组指示的措施。
- (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、通气口或其他部件漏出或溢出的危险量燃油进入发动机进气系统;
 - (2)飞机必须设计成能防止跑道、滑行道或机场其他工作表面上危险量的水或雪水进入发动机或辅助动力装置进气道。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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1093 条 进气系统的防冰

- (a)活塞发动机 活塞发动机的进气系统必须有防冰和除冰措施,除非由其他方法来满足上述要求,否则,必须表明,在温度-1℃(30° F)无可见水汽的空气中符合下列规定:
 - (1)装有普通文氏管式汽化器海平面发动机飞机的预热器,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)装有普通文氏管式汽化器高空发动机飞机的预热器,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)装有有助于防冰的燃油计量装置的高空发动机飞机的预热器,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°C (100° F);

(ii) 22.2°C (40° F), 条件是装有一个符合第 23.1095 条至第 23.1099 条要求的液体防冰系统。

(4) 装有有助于防冰的燃油计量装置的海平面发动机飞机的受保护的备用气源, 发动机在 75% 最大连续功率状态下, 该气源的预热不低于 15.5°C (60° F);

(5) 对于安装有海平面或高空发动机的飞机, 如果其发动机使用具有计量部件的燃油喷射系统, 且冲击冰有可能在计量部件上积聚, 则飞机应具有能够在发动机以 75% 最大连续功率运转情况下提供 41.7°C (75° F) 温升的预热器。

(6) 对于安装有海平面或高空发动机的飞机, 发动机使用的燃油引射系统不具有伸入气流中的可能导致冰积聚的燃油计量部件, 同时将燃油引入进气系统, 且该进气系统位于燃油蒸发可能形成冰的部件或障碍物的下游。这类飞机应具有受保护的备用气源, 在发动机以 75% 最大连续功率运转状态下, 预热不得低于 15.5°C (60° F)。

(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) 严重损失的冰积聚:

(i) CCAR25 部附录 C 规定的结冰条件;

(ii) 为飞机做该类营运确定的使用限制范围内的降雪和扬雪两种情况。

(2) 每台涡轮发动机必须在温度 -9—-1°C (15—30° 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, 发动机可以按局方可接受的方式间歇地加大转速到中等功率 (推力)。

(c) 带增压器的活塞发动机 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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1095 条 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。

第 23.1097 条 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) 以第 23.1095 条规定的流量, 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°C (50° F), 但低于 37.8°C (100° F), 则系统的容量可以与超过 10°C (50° F) 的可用温升成比例地降低。

第 23.1099 条 汽化器除冰液系统详细设计

除第 23.1095 条和第 23.1097 条的规定外，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。

第 23.1101 条 进气空气预热器的设计

每一排气加热的进气空气预热器的设计和构造必须满足下列要求：

- (a)当发动机工作时，如果没有使用进气空气预热器，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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1103 条 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害的部位放液。

(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。

(c)柔性进气系统管道必须能够经受使用和维护中预期的温度极限、燃油、滑油、水以及溶剂的影响，而不会产生危害性的退化或分离。

(d)对于活塞式发动机安装，进气系统管道必须满足下列要求：

- (1)必须具有足够的强度，能够防止正常回火导致的进气系统失效；
- (2)进气系统管道如果位于需要灭火系统的区域内，则必须是耐火的。

(e)辅助动力装置的的进气系统管道必须满足下列要求：

- (1)在辅助动力装置舱内，必须是防火的；
- (2)在辅助动力舱上游足够长的一段距离上，必须是防火的，以防止热燃气回流烧穿管道并进入飞机的其他任何隔舱（热燃气进入这些地方会造成危害）；

(3)除要求防火或耐火材料的那些区域外，进气系统管道的材料必须适合于使用中预期的环境条件；

(4)进气系统的材料必须不会吸收或积存在喘振或回流状态下可能被点燃的危险量的可燃液体。

(f)向座舱增压系统供应空气的进气系统管道必须用不会产生危害量的有毒气体的材料制造，或者进行隔离以防止动力装置着火时危害量的有毒气体进入座舱。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1105 条 进气系统的滤网

如果进气系统采用滤网，则应符合以下规定：

- (a)每个滤网都必须位于汽化器或燃油喷射系统的上游；
- (b)滤网不得位于进气系统中空气进入发动机的唯一通道上，除非满足下列要求：
 - (1)可得到的预热至少为 37.8℃ (100° F)；
 - (2)滤网能用热空气除冰。
- (c)滤网不得单用酒精除冰；
- (d)必须使燃油不可能冲击到任何滤网上。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1107 条 进气系统过滤介质

如果使用过滤介质来保护发动机，防止进气中的外物影响，则必须满足下列要求：

(a)过滤介质必须能够经受使用和维护中预期的温度极限、雨、燃油、滑油以及溶剂的影响。

(b)过滤介质必须具有防止从过滤介质分离出来的材料干扰正确的燃油计量的设计特点。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1109 条 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]

第 23.1111 条 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

第 23.1121 条 总则

对于动力装置和辅助动力装置，必须满足下列要求：

(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位于发动机舱和辅助动力装置舱之外的飞机易燃部分相隔开。

(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，为了防止发动机或辅助动力装置启动失败后的燃油积聚，涡轮发动机和辅助动力装置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。

(i)就符合第 23.603 条而言，排气系统的任何部件的失效将被认为对安全有不利影响。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1123 条 排气系统

(a)排气系统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)每个排气系统的支承，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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1125 条 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、惯性和其他载荷。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

第 23.1141 条 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第 23.777 条的规定并按第 23.1555 条(a)的要求作标记。

(b)必须表明柔性操纵器件适合于特定的用途。

(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，或可能的组合都不得造成任何安全所需的动力装置功能的失效。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1142 条 辅助动力装置控制

驾驶舱内必须有起动、停止、监控和应急关断每一辅助动力装置的措施。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1143 条 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,必须独立于其他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(不包括混合控制)具有切断燃油的特性,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。

(g)对于活塞式单发飞机,功率或推力控制器件的设计必须使得如果控制器件在发动机燃油计量装置处脱离,飞机能够持续安全飞行和着陆。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1145 条 点火开关

(a)必须用点火开关来控制 and 关断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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1147 条 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他操纵器件混淆。

(a)(1)该操纵器件必须按下列要求进行组合或布置:

- (i)能单独操纵每台发动机;
- (ii)能同时操纵所有的发动机。

(2)对于操纵器件移动到贫油或断开位置,必须要有一个单独的、明显的操作。部分

(b)对于活塞式单发飞机,每一手动发动机混合比控制器的设计必须使得如果控制器在发动机燃油计量装置处脱离,飞机能够持续安全飞行和着陆。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1149 条 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。

第 23.1153 条 螺旋桨顺桨操纵器件

如果安装有螺旋桨顺桨操纵器件,则必须能够单独顺桨每一螺旋桨,操纵器件必须有防

止被误动的措施。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1155 条 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。

第 23.1157 条 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。

第 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]

第 23.1165 条 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他

他电路。

(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

第 23.1181 条 指定火区的范围

指定的火区指下列各部分：

(a)对于活塞式发动机

(1)动力部分；

(2)附件部分；

(3)动力部分和附件部分没有隔离的整个动力装置舱。

(b)对于涡轮发动机：

(1)压气机和附件部分；

(2)包含有输送可燃液体或气体管道或部件的燃烧室、涡轮和尾喷管部分；

(3)压气机、附件部分、燃烧室、涡轮和尾喷管地区部分之间没有隔离的整个动力装置舱；

(c)辅助动力装置舱；

(d)第 23.859 条所述的燃油燃烧加热器和其他燃烧设备。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1182 条 防火墙后面的短舱区域

位于发动机舱防火墙后面的部件、导管和接头（按第 23.1351 条(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 1093℃（2000° 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。

第 23.1183 条 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）必须适合于特定用途。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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1189 条 切断措施

(a)对于多发飞机，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、防冰液以及其他可燃液体，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他设备（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)在发动机关断后，不得有多于 0.946L（1 夸脱）的可燃液体排入发动机舱。对于那些发动机关断后，可燃液体不可能限制于 0.946L（1 夸脱）的安装情况，必须验证增加的可燃液体量可以被安全地包容或排出机外。
- (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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1191 条 防火墙

- (a)每台发动机、辅助动力装置、燃油燃烧加温器和其他在飞行中需要使用的燃烧设备，必须用防火墙、防火罩或其他等效设施与飞机的其他部分隔离。
- (b)防火墙或防火罩的构造必须能防止危害量的液体、气体或火焰通过防火墙或防火罩所构成的舱进入飞机的其他部分。
- (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)[删除并保留]
- (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 $1093 \pm 27.5^{\circ}\text{C}$ ($2000 \pm 50^{\circ}\text{F}$)；
 - (2)对于板材，必须在大约 64.5 厘米^2 (10 英寸^2) 面积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（包覆铝层或采用其他防腐措施），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；
 - (6)钛板，厚度 0.406 毫米 (0.016 英寸)。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1192 条 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第 23.1191 防火墙要求的隔板与发动机附件部分隔离。

第 23.1193 条 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。可以通过试验、分析或两者共同表明排放工作，以确保在使用过程中预期的正常气动压力分布情况下，每个排放设施能够完成其设计功能，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)由于靠近排气系统出口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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1195 条 灭火系统

(a)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：

(1)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；

(2)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；

(3)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。

(b)如果在按本规定合格审定的飞机上安装辅助动力装置，则必须有为辅助动力装置舱服务的满足本条(a)(2)要求的灭火系统。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1197 条 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集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]

第 23.1199 条 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，则灭火瓶的安装不会因温度条件而使爆炸帽发生危险性的恶化。

[1990年7月18日第一次修订]

第 23.1201 条 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]

第 23.1203 条 火警探测系统

(a)必须有确保快速探测下列位置着火的装置：

(1)下列飞机的发动机舱：

(i)多发涡轮发动机飞机；

(ii)安装涡轮增压器的多发活塞发动机飞机；

(iii)飞机发动机位于从驾驶舱处不易观察到的位置；和

(iv)所有通勤类飞机。

(2)装有辅助动力装置的飞机的辅助动力装置舱。

(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、惯性和其他载荷；

(c)火警探测器不得受可能出现的任何油、水、其他液体或烟气的影响；

(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)指定火区内每个火警探测系统的导线和其他部件必须至少是耐火的。

[1990年7月18日第一次修订，2004年×月×日第三次修订]

F 章 设备

总则

第 23.1301 条 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。

第 23.1303 条 飞行和导航仪表

最低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) 一个航向指示器（无陀螺稳定的磁罗盘）；
- (d) 对于涡轮发动机飞机和最大重量大于 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，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) 按第 23.335 条(b)(4)和第 23.1505 条(c)确定 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 的其他飞机，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（要与其他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。该警告装置的下限必须设置成使骚扰性警告减至最少。
- (f) 当安装有姿态指示器时，该仪表必须设计成，除了进行必要的视差修正外，飞行机组无法调整姿态基准标记与水平刻线间的相对位置。
- (g) 此外，对于通勤类飞机：
 - (1) 如果空速限制随高度变化，则空速表必须具有表明 V_{MO} 随高度变化的最大允许空速指示；
 - (2) 高度表必须是灵敏型的；
 - (3) 对于客座数不小于 10（不含驾驶员座位）并获仪表飞行规则（IFR）运行批准的通勤类飞机，必须具备第 3 套姿态仪表，该仪表
 - (i) 由独立于发电系统的电源供电；
 - (ii) 在发电系统全部失效后，能持续可靠地工作至少 30 分钟；
 - (iii) 工作独立于任何其他姿态指示系统；
 - (iv) 在发电系统全部失效后，无需选择便可工作；
 - (v) 位于仪表板上局方认可的位置处，使得任一驾驶员从其工作位置上清晰可见并便于使用；
 - (vi) 在所有使用阶段都得到适宜的照明。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1305 条 动力装置仪表

所需的动力装置仪表规定如下：

- (a) 对于所有飞机
 - (1) 每个燃油箱一个燃油油量表，其安装符合第 23.1337 条(b)的要求；
 - (2) 每台发动机一个滑油压力表；
 - (3) 每台发动机一个滑油温度表；
 - (4) 每个滑油箱一个滑油油量测量装置，其安装符合第 23.1337 条(d)的要求；
 - (5) 对要求符合第 23.1203 条的每架飞机，一个火警指示器。
- (b) 对于活塞发动机飞机 除本条(a)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：
 - (1) 每台具有预热器和进气温度限制的每台发动机，在预热时可能超出该限制，一个进气系统空气温度指示器；
 - (2) 每台发动机一个转速表；
 - (3) 一个汽缸头温度表，用于：
 - (i) 具有整流罩风门片的每台气冷式发动机，

- (ii) 备用。
 - (iii) 每架通勤类飞机。
 - (4) 对于每台泵压式供油发动机：
 - (i) 一个装置，向驾驶员持续指示燃油的压力或流量；或
 - (ii) 一个装置，持续地监测燃油系统，并对有可能导致发动机失效的燃油流量变化趋势，向驾驶员告警。
 - (5) 每台高空发动机和每台具有可控螺旋桨的发动机，一个进气压力表；
 - (6) 对于每一涡轮增压器装置：
 - (i) 如果规定有汽化器（或歧管）的进气温度限制，或者排气或涡轮增压器的涡轮进口温度限制，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都不会超过这些限制，则除外；
 - (ii) 如果其滑油系统独立于发动机的滑油系统，还必须备有滑油压力和温度指示器。
 - (7) 每台液冷发动机，一个冷却液温度指示器。
 - (c) 对于涡轮发动机飞机 除本条(a)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：
 - (1) 每台发动机一个燃气温度表；
 - (2) 每台发动机一个燃油流量表；
 - (3) 每台发动机一个燃油低压警告装置；
 - (4) 任何在正常使用中不应被用尽的燃油箱，一个低油位警告装置；
 - (5) 每台发动机一个转速表（指示有规定限制转速的转子转速）；
 - (6) 每台发动机一个滑油低压警告装置；
 - (7) 每台发动机，一个指示动力装置防冰系统工作的指示装置；
 - (8) 对于每台发动机，一个指示装置用于第 23.997 条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第 23.997 条(d)规定的滤通能力之前即指示出现脏污；
 - (9) 对于每台发动机，第 23.1019 条所要求的滑油滤网或滑油滤如果没有旁路，应有一个警告装置，在滑油滤网或滑油滤的脏污程度影响第 23.1019 条(a)(2)规定的滤通能力之前向驾驶员警告出现脏污；
 - (10) 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装置。
 - (d) 对于涡轮喷气/涡轮风扇发动机飞机 除本条(a)和(c)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：
 - (1) 每台发动机一个指示发动机推力或指示与推力相关的参数的指示器，还包括为此目的所需要的一个大气静温表；
 - (2) 每台装有反推力装置的发动机，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。
 - (e) 对于涡轮螺旋桨飞机 除本条(a)和(c)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：
 - (1) 每台发动机一个扭矩表；
 - (2) 每具螺旋桨，一个位置指示装置，在螺旋桨桨叶角小于飞行低距位置时，向飞行机组发出指示，除非能够表明发生这种情况是非常不可能的。
- [1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1307 条 其他设备

飞机在按第 23.1559 条申请合格审定并获得批准的最大使用高度、运行类型和气象条件下运行所需的设备，必须包括在其型号设计之内。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1309 条 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) 其他设备, 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将对飞机的危害减至最小;

(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。

(4) 在通勤类飞机上, 必须设计成在它们发生故障或失效时能保护飞机免受危害。

(b) 每项设备、每一系统及每一安装的设计必须单独评审并按它与飞机其他系统和安装的关系进行评审, 以确定飞机的持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或机组应对不利运行情况的能力。根据这种评审被确定为飞机持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或机组应对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他系统一起考虑时:

(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或机组应对不利运行情况能力的其他失效, 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) 在各个飞行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“重要负载”。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) 出现下列失效后的重要负载:

(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运行规则, 在任一能源系统、分配系统或其他使用系统出现任一故障或失效后要求有替代能源的重要负载。

(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运行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他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)按本规章 C、D 章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，2004 年×月×日第三次修订]

仪表： 安装

第 23.1311 条 电子显示仪表系统

(a)电子显示指示器，包括因其特性而无法实现动力装置仪表系统间的隔离或独立性的那些电子显示指示器，必须：

(1)满足第 23.1321 条所要求的布局 and 可见度；

(2)考虑到电子显示指示器使用寿命末期所预期的显示亮度，在驾驶舱内可遇到的各种照明条件（包括直射阳光）下易于识别。在第 23.1529 条所要求的持续适航文件中，必须包括对该显示系统使用寿命的具体限制；

(3)在任何正常工作模式下，不得妨碍对姿态、高度、速度或任何驾驶员在各种规定的限制范围内为调节功率所需的动力装置参数的主显示；

(4)在发动机起动的工作模式下，不得妨碍任何驾驶员为正确设定或监视动力装置限制所需要的发动机参数的主显示；

(5)有一个独立的磁航向指示器，以及一套独立备份的机械式高度表、空速表和姿态仪表或不依赖于飞机主电源系统的单独的电子高度指示器、空速指示器和姿态指示器。这些备份仪表的安装位置可以不在第 23.1321 条(d)规定的主显示位置上，但必须满足第 23.1321 条(a)规定的驾驶员可见度要求。

(6)有与被其所代替的仪表相等效且对驾驶员来说是易于感受的显示；

(7)对本规章要求显示的每一参数，有对第 23.1541 条至第 23.1553 条要求的仪表标记的目视显示，或有在出现不正常工作值或接近规定的限制值时告诫驾驶员的目视显示。

(b)电子显示指示器（包括其系统和安装，并考虑到飞机其他系统）必须设计成在出现任一单独失效或可能的失效组合后，仍有一个可向机组提供持续安全飞行和着陆所必需信息的显示，而不需要任一驾驶员为持续安全飞行立即采取动作。

(c)本条所用的“仪表”，包括了实际上处于一个组件内的装置，和连接在一起的实际上由两个或两个以上独立组件或部件构成的装置（如由连在一起的一个磁传感元件、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航向指示仪）。本条所用“主”显示指设置在仪表板上使驾驶员在需要观察某个参数时，会首先查看的那个显示。

[1993 年 12 月 23 日第二次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1321 条 布局 and 可见度

(a)在起飞、初始爬升、最终进近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)对于多发飞机上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)对于每架飞机，第 23.1303 条所要求的飞行仪表和中国民用航空规章运行规则所要求的（如果适用）仪表，必须在仪表板上构成组列，并尽可能集中在每一规定的驾驶员向前视线所在的垂直平面附近。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（不是第 23.1303 条(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，只要此类显示符合第 23.1311 条的要求。

(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，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1322 条 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，则除局方另行批准外，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)任何其他颜色，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。
- (e)在驾驶舱所有可能的照明条件下都有效。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1323 条 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 $1.3V_{SI}$ 至 V_{MO} / M_{MO} 或 V_{NE} （取其适合者），襟翼在收上位置；
- (2)从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{FE} ，襟翼在放下位置。

(c)每个空速指示系统的设计和安装必须有可靠的措施来排放空速管静压管路的湿气；

(d)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。

(e)此外，对于通勤类飞机，空速指示系统必须加以校准，以确定加速起飞地面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 V_1 最小值的 0.8 倍

和 V_1 最大值的 1.2 倍之间进行。进行地面滑跑校准时,假定一台发动机在 V_1 最小值时失效。

(f)对于通勤类飞机,如果要求有两套空速表,则其各自的空速管之间必须相隔足够的距离,以免鸟撞时两个空速管都损坏。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 1993 年 12 月 23 日第二次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1325 条 静压系统

(a)除了本条(b)(3)的说明外,每个带静压膜盒的仪表与外界大气的连通方式,必须使飞机速度、窗户开闭、气流变化、湿气或其他外来物对这些仪表准确度的影响最小。

(b)如果一个静压系统是为仪表、系统或装置的功能所必需的,则应符合本条(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运行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)每个静压系统必须在飞行中校准,以确定系统误差。在海平面标准大气下所指示的气压高度的系统误差(不包括仪表校准误差),在 $1.3V_{S0}$ (襟翼展态)至 $1.8V_{S1}$ (襟翼收态)速度范围内对应的飞机构型下,每 100 节不超过 ± 10 米(± 30 英尺)。速度小于 100 节时,该误差允许为 ± 10 米(± 30 英尺)。

(f)[备用]

(g)对于按本规章第 23.1559 条(b)禁止在仪表气象或结冰条件下飞行的飞机,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, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1326 条 空速管加温指示系统

如果为满足第 23.1323 条(d)的要求安装了飞行仪表的空速管加温系统,则必须设置指示系统,当空速管加温系统不工作时向飞行机组发出指示。指示系统必须满足下列要求:

- (a)在飞行机组清晰可见的视野内有一琥珀色灯;
- (b)其设计应能在出现下列任一情况时提请飞行机组注意:
 - (1)空速管加温系统开关在“断开”位置;
 - (2)空速管加温系统开关在“接通”位置,而任一空速管加温元件不工作。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1327 条 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第 23.1547 条(e)设置标牌。

第 23.1329 条 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超控,而使他能够操纵飞机。

(b)如果采用本条(a)(1)的要求,快速断开(应急)操纵器件必须装在驾驶盘上远离油门杆的一侧或驾驶杆上(如果飞机可分别从两个驾驶员座位处操纵,就应装在两个驾驶盘上或两个驾驶杆上),无需将手离开正常控制位置就能够操纵它。

(c)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;

(d)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第 23.779 条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;

(e)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,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;

(f)每个系统必须设计成使单一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他设备提供信号,则要求有确实的联锁和接通顺序,以免系统不正常动作;

(g)必须防止由于故障而使交联部件相互产生有害的作用;

(h)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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1331 条 使用能源的仪表

对于每个使用能源的仪表,采用下列规定:

(a)每个仪表都必须具有一个一体的目视能源指示器或分立的能源指示器，在能源不足以维持仪表正常性能时发出指示。如果采用分立的指示器，其位置必须使正在使用仪表的驾驶员能够以最小的头部和眼部运动监视到它。能源必须在进入仪表处或其附近测量。对于电气和真空/压力仪表，当电压或真空/压力分别处在批准的范围内时，即认为其能源满足要求。

(b)安装和能源供给系统必须按下列规定设计：

- (1)一个仪表的失效不会影响对其余仪表的正常供能；
- (2)一个能源的供能失效时，不会影响来自任何其他能源的正常供能。

(c)必须至少有两个独立的能源（在多发飞机上不由同一发动机驱动），并有手动或自动措施来选择每一能源。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1335 条 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。

第 23.1337 条 动力装置仪表安装

(a)仪表和仪表管路

- (1)动力装置和辅助动力装置仪表的每根管路必须满足第 23.993 条的要求。
- (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他安全装置，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害。
- (3)使用可燃液体的每个动力装置和辅助动力装置仪表，其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危害。

(b)燃油油量表 必须有指示装置向飞行机组成员指示飞行中每个油箱的可用燃油油量。必须使用以适当单位作刻度的并清晰标明了这些刻度单位的指示器。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第 23.959 条(a)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)当飞机处于地面时，必须有措施（如油尺）指示每个油箱的可用燃油量；
- (5)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；
- (6)对于仅用于将燃油转输到其他油箱的辅助油箱，如果其相对尺寸、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)滑油油量表指示器 在下列情况下必须有措施指示每个油箱内的滑油量：

- (1)在地面上（如油尺）；
- (2)如果装有滑油转输系统或备用滑油供油系统，在飞行中，向飞行机组成员指示该滑油量。

(e)[删除]

[2004 年×月×日第三次修订]

电气系统和设备

第 23.1351 条 总则

(a)**电气系统容量** 每个电气系统必须满足其预定的用途。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，必须能够以适当的电压向安全运行所必不可少的每个负载电路供给其所需的电功率；

(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可能的持续时间。

(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他部分的作用均没有危害；

(ii)使该系统免受燃油、滑油、水和其他有害物质的侵害及机械损伤；

(iii)其设计使机组、乘客和地面人员受到电击的危险减至最低。

(2)电源在并联工作或单独工作时功能正常。

(3)任一电源的失效或故障，均不得损害任何其余的电源向安全运行必不可少的负载电路供电的能力。

(4)此外，对于通勤类飞机，还要符合下列要求：

(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)为了符合本条(b)(4)的要求，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，则必须至少有一台直流发电机/交流发电机。此外，应符合下列规定：

(1)每台直流发电机/交流发电机必须能够输出它的连续额定功率，或由其调节系统所限定的功率；

(2)直流发电机/交流发电机的电压控制装置必须能可靠地将直流发电机/交流发电机的输出电压调整在额定范围内；

(3)必须有自动措施，以防止因反向电流而损坏直流发电机/交流发电机并对飞机电气系统产生不利影响。同时，还应有措施来断开每一直流发电机/交流发电机与蓄电池和其他直流发电机/交流发电机的连接；

(4)任何一台直流发电机/交流发电机失效时，必须有措施立即向飞行机组发出警告；

(5)每台直流发电机/交流发电机必须有一个过压保护装置，其设计和安装当直流发电机/交流发电机出现过压情况时能防止对电气系统或由该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直流发电机馈电线的电流表。如果仅有一台直流发电机，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直流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被加热到 1,093°C (2,000° 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，安装在该防火墙后面并对连续安全运行必不可少的设备能令人满意地工作，且不会导致新的失火危害（产生进一步失火的危险）。

(f)外部电源 如果备有措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他设备相连接，则必须有措施确保反极性 or 逆相序的外部电源不能向该飞机的电气系统供电。

(g)必须通过分析、试验或两者兼用来表明，当正常电源（除蓄电池和任何其他备份电源之外的电源）不工作、燃油（从熄火和重新启动能力考虑）为临界状态（牌号），且飞机最初处于最大审定高度的情况下，飞机能按目视飞行规则（VFR）安全飞行至少 5 分钟。电气系统中满足下列条件的部分可以保持接通：

(1)包括导线束或接线盒起火在内的单一故障不会导致丧失断开部分和接通部分；

(2)接通部分在电气上和机械上与断开部分隔离。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1353 条 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。

(h)一旦完全丧失主电源系统时，蓄电池必须有能力和持续安全飞行和着陆所必需的那些负载供电至少 30 分钟。该 30 分钟时间段包括了驾驶员为判明电源丧失并采取适当卸载措

施所需的时间。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1357 条 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)仅在起动过程中使用的起动电动机的主电路；
- (2)不装保护装置，不会出现危害的电路。

(b)对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其他电路。

(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)对于确定为在飞行中可更换的熔断器：

- (1)每种规格的熔断器，应有 50%的备件，但至少备一个。
- (2)这些备用熔断器应易于任何必需的驾驶员取用。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1359 条 电气系统防火

(a)电气系统的每一部件必须满足第 23.863 条和第 23.1182 条中适用的防火要求；

(b)指定火区之内供应急程序使用的电缆、接线端以及设备必须是耐火的；

(c)电线和电缆的绝缘层，在按本规章附件 F 的适用部分或其他经批准的等效方法进行 60° 试验时，必须是自熄的。其平均烧焦长度不得超过 76 毫米（3 英寸），移开火源后的平均焰燃时间不得超过 30 秒。试样的滴落物在跌落后继续燃烧的时间平均不得超过 3 秒。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1361 条 总开关装置

(a)除本条(b)的情况外，必须有一个总开关装置，以便易于断开每一电源与配电系统的连接。断开点必须靠近受该开关装置控制的电源。如果总开关装置由分立的开关组成，必须有措施，通过一只手的单一动作便可操作该开关装置；

(b)负载电路可以连接成在总开关装置断开后仍然有电，如果将这些电路隔离或在实物上加以遮蔽，以防其点燃由于任何可燃液体系统渗漏或破裂时可能溢出的可燃液体或蒸气，并且

- (1)这些电路是发动机持续运行所需的，或
- (2)这些电路是用靠近电源处的、额定值等于或小于 5 安培的电路保护装置保护的。
- (3)此外，不得用两个或两个以上按本条(b)所安装的电路向一个大于 5 安培的负载供电。

(c)总开关或其控制装置必须安装成使机组成员容易辨认和接近。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1365 条 电缆和设备

(a)每根电气连接电缆必须具有足够的载流能力。

(b)与电缆安装有关的且一旦发生电路过载或故障时可能过热的任何设备，必须是阻燃

的。这些设备和电缆不得放出达到危险量的毒性烟。

(c)机身内的主电缆（包括发电机电缆）必须设计成在有合理程度的变形和拉伸时不会失效，并且必须：

- (1)与可燃液体的管路相分离；或
- (2)在电缆原有绝缘层外加套电气绝缘的柔性导管，或相当者。
- (d)必须有对电缆、接线端和连接器的标识措施。
- (e)电缆的安装必须使出现机械损伤和/或因液体蒸气或热源导致损伤的风险减至最低。
- (f)对于无法由电路保护装置或其他过载保护措施保护的电缆，在故障情况下，其不得导致失火危害。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1367 条 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

第 23.1381 条 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他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。

第 23.1383 条 滑行和着陆灯

每只滑行和着陆灯的设计和安装必须满足以下要求：

- (a)驾驶员不会看到有害的眩光；
- (b)驾驶员不会受到晕影的严重影响；
- (c)为夜间运行提供足够的光照；
- (d)在任何构型下都不会导致失火危害。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1385 条 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第 23.1387 条至第 23.1397 条的要求。

(b)左和右航行灯 左和右航行灯必须由安装在飞机上的红灯和绿灯组成，其横向间距要尽可能大，并当飞机处于正常飞行姿态时，灯的光色为左红右绿。

(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。

(d)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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1387 条 航行灯系统二面角

(a)除本条(e)的规定外，安装的每个航行灯必须在本条规定的二面角内显示无间断的灯光。

(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)如果根据第 23.1385 条(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1389 条 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)航行灯 航行灯的灯光分布和光强必须以左、右和后二面角范围内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第 23.1391 条规定的相应值。

(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第 23.1393 条规定的相应值，其中，I 为第 23.1391 条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第 23.1395 条中规定的相应值，但是当主光束的光强远大于第 23.1391 条和第 23.1393 条中规定的最小值时，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。当左和右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第 23.1395 条中规定的相应值。

(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1391 条 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）
左或右（红光或绿光）	0° ~10°	40
	10° ~20°	30
	20° ~110°	5
后（后部白光）	110° ~180°	20

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1393 条 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° ~5°	0.90I
5° ~10°	0.80I
10° ~15°	0.70I
15° ~20°	0.50I
20° ~30°	0.30I
30° ~40°	0.10I
40° ~90°	0.05I

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1395 条 航行灯的最大掺入光强

除第 23.1389 条(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）	B 区（坎）
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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1397 条 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 “ $y - 0.010$ ”, 取小者;

“y” 不大于 “ $x + 0.020$ ”, 也不大于 “ $0.636 - 0.400x$ ”;

其中, “y。” 为普朗克幅射器相对于所论 “x” 值的 “y” 座标值。

第 23.1399 条 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。

第 23.1401 条 防撞灯系统

(a)总则 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、旋转速度以及其他特性, 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, 且必须满足第 23.1397 条的有关要求。

(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);

$I(t)$ 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)
$0^\circ \sim 5^\circ$	400
$5^\circ \sim 10^\circ$	240
$10^\circ \sim 20^\circ$	80

20° ~30°	40
30° ~75°	20

[2004 年×月×日第三次修订]

安全设备

第 23.1411 条 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第 23.561 条(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]

[第 23.1413 条 删除]

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1415 条 水上迫降设备

- (a) 民用航空规章运行规则要求的应急漂浮和信号设备必须安放得使机组和乘客可以很快取到。
- (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) 民用航空规章运行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。

第 23.1416 条 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) 该系统必须符合第 23.1419 条的规定；
- (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。

第 23.1419 条 防冰

如果申请带有防冰设施的合格审定，必须表明满足本条和本规章中其他适用条款的要求：

- (a) 必须根据飞机的运行需要进行分析，以确认防冰系统足以满足飞机不同部件的防冰要求。另外，防冰系统必须通过试验来演示在 CCAR25 附件 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。本条所用的“能够安全运行”，是指飞机的性能、操纵性、机动性和稳定性不会低于本规章 B 章的要求。

(b) 除本条(c)的规定外，在本条(a)的分析和实际评估后，为表明防冰系统及其部件的有效性，必须对飞机或其部件在经测定的自然大气结冰条件下进行飞行试验，而且在必要时，还应采用下列的一种或几种试验，以确定防冰系统的能力是足够的：

- (1)对部件或部件的模型进行试验室干燥空气试验或模拟结冰试验，或两者的组合；
- (2)对整个防冰系统或单独对系统部件在干燥空气中进行飞行试验；
- (3)对飞机或飞机部件在测定的模拟结冰条件下进行飞行试验。

(c)如果以前审定合格的飞机已完成了防冰审定且其设计中所包括的部件在热力学和空气动力学上与新飞机设计中所采用的等效，可以依据以前按第 23.1419 条(a)和(b)做过的试验来完成这些等效部件的防冰审定，只要申请人考虑到了这些部件的所有安装差异。

(d)必须给定或提供一种措施来确定飞机关键部位上的冰聚积情况。为在夜间使用该措施，必须提供足够的照明。同时，当防冰设备的使用需要飞行机组监视飞机外表面时，还必须提供足够夜间监视所需的外部照明。所采用的任何照明方式均不得产生妨碍机组成员执行其任务的眩光或反光。飞机飞行手册或其他经批准的手册资料中，必须说明确定冰聚积的方法，并给出在结冰条件下飞机安全运行所需的信息。

[2004 年×月×日第三次修订]

其他设备

第 23.1431 条 电子设备

(a)在表明无线电和电子设备及其安装符合第 23.1309 条(b)(1)和(2)的要求时，必须考虑临界环境条件。

(b)无线电和电子设备、控制装置和导线，必须安装成在任一部件或多部件系统工作时，对民用航空规章所要求的任何其他无线电或电子的部件或多部件系统的同时工作不会有不利影响。

(c)对于要求一个以上飞行机组成员的飞机，或飞机运行需要一个以上飞行机组成员时，必须进行驾驶舱评估，以确定在飞机运行时的驾驶舱真实噪声条件下，所有飞行机组成员是否能够在其工作位置上毫无困难地进行交谈。如果飞机设计包括了使用头戴式通讯耳机的措施，该评估还必须考虑使用耳机时的情况。如果评估表明，存在有交谈困难的情况，则必须设置内话通讯系统。

(d)如果安装的通讯设备带有发射机“开-关”转换，该转换措施必须设计成，在被释放时将从“发射”位回到“关断”位，并确保发射机回复到关断（不发射）状态。

(e)如果有使用头戴式通讯耳机的措施，必须演示，在飞机运行时的驾驶舱真实噪声条件下，飞行机组成员在使用任一耳机时均能听见所有的音响警告。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1435 条 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每个液压系统，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** 如果满足下列要求，蓄压器或蓄液箱可以安装在防火墙的发动机一侧：

- (1) 它们是发动机或螺旋桨系统整体的一部分，或
- (2) 蓄液箱是非增压的，并且所有这种非增压蓄液箱的总容积不大于 0.946 升（1 美制夸脱）。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1437 条 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。

第 23.1438 条 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，条件是局方认为该方法与所要求的试验等效。

第 23.1441 条 氧气设备和供氧

(a) 如果申请装有补氧设备的合格审定，或飞机经批准的使用高度按民用航空运行规则要求补氧，则该设备必须满足本条和第 23.1443 条至第 23.1449 条的要求。如果表明手提式设备满足适用的要求并在飞机型号设计中加以明确，而且其存放设施满足第 23.561 条的要求，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他部件的影响必须均无危害。

(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) 必须向每一位规定的飞行机组成员提供：

- (1) 肺式氧气设备，如果飞机按 7,600 米（25,000 英尺）以上的运行高度进行审定；
- (2) 压力肺式氧气设备，如果飞机按 12,000 米（40,000 英尺）以上的运行高度进行审定。

(e) 必须有易于机组在飞行中操作的措施来接通或关断高压氧源的供氧。该关断要求不适用于化学氧气发生器。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1443 条 最小补氧流量

(a) 如果装有连续供氧设备，申请人必须满足本条(a)(1)和(a)(2)或者满足本条(a)(3)的要求：

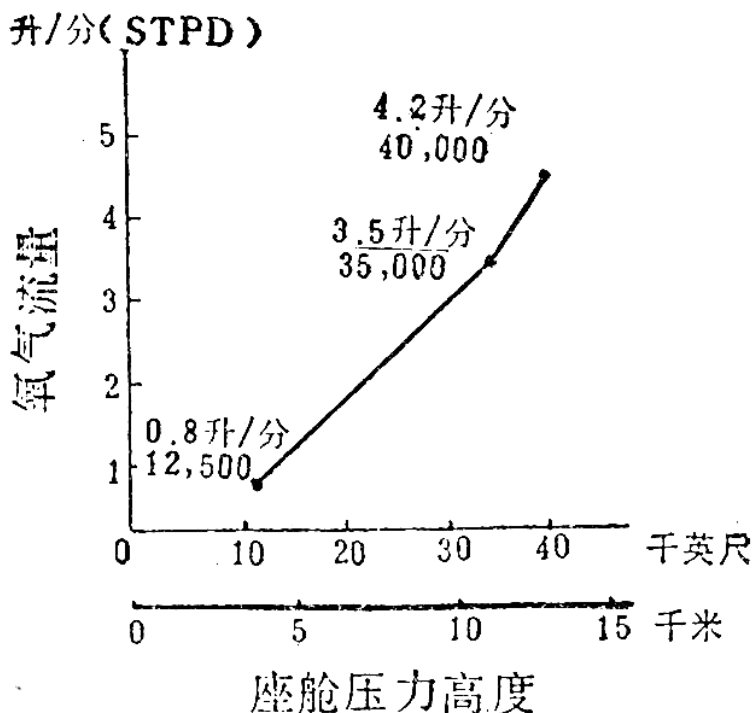
(1) 对于每一乘客，在不同座舱压力高度上所需的最小补氧流量，不得小于在使用所提供的氧气设备（包括面罩）时保持下述吸气平均气管氧分压所需的氧流量：

(i) 座舱压力高度超过 3,000 米（10,000 英尺）直到并包括 5,600 米（18,500 英尺），每分钟呼吸 15 升（BTPS），且保持固定呼吸时间间隔的最大潮气量（最大一次呼吸量）为 700 毫升时，平均气管氧分压为 13,332 帕（100 毫米汞柱）；

(ii) 座舱压力高度超过 5,600 米（18,900 英尺）直到并包括 12,000 米（40,000 英尺），每分钟呼吸 30 升（BTPS），且保持固定呼吸时间间隔的最大潮气量为 1,100 毫升时，平均气管氧分压为 11,172 帕（83.8 毫米汞柱）。

(2)对于每位飞行机组成员，最小补氧流量不得小于保持下述吸气平均气管氧分压所需的氧流量：在每分钟呼吸 15 升（BTPS）且保持固定呼吸时间间隔的最大潮气量为 700 毫升时，平均气管氧分压为 19,865 帕（149 毫米汞柱）。

(3)在低于和等于飞机的最大使用高度时，供给每个使用者的最小补氧流量不得小于下图示出的流量。



(b)如果装有飞行机组成员使用的肺式供氧设备，则每分钟呼吸 20 升（BTPS）时，每一飞行机组成员所需的最小补氧流量，在座舱压力高度低于和等于 10,500 米（35,000 英尺）时，不得小于保持吸气平均气管氧分压为 16,265 帕（122 毫米汞柱）所需的氧流量；座舱压力高度在 10,500 米（35,000 英尺）至 12,000 米（40,000 英尺）时，不得小于保持含氧为 95 %所需的氧流量。此外，必须有可供机组选用纯氧的手段。

(c)如果装有急救供氧设备，则供每人使用的最小氧流量每分钟不得小于 4 升（STPD）。然而，可使用某种手段在任何座舱高度下将每分钟氧流量减到不少于 2 升（STPD）。急救用氧量是以急救用氧者每人每分钟 3 升的平均氧流量为依据来确定的。

(d)本条所用下列术语的定义为：

(1)BTPS：指人体温度和压力，饱和水气（即，37℃，人体所处环境压力减去 47 毫米汞柱，该压力差也就等于气管压力减去呼吸气体变成 37℃饱和水蒸汽状态时的水蒸汽压力）。

(2)STPD：指标准温度和压力下的干燥气体（即，0℃、760 毫米汞柱的无水蒸汽的空气）。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1445 条 氧气分配系统

(a)除从氧气出口到分氧装置的柔性管路或经表明适合于该安装的其他地方外，在飞行期间通常会加压的任何氧气管路不得采用非金属管材。

(b)非金属氧气管路不得敷设在因任何可能的失效而遭遇温升、电弧放电和可燃液体泄

漏的地方。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1447 条 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)对于每个需补氧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；
- (4)如果装有无无线电设备，飞行机组的分氧装置必须设计成在指定的工作位置处能够使用该设备，也能够与任何其他必需的机组成员通讯。

(b)如果申请运行高度不超过 5,500 米（18,000 英尺）（平均海平面高度）的合格审定，则每个分氧装置必须满足下列要求之一：

- (1)盖住使用者的鼻和嘴；
- (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，每一鼻管或其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视警告；
 - (ii)正确戴用方法的图示；
 - (iii)鼻道阻塞或感冒鼻塞时禁止使用的可视警告。

(c)如果申请运行高度超过 5,500 米（18,000 英尺）（平均海平面高度）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）（平均海平面高度）运行的增压飞机，分氧装置必须满足下列要求：

(1)供乘客使用的分氧装置必须连接在供氧接头上，并且每个乘员无论就座何处都能够立即取用；

(2)供机组成员使用的分氧装置必须在座舱压力高度超过 4,500 米（15,000 英尺）之前自动地送达每个机组成员处。或者，必须具有连接至供氧接头上的速戴型分氧装置，且当机组成员坐在其工作位置上时可以立即取用。

(e)如果申请运行高度超过 9,000 米（30,000 英尺）的合格审定，供乘客使用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（软管和面具或其他装置）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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1449 条 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。

第 23.1450 条 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携带式化学氧气发生器，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。

第 23.1451 条 氧气设备防火

氧气设备和管路必须满足下列要求：

- (a)不得位于任何指定火区内；
- (b)必须加以防护，免受任何指定火区可能产生或逸出的热量的影响；
- (c)其安装必须使得所逸出的氧气不致接触和点燃正常工作时存在的或因任何其他系统失效或故障而聚积的油脂、油液或蒸气。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1453 条 防止氧气设备破裂的规定

(a)氧气系统的每个部件必须具有足够的强度，以承受最大的压力和温度及其与任何外部载荷的组合作用。该外部载荷是指此时会施加在该部件上的结构限制载荷。

(b)加压氧气瓶和该氧气瓶与切断阀之间的管路必须满足下列要求：

- (1)对不安全的温度应有防护措施；
- (2)其位置应使坠撞着陆时破裂的概率和危害减至最小。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1457 条 驾驶舱录音机

(a)民用航空运行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)当民用航空规章运行规则有要求时，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]

第 23.1459 条 飞行记录器

(a)民用航空运行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。数据的来源符合第 23.1323 条、第 23.1325 条和第 23.1327 条中相应的精度要求；

(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)当民用航空规章的运行规则有要求时，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，以决定是否有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]

第 23.1461 条 含高能转子的设备

- (a)含高能转子的设备（如辅助动力装置(APU)和恒速传动装置）必须符合本条(b)、(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。
- [2004 年×月×日第三次修订]

G 章 使用限制和资料

第 23.1501 条 总则

- (a)必须制定第 23.1505 条至第 23.1527 条所规定的每项使用限制以及为安全使用所必需的其他限制和资料。
- (b)必须按第 23.1541 条至第 23.1589 条的规定，使这些使用限制以及为安全运行所必需的其他资料可供机组人员使用。

第 23.1505 条 空速限制

- (a)不许超越速度 V_{NE} 必须按下述要求制定：
 - (1)不小于第 23.335 条所允许的 V_D 最小值的 0.9 倍；
 - (2)不大于下列小者：
 - (i)按第 23.335 条确定的 V_D 的 0.9 倍；
 - (ii)按第 23.251 条表明的最大速度的 0.9 倍。
- (b)最大结构巡航速度 V_{NO} 必须按下述要求制定：
 - (1)不小于第 23.335 条所允许的 V_C ；
 - (2)不大于下列小者：
 - (i)第 23.335 条确定的 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，或按第 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 和第 23.251 条表明的最大速度, 使得飞行中极不可能无意中超过 V_D/M_D 和第 23.251 条表明的最大速度。 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 之间的速度余量, 或 V_{MO}/M_{MO} 与第 23.251 条表明的最大速度之间的速度余量, 不得小于按第 23.335(b)确定的 V_C/M_C 和 V_D/M_D 之间的速度余量, 或按第 23.253 条进行试飞时认为是必需的余量。

第 23.1507 条 使用机动速度

必须制定最大使用机动速度 V_O 作为使用限制。 V_O 是选定的速度不大于按第 23.335(c) 的规定 V_{Sn} 确定。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1511 条 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)不小于第 23.345 条(b)允许的 V_F 的最小值; 和
- (2)不大于第 23.345 条(a)、(c)和(d)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他组合情况。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1513 条 最小操纵速度

必须将按第 23.149 条确定的最小操纵速度 V_{MC} 制定为使用限制。

第 23.1519 条 重量和重心

必须将按第 23.23 确定的重量和重心限制制定为使用限制。

第 23.1521 条 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。

(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 除最大重量不超过 2,722 公斤 (6,000 磅) 的活塞发动机飞机外, 所

有飞机必须制定外界大气温度限制(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第 23.1041 条至第 23.1047 条有关冷却规定时的最高外界大气温度。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1522 条 辅助动力装置限制

如果安装了辅助动力装置,则必须在飞机的运行限制中规定为辅助动力装置确定的限制。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1523 条 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纵简易性;

(c)按第 23.1525 条所核准的运行类型。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订]

第 23.1524 条 最大客座量布置

必须制定最大客座量的布置。

第 23.1525 条 运行类型

飞机批准的运行类型(如: VFR、IFR、昼间或夜间)和限用或禁止的气象条件(如: 结冰)必须相应于其所装设备来制定。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1527 条 最大使用高度

(a)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。

(b)对于增压飞机,必须制定不超过 7,600 米(25,000 英尺)的最大使用高度限制,除非表明符合第 23.775 条(e)的要求。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1529 条 持续适航文件

申请人必须根据本部附录 G 编制局方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

第 23.1541 条 总则

(a)飞机必须装有下列标记和标牌:

- (1)第 23.1545 条至第 23.1567 条规定的标记和标牌;
- (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。

第 23.1543 条 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。
- (c)所有相关的仪表必须以相协调的单位校准。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1545 条 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} ,上限为第 23.1505 条(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_{S0} ,上限为第 23.1511 条所规定的襟翼展态速度 V_{FE} ;
 - (5)对最大重量不超过 2,722 公斤(6,000 磅)的活塞发动机多发飞机,已经用以演示符合第 23.69 条(b)要求的海平面最大重量时的爬升率速度,用径向兰线标记。
 - (6)对最大重量不超过 2,722 公斤(6,000 磅)活塞发动机多发飞机,按第 23.149 条(b)确定最小操纵速度 V_{MCA} 的最大值(一台发动机不工作),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)不适用于按第 23.1505 条(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。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1547 条 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。

第 23.1549 条 动力装置和辅助动力装置仪表

每个所需的动力装置和辅助动力装置仪表，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)每个动力装置、辅助动力装置或螺旋桨由于过度振动应力所限制的范围必须用红色弧线或红色线标示。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1551 条 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。

第 23.1553 条 燃油油量表

每一油量表按第 23.1337 条(b)(1)规定在校准的零读数处标示红色径向线。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1555 条 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，则必须对第 23.729 条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，并且必须按其使用方法标示。除应急操纵器件或附带应急功能的操纵器件以外，任何操纵器件不应用此颜色标示。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1557 条 其他标记和标牌

(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)对以活塞发动机为动力的飞机：

(A)“航空汽油”字样；

(B)最低燃油标号。

(ii)对以涡轮发动机为动力的飞机：

(A)“喷气燃油”字样；

(B)许用燃油牌号或参见飞行手册中许用燃油牌号。

(iii)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”字样及许用滑油牌号，或参见飞行手册中许用滑油牌号。

(3)冷却液口盖上或其近旁必须标有“冷却液”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)[删除]

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1559 条 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)该飞机必须按飞行手册操作；和

(2)所有标牌适用的飞机审定类别。

(b)对于按一种以上类别审定合格的飞机必须在驾驶员能清楚的标牌上声明其他限制见飞行手册。

(c)必须有驾驶员能看清楚的一个标牌，规定按第 23.1525 条飞机运行或禁止飞机运行的运行类型。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1561 条 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。

第 23.1563 条 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)使用机动速度 V_O ；
 - (b)最大起落架收放速度 V_{LO} 。
 - (c)对涡轮发动机飞机和最大重量超过 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机多发飞机，按第 23.149 条(b)确定的最小可操纵速度 V_{MC} (一台发动机不工作)的最大值。
- [2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1567 条 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，必须有下列标牌：

(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看清楚的附加标牌，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。

(d)对批准尾旋的特技类和实用类飞机，必须有一个驾驶员清晰可见的标牌：

- (1)列出改出尾旋机动的操纵动作；和
- (2)说明必须在螺旋特性出现时，或者不超过六圈尾旋或不超过飞机已经合格审定的任何更多的圈数开始改出动作。

[2004 年×月×日第三次修订]

飞机飞行手册和批准的手册资料

第 23.1581 条 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)第 23.1583 条至第 23.1589 条要求的资料。
- (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。
- (3)符合相关运行规章的必需的其他资料。

(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第 23.1583 条至 23.1589 条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)的要求不适用于最大重量不超过 2,722 公斤(6,000 磅)的活塞发动机飞机：

(i)飞机飞行手册包含第 23.1583 条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他各部分；

(ii)第 23.1585 条至第 23.1589 条中规定的资料，必须按照本部的适用要求加以确定，并用局方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，或任何其他固定的装订夹内。

(c)飞行手册中所用的单位必须与相应的仪表和标牌上的标示所用的单位一样。

(d)除非另有规定，所有飞机飞行手册使用速度必须以指示空速表示。

(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。

(f)改版和修正 每个飞行手册必须有措施记录改版和正。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1583 条 使用限制

飞行手册必须包括按 23 部确定的使用限制，包括以下内容：

(a)空速限制 必须提供下列资料：

(1)按第 23.1545 条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_o 、 V_{LE} 和 V_{LO} 及其意义；

(3)此外，对于涡轮发动机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)第 23.1521 条要求的限制；

(2)对限制的解釋(当需要时)；

(3)按第 23.1549 条至第 23.1553 条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)对正常类、实用类和特技类涡轮发动机飞机和的正常类、实用类和特技类最大重量超过 2,722 公斤（6,000 磅）活塞发动机飞机，性能限制如下：

(i)申请人选定范围内的每一机场高度、环境温度下满足第 23.63 条(c)(1)爬升要求的最大起飞重量。

(ii)申请人选定范围内的每一机场高度、环境温度下满足第 23.63 条(c)(2)爬升要求的最大着陆重量。

(4)此外，对于通勤类飞机，对应申请人选定范围内的每一机场高度、外界温度的最大起飞重量，在此重量下：

(i)飞机符合第 23.63 条(d)(1)爬升要求；和

(ii)按第 23.55 条确定的加速—停止距离等于可用跑道长度加上任何停机道的长度(若利用)；并满足以下两者之一：

(iii)第 23.59 条(a)确定的起飞距离等于可用跑道长度；或

(iv)申请人选择时，第 23.59 条(a)确定的起飞距离等于可用跑道长度加上所有净空道的长度，并且第 23.59 条(b)确定的起飞滑跑距离等于可用跑道长度。

(5)对于通勤类飞机，对应申请人所选定范围内的每一机场高度下的最大着陆重量，在此重量下：

(i)在申请人选定的外界温度范围内飞机满足第 23.63 条(d)(2)爬升要求；和

(ii)第 23.75 条确定的标准温度下的着陆距离等于可用跑道长度。

(6)按第 23.343 条规定制定最大零机翼燃油重量(当有关时)。

(d)重心 已制定的重心限制。

(e) **机动** 下列本条规定的经核准的机动、相应的空速限制和未经核准的机动:

- (1) 正常类飞机 对于正常类飞机, 未经核准的特技机动包括尾旋。
- (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的经核准的机动清单以及推荐的进入速度和其他相关的限制, 其他未经核准的机动。
- (3) 特技类飞机 对于特技类飞机, 必须提供在型号飞行试验中表明的经核准的机动清单以及推荐的进入速度和其他相关的限制。
- (4) 批准尾旋的特技类和实用类飞机, 表明符合第 23.221 条(c)所制定的尾旋改出程序。
- (5) 通勤类飞机 对通勤类飞机, 机动限于包括正常飞行、失速(不包括尾冲失速)和坡度不超过 60 度的急转弯的任何机动飞行。

(f) **机动载荷系数** 必须提供正限制载荷系数, 单位为 g, 并且, 对特技类飞机还要提供负限制载荷系数。

(g) **最小飞行机组** 按第 23.1523 条确定的最小飞行机组的数量和职能。

(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) **最大使用高度** 按第 23.1527 条确定的最大高度。

(j) **最大客座布置** 必须提供最大客座量布置。

(k) **许用的横向燃油装载** 最大许用的横向燃油装载差, 如果其小于最大可能装载差。

(l) **行李舱和货舱装载** 对每一行李舱和货舱或区域以下资料适用:

- (1) 最大许用载重; 和
- (2) 最大装载密度。

(m) **系统** 飞机系统和设备使用的任何限制。

(n) **外界大气温度** 运行时最高和最低外界大气温度(适用时)。

(o) **吸烟** 飞机上有关吸烟的任何限制。

(p) **道面类型** 可能使用的道面类型的说明(见第 23.45 条(g)和第 23.1587 条(a)(4)、(c)(2)和(d)(4))

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1585 条 使用程序

(a) 对于每架飞机, 必须提供正常、不正常(如适用)和应急程序及其他与安全运行有关的资料, 还必须提供达到预定性能的资料, 包括:

- (1) 重要或不寻常的空中或地面操纵特性的解释;
- (2) 起飞和着陆的最大演示侧风风速, 和在侧风中运行的有关程序和资料;
- (3) 在颠簸气流中飞行的推荐速度, 该速度必须防止由于突风导致飞机结构损伤和失去控制(如: 失速)的事件发生。
- (4) 飞行中再启动任一涡轮发动机的程序, 包括高度的影响; 和
- (5) 按第 23.73 条和第 23.75 条进行正常进场和着陆, 以及过渡到中断着陆情况的程序、速度和构型。

(6) 对于水上飞机和水陆两栖飞机, 水上操纵程序和经演示的浪高。

(b) 对所有单发飞机, 除本条(a)外, 还必须按第 23.71 条提供在发动机失效后滑翔, 以及随后的强迫着陆的程序、速度和构型。

(c) 对所有多发飞机, 除本条(a)外, 还必须提供下述资料:

- (1) 一台发动机不工作进场和着陆的程序、速度和构型;
- (2) 一台发动机不工作中断着陆的程序、速度和构型, 能安全进行中断着陆的条件,

或不要试图进行中断着陆的警告；

(3)按第 23.149 条确定的 V_{SSE} ；和

(4)空中发动机再起动力程序，包括高度的影响。

(d)对正常类、实用类和特技类飞机，除本条(a)以及(b)或(c)两者之一外，还必须提供下述资料：

(1)按第 23.51 条(a)和(b)及第 23.53 条(a)和(b)进行正常起飞，随后按第 23.65 条和第 23.69 条(a)进行爬升的程序、速度和构型。

(2)由于发动机失效或其他原因放弃起飞的程序。

(e)对所有正常类、实用类和特技类多发飞机，除本条(a)、(c)和(d)外，还必须包括下列资料：

(1)发动机失效后继续起飞的程序和速度，继续安全起飞的条件，或不要试图继续起飞的警告。

(2)按 23.67 条起飞或按 23.69 条(b)巡航，发动机失效后继续爬升的程序、速度和构型。

(f)对所有通勤类飞机，除本条(a)和(c)外，还必须提供下述资料：

(1)正常起飞的程序、速度和构型。

(2)按第 23.55 条进行加速-停止的程序和速度。

(3)按第 23.59 条(a)(1)确定的发动机失效后继续起飞和沿着按第 23.57 条和第 23.61 条(a)确定的飞行航迹飞行的程序和速度

(g)对多发飞机，必须提供识别每个使用条件的资料，在这些使用条件下，第 23.953 条规定的燃油系统独立性是安全性所必需的，同时提供配置燃油系统表明在符合该条时所用的构型的指示。

(h)对于表明符合第 23.1353 条(g)(2)或(g)(3)的每架飞机，必须提供将电瓶从其充电电源断开的操作程序。

(i)必须提供所有燃油箱总可用燃油量和任一油泵失效对可用燃油量的影响。

(j)必须提供飞机系统和设备在正常使用情况和故障情况下的安全使用程序。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订，2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1587 条 性能资料

除非另有规定，必须提供第 23.45 条(b)要求的高度和温度范围内的性能资料。

(a)对于所有飞机，必须提供下列资料：

(1)在最大重量时按第 23.49 条襟翼和起落架收上状态确定的失速速度 $VS0$ 和 $VS1$ ，和直到 60 度坡度角对失速速度的影响；

(2)按第 23.69 条(a)确定的全发工作定常爬升率和爬升梯度；

(3)按第 23.75 条确定的每一机场高度和标准温度的着陆距离和其有效的道面类型；

(4)按第 23.45 条(g)确定的着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响；

(5)跑道坡度、50%逆风分量和 150 顺风分量对着陆距离的影响；

(b)对正常类、实用类和特技类最大重量不超过 2722 公斤（6000 磅）的活塞发动机飞机，除本条(a)外，还必须提供按第 23.77 条(a)确定的定常爬升/下降角。

(c)对正常类、实用类和特技类飞机，除本条(a)和(b)外，如果适用，还必须提供下列资料：

(1)按第 23.53 条确定的起飞距离和其有效的道面类型；

(2)按第 23.45 条(g)确定的着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响；

(3)跑道坡度、50%逆风分量和 150%顺风分量对着陆距离的影响；

(4)对涡轮发动机多发飞机和正常类、实用类和特技类最大重量超过 2722 公斤（6000 磅）的活塞发动机多发飞机，按第 23.66 条确定的一台发动机不工作的起飞爬升/下降梯度；

(5)对多发飞机,按第 23.69 条(b)确定的一台发动机不工作的航路爬升/下降率和梯度;
和

(6)对单发飞机,按第 23.71 条确定的滑翔性能。

(d)对通勤类飞机,除本条(a)外,还必须提供下列资料:

(1)按第 23.55 条确定的加速-停止距离;

(2)按第 23.59 条(a)确定的起飞距离;

(3)申请人选择时,按第 23.59 条(b)确定的起飞滑跑距离;

(4)按第 23.45 条(g)确定的,干燥、非平坦坚硬道面对加速-停止距离、起飞距离、起飞滑跑距离(如已确定)的影响;

(5)跑道坡度、50%逆风分量和 150%顺风分量对加速-停止距离、起飞距离、起飞滑跑距离(如已确定)的影响;和

(6)按第 23.61 条(b)确定的净起飞飞行航迹;

(7)按第 23.69 条(b)确定的一台发动机不工作的航路爬升/下降梯度;

(8)50%逆风分量和 150%顺风分量对净起飞飞行航迹、一台发动机不工作的航路爬升/下降梯度的影响;

(9)超重着陆性能资料(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)按如下要求:

(i)飞机符合第 23.63 条(d)(2)爬升要求的每一机场高度和周围大气温度时的最大重量;和

(ii)按第 23.75 条确定的每一机场高度和标准温度的着陆距离。

(10)按第 23.1323 条(b)和(c)确定的指示空速(IAS)和校准空速(CAS)的关系。

(11)按第 23.1325 条(e)要求的高度表系统校准资料。

[1990 年 7 月 18 日第一次修订, 1993 年 12 月 23 日第二次修订, 2004 年×月×日第三次修订]

第 23.1589 条 载重资料

必须提供下列载重资料:

(a)飞机在按第 23.25 条称重时,所装每项设备的重量和位置;

(b)对于按第 23.25 条确定的最大和最小重量之间每一可能的装载情况的合适的装载说明,以便使重心保持在第 23.23 条确定的限制内。

[2004 年×月×日第三次修订]

附件 A 简化设计载荷准则

第 A23.1 条 总则

(a)本附件的设计载荷准则是经批准并与第 23.321 至第 23.459 条等效的方法,适用于最大重量为 6000 磅或以下,并具有下列构型的飞机:

- (1)除涡轮动力装置以外的单发;
 - (2)主机翼比后置的、装在机身上的尾翼更靠近飞机重心;
 - (3)主机翼的 1/4 弦后掠角不大于 $\pm 15^\circ$;
 - (4)主机翼装有后缘操纵面(副翼或襟翼,或两者都有);
 - (5)主机翼展弦比不大于 7;
 - (6)平尾展弦比不大于 4;
 - (7)平尾体积系数不小于 0.34;
 - (8)垂尾展弦比不大于 2;
 - (9)垂尾平台面积不大于机翼平台面积的 10%;
 - (10)平尾和垂尾必须采用对称翼型。
- (b)对于具有下列任一构型的飞机可以不必采用附件 A 的准则:
- (1)升力面为鸭式、串列式机翼、近耦或无尾翼的布局;
 - (2)双翼或多翼布局;
 - (3)T 形尾翼、V 形尾翼或十字形尾翼;
 - (4)大后掠机翼平台(1/4 弦处后掠角大于 15°)、三角形平面形式或缝式升力面;或
 - (5)翼尖小翼或其他翼尖装置,或外侧垂直安定面。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 A23.3 条 专用符号

n_1 为飞机正限制载荷系数。

n_2 为飞机负载荷系数。

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。

第 A23.5 条 多于一种类别的合格审定

本附件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_1w ”值大于其他类别的“ n_1w ”。对于机翼和操纵面（包括襟翼和调整片）只需进行对“ n_1w ”最大值的检查，或在“ n_1w ”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，则必须完成按照附件 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。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，局方可以要求进行补充检查。

第 A23.7 条 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)必须采用本附件中的表 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)必须采用本附件中的图 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)下列载荷和受载荷情况是结构强度必须保证的最低限度：

(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，对于正向飞机情况，其值为飞机法向载荷（按本附件 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件 A3 得出的最小速度。另外， V_{Cmin} 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。

第 A23.9 条 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（与本附件图 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第 23.1505 条至第 23.1513 条和第 23.1519 条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件图 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，必须至少和本附件的表 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件图 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，只有在本附件中当 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他增升装置,飞机必须按本附表 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件 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% (对合格审定正常类和实用类), 或在另一边加载 60% (对合格审定特技类);

(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) $C_m = C_m + 0.01 \sigma_u$ (副翼上偏一侧) 机翼基本翼型;

(ii) $C_m = C_m - 0.01 \sigma_d$ (副翼下偏一侧) 机翼基本翼型;

其中: σ_u 是向上的副翼偏度, σ_d 是向下的副翼偏度;

(4) Δ 的临界值 (其值是 $\sigma_u + \sigma_d$ 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 在本附件 A23.7(e) 中有说明:

(ii)用下式计算 K :

$$K = \frac{(C_m - 0.01\sigma_b)V_D^2}{(C_m - 0.01\sigma_a)V_C^2}$$

其中: σ_a 是相应于(i)中 Δa 的副翼向下偏度, σ_b 是相应于(i)中 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 σ_u 和 σ_d 。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 σ_u 和 σ_d 。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, 可以检查第 23.369 条所规定的情况来代替本附图 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, 则在第 23.369 条的公式中采用的 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 个或大于 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。

第 A23.11 条 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第 23.397 条(b)表中规定的驾驶员最大限制作用力所产生的值。如果操纵面载荷收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)在本附件图 5 和图 6 中规定了平尾、垂尾、副翼、襟翼和配平调整片简化的操纵面限制载荷分布。

(i)无论弦向载荷如何分布，沿操纵面展向的载荷分布必须假定与整个弦长成正比，但突角补偿操纵面除外。

(ii)水平安定面和升降舵、垂直安定面和方向舵沿弦向的载荷分布必须与本附件图 7 的分布相同。

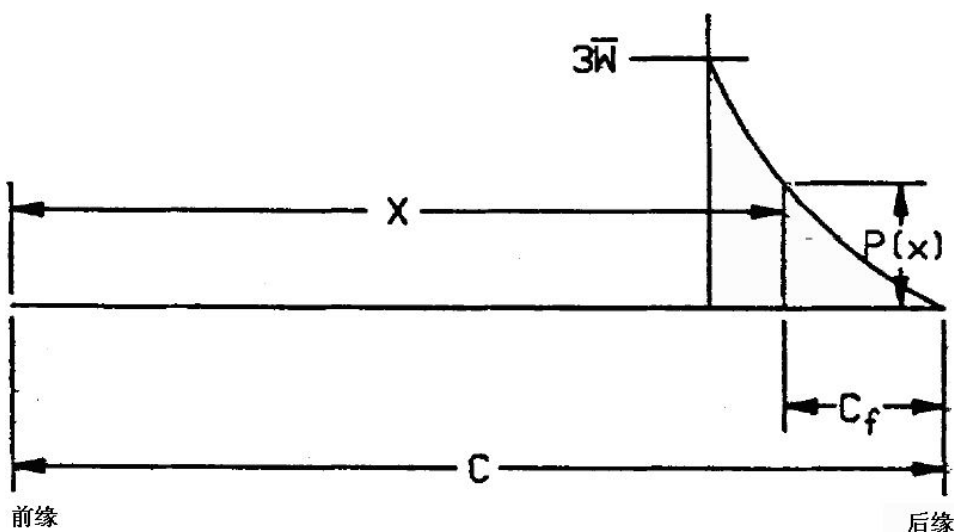
(iii)为确保足够的抗扭强度并考虑机动和突风，必须考虑相应于操纵面（水平安定面和升降舵，或垂直安定面和方向舵）前缘与平均弦长的一半之间每个压心位置的最严重的载荷。

(iv)为确保在较高的前缘载荷作用下仍有足够的强度，水平安定面和垂直安定面必须考虑最严重的载荷，10%弦长处以前的载荷增大 50%，后面的载荷适当减小，保持总载荷不变。

(v)升降舵和方向舵的最严重载荷必须按抛物线分布来考虑，在升降舵和方向舵前缘处分别为其操纵面（水平安定面和升降舵、或垂直安定面和方向舵）平均载荷分布的三倍，后缘处为零，并按下式计算：

$$P(x) = 3(\bar{w}) \frac{(c-x)^2}{cf^2}$$

分别为升降舵和方向舵的前缘



其中：

$P(x)$ 为沿弦向 x 处的局部压力

c 为尾翼弦长

c_f 分别为升降舵和方向舵的弦长

w 为操纵面平均载荷分布，按图 A5 的规定

(vi) 副翼、襟翼和配平调整片的弦向载荷分布按本附表 2 的规定。

(2)如果对特技类飞机进行合格审定，则必须对平尾的非对称载荷情况进行研究， w 的 100%作用在飞机中心线的一侧，50%作用在飞机中心线的另一侧。

(d)外侧垂直安定面 外侧垂直安定面必须符合第 23.445 条的要求。

(e)特殊装置 特殊装置必须符合第 23.459 条的要求。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 A23.13 条 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，必须按本附件 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第 23.397 条(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踏板上，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第 23.397 条(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第 23.415 条的要求。

(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第 23.405 条的要求。

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	见图 A7
	(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 1%W 飞机 中心线另一侧为 65%W 对特技类见 A23.11(c)	
II 垂直尾翼	向左和向右	图 A5 曲线 (1)	同上
III 副翼	(a) 向上和向下	图 A6 曲线 (5)	
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、II、III 和 V 基于速度 V_{Cmin} 、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、II、III 和 V 所使用的系数必须为 $(V_{选择}/V_{Amin})^2$ 中的较大者。

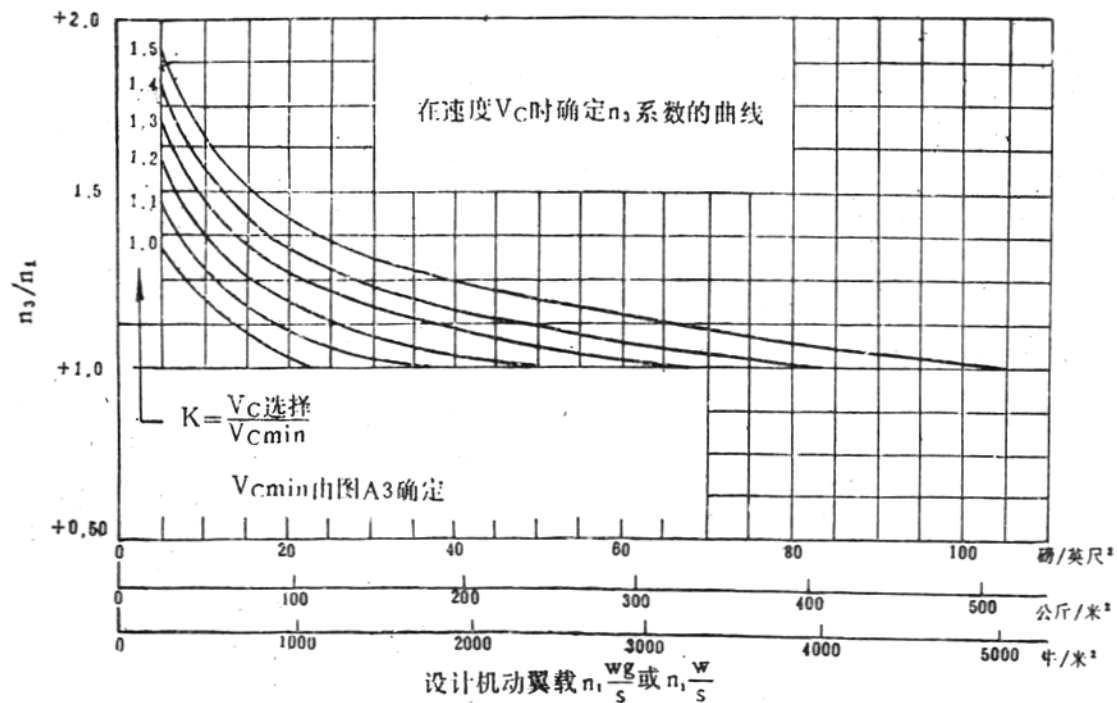


图 A1 在速度 V_C 时确定 n_3 系数的曲线图

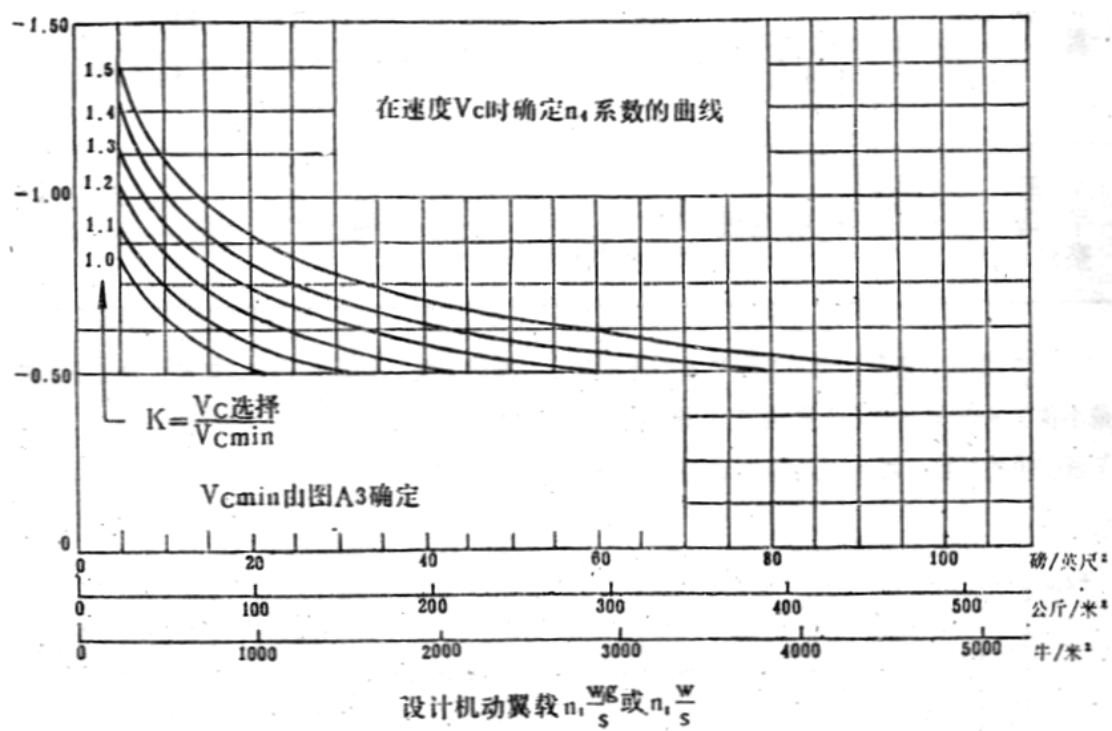


图 A2 在速度 V_c 时确定 n_4 系数的曲线图

速度单位：节

$$V_{D\min} = 3.47 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}, \text{ 但不必超过 } 1.4 \sqrt{\frac{n_1}{3.8}} V_{C\min};$$

$$V_{C\min} = 2.46 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}, \text{ 但不必超过 } 0.9V_H;$$

$$V_{A\min} = 2.17 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}, \text{ 但不必超过设计中采用的 } V_C;$$

$$V_{F\min} = 1.59 \sqrt{n_1 \frac{wg}{S}}。$$

公制：

$$V_{D\min} = 10.86 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{ 但不必超过 } 1.4 \sqrt{\frac{n_1}{3.8}} V_{C\min};$$

$$V_{C\min} = 7.69 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{ 但不必超过 } 0.9V_H;$$

$$V_{A\min} = 6.79 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{ 但不必超过设计中采用的 } V_C;$$

$$V_{F\min} = 4.98 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}。$$

英制：

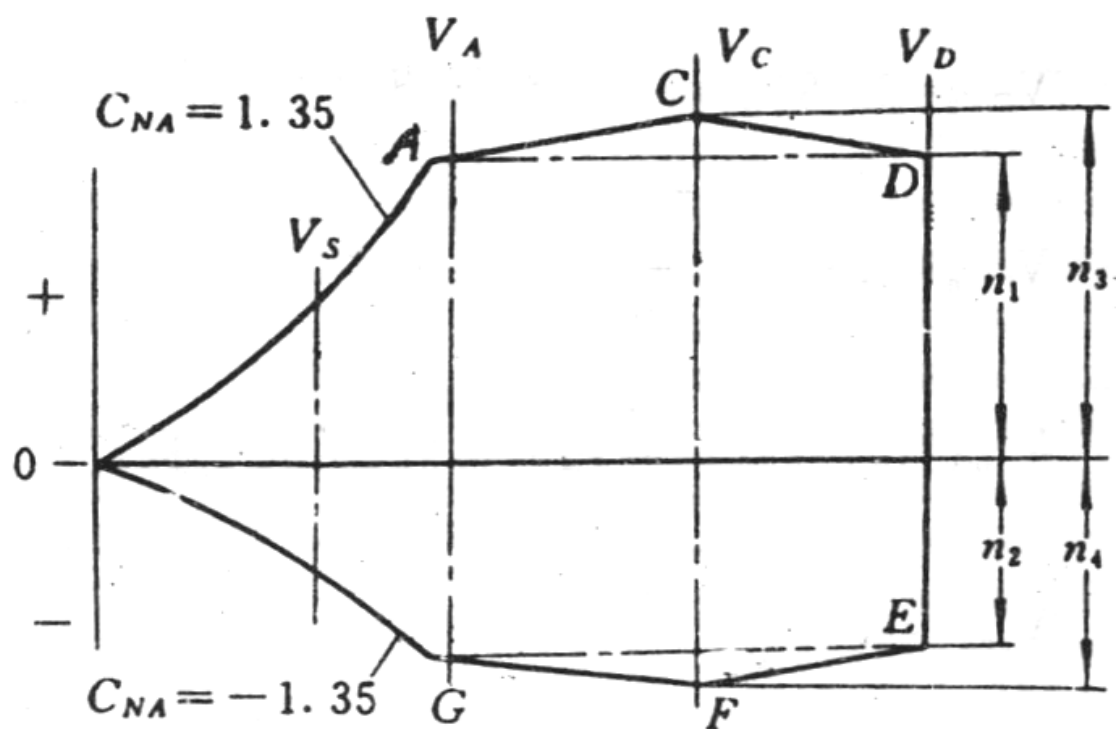
$$V_{D\min} = 24.0 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{ 但不必超过 } 1.4 \sqrt{\frac{n_1}{3.8}} V_{C\min};$$

$$V_{C\min} = 17.0 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{ 但不必超过 } 0.9V_H;$$

$$V_{A\min} = 15.0 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}, \text{ 但不必超过设计中采用的 } V_C;$$

$$V_{F\min} = 11.0 \sqrt{n_1 \frac{w}{S}}。$$

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 若检查了第 23.369 条规定的补充情况，就不需要检查情况“G”。

图 A4 飞行包线图

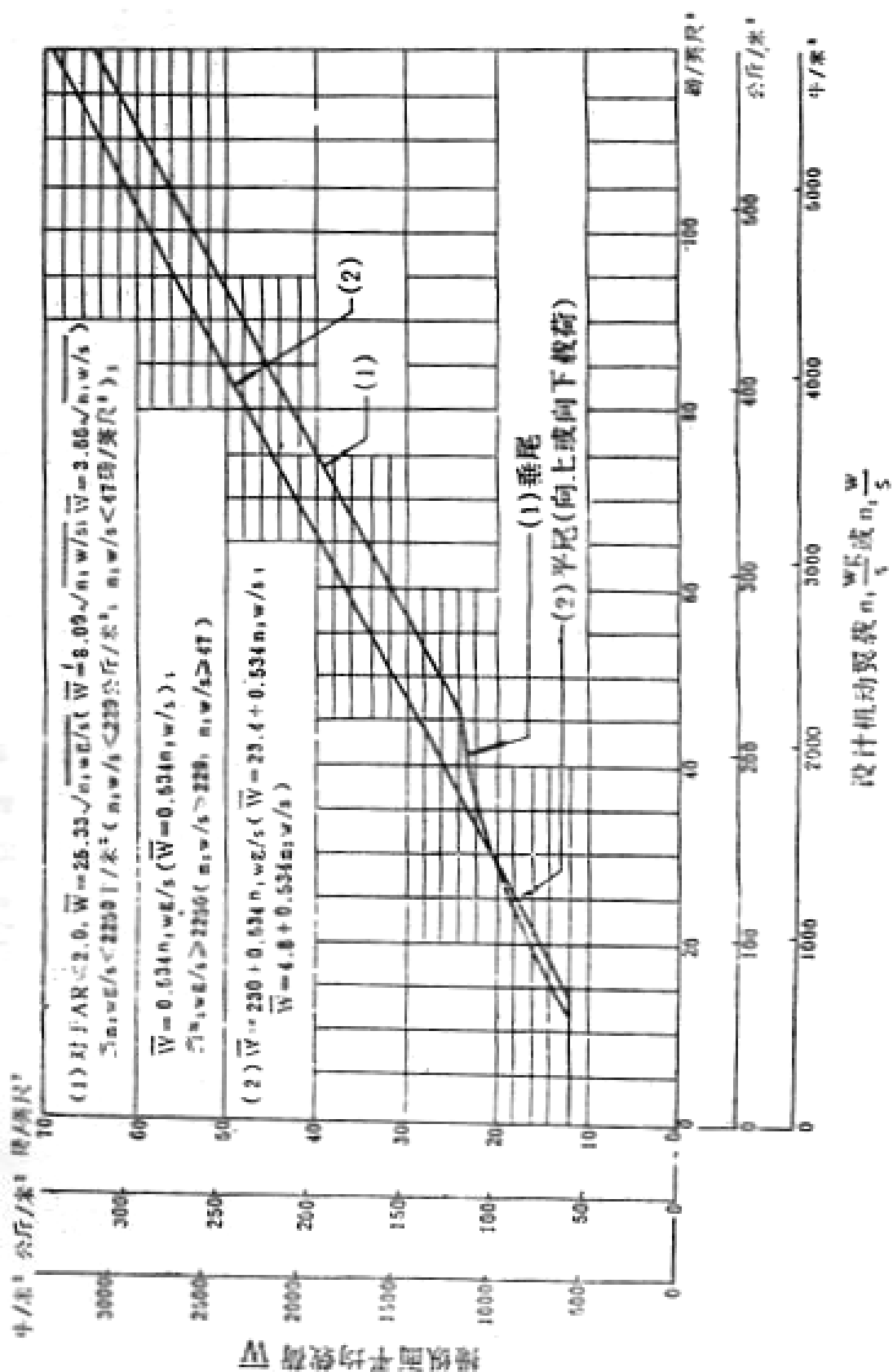


图 A5 操纵面平均限制载荷

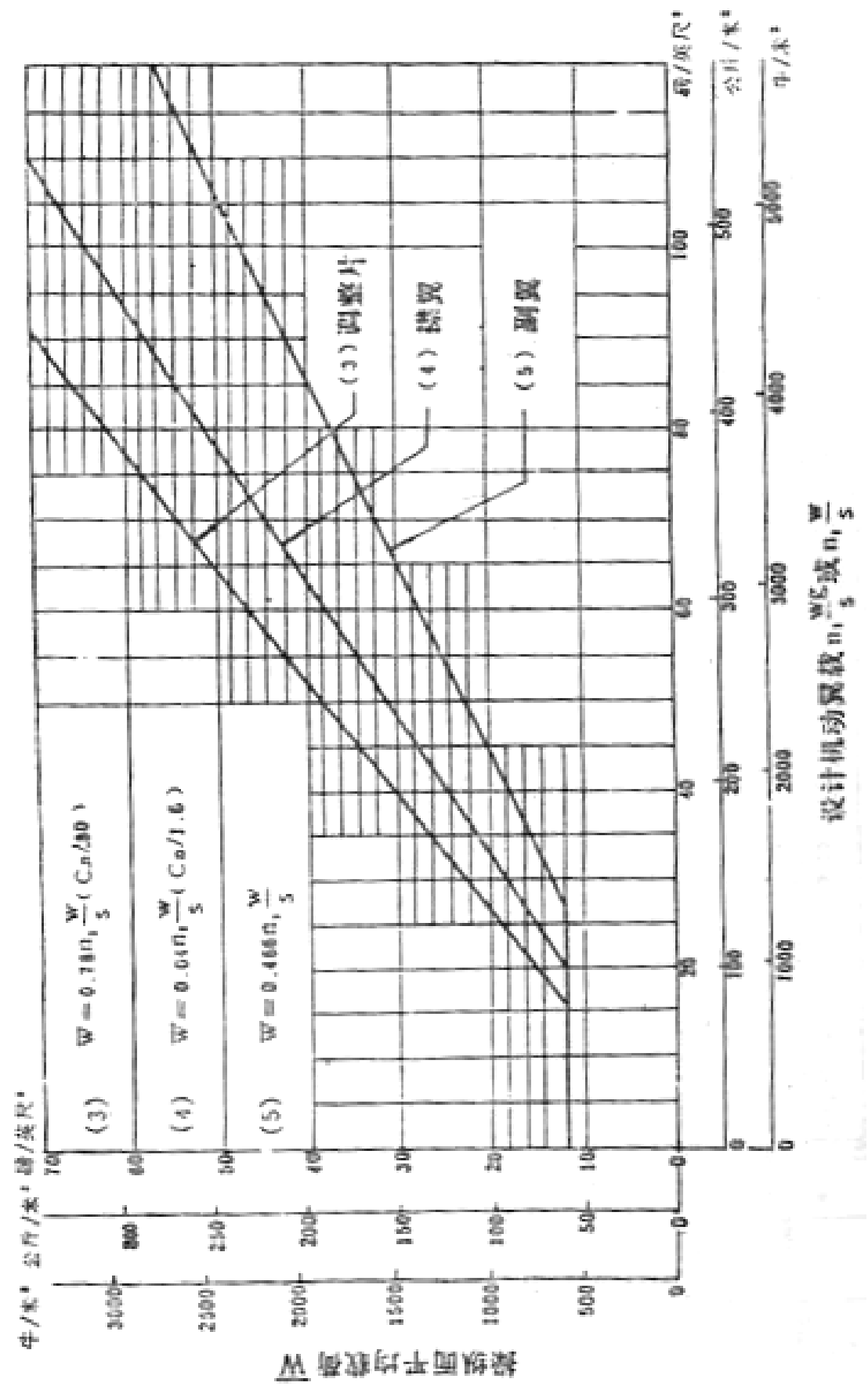


图 A6 操纵面平均限制载荷

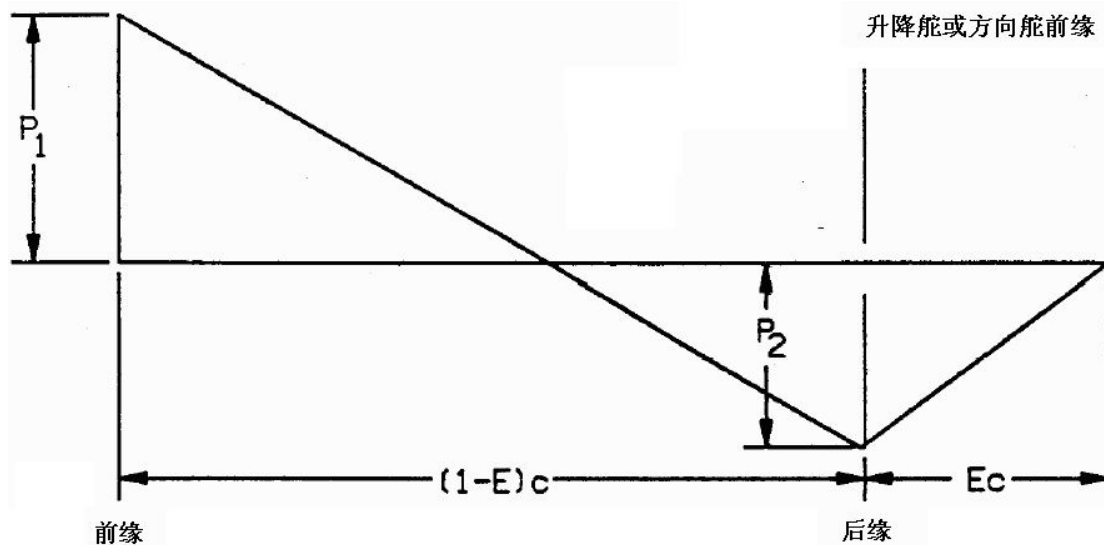


图 A7 水平安定面和升降舵或垂直安定面和方向舵的弦向载荷分布

$$P_1 = 2(\bar{w}) \frac{(2 - E - 3d')}{(1 - E)}$$

$$P_2 = 2(\bar{w})(3d' + E - 1)$$

其中：

\bar{w} 为操纵面平均载荷分布（按图 A5 的规定）

E 为升降舵（或方向舵）弦长与水平安定面和升降舵（或垂直安定面和方向舵）总弦长之比

d' 为复合的水平安定面和升降舵（或垂直安定面和方向舵）单位展向长度上压心距离（距离的测量始于平尾（或垂尾）前缘）与局部弦长之比。规定压心在前缘之后为正。

c 为局部弦长

注： \bar{w} 、 P_1 和 P_2 的正方向相同。

[2004 年×月×日第三次修订]

附件 B

[备用]

[1993 年 12 月 23 日第二次修订]

附件 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
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)

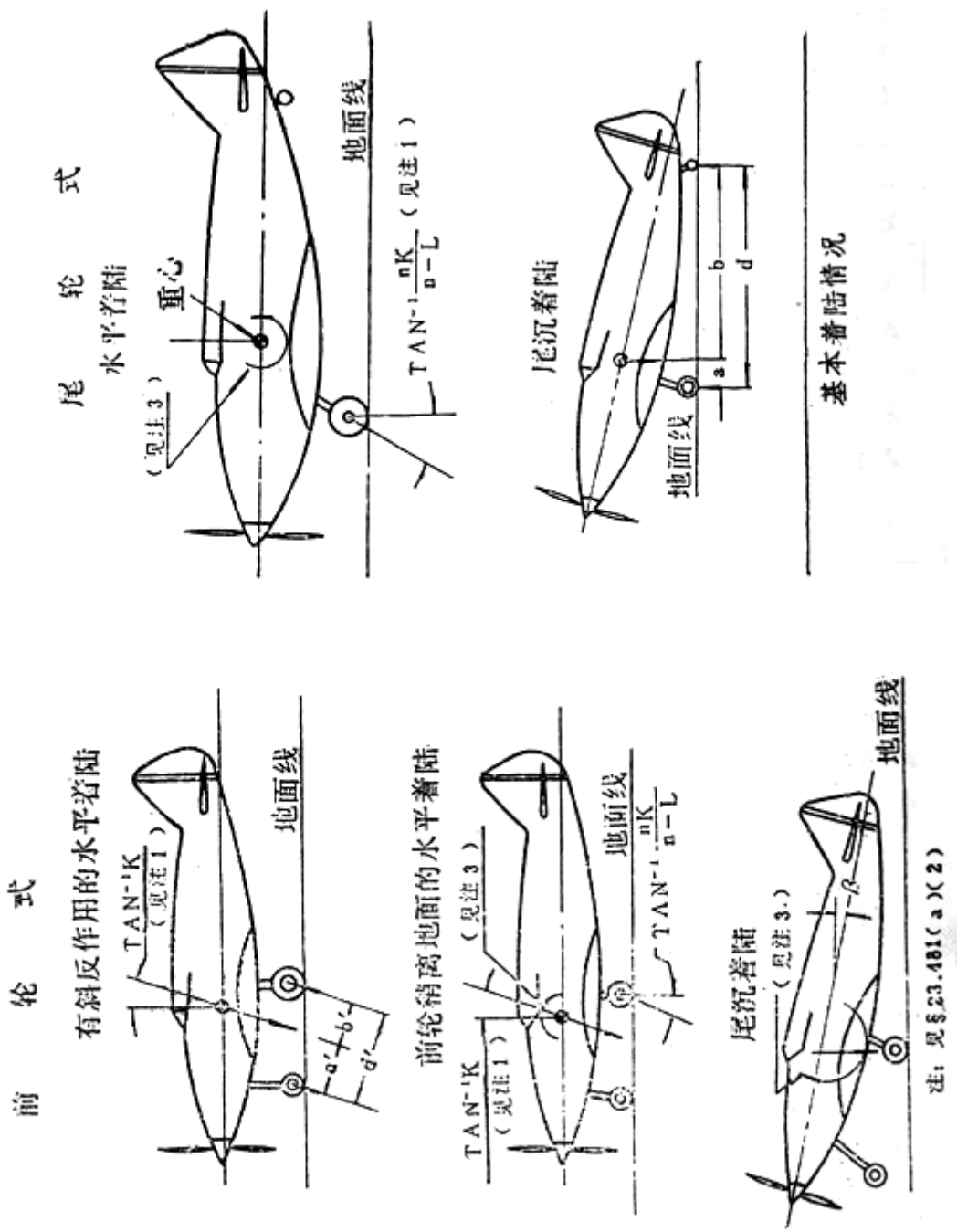
注(1) K 可以确定如下：W 等于或小于 1,361 公斤（3,000 磅）时 $K=0.25$ ；W 等于或大于 2,722 公斤（6,000 磅）时， $K=0.33$ 。在上述重量之间时，K 为线性变化。

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 的定义见第 23.725 条(b)。

注(5) n 为飞机重心处的限制惯性载荷系数，取自第 23.473 条(d)、(f)和(g)。



附件 D 机轮起旋和回弹载荷

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 NACATN8863。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。

$$F_{H_{\max}} = \frac{1}{r_e} \sqrt{\frac{2I_w(V_H - V_C)nF_{V_{\max}}}{T_s}}$$

式中：

$F_{H_{\max}}$ 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_jWeg

（ n_jWe ）静载荷作用下的滚转半径），米（英尺）；

I_w 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 为预先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）；

$F_{V_{\max}}$ 为机轮上的最大垂直力，其值等于 n_jWeg （ n_jWe ），牛顿（公斤；磅）；其中 We 和 n_j 在第 23.725 条中规定；

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 $F_{H_{\max}}$ 值超过 $0.8F_{V_{\max}}$ ，则 $F_{H_{\max}}$ 必须采用 $0.8F_{V_{\max}}$ 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_e 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。

(c)机轮开始加速时，起落架及其周围结构的动态回弹可能会产生显著的向前作用的动态载荷，必须在水平着陆情况下确定其影响，并假定用本附件中的方法计算的机轮起旋载荷是反向的。对于机轮质量较大或着陆速度较高的起落架，动态回弹有可能成为临界载荷情况。

[2004 年×月×日第三次修订]

附件 E

[删除]

[2004 年×月×日第三次修订]

附件 F 试验方法

表明符合第 23.853、第 23.855 和第 23.1359 条的自熄材料可接受的试验方法

(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** 除了制造电线和电缆的绝缘层以及小零件的材料外, 其他材料都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。试件的厚度不得大于须鉴定的飞机所使用的最小厚度。但下列情况例外: (1)厚的泡沫件, 例如座椅垫, 其试样厚度必须为 12.7 毫米 (1/2 英寸)。(2)为符合第 23.853(d)(3)(v)对小部件中的材料进行试验时, 材料试样厚度不得超过 3.2 毫米 (1/8 英寸)。(3)为符合第 23.1359(c)对电线和电缆绝缘层作试验时, 电线和电缆试样规格必须与飞机所用的相同。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情况。当进行本附件(d)和(e)规定的试验时, 试样必须按下列规定夹在金属夹具内: (1)在进行本附件(d)的规定的垂直试验时, 应使试样的两条长边和上边夹紧; (2)在进行本附件(e)规定的水平试验时, 应使两条长边和离火焰远的一边夹紧; (3)试样的暴露面积必须至少宽 50.8 毫米 (2 英寸), 长 305 毫米 (12 英寸), 除非飞机上的实际使用的尺寸比上述尺寸更小; (4)试样着焰的边缘不得有涂饰或保护, 但必须代表装机材料或零件的真实横截面。进行本附件(f)规定的试验时, 试样的四边都必须夹紧在金属框架内, 其暴露面积至少为 203 毫米 \times 203 毫米 (8 英寸 \times 8 英寸)。

(c)**设备** 除本附件(g)中所规定者外, 试验必须在没有抽风现象的试验箱内进行, 所有试验应按局方规定的试验方法或经批准的其他等效方法进行。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 1/2 英寸)。用经核准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C (1550°F)。试样下端必须高出灯的顶部 19.1 毫米 (3/4 英寸)。火焰必须施加在试样下端中心线上。对于第 23.853 条(d)(3)(i)和第 23.853 条(f)中涉及的材料, 火焰必须施加 60 秒后移开。对于第 23.853 条(d)(3) (i i) 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。根据本附件(h)确定的烧焦长度的测量必须精确到 2.5 毫米 (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 (3/8 英寸)。火焰高度调到约 38.1 毫米 (1 1/2 英寸)。用经校准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C (1550°F)。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顶端 19.1 毫米 (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, 而且燃锋到达这个计时区之前先烧掉 38.1 毫米 (1 1/2 英寸), 并且必须记录平均燃烧率。

(f)**45 度试验** 最少必须试验 3 个试样, 并取试验结果的平均值, 试样必须以与水平面成 45 度角的方式支撑。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 毫米 (1 1/2 英寸)。用经校准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C (1550°F), 必须采取适当的措施以

避免发生抽风现象。火焰的 1/3 必须在试样中心处接触材料，并且必须施加 30 秒后移开。必须记录焰燃时间、阴燃时间和火焰是否烧穿试样。

(g)60 度试验 导线（每种品种和规格）必须至少试验 3 个试样。电线或电缆（包括绝缘层）的试样必须以与水平面成 60 度角的方式被安装在本附件(c)规定的试验箱内，试验时箱门打开；或放在高约 610 毫米（2 英尺）长、宽各约 305 毫米（1 英尺）的柜内，其顶部和一个垂直面（正面）是打开的，使得有足够的空气流入以求燃烧完全，但是不能有抽风现象。试样必须与柜的正面平行，相隔约 152 毫米（6 英寸）。试样下端必须刚性地夹紧。上端绕过一滑轮或圆棒，并连接适当的重物，使试样在整个易燃性试验过程中保持张紧。试样从下端夹子到上端滑轮或棒的距离必须是 610 毫米（24 英寸），而且在距下端 203 毫米（8 英寸）处必须做上标记，表明施加火焰的中心点。本生灯或特利尔灯的火焰必须施加在试验标记处 30 秒。灯必须装在试样标记的下方，与试样正交，与通过试样的垂直平面成 30 度角。灯口的名义内径必须为 9.5 毫米（3/8 英寸），火焰高度调至 76.2 毫米（3 英寸），其内锥约为火焰高度的 1/3。用经核准的热电偶高温计测得的火焰最热部分的最低温度不得低于 954 °C（1750°F）。灯的放置必须使火焰的最热部分施加到导线的试验标记上。必须记录焰燃时间、烧焦长度和滴落物（如果有）的焰燃时间。根据本附件(h)确定的烧焦长度必须测量到 2.5 毫米（1/10 英寸）。导线试样的断裂不认为是失败。

(h)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。

[2004 年×月×日第三次修订]

附件 G 持续适航文件

G23.1 总则

(a)本附件规定第 23.1529 条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)申请人必须向局方提交一份文件，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故资料。

(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)其他通用程序说明，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，该条款应单独编排并与文件的其他部分明显地区分开来。该条款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。必须在该条款显著位置清晰说明：“本适航限制条款业经局方批准，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，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外。”

[1993 年 12 月 23 日第二次修订]

附件 H 自动功率储备系统的安装

第 H23.1 条 总则

(a)本附件规定 APR 发动机功率控制系统安装要求,起飞过程中,任何发动机失效后,该系统可以自动增加工作发动机的功率或推力。

(b)APR 系统及相关系统正常工作时,必须满足所有适用的要求(本附件规定的除外),不需要机组采取任何措施增加功率或推力。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 H23.2 条 定义

(a)**自动功率储备系统** 指的是仅在起飞时使用的用以达到预定功率增加以及向驾驶舱提供系统工作信息整个自动系统,包括感受发动机失效、传输信号、作动工作发动机的燃油控制或功率杆的所有的机械和电气装置(含能源)。

(b)**选定的起飞功率** 选定的起飞功率指的是在每一批准起飞使用的初始功率设定处所获得的功率。

(c)**临界时间间隔** 如图 H1 中所示,临界时间间隔指的是 V_1 减去 1 秒与发动机和 APR 失效飞行航迹与最低性能全发飞行航迹交叉点之间的时间间隔。发动机和 APR 失效飞行航迹与一发不工作飞行航迹在起飞表面 122 米(400 英尺)以上交叉。发动机和 APR 失效飞行航迹基于飞机性能,并且在起飞表面 122 米(400 英尺)以上至少有 0.5% 的正梯度。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 H23.3 条 可靠性及性能要求

(a)必须表明,在临界时间间隔内,增大或不影响任何一台发动机功率的 APR 失效不会对飞机造成危害,或必须表明该失效是不可能的。

(b)必须表明,在临界时间间隔内,APR 系统的任何失效模式不会导致任一台发动机功率降低,或必须表明这类失效是极不可能的。

(c)必须表明,在临界时间间隔内,不会产生 APR 系统和发动机的组合失效,或必须表明这类失效是极不可能的。

(d)在起飞过程中最临界点发生发动机失效而 APR 正常工作情况下,必须满足所有的适用性能要求。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 H23.4 条 功率设定

在起飞滑跑开始时,选定的每台发动机的功率设定值不得低于:

(a)在当时条件下, V_1 时获得飞机批准的最大起飞功率的 90% 所需的功率;

(b)使所有依赖于发动机功率或功率杆位置且与安全相关的系统和设备的正常工作所需的功率值;

(c)当功率值从选定的起飞功率水平增加到最大批准起飞功率时,表明无发动机危害响应特性的值。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 H23.5 条 动力装置控制—总则

(a)除第 23.1141 条的要求以外，任何 APR 的单一失效或故障（或可能的组合），包括与 APR 相关的系统，不得引起安全所必需的任何动力装置功能的失效。

(b)APR 必须设计成：

(1)提供一措施，能在起飞前向机组证明 APR 处于执行其预期功能的使用状态；

(2)在起飞过程中，当任何一台发动机失效时，能够自动增加工作发动机的功率到最大可达到的起飞功率，并且不超过发动机使用限制；

(3)发动机失效后，防止通过功率杆的人工调节解除 APR；

(4)向机组提供解除自动功能的装置，该装置必须设计成防止被无意解除；

(5)除第 H23.5 条(c)段所述外，允许如第 23.1141 条(c)所述，使用正常人工控制减小或增加功率直到当时情况下批准的飞机最大起飞功率；

(c)对安装有自动防止发动机超过使用限制的抑制器的飞机而言，当 APR 失效时，可以使用其他装置增加功率杆所控制的最大功率水平。该装置必须位于在功率杆上或前方，容易识别并且在所有工作状态下，易于由任一驾驶员用通常操纵功率杆的手通过单一动作操纵，必须满足第 23.777 条(a)、(b)和(c)的要求。

[2004 年×月×日第三次修订]

第 H23.6 条 动力装置仪表

除第 23.1305 条的要求外，还必须满足下列要求：

(a)必须提供指示 APR 处于待命或备用状态的装置；

(b)如果飞机固有的飞行特性不能提供发动机失效的警告，则必须备有一独立于 APR 的警告系统，以便在起飞过程中任何发动机失效后，向驾驶员发出清晰警告；

(c)发动机在 V_1 或以上速度失效后，必须具有一装置，使机组易于迅速确定 APR 已经正常工作。

[2004 年×月×日第三次修订]

附件 I 水上飞机载荷

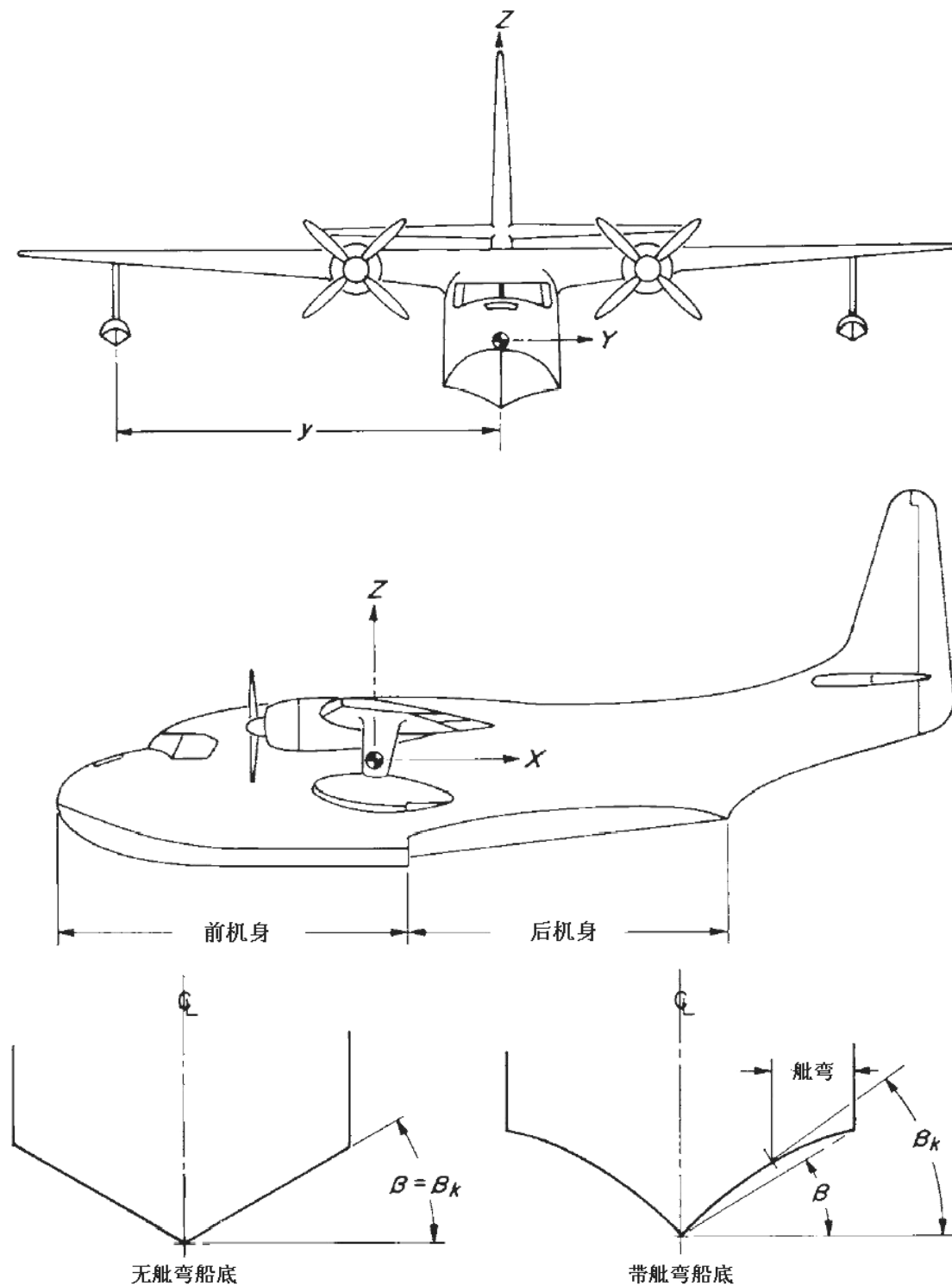


图 1 水上飞机的角度、尺寸和方向的图解定义

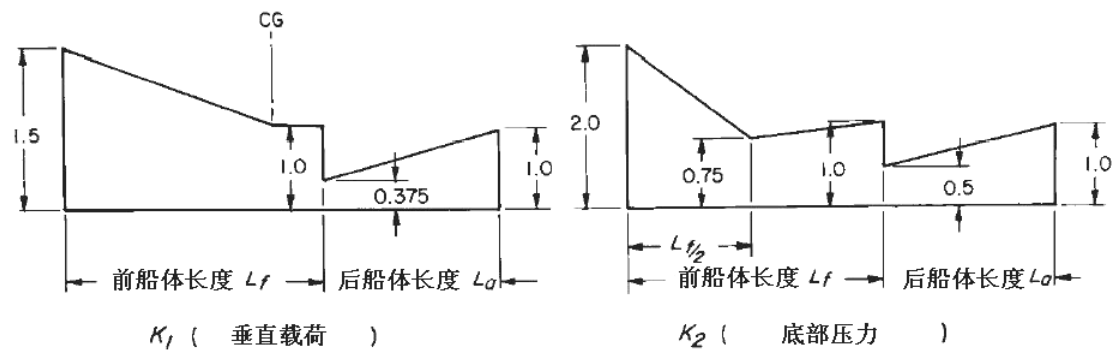


图 2 船体各站位加权系数

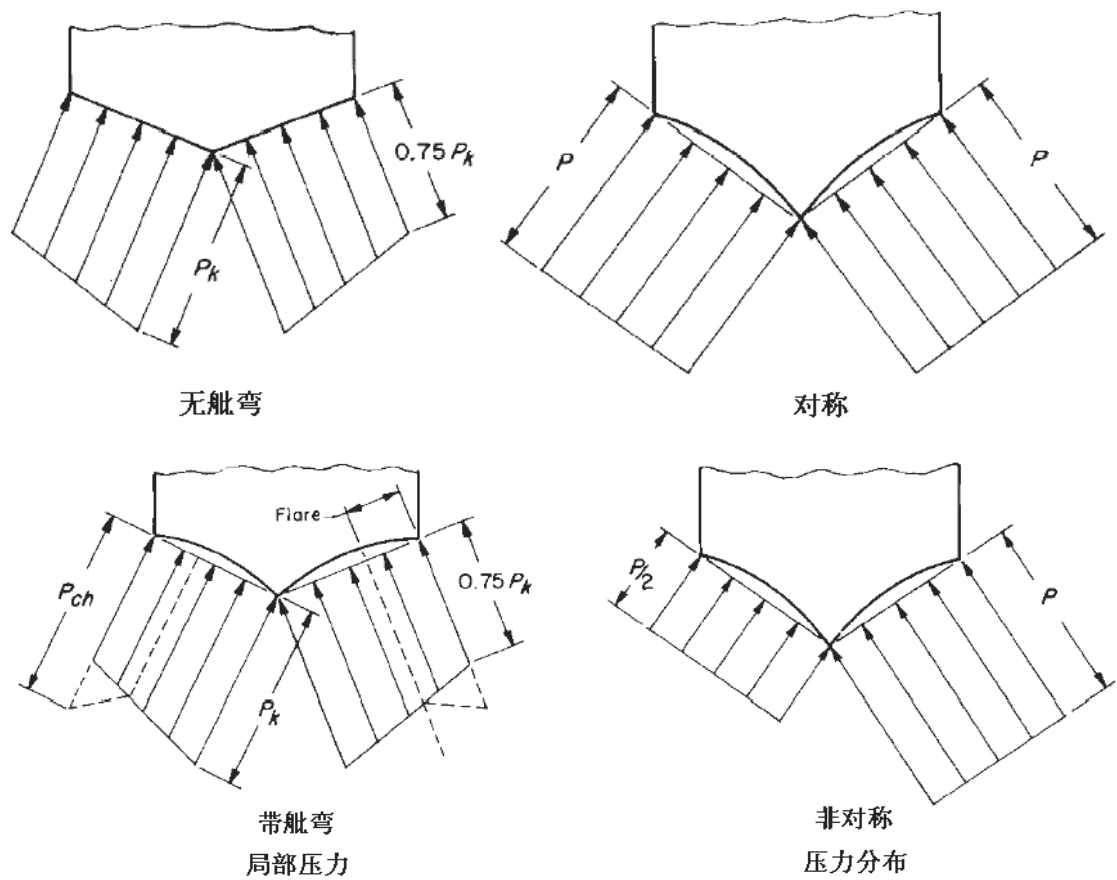


图 3 横向压力分布图

[2004 年×月×日第三次修订]

关于修订《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》的说明

一、修订背景

中国民用航空规章《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》(CCAR-23)规定了小型飞机的适航标准。该规章第二次修正案自一九九三年十二月二十三日发布施行以来,距今已有近十年时间。期间,国际上各种正常类、实用类、特技类和通勤类飞机的设计和制造技术又有了新的进展,同时在安全性研究方面也有了新的进展。为适应这种变化,适航标准也应有新的发展。

本规章的编制参照了美国联邦航空条例第 23 部 (FAR 23),本次修订前相当于 FAR 23 至 23-42 修正案。从一九九三年底至今,美国联邦航空局又发布了第 43 至第 55 共 13 个修正案。这些修正案除对 FAR 23 文字、拼写错误等修订外,对其实质内容也有修订,包括增加对涡轮发动机飞机的进气道吸水、吸冰雹和吸鸟的要求,增加对通勤类飞机金属件的损伤容限和疲劳评定要求等。这些修订对提高小型飞机的固有安全性水平具有积极意义。

为保持我国适航标准与各国适航标准在安全性水平上总体一致,促进我国民用航空事业的发展,加强国际交往,中国民用航空总局从 2002 年开始进行 CCAR-23 第三次修订草案的起草工作。考虑到原规章是以美国联邦航空条例 FAR 23 为蓝本,为保持规章的继承性和连续性,本次修订主要参考 FAR 的第 23-43 至 23-55 修正案。

二、修订技术说明

(一)本次修订参照了 FAR 23 修正案,文字尽量与修订前的规章保持一致。修正案中文字有改动而意义无变动的在本次修订中不作修改。修订后的《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》,对修正案未涉及的内容,只作少量文字调整,对其他虽不妥贴但含义正确的文字,原则上不作修改。

(二)由于本规章文字篇幅十分浩繁,为便于跟踪记录修订情况,便于查阅不同时期小型飞机型号合格审定的审定基础,对本次修订过的条款,在其后标明“[2004 年×月×日第三次修订]”。

(三)在本次修订中,少量修订条款改为备用或被删除后影响条款排列顺序,为了保持原有顺序及序号,用方括号将原有序号及“备用”括出,表示为无效文字。

(四)此次修订中的公式及单位采用公制和英制两种计量制度,英制用圆括号“()”在公制后标出,便于实际使用中相互参照。缩略语的定义及表示方法与修订前的规章相同。

三、修订内容说明

(一) 规章名称修订

本次修订将规章名称由《正常类、实用类、特技类和通勤类适航标准》修改为《正常类、实用类、特技类和通勤类适航规定》。

(二) 规章格式修订

本次修订将 A 分部、B 分部、C 分部、D 分部、E 分部、F 分部、G 分部修改为 A 章、B 章、C 章、D 章、E 章、F 章、G 章;修订前的各条序号“§……”修改为“第……条”,

如“§ 23.1”修改为“第 23.1 条”，以尽可能与我国现行规章中章、条编辑格式一致；修订前的“附件”修改为“附件”、“本部”修改为“本规章”。

(三) 条款内容修订

本次修订的内容共涉及 147 条、278 款，其中新增 38 条、84 款，删除 6 条、30 款，修订 103 条、164 款。本说明除重点介绍某些条款的修订背景外，对一些编排组合比较复杂的内容，根据系统特性或功能进行综合说明；对于一些含义简单明了的条款，不作解释。

第 23.3 条 飞机类别

本条是修订条款。本条(b)(2)对实用类飞机转弯特技机动增加坡度不大于 90 度的限制。本条(d)取消对通勤类飞机的急上升转弯和缓八字机动的批准，因为通勤类飞机预期将不会有这样的飞行。本条(e)修订后不允许通勤类飞机同时再申请其他类别。从以往一些同时以正常类和通勤类进行审查的飞机的经验来看，因类别不同而采用相应的性能限制会给飞行员和营运人造成混乱。

第 23.23 条 载重分布限制

本条是修订条款。本次修订为措辞修订，无实质性更改。

第 23.25 条 重量限制

本条是修订条款。本条(a)中删除通勤类飞机零燃油重量的要求和助推火箭发动机的要求。助推火箭发动机为非常少有且过时的设计，没有必要在规章中专门进行规定，如果以后有这样的申请，局方可使用专用条件进行要求。本次修订还对措辞进行了更改。

第 23.33 条 螺旋桨转速和桨距限制

本条是修订条款。本修订重点在于区别涡轮发动机飞机和活塞发动机飞机。原条款没有考虑到涡轮发动机/螺旋桨的组合，不适用于涡轮发动机飞机。通常，涡轮发动机飞机的发动机/螺旋桨有两个调速器：一个控制螺旋桨的转速，另一个控制涡轮发动机超速。如果螺旋桨调速器不工作，发动机调速器将进行转速限制，通常是 106% 到 108%。因此，原条款中(d)(2)条 103% 的要求就不适当了，修订后取消了这一限制，改为批准的最大超转速度。

此外，将 V_y 改为“第 23.65 条规定的全发工作爬升速度”，以和其他性能部分的更改一致。

第 23.45 条 总则

本条是修订条款。修订后的条款要求对最大重量大于 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机和所有涡轮发动机飞机考虑重量、高度和温度（WAT）对性能的影响。这一方面是为了与 JAA 的规章协调，另一方面也是基于对以往相关事故的统计分析。1991 年 FAA 研究了按 23 部审定的重量大于 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机动力的多发飞机的事故记录，统计显示：

(a)被研究时间段内有超过 100 起事故和 200 人死亡是由于发动机失效引起。

(b)其中 47 起事故是由于发动机失效后飞行员不能保持飞行速度和/或航向控制。

(c)研究发现，发动机的可靠性是一个重要因素。（如：相似或相同气动外形的飞机，装不同发动机，事故记录就有显著差异。）

在评估的事故统计数据并确定事故飞机的性能方面的能力后，FAA 得出如下结论：

(a)如果依靠余下工作着的发动机，飞机仍有足够的性能，则发动机的可靠性将不是主要关注的因素。

(b)如果飞机有足够的爬升性能，能够飞出在低速时发动机失效的状态，则因不能保持飞行速度而失去对飞机的控制将不是主要问题。

根据这些统计数据 and FAA 研究结论，FAA 确定 WAT 限制对将被出租进行旅客运输的多发飞机的安全运行是必要的。运行规章（135 部）已规定了一些性能限制。对活塞发动机飞机选择 2,722 公斤（6,000 磅）的重量限制的原因是此重量将包括大多数被关注的飞机。确定针对所有涡轮发动机飞机的原因是温度增加对涡轮发动机性能有不利影响。

第 23.49 条 失速速度

本条是修订条款。修订后允许失速速度大于 61 节的单发和多发飞机进行型号合格审定，条件是它们有额外的乘员保护措施来补偿应急着陆时因失速速度较大而增加的动能。此外，对措辞也进行了修订。

第 23.51 条 起飞速度

本条是修订条款。为与 JAR 协调，调整了本条和其他条中的部分内容并在标题上增加“速度”一词。删除有关水上飞机和水陆两用飞机测量要求的原(b)款，因为其只是说明一种可接受的符合性方法，没有必要对水上飞机起飞的开始点进行单独说明。删除有关驾驶员技巧和条件的原(c)款，因为其已在第 23.45 条(f)中规定。修订后本条对所有 23 部飞机均采用起飞抬前轮速度 (V_R) 来制定一个安全且标准化的程序，驾驶员可用其来获得 AFM 中的起飞性能。使用抬前轮速度也和 25 部一致。

第 23.53 条 起飞性能

本条是修订条款。本条标题是由原来的“起飞性能”改为，内容主要基于原第 23.51 条中总则性的起飞性能要求。原 23.53 条中的起飞速度要求被转移到第 23.51 条中。

第 23.55 条 加速停止距离

本条是修订条款。阐明了加速停止机动的三个阶段并作了编辑上的修订。

第 23.57 条 起飞航迹

本条是修订条款。阐明并规定了必须在飞行中确定的起飞航迹各段。本条(c)(1)新的要求为“起飞航迹空中部分的斜率在每一点上都必须不为负”，原规定是必须为正的，修订后允许水平加速。

第 23.59 条 起飞距离和起飞滑跑距离

本条是修订条款。对原条款进行了澄清，并无实质更改。

第 23.63 条 爬升：总则

本条是修订条款。本条将原 23.65 和 23.67 总则性爬升要求合并到一个条款，以便区分 WAT 限制的飞机和那些不受 WAT 限制的飞机。

第 23.65 条 爬升：全发工作

本条是修订条款。将原“爬升角”改为“爬升梯度”，并确定相应的爬升梯度要求。并对多发飞机提出最小爬升速度要求以获得高于 V_{MC} 的裕度。

第 23.66 条 起飞爬升：一发停车

本条是新增条款。要求确定所有 WAT 限制的活塞发动机飞机和涡轮动力飞机刚起飞后的一发不工作爬升能力。由于大多数的活塞发动机飞机不能自动顺桨，刚起飞后的状态可能是临界的。在这个状态下没有最小爬升性能要求，仅确定爬升或下降梯度。该内容在飞行手册中提供，使飞行员在起飞前作决定时有更多的信息。

第 23.67 条 爬升：一台发动机不工作

本条是修订条款。为与 JAR 协调，FAA 对本条内容进行了重新组织；对某些飞机要求 WAT 限制；对通勤类飞机在直到 400 英尺高度前爬升应保持机翼水平；对飞机构型要求有小的改动。

第 23.69 条 航路爬升/下降

本条是新增条款。要求在航线构形和所有运行的 WAT 条件下，确定全发爬升/下降率和梯度和一发不工作的爬升/下降率和梯度。该资料对航线飞行计划和签派是必需的。对爬升速度进行了规定以获得高于 V_{SI} 的裕度。

第 23.71 条 滑翔：单发飞机

本条是新增条款。要求确定单发飞机滑翔距离和速度。该资料对制定飞行计划是必要的，飞行员据以做出正确决定。

第 23.73 条 基准着陆进场速度

本条是新增条款。定义基准着陆进场速度，定义该速度简化了在规章其他部分的表述。

第 23.75 条 着陆

本条是修订条款。标题进行了修改，内容也进行了重新组织，这时 FAR 与 JAR 协调工作的结果。增加基准着陆速度，将刹车压力部分移到第 23.735 条。

第 23.77 条 中断着陆

本条是修订条款。本条修订增加新的 WAT 要求并作编辑修订。

第 23.141 条 总则

本条是修订条款。修订措词。

第 23.143 条 总则

本条是修订条款。本次修订在飞机阶段中增加了复飞阶段；增加了对驾驶盘的单手作用力要求；此外双手作用在驾驶盘轮缘上滚转操纵力也由 60 磅减少到 50 磅。这些主要是 JAA/FAA 协调的结果。

第 23.145 条 纵向操纵

本条是修订条款。本次修订了速度范围以适应于起飞、航线和着陆构形。

第 23.147 条 航向和横向操纵

本条是修订条款。本条(a)为小改，(b)款对多发飞机增加要求，在航线爬升阶段，一发失效、飞行员在 2 秒延迟采取措施后，飞机应保持最低标准的稳定性。本条(c)试验横向主操纵失效或断开的情况，要求飞机在整个运行包线内表现出适当的上反效应，在横向操纵断

开时能确保继续安全飞行和着陆。

第 23.149 条 最小操纵速度

本条是修订条款。本条(a)为编辑修改。(b)中删除(b)(4)的更小重量要求，因为重量范围已在第 23.21 条中包括。(c)款规定了所有 WAT 飞机着陆构型的 V_{MC} 要求，此要求对 WAT 飞机给出一个高于着陆构型 V_{MC} 的 V_{REF} 裕度很有必要。(f)是新增加的，由申请人选择，为通勤类飞机确定地面最小操纵速度的有关要求。

第 23.153 条 着陆操纵

本条是修订条款。本条将基准着陆速度改为 V_{REF} ，并对结构重新组织。

第 23.155 条 机动飞行中升降舵的操纵力

本条是修订条款。本条修订了功率和杆力曲线梯度的要求。将功率直接定为最大连续功率，而不再允许申请人选择功率来作为使用限制。此修订消除了不必要的功率规定并简化了飞行员的正常操纵。

第 23.157 条 滚转率

本条是修订条款。本条(d)修订了功率和配平要求并阐明襟翼的位置。

第 23.161 条 配平

本条是修订条款。本条修订了功率、构型和速度要求。

第 23.175 条 纵向静稳定性的演示

本条是修订条款。本条修订了功率、构型和速度要求。

第 23.177 条 航向和横向静稳定性

本条是修订条款。本条删除二向操纵飞机要求，因几十年来已无人申请审定，如有申请可发专用条件。对特技类倒飞时上反效不作要求。

第 23.179 条 用仪器测量驾驶杆力

本条删除。本条陈述了如何满足规章的要求，不是实质性规定，将其删除后放在咨询通告中。

第 23.181 条 动稳定性

本条是修订条款。本条修订后要求考虑评估增稳系统长周期振荡。飞行试验经验表明为保证飞机纵向稳定性所采用的装置可能导致不可接受的动力学特性，如很小的未配平的操纵力释放会产生激烈的长周期振荡。

第 23.201 条 机翼水平失速

本条是修订条款。本条修订删除了对二向操纵飞机的要求和高度损失的要求。

第 23.203 条 转弯飞行失速和加快失速

本条是修订条款。属措辞和编辑修订。

第 23.205 条 失速：临界发动机停车

本条删除。无意进入失速状态，同时发动机和功率又出现不对称的情况在实际使用中很难出现，因此原条款要求演示的失速状态很不现实。此外，已有足够的措施避免在一台发动机不工作情况下出现失速，如一台发动机不工作性能要求和使用速度裕度，以及要求确定 V_{MC} 和在 23.147(b)条增加了航向和横向操纵试验要求。

第 23.207 条 失速警告

本条是修订条款。本条修订取消了失速警告的速度余量上限，对特技类飞机可提供可变的警告。

第 23.221 条 尾旋

本条是修订条款。本条更改了单圈尾旋计算开始改出的点，删除了不能进入尾旋的特性的选择，对特技类尾旋做了小的改动。

第 23.233 条 航向稳定性和操纵性

本条是修订条款。对部分措辞进行微小改动以与 JAR 协调。

第 23.235 条 在没有铺砌的道面上的滑行条件

本条是修订条款。修订了标题。

第 23.235 条 水上运行

本条是新增条款。增加了水上操纵要求。

第 23.251 条 振动和抖振

本条是修订条款。修订要求抖振在包线内任何运行条件不能导致结构损伤，速度为直到 V_D ，而不是原来第 23.335 条所允许的 V_D 最小值。

第 23.253 条 高速特性

本条是修订条款。删除(b)(1)，因为对驾驶员体能和技巧的要求已包括在第 23.141 条中。

第 23.301 条 载荷

本条为修订条款。本条(d)将“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”改成“对于附件 A23.1 中规定的飞机构型”。

第 23.305 条 强度和变形

本条为修订条款。本条（b）增加了一句话：“但是如果结构能够承受要求的极限载荷至少三秒钟，则在限制载荷与极限载荷之间产生局部失效或结构失稳是可接受的。”，以明确在极限载荷静力试验中结构失效的含义。

第 23.321 条 总则

本条为修订条款。本条增加了(c)款，要求考虑压缩性对飞行载荷的影响。

第 23.331 条 对称飞行情况

本条为修订条款。本条(a)纠正一个印刷错误，将第 23.331 条改为第 23.333 条。

第 23.333 条 飞行包线

本条为修订条款。因为 CCAR23R2 中本条(d)的飞行包线与下载的文字不同。

第 23.335 条 设计空速

本条为修订条款。修订的目的是为了使含义更为明确，并与欧洲要求保持一致。本条(a)(1)在 W/S 的定义处增加了“设计最大起飞重量时的翼载”。

增加(b)(4)(iii)，针对通勤类飞机提出新的速度余度要求。一般情况，通勤类飞机比正常类、实用类、特技类飞机的飞行高度更高，遇到的大气条件更为复杂，因此要求其速度余度更大，为 0.07M。

第 23.337 条 限制机动载荷系数

本条为修订条款。在本条(a)(1)中明确 W 为设计最大起飞重量。

第 23.341 条 突风载荷系数

本条为修订条款。对本条(a)进行修订，强调要确定突风在每个升力面上产生的载荷，以考虑非常规的布局。

在修订后的(b)中，删除“在考虑到第 23.333(c)准则的同时”。

在修订后的(c)中，删除“对于常规布局”。

另外，修改 CCAR23R2 中的一处错误， ρ 的单位由“公斤·秒²/米⁴”改为“牛·秒²/米⁴”

第 23.343 条 设计燃油载重

本条为新增条款。制定了设计燃油载重要求，(a)和(b)适用于所有按 23 部进行审定的飞机，(c)适用于通勤类飞机。

第 23.345 条 增升装置

本条为修订条款。本条(a)将“其限制载荷系数的范围”改为“其范围”。其他文字稍作调整。修订后的(c)为原来的(d)。

修订后的(d)是在原来的(c)的基础上要求考虑滑流影响。

删除(e)。

第 23.347 条 非对称飞行情况

本条为修订条款。将原条款改为修订后的(a)，(b)为新增要求，适用于有快滚机动的特技类飞机。

第 23.349 条 滚转情况

本条为修订条款。将(a)(2)中的 70%更改为 75%，并删除后面的句子。

第 23.361 条 发动机扭矩

本条为修订条款。本条(a)增加“每个”二字，(a)(2)在结束处增加“和”字。

(c)的文字稍作调整。

第 23.369 条 机翼后撑杆

本条为修订条款。更改标题，并明确 W/S 的定义。

第 23.371 陀螺和气动载荷

本条为修订条款。将标题更改为“陀螺和气动载荷”。

将原条款中的“涡轮动力飞机”删除，增加“惯性载荷”等，修订为(a)。

新增(b)适用于进行特技机动的飞机。

新增(c)适用于通勤类飞机。

第 23.391 条 操纵面载荷

本条为修订条款。将原来的(b)删除，并取消序号“(a)”。

第 23.393 条 平行于铰链线的载荷

本条为新增条款。在原第 23.657(c)的基础上经过补充形成新的要求。将原第 23.657(c)删除。

第 23.397 条 限制驱动力和扭矩

本条为修订条款。将(b)最后一行的“130 磅”改成“150 磅”，以便与第 23.143 条保持一致。

第 23.399 条 双操纵系统

本条为修订条款。原条款修订为(a)。

增加(b)，明确驾驶员同向作用时的驱动力要求。

更改了(a)中的印刷错误。

第 23.415 地面突风情况

本条为修订条款。对本条(a)(2)的公式和 W 的定义稍作修订。增加(c)，提出系留载荷要求，及系留点及其周围结构、操纵面和相关突风锁的设计准则。

第 23.441 机动载荷

本条为修订条款。增加(b)，针对通勤类飞机的尾翼提出新的设计要求。

(a)(2)中的“1.3 倍”改为“1.5 倍”。

FAR23 的第 23.441 条在(a)(2)和(b)(1)中对角度的描述采用了不同的术语，为区别起见，中文也用“过漂侧滑角”、“静侧滑角”、“过漂角”、“最大稳态静侧滑角”加以区分，以免发生混淆。

第 23.443 突风载荷

本条为修订条款。修订了(c)中 W 的定义，公式中的“ l_t ”改为“ l_{vt} ”，“当量速度”改为“当量空速”。另外，将 R2 中“ $(K/L_{vt})^2$ ”改为“ K^2/L_{vt} ”。

标题更改为“副翼和特殊装置”，去掉“襟翼”。

第 23.457 条 襟翼

本条为删除条款。本条全部删除。

第 23.473 条 地面载荷情况和假定

本条为修订条款。通过与原文进行对比，对本条(b)(1)作了修订。(c)(1)中的“第 23.67 条(a)或(b)(1)”改为“第 23.67 条(b)(1)或(c)”。

对(f)地面能量吸收试验要求进行了修订。

第 23.479 水平着陆情况

本条为修订条款。本条(b)和(c)增加了回弹载荷要求。

第 23.485 条 侧向载荷情况

本条为修订条款。增加(d)，明确载荷作用点。

第 23.497 条 尾轮补充情况

本条为修订条款。新增(c)，提出尾轮、缓冲器或吸能装置的设计要求。

第 23.499 条 前轮补充情况

本条为修订条款。增加(d)和(e)，对带有由液压或其他动力操纵的可转向操纵式前轮的飞机和可转向操纵式前轮与方向舵脚蹬有直接的机械连接的飞机提出要求。

第 23.521 水载荷情况

本条为修订条款。将(b)中的“第 23.523 条和第 23.527 条”改为“第 23.523 条至第 23.527 条”。

删除(c)。

第 23.523 条、第 23.525 条、第 23.527 条、第 23.529 条、第 23.531 条、第 23.533 条、第 23.535 条、第 23.537 条和附件 I 为新增加的条款和附件，提供完整的水载荷要求，各条内容如下：

第 23.523 条 设计重量和重心位置

第 23.525 条 载荷的假定

第 23.527 条 船体和主浮筒载荷系数

第 23.529 条 船体和主浮筒着水情况

第 23.531 条 船体和主浮筒起飞情况

第 23.533 条 船体和主浮筒底部压力

第 23.535 条 辅助浮筒载荷

第 23.537 条 水翼载荷

第 23.561 条 总则

本条为修订条款。对本条(b)、(b)(2)进行了修订，增加(iv)，使其与 25 部要求一致。对(d)进行了修订和调整。对(e)中的款号作出修订。

FAR23 的第 23.561 条的(b)(2)出现了重复现象，且第二段中出现“最大重量”，从修正案来分析，第二段可能是多余的，修订后删除了第二段。

第 23.562 条 应急着陆动力要求

本条为修订条款。本条 (b) 中增加了“除了要符合本条 (d) 的座椅/约束系统以外”和“局方批准的等效物”，使叙述更为明确和完整。

(d) 为新增要求。

第 23.571 条 金属增压舱结构

本条为修订条款。将标题改为“金属增压舱结构”，因为对非金属结构的要求在第 23.573(a)中规定。

第一段中明确指出本条是针对“正常类、实用类和特技类飞机”的，通勤类飞机的要求为第 23.574 条。

对 (a) 的第一句话作了修订，并删除“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”。

增加(c)。

第 23.572 条 金属机翼、尾翼和相连结构

本条为修订条款。在标题上增加“金属”二字。

(a)中明确指出本条是针对“正常类、实用类和特技类飞机”的，并将各种结构件统称为“机体结构件”。

对(a)(1)的第一句话作了修订，并删除“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”。

增加(a)(3)。

第 23.573 条 结构的损伤容限和疲劳评定

本条为新增条款。明确指出损伤容限要求对复合材料结构是强制性的要求，而对金属结构则不是强制性的。

原文(b)中提到 23.571(a)(3)，而第 23.571 条中没有(a)(3)，根据内容分析应为 23.571(c)。

第 23.574 条 通勤类飞机金属件的损伤容限和疲劳评定

本条为新增条款。对通勤类飞机金属件提出了损伤容限和疲劳评定要求。

第 23.575 条 检查及其他方法

本条为新增条款。要求飞机制造商必须确定检查方法、部位和周期、和方法提出建议，并经过局方的批准。这些项目还必须纳入持续适航文件的适航限制部分。

第 23.607 条 紧固件

本条为修订条款。标题改为“紧固件”。将原条款改为(c)，增加了(a)和(b)。

第 23.611 条 可达性措施

本条为修订条款。标题增加“措施”二字。要求必须有适当的措施便于对飞机进行维护、

检查和保养。

第 23.613 条 材料的强度性能和设计值

本条为修订条款。要求以概率为基础确定材料的设计许用值。本条新增的要求与第 25.613 中相应的要求基本一致。

第 23.615 条 设计性能

本条删除。因为本条的内容与修订后的第 23.613 条重复，所以删除。

第 23.621 条 铸件系数

本条为修订条款。修订了对关键结构铸件的无损检测要求，增加了对非结构铸件的要求。

本条(a)内容“检验必须符合各种经批准的规范”中去掉“各种”二字。(c)(1)要求符合两种方法之中的一种，因此改为“下列要求之一”。检验方法为“磁粉、渗透或其他经批准的等效无损检验方法”之一和目视、射线检验，因此对(i)做相应修订。(ii)为新增要求。修订后的(d)要求除符合原有要求外还要符合(e)的要求。去掉(d)(1)中的括号。(e)是针对非结构铸件提出的新要求。

第 23.629 条 颤振

本条为修订条款。(a)修订为“必须用本条(b)和(c)或(d)规定的方法”，即分别用(b)和(c)或者(b)和(d)两种方法，而不是(b)、(c)和(d)规定的一种方法。

修订后的(b)要求用颤振试飞来表明符合性。

修订后的(c)明确了分析的范围。

(d)(1)的速度改为 VD/MD，马赫数改为 0.5。

(d)(3)(i)改为“没有 T 型尾翼或其他非常规尾翼构型”，范围更为广泛。

(e)(2)改为“与特定形态相关的螺旋桨、发动机、发动机架和飞机结构刚度和阻尼的变化情况”。

新增的(g)对结构失效后的飞机的颤振特性提出了要求。

新增的(h)对带临界损伤的飞机的颤振特性提出了要求。

新增的(i)对有可能影响颤振特性的设计更改提出要求。

第 23.655 条 安装

本条为修订条款。(a)适用的范围不仅限于尾面，而是包括所有操纵面。

第 23.657 条 铰链

本条为修订条款。删除(c)。

第 23.672 条 增稳系统及自动和带动力的操纵系统

本条为新增条款。本条提供了批准增稳系统及自动的和带动力的操纵系统所依据的准则。

第 23.673 条 主飞行操纵器件

本条为修订条款。删除(b)的内容，去掉(a)的标记，去掉最后一款。

第 23.677 条 配平系统

本条为修订条款。修订后的(a)要求标出横向和航向配平情况的中立位置。还要标出俯仰配平指示器的安全起飞位置和范围，防止发生不安全的起飞情况。

第 23.679 条 操纵系统锁

本条为修订条款。修订后的条款要求操纵系统锁能够自动开锁。如果起飞时其处于锁住位置，必须能向驾驶员发出不致误解的警告。

第 23.691 条 人为失速阻挡系统

本条为新增条款。规定了人为失速阻挡系统的设计要求。

第 23.697 条 襟翼操纵器件

本条为修订条款。新增的(c)对襟翼操纵器件提出了安全性要求，针对的是襟翼收到未完全收上位置的情况。

第 23.701 条 襟翼的交连

本条为修订条款。修订(a)(1)和(a)(2)，进一步阐明对襟翼系统的要求。

第 23.703 条 起飞警告系统

本条为新增条款。本条适用于通勤类飞机，如果将升力或纵向配平装置放在经批准的起飞范围之外可能会产生不安全的起飞情况，就必须符合本条的要求。

第 23.723 条 减震试验

FAR23 修正案 23-49 更改了一个语法错误，本规定的文字没有更改。

第 23.725 条 限制落震试验

本条为修订条款。(b)中公式的分子加方括号，分母加圆括号，使公式更为清晰。

第 23.729 条 起落架收放机构

本条为修订条款。标题增加“起落架”字样。

(a)(2)中的“侧滑条件”改成“偏航情况”。

(e)强调所有起落架都已锁定。(f)(1)和(f)(2)稍作修改，防止出现过多的警告干扰驾驶员的操作。

新增的(g)要求考虑可能会对起落架舱内的设备造成损伤的情况。

第 23.731 条 机轮

本条为修订条款。将(a)删除，并对其余内容的序号作相应调整。

第 23.733 条 轮胎

本条为修订条款。修订了(a)(1)和(2)，强调轮胎额定载荷必须经过批准。

第 23.735 条 刹车

本条为修订条款。(a)强调必须提供刹车。(c)要求刹车系统压力不得超过制造商规定的压力。新增的(e)适用于通勤类飞机，规定了确定中止起飞动能容量最小额定值的方法。

第 23.737 条 滑撬

本条为修订条款。删除第一句话。

第 23.745 条 前轮/尾轮操纵

本条为新增条款。对前轮和尾轮提出要求。

第 23.751 条 主浮筒浮力

本条为修订条款。(a)(1)和(2)稍作修改，使含义更为明确。

第 23.753 条 主浮筒设计

本条为修订条款。去掉“经批准”字样。

第 23.755 条 船体

本条为修订条款。(a)要求保持飞机漂浮“而不倾覆”。删除(b)。

第 23.773 条 驾驶舱视界

本条为修订条款。要求考虑所有的使用环境条件。

第 23.775 条 风挡和窗户。

本条为修订条款。除(b)以外，都有所修改，(f)针对结冰情况，(g)要求考虑电加温系统失效的后果，(h)对通勤类飞机提出了鸟撞要求和风挡玻璃的余度要求。

第 23.777 条 驾驶舱操纵器件

本条为修订条款。(c)(2)增加“单座”，要求单座单发飞机发动机操纵器件的布局与双座单发飞机相同。(c)(3)改成“位于驾驶舱中心线或其附近的操纵台”。

(e)(1)中的“普通多发飞机”改为“常规多发飞机”。

第 23.779 条 驾驶舱操纵器件的动作和效果

本条为修订条款。(b)(1)的表中增加“燃油”一栏，规定任何燃油的关断控制向前为开。

第 23.783 条 舱门

本条为修订条款。(b)要求旅客门不能位于有危险的位置。(c)(3)增加几个字，改成“其设置及内部和外部的标记”。(e)(1)去掉服务性舱门前的“其他”二字。将第 23.807 条(d)(1)改为本条的(f)，并增加旅客登机门的尺寸和形状要求。

新增的(g)为对厕所门的要求。

第 23.785 条 座椅、卧铺、担架、安全带和肩带

本条为修订条款。要求为每个乘员提供符合要求的座椅或卧铺。在(b)和(c)中要求安全带和肩带都要带“金属锁扣”。

第 23.787 条 行李舱和货舱

本条为修订条款。取消(g)。(d)和(f)纳入修订后的第 23.855 条。

第 23.791 条 旅客通告标示

本条为新增条款。要求在飞行机组成员不能看到其他乘员的座位或者在飞行机组舱与旅客舱分开的情况下，必须至少有一个发亮的标示（用文字或图形）通知所有旅客系紧安全带。

第 23.803 条 应急撤离

本条为修订条款。如果按第 23.807 条(d)(4)应急出口规定进行合格审定，则应急撤离过程中只可用第 23.812 条要求的应急照明系统为客舱内部提供照明。

第 23.805 条 飞行机组应急出口

本条为新增条款。规定了飞行机组应急出口要求，与第 25.807(f)类似。

第 23.807 条 应急出口

本条为修订条款。(a)(4)要求旅客门不能位于有危险的位置。(b)对内侧手柄提出要求，要有措施防止意外开启。(b)(5)和(b)(6)要求特技类飞机和实用类飞机能使乘员弃机离开。(b)(6)中的“自旋”改成“尾旋”。将第 23.807 条(d)(1)改为第 23.783 条(f)。(d)(3)要求应急出口的布置要均匀。(d)(4)提出了应急出口的尺寸和形状要求。增加的(e)提出了水上迫降要求。

第 23.811 条 应急出口的标记

本条为修订条款。新增的(c)规定了对应急出口标记的要求，如果应急出口要符合第 23.807 条(d)(4)，则必须满足这些新增加的要求。

第 23.812 条 应急照明

本条为新增条款。要求按照第 23.807 条(d)(4)进行合格审定的应急出口必须符合规定的应急照明要求。

第 23.813 条 应急出口通道

本条为修订条款。要求按照第 23.807 条(d)(4)进行合格审定的应急出口必须符合规定的应急出口通道的要求。

第 23.815 条 过道宽度

本条为修订条款。要求按照第 23.807 条(d)(4)进行合格审定的应急出口必须符合规定的过道宽度要求。

第 23.841 条 增压座舱

本条为修订条款。将 31,000 英尺改为 25,000 英尺。

第 23.851 条 灭火瓶

本条为修订条款。要求在驾驶舱和客舱都要有手提式灭火瓶，并且提出了手提式灭火瓶的最低标准。

第 23.853 条 座舱和机组舱内部设施

本条为修订条款。本条的标题改为“座舱和机组舱内部设施”。

第 23.855 条 货舱和行李舱防火

本条为新增条款。要求货舱和行李舱的热源必须屏蔽和隔绝，所用材料必须符合第 23.853 条(d)(3)的要求，并对通勤类飞机的货舱和行李舱提出了附加要求。

第 23.865 条 飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构的防火

本条为修订条款。标题中增加了“发动机架”，将条款中的“发动机舱”改为“指定火区或可能受到指定火区着火影响的邻近区域”，并对受损后的振动隔离器提出了要求。

第 23.867 条 电气搭铁和闪电与静电防护

本条为修订条款。标题从“结构的闪电防护”改为“电气搭铁和闪电与静电防护”。

第 23.901 条 安装

本条为修订条款。首先对编排结构重新进行了调整。其次，在涡轮发动机安装及构造要求方面，增加了安装发动机后，对进气道吸冰、吸冰雹以及吸鸟要求的符合性，而不仅仅考虑对吸水要求的符合性。

修订了 23.901(e)的要求，增加了发动机的安装必须满足发动机型号合格证及螺旋桨型号合格证数据单中的安装要求，同时，在本条（f）中增加了对辅助动力装置的要求。

第 23.903 条 发动机

本条为修订条款。(a)(1)明确了发动机必须满足中国民用航空规章《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)中的适用要求。

(a)(2)中国民用航空规章《航空发动机适航规定》(CCAR-33)已经修订发布，此处进行了相应的修订。(a)(2)(i)修订为必须符合 CCAR-33-R1 的第 33.76 条、第 33.77 条及第 33.78 条的规定。(a)(2)(ii)修订为“必须符合 1988 年 2 月 9 日生效的中国民用航空规章第 33 部中 33.77 的规定，如果发动机使用历史中的外物吸入没有导致不安全状态”。

(f)的小标题修订为“再起动力包线”，以明确该条款。

(g)增加小标题“再起动力能力”。

第 23.904 条 自动功率储备系统

该条为新增加条款。规定了如果安装自动功率储备系统 (APR)，则在起飞过程中，当任何发动机失效时，该系统自动增加工作发动机的功率或推力。本章附件 H 中明确规定了 APR 必须满足的要求。

第 23.905 条 螺旋桨

本条为修订条款，增加了(e)、(f)、(g)、(h)等四条要求。

(e)考虑冰积聚及脱落对推进螺旋桨盘的影响；

(f)要求对螺旋桨盘进行标记使其在正常昼间状态下明显可见；

(g)考虑发动机排气对螺旋桨的影响；

(h)考虑整流罩、接近门以及可移动部件的设计完整性，确保不会脱落，不至与螺旋桨接触。

第 23.907 条 螺旋桨振动

本条为修订条款，将“每具有金属桨叶或高应力金属部件的螺旋桨”修改为“除常规的定距木制螺旋桨外，每一螺旋桨”，明确了本条款的适用范围，除常规的定距木制螺旋桨以外，所有其他类型螺旋桨的振动应力均需满足本条款要求。

第 23.909 条 涡轮增压器

本条为修订条款，增加了对中间冷却器的要求。

(d)(1)要求中间冷却器的安装必须能够经受作用在系统上的载荷；

(d)(2)要求在正常安装振动环境下，中间冷却器的失效不至于导致中间冷却器碎片被吸入发动机；

(d)(3)规定了通过中间冷却器气流排放要求；

(d)(4)要求在 AFM 手册中规定涡轮增压器的工作程序和使用限制。

第 23.925 条 螺旋桨的间距

本条为修订条款。增加了对后安装螺旋桨的间距要求，带后安装螺旋桨的飞机必须设计成，当飞机处于正常起飞和着陆的最大俯仰姿态时，螺旋桨不会与跑道表面接触。

第 23.929 条 发动机安装的防冰

本条为修订条款。将“功率”更改为“推力”。

第 23.933 条 反推力系统

本条为修订条款。明确涡轮喷气发动机、涡轮风扇发动机以及涡轮螺旋桨发动机反推力系统需要满足的要求。其中，对涡轮风扇反推力系统的要求为新增加的。此外，以前关于涡轮螺旋桨反推力系统的要求，仅适用于涡轮螺旋桨通勤类飞机，此次修订，将反推力系统的要求扩展至所有涡轮螺旋桨飞机。

第 23.934 条 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推力系统试验

本条为新增加条款。明确了涡轮喷气或涡轮风扇发动机反推力系统必须满足中国民用航空规章《航空发动机适航规定》(CCAR33)第 33.97 条的要求，或通过试验验证发动机工作和振动水平不受影响。

第 23.937 条 涡轮螺旋桨阻力限制系统

本条为修订条款。增加了第 23.937 条(b)，定义涡轮螺旋桨阻力限制系统。

第 23.943 条 负加速度

本条为修订条款。将“必须按预计的负加速度最长持续时间表明满足上述要求”修订为“必须按使用中预期的最大加速度值和最长加速持续时间表明满足上述要求”。

第 23.951 条 总则

本条为修订条款。修订后增加了燃油系统的安装和构造必须满足发动机和辅助动力装置的流量和压力要求，而不仅仅是满足发动机的流量和压力要求。

第 23.953 条 燃油系统的独立性

本条为修订条款。增加了如果在多发飞机上使用单个油箱或者适用多个燃油箱相互连接作为单个油箱的构型的情况下，燃油系统需要满足的要求。

第 23.955 条 燃油流量

本条为修订条款。

(a)将“汽化器”修订为“发动机”；

(a)(2)中，将“燃油必须流经该流量旁路”修订为“燃油必须流经该流量计或其旁路”；

增加(a)(3)款要求，该款是针对不带旁路燃油流量计的要求；

增加(a)(4)款，该款明确定义燃油流量需要包括哪些方面的燃油。

(c)款进行了修订，明确规定活塞发动机泵供油系统的燃油流量是发动机在批准的最大起飞功率状态下要求燃油流量的 125%；

增加(c)(3)款要求，当主燃油泵和应急燃油泵同时工作时，燃油压力不能超过发动机燃油进口压力限制。

修订(e)款要求，细化了对于不同的飞机，当任一油箱燃油耗尽后，在平飞状态下转由其他满油箱供油，发动机达到 75%功率及供油压力恢复时间的要求。修订前的要求为达到发动机全功率及供油压力，所需要的时间。

增加(f)(3)对单发涡轮发动机飞机的燃油系统要求。

第 23.957 条 连通油箱之间的燃油流动

本条为修订条款。增加了燃油箱的出口和燃油转输系统的设计，必须不致因输油过量而对飞机部件造成结构损坏的要求。

第 23.959 条 不可用燃油量

本条为修订条款。增加了确定不可用燃油量时需要考虑泵的失效。

第 23.961 条 燃油系统在热气候条件下的工作

本条为修订条款。对于燃油初始温度，应该考虑 100° F, 0° F, +5° F 或请求批准的最高外界温度（取最临界的温度），修订前的要求仅仅需要考虑 110° F 的临界温度。

第 23.963 条 燃油箱： 总则

本条为修订条款。将(b)中“软油箱”修订为“软油箱衬垫”。

第 23.965 条 燃油箱试验

本条为修订条款。明确了如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率时，对振动试验频率的要求。

对于螺旋桨驱动飞机，螺旋桨最大连续转速（转/分）乘以 0.9 得到的数值，以每分钟循环数计；

对于非螺旋桨驱动的飞机，振动试验频率为 2000 循环/分钟。

第 23.967 条 燃油箱安装

本条为修订条款。(d)规定了对油箱保护罩的具体要求。在第 23.365 条和 23.843 条规定的条件下，保护罩必须能够承受人员舱压力载荷而不至产生永久变形或失效。

第 23.971 条 燃油箱沉淀槽

本条为修订条款。增加了对活塞发动机燃油系统积液槽或腔的要求。

第 23.973 条 燃油加油口接头

本条为修订条款。增加了(e)、(f)两款对于燃油加油口内径的要求。

第 23.975 条 燃油箱的通风和汽化器蒸气的排放

本条为修订条款。

修订(a)(5)，增加了可通过排放嘴排放积水，以及对排放嘴的可达性要求；

第 23.977 条 燃油箱出油口

本条为修订条款。(d)由“每个指形滤网必须便于检查和清洗”修订为“每个滤网必须便于检查和清洗”。

第 23.979 条 压力加油系统

本条为修订条款。增加了对于通勤类飞机，在每个加油点处，当油箱达到经批准的最大载油量而切断装置失效时，必须提供指示。

第 23.991 条 燃油泵

本条为修订条款。(d)中“正常燃油泵”修订为“主燃油泵”。

第 23.993 条 燃油系统导管和接头

本条为修订条款。(d)中仅作文字修订。

第 23.997 条 燃油滤网或燃油滤

本条为修订条款。(d)中仅作文字修订。

第 23.999 条 燃油系统放液嘴

本条为修订条款。对于放液阀，增加了要求：(1) 允许取出燃油进行检查；(2) 能够观察到其正确的关闭。

第 23.1001 条 应急放油系统

本条为修订条款。(b)(2)中明确，演示应急放油的飞行条件应当根据第 23.69 条(b)确定一发不工作航路爬升数据的速度爬升，临界发动机停车，其余发动机为最大连续功率(推力)。

第 23.1011 条 总则

本条为修订条款。对于已经依据发动机适航要求获得批准的滑油系统及部件，并且那些要求等同于或比 E 章中相应的要求更严格，则滑油系统及部件不需要再次获得批准；如果 E 章中要求更严格，则必须进行验证以表明符合要求。此处的修订充分考虑了 CCAR-33 与 CCAR—23 E 章关于滑油系统审定要求的关系。并将此条(c)中“滑油消耗量”更正为“滑油消耗率”。

第 23.1019 条 滑油滤网或滑油滤

本条为修订条款。(a)(5)中引用的规定由“23.1305(u)”修订为“第 23.1305 条(c)(9)”。

第 23.1021 条 滑油系统放油嘴

本条为修订条款。对于放液嘴，增加了一项要求，即放液嘴的位置或防护应防止意外工作。将本条(b)之外的“防油活门”更正为“放油嘴”。将(c)“放油嘴的位置或防护应防止其意外工作”更正为“放油嘴的位置或防护措施应防止其意外工作”。

第 23.1027 条 螺旋桨顺桨系统

本条为修订条款。(a)中“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”修订为“以防由于滑油系统任一部分的损坏而使滑油流尽”。

第 23.1041 条 总则

本条为修订条款。在试验总则中,增加了必须考虑水面运行的条件,同时,明确了在正常的发动机和辅助动力装置停车后,需要验证辅助动力装置部件及其液体温度在限制范围内。

第 23.1043 条 冷却试验

本条为修订条款。将“混合比必须是正常运行中使用的值”修订为“对于活塞发动机,混合比必须是推荐用于爬升的最贫值”。

第 23.1045 条 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

本条为修订条款。主要为文字上的修订,关于冷却试验的程序要求没有实质上的变化。

第 23.1047 条 活塞发动机飞机的冷却试验程序

本条为修订条款。简化试验程序,仅要求符合第 23.1041 条的要求。

第 23.1061 条 安装

本条为修订条款。修订编排格式。

第 23.1091 条 进气

本条为修订条款。

- (a)增加了对辅助动力装置、附件进气系统的要求;
- (b)(4)增加对活塞发动机进气系统自动备用空气门人工超控及向机组指示的要求。
- (c)(2)对于危险量的水或雪水进入发动机或辅助动力装置进气道,提出了要求。

第 23.1093 条 进气系统的防冰

本条为修订条款。

- (a)(3)“防冰的汽化器”更改为“有助于防冰的燃油计量装置”;
- (a)(4)“防冰的汽化器”更改为“有助于防冰的燃油计量装置”;
- (a)(5)增加“或高空发动机”,该条款也适用于安装高空发动机的飞机;

第 23.1101 条 进气空气预热器的设计

本条为修订条款。明确了每一排气加热的进气空气预热器的设计和构造必须满足相关要求。

第 23.1103 条 进气系统管道

本条为修订条款。增加了对活塞发动机进气管道、辅助动力装置进气管道的要求,主要涉及防火要求。同时增加了柔性管道的具体要求。

第 23.1105 条 进气系统的滤网

本条为修订条款。(a)修订为“每个滤网都必须位于汽化器或燃油喷射系统的上游”。并将本条(a)中“引射”更正为“喷射”。

第 23.1107 条 进气系统空气滤

本条款为新增加条款。如果使用过滤介质来保护发动机,为防止进气空气中外物的影响,必须满足下列要求:

(a)过滤介质必须能够经受使用和维护中预期的温度极限、雨、燃油、滑油以及溶剂的影响。

(b)过滤介质必须具有防止从空气滤分离出来的材料干扰正确的燃油计量的设计特点。

第 23.1121 条 总则

本条为修订条款。明确规定动力装置和辅助动力装置均需满足对排气系统的相关要求。

第 23.1123 条 排气系统

本条为修订条款。将“歧管”修订为“系统”。

第 23.1141 条 动力装置的操纵器件: 总则

本条为修订条款。主要为文字修订。

第 23.1142 条 辅助动力装置控制

本条为新增加条款。要求驾驶舱内必须有起动、停止以及应急关断每一辅助动力装置的措施。

第 23.1143 条 发动机操纵器件

本条为修订条款。增加(g),对于活塞式单发飞机,功率或推力控制器件必须设计得如果控制器件在发动机燃油计量装置处脱离,飞机能够持续安全飞行和着陆。

第 23.1145 条 点火开关

本条为修订条款。(a)“必须用点火开关来控制每台发动机上的每个点火电路”修订为“必须用点火开关来控制并关断每台发动机上的每个点火电路”。

第 23.1147 条 混合比操纵器件

本条为修订条款。增加(b),对于活塞式单发飞机,每一手动发动机混合比控制器必须设计得如果控制器在发动机燃油计量装置处脱离,飞机能够持续安全飞行和着陆。

第 23.1153 条 螺旋桨顺桨操纵器件

本条为修订条款。主要文字修订。

第 23.1181 条 指定火区的范围

本条为新增加条款。增加该条后,进行符合性验证时,更加明确指定火区的范围。

第 23.1183 条 导管、接头和部件

本条为修订条款。主要为文字修订。

第 23.1189 条 切断措施

本条为修订条款。(a)(5)修订为“在发动机关断后，不得有多于 1.14L（1 夸脱）的可燃流体排入发动机舱。对于那些发动机关断后，可燃液体不可能限制于 1.14L（1 夸脱）的安装情况，必须验证增加的可燃烧液体量可以被安全地包容或排出机外”。该条款修订后，明确了危险量的可燃液体的具体数量及需要采取的相应验证措施。

第 23.1191 条 防火墙

本条为修订条款。(b)中“防火墙或防火罩的构造必须能防止危险数量的液体、气体或火焰通过发动机舱进入飞机的其他部分”修订为“防火墙或防火罩的构造必须能防止危险数量的液体、气体或火焰通过防火墙或防火罩所构成的舱进入飞机的其他部分”。修订后的要求更加明确。

第 23.1193 条 发动机罩及短舱

本条为修订条款。(b)增加“为确保在使用过程中预期的正常气动压力分布情况下，排放设施能够完成其设计功能，可以通过试验、分析或两者共同表明”。修订后，提供了符合性方法。

第 23.1195 条 灭火系统

本条为修订条款。增加对辅助动力装置灭火系统要求。如果在通过本规章合格审定的飞机上安装辅助动力装置，则必须有为辅助动力装置舱服务的满足要求的灭火系统。编排格式进行了修订。

第 23.1199 条 灭火瓶

将本条(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。”改为“如果采用爆炸帽来喷射灭火剂，则灭火瓶的安装不会因温度条件而使爆炸帽发生危险性的恶化。”

第 23.1203 条 火警探测系统

本条为修订条款。增加了对辅助动力装置舱火警探测系统要求。

将“发动机舱内每个火警探测系统的导线和其他部件必须至少是阻燃的”修订为“指定火区内每个火警探测系统的导线和其他部件必须至少是耐火的”。

第 23.1303 条 飞行和导航仪表

本条的新增及修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订，明确了本条款的仪表要求是“最低”要求。明确了(c)款“磁航向指示器”指的就是“无陀螺稳定的磁罗盘”。在(d)款中增加了对最大重量大于 2722 公斤的活塞发动机飞机安装大气静温表的要求，因为该类飞机与涡轮发动机飞机一样，其性能有赖于飞机的重量、飞行高度和温度。在(e)(2)款中增加了对超速警告下限的要求，以尽可能避免在低于 V_{MO}/M_{MO} 速度时发出干扰驾驶员注意力的骚扰性警告。新增(f)款，以避免驾驶员对具有可调姿态基准标记的姿态仪表进行误调节而导致飞机进入不安全的俯仰角。新增(g)款，补充了在通勤类飞机上安装特定飞行和导航仪表的要求。

第 23.1305 条 动力装置仪表

本条的修改及删除情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订按活塞发动机飞机、涡轮发动机飞机、涡轮喷气/涡轮风扇飞机和涡轮螺旋桨飞机对动力装置仪表的要求进行了分类。由于液冷发动机的使用倍受青睐，故增加了冷却液温度指示器的要求。出于提高安全水平的考虑，增加了涡轮发动机飞机安装燃油低油位警告装置的要求。为确定功率设定，增加了可控螺旋桨活塞发动机飞机安装进气压力指示器的要求。基于对等效安全结论的评估，增加了涡轮发动机飞机安装燃油低压警告装置的要求。同时，鉴于航空技术的发展，允许泵压式供油发动机不仅可使用燃油压力指示器，也可使用流量指示器或电子式燃油监测及警告系统，以便驾驶员获得更多有用的信息，并改善 23 部飞机的运行和经济性。此外，由于新修订的第 23.1047 条规定应按飞机飞行手册所推荐的速度而非 V_y 进行发动机冷却试验，故删除了有关“以高于 V_y 速度表明符合第 23.1041 条的每架飞机”的原有要求，并备用了 (b)(3)(ii) 款。

第 23.1307 条 其他设备

本条的修改及删除情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订删除了 (a) 款和 (b) 款，因为修订后的第 23.785 条包括了 (a) 款的要求，而修订后的第 23.1361、1351 和 1357 条分别包括 (b)(1)、(b)(2) 和 (b)(3) 款的内容。此外，增加了对在最大使用高度、运行类型和气象条件下运行所需的设备必须包括在型号设计中的要求，以明确对 23 部飞机的型号设计中有关设备部分的审批要求。

第 23.1309 条 设备、系统及安装

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订重新补上了在 CCAR23 部第 1 次修订时已有的对通勤类飞机设备、系统及安装的可靠性要求。该要求在 CCAR23 部的第 2 次修订时被遗漏了。

第 23.1311 条 电子显示仪表系统

本条的修改及删除情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订删除了多余的要求，明确了备份仪表的要求和这些仪表的可见度要求。因与修订后的第 23.1321 条重复，删除了 (a) 款中原有的内容，并将原来 (b) 款的内容和修改后的 (c) 款内容纳入到了修订后的 (a) 中，由此删除了原来 (c)(4) 款中对转弯仪的要求，澄清了所要求的是什么仪表以及对这些仪表的可见度要求。原来 (d) 款和 (e) 款的内容未变，但被分别放在了修订后的 (b) 款和 (c) 款中。

第 23.1321 条 布局和可见度

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订删去了原有的 (d) 款中根据 IFR 飞行或最大重量大于 2722 公斤（6000 磅）所做的布局和可见度限制。因为无论飞机运行类型如何或其最大重量如何，仪表总是供驾驶员使用的，就应位于靠近驾驶员视线的垂直平面的区域内。

第 23.1322 条 警告灯、戒备灯和提示灯

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订新增了 (e) 款，其要求在驾驶舱内环境照明的所有条件下，这些灯的颜色应在各种亮度下保持不变，并且亮度和/或颜色的差别应足够大，以防止混淆或模糊不清。

第 23.1323 条 空速指示系统

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订，将原来 (c) 款和 (e)

款的内容分别排在了修订后的(e)款和(d)款, 原来(d)款的内容则被全部移到了修订后的第 23.1587 条。因与(b)款的要求重复, 修订后的(e)款中删去了“在飞行中校准”的内容。修订后的(c)款为新增内容, 其直接明确了原来通过第 23.1301 和 1309 条所做出的间接要求, 因为静压管路湿气会导致空速指示错误, 进而会造成危险的失效情况。此外, 新增的(f)款要求通勤类飞机的两个空速管不得因一次单个的鸟撞而同时失效。

第 23.1325 条 静压系统

本条的修改和备用情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订, 在(g)款中新增了“结冰条件”的内容, 因为不按仪表气象条件运行的飞机仍可能遭遇结冰的情况。因修订后的第 23.1587 条包括了对测高系统的校准要求, 原来的(f)款备用。修改(e)款, 以明确应在飞行中进行系统误差的校准, 该方法是一种标准的做法。

第 23.1326 条 空速管加温指示系统

本条为新增条款, 详见本说明第五条中的条款对照表。由于空速管中湿气冻结所造成的阻塞会导致驾驶员接收不正确的飞行数据, 进而可能造成灾难性的后果, 所以驾驶员掌握加温空速管的工作情况, 对保证飞行安全是必要的。对过去相关事故的调查也表明, 如果失事的飞机安装有该指示系统, 事故是可以避免的。再者, 与 25 部飞机相比, 23 部飞机的低速和短程特点决定了其会更多地遭遇到可能导致结冰的湿气和温度环境, 因此空速管的加温防冰功能是否正常对于保证空速指示的准确性具有关键性的作用。

第 23.1329 条 自动驾驶仪系统

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订更新了(b)款的内容, 并将原来(b)至(g)款的内容顺移到了修订后的(c)至(h)款而保持内容不变。更新后的(b)款确定了快速断开操纵器件在每个驾驶盘或驾驶杆上的标准位置。这样, 在自动驾驶仪失效时, 驾驶员将有一致的反应来防止飞机进入危险姿态。

第 23.1331 条 使用能源的仪表

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订删除了原来的(a)(1)和(2), 因为第 23.1301 和 23.1309 条已充分覆盖了该内容。修订后的(a)款补充了对仪表能源指示的位置要求, 避免了过去因位置要求不明确而将分立的指示器设置在驾驶员正常视野之外的情况。同时, 本款还明确了判定仪表能源是否充足的具体要求。修订后的(b)款为原来(b)(2)款的全部内容。修订后的(c)款要求所有安装了使用能源的仪表的 23 部飞机都应至少有两个独立的能源。

第 23.1337 条 动力装置仪表安装

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。为消除与第 23.1305 条标题的混淆, 本条修订后标题改为动力装置仪表安装。考虑到 23 部飞机安装 APU 后同样需要防止可燃液体的逸出, 修订后的(a)(1)和(3)项中分别插入了对安装 APU 后的要求。为兼顾使用公制单位的情况, 修订后的(b)款允许采用任何适当的测量单位。同时为与(b)(1)款协调一致, 明确了(b)款中的燃油油量应为“可用燃油油量”。为与修订后的第 23.959 条协调一致, 原来(b)(1)项中的第 23.959 条修改为第 23.959 条(a)款, 并保持要求不变。修订后的(b)(4)项为新增内容, 用于确保驾驶员在飞行前有可靠的措施来判定机上的燃油量是否足够完成预定飞行任务。这一措施有助于减少因燃油不足而导致的事故。同时, 该措施并不要求飞机上要有一个单独的燃油指示系统。原来的(b)(4)和(b)(5)项分别顺移为(b)(5)和(b)(6)项。修订后的(b)(6)项将“小

辅助油箱”改为“辅助油箱”，以保持与修订后的第 23.955(d)协调一致。

第 23.1351 条 总则

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。修订后的(b)(2)和(b)(3)项删去了有关允许电瓶失效而丧失交流发电机的内容，并删去了原来(b)(4)项的全部内容。因为现在已有自激式交流发电机可用。修订后的(c)(1)项将允许发电机的安装采用降额设计。修订后的(c)(3)项取消了仅限于反流切断器的要求，因为已有更经济和更有效的自动反流保护措施可用。新增(g)款，因为丧失正常供电对于所有 23 部飞机都是关键性的。而(g)款的内容则源自第 25.1351 条。

第 23.1353 条 蓄电池的设计和安装

本条的新增情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订新增(h)款，其内容涉及对电瓶容量和卸载程序的设计。该款适用于所有 23 部飞机，因为主电源丧失后的电瓶供电都应满足相同的安全水平，只是不同运行类型的飞机对电瓶容量的要求不同而已。

第 23.1357 条 电路保护装置

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订明确了(a)(1)项的内容，但无实质性修改。修订后的(e)款将对备用保险丝的要求限定在飞行中可由机组成员更换的部分，并明确了这些保险丝的可达性和可用性要求。

第 23.1359 条 电气系统防火

本条为新增条款，详见本说明第五条中的条款对照表。鉴于 23 部飞机的设计中采用了越来越多的电气设备，为确保其关键/重要功能免受安装影响，新增了(a)和(b)款。电气设备的增加导致了机上导线用量的增加，为减低这些导线的绝缘材料在飞行中引发危险失火的可能性，新增了(c)款。

第 23.1361 条 总开关装置

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。修订后的(a)款，明确了总开关的设置要求。修订后的(b)款考虑到了新一代发动机需要电能进行点火和/或燃油增压等的情况，以便在总开关关断后，不会无意造成这类发动机停车。同时，总开关的设计仍保证驾驶员有能力关断所有可能导致失火的电源，使这些电源不会点燃在幸存坠撞着陆时可能逸出的可燃液体。此外，(b)(3)项为新增内容，以明确对这类电路的限制。修订后的(c)款删去了“在飞行中”的提法，以便与 JAR23 部协调。

第 23.1365 条 电缆和设备

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。修订后的(b)款将阻燃的要求仅限于设备，因为修订后的第 23.1359(c)已要求电缆应是自熄（耐火）的。为避免误解，修订后的(b)款中删去了“至少”的提法。新增的(c)款补充了对电缆的适坠性要求，并与第 25.1359 条(c)款的内容相等效。为适应 23 部飞机电气设备及其导线大量增加的情况，并确保飞机在生产、维护和改装后各条线路的正确性，新增了(d)款的标识要求。为应对机上电气设备增加后带来的新情况/新问题，新增了(e)款和(f)款，以确保对电缆的有效保护。

第 23.1383 条 滑行和着陆灯

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。由于技术的发展，飞机在滑

行和着陆时可分别使用不同类型的灯光，而不像过去在滑行和着陆时都只能使用着陆灯。修订后的(a)款删除了原来的内容，并与原来(b)(1)项的内容相同。修订后的(b)款与原来(b)(2)项的内容相同。新增的(c)款因为考虑到滑行和停放等情况，将原来(b)(3)项的“夜间着陆”修改为“夜间运行”。新增的(d)款明确了进行失火危害评估的需要。

第 23.1385 条 航行灯系统的安装

本条的修改和删除情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订，明确了航行灯的位置。删去了原来(d)款的内容，因为它被误解为不能安装多个电路。同时，还删去了原来(b)款和(c)款中“必须经批准”的多余提法。此外，原来(e)款的内容被上移到修订后的(d)款。

第 23.1387 条 航行灯系统二面角

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订属文字性修改，以便与第 23.1385 条的修订协调。

第 23.1389 条 航行灯灯光分布和光强

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订属文字性修改，以便与第 23.1385 条的修订协调。

第 23.1391 条 航行灯水平平面内的最小光强

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订属文字性修改，以便与第 23.1385 条的修订协调。

第 23.1393 条 航行灯任一垂直平面内的最小光强

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订属文字性修改，以便与第 23.1385 条的修订协调。

第 23.1395 条 航行灯的最大掺入光强

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订属文字性修改，以便与第 23.1385 条的修订协调。

第 23.1401 条 防撞灯系统

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订将对防撞灯系统的安装要求从夜航飞机扩大到了全部的 23 部飞机。因为 23 部飞机不断地加入机队，而采用涡轮发动机的 23 部飞机飞得更快且这种飞机还在不断增加，所以昼间运行的飞机也有必要安装防撞灯系统，以降低飞机发生空中相撞的可能性。对过去小飞机事故和事故症候的调查分析表明，安装防撞灯系统是降低空中相撞事故的办法之一。

第 23.1413 条 安全带和肩带

本条被删除。其原有的内容被并入修订后的第 23.785 条(b)款和(c)款中。

第 23.1419 条 防冰

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订，增加了一些与 25 部相似的防冰要求，因为局方不认为 23 部飞机的防冰审定要求应低于其他类型的飞机。考虑到本条要求与其他要求，如第 23.1309 条、第 23.1416 条、第 23.775 条和第 23.1323 条等的相

关性，修订后的引言中增加了对其他适用条款的要求。由于本规章的 B 章不是按飞机的运行类型或运行环境来划分安全水平的，所以修订后的(a)款对此进行了澄清，并包括了原来(b)款的全部内容。同时还将原来(a)款的全部内容经文字性修改后移到了修订后的(d)款。修订后的(b)款源自第 25.1419 条的要求，其强调了进行试验的必要性。修订后的(c)款明确了按设计相似性进行防冰审定的限制。修订后的(d)款源自第 25.1403 条的要求，其提供了一种手段，以便驾驶员确定防冰设备应在何时开始工作。

第 23.1431 条 电子设备

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订，增加了对除无线电设备以外的其他电子设备的要求，因为各种类型的电子设备已安装到了现代的 23 部飞机上。新增(a)款，其与第 23.1309 条(b)(1)和(2)项以及第 25.1431 条(a)款是协调一致的。新增(b)款，其与第 25.1431 条(c)款是协调一致的。新增(c)款，用于评估安装内话系统的必要性，以避免因驾驶舱噪声妨碍机组交谈而导致事故。新增(d)款，以避免不使用发射机时其仍处于发射模式，从而阻塞所使用的信道并导致发生不安全的情况。新增(e)款，以避免因戴耳机妨碍机组获得音响警告而无法及时采取正确的纠正措施。

第 23.1435 条 液压系统

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订在(c)款中新增了允许小容积非增压蓄液箱安装在防火墙发动机一侧的规定，并修改了以前的文字表述，使申请人易于理解。

第 23.1441 条 氧气设备和供氧

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订，明确了(a)款中与运行规则有关的型号设计要求和对手提式补氧设备的要求。新增(e)款，兼顾了关断氧源以防失火以及确保应急情况下立即供氧这两方面的安全需要。修订(d)款，按运行高度补充了机组成员应有什么样的肺式供氧设备。因为在综合考虑了各种相关因素后，连续补氧系统无法在 7600 米（25000 英尺）高度以上自动提供驾驶员因心理压力和身体活动所需的供氧量；而肺式供氧设备能够在 12000 米（40000 英尺）高度以内自动提供驾驶员所需的供氧量。同时，压力肺式供氧设备的工作原理，决定其仅适用于在高高度上进行应急下降的短时间内使用。

第 23.1443 条 最小补氧流量

本条的新增和修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订增加了与 25 部相当的补氧流量要求。由此，为机组成员和乘客提供了更充分的保护，并且与在 7600 米（25000 英尺）以上运行时机组成员应有肺式供氧设备的规定相一致。新增的(a)(1)和(a)(2)项源自第 25.1443 条对连续补氧系统的要求，而(a)(3)项则是原来第 23.1443 条的要求。新增的(b)款源自第 25.1443 条对肺式补氧系统的要求。新增的(c)款与第 25.1443 条对急救供氧流量的要求相同。对于 23 部飞机不要求安装急救供氧设备，但通勤类飞机有可能选装。新增的(d)款与 25 部对 BTPS 和 STPD 的定义相同。

第 23.1445 条 氧气分配系统

本条为新增条款，详见本说明第五条中的条款对照表。本条为氧气分配系统建立了标准。本要求限制了塑料软管在增压氧气系统中的使用。氧气的助燃作用，氧气系统的安装需要在审定时特别加以关注。

第 23.1447 条 分氧装置设置的规定

本条款的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订，新增了(a)(4)项的内容，以确保机组在用氧的同时能够使用无线电通信设备。本项并不是要求所有机组成员的分氧装置都备有通信设备。修订后的(d)和(e)款源自第 25.1447 条的相应要求，其提供了与 25 部相同的安全水平。

第 23.1451 条 氧气设备防火

本条为新增条款，详见本说明第五条中的条款对照表。本条规定的内容是要保证对氧气系统的保护，以防漏出的氧气导致飞机出现失火危害，因为纯氧对某些油料的冲击会在正常环境条件下使它点燃，由此成为飞机失火的火源之一。

第 23.1453 条 防止氧气设备破裂的规定

本条为新增条款，详见本说明第五条中的条款对照表。过去有关防止氧气设备破裂的规定是采用 23 部的结构载荷要求。本次修订则明确了结构载荷需与系统在最大温度和压力下的载荷情况同时考虑，并明确了对这些结构载荷的要求。此外还明确了对高压氧源及其管路的保护要求。

第 23.1461 条 含高能转子的设备

本条的修改情况详见本说明第五条中的条款对照表。此次修订，明确了(a)款中的高能转子设备应包括 APU 和恒速传动装置。

第 23.1511 条 襟翼展态速度

本条是修订条款。本条删除(a)款对第 23.457 条的引用，因为第 23.457 条已删除。

第 23.1521 条 动力装置限制

本条是修订条款。本条修订了对发动机温度限制要求。

第 23.1522 条 辅助动力装置限制

本条是新增条款。本条增加了对辅助动力装置的最低要求。

第 23.1525 条 运行类型

本条是修订条款。明确说明运行类型必须在飞行手册中规定。

第 23.1527 条 最大使用高度

本条是修订条款。本条修订为对任何 23 部飞机均必须制定受飞行、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。

第 23.1543 条 仪表标记：总则

本条是修订条款。本条要求所有有关的仪表必须以相协调的单位校准，这是安全运行的基本要求。

第 23.1545 条 空速指示器

本条是修订条款。本条修订区别开对 WAT 限制飞机和非 WAT 限制飞机的要求。

第 23.1549 条 动力装置仪表

本条是修订条款。本条将原来对动力装置仪表的要求扩大到辅助动力装置上。

第 23.1553 条 燃油油量表

本条是修订条款。本条删除原来要求的用弧线标明不可用燃油量的要求。仅要求一红色径向线，这能为飞行员提供更清晰的燃油量指示。

第 23.1555 条 操纵器件标记

本条是修订条款。本条(e)(2)要求非应急的其他操纵器件不得为红色，这将有助于防止应急情况下误用操纵器件。

第 23.1557 条 其他标记和标牌

本条是修订条款。本条进一步明确加油口盖的标记要求。

第 23.1559 条 使用限制标牌

本条是修订条款。对原条款进行简化。

第 23.1563 条 空速标牌

本条是修订条款。本条新增(c)款，相应于 WAT 限制飞机要求提供最大 V_{MC} 。

第 23.1567 条 飞行机动标牌

本条是修订条款。本条新增(d)相应于特技类飞机和有意进入尾旋的实用类飞机要求用一标牌列出改出操纵。

第 23.1581 条 总则

本条是修订条款。本条进行编辑修订并区别开对 WAT 限制飞机和非 WAT 限制飞机的要求。

第 23.1583 条 使用限制

本条是修订条款。本条对运行限制进行修订并增加以下内容：修订通勤类飞机空速限制、在飞行手册中增加 WAT 限制飞机的限制、外界大气温度限制、禁止吸烟信息的限制、提供规定跑道类型的资料等。

第 23.1585 条 使用程序

本条是修订条款。重新组织本条原来的内容并增加部分内容。

第 23.1587 条 性能资料

本条是修订条款。重新组织本条原来的内容，删除滑翔飞机性能的例外要求，删除对近似性能计算的选择，删除失速高度损失资料和超载着陆性能要求。

第 23.1589 条 载重资料

本条是修订条款。编辑修订无实质内容更改。

第 A23.1 条 总则

本条为修订条款。修订后的条款明确了适用于本条要求的飞机构型。

第 A23.11 条 操纵面载荷

本条为修订条款。本条修订了(c)(1)操纵面载荷分布情况，使其更为具体和明确，提高了可操作性。

对(c)(2)的文字表述稍作调整。

A23.13 条 操纵系统载荷

在本条的后面，增加图 A7 “水平安定面和升降舵或垂直安定面和方向舵的弦向载荷分布”。

附件 D 机轮起旋和回弹载荷

本条为修订条款。在标题中增加“回弹”载荷情况。增加(c)款，为第 23.479 条(c)款起落架的动态回弹载荷提供新的要求。

附件 E

删除。理由见第 23.25 条说明。

附件 F 试验方法

本条为修订条款。副标题更改为“表明符合第 23.853、第 23.855 和第 23.1359 条的自熄材料可接受的试验方法”，增加了第 23.855 和第 23.1359 条。

对(b)“试样形态”进行了修订。(c)中的“本附件(e)”改为“本附件(g)”，(d)中的“本附件(f)”改为“本附件(h)”。增加了(f)“45 度试验”和(g)“60 度试验”。

附件 H 自动功率储备系统的安装

本附件为新增要求。明确规定了 APR 必须满足的要求，详见第 23.904 条修订说明。

附件 I 水上飞机载荷

本附件为新增要求。新增三张图，图 1 “水上飞机的角度、尺寸和方向的图解定义”、图 2 “船体各站位加权系数”、图 3 “横向压力分布图”。

四、修订参考资料

本次修订参考了美国联邦航空条例第 23 部 (FAR23) 的下列 22 项修正案：

修正案编号	标题	生效日期
Amdt.23-43	小飞机适航评估计划第 3 号通告	1993/05/10
Amdt.23-44	适航标准；失速速度大于 61 节的小飞机	1993/08/18
Amdt.23-45	小飞机适航评审方案通告 No. 4	1993/09/07
Amdt.23-46	适航标准；正常类、实用类和通勤类飞机应急出口要求	1994/06/16
Amdt.23-47	依据引用的修改	1995/12/28
Amdt.23-48	适航标准；基于欧洲 JAA 要求提案的机身提案	1996/03/11
Amdt.23-49	适航标准；基于欧洲 JAA 要求的系统和设备规定	1996/03/11
Amdt.23-50	适航标准；基于欧洲 JAA 要求的飞行规定	1996/03/12

Amdt.23-51	适航标准；基于欧洲 JAA 要求的动力装置规定	1996/03/12
Amdt.23-52	动力装置仪表；燃油压力指示	1996/07/25
Amdt.23-53	适航标准；雨和冰雹吸入标准	1998/04/30
Amdt.23-54	适航标准；吸鸟	2000/12/13
Amdt.23-55	去掉过期的特殊联邦航空规章	2002/03/01

五、CCAR23 部本次修订涉及的条款

A 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 23.3 条(b)(2)		√		23-50	
(d)		√			
(e)		√			

B 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 23.23 条		√		23-45	
第 23.25 条(a)(1)(iii)		√		23-50	
第 23.25 条(a)(2)		√		23-45	
第 23.33 条(b)		√		23-50	
第 23.45 条		√		23-50	
第 23.49 条		√		23-50	
第 23.51 条		√		23-50	
第 23.53 条		√		23-50	
第 23.55 条		√		23-50	
第 23.57 条		√		23-50	
第 23.59 条		√		23-50	
第 23.63 条		√		23-50	
第 23.65 条		√		23-50	
第 23.66 条	√			23-50	
第 23.67 条		√		23-50	
第 23.69 条	√			23-50	
第 23.71 条	√			23-50	
第 23.73 条	√			23-50	
第 23.75 条		√		23-50	
第 23.77 条		√		23-50	
第 23.141 条		√		23-45	
第 23.143 条		√		23-50	
第 23.145 条		√		23-50	
第 23.147 条		√		23-50	
第 23.149 条		√		23-50	
第 23.153 条		√		23-50	
第 23.155 条		√		23-50	

第 23.157 条		√		23-50	
第 23.161 条		√		23-50	
第 23.175 条		√		23-50	
第 23.177 条		√		23-50	
第 23.179 条			√	23-45	
第 23.181 条		√		23-45	
第 23.201 条		√		23-50	
第 23.203 条		√		23-50	
第 23.205 条			√	23-50	
第 23.207 条		√		23-50	
第 23.233 条		√		23-45	
		√		23-50	
第 23.235 条		√		23-50	
第 23.237 条	√			23-50	
第 23.251 条		√		23-45	
第 23.253 条		√		23-50	

C 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 23.301 条(d)		√		23-48	
第 23.305 条(b)		√		23-45	
第 23.321 条(c)	√			23-45	
第 23.331 条(a)		√			R2 印刷错误。将第 23.331 改为第 23.333。
第 23.333 条(d)		√			R2 的飞行包线与原文不同，且原文没有注。
第 23.335 条(a)(1)		√		23-48	R2 的公式有误。
(b)(4)(iii)	√				
(d)(1)		√			
第 23.337 条(a)(1)		√		23-48	
第 23.341 条		√		23-48	
第 23.343 条	√			23-48	
第 23.345 条(a)		√		23-48	
(b)		√			
(c)		√			
(d)		√			
(e)			√		
第 23.347 条(a)		√		23-48	
(b)	√				
第 23.349 条(a)(2)		√		23-48	
第 23.361 条(a)(2)		√		23-45	

(c)		√			
第 23.369 条		√		23-45 23-48	
第 23.371 条(a) (b) (c)	√ √	√		23-45 23-48	
第 23.391 条		√		23-48	
第 23.393 条	√			23-48	
第 23.397 条(b)		√		23-45	
第 23.399 条(a) (b)	√	√		23-48	更改 R2 的印刷 错误。
第 23.415 条(a)(2) (c)	√	√		23-45 23-48	
第 23.441 条(a)(2) (b)	√	√		23-48	
第 23.443 条(c)		√		23-48	
第 23.457 条			√	23-48	
第 23.473 条(b)(1) (c)(1) (f)		√ √ √		23-45 23-48	
第 23.479 条(b) (c)		√ √		23-45	
第 23.485 条(d)	√			23-45	
第 23.497 条(c)	√			23-48	
第 23.499 条(d) (e)	√ √			23-48	
第 23.521 条(b) (c)		√	√	23-45 23-48	
第 23.523 条	√			23-45	
第 23.524 条	√			23-45	
第 23.527 条	√			23-45	
第 23.528 条	√			23-45	
第 23.531 条	√			23-45	
第 23.533 条	√			23-45	
第 23.535 条	√			23-45	
第 23.537 条	√			23-45	
第 23.561 条(b) (d)(1) (e)		√ √ √		23-46 23-48	
第 23.562 条(b) (d)	√	√		23-44 23-50	
第 23.571 条(a) (c)	√	√		23-45 23-48	

第 23.572 条(a) (a)(1) (a)(3)	√	√		23-45 23-48	
第 23.573 条	√			23-45 23-48	原文有误。原文 (b) 中 提 到 23.571(a)(3)，而 23.571 条 没 有 (a)(3)，根据内容判断应为 23.571 (c)。
第 23.574 条	√			23-48	
第 23.575 条	√			23-48	

D 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 23.607 条(a) (b) (c)	√ √	√		23-48	
第 23.611 条		√		23-48	
第 23.613 条		√		23-45	
第 23.615 条			√	23-45	
第 23.621 条(c)(1) (c)(1)(ii) (d) (e)	√ √ √	√ √		23-45	
第 23.629 条(a) (b) (c) (d) (e) (g) (h) (i)	√ √ √	√ √ √ √ √		23-45 23-48	
第 23.655 条(a)		√		23-45	
第 23.657 条(c)			√	23-48	
第 23.672 条	√			23-45	
第 23.673 条(b)			√	23-48	删除 (b) 的内容， 去掉 (a) 的标记。
第 23.677 条		√		23-49	
第 23.679 条		√		23-45	
第 23.691 条	√			23-49	
第 23.697 条(c)	√			23-49	
第 23.701 条		√		23-49	
第 23.703 条	√			23-49	

第 23.723 条		√		23-49	FAA 更改了一个语法错误，对本条的中文没有造成更改。
第 23.725 条		√		23-48	
第 23.729 条(a)(2)		√		23-45	
(e)		√		23-49	
(f)		√			
(g)	√				
第 23.731 条(a)			√	23-45	
第 23.733 条(a)		√		23-45	
第 23.735 条(a)		√		23-49	
(c)		√			
(d)	√				
(e)	√				
第 23.737 条		√		23-45	
第 23.745 条	√			23-49	
第 23.751 条(a)		√		23-45	
第 23.753 条		√		23-45	
第 23.755 条(a)		√		23-45	
(b)			√	23-48	
第 23.773 条		√		23-45	
第 23.775 条		√		23-45	
				23-49	
第 23.777 条(c)		√		23-51	
(e)		√			
第 23.779 条(b)		√		23-51	
第 23.783 条(b)		√		23-46	
(f)	√			23-49	
(g)	√				
第 23.785 条(a)		√		23-49	
(b)		√			
(c)		√			
第 23.787 条		√		23-49	取消 (g), (d) 和 (f) 纳入修订后的第 23.855 条。
第 23.791 条	√			23-49	
第 23.803 条		√		23-46	
第 23.805 条	√			23-46	
第 23.807 条		√		23-46	
(e)	√			23-49	
第 23.811 条(c)	√			23-46	

第 23.812 条	√			23-46	
第 23.813 条		√		23-46	
第 23.815 条		√		23-46	
第 23.841 条		√		23-49	
第 23.851 条		√		23-45	
第 23.853 条		√		23-49	
第 23.855 条	√			23-49	
第 23.865 条		√		23-45 23-48	
第 23.867 条		√		23-49	

E 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 23.901 条(b) (d) (e) (f)	√	√ √ √		23-43 23-51 23-53	
第 23.903 条		√		23-43 23-51 23-53 23-54	
第 23.904 条	√			23-43	
第 23.905 条(e) (f) (g) (h)	√ √ √ √			23-43	
第 23.907 条		√		23-51	
第 23.909 条(a) (b) (c) (d) (e)	√ √	√ √ √		23-43	
第 23.925 条(b)	√			23-43 23-48 23-51	
第 23.933 条		√		23-51	全面修订
第 23.934 条	√			23-43	
第 23.937 条(b)	√			23-43	
第 23.943 条		√		23-43	
第 23.951 条(a) (d)		√ √		23-43	
第 23.953 条(b)(1)		√		23-43	

第 23.955 条(a)(1)		√			
(a)(3)	√				
(a)(4)	√				
(c)		√			
(c)(1)		√		23-43	
(c)(3)	√			23-51	
(d)(2)		√			
(e)	√				
(f)(2)	√				
(f)(3)	√				
第 23.957 条(a)		√		23-43	
(b)	√				
第 23.961 条		√		23-43	
第 23.963 条(b)		√		23-43 23-51	
第 23.965 条(b)		√		23-43 23-51	
第 23.967 条(d)		√		23-43	
第 23.971 条(b)		√			
(c)	√			23-43	
(d)	√				
第 23.973 条(c)		√			
(d)	√			23-43	
(e)	√				
第 23.975 条(a)(5)		√		23-43 23-51	
第 23.977 条(d)		√		23-43	
第 23.979 条(b)		√		23-51	
第 23.991 条(c)		√		23-43	
第 23.997 条(d)		√		23-43	
第 23.999 条(b)(2)		√		23-43	原(b)(2)、(b)(3)整合为(b)(2)
第 23.1001 条(b)(2)		√		23-51	
第 23.1011 条(a)	√				新增(a)，原来的
(c)		√		23-43	序号顺延，对原
					(b)进行修订，即
					现在的(c)
第 23.1013 条(d)(1)		√		23-43 23-51	
第 23.1019 条(a)(2)		√			
(a)(5)		√		23-43	
第 23.1021 条(b)		√			
(c)	√			23-43	

第 23.1027 条(a)		√		23-43	
第 23.1041 条		√		23-51	
第 23.1043 条(a)		√			
(c)		√		23-51	
(d)		√			
第 23.1061 条(a)(2)		√			
(a)(3)		√		23-43	
(a)(4)	√				
第 23.1091 条(a)		√			
(b)(4)	√			23-43	
(b)(5)	√			23-51	
(c)(2)		√			
第 23.1093 条(a)(3)		√			
(a)(4)		√			
(a)(5)		√		23-43	
(a)(6)	√			23-51	
(b)		√			
(c)		√			
第 23.1101 条		√		23-43	
第 23.1103 条(c)	√				
(d)	√			23-43	
(e)	√				
(f)	√				
第 23.1105 条(a)		√		23-51	
第 23.1107 条	√			23-51	
第 23.1121 条		√			
(c)		√		23-43	
(g)		√		23-51	
(i)	√				
第 23.1123 条		√		23-43	
第 23.1141 条(b)		√			
(e)		√		23-51	
第 23.1142 条	√			23-43	
第 23.1143 条(f)		√		23-43	
(g)	√			23-51	
第 23.1145 条(a)		√		23-43	
第 23.1147 条(b)		√		23-43	
第 23.1153 条		√		23-51	
第 23.1181 条	√			23-51	
第 23.1183 条(a)		√		23-51	
第 23.1189 条(a)(5)		√		23-43	
第 23.1191 条(b)		√		23-43	
				23-51	

第 23.1193 条(b)		√		23-43	
第 23.1195 条		√		23-43	全面修订
第 23.1203 条		√		23-43 23-51	全面修订

F 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 23.1303 条		√		23-43	修订(c)
(c)		√			
(d)		√			
(e)		√		23-49	其他所列款目
(f)	√				
(g)	√				
第 23.1305 条(a)		√		23-43	全面修订
(b)		√		23-51	删 除 并 备 用
(c)		√			(b)(3)(ii)
(d)		√		23-52	修订(b)(4)
(e)		√			
(f)~(w)			√		
第 23.1307 条		√		23-43	修订(a)和(c)
(a)			√	23-49	全面修订
(b)			√		
第 23.1309 条(a)(4)	√			23-49	
第 23.1311 条(a)		√		23-49	全面修订
(b)		√			
(c)		√			
(d)			√		
(e)			√		
第 23.1321 条(d)		√		23-49	
第 23.1322 条(e)	√			23-43	
第 23.1323 条(c)		√		23-49	
(d)		√			
(e)		√			
(f)	√				
第 23.1325 条(e)		√		23-49	修订(g)
(f)			√	23-50	备用(f)，修订(e)
(g)		√			
第 23.1326 条	√			23-49	
第 23.1329 条(b)		√		23-43	修订(b)和其他所
(c)		√			列款目

				23-49	修订(b)
第 23.1331 条		√		23-43	全面修订
(a)		√			
(b)		√			
(c)	√				
第 23.1337 条		√		23-43	修订(a)和(b)
(a)		√		23-49	修订(b)
(b)		√		23-51	修订(b)(1)
第 23.1351 条(b)		√		23-43	修订(c)和(g)
(c)		√		23-49	修订(b)(2)(3)(4)
(g)	√				和(c)(3)
第 23.1353 条(h)	√			23-49	
第 23.1357 条(a)		√		23-43	
(e)		√			
第 23.1359 条	√			23-49	
第 23.1361 条		√		23-43	修订(a)(b)
				23-49	修订(c)
第 23.1365 条(b)		√		23-43	新增(c)
(c)	√			23-49	其他所列款目
(d)	√				
(e)	√				
(f)	√				
第 23.1383 条		√		23-49	全面修订
(a)		√			
(b)		√			
(c)	√				
(d)	√				
第 23.1385 条(b)		√		23-43	
(c)		√			
(d)		√			
(e)			√		
第 23.1387 条(a)		√		23-43	
第 23.1389 条(b)		√		23-43	
第 23.1391 条		√		23-43	
第 23.1393 条		√		23-43	
第 23.1395 条		√		23-43	
第 23.1401 条(a)		√		23-49	
第 23.1413 条			√	23-49	
第 23.1419 条		√		23-43	全面修订
第 23.1431 条		√		23-43	全面修订，新增
(a)	√				(a)和(b)
(b)	√				

				23-49	其他所列款目
第 23.1435 条(c)		√		23-43 23-49	
第 23.1441 条(a) (d) (e)	√	√ √		23-43	
第 23.1443 条 (a) (b) (c) (d)	√ √ √ √	√		23-43	全面修订，新增 (a)~(d)
第 23.1445 条	√			23-43	
第 23.1447 条(a) (d) (e)		√ √ √		23-43 23-49	修订(e) 修订(e)和其他所 列款目
第 23.1451 条	√			23-49	
第 23.1453 条	√			23-49	
第 23.1461 条(a)		√		23-49	

G 章

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 23.1507 条		√		23-45	
第 23.1511 条		√		23-50	
第 23.1521 条		√		23-50	
第 23.1522 条	√			23-45	
第 23.1525 条		√		23-45	
第 23.1527 条		√		23-45	
第 23.1543 条		√		23-50	
第 23.1545 条		√		23-50	
第 23.1549 条		√		23-45	
第 23.1553 条		√		23-50	
第 23.1555 条		√		23-50	
第 23.1557 条		√		23-45	
第 23.1559 条		√		23-50	
第 23.1563 条		√		23-50	
第 23.1567 条		√		23-50	
第 23.1581 条		√		23-50	
第 23.1583 条		√		23-50	
第 23.1585 条		√		23-50	
第 23.1587 条		√		23-50	
第 23.1589 条		√		23-50	

附件

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
附件 A23.1		√		23-48	
附件 A23.11		√		23-48	
附件 A23.13		√		23-48	
附件 D		√		23-45	
附件 E			√	23-50	
附件 F		√		23-49	
附件 H	√			23-43	
附件 I	√			23-45	