

中国民用航空总局关于第三次修订《运输类飞机适航标准》的决定

(《中国民用航空总局关于第三次修订〈运输类飞机适航标准〉的决定》(CCAR-25-R3)已经2001年5月14日中国民用航空总局局务会议通过,现予公布,自公布之日起施行。1985年12月31日制定,1990年7月18日第一次修订,1995年12月18日第二次修订的《运输类飞机适航标准》根据本决定修订后重新公布。)

一、中国民用航空规章第25部《运输类飞机适航标准》自1985年12月31日由中国民用航空总局发布以来,已经过1990年7月18日的第一次修订和1995年12月18日的第二次修订。随着航空科学技术的进步、航空工业和航空运输业的发展以及人们对航空安全性认识的深化,适航标准自身也在不断发展和更新。为保持我国适航标准与国外适航标准在安全水平上的一致性,促进我国民族航空工业的健康发展,进一步加强与国际间的交往,中国民用航空总局决定对中国民用航空规章第25部《运输类飞机适航标准》(CCAR-25)进行第三次修订。

中国民用航空规章第25部《运输类飞机适航标准》(CCAR-25)第三次修订的内容包括修订§25.101总则、§25.105起飞、§25.107起飞速度、§25.109加速—停止距离、§25.113起飞距离和起飞滑跑距离、§25.115起飞飞行航迹、§25.119着陆爬升:全发工作、§25.121爬升:单发停车、§25.125着陆、§25.143总则、§25.145纵向操纵、§25.149最小操纵速度、§25.201失速演示、§25.203失速特性、§25.253高速特性、§25.305强度和变形、§25.321总则、§25.331对称机动情况、§25.333飞行机动包线、§25.335设计空速、§25.341突风和紊流载荷、§25.343设计燃油和滑油载重、§25.345增压装置、§25.349滚转情况、§25.351偏航机动情况、§25.363发动机和辅助动力装置支架的侧向载荷、§25.365增压舱载荷、§25.371陀螺载荷、§25.373速度控制装置、§25.391操纵面载荷:总则、§25.415地面突风情况、§25.427非对称载荷、§25.445辅助气动力面、§25.473着陆载荷情况和假定、§25.479水平着陆情况、§25.481尾沉着陆情况、§25.483单起落架着陆情况、§25.485侧向载荷情况、§25.491滑行、起飞和着陆滑跑、§25.493滑行刹车情况、§25.499前轮侧偏与操纵、§25.561总则、§25.571结构的损伤容限和疲劳评定、§25.735刹车、§25.783舱门、§25.785座椅、卧铺、安全带和肩带、§25.807应急出口、§25.810应急撤离辅助设施与撤离路线、§25.811应急出口的标记、§25.812应急照明、§25.813应急出口通路、§25.831通风、§25.832座舱臭氧浓度、§25.841增压座舱、§25.853座舱内部设施、§25.855货舱和行李舱、§25.857货舱等级、§25.858货舱或行李舱烟雾或火警探测系统、§25.903发动机、§25.1091进气、§25.1185可燃液体、§25.1447分氧装置设置的规定、§25.1533附加使用限制共计63条款和附录F第II部分座椅垫的可燃性、附录F第IV部分测定热辐射下客舱材料热释放速率的试验方法;新增§25.1517颠簸气流速度1条款。

修订后的条款内容如下:

§25.101 总则

- (a) 除非另有规定,飞机必须按周围大气条件和静止空气满足本分部适用的性能要求。
- (b) 受发动机功率(推力)影响的性能必须基于下述相对湿度:
 - (1) 对于涡轮发动机飞机:
 - (i) 在等于和低于标准温度时,相对湿度为80%;
 - (ii) 在等于和高于标准温度加28°C(50°F)时,相对湿度为34%。在这两种温度之间,相对湿度按线性变化。
 - (2) 对于活塞发动机飞机,标准大气下相对湿度为80%。发动机功率的蒸气压力修正按下表:

高度	蒸气压力	比湿度	相对密度
H	e	W	σ
(米)	(毫米汞柱)	(公斤水蒸气 / 公斤干燥空气)	(ρ / 零高标准大气密度)
-----	-----	-----	-----

0	10.2	0.00849	0.99508
250	9.21	0.00786	0.97179
500	8.28	0.00727	0.94886
750	7.43	0.00672	0.92637
1,000	6.66	0.00621	0.90424
1,250	5.96	0.00572	0.88248
1,500	5.32	0.00527	0.86113
1,750	4.75	0.00485	0.84015
2,000	4.24	0.00445	0.81955
2,250	3.77	0.00408	0.79933
2,500	3.34	0.00374	0.77949
2,750	2.97	0.00342	0.76000
3,000	2.63	0.00312	0.74086
4,500	1.22	0.00176	0.63353
6,000	0.531	0.000934	0.53829
7,500	0.217	0.000467	0.45453

高度 H (英尺)	蒸气压 e (英寸汞柱)	比湿度 W (磅水蒸气 / 磅 干燥空气)	相对密度 σ (ρ / 零高标准大气密度)
0	0.403	0.00849	0.99508
1,000	0.354	0.00773	0.96672
2,000	0.311	0.00703	0.93895

3, 0 0 0	0. 2 7 2	0. 0 0 6 3 8	0. 9 1 1 7 8
4, 0 0 0	0. 2 3 8	0. 0 0 5 7 8	0. 8 8 5 1 4
5, 0 0 0	0. 2 0 7	0. 0 0 5 2 3	0. 8 5 9 1 0
6, 0 0 0	0. 1 8 0 5	0. 0 0 4 7 2	0. 8 3 3 6 1
7, 0 0 0	0. 1 5 6 6	0. 0 0 4 2 5	0. 8 0 8 7 0
8, 0 0 0	0. 1 3 5 6	0. 0 0 3 8 2	0. 7 8 4 3 4
9, 0 0 0	0. 1 1 7 2	0. 0 0 3 4 3	0. 7 6 0 5 3
1 0, 0 0 0	0. 1 0 1 0	0. 0 0 3 0 7	0. 7 3 7 2 2
1 5, 0 0 0	0. 0 4 6 3	0. 0 0 1 7 1	0. 6 2 8 6 8
2 0, 0 0 0	0. 0 1 9 7 8	0. 0 0 0 8 9 6	0. 5 3 2 6 3
2 5, 0 0 0	0. 0 0 7 7 8	0. 0 0 0 4 3 6	0. 4 4 8 0 6

(c) 性能必须对应于在特定周围大气条件、特定飞行状态和本条 (b) 规定的相对湿度下的可用推进力。该可用推进力必须与不超过批准的功率 (推力) 扣除下列损失后的发动机功率 (推力) 相对应:

- (1) 安装损失;
 - (2) 特定周围大气条件和特定飞行状态下由附件及辅助装置所吸收的功率或当量推力。
- (d) 除非另有规定, 申请人必须选择飞机的起飞、航路、进场和着陆形态。
- (e) 飞机形态可随重量、高度和温度变化, 使之适合本条 (f) 要求的操作程序。

(f) 除非另有规定, 在确定加速一停止距离、起飞飞行航迹、起飞距离和着陆距离时, 改变飞机的形态、速度、功率 (推力), 必须按照申请人为使用操作所制定的程序进行。

(g) 必须制定与 § 2 5. 1 1 9 和 § 2 5. 1 2 1 (d) 中规定的条件相应的执行中断着陆和中断进场的程序。

(h) 按本条 (f) 和 (g) 所制定的程序必须:

- (1) 在飞机服役中能够由具有中等技巧的机组一贯正确地执行;
- (2) 采用安全可靠的方法或装置;
- (3) 计及在服役中执行这些程序时可合理预期的时间滞后。

(i) § 2 5. 1 0 9 和 § 2 5. 1 2 5 条所规定的加速一停止距离和着陆距离必须在飞机全部的机轮刹车装置处于它们所允许磨损范围的完全磨损极限状态下确定。

§ 2 5. 1 0 5 起飞

(a) 必须确定在下列条件下, § 2 5. 1 0 7 所述的起飞速度、§ 2 5. 1 0 9 所述的加速一停止距离、§ 2 5. 1 1 1 所述的起飞航迹及 § 2 5. 1 1 3 所述的起飞距离和起飞滑跑距离:

- (1) 申请人所选定的使用限制范围内的每一重量、高度和周围温度;

- (2) 所选定的起飞形态。
- (b) 为确定本条所需数据而用的起飞，不得要求特殊的驾驶技巧或机敏。
- (c) 起飞数据必须基于下列条件：
 - (1) 对于陆上飞机和水陆两用飞机：
 - (i) 平整、干和湿的并有硬质道面的跑道；和
 - (i i) 申请人如有选择时，带沟槽，或多孔摩擦的湿硬质道面的跑道；
 - (2) 对于水上飞机和水陆两用飞机，平静的水面；
 - (3) 对于滑橇式飞机，平整、干燥的雪地。
- (d) 在所制定的该飞机使用限制范围内，起飞数据必须计及下列项目的使用修正因素：
 - (1) 沿起飞航迹不大于名义风逆风分量的 5 0 %，和沿起飞航迹不小于名义风顺风分量的 1 5 0 %；
 - (2) 跑道有效坡度。

§ 2 5 . 1 0 7 起飞速度

- (a) V1 必须根据 VEF 制定如下：
 - (1) VEF 是假定临界发动机失效时的校正空速。VEF 必须由申请人选定，但不得小于按 § 2 5 . 1 4 9 (e) 确定的 VMCG；
 - (2) V1 是申请人选定的起飞决断速度，以校正空速表示。但 V1 不得小于 VEF 加上在下述时间间隔内临界发动机不工作该飞机的速度增量，此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作出反应的瞬间，后一瞬间以驾驶员在加速—停止试验中采取最初的减速措施（例如，施加刹车，减少推力，打开减速装置）为准。
- (b) V2MIN，以校正空速表示，不得小于：
 - (1) 1 . 2 VS，用于：
 - (i) 双发和三发涡轮螺旋桨和活塞发动机飞机；
 - (i i) 无措施使单发停车带动力失速速度显著降低的涡轮喷气飞机；
 - (2) 1 . 1 5 VS，用于：
 - (i) 三发以上的涡轮螺旋桨和活塞发动机飞机；
 - (i i) 有措施使单发停车带动力失速速度显著降低的涡轮喷气飞机；
- (3) 1 . 1 VMCA，VMCA 按 § 2 5 . 1 4 9 确定。
- (c) V2，以校正空速表示，必须由申请人选定，以提供至少为 § 2 5 . 1 2 1 (b) 所要求的爬升梯度。但 V2 不得小于：
 - (1) V2MIN；
 - (2) VR 加上在达到高于起飞表面 1 0 . 7 米（3 5 英尺）高度时所获得的速度增量（按照 § 2 5 . 1 1 1 (c) (2)）。
- (d) VMU，为校正空速，在等于和高于该速度时，飞机可能安全离地并继续起飞。VMU 速度必须在申请审定的整个推重比范围内由申请人选定。这些速度可根据自由大气数据制定，条件是这些数据为地面起飞试验所证实。
- (e) VR，以校正空速表示，必须按照本条 (e) (1) 至 (4) 的条件选定：
 - (1) VR 不得小于下列任一速度：
 - (i) V1；
 - (i i) 1 0 5 % VMCA；
 - (i i i) 使飞机在高于起飞表面 1 0 . 7 米（3 5 英尺）以前速度能达到 V2 的某一速度（按 § 2 5 . 1 1 1 (c) (2) 确定）；
 - (i v) 某一速度，如果飞机在该速度以实际可行的最大抬头率抬头，得到的 VL0F 将不小于全发工作 VMU 的 1 1 0 %，且不小于按单发停车推重比确定的 VMU 的 1 0 5 %；

(2) 对于任何一组给定的条件（例如重量、形态和温度），必须用根据本款确定的同一个 VR 值来表明符合单发停车和全发工作两种起飞规定；

(3) 必须表明，当采用比按本条 (e) (1) 和 (2) 制定的 VR 低 5 节的抬头速度时，单发停车起飞距离不超过与采用所制定的 VR 对应的单发停车起飞距离。起飞距离必须按 § 2 5 . 1 1 3 (a) (1) 确定；

(4) 服役中可合理预期的对于所制定飞机起飞操作程序的偏差(如飞机抬头过度及失配平状况),不得造成不安全的飞行特性,或使按§25.113(a)制定的预定起飞距离显著增加。

(f) VLOF,为飞机开始腾空时的校正空速。

§25.109 加速—停止距离

(a) 干跑道上的加速—停止距离是下述两种距离中的大者:

(1) 完成下述过程所需距离之和:

(i) 全发工作情况下,飞机从滑跑始点加速到VEF;

(ii) 假定临界发动机在VEF失效和驾驶员在V1采取中止起飞的第一个减速措施,允许飞机从VEF加速到中止起飞期间所达到的最大速度;和

(iii) 从本条(a)(1)(ii)规定达到的速度到完全停止;加上

(iv) 相当于以V1滑跑2秒钟的距离。

(2) 完成下列过程所需距离之和:

(i) 全发工作情况下,假定驾驶员在V1采取中止起飞的第一个减速措施,飞机从滑跑始点加速至中止起飞期间的最大速度;和

(ii) 全发仍工作情况下,从本条(a)(2)(i)规定达到的速度到完全停止;加上

(iii) 相当于以V1滑跑2秒钟的距离。

(b) 湿跑道上的加速—停止距离是下述两种距离中的大者:

(1) 按照本条(a)款在干跑道上确定的加速—停止距离;或

(2) 在湿跑道上,采用湿跑道的VEF和V1,按照本条(a)款确定加速—停止距离。在确定湿跑道上的加速—停止距离时,机轮刹车的停止力不得超过:

(i) 满足§25.101(i)款和本条(a)款要求所确定的机轮刹车的停止力;和

(ii) 按照本条(c)、(d)款基于湿跑道刹车摩擦系数确定的力,如适用,尚须考虑所批准的起飞状态下最不利重心位置刹车机轮与非刹车机轮间的正常载荷分布。

(c) 平整湿跑道上的湿跑道刹车摩擦系数定义为地速的函数,并且必须计算如下:

(1) 湿跑道轮胎—地面最大刹车摩擦系数定义为:

轮胎压强 (psi)	最大刹车系数 (轮胎—与—地面)
2	3
$0.50 - 0.851 (V / 100)$	$\mu_{t/gMAX} = -0.0350 (V / 100) + 0.306 (V / 100)$
3	1
2	3

100	$\mu t/g_{MAX} = -0.0437 (V/100) + 0.320 (V/100)$
-0.805 (V/100) + 0.80	
4	
200	$\mu t/g_{MAX} = -0.0331 (V/100) + 0.252 (V/100)$
-0.658 (V/100) + 0.69	
2	
300	$\mu t/g_{MAX} = -0.0401 (V/100) + 0.263 (V/100)$
-0.611 (V/100) + 0.61	
4	

其中，

轮胎压强：飞机使用最大轮胎压强（Psi）；

$\mu t/g_{MAX}$ ：轮胎—地面最大刹车系数；

V：飞机真地速（节）；和

其它未列轮胎压强可线性内插。

（2）湿跑道轮胎—地面最大刹车摩擦系数必须考虑湿跑道上防滑系统的效率加以调整。必须在平整湿跑道上进行飞行试验演示防滑系统的工作，并且必须确定它的效率。除非用来自平整湿跑道上飞行试验的定量分析确定特定防滑系统的效率，本条（c）（1）确定的湿跑道轮胎—地面最大刹车摩擦系数必须乘以与飞机所安装防滑系统类型相关的效率值：

防滑系统类型	效率值
开关式	0.3
准调节式	0.5
全调节式	0.8

(d) 申请人如有选择的具有带沟槽, 或具有多孔摩擦材料处理的跑道道面时, 可使用较高的湿跑道刹车摩擦系数。对于带沟槽和多孔摩擦跑道, 湿跑道刹车摩擦系数定义可为下列两者中的任何一个:

(1) 用于确定干跑道加速-停止距离的干跑道刹车摩擦系数的 70%; 或

(2) 除了特定防滑系统的效率已被确定之外, 本条(c)款所定义的湿跑道刹车系数对于带沟槽, 或多孔摩擦湿跑道仍是适当的, 但其中湿跑道轮胎-地面最大刹车摩擦系数定义为:

轮胎压强 数 (psi) 面)	最大刹车系 数 (轮胎-与-地 面)
3 50	$\mu_{t/gMAX} = 0.1470 (V/100) - 1.050 (V/100) + 2.673 (V/100) -$
2 73	$2.683 (V/100) + 0.403 (V/100) + 0.859$
3 100	$\mu_{t/gMAX} = 0.1106 (V/100) - 0.813 (V/100) + 2.130 (V/100) -$
2 30	$2.200 (V/100) + 0.317 (V/100) + 0.807$
3 200	$\mu_{t/gMAX} = 0.0498 (V/100) - 0.398 (V/100) + 1.140 (V/100) -$
2 40	$1.285 (V/100) + 0.140 (V/100) + 0.701$

(i) 沿着按 § 25. 111 确定的起飞航迹, 从起飞始点到下列两点的中点所经过的水平距离, 在一点速度达到 VLOF, 在另一点飞机高于起飞表面 10. 7 米 (35 英尺);

(ii) 全发工作, 沿着由其余与 § 25. 111 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水平距离的 115%, 在一点速度达到 VLOF, 在另一点飞机高于起飞表面 10. 7 米 (35 英尺)。

(2) 湿跑道的起飞滑跑距离是下述距离中的大者—

(i) 沿着按 § 25. 111 确定的湿跑道起飞航迹从起飞始点到飞机高于起飞表面 4. 6 米 (15 英尺) 的一点所经过的水平距离, 以完成高于起飞表面 35 英尺之前达到 V2 一致的方法; 或

(ii) 全发工作, 沿着由其余与按 § 25. 111 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水平距离的 115%, 在一点速度达到 VLOF, 在另一点飞机高于起飞表面 4. 6 米 (15 英尺)。

§ 25. 115 起飞飞行航迹

(a) 起飞飞行航迹, 依据适当的道面情况, 从按 § 25. 113 (a) 或 (b) 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 § 25. 111 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量的当量值。

§ 25. 119 着陆爬升: 全发工作

在下列条件下, 着陆形态的定常爬升梯度不得小于 3. 2%:

(a) 发动机功率 (推力) 是将油门操纵杆从最小飞行慢车位置开始移向复飞设置位置后 8 秒钟时的可用功率 (推力);

(b) 爬升速度不大于 1. 3 VS。

§ 25. 121 爬升: 单发停车

(a) 起落架在放下位置的起飞 在下列条件下, 以沿飞行航迹 (在飞机达到 VLOF 和起落架完全收起两点之间) 的临界起飞形态, 和以 § 25. 111 中所采用的形态 (无地面效应), 在速度 VLOF 的定常爬升梯度, 对于双发飞机必须是正的, 对于三发飞机不得小于 0. 3%, 对于四发飞机不得小于 0. 5%:

(1) 临界发动机停车, 而其余发动机 (除非随后沿飞行航迹在起落架完全收起之前, 存在更临界的动力装置运转状态) 处于按 § 25. 111 开始收起起落架时的可用功率 (推力) 状态;

(2) 重量等于按 § 25. 111 确定的开始收起起落架时的重量。

(b) 起落架在收起位置的起飞 在下列条件下, 以飞行航迹上起落架完全收起点的起飞形态, 和以 § 25. 111 中所采用的形态 (无地面效应), 在速度 V2 的定常爬升梯度, 对于双发飞机不得小于 2. 4%, 对于三发飞机不得小于 2. 7%, 对于四发飞机不得小于 3. 0%:

(1) 临界发动机停车, 而其余发动机 (除非随后沿飞行航迹在飞机达到高于起飞表面 120 米 (400 英尺) 高度之前, 存在更临界的动力装置运转状态) 处于按 § 25. 111 确定的起落架完全收起时的可用起飞功率 (推力) 状态;

(2) 重量等于按 § 25. 111 确定的起落架完全收起时的重量。

(c) 起飞最后阶段 在下列条件下, 以按 § 25. 111 确定的起飞航迹末端的航路形态, 在速度不小于 1. 25 VS 的定常爬升梯度, 对于双发飞机不得小于 1. 2%, 对于三发飞机不得小于 1. 5%, 对于四发飞机不得小于 1. 7%:

(1) 临界发动机停车, 其余发动机处于可用的最大连续功率 (推力) 状态;

(2) 重量等于按 § 25. 111 确定的起飞航迹末端的重量。

(d) 进场 在下列条件下, 以相应于正常全发工作操作程序的进场形态 (在此程序中该形态的 VS 不超过对应着陆形态 VS 的 110%) 定常爬升梯度, 对于双发飞机不得小于 2. 1%, 对于三发飞机不得小于 2. 4%, 对于四发飞机不得小于 2. 7%:

(1) 临界发动机停车, 其余发动机处于复飞设置可用功率 (推力) 状态;

- (2) 最大着陆重量;
- (3) 按正常着陆程序制定的爬升速度, 但不大于 1.5 VS。

§ 25. 125 着陆

(a) 必须按下列条件确定(按标准温度, 在申请人为该飞机制定的使用限制范围内的每一重量、高度和风的条件下)从高于着陆表面 15 米(50 英尺)的一点到飞机着陆并完全停止(对于着水, 则为 3 节左右的速度)所需的水平距离:

- (1) 飞机必须处于着陆形态;
- (2) 下降到 15 米(50 英尺)高度前, 必须维持以不小于 1.3 VS 或 VMCL 两者中的大者的校正空速稳定进场;
- (3) 必须按所制定的使用操作程序改变形态、功率(推力)和速度;
- (4) 着陆时必须避免过大的垂直加速度, 没有弹跳、前翻、地面打转、海豚运动和水面打转的倾向;
- (5) 着陆时不得要求特殊的驾驶技巧或机敏。

(b) 陆上飞机和水陆两用飞机的着陆距离必须在水平、平整、干燥、并有硬质道面的跑道上确定。此外:

- (1) 机轮刹车系统的压力不得超过刹车装置制造厂商所规定的压力;
- (2) 不得以造成刹车或轮胎过度磨损的方式使用刹车;
- (3) 可以使用除机轮刹车以外符合下列条件的其它手段:

- (i) 安全可靠;
- (i i) 使用时能在服役中获得始终如一的效果;
- (i i i) 操纵飞机不需要特殊技巧。

(c) 水上飞机和水陆两用飞机的着水距离必须在平静水面上确定。

(d) 滑橇式飞机的雪上着陆距离必须在平整、干燥的雪地上确定。

(e) 着陆距离数据必须考虑沿着陆航迹不大于名义风逆风分量的 50%, 和沿着陆航迹不小于名义风顺风分量的 150% 的修正因素。

(f) 如果采用了必须依靠某一发动机的运转方能工作的装置, 并且在该发动机停车时进行着陆将会显著增加着陆距离, 则必须按该发动机停车状态来确定着陆距离, 但在采用了补偿手段使此时的着陆距离仍不大于全发工作时着陆距离的情况除外。

§ 25. 143 总则

(a) 在下述过程中, 飞机必须可以安全地操纵并可以安全地进行机动:

- (1) 起飞;
- (2) 爬升;
- (3) 平飞;
- (4) 下降;
- (5) 着陆。

(b) 必须能从一种飞行状态平稳地过渡到任何其它飞行状态, 而不需要特殊的驾驶技巧、机敏或体力, 并且在任何可能的使用条件下没有超过飞机限制载荷系数的危险, 这些使用条件包括:

- (1) 临界发动机突然失效;
- (2) 对于三发或三发以上的飞机, 当飞机处于航路、进场或着陆形态, 临界发动机停车并已配平时, 第二台临界发动机突然失效;
- (3) 形态改变, 包括打开或收起减速装置。

(c) 在本条(a)和(b)所需的试验中, 对于常规盘式操纵, 下表规定所允许的最大操纵力:

施加在驾驶盘或方向 舵脚踏上的力, 以牛 (公斤; 磅)计	俯 仰	滚 转	偏 航
短 时 作 用	3 3 3 (3 4; 7 5)	2 2 2 (2 3; 5 0)	

(双手)			
短 时 作 用 (单手)	2 2 2 (2 3 ; 5 0)	1 1 1 (1 1 ; 2 5)	
短 时 作 用			6 6 7 (6 8 ; 1 5 0)
持 久 作 用	4 4 (5 ; 1 0)	2 2 (2 ; 5)	8 9 (9 ; 2 0)

(d) 当演示本条(c)所规定短时操纵力限制的符合性时, 必须遵循经批准的操作程序或常规的操作方法(包括在前一个定常飞行状态尽可能地接近配平, 但起飞时飞机必须按经批准的操作程序配平)。

(e) 当演示本条(c)所规定持久操纵力限制的符合性时, 飞机必须配平, 或尽可能接近配平。

(f) 在恒定空速或马赫数(直至VFC/MFC)机动飞行时, 杆力和杆力梯度相对于机动载荷系数必须处于满意的限制条件之内。飞机机动飞行时, 杆力必须不得有过度的驾驶员体力要求, 也不得过低致使飞机可能轻易无意地进入超应力状态。随载荷系数变化出现的梯度变化必须不得引起保持飞机操纵的过度困难以及局部梯度不得过低导致过度操纵的危险。

§ 25. 145 纵向操纵

(a) 在§ 25. 103 (b) (1)中规定的配平速度和VS之间的任一速度下, 必须有可能使机头下沉, 以便很快加速到这一所选定的配平速度, 飞机状态如下:

(1) 在§ 25. 103 (b) (1)规定的配平速度配平;

(2) 起落架在放下位置;

(3) 襟翼分别在:

(i) 收起位置;

(i i) 放下位置。

(4) 发动机分别处于:

(i) 无动力;

(i i) 最大连续功率(推力)状态。

(b) 起落架在放下位置, 在下述机动中不需要改变配平操纵, 并且不需要施加超过222牛(23公斤; 50磅)的操纵力(即用一只手易于施加的最大短时作用力):

(1) 发动机无动力, 襟翼在收起位置, 飞机在1.4VS1配平, 尽快放下襟翼, 同时, 在整个机动过程中维持空速比每一瞬间具有的失速速度高40%左右;

(2) 重复(b)(1), 但先放下襟翼然后尽快收起;

(3) 重复(b)(2), 但发动机处于复飞设置功率(推力)状态;

(4) 发动机无动力, 襟翼在收起位置, 飞机在1.4VS1配平, 迅速施加复飞设置功率(推力), 同时维持空速不变;

(5) 重复(b)(4), 但襟翼在放下位置;

(6) 发动机无动力, 襟翼在放下位置, 飞机在1.4VS1配平, 获得并维持在1.1VS1至1.7VS1或VFE(取小者)之间的空速。

(c) 在空速为1.1VS1(对于螺旋桨飞机)或1.2VS1(对于涡轮喷气飞机)的定常直线水平飞行中, 当增升装置从任一位置开始完全收起时, 必须在下列条件下无需特殊的驾驶技巧就可能防止掉高度:

(1) 同时施加复飞设置功率(推力)状态;

(2) 起落架在放下位置;

(3) 着陆重量和高度的临界组合。

(d) 如果增升装置的操纵手柄位置是分挡限定的, 本条(c)款的要求适用于从下列区间的任何位置验证收起增升装置: 从最大着陆位置到第一限定位置, 各限定位置之间以及从最后限定位置到完全收起位置。该要求也适用于从每一批准的着陆位置收起到复飞程序要求的增升装置构形的操纵位置。此外, 从最大着陆位置算起的第一限定操纵手柄位置, 必须对应于用以制定从着陆形态开始复飞程序的增升装置形态。操纵手柄的每一限定位置必须要用另外的明显动作才能通过, 并且必须具有防止无意中移动操纵手柄通过限定位置的特性; 只有达到限定位置后, 才有可能实施该项另外的明显动作。

§ 25. 149 最小操纵速度

(a) 在制定本条要求的最小操纵速度时, 用以模拟临界发动机失效的方法, 必须体现在服役中预期对操纵性最临界的动力装置失效模式。

(b) VMC, 空中最小操纵速度 VMC 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, 并维持坡度不大于 5° 的直线飞行。

(c) 在下列条件下, VMC 不得超过 $1.2 V_S$:

- (1) 发动机处于最大可用起飞功率(推力)状态;
- (2) 重心在最不利的位置;
- (3) 飞机按起飞状态配平;
- (4) 海平面最大起飞重量(或验证 VMC 所需的任何较小的重量);
- (5) 飞机处于腾空后沿飞行航迹最临界的起飞形态, 但起落架在收起位置;
- (6) 飞机已腾空, 地面效应可忽略不计;
- (7) 停车发动机的螺旋桨按适用情况处于下列状态之一:

(i) 风车状态;

(i i) 在对于该螺旋桨操纵装置的特定设计最可能的位置;

(i i i) 如果飞机具有表明符合 § 25. 121 的爬升要求时可接受的自动顺桨装置, 则顺桨。

(d) 在速度 VMC, 为维持操纵所需的方向舵脚蹬力不得超过 667 牛(68 公斤; 150 磅), 也不得要求减少工作发动机的功率(推力), 在纠偏过程中, 为防止航向改变超过 20° , 飞机不得出现任何危险的姿态, 或要求特殊的驾驶技巧、机敏或体力。

(e) VMCG, 地面最小操纵速度 是起飞滑跑期间的校正空速, 在该速度, 当临界发动机突然停车时, 能仅使用操纵力限制在 667 牛(68 公斤; 150 磅)的方向舵操纵(不使用前轮转向)和使机翼保持水平的横向操纵来保持对飞机的操纵, 使得采用正常驾驶技巧就能安全地继续起飞。在确定 VMCG 时, 假定全发工作时飞机加速的航迹沿着跑道中心线, 从临界发动机停车点到航向完全恢复至平行于该中心线的一点的航迹上任何点偏离该中心线的横向距离不得大于 9 米(30 英尺)。VMCG 必须按下列条件制定:

- (1) 飞机处于每一种起飞形态, 或者按申请人的选择, 处于最临界的起飞形态;
- (2) 工作发动机处于最大可用起飞功率(推力)状态;
- (3) 重心在最不利的位置;
- (4) 飞机按起飞状态配平;
- (5) 起飞重量范围内的最不利重量。

(f) VMCL, 全发工作着陆进场期间的最小操纵速度 VMCL 是校正空速, 在此速度, 当临界发动机突然停车时, 能在该发动机继续停车的情况下保持对飞机的操纵, 并维持坡度不大于 5° 的直线飞行。VMCL 必须按下列条件制定:

(1) 飞机处于全发工作进场和着陆的最临界形态或, 申请人如有选择则为所选取的每一形态;

(2) 重心在最不利的位置;

(3) 飞机按全发工作的进场状态配平;

(4) 最不利重量, 或申请人如有选择作为重量的函数;

(5) 对于螺旋桨飞机, 假定在保持 3° 进场航迹角所需的功率(推力)时发动机失效, 失效发动机的螺旋桨处于不需驾驶员采取措施达到的位置; 和

(6) 工作发动机在复飞设置功率(推力)状态。

(g) VMCL-2, 三发或三发以上的飞机, 一台临界发动机停车时进场和着陆进场期间的最小操纵速度是校正空速, 在此速度, 当第二台临界发动机突然停车时, 能在这两台发动机继续停车的情况下保持对飞机的操纵, 并维持坡度不大于 5° 的直线飞行。VMCL-2 必须按下列条件制定:

- (1) 飞机处于一台临界发动机停车进场和着陆的最临界形态, 或申请人如有选择则为所选取的每一形态;
- (2) 重心在最不利的位置;
- (3) 飞机按临界发动机停车进场状态配平;
- (4) 最不利重量, 或申请人如有选择作为重量的函数;
- (5) 对于螺旋桨飞机, 假定在保持 3° 进场航迹角所需的功率(推力)时发动机失效, 并且其它不工作发动机的螺旋桨顺桨, 失效发动机的螺旋桨处于不需驾驶员采取措施达到的位置;
- (6) 当一台临界发动机失效时, 工作发动机设定在保持 3° 进场航迹角所需的功率(推力)状态; 和
- (7) 工作发动机的功率(推力)在第二台临界发动机停车后立即迅速从本条(g)(6)规定的功率(推力)状态分别改变到:
 - (i) 最小功率(推力);
 - (i i) 复飞设置功率(推力)。
- (h) 在VMCL 和 VMCL-2 的演示中——
 - (1) 方向舵操纵力不得超过 6 6 7 牛(6 8 公斤; 1 5 0 磅);
 - (2) 飞机不得呈现危险的飞行特性, 或要求特殊的驾驶技巧、机敏和体力;
 - (3) 横向操纵必须有足够的滚转能力, 从稳定飞行的初始状态, 飞机必须能从停车发动机一侧向工作发动机一侧转变航向, 在不大于 5 秒钟的时间内改变 20° 的航向; 和
 - (4) 对于螺旋桨飞机, 在发动机失效后螺旋桨达到的任何位置, 及随后的发动机或螺旋桨任何可能的操纵运动期间, 均不得呈现危险的飞行特性。

§ 2 5 . 2 0 1 失速演示

- (a) 必须在下列状态的直线飞行和 30° 坡度转弯中演示失速:
 - (1) 无动力;
 - (2) 维持 $1.6 V_{S1}$ 平飞所需的功率(推力)(此处 V_{S1} 为相应于襟翼在进场位置, 起落架在收起位置和最大着陆重量的失速速度)。
- (b) 本条(a)规定的两种状态, 均必须能在下列条件下满足§ 2 5 . 2 0 3 适用的要求:
 - (1) 使用批准的襟翼、起落架和减速装置每一可能的位置组合;
 - (2) 申请合格审定范围内各种有代表性的重量;
 - (3) 最不利于改出失速的重心位置; 和
 - (4) 飞机按§ 2 5 . 1 0 3 (b) (1) 规定的速度配平。
- (c) 必须用下列程序来表明符合§ 2 5 . 2 0 3 的要求:
 - (1) 从失速速度之上足以保证建立稳定减速率的某速度开始, 采用纵向操纵, 使飞机速度降低不超过每秒 1 节, 直到飞机失速;
 - (2) 此外, 对于转弯飞行失速, 采用纵向操纵, 以实现直至每秒 3 节减速率;
 - (3) 飞机一旦失速, 即用正常的改出方法来改出。
- (d) 当固有的飞行特性向驾驶员显示清晰可辨的飞机失速现象时, 可认为该飞机已失速。可接受的失速现象如下, 这些现象既可单独出现, 也可以组合出现:
 - (1) 不能即刻阻止的机头下沉;
 - (2) 抖振, 其幅度和剧烈程度能强烈而有效地阻止进一步减速; 或
 - (3) 俯仰操纵达到后止动点, 并且在改出开始前操纵器件在该位置保持一短暂的时间后不能进一步增加俯仰姿态。

§ 2 5 . 2 0 3 失速特性

- (a) 直到飞机失速时为止, 必须能操纵副翼和方向舵产生和修正滚转及偏航, 不得出现反操纵现象, 不得出现异常的机头上仰,

直到失速以及在整个失速过程中，纵向操纵力必须是正的。此外，必须能以正常的操纵迅速防止失速和从失速中改出。

(b) 对于机翼水平失速，在失速和完成改出之间发生的滚转大约不得超过 20° 左右。

(c) 对于转弯飞行失速，飞机失速后的运动不得过于剧烈或幅度过大，以至难以用正常的驾驶技巧迅速改出并恢复对飞机的操纵。改出期间出现的最大坡度不能超过——

(1) 对于小于并直到每秒 1 节的减速率的情况，在原转弯方向大约 60° ，或相反方向大约 30° ；和

(2) 对于超过每秒 1 节的减速率的情况，在原转弯方向大约 90° ，或相反方向大约 60° 。

§ 25. 253 高速特性

(a) 增速特性和速度恢复特性 必须满足下列对增速特性和速度恢复特性的要求：

(1) 很可能引起无意中增速（包括俯仰和滚转的颠簸）的运动状态和特性，必须用配平在直至 V_{MO}/MMO 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簸、无意的操纵动作、相对于操纵系统摩擦来说，较低的杆力梯度、旅客的走动、由爬升改为平飞以及由 M 数限制高度下降到空速限制高度。

(2) 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}/MMO ：

(i) 不需要特别大的驾驶杆力或特殊的技巧；

(i i) 不超过 V_D/MD ， V_{DF}/MDF 及各种结构限制；

(i i i) 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。

(3) 飞机在不超过 V_{MO}/MMO 的任一速度配平，在直到 V_{DF}/MDF 的任一速度下，对绕任一轴的操纵输入不得有反逆响应。飞机的俯仰、横滚或偏航的倾向必须轻微，并可用正常驾驶技巧即刻控制。当飞机在 V_{MO}/MMO 配平后，在大于 V_{FC}/MFC 的速度下，升降舵操纵力相对速度的关系曲线斜率不一定要稳定，但是在直到 V_{DF}/MDF 的所有速度下，必须为推力，而且在达到 V_{DF}/MDF 时，升降舵的操纵力不得有突然或过度的减小。

(b) 具有稳定性的最大速度 V_{FC}/MFC V_{FC}/MFC 是襟翼和起落架收起时，必须满足 § 25. 143 (f)、§ 25. 147 (e)、§ 25. 175 (b) (1)、§ 25. 177 和 § 25. 181 要求的最大速度。该速度不得小于 V_{MO}/MMO 和 V_{DF}/MDF 的平均值，但在 M 数成为限制因素的高度，MFC 不必超过发出有效速度警告的 M 数。

§ 25. 305 强度和变形

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

(b) 结构必须能够承受极限载荷至少三秒钟而不破坏，但是当用模拟真实载荷情况的动力试验来表明强度的符合性时，则此三秒钟的限制不适用。进行到极限载荷的静力试验必须包括加载引起的极限变位和极限变形。当采用分析方法表明符合极限载荷强度要求时，必须表明符合下列三种情况之一：

(1) 变形的影响是不显著的；

(2) 在分析中已充分考虑所涉及的变形；

(3) 所用的方法和假设足以计及这些变形影响。

(c) 如果结构的柔度特性使在飞机运行情况中很可能出现的任一加载速率会产生比相应于静载荷的应力大得多的瞬态应力，则必须考虑这种加载速率的影响。

(d) (备用)

(e) 飞机必须设计成能承受在直到 V_D/MD 的任何可能的运行条件下（包括失速和可能发生的无意中超出抖振包线边界）会发生的任何振动和抖振。这一点必须通过分析、飞行试验、或中国民用航空总局适航部门认为必要的其它试验进行验证。

(f) 除经证明为极不可能的情况外，飞机必须设计成能承受因飞行操纵系统的任何故障、失效或不利情况而引起的结构强迫振动。这些强迫振动必须视为限制载荷，并必须在直到 V_C/MC 的各种空速下进行研究。

§ 25. 321 总则

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

(b) 必须按下列各条表明符合本分部的飞行载荷要求, 此时要考虑每一速度下的压缩性影响:

(1) 在申请人选定的高度范围内的每一临界高度;

(2) 从相应于每个特定飞行载荷情况的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, 按在飞机飞行手册规定的使用限制内可调配载重的任何实际分布。

(c) 必须研究设计包线上和设计包线内足够多的点, 以保证获得飞机结构中每个部分的最大载荷。

(d) 作用在飞机上的重要的力必须以合理或保守的方式处于平衡。线惯性力必须与推力和全部气动载荷相平衡, 而角(俯仰)惯性力必须与推力和全部气动力矩(包括作用在诸如尾翼和短舱等部件上的载荷引起的力矩)相平衡, 必须考虑从零到最大连续推力范围内的临界推力值。

§ 25. 331 对称机动情况

(a) 方法 对本条(b)和(c)规定的机动飞行情况进行分析, 采用下列规定:

(1) 当规定操纵器件突然移动时, 所采用的操纵面偏转速率不得小于驾驶员通过操纵系统能施加的偏转速率;

(2) 在确定飞机在转弯和拉起时的升降舵偏角和弦向载荷分布(根据本条(b)和(c)的机动情况)时, 必须计及相应的俯仰角速度的影响。必须考虑§ 25. 255规定的配平和失配平飞行情况。

(b) 机动平衡情况 必须研究§ 25. 333(b)中的机动包线上A到I的机动情况, 假定飞机在俯仰角加速度为零的情况下处于平衡。

(c) 俯仰机动情况 必须研究本条(c)(1)和(2)规定的情况。可以调整俯仰操纵面的运动以考虑25. 397(b)规定的最大驾驶员作用力的限制值、操纵系统止动器和操纵系统输出的限制值引起的任何间接影响(例如: 有动力操纵系统可以达到的失速力矩或最大速率)。

(1) VA时的升降舵最大偏转 假定飞机正在进行定常平飞(A1点, § 25. 333(b)), 此时, 突然移动俯仰操纵器件来获得极大的抬头俯仰加速度。在确定尾翼载荷时, 必须考虑飞机的响应。在重心处的法向加速度超过正限制机动载荷系数(25. 333(b)的A2点)或引起的尾翼法向载荷达到最大值(两者中取先到者)以后的飞机载荷不必加以考虑。

(2) 规定的操纵器件移动 必须根据合理的俯仰操纵运动相对时间的剖面图确定校验机动, 在此机动中不应超出§ 25. 337规定用于设计的限制载荷系数。飞机的响应必须产生不小于下述值的俯仰角加速度, 但不可能达到或超过该值的情况除外:

(i) 假定正俯仰角加速度(抬头)与等于1.0的飞机载荷系数(A1点到D1点, § 25. 333(b))同时达到。此正俯仰角加速度必须至少等于

$$\frac{3.9n}{V} (n - 1.5), \quad (\text{弧度/秒})^2$$

式中:

n为所考虑速度下的正载荷系数;

V为飞机的当量速度(节)。

(ii) 假定负俯仰角加速度(低头)与正机动载荷系数(A2点到D2点, § 25. 333(b))同时达到。此负俯仰角加速度必须至少等于

$$\frac{-2.6n}{V} (n - 1.5), \quad (\text{弧度/秒})^2$$

式中:

n为所考虑速度下的正载荷系数;

V为飞机的当量速度(节)。

§ 25. 333 飞行机动包线

(a) 总则 位于本条 (b) 中典型的机动包线 (V-n 图) 边界上和边界内的空速和载荷系数的任一组合, 均必须满足强度要求。在确定 § 25. 1501 中规定的飞机结构使用限制时也必须采用此包线。

(b) 机动包线

图略

(c) (删除)

§ 25. 335 设计空速

选定的设计空速均为当量空速 (EAS)。估算的 VS0 和 VS1 值必须是保守的。

(a) 设计巡航速度 VC 对于 VC, 采用下列规定:

(1) VC 的最小值必须充分大于 VB, 以应付严重大气紊流很可能引起的意外的速度增加;

(2) 除 25. 335 (d) (2) 以外, VC 不得小于 VB + 1.32 UREF (UREF 按 25. 341 (a) (5) (i) 的规定), 但 VC 也不必超过飞机在相应的高度以发动机最大连续功率 (推力) 平飞时的最大速度;

(3) 在 VD 受 M 数限制的高度上, VC 可限制在一选定的 M 数。

(b) 设计俯冲速度 VD 必须选定 VD 以使 VC / MC 不大于 0.8 VD / MD, 或使 VC / MC 和 VD / MD 之间的最小速度余量是下列值中的大者:

(1) 从以 VC / MC 定常飞行的初始情况开始, 飞机颠倾, 沿着比初始航迹低 7.5° 的飞行航迹飞行 20 秒钟, 然后以载荷系数 1.5 (0.5g 的加速度增量) 拉起。只要所使用的气动数据是可靠的或保守的, 则上述机动中出现的速度增量可采用计算值。开始拉起之前假定具有 § 25. 175 (b) (1) (iv) 规定的功率 (推力), 开始拉起时可以假定功率 (推力) 减小并使用驾驶员操纵的阻力装置;

(2) 最小速度余量必须足以应付大气条件的变动 (例如水平突风和穿过急流与冷峰), 以及应付仪表误差和飞机机体的制造偏差。这些因素可以基于概率来考虑。但是在 MC 受到压缩性效应限制的高度上, 该余量不得小于 0.07M, 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。在任何情况下, 该余量不得小于 0.05M。

(c) 设计机动速度 VA 对于 VA, 采用下列规定:

* — —

(1) VA 不得小于 VS1 √ n

式中:

(i) n 为 VC 时的正限制机动载荷系数;

(ii) VS1 为襟翼收起形态的失速速度。

(2) VA 和 VS1 必须按所考虑的设计重量和高度进行计算;

(3) VA 不必大于 VC, 或不必大于同正 C_{Nmax} 曲线与正机动载荷系数线交点对应的速度, 两者中取小值。

(d) 对应最大突风强度的设计速度 VB

(1) VB 不得小于

$$\text{公制: } VS1 \left(1 + \frac{Kg U_{ref} V_{ca}^{1/2}}{1.6W} \right)$$

$$\text{英制: } VS1 \left(1 + \frac{Kg U_{ref} V_{ca}^{1/2}}{4.98W} \right)$$

$$\text{式中:}$$

VS1 为以 CN_{Amax} 为基础在所考虑的特定重量下，襟翼收起形态的失速速度

VC 为设计巡航速度（米 / 秒，节，当量空速）

U_{ref} 为从 25.341 (a) (5) (i) 得到的参考突风速度（米 / 秒，英尺 / 秒，当量空速）

W 为在所考虑的特定重量下的平均机翼载重（公斤 / 平方米，磅 / 平方英尺）

$$K_g = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu} \frac{2W}{\rho c a g}$$

$$\mu = \frac{\rho c a g}{2W}$$

ρ 为空气密度（公斤·秒² / 米³，斯拉格 / 英尺³）

c 为机翼的平均几何弦长（米，英尺）

g 为重力加速度（米 / 秒²，英尺 / 秒²）

a 为飞机法向力系数曲线的斜率，C_NA / 弧度

(2) 在 VC 受马赫数限制的高度上

(i) VB 的选择可以在低和高的速度抖振边界之间给出最佳余度；

(i i) VB 不必大于 VC。

(e) 设计襟翼速度 VF 对于 VF，采用下列规定：

(1) 对应每一襟翼位置（按 § 25.697 (a) 制定）的设计襟翼速度，必须充分大于对各相应飞行阶段（包括中断着陆）所推荐的飞行速度，以计及空速控制的预期变化和由一种襟翼位置到另一种襟翼位置的转换；

(2) 如采用襟翼自动定位装置或载荷限制装置，则可取此装置程序规定的或装置许可的速度和相应襟翼位置；

(3) VF 不得小于：

(i) 1.6 VS1，襟翼在以最大起飞重量起飞时的位置；

(i i) 1.8 VS1，襟翼在以最大着陆重量进场时的位置；

(i i i) 1.8 VS0，襟翼在最大着陆重量着陆时的位置。

(f) 设计阻力装置速度 VDD 对每一阻力装置所选定的设计速度，必须充分大于使用该装置时所推荐的速度，以计及速度控制的预期变化，对于供高速下降时使用的阻力装置，VDD 不得小于 VD。当阻力装置采用自动定位措施或载荷限制措施时，设计中必须取此自动措施程序规定的或自动措施许可的速度和相应的阻力装置位置。

§ 25.341 突风和紊流载荷

(a) 离散突风设计准则 假定飞机在平飞中遇到对称的垂直和横向突风，限制突风载荷的确定必须根据下列规定：

(1) 必须通过动态分析确定结构各部分的载荷。分析必须考虑非稳定气动特性和包括刚体运动在内的所有重要的结构自由度。

(2) 突风形状必须是：

$$U = \frac{U_{ds}}{2} (1 - \cos(\pi s / H))$$

对于 $0 \leq s \leq 2H$

式中：

s 为进入突风区的距离（米，英尺）

U_{ds} 为用本条（a）（4）规定的当量空速表示的设计突风速度；

H 为突风梯度，即突风达到其峰值速度时与飞机飞行航迹的平行距离（米，英尺）。

（3）必须在 9.1 米（30 英尺）到 106.7 米（350 英尺）范围内对突风梯度进行足够的研究，找出每个载荷数值的临界响应。

（4）设计突风速度必须是：

$$1 / 6$$

$$U_{ds} = U_{ref} F_g (H / 350)$$

式中：

U_{ref} 为用本条（a）（5）确定的当量空速表示的参考突风速度

F_g 为本条（a）（6）确定的飞行剖面缓和系数

（5）采用下列参考突风速度：

（i）在飞机设计速度 V_C 时：必须考虑海平面上参考突风速度为 17.07 米/秒（56.0 英尺/秒）EAS 的正负突风。参考突风速度可以从海平面 17.07 米/秒（56.0 英尺/秒）EAS 线性下降到 4575 米（15000 英尺）13.41 米/秒（44.0 英尺/秒）EAS。参考突风还可以进一步线性下降，从 4575 米（15000 英尺）13.41 米/秒（44.0 英尺/秒）EAS 下降到 15200 米（50000 英尺）7.92 米/秒（26.0 英尺/秒）EAS。

（ii）在飞机设计速度 V_D 时：参考突风速度必须是从 § 25.341（a）（5）（i）得到的值的 0.5 倍。

（6）飞行剖面缓和系数 F_g 必须从海平面值线性增加到 § 25.1527 确定的最大使用高度时的 1.0。在海平面时，飞行剖面缓和系数由下列公式确定：

$$F_g = 0.5 (F_{gz} + F_{gm})$$

式中：

$$F_{gz} = 1 - \frac{Z_{mo}}{25000}$$

F_{gm} = R₂ Tan (π R₁ / 4) 的平方根；

R₁ 为最大着陆重量 / 最大起飞重量

R₂ 为最大零燃油重量 / 最大起飞重量

Z_{mo} 为 § 25.1527 确定的最大使用高度

（7）当分析中包括了增稳系统时，在从限制突风情况得到限制载荷时必须考虑任何显著的系统非线性影响。

（b）连续突风设计准则 必须考虑飞机对垂直和横向连续紊流的动态响应。除非证明有更合理的准则，否则必须用本部附录 G 的连续突风设计准则来确定动态响应。

§ 25.343 设计燃油和滑油载重

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

25. 1001 (e) 和 (f) (取适用者) 所限定的运行条件下不超过 45 分钟余油的某种结构储油情况。

(b) 如果选定了某种结构储油情况, 则该情况必须用来作为表明符合本分部规定的飞行载荷要求的最小燃油重量情况, 此外还要求:

- (1) 结构必须按在机翼内零燃油和滑油的情况进行设计, 此情况的限制载荷相应于下列规定:
 - (i) 机动载荷系数为 +2.25;
 - (ii) § 25.341 (a) 的突风情况, 但假定为 25.341 (a) (4) 规定的设计速度的 85%。
- (2) 结构的疲劳评定必须计及由本条 (b) (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, 也必须在零燃油情况下得到满足。

§ 25.345 增升装置

(a) 如果在起飞、进场或着陆期间要使用襟翼, 则假定在对应于这些飞行阶段的设计襟翼速度 (按 § 25.335 (e) 制定) 下, 且襟翼处于相应的位置, 飞机经受对称机动和对称突风, 必须由下列情况得到限制载荷:

- (1) 机动到正限制载荷系数 2.0;
- (2) 垂直作用于水平飞行航迹的正、负突风速度为 7.60 米/秒 (25 英尺/秒) EAS。必须用合理的分析确定结构各部分的突风载荷。分析必须考虑非稳定气动特性和飞机的刚体运动。突风形状必须按照 § 25.341 (a) (2) 的规定, 其中:

$$U_{ds} = 7.60 \text{ 米/秒 (25 英尺/秒) EAS}$$

$$H = 12.5c; \text{ 且}$$

c 为机翼的平均几何弦长 (米, 英尺)

(b) 飞机必须按本条 (a) 规定的条件设计, 但是在分别计及下列条件的影响时, 飞机载荷系数不必大于 1.0:

(1) 在设计襟翼速度 V_F 时, 对应于发动机最大连续功率的螺旋桨滑流, 以及对应于发动机起飞功率, 飞机速度不小于 1.4 倍的失速速度 (此时襟翼处于特定位置, 飞机为相应的最大重量) 下的螺旋桨滑流;

(2) 迎面突风, 其风速为 7.60 米/秒 (25 英尺/秒) (EAS)。

(c) 如果在航路飞行情况中要使用襟翼或类似的增升装置, 此时襟翼处在适当的位置, 飞机速度直到按这些情况选定的襟翼设计速度, 则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 § 25.337 (b) 规定的正限制载荷系数;
- (2) § 25.341 (a) 的离散垂直突风准则。
- (d) 飞机必须按最大起飞重量、襟翼和类似的增升装置处于着陆构型、机动载荷系数为 1.5 进行设计。

§ 25.349 滚转情况

飞机必须按本条 (a) 和 (b) 规定的情况引起的滚转载荷进行设计。对重心的不平衡气动力矩, 必须由惯性力以合理的或保守的方式予以平衡, 认为此惯性力由主要质量提供。

(a) 机动 必须把下列各种情况、速度和副翼偏转 (可能受驾驶员作用力限制的偏转除外), 同数值为零及等于设计中所用正机动载荷系数的三分之二的飞机载荷系数组合起来考虑。在确定所要求的副翼偏转时, 必须按 § 25.301 (b) 考虑机翼的扭转柔度。

(1) 必须研究相应于各种定常滚转速度的情况。此外, 对于机身外面有发动机或其它集中重量的飞机, 还必须研究相应于最大角加速度的情况。对于角加速度情况, 在对机动的历程缺少合理的研究时, 可以假定滚转速度为零;

- (2) 速度 V_A 时, 假定副翼突然偏转到止动器;
- (3) 速度 V_C 时, 副翼的偏转必须为产生不小于按本条 (a) (2) 得到的滚转率所要求的偏转;
- (4) 速度 V_D 时, 副翼的偏转必须为产生不小于按本条 (a) (2) 得到的滚转率的三分之一所要求的偏转。

(b) 非对称突风 假定平飞的飞机遇到非对称垂直突风, 必须用由 § 25.341 (a) 直接得到的机翼最大空气载荷或由 § 25.341 (a) 计算出的垂直载荷系数间接得到的机翼最大空气载荷确定限制载荷。必须假定 100% 的机翼空气载荷作用于飞机的一侧, 80% 作用于另一侧。

§ 25. 351 偏航机动情况

飞机必须按本条 (a) 到 (d) 规定的偏航机动情况引起的载荷进行设计, 速度范围从 VMC 到 VD。对重心的不平衡气动力矩必须以合理或保守的方式予以平衡, 并考虑飞机惯性力。在计算尾翼载荷时, 可以假定偏航速度为零。

(a) 当飞机以零偏航角非加速飞行时, 假定方向舵操纵器件突然移动使方向舵偏转到受下列条件限制的偏转量:

(1) 操纵面止动器; 或

(2) 驾驶员作用力的限制值, 从 VMC 到 VA 为 1 330 牛 (1 36 公斤, 3 00 磅), 从 VC / MC 到 VD / MD 为 8 90 牛 (9 0. 7 公斤, 2 00 磅), 在 VA 与 VC / MC 之间按线性变化。

(b) 当方向舵操纵器件偏转, 以始终保持在本条 (a) 中规定的限制值内可用的最大方向舵偏转时, 假定飞机偏航到过漂侧滑角。

(c) 当飞机偏航到静平衡侧滑角时, 假定方向舵操纵器件保持, 以获得在本条 (a) 中规定的限制值内最大可用方向舵偏转。

(d) 当飞机偏航到本条 (c) 的静平衡侧滑角时, 假定方向舵操纵器件突然回到中立位置。

§ 25. 363 发动机和辅助动力装置支架的侧向载荷

(a) 发动机和辅助动力装置支架及其支承结构必须按横向限制载荷系数 (作为作用在发动机和辅助动力装置支架上的侧向载荷) 进行设计, 此系数至少等于由偏航情况得到的最大载荷系数, 但不小于下列数值:

(1) 1. 33;

(2) § 25. 333 (b) 所述的飞行情况 A 的限制载荷系数的三分之一。

(b) 可假定本条 (a) 规定的侧向载荷与其它飞行情况无关。

§ 25. 365 增压舱载荷

下列规定适用于有一个或一个以上增压舱的飞机:

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

(b) 必须计及在飞行中的外部压力分布以及应力集中和疲劳影响;

(c) 如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) 飞机结构必须设计成能承受下述压差载荷, 对于申请批准在直到 1 370 0 米 (4 500 0 英尺) 的高度运行的飞机, 该载荷为释压活门最大调定值的 1. 33 倍; 对于申请批准在 1 370 0 米 (4 500 0 英尺) 以上运行的飞机, 该载荷为释压活门最大调定值的 1. 67 倍, 并略去其它载荷。

(e) 增压舱内部和外部的任何结构、组件或零件, 如因其破坏而可能妨碍继续安全飞行和着陆时, 则必须设计成能够承受在任何使用高度由于以下每一情况使任何舱室出现孔洞而引起的压力突降:

(1) 发动机碎裂后发动机的一部分穿通了增压舱;

(2) 在任何增压舱有尺寸不超过 H0 的任何孔洞但对无法合理预期会局限于小舱室的孔洞, 可以将小舱室与其相邻增压舱合并起来作为一个舱室考虑。尺寸 H0 须按下式计算:

$$H0 = P AS$$

式中:

$$H0 \text{ 为最大孔洞面积, 米}^2 \text{ (英尺}^2\text{)}, \text{ 不超过 } 1.86 \text{ 米}^2 \text{ (20 英尺}^2\text{)};$$

$$P = \frac{AS}{580} + 0.024 \quad (P = \frac{AS}{6,240} + 0.024)$$

AS 为增压壳体垂直于纵轴的最大横截面积, 米² (英

尺)；

(3) 未经表明是极不可能出现的由于飞机或设备损坏而造成的最大孔洞。

(f) 在符合本条(e)款, 确定损坏或穿通的概率和可能的孔洞尺寸时, 如果还考虑到关闭装置可能有的使用不当以及误开舱门的情况, 则可以考虑设计的破损安全特征。而且, 合成的压差载荷还必须以合理和保守的方式与1 g平飞载荷以及由于应急泄压情况引起的任何载荷相组合。这类载荷可以按极限载荷考虑, 但是, 因这些情况引起的任何变形均不得妨碍继续安全飞行和着陆。也可考虑由于各舱之间的通风所提供的减压。

(g) 载人增压舱内的隔框、地板和隔板必须设计成能承受本条(e)所规定的情况。此外, 还必须采取合理的设计预防措施, 以尽量减小由于零件的脱落而伤害座位上乘员的概率。

§ 25. 371 陀螺载荷

任何发动机或辅助动力装置的支承结构必须按§ 25. 331、§ 25. 341(a)、§ 25. 349、§ 25. 351、§ 25. 473、§ 25. 479、§ 25. 481中规定情况产生的包括陀螺载荷在内的载荷进行设计, 且发动机或辅助动力装置处于与该情况相应的最大转速。为了符合本条的要求, 必须满足§ 25. 331(c)(1)的俯仰机动的要求直到达到正的限制机动载荷系数(§ 25. 333(b)的A2点)。

§ 25. 373 速度控制装置

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

(a) 飞机必须根据每个调定值和与此相应的最大速度, 按§ 25. 333和§ 25. 337规定的对称机动、§ 25. 351规定的偏航机动和§ 25. 341(a)规定的垂直和横向突风情况进行设计。

(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)规定的机动和突风情况进行设计。

§ 25. 391 操纵面载荷: 总则

操纵面必须按§ 25. 331、§ 25. 341(a)、§ 25. 349和§ 25. 351中的各种飞行情况及§ 25. 415中的地面突风情况产生的限制载荷进行设计, 并考虑下列要求:

- (a) § 25. 393中的平行于铰链线的载荷;
- (b) § 25. 397中的驾驶员作用力的影响;
- (c) § 25. 407中的配平调整片的影响;
- (d) § 25. 427中的非对称载荷;
- (e) § 25. 445中的辅助气动方面。

§ 25. 415 地面突风情况

(a) 操纵系统必须按下列地面突风和顺风滑行产生的操纵面载荷进行设计:

(1) 在最靠近操纵面的止动器和驾驶舱内操纵器件之间的操纵系统, 必须按相应于本条(a)(2)的限制铰链力矩H的载荷进行设计。这些载荷不必超过下列数值:

- (i) 每个驾驶员单独操纵时, 与§ 25. 397(c)中的驾驶员最大作用力相对应的载荷;
- (i i) 驾驶员同向施加作用力时, 与每个驾驶员最大作用力的75%相对应的载荷。

(2) 最靠近操纵面的操纵系统止动器、操纵系统的锁以及在这些止动器和锁与操纵面操纵支臂之间的操纵系统零件(如果装有), 必须按下列公式中得到的限制铰链力矩H(公斤米, 英尺磅)进行设计,

$$H = 0.017 K V^2 c S$$

$$(H = 0.0034KV^2cS),$$

式中:

$$V = 65 \text{ 风速 (节);}$$

K 为本条 (b) 中得到的地面突风情况的限制铰链力矩系数;

c 为铰链线后操纵面的平均弦长 (米, 英尺);

S 为铰链线后操纵面的面积 (米², 英尺²)。

(b) 地面突风情况的限制铰链力矩系数 K 必须取自下表:

操纵面	K	操纵器件位置
(a) } 副翼	0.75	驾驶杆锁定或系于中立位置
(b) } 副翼	* ± 0.50	副翼全偏
(c) } 升降舵	* ± 0.75	(c) 升降舵向下全偏
(d) } 升降舵		(d) 升降舵向上全偏
(e) } 方向舵	0.75	(e) 方向舵中立
(f) } 方向舵		(f) 方向舵全偏

* K 为正值表示力矩使操纵面下偏, 而 K 为负值表示力矩使操纵面上偏。

§ 25. 427 非对称载荷

(a) 对于按横向突风、偏航机动和滚转机动情况设计飞机时必须考虑到滑流及由于机翼、垂直安定面和其它气动表面气动干扰效应所产生的飞机尾翼上的非对称载荷。

(b) 必须假定平尾受到由下列情况确定的非对称载荷情况:

(1) § 25. 331 的对称机动情况和 § 25. 341 (a) 的垂直突风情况最大载荷的 100% 分别作用于对称面一侧的平尾上; 和

(2) 此载荷的 80% 作用于另一侧。

(c) 对平尾有大于 ± 10° 的上反角或平尾支承在垂尾上的尾翼布局, 各翼面及其支承结构必须按 § 25. 341 (a) 中规定的作用于与航迹成直角的任何方位的突风速度进行设计。

(d) 必须考虑到 § 25. 305 (e) 中因抖振情况所造成的尾翼上的非对称载荷。

§ 25. 445 辅助气动方面

(a) 对包括俯仰、滚转、偏航机动和 § 25. 341 (a) 中规定的作用于与航迹成直角的任何方位的突风的受载情况下, 在对辅助气动方面, 如外侧垂直安定面和翼尖小翼及其支承气动表面之间的气动影响显著时, 应将其考虑在内。

(b) 当平尾将外侧垂直安定面分成上、下两部分时, 为了考虑非对称载荷, 由 § 25. 391 确定的临界垂尾载荷 (单位面积载

荷)还必须按下列规定施加:

- (1) 平尾以上(或以下)的垂尾受到100%的载荷;
- (2) 平尾以下(或以上)的垂尾受到80%的载荷。

§ 25. 473 着陆载荷情况和假定

(a) 对于§ 25. 479至§ 25. 485中规定的着陆情况, 假定飞机按下列情况接地:

- (1) 以§ 25. 479和§ 25. 481中定义的姿态;
- (2) 设计着陆重量(以最大下沉速度着陆情况中的最大重量)时的限制下沉速度为3.05米/秒(10英尺/秒); 和
- (3) 设计起飞重量(以减小的下沉速度着陆情况中的最大重量)时的限制下沉速度为1.83米/秒(6英尺/秒);
- (4) 如果能表明飞机具有不能达到上述规定的下沉速度的设计特征, 可以修改此下沉速度。

(b) 除系统或程序显著影响升力外, 可假定飞机升力不超过飞机重力。

(c) 飞机和起落架载荷的分析方法至少应考虑下列要素:

- (1) 起落架动态特性;
- (2) 起旋和回弹;
- (3) 刚体响应;
- (4) 机体结构动态响应(若显著)。

(d) 对应于所要求的限制下沉速度的限制惯性载荷系数必须按§ 25. 723(a)中确定的试验来验证。

(e) 可以通过考虑滑行速度和轮胎压力的效应来确定轮胎与地面之间的摩擦系数, 此摩擦系数不必大于0.8。

§ 25. 479 水平着陆情况

(a) 假定飞机以水平姿态接地, 与地面平行的向前速度分量在 V_{L1} 到 $1.25 V_{L2}$ 的范围内并处于§ 25. 473中规定的情况下:

- (1) V_{L1} 等于相应着陆重量和标准海平面条件下的 V_{S0} (TAS); 和
- (2) V_{L2} 等于相应着陆重量和高度, 以及比标准温度高 22.8°C (41°F)的热天温度下的 V_{S0} (TAS)。
- (3) 申请获准在超过10节的风速下顺风着陆, 则必须研究增大接地速度的影响。

(b) 对于尾轮式飞机的水平着陆姿态, 必须检查本条规定的情况。此时飞机水平基准线是水平的, 按本部附录A图2。

(c) 对于本部附录A图2所示的前轮式飞机的水平着陆姿态, 必须检查本条规定的情况并假定飞机处于下列姿态:

- (1) 主轮接地, 前轮稍离地面; 和
- (2) 前轮和主轮同时接地(如果在规定的下沉和向前速度下能够合理地获得这种姿态)。

(d) 除本条(a)款中规定的受载情况外, 对(a)款中计算的最大地面垂直反作用力, 采用下列规定:

(1) 必须将起落架和直接受影响的连接结构设计成最大地面垂直反作用力与一个向后的且不小于该最大地面垂直反作用力25%的阻力相结合。

(2) 必须考虑在侧偏着陆中可能出现的最严重的载荷组合。缺乏对此情况的更合理的分析时, 应作下列研究:

(i) 应考虑一个等于§ 25. 473中最大地面反作用力75%的垂直载荷与分别为该垂直载荷的40%和25%的向后和侧向载荷相结合。

(ii) 假定减震器和轮胎变形相当于§ 25. 473(a)(2)的最大地面反作用力产生的变形的75%。不必考虑该载荷与轮胎泄气的组合情况。

(3) 认为垂直分力和阻力分力的合力作用在轮轴中心线上。

§ 25. 481 尾沉着陆情况

(a) 假定飞机以尾沉姿态接地, 与地面平行的向前速度分量在 V_{L1} 至 V_{L2} 的范围内, 并在§ 25. 473中规定的情况下, 其中:

- (1) V_{L1} 等于相应着陆重量和标准海平面条件下的 V_{S0} (TAS);
- (2) V_{L2} 等于相应着陆重量和高度, 以及比标准温度高 22.8°C (41°F)的热天温度下的 V_{S0} (TAS)。

(3) 认为垂直分力和阻力分力的合力是作用在主轮轴的中心线上。

(b) 对于尾轮式飞机的尾沉着陆情况, 假定按附录 A 图 3, 主、尾机轮同时接地, 且作用于尾轮上的地面反作用力方向如下:

(1) 垂直向上;

(2) 与地平线成 45° 角通过轮轴指向后上方。

(c) 对于前轮式飞机的尾沉着陆情况, 假定飞机姿态按附录 A 图 3 相应于失速迎角, 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, 两者中取小者。

§ 25. 483 单起落架着陆情况

对于单起落架着陆情况, 假定按本部附录 A 图 4 飞机处于水平姿态, 以一个主起落架接地, 在这种姿态下采用下列规定:

(a) 地面反作用力必须与按 § 25. 479 (d) (1) 规定得到的该侧载荷相同;

(b) 每一不平衡的外侧载荷必须由飞机的惯性力以合理的或保守的方式予以平衡。

§ 25. 485 侧向载荷情况

除 § 25. 479 (d) (2) 外, 还应考虑下列情况:

(a) 对于侧向载荷情况, 假定按附录 A 图 5, 飞机处于水平姿态, 仅以主轮接地。

(b) 向内作用且等于垂直反作用力 80% 的侧向载荷 (在一侧) 和向外作用且等于垂直反作用力 60% 的侧向载荷 (在另一侧) 必须与在水平着陆情况下得到的最大地面垂直反作用力的一半相组合。假定这些载荷作用在轮胎接地点上并为飞机的惯性力所平衡。可以假定阻力载荷为零。

§ 25. 491 滑行、起飞和着陆滑跑

在相应的地面速度和批准的重量范围内, 假定飞机结构和起落架承受不小于飞机在正常运行时可以合理预期的最粗糙地面上得到的载荷。

§ 25. 493 滑行刹车情况

(a) 假定按附录 A 图 6, 尾轮式飞机处于水平姿态, 载荷作用在主轮上。飞机限制垂直载荷系数, 在设计着陆重量时为 1.2, 在设计机坪重量时为 1.0。阻力载荷 (等于垂直反作用力乘以数值为 0.8 的摩擦系数) 必须与地面垂直反作用力相组合, 并作用在轮胎接地点上。

(b) 对于前轮式飞机, 限制垂直载荷系数, 在设计着陆重量时为 1.2, 在设计机坪重量时为 1.0。阻力载荷 (等于垂直反作用力乘以数值为 0.8 的摩擦系数) 必须与地面垂直反作用力相组合, 并作用在每个带刹车机轮的接地点上, 按附录 A 图 6, 必须考虑下列两种姿态:

(1) 所有机轮都接地的水平姿态, 载荷分配给主起落架和前起落架, 并假定俯仰加速度为零;

(2) 仅以主轮接地的水平姿态, 俯仰力矩由角惯性力平衡。

(c) 如果证实每一很可能的受载情况下, 有效阻力载荷均不能达到垂直反作用力的 80%, 则可取低于本条规定的阻力载荷。

(d) 装有前起落架的飞机必须承受由于突然施加的最大刹车力使飞机动态俯仰运动而产生的载荷。假定飞机在设计起飞重量下, 前起落架和主起落架接地并且稳态垂直载荷系数为 1.0。稳态前起落架反作用力必须与本条 (b) 和 (c) 所规定的由于突然施加最大刹车力而产生的最大前起落架垂直反作用力增量相组合。

(e) 在缺乏更合理的分析的情况下, 本条 (d) 所规定的前起落架垂直反作用力必须依照下式计算:

$$V_n = (WT / (A + B)) (B + ((f \mu A E) / (A + B + \mu E)))$$

式中:

V_n 为前起落架垂直反作用力;

WT 为设计起飞重量;

A 为飞机重心与前起落架之间的水平距离;

B 为主轮中心连线与飞机重心间的距离;

E 为在 $1.0g$ 静态情况飞机重心距地面的垂直高度;

μ 为摩擦系数, 取 0.8;

f 为动态响应系数; 除能证实更低的系数外, 采用 2.0。
在缺乏其它资料的情况下, 可由下式确定动态响应系数 f :

$$f = 1 + \exp \left(\frac{(-\pi \xi)^2}{1 - \xi^2} \right)$$

式中:

ξ 为针对主起落架有效接地点的刚体俯仰模态的有效临界阻尼比。

§ 25.499 前轮侧偏与操纵

(a) 假定飞机重心处的垂直载荷系数为 1.0, 前轮接地点处的侧向分力等于该处地面垂直反作用力的 80%。

(b) 假定在使用一侧主起落架刹车而产生的载荷情况下飞机处于静态平衡, 前起落架及其连接结构和重心以前的机身结构, 必须按下列载荷设计:

- (1) 飞机重心处的垂直载荷系数为 1.0, ;
- (2) 飞机重心处向前作用的载荷为一侧主起落架上垂直载荷的 80%;
- (3) 作用于前起落架接地点处的侧向载荷和垂直载荷是为保持静态平衡所需的载荷;
- (4) 飞机重心处的侧向载荷系数为零。

(c) 如果本条 (b) 款规定的载荷导致前起落架的侧向载荷超过前起落架垂直载荷的 80%, 则可以把设计前起落架的侧向载荷限制为垂直载荷的 80%, 而未被平衡的侧偏力矩假定由飞机的惯性力所平衡。

(d) 除前起落架及其连接结构和前机身结构以外的其它结构, 受力情况即为本条 (b) 款规定的情况, 但作如下补充:

- (1) 如果在每一很可能的受力情况下, 有效阻力载荷均不能达到垂直反作用力的 80%, 则可取用较低的阻力载荷; 和
- (2) 重心处向前作用的载荷, 不必超过按 § 25.493 (b) 规定的作用于一个主起落架上的最大阻力载荷。

(e) 在设计前起落架及其连接结构和前机身结构时, 必须考虑正常满操纵扭矩和等于前起落架最大静态反作用力 1.33 倍的垂直力的组合作用, 此时, 取飞机设计机坪重量, 前起落架处于任一转向操纵位置。

§ 25.561 总则

(a) 尽管飞机在陆上或水上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, 以在此情况下保护乘员。

(b) 结构的设计必须能在轻度撞损着陆过程中并在下列条件下, 给每一乘员以避免严重受伤的一切合理机会:

- (1) 正确使用座椅、安全带和所有其它为安全设计的设备;
- (2) 机轮收起 (如果适用);
- (3) 乘员分别经受到下列每一项相对于周围结构的极限惯性载荷系数:
 - (i) 向上, 3.0。
 - (ii) 向前, 9.0。
 - (iii) 侧向, 对于机身为 3.0; 对于座椅及其连接件为 4.0;
 - (iv) 向下, 6.0;
 - (v) 向后, 1.5。

(c) 设备、客舱中的货物和其它大件物品应符合下列要求:

- (1) 除了本条 (c) (2) 中的要求之外, 必须妥善安置这些物体, 如果松脱也不太可能:
 - (i) 直接伤及乘员。
 - (ii) 穿透油箱、管路或损坏相邻系统而引发火灾或伤害性的爆炸。
 - (iii) 使应急着陆后使用的任何撤离设施失效。
- (2) 如果这种安置方式 (例如, 机身安装的发动机或辅助动力装置) 不可行的话, 则这种设计应能在本条 (b) (3) 所确立的载荷条件下固定住每一质量项目。若这些质量项目因为经常拆卸而承受严重磨损和撕拉 (例如, 快速更换内部物件) 那么这些局部连接

设计应可承受1.33倍的规定载荷。

(d) 在直至本条(b)(3)所规定的各种载荷作用下,座椅质量项目(及其支撑结构)不得变形以至妨碍乘员相继迅速撤离。

§ 25. 571 结构的损伤容限和疲劳评定

(a) 总则 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、制造缺陷或意外损伤引起的灾难性破坏。对可能引起灾难性破坏的每一结构部分(诸如机翼、尾翼、操纵面及其系统、机身、发动机架、起落架、以及上述各部分有关的主要连接),除本条(c)规定的情况以外,必须按本条(b)和(e)的规定进行这一评定。对于涡轮喷气飞机,可能引起灾难性破坏的结构部分,还必须按本条(d)评定。此外,采用下列规定:

(1) 本条要求的每一评定,必须包括下列各点:

(i) 服役中预期的典型载荷谱、温度和湿度;

(i i) 判明其破坏会导致飞机灾难性破坏的主要结构元件和细节设计点;

(i i i) 对本条(a)(1)(i i)判明的主要结构元件和细节设计点,进行有试验依据的分析。

(2) 在进行本条要求的评定时,可以采用结构设计类似的飞机的服役历史,并适当考虑它们在运行条件和方法上的差别;

(3) 根据本条要求的评定,必须制订为预防灾难性破坏所必须的检查工作或其它步骤,并必须将其载入§ 25. 1529要求的“持续适航文件”中的“适航限制”一节。对于下列结构类型,必须在裂纹扩展分析和/或试验的基础上建立其检查门槛值,并假定结构含有一个制造或使用损伤可能造成的最大尺寸的初始缺陷:

(i) 单传力路径结构;和

(i i) 多传力路径“破损—安全”结构以及“破损—安全”止裂结构,如果不能证明在剩余结构失效前传力路径失效、部分失效或止裂在正常维修、检查或飞机的使用中能被检查出来并得到修理的话。

(b) 损伤容限评定 评定必须包括确定因疲劳、腐蚀或意外损伤引起的预期的损伤部位和型式,评定还必须结合有试验依据和服役经验(如果有服役经验)支持的重复载荷和静力分析来进行。如果设计的结构有可能产生广布疲劳损伤,则必须对此作出特殊考虑。必须用充分的全尺寸疲劳试验依据来证明在飞机的设计使用目标寿命期内不会产生广布疲劳损伤。型号合格证可以在全尺寸疲劳试验完成前颁发,前提是适航当局已批准了为完成所要求的试验而制定的计划,并且在本部§ 25. 1529要求的持续适航文件适航限制部分中规定,在该试验完成之前任何飞机的使用循环数不得超过在疲劳试验件上累积的循环数的一半。在使用寿命期内的任何时候,剩余强度评定所用的损伤范围,必须与初始的可觉察性以及随后在重复载荷下的扩展情况相一致。剩余强度评定必须表明,其余结构能够承受相应于下列情况的载荷(作为极限静载荷考虑):

(1) 限制对称机动情况,在直到VC的所有速度下按§ 25. 337的规定,以及按§ 25. 345的规定;

(2) 限制突风情况,在直到VC的速度下按§ 25. 341的规定,以及按§ 25. 345的规定;

(3) 限制滚转情况,按§ 25. 349的规定;限制非对称情况按§ 25. 367的规定,以及在直到VC的速度下,按§ 25. 427(a)到(c)的规定;

(4) 限制偏航机动情况,按§ 25. 351(a)对最大到VC诸规定速度下的规定;

(5) 对增压舱,采用下列情况:

(i) 正常使用压差和预期的外部气动压力相组合,并与本条(b)(1)到(4)规定的飞机载荷情况同时作用(如果后者有重要影响);

(i i) 正常使用压差的最大值(包括1g平飞时预期的外部气动压力)的1.15倍,不考虑其它载荷。

(6) 对于起落架和直接受其影响的机体结构,按§ 25. 473、§ 25. 491和§ 25. 493规定的限制地面载荷情况。如果在结构破坏或部分破坏以后,结构刚度和几何形状,或此两者有重大变化,则必须进一步研究它们对损伤容限的影响。

(c) 疲劳(安全寿命)评定 如果申请人确认,本条(b)对损伤容限的要求不适用于某特定结构,则不需要满足该要求。这些结构必须用有试验依据的分析表明,它们能够承受在其服役寿命期内预期的变幅重复载荷作用而没有可觉察的裂纹。必须采用合适的安全寿命散布系数。

(d) 声疲劳强度 必须用有试验依据的分析,或者用具有类似结构设计和声激励环境的飞机的服役历史表明下列两者之一:

- (1) 承受声激励的飞行结构的任何部分不可能产生声疲劳裂纹；
- (2) 假定本条 (b) 规定的载荷作用在所有受疲劳裂纹影响的部位，声疲劳裂纹不可能引起灾难性破坏。
- (e) 损伤容限 (离散源) 评定 在下列任一原因很可能造成结构损伤的情况下，飞机必须能够成功地完成该次飞行：

- (1) 受到 1.80 公斤 (4 磅) 重的鸟的撞击，飞机与鸟沿着飞机飞行航迹的相对速度取海平面 VC 或 2,450 米 (8000 英尺) 0.85 VC 两者中的较严重者；
- (2) 风扇叶片的非包容性撞击；
- (3) 发动机的非包容性破坏；
- (4) 高能旋转机械的非包容性破坏。

损伤后的结构必须能够承受飞行中可合理预期出现的静载荷 (作为极限载荷考虑)。不需要考虑对这些静载荷的动态影响。必须考虑驾驶员在出现事故后采取的纠正动作，诸如限制机动，避开紊流以及降低速度。如果在结构破坏或部份破坏以后引起结构刚度或几何形状，或此两者有重大变化，则须进一步研究它们对损伤容限的影响。

§ 25.735 刹车

- (a) 刹车装置必须经批准。

(b) 刹车系统及其相关系统的设计和构造，必须使其在任何电气、气动、液压或机械连接元件或传动元件 (操纵脚踏或手柄除外) 损坏或者任何单个液压源或其它刹车能源丧失时，能使飞机在按 § 25.125 规定的条件下停下，其着陆滑跑过程中的平均减速度至少等于按该条确定着陆距离时所得减速度的 50%。除非表明刹车组件中的分组件，诸如刹车鼓轮、刹车块及作动筒 (或其等效装置) 的密封元件损坏引起的液压渗漏不会使刹车效率低于本款的要求，否则这些装置均应视为连接元件或传动元件。

- (c) 使用刹车操纵器件时所需的操纵力不得过大。

(d) 飞机必须具有停机刹车装置，当临界发动机为起飞功率 (推力) 时，驾驶员使用此装置后，无需进一步关注就能防止机轮在有铺面的水平跑道上滚动。

(e) 如果装有防滑装置，则该装置及其有关系统的设计必须使在发生任何可能的单个故障时都不会使飞机的刹车能力或方向操纵损失到危险的程度。

(f) 在刹车对于适用的技术标准规定 (TSO) 或可接受的等效规定的鉴定试验中应采用每个主轮刹车装置的设计着陆刹车动能容量额定值。该动能容量额定值不得小于按下列方法之一确定的动能吸收要求：

(1) 必须根据对最大着陆重量下着陆时预期会出现的事件序列进行的合理分析确定刹车动能吸收要求。这一分析必须计及使用刹车时保守的飞机速度值、轮胎与跑道间的刹车摩擦系数、气动阻力、螺旋桨阻力或动力装置的向前推力，和 (如果更为临界) 最不利的单台发动机或螺旋桨故障；

- (2) 如果不用合理分析，每个主轮刹车装置的动能吸收要求可以按下列公式计算，如刹车分配不相等，公式必须修正：

$$KE = \frac{0.0135 W V^2}{N}$$

$$(KE = \frac{0.0443 W V^2}{N})$$

式中：

KE 为每个机轮的动能 公斤米 (英尺磅)；

W 为设计着陆重量 公斤 (磅)；

V 为飞机速度 节 (节)，V 必须不小于 VS0，VS0 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。

(g) 每一主轮刹车装置的最小失速速度额定值（即测功试验时采用的初始速度）不得大于按本条（f）确定动能所用的V值。由于制定机轮刹车装置的试验程序必然涉及一个给定的减速率，因此，对于相同量的动能，能量吸收率（刹车的功率吸收能力）与初始速度成反比。

(h) 在对于适用的技术标准规定（TSO）或可接受的等效规定的刹车鉴定试验中，应采用每个主轮刹车装置在其允许磨损范围内的磨损极限状态下的中止起飞刹车动能容量额定值，该动能容量额定值不得小于按下列方法之一确定的动能吸收要求：

(1) 必须根据对加速—停止机动时预期会出现的事件序列进行的合理分析确定刹车动能吸收要求。这一分析必须计及使用刹车时保守的飞机速度值、轮胎与跑道间的刹车摩擦系数、气动阻力、螺旋桨阻力或动力装置的向前推力和（如果更为临界）最不利的单台发动机或螺旋桨故障；

(2) 如不用合理分析，每个主轮刹车装置的动能吸收要求可以按下列公式计算，如刹车分配不相等，公式必须修正：

$$KE = \frac{0.0135 W V^2}{N}$$

$$(KE = \frac{0.0443 W V^2}{N})$$

式中：

KE 为每个机轮的动能 公斤米（英尺磅）；

W 为飞机重量 公斤（磅）；

V 为飞机速度 节（节）；

N 为装有刹车的主轮个数；和

W 和 V 为在中止起飞中得到的起飞重量和地面速度的最临界组合。

§ 25.783 舱门

(a) 每个座舱必须至少有一扇易于接近的外部舱门。

(b) 每扇外部舱门必须有措施锁定并保险，以防止飞行中打开（被人无意中打开或是由于关闭时或关闭后机构损坏或单个结构元件损坏而打开）。即使在飞机内侧有人拥挤在门上，每扇外部舱门必须能从内外两侧开启。如果有措施防止乘员拥挤在门上影响开门，可以使用向内打开的舱门。开门装置必须简单明显，其设置和标记必须使得即使在黑暗中也易于辩明位置和操作。可以使用辅助锁定装置。

(c) 每扇外部舱门必须能合理地避免在轻度坠损中因机身变形而卡住。

(d) 每扇外部舱门的位置安排必须保证，当人们以合适的操作程序使用舱门时，不会被螺旋桨打伤。

(e) 必须有对锁定机构作直接目视检查的措施，来确定那些打开时首先作非内向运动的外部舱门（包括旅客门、机组门、服务门和货舱门）是否完全关闭并锁定。在机组成员使用手电筒或相当光源的工作照明条件下，必须能看清该措施。此外，如果有任何外部舱门未完全关闭并锁定，必须有目视警告装置来告知有关的飞行机组成员。对于打开时首先作非内向运动的舱门，该装置必须设计得使导致误示关闭和锁定的任何故障或故障组合的概率很小。

(f) 外部舱门必须有措施防止在舱门未完全关闭和锁定的情况下开始将飞机增压到不安全的水平。此外，必须通过安全性分析表明舱门偶然打开的概率极小。

(g) 不易用作应急出口的货舱门和服务门只需符合本条（e）和（f）的要求，并能防止在飞行中因机械损坏或单个结构元件损坏而打开。

- (h) 每一个机身侧面的旅客登机门必须满足 § 25. 807 至 § 25. 813 对 II 型或更大的旅客应急出口的适用要求。
- (i) 如果作为旅客应急出口的旅客登机门上装有整体式梯子, 则该梯子必须设计成在下列情况下不会降低旅客应急撤离的有效性:
 - (1) 舱门、整体式梯子和操纵机构受到 § 25. 561 (b) (3) 规定的相对于周围结构分别作用的惯性力;
 - (2) 飞机处于正常地面姿态和对应于一根或几根起落架支柱折断的每一姿态。
- (j) 所有厕所的门必须设计成能防止任何人被困闭在厕所内, 如果装有门锁机构, 应能不用特殊工具即可从外部开启。

§ 25. 785 座椅、卧铺、安全带和肩带

- (a) 对每一位 2 周岁以上的乘员都必须提供一个座椅 (或卧铺, 对必须卧床者)。
- (b) 指定供人在起飞和着陆时占用的每一位置处的座椅、卧铺、安全带、肩带以及附近的飞机部分, 必须设计成使正确使用这些设施的人在应急着陆中不会因 § 25. 561 和 § 25. 562 中规定的惯性力而受到严重伤害。
- (c) 座椅和卧铺必须经批准。
- (d) 与通过飞机中心线的垂直平面成夹角大于 18° 的座椅上的乘员必须用安全带和承托臂、肩、头和背脊的缓冲靠垫来保护头部免受伤害, 或用安全带和肩带防止头部触及任何致伤物体。任何其它座椅上的乘员必须用安全带以及根据座椅形式、位置和面向的角度采用以下一种或几种措施来保护头部免受伤害:

- (1) 防止头部触及任何致伤物体的肩带;
- (2) 去除头部能撞到的半径范围内的任何致伤物体;
- (3) 承托臂、肩、头和背脊的缓冲靠垫。

(e) 卧铺必须设计成前部具有带包垫的端板、帆布隔挡或等效设施, 它们可承受按 § 25. 561 规定的乘员向前惯性力。卧铺不得有在应急情况下可能使睡卧者严重受伤的棱角和突部。

(f) 每个座椅、卧铺及其支承结构, 每根安全带或肩带及其锚固接头, 必须按体重 77 公斤 (170 磅) 的使用者设计, 按每种有关的飞行和地面载荷情况 (包括 § 25. 561 规定的应急着陆情况) 考虑最大载荷系数、惯性力以及乘员、座椅、安全带和肩带之间的反作用力, 此外, 还必须符合下列规定:

(1) 进行座椅、卧铺及其支承结构的结构分析和试验时, 可以假定向前、侧向、向下、向上和向后的临界载荷 (按规定的飞行、地面和应急着陆情况确定) 分别作用, 或者当各特定方向所要求的强度得到证实时, 也可采用选定的载荷组合。卧铺安全带不必承受向前的载荷系数。

(2) 每个驾驶员座椅的设计必须考虑 § 25. 395 规定的驾驶员作用力引起的反作用力;

(3) 在确定每个座椅与机体结构, 或每根安全带或肩带与座椅或机体结构的连接强度时, § 25. 561 规定的惯性力必须乘以系数 1.33 (而不是 § 25. 625 规定的接头系数)。

(g) 驾驶舱工作位置的每个座椅必须设有带单点脱扣装置的安全带和肩带组合式约束系统, 使驾驶舱内的乘员就座并系紧安全带一肩带后能执行该乘员在驾驶舱内所有必要的职责。必须有措施在每个组合式约束系统不使用时将其固定, 以免妨碍对飞机的操作和在应急情况下的迅速撤离。

(h) 按中国民用航空总局有关营运规定要求在客舱内设置的、在起飞和着陆时制定供空中服务员使用的座椅必须满足下列要求:

(1) 必须靠近所要求的与地板齐平的应急出口。但如果设置在其它位置能提高旅客应急撤离效率时, 则也是可以接受的。每个 A 型或 B 型应急出口旁边必须有一个空中服务员座椅。而且在所要求的与地板齐平的应急出口之间, 必须根据可行情况均匀设置其它空中服务员座椅;

(2) 在不影响接近所要求的与地板齐平应急出口的条件下, 空中服务员座椅应尽量设置在能直接观察到其所负责客舱区域的位置;

(3) 布置在当其不使用时不会妨碍通道或出口使用的位置;

(4) 必须布置在能使其乘员被从服务区, 储藏间或服务设备掉出的物体撞伤的概率最小的位置;

(5) 面向前或向后, 并装有用于承托臂、肩、头和背脊的缓冲靠垫。

(6) 装有单点脱扣装置的安全带和肩带组合式约束系统。必须有措施在每个组合式约束系统不工作时将其固定, 以免妨碍应急情况下的迅速撤离。

- (i) 每根安全带必须装有金属对金属的锁紧装置。
- (j) 如果椅背上没有牢固的扶手处，则沿每条过道必须装有把手或扶杆，使乘员在中等颠簸气流情况下使用过道时能够稳住。
- (k) 在正常飞行中可能伤害机内坐着或走动的人员的每个凸出物都必须包垫。
- (l) 必须表明由中国民用航空总局有关营运规定要求的每个向前观察员座椅适用于进行必要的航路检查。

§ 25. 807 应急出口

(a) 型式 就本部而言，应急出口的型式规定如下：

(1) I型 此型应急出口是与地板齐平的出口，具有宽不少于610毫米（24英寸）、高不少于1,220毫米（48英寸）、圆角半径不大于203毫米（8英寸）的矩形开口。

(2) II型 此型应急出口是宽不少于510毫米（20英寸）、高不少于1120毫米（44英寸）、圆角半径不大于178毫米（7英寸）的矩形开口。II型出口必须是地板齐平的出口，但位于机翼上方者除外。在此情况下，出口在机内的跨上距离不得大于250毫米（10英寸），在机外的跨下距离不得大于430毫米（17英寸）。

(3) III型 此型应急出口是宽不少于510毫米（20英寸）、高不少于910毫米（36英寸）、圆角半径不大于178毫米（7英寸）的矩形开口，其机内跨上距离不大于510毫米（20英寸）。如果出口位于机翼上方，其机外跨下距离不得大于690毫米（27英寸）。

(4) IV型 此型应急出口是宽不少于480毫米（19英寸）、高不少于660毫米（26英寸）、圆角半径不大于160毫米（6.3英寸）、位于机翼上方的矩形开口，其机内跨上距离不大于740毫米（29英寸），机外跨下距离不大于910毫米（36英寸）。

(5) 机腹型 此型应急出口是由客舱经过承压壳体和机身下部蒙皮的出口。此型出口的尺寸和实际构形必须在飞机处于正常地面姿态，且起落架放下时具有至少与I型出口同样的撤离率；

(6) 尾锥型 此型应急出口是由客舱经过承压壳体和承压壳体之后可打开的机身锥体的后部出口，打开尾锥的措施必须简单明了，而且只需一个操作动作。

(7) A型 此型应急出口是宽不少于1066毫米（42英寸）、高不少于1829毫米（72英寸）、圆角半径不得大于178毫米（7英寸）的与地板齐平的矩形开口。

(8) B型 此型应急出口是宽不少于816毫米（32英寸）、高不少于1829毫米（72英寸）、圆角半径不得大于153毫米（6英寸）的与地板齐平的矩形开口。

(9) C型 此型应急出口是宽不少于765毫米（30英寸）、高不少于1220毫米（48英寸）、圆角半径不得大于250毫米（10英寸）的与地板齐平的矩形开口。

(b) 跨下距离 本条所述的跨下距离，是指该开口的底部到机身向外延伸的可用踏脚处之间的实际距离，该踏脚处的尺寸应大到足以不需用目光和感觉探索即起作用。

(c) 超尺寸应急出口 大于本条规定尺寸的开口，无论是否是矩形均可采用，只要本条规定的矩形开口能内接在此开口内，而且被内接矩形开口的底部满足规定的跨上和跨下高度要求。

(d) 不对称性 成对应急出口不需完全位置相对和尺寸一致。然而在本条(g)中所许可的乘客座位数应基于两个应急出口中较小的。

(e) 均匀性 出口应考虑乘客座椅的分布，尽可能均匀布置。

(f) 位置

(1) 每一个所要求的乘客应急出口必须易于接近，并且其布置能为乘客提供最有效的撤离措施。

(2) 如果每侧仅提供一个与地板齐平的应急出口，而飞机又没有尾锥型或机腹型应急出口，那么与地板齐平的应急出口必须位于客舱的后部，除非其它位置能提供乘客更有效的撤离措施。

(3) 如果每侧提供的与地板齐平应急出口多于一个，并且飞机不是客货混合构型，那么客舱每侧的每端至少要有一个与地板齐平的应急出口。

(4) 对于要求在机身每侧要有多于一个以上乘客应急出口的飞机, 在机身每一舱段每侧的相邻出口的距离不得超出 1.8 米 (6.0 英尺), 测量应在两个最近的出口边缘平行飞机纵向轴线进行。

(g) 要求的类型和数量 许可的最大乘客座椅数取决于机身上每侧的应急出口类型和数量。除非将来在本条 (g) (1) 至 (g) (9) 中作限制, 否则在机身每侧的特定类型出口最大许可乘客座椅数规定如下:

A 型	1 1 0
B 型	7 5
C 型	5 5
I 型	4 5
II 型	4 0
III 型	3 5
IV 型	9

(1) 对于客座量为 1 至 9 座的, 至少在机身每侧要有一个 IV 型或更大的机翼上方应急出口。如果在机翼上方不能提供出口, 那么至少要在机身每侧有一个满足最小 III 型门尺寸的出口。

(2) 对于客座量多于 9 座的, 每一出口必须是 III 型或大于 III 型。

(3) 对于客座量是 10 至 19 座的, 在机身每侧至少要有有一个 III 型或更大的出口。

(4) 对于客座量是 20 至 40 座的, 在机身每侧至少要有两个出口, 其中一个必须是 II 型或更大的出口。

(5) 对于客座量是 41 至 110 座的, 在机身每侧至少要有两个出口, 其中一个必须是 I 型或更大的出口。

(6) 对于客座量多于 110 座的, 在机身每侧的应急出口必须包括至少两个 I 型或更大的出口。

(7) 所有 III 型出口许可的最大组合客座量是 70, 由少于三排座椅分开的机身每侧的两个 III 型出口, 所能许可的最大组合客座量为 65。

(8) 如果设有 A 型、B 型或 C 型出口, 那么在机身每侧至少要有两个 C 型或更大出口。

(9) 如果设有旅客用机腹型出口或尾锥型出口, 而且飞机处于因一根或几根起落架折断而造成的最不利出口开启条件下这些出口能提供至少与 III 型出口相同的撤离率时, 则可以允许按下列规定增加客座量:

(i) 一个机腹型出口, 增加 12 个客座;

(i i) 一个尾锥型出口 (在承压壳体上具有宽不少于 510 毫米 (20 英寸)、高不少于 1524 毫米 (60 英寸)、圆角半径不大于 178 毫米 (7 英寸) 的与地板齐平的出口, 并具有符合 § 25.810 (a) 的经批准辅助设施), 增加 25 个客座;

(i i i) 一个尾锥型出口 (在承压壳体的开口尺寸, 跨上及跨下距离至少与 III 型应急出口相等, 并且开口顶部距客舱地板的高度不少于 1,420 毫米 (56 英寸)), 增加 15 个客座。

(h) 额外出口 客舱中超出应急出口最少数量要求的额外出口, 必须要满足 § 25.809 至 § 25.812 的适用要求, 且要易于接近。

(i) 水上迫降旅客应急出口 无论是否申请水上迫降合格审定, 必须根据下列规定设置水上迫降应急出口, 除非满足本条 (g) 要求的应急出口已满足这些要求:

(1) 客座量 (不包括驾驶员座椅) 等于或小于 9 座的飞机, 飞机每侧水线以上要有一个至少符合 IV 型尺寸的出口;

(2) 客座量 (不包括驾驶员座椅) 等于或大于 10 座的飞机, 对每 3.5 名旅客 (或不足 3.5 名的尾数) 在飞机侧面水线以上要有一个至少符合 III 型尺寸的出口, 但客舱内此类出口不得少于两个, 飞机每侧各一个。可以通过采用更大的出口或其它措施提高客座量与出口之比, 只要能表明在水上迫降期间飞机的撤离能力有相应提高;

(3) 如果侧面出口不能设在水线以上, 则必须用同等数量、尺寸不小于 III 型出口、易于接近的顶部带盖舱口来代替侧面出口, 但对于客座量 (不包括驾驶员座椅) 等于或小于 3.5 座的飞机, 只需要以一个顶部带盖舱口来代替所要求的两个 III 型侧面出口。

(j) 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, 以及客座量大于 20 座的所有飞机, 飞行机组应急出口应设置在飞行机组区。此类出口的尺寸和位置应足以使机组能迅速撤离。在飞机两侧必须各有一个出口, 或代之以一个顶部带盖舱口。每个出口必须包含一个至少为 483 × 510 毫米 (19 × 20 英寸) 的无障碍矩形出口, 除非能通过一名典型的机组成员圆满地演示了出口的实用性。

§ 25. 810 应急撤离辅助设施与撤离路线

(a) 当陆上飞机起落架放下停在地面时，对于离地高度超过 1.83 米（6 英尺）的每个非机翼上方的 A 型、B 型和 C 型和任何其它的非机翼上方的应急出口，必须有经批准的设施协助乘员下地。

(1) 每个旅客应急出口的辅助设施必须是自行支承式滑梯或等效设施，当为 A 型或 B 型出口时，该设施必须能同时承载两股平行的撤离人员。此外，辅助设施的设计必须满足下列要求：

(i) 必须能自动展开，而且必须在从飞机内部启动开门装置至出口完全打开期间开始展开。但是，如果旅客登机门或服务门兼作旅客应急出口，则必须有手段在非应急情况下，从内侧或外侧正常打开时防止辅助设施展开；

(i i) 除 C 型应急出口的辅助设施之外，必须能在展开后 6 秒钟内自动竖立。C 型应急出口的辅助设施必须要在应急出口的开启设施被启动后 10 秒钟内自动竖立。

(i i i) 在完全展开后，辅助设施的长度必须能使其下端自行支承在地面，并且在在一根或几根起落架支柱折断后，能供乘员安全撤离到地面；

(i v) 必须能够在风向最不利、风速 25 节时展开，并在完全展开后仅由一个人扶持，就能供乘员安全撤离到地面。

(v) 对于每种辅助设施的系统安装（装在实体模型或飞机上），必须连续进行五次展开和充气试验（每个出口）而无失败。每五次上述连续试验中，至少有三次必须使用装置的同一个典型抽样来举行。各抽样在经受 § 25. 561 (b) 规定的惯性力后，必须能用该系统的基本手段展开和充气，如在所要求的试验中该系统的任何部分发生损坏或工作不正常，必须确实排除损坏或故障的原因，此后必须进行完整的连续五次的展开和充气试验而无失败；

(2) 飞行机组应急出口的辅助设施，可以是绳索或任何其它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：

(i) 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，则也可连接在其它经批准的位置上；

(i i) 辅助设施（连同其接头）应能承受 1,765 牛（180 公斤；400 磅）的静载荷。

(b) 每个位于机翼上方并具有跨下距离的 A 型、B 型出口必须有从座舱下到机翼的辅助设施，除非能表明无辅助设施的此型出口的旅客撤离率至少与同型非机翼上方出口相同。要求有辅助设施时，它必须能在出口打开的同时自动展开和自动竖立。对于 C 型出口，它必须要在出口的开启装置启动之后 10 秒钟内自动支承。对于其它类型出口，必须要在展开之后 6 秒中内自行支承。

(c) 必须制定从每个机翼上方应急出口撤离的撤离路线，并且（除了可作为滑梯使用的襟翼表面外）均应覆以防滑层。除了提供疏导撤离人流装置的情况外，撤离路线必须满足以下要求：

(1) A 型、B 型的乘客应急出口处的撤离路线，或两个 III 型乘客应急出口处的任何共用撤离路线，必须至少 106.6 毫米（4.2 英寸）宽。任何其它的乘客应急出口必须至少 61.0 毫米（2.4 英寸）宽；

(2) 撤离路线表面的反射率必须至少为 80%，而且必须用表面对标记的对比度至少为 5：1 的标记进行界定。

(d) 位于机翼上方的 C 型出口和所有那些当飞机放下起落架停在地面上时，本条 (c) 要求的撤离路线在飞机结构上的终点离地面高度大于 1.83 米（6 英尺），必须要为撤离者到达地面提供辅助设施，并且：

(1) 如果撤离路线经过襟翼，则必须在襟翼处于起飞或着陆位置（取离地高度较大者）时测量终点的高度；

(2) 辅助设施必须能在一根或几根起落架支柱折断后，风向最不利、风速 25 节的条件下仍然可以使用并自行支承；

(3) 供每条从 A 型、B 型应急出口引出的撤离路线使用的辅助设施，必须能同时承载两股平行的撤离人员。对任何其它类型的出口，其辅助设施能同时承载的撤离人员股数必须与所要求的撤离路线数目相同；

(4) 供每条从 C 型应急出口引出的撤离路线使用的辅助设施，必须能在出口的开启机构被启动后 10 秒钟内自动竖立，对于任何其它类型的出口，其辅助设施必须在竖立系统启动之后的 10 秒钟内自动竖立。

§ 25. 811 应急出口的标记

(a) 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。

(b) 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。

(c) 必须有措施协助乘员在浓烟中找到出口。

(d) 必须用沿客舱每条主过道走近的乘员能看见的标示, 来指明旅客应急出口的位置。下列部位必须有标示:

(1) 在每个旅客应急出口近旁的每条主过道上方必须有旅客应急出口位置的标示。如果净空高度不足, 则必须把标示设在高出头部的其它可行位置。如果能从某个标示处方便地见到多个出口, 则该标示可用于指示多个出口;

(2) 紧靠每个旅客应急出口必须有旅客应急出口标示。如果能从某个标示处方便地见到两个出口, 则该标示可用于指示两个出口;

(3) 在挡住沿客舱前后视线的每个隔框或隔板上, 必须有标示来指示被隔框或隔板挡住的应急出口。如果不能做到, 则指示可以设置在其它适当的位置上。

(e) 操作手柄的位置和从机内开启出口的说明, 必须以下述方式显示:

(1) 在每个旅客应急出口上或其附近, 必须有一个从相距 760 毫米 (30 英寸) 处可辩读的标记。

(2) 对每个 A 型、B 型、C 型、I 型的旅客应急出口操作手柄必须符合下列规定之一:

(i) 自身发亮, 其初始亮度至少为 0.51 坎每平方米 (160 微朗伯);

(i i) 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。

(3) (备用)

(4) 对每个 A 型、B 型、C 型、I 型或 II 型旅客应急出口, 如果其锁定机构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°;

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

(i i i) 在靠近箭头处, 用红色水平地书写“开”字 (汉字字高至少为 40 毫米; 英文字高为 25 毫米 (1 英寸))。

(f) 每个要求能从外侧打开的应急出口及其开启措施, 必须在飞机外表面作标记, 此外, 采用下列规定:

(1) 机身侧面旅客应急出口的外部标记, 必须包括一条圈出该出口的 50 毫米 (2 英寸) 宽的色带;

(2) 包括色带在内的外部标记, 必须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%; 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%。“反射率”是物体反射的光通量与它接收的光通量之比;

(3) 非机身侧面的出口 (如机腹或尾锥出口) 的外部开启措施 (包括操作说明在内, 如果适用) 必须醒目地用红色作标记, 如果背景颜色使红色不醒目, 则必须用鲜明的铬黄色作标记。当开启措施仅设置在机身一侧时, 必须在另一侧上有同样效果的醒目标记。

(g) 本条 (d) 要求的每个标示, 在文字上可用“出口”字样来代替“应急出口”这一术语。

§ 25. 812 应急照明

(a) 必须设置独立于主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公用。应急照明系统必须包括下列项目:

(1) 有照明的应急出口标记和位置标示, 座舱一般照明光源和机内应急出口区域的照明和地板附近应急撤离通道标记;

(2) 机外应急照明。

(b) 应急出口标示必须按下列规定设置:

(1) 对于客座量 (不包括驾驶员座椅) 等于大于 10 座的飞机, 应满足下列要求:

(i) § 25. 811 (d) (1) 要求的旅客应急出口位置标示和 § 25. 811 (d) (2) 要求的旅客应急出口标示, 必须用至少高 3.8 毫米 (1 1/2 英寸) 的红字衬在有照明的白底上, 白底面积至少为 135 平方厘米 (21 平方英寸) (不包括字的面积)。被照亮的底与字的对比度必须不小于 10:1。字高与笔划宽度之比为 7:1 至 6:1。这些标示必须采用内部电照明, 白底的亮度至少为 85.7 坎每平方米 (2.5 英尺-朗伯), 其明暗部的对比度不大于 3:1;

(i i) § 25. 811 (d) (3) 要求的旅客应急出口标示必须用至少高 3.8 毫米 (1 1/2 英寸) 的红字衬在白底上, 白底面积至少为 135 平方厘米 (21 平方英寸) (不包括字的面积)。这些标示必须采用内部电照明或非电的自身发亮, 其初始亮度必须至少为 1.27 坎每平方米 (400 微朗伯)。如果设置非电的自身发亮式标示, 则可以采用红底白字。

(2) 对于客座量 (不包括驾驶员座椅) 等于或小于 9 座的飞机, § 25. 811 (d) (1)、(2) 和 (3) 要求的标示, 必须用至少高 2.5 毫米 (1 英寸) 的红字衬在至少高 50 毫米 (2 英寸) 的白底上, 这些标示可以采用电照明或非电的自身发亮, 其初始

亮度至少为 0.51 坎每平方米 (160 微朗伯)。如果设置非电的自身发亮标示, 则可以采用红底白字。

(c) 必须提供客舱的一般照明, 使得沿客舱主过道中心线和连接主过道的横向过道中心线, 在座椅扶手高度上按间隔 1,000 毫米 (40 英寸) 进行测量时, 平均照度不少于 0.538 勒 (0.05 英尺-烛光), 但每一测量点处的照度不小于 0.108 勒 (0.01 英尺-烛光)。沿机身从最前的旅客应急出口或座舱乘员座椅 (两者中取最前者) 至最后的旅客应急出口或座舱乘员座椅 (两者中取最后者) 的过道, 应视作为客舱主过道。

(d) 各主过道和出口之间通向与地板齐平的旅客应急出口的通道, 其地板必须有照明, 沿旅客撤离路线的中心线、且平行于地板相距 150 毫米 (6 英寸) 以内测得的照度不得小于 0.215 勒 (0.02 英尺-烛光)

(e) 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全被遮蔽时, 地板附近应急撤离通道标记必须能引导乘客应急撤离。在黑夜里, 地板附近应急撤离通道必须保证每一乘客:

- (1) 在离开座椅后, 能目视辨认出沿座舱通道地板通向最近出口或座椅前后两个出口的应急撤离通道;
- (2) 仅参照不高于座舱地板 1.2 米 (4 英尺) 的标记和目视特征能很快辨认出应急撤离通道的每一出口。

(f) 除了按本条 (h) 设置的仅供给一个辅助设施使用、并独立于飞机主应急照明系统的分系统 (该分系统在辅助设施竖立时能自动接通) 之外, 应急照明系统必须按照下列要求设计:

- (1) 必须能从飞行机组的工作位置和从客舱中空中服务员正常座位易于接近的地点, 对灯光进行手控;
- (2) 必须有飞行机组警告灯, 当飞机电源接通而应急照明控制装置未处于准备状态时, 该灯发亮;

(3) 驾驶舱内的控制装置必须有“接通”、“断开”和“准备”三种位置。当该装置置于“准备”位置, 或者驾驶舱或空中服务员处的一个控制装置置于“接通”位置时, 一旦飞机正常电源中断 (撞损着陆时机身横向垂直分离引起的中断除外), 灯发亮或保持发亮。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。

(g) 外部应急照明必须设置如下:

(1) 每个机翼上方应急出口的照度必须满足下列要求:

(i) 在撤离者可能向座舱外跨出第一步的 0.2 平方米 (2 平方英尺) 区域内, 照度不得小于 0.323 勒 (0.03 英尺-烛光) (垂直于入射光方向测量);

(i i) 沿 § 25.810 (C) 要求的防滑撤离路线, 在其离出口最远的 30% 的一段, 所要求的最窄的撤离通道的照度不得小于 0.538 勒 (0.05 英尺-烛光) (垂直于入射光方向测量);

(i i i) 在起落架放下状态下, 撤离者利用规定的撤离路线通常可能首先接触的地面上, 照度不得小于 0.323 勒 (0.03 英尺-烛光) (垂直于入射光方向测量)。

(2) § 25.809 (f) 不要求装下地辅助设施的每个非机翼上方应急出口, 在起落架放下状态下撤离者可能首先接触的舱外地面上, 照度不得小于 0.323 勒 (0.03 英尺-烛光) (垂直于入射光方向测量)。

(h) 按 § 25.809 (f) (1) 和 (h) 要求的协助乘员下地设施必须有照明, 使得从飞机上能看见竖好的辅助设施, 此外还应满足下列要求:

(1) 如果辅助设施用外部应急灯光照明, 则当飞机处于一根或几根起落架支柱折断所对应的每一种姿态时, 在撤离者利用规定的撤离路线通常可能首先着地的地方, 辅助设施竖立后接地端的照度不得小于 0.323 勒 (0.03 英尺-烛光) (垂直于入射光方向测量);

(2) 如果辅助设施用独立的应急照明分系统照明 (该系统不供别的辅助设施使用、独立于飞机主应急照明系统, 并能在辅助设施竖立时自动接通), 则照明设施必须满足下列要求:

(i) 不得因收藏受到不利影响;

(i i) 当飞机处于一根或几根起落架支柱折断所对应的每一种姿态时, 在撤离者通常可能首先着地的地方, 辅助设施竖立后接地端的照度不得小于 0.323 勒 (0.03 英尺-烛光) (垂直于入射光方向测量)。

(i) 每个应急照明装置的能源在应急着陆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, 它们可以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。

(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 § 25.561 (b) 所规定的惯性力作用后, 必须能正

常工作。

(1) 应急照明系统必须设计成, 在撞损着陆情况下, 发生任何单个的机身横向垂直分离后, 能满足下列要求:

(1) 除由于分离而直接损坏者外, 本条要求的全部电照明应急灯中不能工作者不超过 2.5 %;

(2) 除由于分离而直接损坏者外, § 25. 811 (d) (2) 要求的每个电照明出口标示仍继续工作;

(3) 除由于分离而直接损坏者外, 机身每侧至少有一个所要求的外部应急灯仍继续工作。

§ 25. 813 应急出口通路

每个所要求的应急出口必须是旅客可到达的, 而且其位置能保证有效撤离。应急出口必须考虑到旅客的分布情况, 尽可能的均匀, 但座舱两侧出口的大小和位置不必对称。当规定每侧只需一个与地板齐平的出口而飞机又没有尾锥型或机腹型应急出口时, 该与地板齐平的出口必须设置在客舱后段, 除非其它位置使其成为更有效的旅客撤离口。当规定每侧需要一个以上与地板齐平的出口时, 每侧必须至少有一个与地板齐平的出口设置在靠近座舱的每一端头, 但这一规定不适用于客货混装布局。此外, 应急出口通路还必须满足下列要求:

(a) 必须有通道从最近的主过道通往每个 A 型、B 型、C 型、I 型或 II 型应急出口和连通各个旅客区域。通往 A 型和 B 型出口的每条通道不得有障碍物, 宽度至少为 914 毫米 (36 英寸)。旅客区之间的通道以及通往 I 型、II 型或 C 型应急出口的通道不得有障碍物, 宽度至少为 510 毫米 (20 英寸)。

除客舱内有两条或多条主过道的情况外, 每个 A 型或 B 型应急出口的位置必须能使旅客从前后两个方向沿主过道通向该出口。当有两条或多条主过道时, 两条主过道之间必须设置若干宽度至少 510 毫米 (20 英寸) 的无障碍横向过道, 其设置要满足以下要求:

(1) 必须有一条横向过道通向最近的主过道与 A 型、B 型应急出口之间的每一条通道;

(2) 必须有一条横向过道通向最近主过道与 I 型、II 型或 III 型应急出口之间的每一条通道的邻接区; 但当连续三排座椅之内有两个 III 型应急出口设置于两排座椅之间时, 可以只用一条横向过道, 但此横向过道必须通向从最近主过道到每个应急出口的两条通道之间的邻接区。

(b) 必须按下列规定提供足够的空间, 便于机组人员协助旅客撤离:

(1) 该辅助空间不得使通道的无障碍宽度减小到低于出口所要求的无障碍宽度;

(2) 对于每个 A 型、B 型出口, 无论是否 § 25. 810 (a) 要求有协助旅客由出口下至地面的设施, 都必须在出口的每一侧设置辅助空间;

(3) 对于 § 25. 810 (a) 要求的任何其它形式的出口的一侧, 必须提供辅助空间以协助旅客由出口下至地面;

(c) 对于每个 III 型或 IV 型应急出口, 必须提供符合下列要求的通路:

(1) 从最近过道到每个出口的通路。此外, 对于客座量等于或大于 60 座的飞机, 其每个 III 型出口还必须符合以下规定:

(i) 除 (c) (1) (i) 的要求外, 对于与过道应急出口一侧相邻的每排座椅不超过 2 个座椅的舱内布局, 必须提供宽度至少为 254 毫米 (10 英寸) 的无障碍通道作为通路; 而对该区域相邻的每排座椅为 3 个座椅的布局, 则上述宽度至少为 510 毫米 (20 英寸)。通道宽度必须在相邻座椅调节到最不利位置时测定。所要求的通道宽度中心线相对应应急出口中心线的水平偏离不得大于 127 毫米 (5 英寸);

(ii) 可用两条通道 (仅用于椅排之间) 代替一条 254 毫米 (10 英寸) 或 510 毫米 (20 英寸) 的通道, 但其每条的宽度必须至少为 152 毫米 (6 英寸), 并要直接通向每一应急出口前的无障碍空间 (相邻出口不得共用一条通道)。通道宽度必须在相邻座椅调节到最不利位置时测定。出口前的无障碍空间范围, 垂直方向必须从地板直至天花板 (或至侧壁行李箱底部), 前后必须从前通道前缘至后通道后缘, 从出口向内的距离则不得小于机上最窄旅客座椅的宽度。应急出口的开口必须完全处在无障碍空间的前后边界范围之内。

(2) 除了通路之外, 还有以下补充要求:

(i) 对于客座量等于或大于 20 座的飞机, 在距出口不小于机架上最窄旅客座椅宽度的一段距离内, 座椅、卧铺或其它突出物 (包括处于最不利位置的椅背) 均不得阻挡该出口的投影开口或妨碍出口的开启;

(ii) 对于客座量等于或小于 19 座的飞机, 如果有补偿措施能保持出口的有效性, 则在上述区域可以有小的障碍。

(3) 对于每个III型应急出口, 无论其飞机的客座量大小, 都必须有符合下列要求的标牌:

(i) 能让所有坐在通道附近并面朝通道的人辩读;

(i i) 准确地说明或图示出口开启方法, 包括手柄操作;

(i i i) 如果出口为可卸舱盖时, 说明舱盖重量, 并指出舱盖卸下后的妥当安放位置。

(d) 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。

(e) 在客舱之间的任何隔板上不可设置舱门。

(f) 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和其它区域分开的门, 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相对周围结构受到 § 25. 561 (b) 所述的极限惯性力时所造成的载荷。

§ 25. 831 通风

(a) 在正常操作情况和任何系统发生可能的失效而对通风产生有害影响条件下, 通风系统都必须要能提供足够量的未被污染的空气, 使得机组成员不至过度疲劳和不适来完成其职责。通常情况下通风系统至少应能向每一乘员提供每分钟 250 克 (0.55 磅) 的新鲜空气。

(b) 机组和客舱的空气不得含有达到有害或危险浓度的气体或蒸气。为此, 采用下列规定:

(1) 一氧化碳在空气中的浓度超过 $1 / 20, 000$ 即认为是危险的。可使用任何可接受的检测一氧化碳的方法进行测试;

(2) 必须表明飞行期间机组舱或客舱的二氧化碳浓度不得超过 0.5% 体积含量 (海平面当量)。

(c) 必须有措施保证, 在通风、加温、增压或其它系统和设备出现有合理可能的故障或功能失常后, 仍能满足本条 (b) 的规定。

(d) 如果在驾驶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。

(e) 除了本条 (f) 规定的以外, 必须有措施使下列隔舱和区域内的乘员能独立控制所供通风空气的温度和流量, 而与供给其它隔舱和区域的空气温度和流量无关:

(1) 驾驶舱;

(2) 驾驶舱以外的机组成员舱和区域。除非在所有运行条件下, 该舱或区域都是靠同其它隔舱或区域互换空气来通风的。 (f) 如果满足下列各条, 则不要求有措施使飞行机组能独立控制驾驶舱通风空气的温度和流量:

(1) 驾驶舱和客舱的总容积不超过 23 立方米 (800 立方英尺);

(2) 通风空气进气口及驾驶舱和客舱之间的空气流动通道的布置, 能使两舱之间的温差在 3°C (5°F) 以内, 并且使两舱乘员均有足够的通风;

(3) 温度和通风控制器件的位置便于飞行机组接近。

(g) 任何概率很小的失效情况发生后, 在给定温度下的持续时间不得超出下面曲线所定出的值。

图略

§ 25. 832 座舱臭氧浓度

(a) 必须表明飞行时飞机座舱中的臭氧浓度符合下列要求:

(1) 在 320 飞行高度层 (高度相当于 9,750 米) 以上的任何时刻, 不超过 $0.25 / 1, 000, 000$ 体积含量 (海平面当量);

(2) 在 270 飞行高度层 (高度相当于 8,230 米) 以上任何三小时期间, 不超过 $0.1 / 1, 000, 000$ 体积含量 (海平面当量时间加权平均值)。

(b) 在本条中“海平面当量”是指 25°C 和 760 毫米汞柱压力的状态。

(c) 必须根据飞机的使用程序和性能限制进行分析或试验, 当证实符合下列情况之一时, 则表明满足本条要求:

(1) 飞机不能在座舱臭氧浓度超过本条 (a) 规定限度的高度上运行;

(2) 含有臭氧控制设备的飞机通风系统, 能使座舱臭氧浓度保持在不高于本条 (a) 规定的限度。

§ 25. 841 增压座舱

(a) 载人的增压座舱和隔舱必须装有设备, 以保证在正常运行条件下, 在飞机最大使用高度上保持座舱压力高度不超过 2, 4 0 0 米 (8, 0 0 0 英尺)。

(1) 如果申请在 7, 6 0 0 米 (2 5, 0 0 0 英尺) 以上运行的合格审定, 则飞机必须设计为在增压系统任何可能的失效情况发生后乘员不会经受到座舱压力高度超出 4, 5 0 0 米 (1 5, 0 0 0 英尺)。

(2) 飞机必须设计成在发生任何未经表明是概率极小的失效情况而导致释压后, 不会使乘员经受到超出下列座舱压力高度:

(i) 7, 6 0 0 米 (2 5, 0 0 0 英尺), 超过 2 分钟; 或

(i i) 1 2, 0 0 0 米 (4 0, 0 0 0 英尺), 任何时段。

(3) 在评估座舱释压情况时应考虑机身结构、发动机和系统的失效。

(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) 驾驶员和飞行工程师工作位置处的仪表, 用来指示压差、座舱压力高度和绝对压力变化率。

(6) 驾驶员和飞行工程师工作位置处的警告指示器, 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限制时能发出指示。座舱压差指示器上相应的警告标记, 要满足对压差限制的报警要求; 音响或目视信号 (座舱高度指示装置除外) 要满足对座舱压力高度限制的要求, 当座舱压力高度超过 3, 0 0 0 米 (1 0, 0 0 0 英尺) 时向飞行机组发出警告;

(7) 如果结构不是按压差 (直到释压活门的最大调定值) 和着陆载荷的组合来设计的, 驾驶员或飞行工程师工作位置处应设置警告标牌;

(8) 本条 (b) (5) 和 (b) (6) 及 § 2 5. 1 4 4 7 (c) 所要求的压力传感器, 其分布及传感系统的设计必须保证, 一旦任何客舱或机组舱 (包括上、下厨房) 泄压, 上述规定的警告和自动显示装置应能立刻动作, 使得减压引起的危险不致过大。

§ 2 5. 8 5 3 座舱内部设施

下述规定适用于每个机组舱或旅客舱:

(a) 舱内材料 (包括用于材料的涂层或饰面) 必须满足本部附录 F 第 I 部分规定的适用试验准则或其它经批准的等效试验方法, 无论飞机的载客量为多少。

(b) (备用)

(c) 除满足本条 (a) 的要求外, 无论飞机的载客量为多少, 所有椅垫 (飞行机组成员的椅垫除外) 还必须满足本部附录 F 第 II 部分的要求或其它等效要求。

(d) 除在本条 (e) 中有规定的外, 载客量为 2 0 人或多于 2 0 人的飞机的下列内饰部件除满足本条 (a) 中规定的可燃性要求外, 还必须满足本部附录 F 第 IV 和第 V 部分的试验要求或其它经批准的等效试验要求:

(1) 除透光片和窗户之外的内部天花板和壁板;

(2) 除增加客舱安全性所需的透明板之外的隔板;

(3) 厨房结构, 包括储藏室、标准容器和中空壁板在未充满时的暴露表面;

(4) 除座椅下存放小物件 (如杂志和地图) 的储藏箱之外的大橱柜和座舱储藏箱。

(e) 如果各舱, 如驾驶舱、厨房、厕所、机组人员休息处、大橱柜和储藏箱等这些舱室与主客舱由在应急着陆情况下通常关闭着的门或等效措施隔离开, 则其内部设施不必满足本条 (d) 的要求。

(f) 厕所内禁止吸烟。如果在任何机组舱或旅客舱内允许吸烟时, 则必须为所有坐着的乘员提供足够数量的可卸自容式烟灰盒。

(g) 无论飞机的任何其它区域是否允许吸烟, 每扇厕所门的进入一侧上或其近旁必须在醒目位置处设置可卸自容式烟灰盒, 但一只烟灰盒也可供几个厕所门使用, 只要从上述每个厕所靠座舱的一侧能容易地看到该烟灰盒。

(h) 用于收集可燃废弃物的废物箱必须为全封闭式, 至少由耐火材料制成, 并能包容在正常使用情况下其中很可能发生的起火。在使用中预期的所有可能的磨损、错位和通风情况下废物箱的这种火焰包容能力, 必须通过试验证实。

§ 25. 855 货舱和行李舱

不载机组或旅客的每个货舱和行李舱必须满足以下要求：

- (a) 必须满足 § 25. 857 等级要求中的一种。
- (b) § 25. 857 定义的 B 级至 E 级货舱或行李舱必须有同飞机结构分开的衬垫（但衬垫可与结构连接）。
- (c) C 级货舱的天花板和侧壁的衬垫必须满足本部附录 F 第 III 部分规定的试验或其它经批准的等效试验方法的要求。
- (d) 构成货舱或行李舱的所有其它材料必须满足本部附录 F 第 I 部分或其它经批准的等效试验方法规定的适用试验准则。
- (e) 舱内不得有一旦损坏或故障会影响安全运行的任何操纵机构、导线、管路、设备或附件，除非这些项目具有满足下列要求的保护措施：

- (1) 舱内货物的移动不会损伤这些项目；和
- (2) 这些项目的破裂或故障不会引起着火危险。
- (f) 必须有防止货物或行李干扰舱内防火设施功能的措施。
- (g) 舱内热源必须屏蔽和隔绝，防止引燃货物。
- (h) 必须进行飞行试验以表明符合 § 25. 857 中涉及下列方面的规定：

- (1) 舱的可达性；
- (2) 阻止危险量的烟或灭火剂进入机组舱或客舱；和
- (3) C 级舱内灭火剂的消散。

(i) 进行上述试验时必须表明，在灭火过程中或灭火后，任何货舱内的烟雾探测器或火警探测器不会由于任何另一货舱内的着火而产生误动作，除非灭火系统同时向每个货舱喷射灭火剂。

§ 25. 857 货舱等级

(a) A 级 A 级货舱或行李舱是指具备下列条件的舱：

- (1) 机组成员在其工作位置上能容易地发现着火；
- (2) 在飞行中容易接近舱内每个部位。

(b) B 级 B 级货舱或行李舱是指具备下列条件的舱：

- (1) 有足够的通路使机组成员在飞行中能携带手提灭火瓶有效地到达舱内任何部位；
- (2) 当利用通道时，没有危险量的烟、火焰或灭火剂进入任何有机组或旅客的舱；
- (3) 有经批准的、独立的烟雾探测或火警探测器系统，可在驾驶员或飞行工程师工作位置处给出警告。

(c) C 级 C 级货舱或行李舱是指不符合 A 级和 B 级要求的舱，但是这类舱应具备下列条件：

- (1) 有经批准的、独立的烟雾探测或火警探测器系统，可在驾驶员或飞行工程师工作位置处给出警告；
- (2) 有从驾驶舱处可操纵的、经批准的固定式灭火或抑制系统；
- (3) 有措施阻止危险量的烟、火焰或灭火剂进入任何有机组或旅客的舱；
- (4) 有控制舱内通风和抽风的措施，使所用灭火剂能抑制舱内任何可能的着火。

(d) (备用)

(e) E 级 E 级货舱指飞机上仅用于装货的、并具备下列条件的舱：

- (1) (备用)
- (2) 有经批准的、独立的烟雾探测或火警探测器系统，可在驾驶员或飞行工程师工作位置处给出警告；
- (3) 有措施切断进入货舱的或货舱内的通风气流，这些措施的操纵器件是机组舱内的飞行机组可以接近的；
- (4) 有措施阻止危险量的烟、火焰或有毒气体进入驾驶舱；
- (5) 在任何装货情况下，所要求的机组应急出口是可以接近的。

§ 25. 858 货舱或行李舱烟雾或火警探测系统

如果申请带有货舱或行李舱烟雾探测或火警探测装置的合格审定，则对于每个装有此种装置的货舱或行李舱，必须满足下列要求：

- (a) 该探测系统必须在起火后一分钟内，向飞行机组给出目视指示；

- (b) 该系统能探测到火警时的温度，必须远低于使飞机结构完整性显著降低的温度；
- (c) 必须有措施使机组在飞行中能检查每个火警探测器线路的功能；
- (d) 必须表明，探测系统在所有经批准的运行形态和条件下均为有效。

§ 25. 903 发动机

(a) 发动机型号合格证

(1) 每型发动机必须有型号合格证，并且必须满足中国民用航空总局有关涡轮发动机飞机燃油排泄和排气污染规定的适用要求。

(2) 每型涡轮发动机应满足下列要求之一：

(i) 必须符合经第一次修订或以后修订的中国民用航空规章 § 33. 76、§ 33. 77 和 § 33. 78 的规定；或

(i i) 必须符合 1988 年 2 月 9 日生效的中国民用航空规章 § 33. 77 中的规定，除了发动机有外来物吸入曾导致了不安全状态的履历之外；或

(i i i) 必须表明具有在类似安装位置上吸入的外来物未曾造成任何不安全情况的使用履历。

(b) 发动机的隔离 各动力装置的布置和相互隔离，必须至少能在一种运行形态下，使任一发动机或任一能影响此发动机的系统失效或故障时，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即采取行动以保证继续安全运行。

(c) 发动机转动的控制 必须有在飞行中单独停止任一发动机转动的措施，但对于涡轮发动机的安装，只有在其继续转动会危及飞机的安全时才需要有停止任一发动机转动的措施。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。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。

(d) 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。

(e) 再起动力

(1) 必须有飞行中再起动力任何一台发动机的手段。

(2) 必须制定飞行中再起动力发动机的高度和空速包线，并且每台发动机必须具有在此包线内再起动力的能力。

(3) 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力。

(f) 辅助动力装置 每台辅助动力装置必须经批准，或满足其预定使用的类型要求。

§ 25. 1091 进气

(a) 发动机和辅助动力装置的进气系统，应满足下列要求：

(1) 在申请合格审定的每种运行条件下，必须能够供给该发动机和辅助动力装置所需的空气量；

(2) 当进气系统阀处于任一位置时，必须能够供给正常燃油调节和混合比分配所需的空气量。

(b) 每台活塞发动机必须有一个能防止雨水、冰块或任何其它外来物进入的备用进气源。

(c) 除非具备下列条件之一，进气口不得开设在发动机整流罩内：

(1) 用防火隔板将整流罩内设置进气口的部分与发动机附件部分隔开；

(2) 对于活塞发动机，具有防止回火火焰的措施。

(d) 涡轮发动机飞机和装有辅助动力装置的飞机，应满足下列要求：

(1) 必须有措施防止由可燃液体系统的放液嘴、通气口或其它部件漏出或溢出的危险量燃油进入发动机或辅助动力装置进气系统；

(2) 飞机必须设计成能防止跑道、滑行道或机场其它工作场地上危险量的水或雪水直接进入发动机或辅助动力装置的进气道，并且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。

(e) 如果发动机进气系统中的零件和部件有可能被进入进气口的外来物所损坏，则必须通过试验或分析（如果适用）来表明该进气系统的设计能够经受发动机适航标准 § 33. 76、§ 33. 77 和 § 33. 78 (a) (1) 外来物吸入试验，而零件或部件的损

坏不会造成危害。

§ 25. 1185 可燃液体

(a) 除 § 25. 1183 (a) 所规定的整体滑油收油池外，作为装有可燃液体或气体的系统一部分的油箱或容器，不得安置在指定火区内，除非所装的液体、系统的设计、油箱所采用的材料、切断装置以及所有的连接件、导管和控制装置所提供的安全度，与油箱或容器安置在该火区外的安全度相同。

(b) 每个油箱或容器与每一防火墙或用于隔开指定火区的防火罩之间，必须有不小于 13 毫米 (1/2 英寸) 的间隙。

(c) 位于可能渗漏的可燃液体系统组件近旁的吸收性材料，必须加以包复或处理，以防吸收危险量的液体。

§ 25. 1447 分氧装置设置的规定

如果装有分氧装置，则采用下列规定：

(a) 每一需要补氧的乘员必须有各自的分氧装置，分氧装置必须设计成能盖住口鼻，并且必须具有合适的手段将其保持在面部，飞行机组的补氧面罩必须备有使用通话器的设施：

(b) 如果申请运行高度低于和等于 7,600 米 (25,000 英尺) 的合格审定，则供每一机组成员立即使用的供氧接头和分氧设备，必须位于易取处，其他乘员所用的供氧接头和分氧设备，必须设置在能够满足民用航空规章营运规则的要求来使用氧气的位置上：

(c) 如果申请运行高度超过 7,600 米 (25,000 英尺) 的合格审定，则必须有符合下列规定的分氧设备：

(1) 必须有接在供氧接头上可供每个乘员就座时立即使用的分氧装置，并且在每个厕所至少要有两个接在供氧接头上的分氧装置。分氧装置和供氧口的总数必须比座位数至少多 10%，多余的分氧装置必须尽可能均匀地分布在整个座舱内。如果申请运行高度超过 9,000 米 (30,000 英尺) 的合格审定，则提供所需氧流量的分氧装置必须在座舱压力高度超过 4,500 米 (15,000 英尺) 之前自动送达乘员处，并且必须为机组设置手动装置，在自动系统失效时能使分氧装置立即可供使用。

(2) 在驾驶舱内值勤的每一飞行机组成员，必须拥有连接至供氧接头的速戴型分氧装置，且必须当机组成员坐在自己工作位置上时可以立即取用，该分氧装置的设计与安装应满足下列要求：

(i) 能用一只手在五秒钟内把分氧装置从其待用位置上取下戴到脸上，正确地固定好，密封妥当并按需要供氧，而不碰掉眼镜或延误执行应急任务：

(i i) 在戴上分氧装置时，能够完成正常的通信联络任务。

(3) 飞行机组的分氧装置必须是：

(i) 飞机在 7,600 米 (25,000 英尺) 以上飞行时，稀释肺式、压力肺式 (有一个稀释肺式压力呼吸调节器的压力肺式面罩) 或其它经批准的能表明其提供有相同保护水平的氧气设备。

(i i) 如果不是概率极小的释压会使机组处于座舱压力高度超过 10,200 米 (34,000 英尺) 时，面罩装有调节器的压力肺式 (有一个稀释肺式压力呼吸调节器的压力肺式面罩) 类型或其它经批准的能表明可为机组提供相同保护水平的氧气设备。

(4) 手提式供氧设备必须能提供每个客舱服务员立即使用。

§ 25. 1517 颠簸气流速度，VRA

必须建立颠簸气流速度 VRA，作为 § 25. 1585 (a) (8) 所要求的紊流穿越空速的建议值，该值必须：

(1) 不大于确定 VB 时相应于最大突风强度下的设计速度，并且

(2) 不小于 § 25. 335 (d) 确定的 VB 最小值，并且

(3) 充分小于 VMO，以确保在遭遇紊流时很可能发生的空速改变不会导致超速警告的频繁发生。如果选取其它值缺少合理依据，VRA 必须小于 VMO - 35 节 (TAS)。

§ 25. 1533 附加使用限制

(a) 必须制定下列附加使用限制：

(1) 必须制定最大起飞重量，对于这些重量应表明飞机符合本部有关条款 (包括在不同高度和周围温度下满足 § 25. 121 (a) 至 (c) 的起飞爬升的规定)；

(2) 必须制定最大着陆重量, 对于这些重量应表明飞机符合本部有关条款 (包括在不同高度和周围温度下满足 § 25.119 和 § 25.121(d) 的着陆爬升和进场爬升的规定);

(3) 必须制定最小起飞距离, 对这些距离应表明飞机在平整硬质道面上符合本部的有关条款 (包括在不同重量、高度、温度、风量、跑道道面情况 (干、湿道面) 和跑道坡度下满足 25.109 和 25.113 的规定)。另外, 根据用户申请, 对带沟槽或多孔摩擦道面, 也可以制定湿跑道起飞距离并得到批准, 只要该种道面的设计、建造及维护方法为适航当局所接受。

(b) 各种可变因素 (例如高度、温度、风和跑道坡度) 的极限值, 均指表明飞机符合本部有关条款的极限值。

附录 F 第 II 部分 座椅垫的可燃性

(a) 接受准则 凡座椅垫均必须满足下列准则:

(1) 必须至少试验 3 组座椅坐垫和靠垫试样。

(2) 如果座椅垫中含有挡火材料, 则挡火材料必须完全包住座椅垫的泡沫芯料。

(3) 每个试样的制作必须采用预定用于产品的主要部件 (即泡沫芯、浮性材料、挡火材料 (如果使用) 和装饰罩) 和制作工艺 (典型的接缝和包边)。如果坐垫和靠垫使用不同的材料组合, 则必须用每种材料组合构成完整的试样组来试验。每组试样包括一个坐垫试样和一个靠垫试样。如果某座椅垫 (包括装饰罩) 已用油燃烧器试验表明符合本附录的要求, 则该座椅垫的装饰罩可用相似装饰罩来替换, 只要替换罩按 § 25.853(c) 规定的试验所确定的该替换装饰罩的烧焦长度不超过承受油燃烧器试验的座椅垫装饰罩的烧焦长度。

(4) 至少有 2/3 试样组的烧焦长度不得从靠近燃烧器的一边达到燃烧器对面的座椅垫边缘, 烧焦长度不得超过 432 毫米 (17 英寸)。烧焦长度是从靠近燃烧器的椅框内边到试样烧灼损坏最远处的垂直距离, 包括部分或完全烧掉、炭化或脆化区域。但不包括熏黑、变色、翘曲或褪色的区域。也不包括远离热源处的材料皱缩或熔化的区域。

(5) 试样平均百分比重量损失不得超过 10%。此外, 至少有 2/3 试样组的重量损失不得超过 10%, 在确定试后重量之前, 要除去从座椅垫和固定架上掉落的所有滴落物。一组试样的百分比重量损失是试验前后试样组重量之差与试前重量的百分比。

(b) 试验设备和方法必须符合中国民用航空总局适航部门认可的标准。有关内容参见咨询通告 AC-25-01 附录。

附录 F 第 IV 部分 测定热辐射下客舱材料热释放速率的试验方法

(a) 接受准则 必须将至少 3 个试样中的每一个在辐射开始的 2 分钟内的正的总放热量值进行平均, 还必须平均试样的峰值热释放速率。总放热量的平均值不得超过 65 千瓦·分/平方米, 峰值热释放速率的平均值不得超过 65 千瓦/平方米。

(b) 试验设备和方法必须符合中国民用航空总局适航部门认可的标准。有关内容参见咨询通告 AC-25-01 附录。

二、本决定自公布之日起实行, 《运输类飞机适航标准》(CCAR-25 1985年12月31日制定, 1990年7月18日第一次修订, 1995年12月18日第二次修订) 根据本决定做相应的修改, 重新公布。

关于《中国民用航空总局关于第三次修订〈运输类飞机适航标准〉的决定》的说明

1、背景

中国民用航空规章第 25 部《运输类飞机适航标准》自 1985 年 12 月 31 日由中国民用航空总局发布以来, 已经过 1990 年 7 月 18 日的第一次修订和 1995 年 12 月 18 日的第二次修订。经过这二次修订后, 中国民用航空规章第 25 部《运输类飞机适航标准》相当于美国联邦航空条例第 25 部包括第 1 至第 8 修正案 (1994 年 6 月 21 日)。首次发布的《运输类飞机适航标准》及其二次修订版已用于 Y7 系列、MA60 及 Y8 系列等国产民用飞机的型号合格审定和多种进口飞机的型号认可审查。该标准对提高我国民用飞机的安全水平、促进民用航空事业的稳步健康发展起着重要作用。

然而，随着航空科学技术的进步、航空工业和航空运输业的发展以及人们对航空安全性认识的深化，适航标准自身也在不断发展和更新。近年来国际上对运输类飞机的适航性研究和标准制定又有了新的进展。从1994年6月至2000年9月，美国联邦航空局对FAR25部共发布了18项修正案，即修正案25-83至修正案25-100。其修订内容涉及到运输类飞机座舱内使用材料的阻燃性标准、与欧洲协调运输类飞机的某些飞行适航标准、离散阵风载荷设计要求、批准亚音速运输机高高度运行的标准、运输类飞机乘客应急出口的数量和形状、运输类飞机客舱内允许的二氧化碳浓度、营运要求、运输类飞机的结构载荷要求、提高中止起飞和着陆性能的要求、运输类飞机货舱和行李舱的标准、雨水及冰雹的吸入标准、结构疲劳评定、滑行刹车情况、增升装置操纵器件档位要求、鸟吸入，以及当局引用语的修订、特别追溯要求、其它技术修订及纠正等方面。修订涉及条款共68条及附录F第II部分和第IV部分。这些修订对提高运输类飞机的安全性有着积极的促进作用。

为保持我国适航标准与国外适航标准在安全水平上的一致性，促进我国民族航空工业的健康发展，进一步加强与国际间的交往，中国民用航空总局决定对中国民用航空规章第25部《运输类飞机适航标准》（以下简称CCAR-25）进行第三次修订。

2、草案修订过程

中国民用航空总局西安航空器审定中心参考上述18项FAR-25部修正案编制出CCAR-25第三次修订稿初稿和修订说明。在适航司的主持下，于2000年11月召开了适航部门内部的研讨会，在讨论的基础上形成了CCAR-25第三次修订征求意见稿。适航司又在2001年1月召开由航空工业第一、第二集团公司的设计与制造部门的专家、中国民用航空总局适航部门的有关专家参加的公众听证会。适航司和西安审定中心在逐条审定了与会者根据我国国情提出的修改意见后，形成了CCAR-25第三次修订草案。

3、修订的主要内容

在参考FAR-25修正案进行CCAR-25第三次修订工作时，对于FAR修正案中涉及到的68条的技术内容进行了逐条讨论。除与CCAR-25第二次修订版本内容无差异或不适合我国情况的§25.2、§25.111、§25.233、§25.1303四条未采用外，将其他64条和附录F第II、IV部分的内容纳入CCAR-25第三次修订版中。修订的文字尽量接近原CCAR-25及第一和第二修订版的文字。对于FAR的修订条款中文字有改动而意义无变动的以及以前的中文文字虽不很妥当但含义仍然正确的条款在本次修订中不作变动。此次对CCAR-25的修订将原第一次修订和第二次修订时在正文中所加的修订标记“【】”删除，仅将修订记录标注在每一修订条款下。对于附录F第IV部分的修订，保持原第二次修订版的编排方式，该部分正文中的文字没有改变，只在正文内容下标明经第三次修订，将其对试验设备和方法的文字修改并入《中国民用航空规章第25部修订说明》（AC-25-01）的修订中。

在本说明中，我们将重点介绍某些条款的修订背景、原因和意义；对一些编排组合较复杂的内容，我们将若干条款结合在一起加以说明；对于一些简单明了的修订内容我们将不加说明。

B分部 飞行

3.1 §25.101总则

此次修订，§25.101新增了(i)款，规定在按§25.109和§25.125条确定飞机的加速-停止距离和着陆距离时，必须在飞机全部的机轮刹车装置处于它们所允许的磨损范围的全磨损限制状态下确定。

3.2 §25.105起飞

此次修订，§25.105(c)(1)款中首次提出对湿型跑道和带沟槽或多孔磨擦道面情况的适航要求，并且修订了对于陆上飞机和水陆两用飞机的要求：起飞数据必须基于平整、干燥和湿型的硬质道面的跑道，和申请人所选择带沟槽的或多孔磨擦的湿型的硬质道面的跑道。

3.3 §25.107起飞速度

对§25.107(a)(2)进行了修订，进一步明确关于在加速-停止试验中驾驶员的反应滞后时间的判断方法，例举了最初

减速措施的三种方式。

3.4 §25.109 加速—停止距离

此次修订，§25.109基本上进行了全面修改，（1）跑道类型在原有干燥的跑道基础上又增加了湿型的跑道，在原有平整跑道基础上又增加了带沟槽，或多孔磨擦的湿型跑道；（2）修改了该加速—停止距离的累计方法；（3）湿型的跑道的加速—停止距离中，引入了刹车磨擦系数与地面速度的关系曲线和须考虑防滑系数的效率影响；（4）对干燥或湿型跑道分别规定了反推影响；（5）明确规定了最大刹车动能试验时的刹车磨损状态。

3.5 §25.113 起飞距离和起飞滑跑距离

此次修订，为了保持条款之间要求的协调一致性，§25.113也新增了有关湿型跑道的起飞距离和起飞滑跑距离要求。

3.6 §25.119、§25.121(d)(1)、§25.145(b)(3)、§25.145(c)(1) §25.149(f)(6)、§25.149(g)(7)(ii) 中有关发动机的工作状态均由“起飞”功率（推力）修改为“复飞设置”功率（推力）”。

3.7 §25.143 总则

此次修订，§25.143新增了单手最大操纵力的要求，和§25.143(f)款，对机动飞行期间的操纵力特性的要求；减少了滚转机动时的双手最大操纵力，修改了术语用“短期的(transient)”和“持久的(sustained)”分别替代“短暂的(temporary)”和“持续的(prolonged)”。另外，还进一步强化所规定的最大操纵力仅适用于常规的盘式操纵。

3.8 §25.149 最小操纵速度

此次修订，§25.149(f)和§25.149(g)新增了：（1）有关着陆构形的要求；（2）对于螺旋桨飞机，规定了工作与故障发动机所处的工作状态和位置。另外，§25.149(g)还新增了横向操纵必须有足够的滚转能力的要求。§25.149(f)和§25.149(g)修订了有关重量要求，将“海平面最大重量”更改为“最不利重量”。

3.9 §25.201 失速演示

此次修订，§25.201(b)新增了有关减速装置位置规定，§25.201(c)新增了完成每秒3节减速率的转弯失速演示要求；§25.201(d)失速定义中删除了原来有关“不能即刻阻止的滚转”的判据。另外，为了便于阅读进行了部分文字和语法修订。

3.10 §25.203 失速特性

此次修订，§25.203(c)对转弯失速特性新增了恢复期间的最大倾斜角的定量要求。

3.11 §25.253 高速特性

为了与§25.143(f)的修订相协调，§25.253(b)对VFC/MFC的定义进行了相应修订。

3.12 §25.305 强度与变形

(d)款改为备用，将该要求纳入25.341(b)。

3.13 §25.321 总则

增加了(c)和(d)款，内容与CCAR25-R2中§25.331(a)(1)和(2)相似，相当于将该条款移过来。

3.14 §25.331 对称机动情况

标题从“总则”改为“对称机动情况”。

由于CCAR 25-R 2中§ 25. 331 (a) (1)、(2)已经移到§ 25. 321中, 于是将(3)、(4)改为(1)、(2)。

c款的标题改为“俯仰机动情况”。要求必须对该款所列的两种情况进行研究, 可调整俯仰操纵面的运动以考虑最大驾驶员作用力限制值、操纵系统止动器和操纵系统输出限制值引起的任何间接影响。

(c) (1)的修订要求在确定尾翼载荷时, 必须考虑飞机的响应。其它更改均为文字性修改。

3. 15 § 25. 333 飞行包线

(c)款删除, 删除了突风包线, 以便与新的突风要求一致。

3. 16 § 25. 335 设计空速

(a) (2)将“VC不得小于 $V_B + 4.3$ 节”改为“VC不得小于 $V_B + 1.32 U_{REF}$ ”, 并在后面的句子中加上主语VC, 使含义更为明确。

(b) (2)将“最小速度余量”从0.05M增大到0.07M。

将(d)款中的“对于 V_B , 采用下列规定”一句删除。该款(1)和(2)的内容全面更新, 规定了确定 V_B 的新的要求。

3. 17 § 25. 341 突风和紊流载荷

该条的标题由“突风载荷”改成“突风和紊流载荷”。该条的内容全面更新, 制定了新的离散和连续突风设计准则。

3. 18 § 25. 343 设计燃油和滑油载重

(b) (1) (ii)将“突风强度等于§ 25. 341中规定数值的85%”改为“§ 25. 341 (a)的突风情况, 但假定为§ 25. 341 (a) (4)规定的设计速度的85%”, 在文字上作了改进, 使含义更为明确。

3. 19 § 25. 345 增升装置

将“其范围由下列条件确定”改为“必须由下列情况得到限制载荷”。(a) (2)采用了新的要求, 明确了突风的数值, 并对分析方法提出了要求。

3. 20 § 25. 349 滚转情况

因341更改而对“非对称突风”作了修改。

3. 21 § 25. 351 偏航机动情况

将标题从“偏航情况”改为“偏航机动情况”。删除了关于横向突风的内容。制定了新的载荷要求。

3. 22 § 25. 363 发动机和辅助动力装置支架的侧向载荷

扩大了要求的适用范围, 将辅助动力装置也包括在内。

3. 23 § 25. 365 增压舱载荷

因型号合格审定的运行高度作了修订, 因而对本条(d)款的系数作了新规定。

3. 24 § 25. 371 陀螺载荷

对该条款进行了全面修订, 将辅助动力装置包括进来, 增加了要求考核的载荷情况。

3. 25 § 25. 373 速度控制装置

随着333、337、351、341 (a)条款的修订而作相应修改。

3. 2 6 § 2 5. 3 9 1 操纵面载荷：总则

本条修订增加了 § 2 5. 3 4 1 (a) 的要求，并将 (e) 条中的“外侧垂直安定面”改为“辅助气动力面”。

3. 2 7 § 2 5. 4 1 5 地面突风情况

此次修订对 (a) (2) 条中的限制铰链力矩 H 的计算公式进行了修改。

3. 2 8 § 2 5. 4 2 7 非对称载荷、§ 2 5. 4 4 5 辅助气动力面

§ 2 5. 4 2 7 和 § 2 5. 4 4 5 (a) 是随着 2 5. 3 4 1 条的修订而作相应修改。

3. 2 9 地面载荷

为使要求更为明确 § 2 5. 4 7 3、§ 2 5. 4 7 9、§ 2 5. 4 8 1、§ 2 5. 4 8 3、§ 2 5. 4 8 5、§ 2 5. 4 9 1、在文字上作了修改和调整。

3. 3 0 § 2 5. 4 9 3 滑行刹车情况

本次修订新增 (d) (e) 二条设计标准，要求将飞机设计为在地面运行中能耐受主起落架的最大刹车力。以确保起落架和机身能够耐受由最大动态刹车情况产生的动载荷。

3. 3 1 § 2 5. 4 9 9 前轮侧偏与操纵

本次修订在标题处增加“与操纵”三字，在 (e) 款中对前起落架最大静态反作用力增加了 1. 3 3 倍的系数。

3. 3 2 § 2 5. 5 6 1 本条款由于 9 1 号修正案，对老版本的 (c) 条给予了详细说明，规定了对可能松脱的部件的要求。

3. 3 3 § 2 5. 5 7 1 结构的损伤容限和疲劳评定

为了保证较高的安全水平，又不会因为不必要的检查或试验给航空运输系统带来过分的负担，在 (a) (3) 和 (b) 中增加了新的要求：

1、要求足够的全尺寸疲劳试验依据以确保在飞机设计使用目标期内不会产生广布多部位疲劳损伤

2、要求以损伤容限分析和试验为基础，考虑制造质量、使用中损伤的可检性，确定检查门槛值。

还在 (b) 和 (e) 作了三项较小的修改：

(b)

(1) 限制对称机动情况，在直到 VC 的所有速度下按 2 5. 3 3 7 的规定，以及按 § 2 5. 3 4 5 的规定；

(2) 限制突风情况，在直到 VC 的速度下按 § 2 5. 3 4 1 的规定，以及按 § 2 5. 3 4 5 的规定；

(3) 限制滚转情况，按 § 2 5. 3 4 9 的规定；限制非对称情况按 § 2 5. 3 6 7 的规定，以及在直到 VC 的速度下，按 § 2 5. 4 2 7 (a) 到 (c) 的规定；

(5)

(i i) 正常使用压差的最大值（包括 1 g 平飞时预期的外部气动压力）的 1. 1 5 倍，略去其它载荷。

(e) (1) 受到 4 磅重的鸟的撞击，飞机与鸟沿着飞机飞行路线的相对速度等于海平面 VC，或在 8 0 0 0 英尺的高度上等于 0. 8 5 VC，两者中取较严重者；

3. 3 4 § 2 5. 7 3 5 刹车

本次修订增加了 (h) 条关于磨损刹车的中止起飞的动能容量额定值的要求。另外还对 (f) 条和 (f) (2) 条进行了修订。

3. 3 5 § 2 5. 7 8 3 由于 8 8 号修正案，将 (h) 要求的语句给予了修饰。

3.36 § 25.785 由于88号修正案,引入了两种新型应急出口,所以在本条款的(h)(1)中A型门之后增加一B型门的要求。

3.37 § 25.807 由于88号修正案,对本条款作如下修订:

- (1) 将原条款中的应急门的圆角半径尺寸由过去不大于宽度的1/3改为具体数字要求;
- (2) 定义了新增B型、C型应急门的尺寸。并明确了B、C型门可撤离乘客的人数;
- (3) 给出了应急门类型和乘员数量、撤离数量的关系;
- (4) 对不对称性和均匀性给予了论述和要求;
- (5) 将原条款中的部分语句位置予以调整。

3.38 § 25.810 由于应急滑梯制造厂商的技术进步,应急滑梯放出后至直立的时间越来越短。本条款的主要更改就是增加B、C型门的内容,并将原来(a)(2)要求的滑梯10秒钟自动竖立改为6秒,新条例对C型门安装的应急滑梯自动竖立时间可为10秒钟。对应急门处撤离路线的宽度也明确了要求。

3.39 § 25.811 由于88号修正案,本条款的主要更改是在(e)(2)中明确该条为对A、B、C和I型应急门操作手柄的要求,在(e)(4)的A型应急门之后加上B、C型应急门。

3.40 § 25.813 由于88号修正案,本条在(a)的“必须有通道从最近的主过道通往A型”之后加上“B、C型门”,在“通往A型出口的每条通道”的“A型”之后加上“B型”,在“通往I型、II型应急出口的通道”的“II型”之后加上“或C型”,在“每个A型应急出口的位置必须能”的“A型”之后加上“或B型”。在(a)(1)和(b)(2)的“A型”之后加上“B型”。将(b)(3)的“任何其它型式出口”明确为“协助旅客由出口下至地面设施的任何其它形式的出口”。

3.41 § 25.831 由于89号修正案,在(a)中明确了任何情况都必须保证通风系统向机组提供足够量的未被污染的空气。且量值单位也由容积“升”改为重量“克”。(b)(2)的二氧化碳浓度由3%降为不得超过0.5%。增加(g)条的要求。

3.42 § 25.832 由于89号修正案,将(a)(2)中不超过“0.01/1,000,000体积含量”改为不超过“0.1/1,000,000”体积含量。在(b)中将101,325帕压力改为760毫米汞柱。

3.43 § 25.841 由于飞机高高度运行的申请日益增多,FAA对高高度运行飞机释压后安全予以了关注,在原条款的(a)中增加了(1)、(2)、(3)条内容的明确要求。

3.44 § 25.853 座舱内部设施

本次修订在(a)(c)条中增加“无论飞机的载客容量为多少”要求,(b)款改为备用,通过增加(d)(e)款内容提高了对座舱内部设施的阻燃要求。

3.45 § 25.855 § 25.857 § 25.858 三条中将有关D级货舱的要求进行了删节,以提高作为将要型号合格审定的某些运输类飞机中货舱或行李舱的火警安全标准。货舱不再能设计为D级,若适用,必须满足C级或E级货舱标准。

3.46 § 25.903: 发动机

对903a(2)及903c进行了更改。由于此次修订是参考FAR25Amdt83~100进行的,而FAR25.903a(2)基于FAR33部的更改而进行了相应修订,目的在于提高飞机涡轮发动机的吸雨、吸冰及鸟吸入的审定要求。基于CCAR33部的最新更改,对903a(2)进行了修订。903c条取消了对发动机再起动力系统部件的耐火性要求,因为在发动机着火后,发动机很少能够再安全启动,因而对发动机再起动力系统部件要求耐火所可能得到的益处是很少的。

3. 47 § 25. 1091 进气

配合 C C A R 33 部的更改, 进一步明确适用的条款要求。

3. 48 § 25. 1185 可燃液体:

将原来 § 25. 1185 (a) 条中的“除 § 25. 1013 (a)”改为“除 § 25. 1183 (a)”。属于引用差错。

§ 25. 1447 由于 87 号修正案, 将原条款 (c) (3) 中的基本内容移至 (c) (1) 改为“在每个厕所至少要有两个接在供氧接头上的分氧装置”要求, 且将原 (c) (1) 条中的最后两句“分氧装置和供氧口的总数必须比座位数至少多 10%, 多余的分氧装置必须尽可能均匀地分布在整个座舱内”移至该句之后。(c) (2) 中取消“必须拥有肺式供氧设备”。(c) (3) 中的 (i) (i) 为新要求。

3. 49 § 25. 1517 颠簸气流速度, VRA

该条款为新增条款, 明确了 25. 1585 (a) (8) 所要求的紊流穿越速度的确定原则。

3. 50 § 25. 1533 附加使用限制

此次修订明确了对于最小起飞距离的规定是限定于在平整硬质道面, 该距离对 § 25. 109 和 § 25. 113 条的符合还要考虑跑道道面的干、湿情况; 另外还补充了可根据用户申请, 对经开槽或多孔的摩擦道面, 制定和批准湿跑道起飞距离。

3. 51 附录 F 第 II 部分的更改为与 § 25. 853 款协调而作更改, 由于 § 25. 853 (b) 的要求已移至 § 25. 853 (c), 因此在附录 F 中也作相应调整。附录 F 第 IV 部分的正文中的文字没有更改, 只在正文内容下标明经第三次修订, 将其对试验设备和方法的文字修改并入《中国民用航空规章第 25 部修订说明》(A C - 25 - 01) 的修订中。

3. 52 对 C C A R - 25 第二次修订版中的印刷错误进行了勘误。

4、修订参考资料

本次修订参考了美国联邦航空条例 (F A R - 25) 的下列 16 项修订案:

修正案编号	标 题	生效日期
A m d t . 25 - 83	提高运输类飞机座舱内使用材料的阻燃性标准	1995 / 3 / 6
A m d t . 25 - 84	与欧洲协调运输类飞机的某些飞行适航标准	1995 / 7 / 10
A m d t . 25 - 85	当局引用语的修订	1995 / 12 / 28
A m d t . 25 - 86	修订离散突风载荷设计要求	1996 / 3 / 11
A m d t . 25 - 87	批准亚音速运输机高高度运行的标准	1996 / 7 / 5
A m d t . 25 - 88	运输类飞机乘客应急出口的数量和形状	1996 / 12 / 9
A m d t . 25 - 89	运输类飞机客舱内允许的二氧化碳浓度	1997 / 1 / 2
A m d t . 25 - 90	营运要求	1997 / 3 / 12
A m d t . 25 - 91	修订运输类飞机的结构载荷要求	1997 / 8 / 28
A m d t . 25 - 92	提高中止起飞和着陆性能的要求	1998 / 3 / 20
A m d t . 25 - 93	修订运输类飞机货舱和行李舱的标准	1998 / 3 / 19
A m d t . 25 - 94	运输类飞机, 技术修订及其它纠正	1998 / 3 / 25
A m d t . 25 - 95	雨水及冰雹的吸入标准	1998 / 4 / 30
A m d t . 25 - 96	结构疲劳评定	1998 / 4 / 30
A m d t . 25 - 97	滑行刹车情况	1998 / 5 / 27
A m d t . 25 - 98	对增升装置操纵器件档位要求的修订	1999 / 3 / 10
A m d t . 25 - 99	特别追溯要求	2000 / 6 / 7
A m d t . 25 -	鸟吸入	2000 / 12 / 13

5、CCAR-25第三次修订受影响的条款表

B 分部

条款号	新增	修订	删除	FAR修正案号	备注
§ 25. 101 (i)	V			25-92	
§ 25. 105 (c) (1) (i)		V			
(1) (ii)	V			25-92	
§ 25. 107 (a) (2)		V		25-92	
				25-94	
§ 25. 109 (a) (1) (2)		V		25-92	
(b) (c) (d)	V				
(f) (i)	V				

条款号	新增	修订	删除	FAR修正案号	备注
§ 25. 113 (a)		V			
(b)	V			25-92	
(c) (1)		V			
(c) (2)	V				
§ 25. 115		V		25-92	
§ 25. 119		V		25-84	
				25-94	
§ 25. 121		V		25-84	
§ 25. 125		V		25-84	
§ 25. 143 (c)		V		25-84	
(d) (e) (f)	V				
		V		25-84	

§ 25. 145 (b) (c) (d)		V		25-98	
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 149 (f) (g) (h)		V		25-84	
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 201 (b)		V		25-84	
(c) (1)		V			
(c) (2)	V				
(d)		V			
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 203 (c)		V		25-84	
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 253 (b)		V		25-84	

C 分部

条款号	新增	修订	删除	F A R修正案号	备注
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 305 (d)		V		25-86	备用
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 321 (c)	V				
(d)	V			25-86	
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 331 (a) (1) (2)		V		25-86	
(c)		V		25-91	
(c) (1)		V			
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 333	V			25-86	
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 335 (a) (2)		V			
(b) (2)		V		25-86	
(d)		V			
(d) (1)		V		25-91	
(d) (2)		V			
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 341		V		25-86	
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 343 (b) (1) (i i)		V		25-86	
-----	---	---	---	-----	---
§ 25. 345 (a)		V		25-86	
(a) (2)		V			

(c) (2)		V		25-91	
§ 25. 349 (b)		V		25-86	
				25-94	
§ 25. 351		V		25-86	
				25-91	
§ 25. 363		V		25-91	
§ 25. 365		V		25-87	
§ 25. 371		V		25-86	
				25-91	
§ 25. 373 (a)		V		25-86	

条款号	新增	修订	删除	FAR修正案号	备注
§ 25. 391		V		25-86	
§ 25. 415 (a) (2)		V		25-91	
§ 25. 427		V		25-86	
§ 25. 445		V		25-86	
§ 25. 473 (a)		V			
				25-91	
(b) (c) (d) (e)					
§ 25. 479		V		25-91	
§ 25. 481 (a)		V		25-91	
				25-94	
§ 25. 483 (a)		V		25-91	
§ 25. 485		V		25-91	
§ 25. 491		V		25-91	
§ 25. 493 (c)		V			

				25-97	
(d) (e)	V				
§ 25. 499		V		25-91	
§ 25. 561		V		25-91	
§ 25. 571 (a) (3)		V		25-86	
(a) (3) (i)		V		25-96	
(a) (3) (i i)		V			
(b) (1)		V			
(b) (2)		V			
(b) (3)		V			
(b) (5) (i i)		V			
(e) (1)		V			

D 分部

条款号	新增	修订	删除	F A R修正案号	备注
§ 25. 735 (f)		V			
(h)	V			25-92	
§ 25. 783		V		25-88	
§ 25. 785		V		25-88	
§ 25. 807		V		25-88 25-94	
§ 25. 810		V		25-88	
§ 25. 811		V		25-88	
§ 25. 812		V		25-88	
§ 25. 813		V		25-88	
§ 25. 831		V		25-89 25-87	
§ 25. 832		V		25-94	

§ 25. 841		V		25-87	
25. 853		V		25-83	
§ 25. 855		V		25-93	
§ 25. 857		V		25-93	
§ 25. 858		V		25-93	

E 分部

条款号	新增	修订	删除	F A R修正案号	备注
§ 25. 903 (a) (2) (c)		V		25-94, 25-95 25-100	
§ 25. 1091 (e)		V		25-100	
§ 25. 1185 (a)		V		25-94	

F 分部

条款号	新增	修订	删除	F A R修正案号	备注
§ 25. 1447		V		25-87	

G 分部

条款号	新增	修订	删除	F A R修正案号	备注
§ 25. 1517	V			25-86	
§ 25. 1533 (a) (3)		V		25-92	
附录F 第二部分		V		25-94	
附录F 第四部分		V		25-83	