

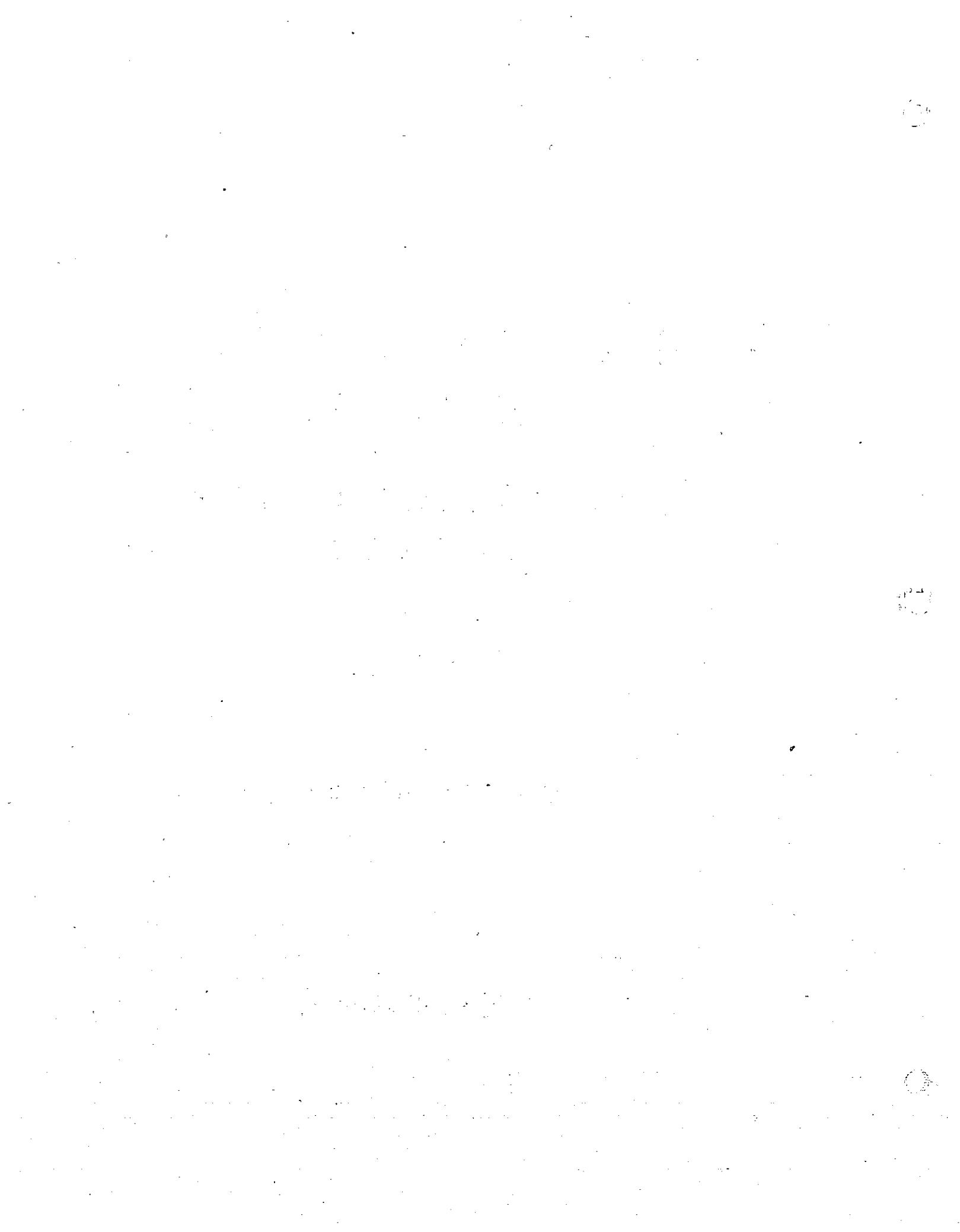
中国民用航空规章  
第 23 部

正常类、实用类、特技类和通勤类  
飞机适航标准

第二次修订

〔CCAR-23 Amdt. 23-2〕

中国民用航空局



# 中国民用航空规章第23部第二次修订

## 中国民用航空规章第23部 (第二次修订)

### 目 录

#### B分部 飞 行

##### 性 能

§ 23.67 爬升:一发停车 .....  
§ 23.75 着陆.....

##### 配 平

§ 23.161 配平.....

##### 尾 旋

§ 23.221 尾旋.....

#### C分部 结 构

##### 总 则

§ 23.301 载荷.....  
【§ 23.302 鸭式或串列式机翼布局】【注】.....

##### 飞行载荷

§ 23.331 对称飞行情况.....

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

§ 23.341 突风载荷系数.....	5
§ 23.351 偏航情况.....	6

### 【水平安定和平衡翼面】

§ 23.421 平衡载荷.....	7
§ 23.423 机动载荷.....	7
§ 23.425 突风载荷.....	7
§ 23.427 非对称载荷.....	9

### 【垂直翼面】

§ 23.441 机动载荷.....	9
§ 23.443 突风载荷.....	9
§ 23.445 副翼 .....	11

### 疲劳评定

§ 23.572 【机翼、尾翼和相连结构】 .....	12
-----------------------------	----

### 副翼、襟翼和特殊装置

§ 23.455 【外置垂直翼面或翼尖小翼】 .....	12
------------------------------	----

### D分部 设计与构造

#### 操纵系统

§ 23.677 配平系统.....	12
§ 23.701 襟翼的交连.....	12

#### 起落架

1993年12月23日发布

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

§ 23.735 刹车 ..... 12

### 载人和装货设施

§ 23.831 通风 ..... 13

## E分部 动力装置

### 总 则

§ 23.903 发动机 ..... 13

§ 23.939 动力装置的工作特性 ..... 13

### 燃油系统

§ 23.951 总则 ..... 13

§ 23.953 燃油系统的独立性 ..... 13

### 冷 却

§ 23.1047 活塞发动机飞机的冷却试验程序 ..... 13

### 进气系统

【§ 23.1109 涡轮增压器引气系统】 ..... 14

### 动力装置的操纵器件和附件

§ 23.1163 动力装置附件 ..... 14

## F分部 设 备

### 总 则

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

§ 23. 1309 设备、系统及安装.....15

### 仪表:安装

【§ 23. 1311 电子显示器系统】 .....16  
§ 23. 1321 布局和可见度.....17  
§ 23. 1323 空速指示系统.....17  
§ 23. 1325 静压系统.....17

### G分部 性能资料

#### 飞机飞行手册和批准的手册资料

§ 23. 1587 性能资料.....18

### 附 录

【附录B 操纵面载荷】 .....18

【注】:修改处加“【 】”。

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

### § 23.67 爬升：一发停车

- (a) 【对于以活塞发动机为动力的正常类、实用类和特技类多发飞机，一发停车后的爬升梯度必须在下列条件下确定：】
- (1) 临界发动机停车，其螺旋桨处于最小阻力位置；
  - (2) 其余发动机不超过其最大连续功率【或推力】；
  - (3) 起落架在收上位置；
  - (4) 襟翼处于最有利位置；
  - (5) 【控制供给发动机冷却气流的装置】处于§ 23.1041至§ 23.1047要求的冷却试验所用的位置上。
- (b) 【对于以活塞发动机为动力的正常类、实用类和特技类多发飞机，下列要求适用：
- 【(1) 凡 $V_{\infty}$ 大于113公里／小时(61节)或最大重量大于2724公斤(6000磅)的飞机，在1524米(5000英尺)压力高度上，速度不小于 $1.2V_{s1}$ ，温度为标准温度(5°C (41°F))，必须能够保持至少1.5%的定常爬升梯度，飞机形态按本条(a)的规定。】
- 【(2) 凡 $V_{\infty}$ 等于或小于113公里／小时(61节)和最大重量等于或小于2724公斤(6000磅)的飞机，必须在1524米(5000英尺)压力高度上，速度不小于 $1.2V_{s1}$ ，温度为标准温度(5°C (41°F))的条件下确定其稳定爬升梯度，飞机形态按本条(a)的规定。】
- (c) 【对于以涡轮发动机为动力的正常类、实用类和特技类多发飞机，下列要求适用：
- 【(1) 必须在申请人规定的使用限制内确定每一重量、高度和外界大气温度下的定常爬升梯度，飞机形态按本条(a)的规定。
- 【(2) 在本条(a)所规定的形态下，每架飞机必须至少能够保持如下所述的爬升梯度：
- 【(I) 在1524米(5000英尺)压力高度上，速度不小于 $1.2V_{s1}$ ，温度为标准温度(5°C (41°F))时为1.5%；
- 【(II) 在1524米(5000英尺)压力高度上，速度不小于 $1.2V_{s1}$ ，温度为27.2°C (81°F)(标准温度加22.2°C (40°F))时为0.75%。
- 【(3) 本条(c)(2)(I)和(II)中规定的最小爬升梯度在温度为5°C (41°F)至27.2°C (81°F)之间必须呈线性变化，并且保持相同的变化率直至飞机被批准的最高使用温度。】】

### § 23.75 着陆

- (a) 在降至15米(50英尺)高度前，必须保持不小于 $1.3V_{s1}$ 的校正空速定常下滑进场；且

2/9/89. ACC-100

AC. No 23-8A

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

- 【(1) 在降至15米(50英尺)高度前, 稳定下滑进场梯度必须不大于5.2%(3°)。】
- 【(2) 此外, 申请人可以通过试验进行演示, 在降至15米(50英尺)的高度前, 大于5.2%的最大定常下滑梯度是安全的。下滑梯度必须作为一项使用限制加以规定, 并且必须能够通过适当的仪表将必要的下滑梯度指示信息提供给驾驶员。】
- (b) 【在服役中预期遇到的大气条件下, 包括侧风和紊流, 着陆不应要求超过一般水平的驾驶技巧。】
- (f) 可以使用除机轮刹车以外符合下列条件的其它手段:
- (1) 安全可靠;
  - (2) 使用时能在服役中获得始终如一的效果;
  - (3) 操纵飞机不需要【超过一般水平的驾驶】技巧。
- 见上 (g) 【如果使用了依赖任一发动机工作的装置, 且在该发动机停车着陆时着陆距离将增加, 则必须按该发动机停车的情况来确定着陆距离, 除非采取了其它补偿措施使着陆距离不超过全发工作时的距离。】
- 【(h) 此外, 对通勤类飞机要求如下:
- (1) 必须按申请人所规定的使用限制内的每一重量、高度和风的条件下的标准温度确定着陆距离;
  - (2) 必须保持以不小于 $1.3V_{S1}$ 的校正空速, 定常下滑进场或以不大于5.2%(3°)的下滑梯度定常进场至15米(50英尺)高度;
  - (3) 着陆距离数据必须包括沿着陆航迹不大于名义风逆风分量的50%, 和沿着陆航迹不小于名义风顺风分量的150%的修正系数。

### § 23.161 配平

- (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 $0.9V_n$ 、【 $V_c$  或  $V_{no}$ 】, 取小值;
  - (2) 对于通勤类飞机, 速度为 $V_n$  或  $V_{no}M_{no}$ , 取小值。
- (c) 纵向配平 飞机在下列每一情况下, 必须保持纵向配平, 但在速度大于 $V_{no}M_{no}$ 的情况下不需保持配平:
- (1) 【在下列速度下以最大连续功率爬升:
    - 【(I) 按确定本部 § 23.65 所要求的爬升性能时所使用的速度, 起落架收上, 襟翼在起飞位置;】
    - 【(II) 按本部 § 23.1585(a)(2)(I) 规定推荐的全发工作爬升速度。】
  - (2) 【起落架放下, 在下列条件下以5.2%(3°)的下滑梯度进场:】
    - ① (I) 襟翼在收上位置, 速度为 $1.4V_{S1}$ ; ② 

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

- ① (II) 为表明符合 § 23.75 时适用的空速和襟翼位置。②  
(3) 起落架和襟翼收上, 在下列任何速度下平飞:  
(I) 对于正常类、实用类和特技类飞机, 从  $V_H$  和  $V_{so}$  或  $V_{mo}$  (如果适用) 中的小值直到  $1.4V_{si}$  的任何速度;】  
(II) 对于通勤类飞机, 从  $V_H$  或  $V_{mo}M_{so}$  (取小值) 到  $V_x$  或  $1.4V_{si}$  之间的任何速度。  
【(4) 以  $0.9V_{mo}$  或  $0.9V_{so}$  的速度 (取适用者) 无动力下滑, 起落架和襟翼收上。】  
(d) 【此外, 在下列情况下, 对于正常类、实用类和特技类多发飞机, 在满足 § 23.67 所使用速度条件下, 对于通勤类多发飞机, 在  $V_r$  和  $1.4V_{si}$  之间某一速度条件下, 每架多发飞机必须保持纵向和航向配平, 且横向操纵力不得超过 2.27 公斤 (5 磅):】  
(1) 【临界发动机停车, 并且如果适用, 其螺旋桨在最小阻力位置;】  
(2) 其余发动机处于最大连续功率;  
(3) 起落架在收上位置;  
(4) 【对于正常类、实用类和特技类飞机, 襟翼在表明符合 § 23.67 所选定的位置, 对于通勤类飞机, 襟翼在收上位置;】  
(5) 飞机坡度不大于  $5^\circ$ 。

### § 23.221 尾旋

- (a) 正常类 【除非具备本条(d)的要求, 否则单发正常类飞机必须演示符合本条单圈尾旋或抗尾旋的要求。】  
【(1) 单圈尾旋 在使用了改出操纵后, 飞机必须在不超过一圈附加尾旋中从单圈尾旋或 3 秒尾旋 (取时间长者) 中改出, 此外必须满足下列要求:  
【(I) 在襟翼收态和展态两种情况时均不得超过相应的空速限制以及正的限制机动载荷系数;  
【(II) 在尾旋过程中, 以及随后的改出期间, 驾驶杆不得有过分的向后压力;  
【(III) 在进入尾旋或尾旋发生阶段使用任何飞行或发动机动力操纵器件时, 不得有不可改出的尾旋发生;  
【(IV) 对于襟翼展态情况的尾旋, 在改出过程中襟翼可以收上, 但不得在旋转结束之前收上。  
【(2) 抗尾旋 必须用下列方法来演示飞机是抗尾旋的:  
【(I) 在 § 23.201 中的失速机动期间, 必须将俯仰操纵器件拉回并保持在止动点, 然后适当地操纵副翼和方向舵, 飞机必

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

须能够在 $15^{\circ}$ 坡度内保持机翼水平飞行，并能实现从一个方向 $30^{\circ}$ 坡度到另一个方向 $30^{\circ}$ 坡度的横滚；

【(II) 使用俯仰操纵器件，以大约1.85公里/秒(1节/秒)的变化率降低飞机速度直至达到俯仰操纵止动点，然后在俯仰操纵器件被拉回并保持在止动点的情况下，使用全方向舵操纵在7秒内或以 $360^{\circ}$ 航向改变的方式(取先出现者)加速进入尾旋。若 $360^{\circ}$ 航向改变先出现，则其时间不得少于4秒。这种机动动作必须首先在副翼中立时进行，然后，再以最不利方式将副翼偏转到与飞机转向相反的方向进行。在此机动期间，发动机功率或推力及飞机形态必须按§ 23.201(f)的要求调定而不得改变。在7秒或 $360^{\circ}$ 航向改变结束时，飞机必须对所施加的初始飞行操纵有迅速、正常的反应，以获得无侧滑、非失速飞行而没有操纵反效且不超过§ 23.143(c)规定的瞬时操纵力；

【(III) 必须在飞机带侧滑飞行时进行§ 23.201和§ 23.203的符合性演示。侧滑角为相当于侧滑指示器上一个球的宽度的位移。若方向舵全偏转时不能获得一个球宽度的位移，则除外。此时应使用方向舵全偏转来进行演示。】

- (b) 实用类 【实用类飞机必须满足本条(a)的要求；若申请进行尾旋飞行则必须满足本条(c)的要求】
- (c) 特技类 特技类飞机必须满足下述要求：
  - (1) 在作出正常的尾旋改出操纵后，飞机必须用不超过一圈半的附加旋转，从尾旋的任意一点上改出。在作出正常改出操纵以前，襟翼收态的尾旋试验必须要进行六圈或3秒钟(取时间长者)，襟翼展态的尾旋试验必须进行一圈或3秒钟(取时间长者)。但是，当襟翼收态出现螺旋特性时，尾旋可以在3秒钟后中止；
  - (2) 对于襟翼收态和襟翼展态两种情况，不得超过使用空速限制和正的机动限制载荷系数，如果标牌上注明禁止襟翼展态下有意进入尾旋，则在襟翼展态时的尾旋改出期间可以收上襟翼；
  - (3) 【在进入尾旋或尾旋期间，使用任何飞行或发动机功率操纵器件必须不得出现不可改出的尾旋。】

### § 23.301 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

1993年12月23日发布

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

小及分布的方法必须通过试飞测量来证实。】

### 【§ 23.302 鸭式或串列式机翼布局

【鸭式或串列式机翼布局的前部结构必须:

【(a) 满足本部C、D分部适用于机翼的所有要求;

【(b) 满足适用于这些翼面所执行功能的所有要求。】

### § 23.331 对称飞行情况

【(c) 确定飞行载荷时必须考虑气动面的交互影响。】

### § 23.341 突风载荷系数

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

【(b)】【对于常规布局,】在缺少更合理的分析时,突风载荷系数必须按下列公式计算:

$$n = 1 + \frac{KU_a V a}{1.63(Wg/S)}$$

式中:  $K_r = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu}$ , 为突风缓和系数;

$$\mu = \frac{2(Wg/S)}{\rho C_{ag}}$$
, 为飞机质量比;

$U_a$  为根据 § 23.333(c) 得到的突风速度,米/秒;

$\rho$  为大气密度,公斤/米<sup>3</sup>;

$Wg/S$  为翼载,牛顿/米<sup>2</sup>;

$\bar{C}$  为平均几何弦长,米;

$g$  为重力加速度,米/秒<sup>2</sup>;

$V$  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 $C_m$  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)。

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

式中:  $K_r = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu}$ , 为突风缓和系数;

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

$$\mu = \frac{2(W/S)}{\rho C_{ag}}, \text{为飞机质量比;}$$

$U_a$ 为根据 § 23.333(c)得到的突风速度,米/秒;

$\rho$ 为大气密度,公斤·秒<sup>3</sup>/米<sup>4</sup>;

$W/S$ 为翼载,公斤/米<sup>2</sup>;

$C$ 为平均几何弦长,米;

$g$ 为重力加速度,米/秒<sup>2</sup>;

$V$ 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,即为飞机法向力系数 $C_N$ 曲线的斜率(1/弧度);如突风载荷仅作用在机翼上,而平尾的突风载荷作为单独情况处理时,则可采用机翼升力系数 $C_L$ 曲线的斜率(1/弧度)。

英制:

$$n = 1 + \frac{K U_a V a}{498 (W/S)}$$

式中:  $K = \frac{0.88\mu}{5.3 + \mu}$ , 为突风缓和系数;

$$\mu = \frac{2(W/S)}{\rho C_{ag}}, \text{为飞机质量比;}$$

$U_a$ 为根据 § 23.333(c)得到的突风速度,英尺/秒;

$\rho$ 为大气密度,斯拉格/英尺<sup>3</sup>;

$W/S$ 为翼载,磅/英尺<sup>2</sup>;

$C$ 为平均几何弦长,英尺;

$g$ 为重力加速度,英尺/秒<sup>2</sup>;

$V$ 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 $C_N$ 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)。

### § 23.351 偏航情况

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

## 【水平安定和平衡翼面】

### § 23.421 平衡载荷

- (a) 【水平翼面】平衡载荷是在任何规定的没有俯仰加速度的飞行情况下,维持平衡所必须的载荷。
- (b) 【水平平衡翼面】必须按限制机动包线上的任一点和 § 23.345规定的襟翼情况所产生的平衡载荷来设计。

### § 23.423 机动载荷

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

【(a) 在速度为 $V_1$ 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 $V_1$ 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 <sup>2</sup> )
抬 头	1.0	$+\frac{39}{V}n_m(n_m - 1.5)$
低 头	$n_m$	$-\frac{39}{V}n_m(n_m - 1.5)$

其中:

(1)  $n_m$  为用于飞机设计的正限制机动载荷系数;

(2)  $V$  为初始速度,节。

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

### § 23.425 突风载荷

(a) 【每一水平翼面(非主翼)】必须按下列情况产生的载荷来设计:

(1) 襟翼收上, § 23.333(c) 所规定的突风速度;

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

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

- (b) 【备用】
- (c) 【按本条(a)规定的情况确定水平翼面的总载荷时, 必须首先确定在相应的设计速度 $V_r$ 、 $V_c$ 和 $V_b$ 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。】

$$\Delta L_u = \frac{K_u U_u V a_u S_u}{1.63} \left(1 - \frac{de}{da}\right)$$

其中:  $\Delta L_u$ 为平尾的载荷增量, 牛顿;

$K_u$ 为§23.341定义的突风缓和系数;

$U_u$ 为得到的突风速度, 米/秒;

$V$ 为飞机当量速度, 米/秒;

$a_u$ 为【后】平尾升力曲线的斜率, 1/弧度;

$S_u$ 为【后】平尾的面积, 米<sup>2</sup>;

$\left(1 - \frac{de}{da}\right)$ 为下洗系数。

公制:

$$\Delta L_u = \frac{K_u U_u V a_u S_u}{16} \left(1 - \frac{de}{da}\right)$$

其中:  $\Delta L_u$ 为平尾的载荷增量, 公斤;

$K_u$ 为§23.341定义的突风缓和系数;

$U_u$ 为得到的突风速度, 米/秒;

$V$ 为飞机当量速度, 米/秒;

$a_u$ 为【后】平尾升力曲线的斜率, 1/弧度;

$S_u$ 为【后】平尾的面积, 米<sup>2</sup>;

$\left(1 - \frac{de}{da}\right)$ 为下洗系数。

英制:

$$\Delta L_u = \frac{K_u U_u V a_u S_u}{498} \left(1 - \frac{de}{da}\right)$$

其中:  $\Delta L_u$ 为平尾的载荷增量, 磅;

$K_u$ 为§23.341定义的突风缓和系数;

$U_u$ 为得到的突风速度, 英尺/秒;

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

$V$ 为飞机当量速度,节;

$a_4$ 为【后】平尾升力曲线的斜度,1/弧度;

$S_2$ 为【后】平尾的面积,英尺<sup>2</sup>;

$(1 - \frac{de}{d\alpha})$ 为下洗系数。

### § 23. 427 非对称载荷

- (a) 【水平翼面(非主翼)】及其支撑结构必须按偏航和滑流影响引起的非对称载荷与§ 23. 421至§ 23. 425规定的飞行情况载荷的组合来设计。
- (b) 在缺少更合理的资料时,对发动机、机翼、【水平翼面(非主翼)】和机身外形按常规的相对位置布局的飞机,采用下列规定:
  - (1) 可以假定对称飞行情况最大载荷的100%作用于对称面一侧的水平翼面上;
  - (2) 必须将下列百分比的载荷施加于另一侧:  
百分比 =  $100 - 10(n-1)$ , 其中n是规定的正机动载荷系数,但此百分比不得大于80%。
- (c) 对于非常规布局的飞机(如【水平翼面(非主翼)】有较大上反角或水平翼面支撑在垂尾上的飞机),各翼面及支撑结构必须按单独考虑的每一种规定的飞行情况中同时产生的垂尾和平尾载荷的组合来设计。

### 【垂直翼面】

### § 23. 441 机动载荷

- (a) 在直至 $V_L$ 的各速度,【垂直翼面】必须设计得能承受下列各种情况,在计算载荷时可以假定偏航角速度为零:
  - (1) 飞机在无偏航非加速飞行时,假定方向舵操纵器件突然移动到操纵止动器或由驾驶员限制作用力所限制的最大偏度,两者中取小者;
  - (2) 假定飞机以本条(a)(1)规定的方向舵偏度偏航到最终侧滑角。可以假定以本条(a)(3)的静侧滑角1.3倍的超越角来代替合理分析;
  - (3) 15°的偏航角,方向舵保持在中立位置(受驾驶员作用力限制者除外)。
- (b) 【备用】

### § 23. 443 突风载荷

- (a) 【垂直翼面】必须设计成当速度为 $V_c$ 的非加速飞行时,能够承受§ 23. 333(c)中 $V_c$ 时所规定的横向突风。
- (c) 在缺少更合理的分析时,必须按下式计算突风载荷:

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

$$L_a = \frac{K_a U_a V a_a S_a}{1.63}$$

式中  $L_a$ ——【垂直翼面】载荷 (牛);

$$K_a = \frac{0.88 \mu_a}{5.3 + \mu_a} \quad \text{突风缓和系数;}$$

$$\mu_a = \frac{2(Wg)}{\rho C_g g a_a S_a} \left( \frac{K}{l} \right)^2 \quad \text{侧向质量比;}$$

$U_a$ ——规定的突风速度 (米/秒);

$a_a$ ——【垂直翼面】升力曲线斜率 (1/弧度);

$V$ ——飞机当量速度, (米/秒);

$S_a$ ——【垂直翼面】面积 (米<sup>2</sup>);

$\rho$ ——大气密度 (公斤/米<sup>3</sup>);

$W$ ——飞机重量 (公斤);

$C_g$ ——【垂直翼面】平均几何弦长 (米);

$K$ ——偏航方向回转半径 (米);

$l$ ——从飞机重心到垂尾压心的距离 (米);

$g$ ——重力加速度 (米/秒<sup>2</sup>)。

$$\text{公制: } L_a = \frac{K_a U_a V a_a S_a}{16}$$

式中  $L_a$ ——【垂直翼面】载荷 (公斤);

$$K_a = \frac{0.88 \mu_a}{5.3 + \mu_a} \quad \text{突风缓和系数;}$$

$$\mu_a = \frac{2(Wg)}{\rho C_g g a_a S_a} \left( \frac{K}{l} \right)^2 \quad \text{侧向质量比;}$$

$U_a$ ——规定的突风速度 (米/秒);

$a_a$ ——【垂直翼面】升力曲线斜率 (1/弧度);

$V$ ——飞机当量速度 (米/秒);

$S_a$ ——【垂直翼面】面积 (米<sup>2</sup>);

$\rho$ ——大气密度 (公斤·秒<sup>2</sup>/米<sup>3</sup>);

$W$ ——飞机重量 (公斤);

$C_g$ ——【垂直翼面】平均几何弦长 (米);

$K$ ——偏航方向回转半径 (米);

$l$ ——从飞机重心到垂尾压心的距离 (米);

$g$ ——重力加速度 (米/秒<sup>2</sup>)。

$$\text{英制: } L_a = \frac{K_a U_a V a_a S_a}{498}$$

式中  $L_a$ ——【垂直翼面】载荷(磅);

$$k_{cr} = \frac{0.88U_e}{5.3+U_e} \text{ 突风缓和系数;}$$

$$\mu_s = \frac{2W}{PC_g a_s S_s} \left( \frac{K}{l} \right)^2 \text{ 侧向质量比;}$$

$U_e$ —规定的突风速度 (英尺/秒);

$a_s$ —【垂直翼面】升力曲线斜率 (1/弧度);

$v$ —飞机当量速度 (英尺/秒);

$S_s$ —【垂直翼面】面积 (英尺<sup>2</sup>);

$\rho$ —空气密度 (斯拉格/英尺<sup>3</sup>);

$w$ —飞机重量 (磅);

$c_l$ —【垂直翼面】平均几何弦长 (英尺);

$k$ —偏航方向回转半径 (英尺);

$l$ —从飞机重心到垂尾压心的距离 (英尺);

$g$ —重力加速度 (英尺/秒<sup>2</sup>)。

(4)

(d) 【备用】

翼面附图

#### § 23.445 【外置垂直翼面或翼尖小翼】

- (a) 【如果在水平翼面或机翼上安装了外置垂直翼面或翼尖小翼, 则水平翼面或机翼必须根据其最大载荷与这种垂直翼面或小翼所引起的载荷以及因此而导致的作用在水平翼面或机翼上的力和力矩的组合来设计。】
- (b) 【当水平翼面(或机翼)将外置垂直翼面或翼尖小翼分成上下两部分时, 则垂直翼面的临界】载荷(按 § 23.441和 § 23.443确定的单位面积载荷)必须按下列规定施加:
  - (1) 【水平翼面(或机翼)以上和以下的垂直翼面面积】分别受100%和80%的载荷;
  - (2) 【水平翼面(或机翼)以上和以下的垂直翼面面积】分别受80%和100%的载荷。
- (c) § 23.441和 § 23.443的偏航情况应用于本条(b)所述的【垂直翼面】时, 必须计及【外置垂直翼面或翼尖小翼】的端板效应。
- (d) 在使用合理的方法进行载荷计算时, 对于结构载荷情况必须同时施加 § 23.441中作用在垂直翼面上的机动载荷和1g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。】

#### § 23.455

(b) 【备用】

23.572 【机翼、尾翼和相连结构】

- (a) 除非从疲劳的观点衡量已表明该结构和构造、使用应力水平、材料和预期的使用与已有广泛而满意的服役经验的设计相类似。否则对那些破坏后可能引起灾难性后果的【机翼(包括鸭式、串列式机翼和翼尖小翼/翼尖挡板)、尾翼及其贯穿结构和连接结构的部件】的强度、细节设计及制造,必须按下列任何一条进行评定:
- (1) 疲劳强度检查 用分析、试验或两者兼用的方法来表明,结构能承受在服役中预期的变幅重复载荷。只有在分析方法是保守的并用于简单的结构时,才能接受单独采用分析的方法;或
- (2) 破损安全强度检查 用分析、试验或两者兼用的方法表明,当一个主要结构元件出现疲劳破坏或明显局部破坏后,结构不可能发生灾难性破坏,并且其余结构能够承受其值为 $V_c$ 时临界限制载荷系数75%的极限静载荷系数。除非在静载荷下破坏的动态效应另有考虑,这些载荷必须乘以1.15的系数。
- (b) 【本条要求的每一评定必须:
- 【(1) 包括典型的载荷谱(如滑行、地一空一地循环、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。】】

23.677 配平系统

- 23-34 = (6) (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】。

23.701 襟翼的交连

- (a) 【主襟翼及作为同一系统的有关可动表面,必须:  
【(1) 采用机械连接以保持同步;或  
【(2) 保持同步且其效果已经表明不安全情况的发生是极不可能的;】】
- (b) 【必须表明在各个可动表面(机械交连表面被认为是单个表面)极限位置的任何组合情况下,飞机均具有安全的飞行特性。】
- ⑦ (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%。】

23.735 刹车

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

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

### § 23.831 通风

(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。

### § 23.903 发动机

(a) 发动机型号合格证

(1) 每型发动机必须有型号合格证，【并且必须满足中国民用航空规章有关涡轮发动机飞机燃油排泄和排气污染的适用要求。】

### § 23.939 动力装置的工作特性

(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。】

### § 23.951 总则

【(d) 对于以涡轮发动机为动力的飞机，每一燃油系统必须满足中国民用航空规章有关涡轮发动机飞机燃油排泄和排气污染的适用要求。】

### § 23.953 燃油系统的独立性

(b) 【备用】

### § 23.1047 活塞发动机飞机的冷却试验程序

(d) 对于满足【§ 23.67(b)(1)】规定的一发停车最小爬升性能的多发活塞发动机飞机，发动机冷却试验必须按下列要求进行：

- (1) 飞机必须为【§ 23.67(e)】规定的形态。但当飞机超过临界高度时，运转着的发动机必须处于最大连续功率或油门全开状态；
- (2) 在试验的稳定和爬升阶段，整流罩风门片位置必须位于申请人选定的位置；
- (3) 必须以不低于75%最大连续功率的发动机状态飞行，使运转着的发动机的温度达到稳定；

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

- (4) 发动机温度已经稳定后,必须进行下列爬升:
- (I) 开始爬升的高度是下述两者中的较低者:低于临界高度305米(1,000英尺)(或如果这是不实际的,则为地形所允许的最低高度)或比一发停车爬升率为0.02的高度低305米(1,000英尺);
- (II) 在最高温度记录后继续爬升至少5分钟。
- (5) 爬升必须以不大于能表明符合【§ 23.67(b)(1)】爬升要求的最大速度进行。如果采用的速度大于一发停车最佳爬升率的速度,飞机必须装有气缸头温度。
- (e) 对于不能满足【§ 23.67(b)(1)】要求的一发停车最小爬升性能要求的多发活塞式发动机飞机,发动机冷却试验必须按本条(d)的规定进行。但是,在飞行温度稳定后,爬升(或下降,对一发停车爬升率为零或负值的飞机)必须按下列要求进行:
- (1) 在实际可能的接近海平面的高度上开始;
- (2) 以最佳爬升率速度进行爬升(或以最小下降率速度进行下降,对一发停车爬升率为零或负值的飞机)。

### § 23.1109 涡轮增压器引气系统

【对于用于客舱增压的涡轮增压器引气系统,下列规定适用:

- 【(a) 在涡轮增压器或其润滑系统的任何可能的失效发生后,客舱空气系统不得受到有害污染。
- 【(b) 在发动机排气、液压、燃油或滑油系统任何可能的失效或故障发生后,涡轮增压器气源不得被由此而产生的有毒或有害气体或蒸汽所污染。】

### 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。】
- (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;】

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

【(3) 是密封的以防止污染齿轮箱滑油系统和附件系统。】

### § 23.1309 设备、系统及安装

(a) 【每项设备、每一系统及每一安装:

【(1) 在执行其预定功能时,对下列任一设备的响应、运行或精度不得产生不利影响:

【(I) 安全运行所需的基本设备;或

【(II) 其它设备,有措施使驾驶员知道其影响的除外。

【(2) 在单发飞机上,必须设计成在发生可能的故障或失效时对飞机造成的危害减到最小。

【(3) 在多发飞机上,必须设计成在发生可能的故障或失效时能防止对飞机的危害。】

(b) 【每项设备、每一系统及每一安装的设计必须单独检查且需就其与飞机其它系统和安装的关系进行检查以确定飞机的连续安全飞行和着陆是否依赖于其功能,以及对于不受目视飞行规则(VFR)条件限制的飞机,一个系统的失效是否会严重降低飞机性能或机组处置不利运行情况的能力。根据这种检查被鉴定为飞机连续安全飞行和着陆需依赖其正常功能,或者其失效将严重降低飞机性能或机组处置不利运行情况能力的每项设备、系统和安装,必须设计成满足下列附加要求:

【(1) 在任何可预见的运行情况下完成其预定功能。

【(2) 当系统和有关部件在单独考虑以及与其它系统一起考虑时:

【(I) 任何可能妨碍飞机连续安全飞行和着陆的失效情况,其发生必须是极不可能的;且

【(II) 任何可能严重降低飞机性能或机组处置不利运行情况能力的其它失效,其发生必须是不可能的。

【(3) 必须提供警告信息提醒机组注意系统的不安全工作情况并能使机组采取相应的纠正动作。系统、操纵器件以及有关的监视和警告装置的设计必须将可能产生附加危险的机组失误减至最小。

【(4) 必须通过分析,必要时通过适当的地面、飞行或模拟器试验来表明符合本条(b)(2)的要求。分析必须考虑下列情况:

【(I) 可能的失效模式,包括外界原因造成的故障和损坏;

【(II) 多重失效概率和失效未被检测出的概率;

【(III) 在各个飞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“基本负载”。能源及其系统必须能够在可能的工作组合与

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

可能的持续时间内对下列能源负载提供能源：

- 【(1) 在系统正常工作时,与能源分配系统相连的负载。
- 【(2) 出现下列失效后的基本负载——
  - 【(I) 双发飞机的任何一台发动机失效;或
  - 【(II) 三发或三发以上飞机的任何两台发动机失效;或
  - 【(III) 任何能源转换装置或能源储存装置失效。
- 【(3) 如果适用的话,依据中国民用航空规章有关营运规则,在任一能源供应系统、分配系统或其它使用系统出现任一故障或失效后要求有替代能源的基本负载。】
- 【(d) 在确定本条(b)(2)的符合性时,可以假定能源负载是按照与批准的营运类别的安全相一致的监控程序减少的。对于三发或三发以上飞机有两发失效的情况,控制飞行不要求的负载不必考虑。
- 【(e) 在表明本条关于电源系统及设备的设计与安装的符合性时,必须考虑最严重的环境和大气条件,包括射频能量及闪电影响(直接和非直接两种)。对于中国民用航空规章所要求的或为满足中国民用航空规章的要求而使用的发电、配电和用电设备,可以通过环境试验、设计分析或参照在其它飞机上已有的类似的服务经验来表明其在预期的环境条件下提供连续、安全服务的能力。
- 【(f) 在本条中,“系统”是指在飞机设计中包括的所有气动系统、流体系统、电气系统、机械系统和动力装置系统,但下列系统除外:
  - 【(1) 作为合格审定过的发动机一部分的动力装置系统。
  - 【(2) 按本部C、D分部的要求规定的飞行结构(如机翼、尾翼、操纵面及其系统、机身、发动机架、起落架和有关的主连接结构)。】

### 【§ 23.1311 电子显示器系统

- 【(a) 本条关于电子显示指示器的要求与适航标准要求的,或对将被批准的按仪表飞行规则(IFR)条件运行的飞机所适用的营运规则所要求的任一飞行员位置无关。
- 【(b) § 23.1303(a)、(b)、(c)所要求的电子显示指示器必须独立于飞机的电源系统。
- 【(c) 包括那些具有使不实用的动力装置仪表系统之间隔离或独立特征的电子显示指示器在内,电子显示指示器必须满足下列要求:
  - 【(1) 考虑到电子显示指示器有效寿命末期所期望的电子显示亮度水平,在驾驶舱遇到的各种照明条件(包括直射阳光)下易于识别;在§ 23.1529的持续适航文件的要求中必须列入有关显示系统有效寿命的专用限制。
  - 【(2) 在任何正常工作方式下,不得妨碍飞机姿态、高度、速度或任何驾驶员在规定限制内为调节功率所需的动力装置参数的主显示;
  - 【(3) 在发动机起动工作状态下,不得妨碍任一驾驶员为正确调节或监视动力

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

装置限制条件所需的发动机参数的主显示;

- 【(4) 如果主电子显示仪表系统为一个驾驶员提供姿态和转弯速率信息，则应有满足 § 32.1321(a) 的独立的第二套仪表。按 § 23.1321(d) 设置的仪表显示被认为是主显示。如果按照中国民用航空规章的有关规定安装了第三套姿态仪表系统，则转弯速率仪表可以不要求；
- 【(5) 有与被其所代替的仪表等效且对驾驶员来说是易于感受的标记；且
- 【(6) 对本部要求显示的每一参数，应有 § 23.1541 至 § 23.1553 所要求的仪表标记的目视显示或在出现不正常工作值或接近规定的限制值时向驾驶员发出警告的目视显示。
- 【(d) 电子显示指示器（包括其系统和安装，并考虑到飞机其它系统）必须设计成在一单独故障或可能的故障组合出现后，能将连续安全飞行和着陆所必需的信息显示保留给机组使用，而不需要任一驾驶员为连续安全飞行立即采取动作。
- 【(e) 本条所用“仪表”一词包括实际上包含在一个组件内的装置和连接在一起的实际上由两个或两个以上独立的组件或部件组成的装置（如由连在一起的一个磁敏感元件、一个陀螺组件、一个放大器和一个指示器构成的远距指示型陀螺方向指示仪）。本条所用“主”显示指设置在仪表板上使驾驶员需要观察时首先看到的参数显示。】

### § 23.1321 布局和可见度

- (a) 【在起飞、初始爬升、终进场和着陆期间由任一要求的驾驶员使用的每一飞行、导航和动力装置仪表必须设置成使任一坐在其操纵位置的驾驶员只用最小的头部和眼睛的动作便可监视飞机的飞行航迹和仪表。这些飞行状态下使用的动力装置仪表是指在动力装置限制内用于调节发动机功率所需的仪表。】
- (d) 【对于按仪表飞行规则飞行进行合格审定或】最大重量超过 2724 公斤（6000 磅）的飞机，§ 23.1303 所要求的飞行仪表和中国民用航空规章营运规则所要求的（如果适用）仪表，必须在仪表板上成组设置并尽可能地设置在每一规定的驾驶员前向视界垂直平面附近。此外：
  - 【(5) 为满足本条(d)(1)到(d)(4)的要求，可以使用电子显示指示器，只要此类显示符合 § 23.1311 的要求。】

### § 23.1323 空速指示系统

- 【(e) 如果申请按仪表飞行规则或在结冰条件下飞行的合格审定，则每一空速系统必须有一个加温空速管或防止由于结冰造成故障的等效措施。】

### § 23.1325 静压系统

## 中国民用航空规章第23部第二次修订

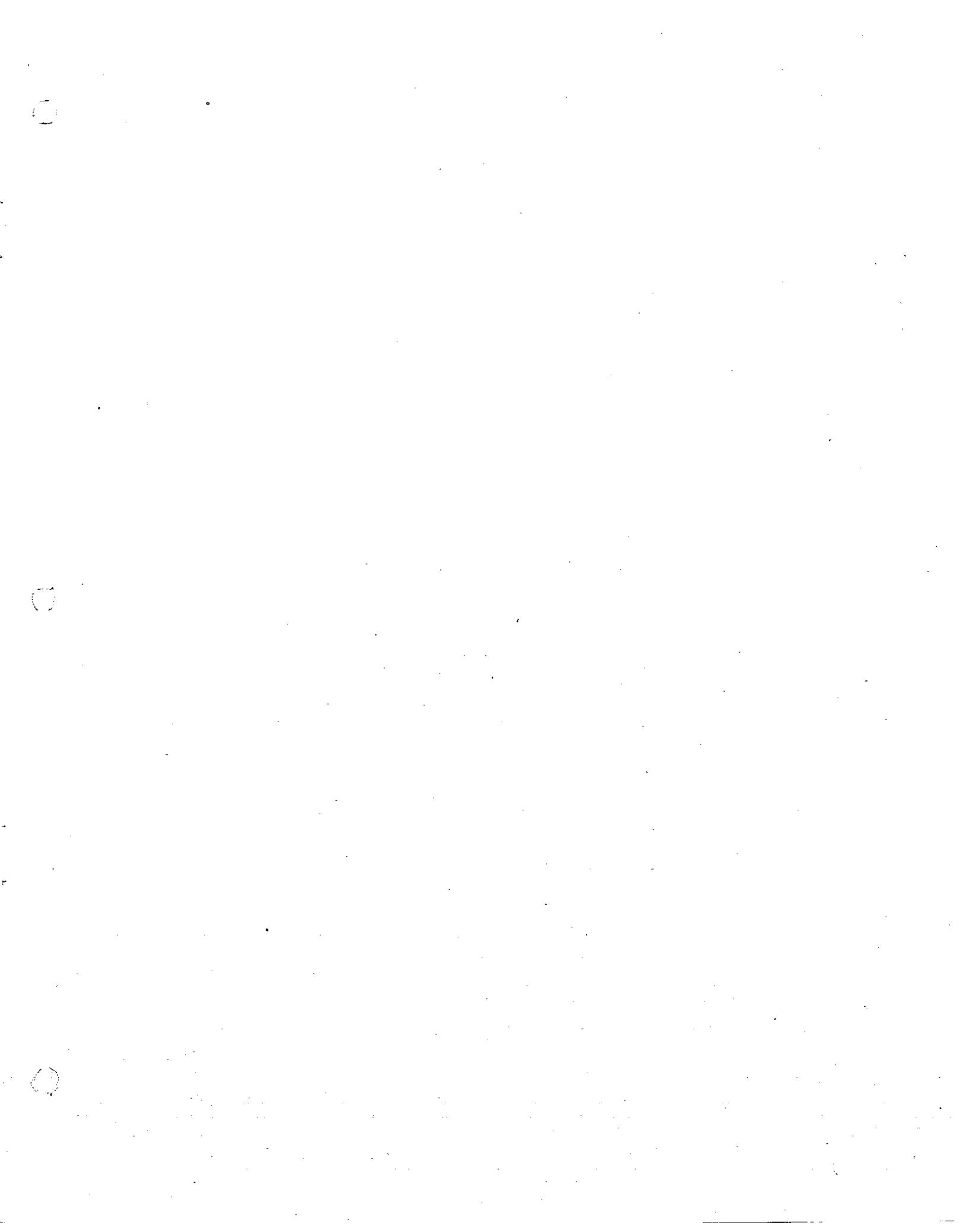
【(g) 对于按本部 § 23.1559(b) 禁止在仪表气象条件下飞行的飞机, 本条(b)(3)不适用。】

### § 23.1587 性能资料

#### (d) 通勤类飞机

(6) 空速(按校准空速), 对应于表明符合 § 23.58 起飞速度时所规定的空速。【如果在飞行手册数据中已经考虑了所有压力敏感误差和仪表(包括指示器)测量误差, 则校准空速可以用指示空速表示并按指示空速进行标记。】

### 附录B 【备用】



( )

( )

( )