



中国民用航空总局

咨询通告

---

编 号:AC-21-06

生效日期:1997年4月8日

# 初级类航空器适航标准

## ——超轻型飞机

航空器适航司

---

# 中国民用航空总局航空器适航司

## 咨 询 通 告

编 号:AC-21-06

生效日期:1997年4月8日

编制部门:AC

批准人: 吴相如

## 初级类航空器适航标准 ——超轻型飞机

---

### 1. 总则

#### 1.1 目的

本咨询通告为初级类航空器——超轻型飞机提供了一种可接受的适航标准,供申请人用以表明符合中国民用航空规章第二十一部《民用航空产品和零部件合格审定的规定》中第十二条“适用规章的确定”和第十八条“颁发型号合格证”的有关要求。

#### 1.2 依据

本咨询通告依据中国民用航空规章第二十一部(CCAR-21)制定。

#### 1.3 撤消 (备用)

#### 1.4 相关文件

(1) 中国民用航空规章第二十一部《民用航空产品和零部件合格审定的规定》(CCAR-21);

(2) 中国民用航空规章第二十三部《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》(CCAR-23);

(3) 中国民用航空规章第三十三部《航空发动机适航标准》(CCAR—33);

(4) 中国民用航空规章第三十五部《螺旋桨适航标准》(CCAR—35)。

## 1.5 适用范围

本咨询通告所提供的适航标准适用于任何选择其作为审定基础以期获得或修订型号合格证件的初级类航空器——超轻型飞机的型号合格审定。

申请以本咨询通告所提供的适航标准为审定基础的航空器必须符合 2. 中初级类航空器的定义和本咨询通告提供的标准中适用范围的要求。

## 1.6 背景和说明

初级类航空器具有设计和制造相对简单,所需投入不大,价格低廉,使用维护简便等特点。随着我国经济和航空制造业的发展,该类航空器在飞行训练、农林作业、航空物探、航空摄影、广告宣传等通用航空领域和个人用途、航空体育等方面在我国形成了一定的供需市场。

对于此类航空器,根据国际上的普遍做法,民航总局航空器适航司在广泛征求公众意见的基础上,经过三年的试行,正式采用其他国家适航当局颁布的一些适航标准作为我国初级类航空器可接受的适航标准的时机已成熟。因此,本咨询通告将加拿大适航当局 1991 年 12 月颁布的 TP 10141E《超轻型飞机设计标准》作为中国民用航空总局可接受的初级类航空器——超轻型飞机的适航标准。

## 2. 定义

(1) 初级类航空器： 凡符合下述条件的航空器，为初级类航空器：

(a) 无动力驱动或由一台自然吸气式发动机驱动，在标准海平面大气条件下失速速度  $V_{SO}$  不大于 113 公里/小时(61 节)；如为旋翼航空器，主旋翼桨盘载荷限制值为 29.3 公斤/平方米(6 磅/平方英尺)；

(b) 重量不大于 1225 公斤；

(c) 包括驾驶员在内，最大乘坐量不超过 4 人；

(d) 座舱不增压。

(2) 局方： 是指民航总局负责民用航空产品和零部件合格审定的职能机构以及授权或委托的机构或任何人。

### 3. 适用的适航标准

任何申请人均可以《超轻型飞机设计标准》作为适航标准申请符合本咨询通告 1.5 规定的航空器的型号合格审定，适用的修正案由局方确定。《超轻型飞机设计标准》(1991 年 12 月颁布)的中译文附后作为本咨询通告的附录。

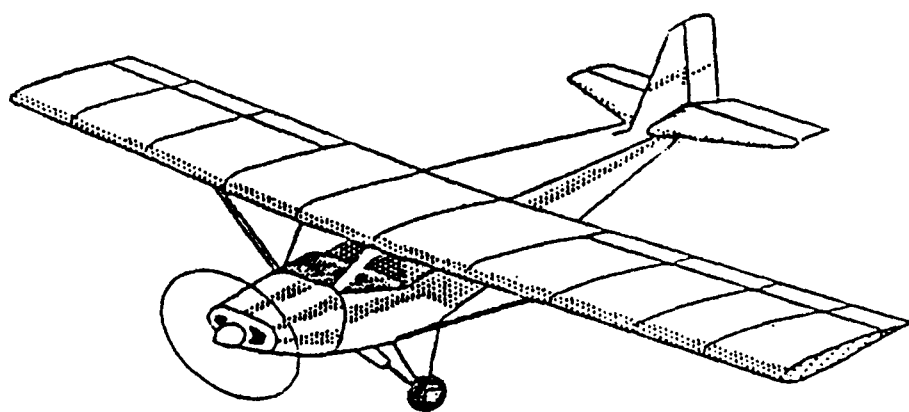
### 4. 附则

本咨询通告由中国民用航空总局航空器适航司负责解释。

本咨询通告自一九九七年四月八日起生效。

# 附录

## 超轻型飞机设计标准



1991年12月

# 超轻型飞机设计标准

## 目 录

序号	页次
缩略语和定义·····	(1)

### A 章 总 则

1. 适用范围·····	(3)
3. 超轻型飞机的定义·····	(3)
5. 最小有用载重·····	(4)
7. 最大空机质量(重量)·····	(4)

### B 章 飞 行

21. 符合性验证·····	(5)
23. 载重分布限制·····	(5)
33. 螺旋桨转速和桨距限制·····	(5)
45. 性能,总则·····	(5)
49. 失速速度·····	(6)
51. 起飞·····	(6)
65. 爬升:全发工作·····	(6)
75. 着陆·····	(6)
77. 中断着陆·····	(6)
143. 操纵性和机动性·····	(7)
145. 纵向操纵·····	(7)
147. 航向和横向操纵·····	(8)
173. 纵向静稳定性·····	(8)

177.	航向和横向静稳定性	(8)
181.	动稳定性	(8)
201.	机翼水平失速	(8)
203.	转弯飞行失速和加快失速	(8)
233.	航向稳定性和操纵性	(9)

## C 章 结 构

301.	载荷	(10)
303.	安全系数	(10)
305.	强度和变形	(10)
307.	结构符合性的证明	(10)
321.	飞行载荷	(11)
333.	飞行包线	(11)
335.	设计空速	(12)
337.	限制载荷系数	(13)
339.	机翼对称载荷	(13)
347.	机翼非对称载荷	(14)
351.	后机身载荷	(15)
361.	前机身载荷	(15)
391.	操纵面载荷	(15)
393.	地面突风情况	(16)
395.	操纵系统和支承结构	(16)
473.	地面载荷情况	(17)
485.	侧向载荷情况	(17)
493.	滑行刹车情况	(18)
497.	尾轮补充情况	(18)
499.	前轮补充情况	(19)
521.	水载荷	(19)
561.	应急着陆情况	(19)
563.	系留点	(20)

## D章 设计和构造

601.	总则 .....	(21)
603.	材料和工艺质量 .....	(21)
605.	制造方法 .....	(21)
607.	自锁螺母 .....	(21)
609.	结构保护 .....	(21)
611.	可达性 .....	(21)
629.	颤振 .....	(22)
641.	机翼强度符合性的证明 .....	(22)
683.	操纵系统——操作试验 .....	(22)
771.	驾驶舱 .....	(22)

## E章 动力装置

901.	安装 .....	(23)
903.	发动机 .....	(23)
965.	燃油箱试验 .....	(23)
975.	燃油箱通气 .....	(23)
997.	燃油滤网或燃油滤 .....	(23)
1093.	进气系统防冰 .....	(23)

## F章 设备

1303.	飞行和导航设备 .....	(24)
1305.	动力装置仪表 .....	(24)
1307.	其它设备 .....	(24)
1413.	安全带和肩带 .....	(24)

## G章 使用限制和资料

1501.	总则 .....	(25)
-------	----------	------

1519. 重量和重心 .....	(25)
1521. 动力装置限制 .....	(25)
1529. 持续适航文件 .....	(25)
1555. 操纵器件标记 .....	(25)
1557. 其它标记和标牌 .....	(25)
1581. 飞机手册 .....	(25)
1583. 使用限制 .....	(26)
1585. 使用程序 .....	(26)

## 附录

附录 A:操纵面载荷 .....	(27)
附录 B:基本着陆情况 .....	(29)

# 超轻型飞机设计标准

## 缩略语和定义

此处的缩略语和定义用于本标准、完整的缩略语和定义的清单在适航手册第 501 章中。

AR—展弦比= $b/\text{MAC}=b^2/S$

b—翼展,米(英尺)

c—弦长,米(英尺)

CAS—校正空速

$C_L$ —升力系数

$C_D$ —阻力系数

CG—重心

$C_m$ —力矩系数( $C_m$  是就  $c/4$  点而言,抬机头为正)

$C_n$ —法向系数

daN—10 牛顿

deg—一度= $2 \times 3.1416/360 = .0174$  弧度= $1/57.3$  弧度

g—重力加速度= $9.81$  米/秒<sup>2</sup>( $32.2$  英尺/秒<sup>2</sup>)

IAS—指示空速

MAC—平均气动弦长

M(W)—(最大设计)总质量(重量),公斤(磅)

$\bar{m}(\bar{w})$ —平均设计表面载荷,公斤/米<sup>2</sup>(磅/英尺<sup>2</sup>)

n—载荷系数

$$q = \frac{\rho}{2} V^2 = \frac{V^2}{1.632} \quad (q, \text{千帕}; V, \text{米/秒})$$

$$= \frac{V^2}{391} \quad (q, \text{磅/英寸}^2; V, \text{海里/小时})$$

S—机翼面积,米<sup>2</sup>(英尺<sup>2</sup>)

$V_A$ —设计机动速度

$V_C$ —设计巡航速度  
 $V_D$ —设计俯冲速度  
 $V_F$ —设计襟翼速度  
 $V_H$ —以最大连续功率平飞的最大速度  
 $V_{NE}$ —不可超越速度  
 $V_S$ —飞机失速速度或尚可操纵的最小稳态飞行速度  
 $V_{SO}$ —着陆形态下的失速速度或最小稳态飞行速度  
 $V_{SP}$ —最大扰流板/减速板伸展速度  
 $V_{S1}$ —特定形态的失速速度或最小稳态飞行速度  
 $V_X$ —最佳爬升角的速度  
 $V_Y$ —最佳爬升率的速度

# A 章 总 则

## 1. 适用范围

- (a) 本标准 of 超轻型飞机的设计标准。
- (b) 凡制造飞机或飞机成套组件,并欲以超轻型类别注册的任何人,均应表明对本标准的适用要求的符合性。

## 3. 超轻型飞机的定义

“超轻型飞机”指设计为符合下述条件的飞机:

- (a) 由螺旋桨驱动
- (b) 乘员不得超过 2 人(含飞行员)
- (c) 飞机最大起飞质量  $M_{TO_{max}}$  (重量  $W_{TO_{max}}$ )
  - (1) 对于陆上飞机
    - (i) 单座, 285.0 公斤(628.3 磅), 或
    - (ii) 双座, 480.0 公斤(1058.2 磅), 或
  - (2) 对于水上飞机, 允许附加质量(重量)为:
    - (i) 单座, 35 公斤(77.2 磅), 或
    - (ii) 双座, 70 公斤(154.4 磅); 和
- (d) 在制造人推荐的最大起飞质量(重量), 着陆形态的最大失速速度  $V_{SO}$  不超过 72 公里/小时(45 英里/小时)(指示空速 IAS); 和
- (e) 仅限于作非特技运行。非特技运行包括:
  - (1) 属于正常飞行的机动;
  - (2) 失速和尾旋(如果对该型号批准尾旋);
  - (3) 缓 8 字, 急上升转弯; 和
  - (4) 坡度角不大于  $60^\circ$  急转弯。

## 5. 最小有用载重

超轻型飞机应有按下列情况计算的最小有用载重  $M_U(W_U)$

(a) 对于单座飞机:

$M_U = 80 + 0.3P$ (公斤);  $P$  为以千瓦表示的发动机额定功率。

( $W_U = 175 + 0.5P$ (磅);  $P$  为以制动马力为单位的发动机额定功率)

(b) 对于双座飞机:

$M_U = 160 + 0.3P$ (公斤);  $P$  为以千瓦表示的发动机额定功率

( $W_U = 350 + 0.5P$ (磅);  $P$  为以制动马力表示的发动机额定功率)

## 7. 最大空机质量(重量)

最大空机质量  $M_{E_{max}}$  (重量  $W_{E_{max}}$ ) 包括实际安装在飞机上的所有使用装备。它包括机体、动力装置、必要设备、选装和专用设备、固定配重、发动机全部冷却液、液压油和不可用燃油和滑油的质量(重量)。

因此, 最大空机质量(重量) = 最大起飞质量(重量) - 最小有用载重。

## B章 飞行

### 21. 符合性验证

以下每项要求均应在临界质量(重量)和重心构形下得到满足。除非另有规定,否则从失速到  $V_{NE}$  的速度范围都应予以考虑。

### 23. 载重分布限制

(a) 使用合理的基准,应确定下列各项:

(1) 本标准第 5 和 7 节定义的最大空机质量(重量)和最大起飞质量(重量),以及最小飞行重量;和

(2) 空机重心,最前和最后重心。

注:标准乘员质量(重量)=80 公斤(175 磅);

燃油密度=0.72 公斤/升(6 磅/美加仑)

(b) 可使用固定和/或可卸配重(如果正确安装和标识)。

### 33. 螺旋桨转速和桨距限制

螺旋桨转速(RPM)和桨距不得超过制造人确定的在正常工作状态下的安全使用限制(如:起飞期间的最大起飞转速,以及收回油门和  $V_{NE}$  速度下的最大连续转速(RPM)的 110%)。

### 45. 性能,总则

所有性能要求按照国际民航组织标准大气和静止空气条件予以满足。速度应以指示空速(IAS)和校正空速(CAS)给出。

## 49. 失速速度

(a) 机翼水平失速速度应以减速率为 1.6 公里/小时/秒(1 英里/小时/秒)或更小、收回油门、最大重量和最不利重心的状态进行飞行试验来确定:

(1)  $V_{SO}$ : 不应超过 72 公里/小时(45 英里/小时)

(2)  $V_{S1}$ : 不应超过 96.5 公里/小时(60 英里/小时)(襟翼收起状态)

(b) 在速度降到  $V_{SO}$ , 或俯仰操纵器件达到止动点的速度时, 应有可能保持机翼水平姿态和航向操纵。

## 51. 起飞

以最大重量、全油门、海平面起飞, 测量下列各项:

(a) 地面滑跑距离; 和

(b) 以  $1.3V_{S1}$  爬升越过 15.2 米(50 英尺)障碍的距离。

注: 应规定飞机形态(包括襟翼位置)

## 65. 爬升: 全发工作

以全油门爬升:

(a) 最佳爬升率( $V_y$ )应超过 93 米/分(300 英尺/分); 和

(b) 最佳爬升角( $V_x$ )应超过  $1/12$ 。

## 75. 着陆

对收回油门和放下襟翼的着陆, 应确定下列各项:

(a) 从高度为 15.2 米(50 英尺),  $1.3V_{SO}$  开始的着陆距离; 和

(b) 以合理刹车(如装有)的地面滑跑距离。

## 77. 中断着陆

对于  $1.3V_{SO}$ 、襟翼放下的中断着陆, 全油门爬升角度应超过  $1/30$ 。

### 143. 操纵性和机动性

- (a) 随主操纵器件和相应位移,飞机在起飞、爬升、平飞(巡航)、俯冲、进近和着陆(有和无动力、襟翼收起和放下)期间均应能安全操纵和机动:拉杆抬机头、右推使右机翼向下、踩右方向脚蹬使机头向右。
- (b) 所有飞行状态间都能平稳地过渡,既无需过高飞行技能,也不超过图 1 所列的操纵力:

作用在驾驶盘或方向舵脚蹬上的力	俯 仰 10 牛顿(磅)	滚 转 10 牛顿(磅)	偏 航 10 牛顿(磅)
(1) 瞬时作用			
杆 .....	26.7(60)	13.3(30)	.....
驾驶盘(作用于轮缘) .....	26.7(60)	13.3(30)	.....
方向舵脚蹬 .....	.....	.....	59.2(130)
(2) 持续作用	4.4(10)	2.2(5)	8.9(20)

图 1

- (c) 在正常重量和重心下飞机至少能在水平巡航配平。

### 145. 纵向操纵

纵向操纵应能:

- (a) 在少于 3 秒的时间内,速度从  $1.1 V_{S1}$  增到  $1.5 V_{S1}$  和从  $1.1 V_{SO}$  增到  $V_F$ 。  
该情况适用于无动力和全功率两种状态。
- (b) 当在正常速度范围内收起和放下襟翼时,能保持全操纵。和
- (c) 每 g 杆力稳定增加。

## 147. 航向和横向操纵

- (a) 能在 4 秒时间内,以  $1.3V_{SO}$ (襟翼放下和慢车油门)和  $1.2V_{SI}$ (襟翼收起,慢车油门和全油门),从某一机翼向下  $30^\circ$  反转到另一机翼向下  $30^\circ$ 。
- (b) 快速进入偏航和滚转或从其中改出,都不应产生不可操纵的飞行特征。
- (c) 副翼和方向舵力都不应随偏角增加而反效。

## 173. 纵向静稳定性

在最临界功率设定和重心组合下,从  $1.2V_{SI}$  到  $V_{NE}$  纵向稳定性都应是正的。

## 177. 航向和横向静稳定性

- (a) 应当进行航向和横向静稳定性和起飞及爬升性能试飞以保证飞机符合本标准要求。
- (b) 当飞机的螺旋稳定性在本标准第 173 节规定的范围内是中立的时,航向和横向稳定性即认为是可接受的。

## 181. 动稳定性

操纵器件松浮和固定状态下,任何短周期振荡应被迅速阻尼。

## 201. 机翼水平失速

应能正常使用操纵器件来防止大于  $15^\circ$  的滚转或偏航。

## 203. 转弯飞行失速和加快失速

失速也应带动力进行演示,在建立  $30^\circ$  协调转弯后,应逐渐缩小转弯半径直到失速,在转弯失速后,应恢复水平飞行而无超过  $60^\circ$  的滚转。这些失速应

在有动力、襟翼收起和放下状态下演示。在恢复的同时,不应有过大的高度损失、尾旋趋势和速度增大。

### 233. 航向稳定性和操纵性

(a) 操纵: 踩右方向舵脚蹬应向右转弯。

(b) 地面操纵应不需特殊的技巧。在风速直到申请人选定的最大风速的 90°侧风中,不应产生不可控制的地面打转倾向。

## C 章 结 构

### 301. 载荷

- (a) 所有要求都用限制载荷来规定
- (b) 极限载荷等于限制载荷乘以 303 节中规定的安全系数。
- (c) 如果变形明显影响载荷,则载荷应当重新分布。

### 303. 安全系数

- (a) 安全系数为 1.5,下列情况除外:
  - (1) 对铸件, $2.0 \times 1.5 = 3.0$ ;
  - (2) 对接头, $1.2 \times 1.5 = 1.8$ ;
  - (3) 对操纵面铰链, $4.45 \times 1.5 = 6.67$ ;
  - (4) 对推—拉操纵系统, $2.2 \times 1.5 = 3.3$ ;和
  - (5) 对钢索操纵系统, $1.33 \times 1.5 = 2.0$
- (b) 结构必须尽可能地设计成避免在正常使用中很可能出现变幅应力超过疲劳极限的应力集中点。

### 305. 强度和变形

- (a) 限制载荷不应产生永久变形,也不应引起大到足以妨害安全运行的变形。
- (b) 结构应能承受极限载荷而具有正安全裕度(分析),或至少三秒钟结构不破坏(静力试验)。

### 307. 结构符合性的证明

每种临界载荷要求应用保守的分析或试验或两者兼用的方法来验证。

### 321. 飞行载荷

- (a) 除 321(b)和(c)款注明外,应使用适航手册的第 523 章附录 A(译注)来确定飞行载荷。
- (b) 如果申请人说明他们用的其它设计准则具有或超过适航手册的第 523 章等效安全水平,则可用该设计准则来确定飞行载荷。
- (c) 对于常规设计,如果简化准则不造成小于 321(a)款规定的突风载荷系数的载荷系数,或不现实值且设计位于图 2 的限制范围内,则可使用从 333—361 的简化准则。

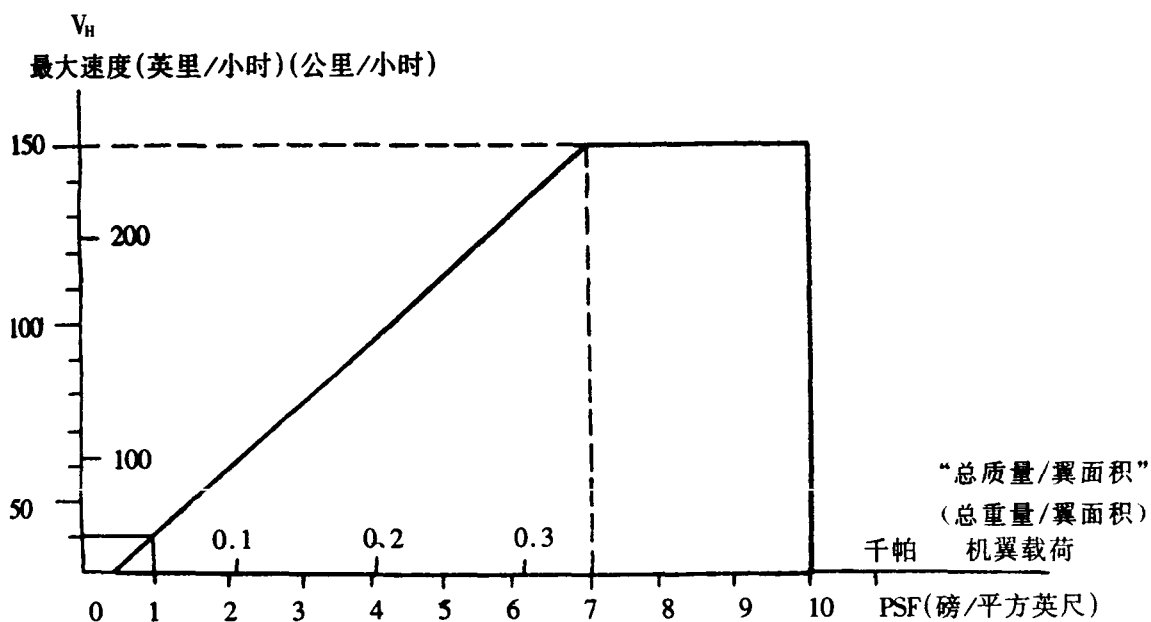


图 2

### 333. 飞行包线

对于参照 321(c)的常规设计,应以 339 节给出的图 3 中的飞行包线边界上的空速和载荷系数组合来表明符合性。飞行包线表示由 335 和 337 节的准则所规定的飞行载荷情况的包线。

译注:加拿大适航手册第 523 章附录 A 与 JAR-VLA《甚轻型飞机的适航要求》附录 A 相同。

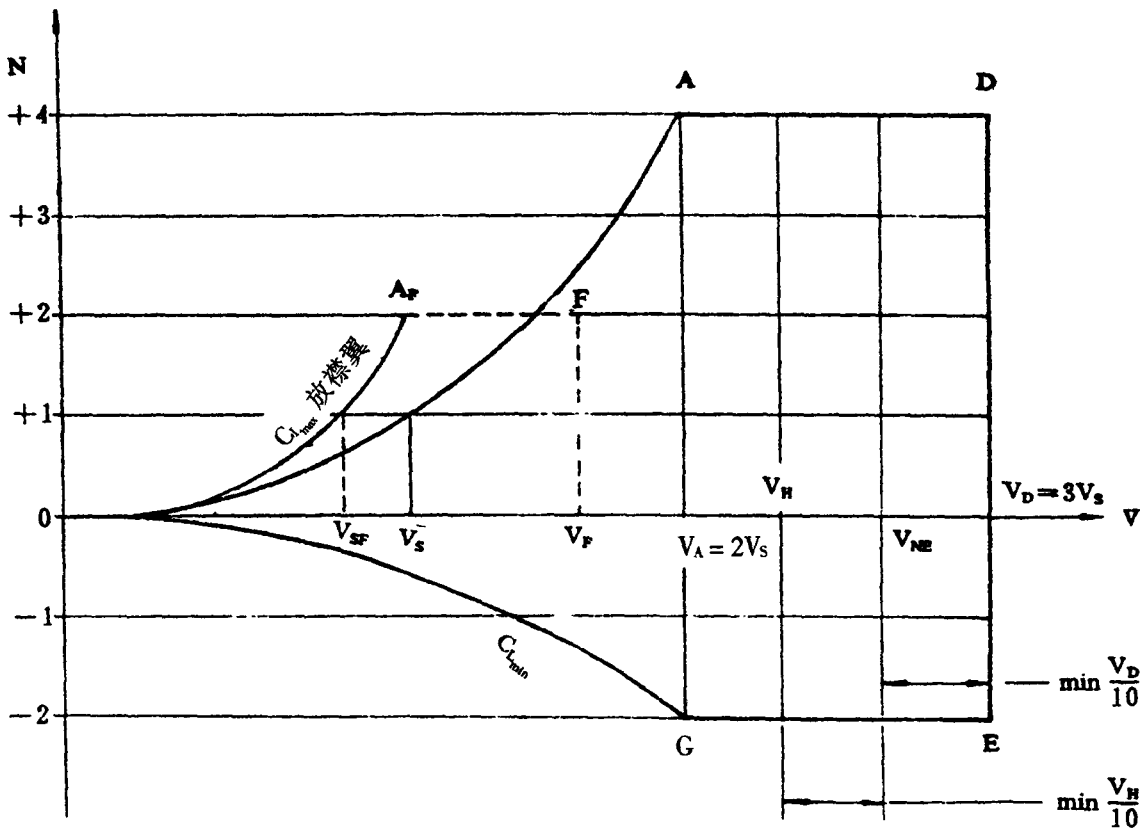


图 3 飞行包线

### 335. 设计空速(英里/小时)

(1) 设计失速速度  $V_S$

$$V_S = 19.77 \times \sqrt{\frac{W}{S \times C_{L_{max}}}}$$

(可使用下列值:  $C_{L_{max}} = 1.35$   $C_{L_{min}} = -0.68$ )

(2) 设计机动速度  $V_A$

$$V_A = 19.77 \times \sqrt{\frac{n \times W}{S \times C_{L_{max}}}} = 2V_S$$

(3) 设计俯冲速度  $V_D$

$$V_D = 1.5 \times V_A = 3 \times V_S \quad \text{或} \quad V_D = 1.22V_H$$

两者取较大值

(4) 不可超越速度  $0.9 \times V_D > V_{NE} > 1.1V_H$

(5) 襟翼伸展速度  $V_F$

$$V_F = 19.77 \times \sqrt{\frac{W}{S \times C_{L_{\text{max}} \text{襟翼}}}}$$

$$V_F \text{ 应大于 } \sqrt{2} \times V_S = 1.42 \times V_S$$

### 337. 限制载荷系数

限制载荷系数应是:

(a) 正:  $n=4$ (襟翼收起)和  $n=2$ (襟翼放下);和

(b) 负:  $n=-2$ (襟翼收起)和  $n=0$ (襟翼放下)

### 339. 机翼对称载荷

至少下列三种情况需要审查:

(a) A 点: 垂直向上载荷  $= 4 \times W$

切线向前  $= W$

(b) G 点: 垂直向下  $= -2 \times W$

切线向前  $= -2 \times W/5$

(c) F 点: 襟翼放下

垂直向上  $= 2 \times W$

切线向前  $= W$

$$L = \text{升力} = C_L \times S \times q$$

$$D = \text{阻力} = C_D \times S \times q$$

$$\text{其中 } C_L = n \times \frac{W}{S} \times \frac{1}{q}$$

$$C_D = 0.01 + \frac{C_L^2}{3.14 \times AR}$$

$$\beta = \arctan \frac{C_D}{C_L}$$

$$\alpha = \frac{C_L}{\frac{d(C_L)}{d(\alpha)}}$$

$$\frac{d(C_L)}{d(\alpha)} (1/\text{度}) = 0.1 \times \frac{AR}{AR+2} (\text{Diel})$$

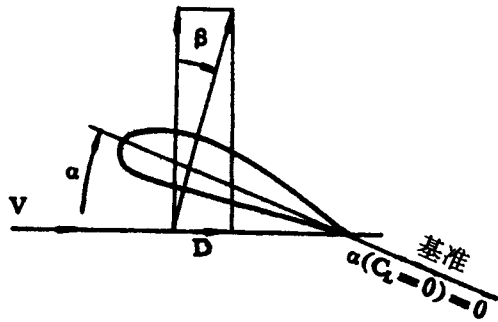


图 4

注：(1) 两个分量(垂直和切线)必须同时考虑。

(2) 气动载荷应被认为作用在压心上。

(3) 由图 4 假定给出的机翼垂直和切线载荷用惯性载荷(相应的载荷系数)来平衡。

(4) 如果安装了襟翼,也应审查图 3 F 点的总载荷。这是一种对称载荷状态。

### 347. 机翼非对称载荷

(a) 机翼承受剪切载荷:假定一侧机翼为 A 点载荷的 100%,另一侧机翼为 A 点载荷的 75%。

(b) 机翼承受扭转载荷:假定每个机翼承受 A 点或 D 点载荷的 75%,和由于副翼偏转而增加的扭转载荷。

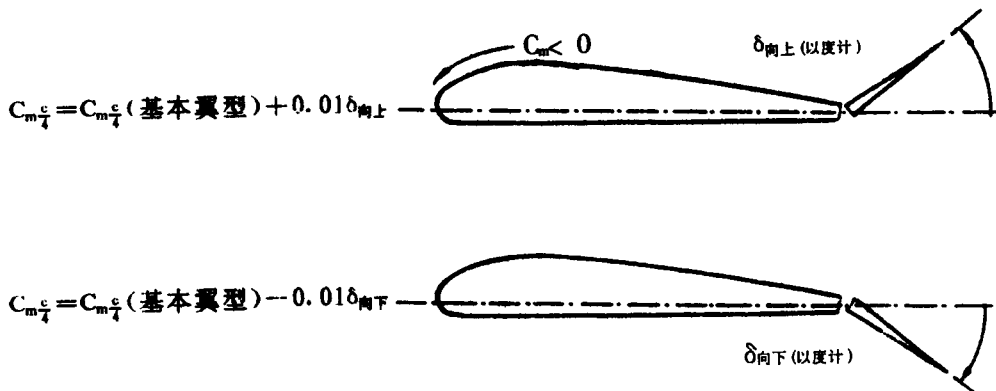


图 5

注：(1) 有些机翼结构可能需要检查在  $V_D$  的扭转情况。在这种情况下,应使用  $1/3$  的副翼偏转。

(2) 如果机翼上连接起落架,则机翼结构也应按地面载荷进行验证。

### 351. 后机身载荷

对后机身应按下述情况验证

- (a) 附录 A 中 A. 1 的对称平尾载荷;
- (b) 附录 A 中 A. 2 的非对称平尾载荷;
- (c) 附录 A 中 A. 1(译注 1)的垂尾载荷;和
- (d) 附录 B 和本标准 485 至 499 节的尾轮载荷。

### 361. 前机身载荷

前机身应按下述各情况验证:

(a)  $n=4$  和  $n=-2$  的惯性力(如果 473 节的  $n_j > 3.33$ ,也要考虑“地面载荷”)。和

(b) 发动机扭矩(牛·米)(磅·英寸)等于:

$$K \times 19,070 \times \frac{KW(\text{起飞})}{RPM(\text{起飞})} (\text{牛} \cdot \text{米});$$
$$\left( K \times 125,850 \times \frac{BHP(\text{起飞})}{RPM(\text{起飞})} (\text{磅} \cdot \text{英寸}) \right) (\text{译注 2})$$

此处:

(1) 对四冲程发动机,  $K=8, 4, 3, 2$ (分别对应于 1, 2, 3, 4 缸发动机);或

(2) 对二冲程发动机,

(i)  $K=2$ (3 缸或更多缸发动机)或

(ii)  $K=3$ (2 缸)

6(1 缸)

(c) 作用在发动机上单独的侧向载荷  $n$

( $n_{\text{侧向}} = +$  或  $-1.5$ );和

(d) 若适用,前轮载荷。

### 391. 操纵面载荷

(a) 操纵面载荷的符号应当是:

(1) 向上为+;

译注 1:原文此处为 A. 3

注 2:KW 为千瓦, BHP 为制动马力, RPM 为每分钟转数。

- (2) 向下为一；
- (b) 应使用附录 A 规定的操纵面载荷

### 393. 地面突风情况

- (a) 所有操纵面和机翼应按如下逆流  $V_R$ (译注 1)设计:

$$V_R = 0.645 \times \sqrt{\frac{Mg}{S}} + 4.47 \text{ 米/秒} (= 10 \times (1 + \sqrt{\frac{W}{S}}) \text{ 英里/小时})$$

- (b) 应采用  $C_L(\text{表面}) = -0.8$ , 三角形弦向压力分布, 峰值在后缘。

### 395. 操纵系统和支承结构

- (a) 操纵系统和支承结构, 应按 391 和 393 节(译注 2)规定的表面载荷产生的铰链力矩的至少 125% 来设计, 但不必超过下列驾驶员操纵力所产生的载荷:

- (1) 在驾驶杆握把上:

- (i) 俯仰, 445 牛(100 磅)。
- (ii) 滚转限制载荷, 178 牛(40 磅)。和

- (2) 在脚蹬上:

航向, 578 牛(130 磅)

- (b) 如果安装双操纵器件, 该相关系统应按驾驶员反向操纵情况进行设计。

- (c) 操纵面质量平衡的配重应设计成:

- (1) 24g 极限载荷, 垂直于操纵面; 和
- (2) 12g 极限载荷, 向前和向后和平行于铰链轴线。

- (d) 对于对称运行, 右和左襟翼应同步。

- (e) 所有主操纵器件在系统中应有止动器, 以承受操纵力、125% 操纵面载荷、或地面突风载荷中的较大值。

- (f) 次操纵器件应按正常运行中驾驶员可能施加的最大操纵力来进行设计。

译注 1: 此处原文为“a reverse airflow”指风从机尾顺航向吹来。

译注 2: 原文为 415 节, 但本标准无 415 节, 应为 393 节。

### 473. 地面载荷情况

(a) 本标准附录 B 重述了适航手册第 523 章附录 C(译注)的基本着陆情况。

(b) 对超轻型飞机本标准附录 B 的基本着陆情况简化如下:

$L = \text{假定机翼升力与飞机重量之比} = 2/3;$

$K = 0.25;$

$n = n_j + 0.67$ , 载荷系数; 和

$n_j = \text{在本节(c)中给出的机轮载荷系数。}$

(c) 机轮载荷系数  $n_j$ ; 可按下列方法计算:

$$n_j = \frac{h+d/3}{ef \times d}$$

此处:

$$h = \text{落震高度厘米(英寸)} = 1.32 \times \sqrt{\frac{M(\text{公斤})g}{S}} \text{厘米} = 3.6 \times \sqrt{\frac{P(\text{磅})}{S}}$$

(英寸)

$d = \text{减震器总行程厘米(英寸)}$

$= d(\text{轮胎}) + d(\text{减震器})$

$ef = \text{减震效率}$

$ef \times d = 0.5 \times d$ , 对轮胎和橡胶或弹簧减震器; 或

$= 0.5 \times d(\text{轮胎}) + 0.65 \times d(\text{减震器})$ , 对液压减震器

如果  $n_j$  大于 3.33, 则所有集中质量(发动机、油箱、座椅、配重等)必须按大于 4 的限制着陆载荷系数  $n(n_j + 0.67 = n)$  来验证。

注: 极限着陆载荷等于本标准中规定的限制载荷乘以通常所用的 1.5 安全系数。

### 485. 侧向载荷情况

主轮的侧向载荷情况(水平姿态)如下:

译注: 加拿大适航手册第 523 章附录 C 与 JAR-VLA《甚轻型飞机的适航要求》附录 C 相同。

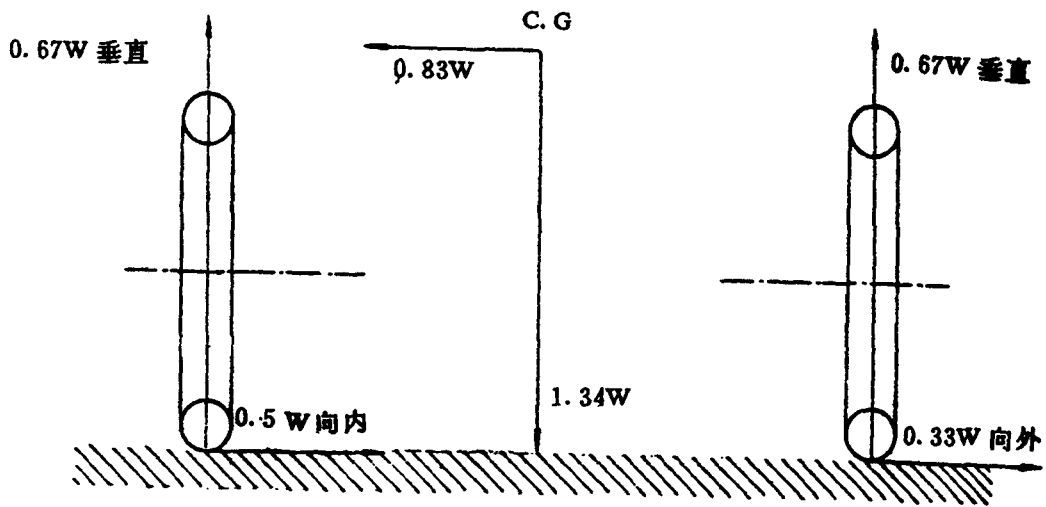
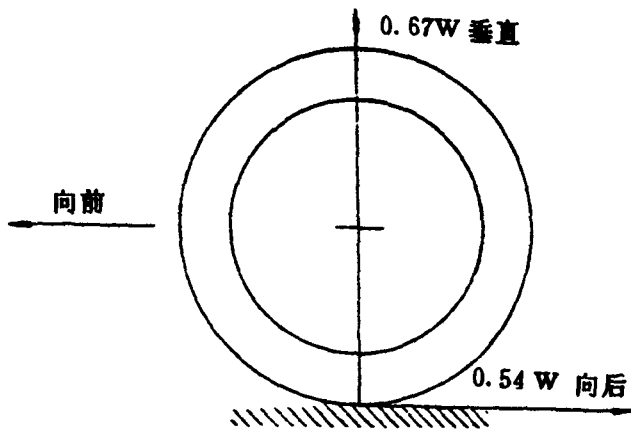


图 6

### 493. 滑行刹车情况

主轮的滑行刹车情况(水平姿态)如下:



### 497. 尾轮补充情况

图 7

尾轮情况(尾沉着陆姿态)如下:

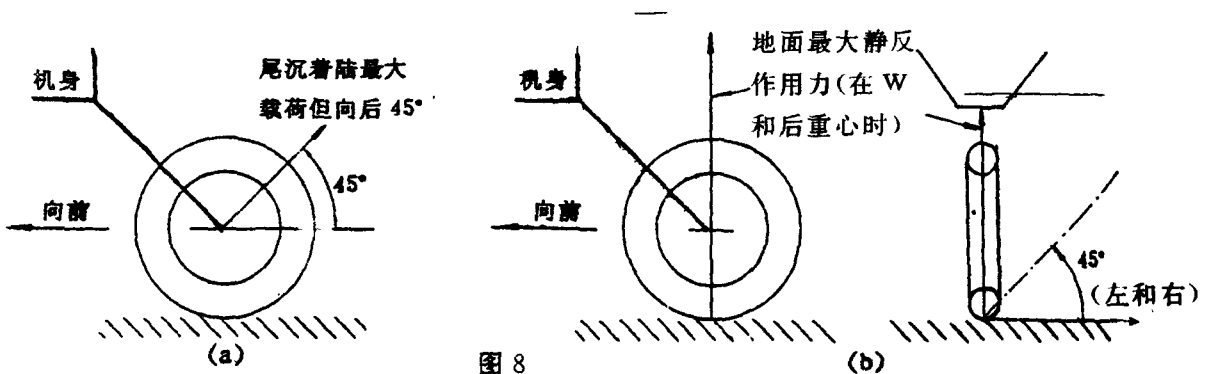


图 8

## 499. 前轮补充情况

前轮补充情况(静态)如下(静载是指重量—重心组合的最大值):

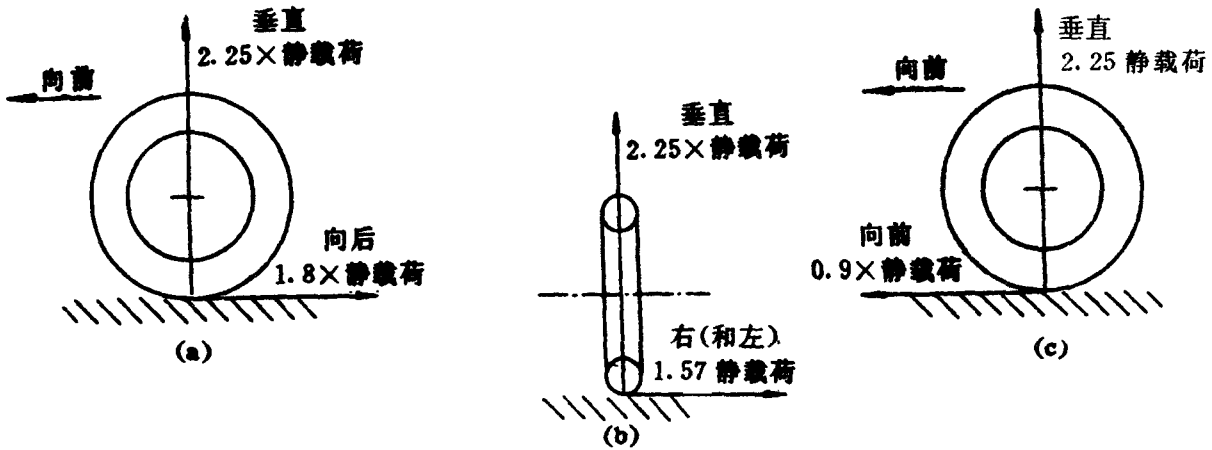


图 9

注:减震器和轮胎均处于静态位置

## 521. 水载荷

(a) 水上飞机和水陆两用飞机的结构必须按飞机在正常运行时很可能出现的任何姿态,在可能遇到的最严重的海情情况下,以相应的向前和下沉速度起飞和着水时所产生的水载荷进行设计。

(b) 除非申请方对水载荷作出合理分析,或使用 ANC—3 标准,或有充分的使用经验可用,否则应采用适航手册第 525 章 § 525.523 到 § 525.537 的规定。(译注)

## 561. 应急着陆情况

结构的设计必须能在应急着陆情况下,当乘员(通过安全带和/或肩带)和其背后的集中重量(如发动机、行李、燃油和配重等)经受下列极限载荷系数相应的静态惯性载荷时,能够保护每位乘员(这些是三种独立的状态)。

(1) 向上  $3g$ ;

译注:加拿大适航手册第 525 章 § 525.523 到 § 525.537。

(2) 向前  $9g$ ; 和

(3) 侧向  $1.5g$ 。

### 563. 系留点

系留点应按飞机在外场所经受的最大风的情况进行设计。如果  $V_R$  是合理的话, 可以采用 393 节定义的  $V_R$ 。

## D 章 设计和构造

### 601. 总 则

任何对安全有重要影响的新的或非常规的设计特征的完整性应通过试验来确认。

### 603. 材料和工艺质量

材料对预期的使用应是适用的和耐久的,并且设计值(强度)必须经选择,以使得由材料变异造成结构强度不够的概率是极不可能的。

### 605. 制造方法

- (a) 制造零部件、组件和航空器的工艺质量应是高标准的。
- (b) 制造方法应能生产出始终完好的结构。
- (c) 在要求有工艺说明书的地方,都应遵守该工艺说明书。

### 607. 自锁螺母

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

### 609. 结构保护

应对结构进行保护,以防气候、腐蚀和磨损等的影响,还应有适当的通风和放液措施。

### 611. 可达性

对主要结构和操纵系统检查、调整、维护和修理,应提供可达性。

## 629. 颤振

应表明飞机任何部分在直到  $1.1V_{NE}$  的整个速度范围内,不发生严重抖动、过大振动、颤振(用适当的方法诱导这种情况),也无操纵反效和发散现象。(注:参照 FAA 咨询通报 23.629-1A-对 23.629 节颤振的符合性方法)

## 641. 机翼强度符合性的证明

机翼强度应用保守的分析、或试验或两者组合的方法验证。仅当结构符合经验已表明这种方法对此类结构为可靠的情况下,才可以仅采用结构分析的方法。

## 683. 操纵系统—操作试验

必须用功能试验表明,当操纵系统承受从驾驶舱作用的 395 节规定的驾驶员操纵力时,能避免卡阻、过度摩擦和过度变形。

## 771. 驾驶舱

应提供驾驶员舒适性、良好视界(仪表、标牌和向外视界)、可达性、出口(防火)、和对所有操纵器件的可达性以便飞机平稳和良好地运行,以及在应急着陆中尽可能保护驾驶员的能力(见 561 节)。

## E章 动力装置

### 901. 安装

动力装置的安装应易于检查和维护。动力装置安装到机体的接头是结构的组成部分,应承受适用的载荷系数。

### 903. 发动机

除非有可靠的和充分的使用经验,否则动力装置(发动机、减速器、螺旋桨排气管和其它附件)应该符合适航手册第 522 章的要求、NASAD 发动机标准,或等效的技术规范。(译注)

### 965. 燃油箱试验

燃油箱应加压到 24.13 千帕(3.5 磅/英寸<sup>2</sup>、8 英尺水柱)进行压力试验,同时其安装应承受规定的载荷系数。

### 975. 燃油箱通气

应提供飞行中不产生虹吸的燃油箱通气口。

### 997. 燃油滤网或燃油滤

燃油系统中应有易于放液和/或清洗和更换的燃油滤。

### 1093. 进气系统防冰

如果发动机要求,应用预热空气来防止汽化器结冰。

译注:加拿大适航手册第 522 章为《滑翔机和动力滑翔机的适航标准》(以 JAR22 为基础并结合加拿大的更改)

## F 章 设 备

### 1303. 飞行和导航设备

(a) 所需的仪表如下：

(1) 空速指示器(见 1583(a)款)；

(2) (备用)。

(b) 荐用的飞行和导航仪表如下：

(1) 高度表；和

(2) 磁罗盘。

### 1305. 动力装置仪表

(a) 所需的动力装置仪表如下：

(1) 燃油量指示器；

(2) 转速表(RPM)；

(3) 发动机“切断”开关；和

(4) 发动机制造人要求的发动机仪表。

### 1307. 其它设备

若装有电气系统,则应提供总开关和电气保护装置。电池的安装应能承受适用的载荷系数且能防止腐蚀。

### 1413. 安全带和肩带

乘员座椅安全带、肩带及其连接、行李舱和限动器应按适用的载荷系数设计。

## G 章 使用限制和资料

### 1501. 总则

应按第 1519 至 1585 的规定,确定使用限制以及其它安全运行所需的资料并可供飞行员使用。

### 1519. 重量和重心

应提供重量和重心限制(包括基准和定水平的资料)。

### 1521. 动力装置限制

应提供动力装置限制。

### 1529. 持续适航文件

应提供检查用的维护资料。

### 1555. 操纵器件标志

每个操纵器件(除主操纵器件外)应有适当的标牌。

### 1557. 其它标记和标牌

行李和压舱物位置等应适当地标明。

### 1581. 飞机手册

每架飞机或成套组件应具有本标准规定资料的“用户手册”和/或用标牌标在飞机上的资料。

### 1583. 使用限制

- (a) 应提供下列指示空速 (IAS) 的资料；
  - (1) 飞机总重时的失速速度 ( $V_{S1}$ )；
  - (2) 襟翼伸展速度范围 ( $V_{SO}$ 至  $V_F$ )；
  - (3) 机动速度 ( $V_A$ )；和
  - (4) 不可超越速度 ( $V_{NE}$ )。
- (b) 应提供载荷系数、禁止的机动和使用限制。

### 1585. 使用程序

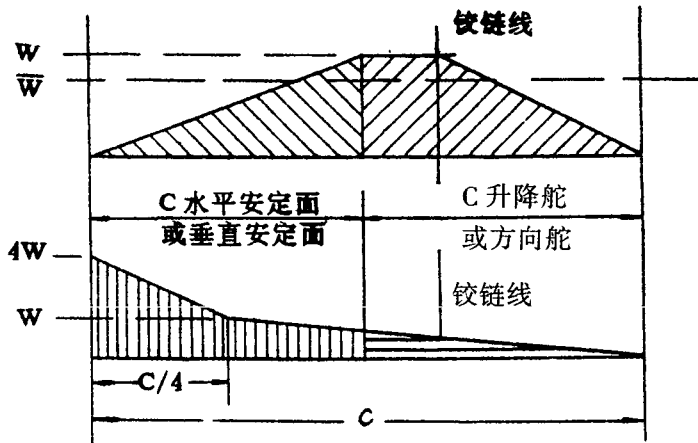
应提供下列使用程序和操作资料：

- (a) 装载程序所要求的乘员、行李、燃油、压舱物、重量和重心及其限制；
- (b) 飞行前检查；
- (c) 发动机起动；
- (d) 滑行；
- (e) 起飞；
- (f) 以  $V_x$  和  $V_y$  的爬升；
- (g) 巡航；
- (h) 进近；
- (i) 着陆；
- (j) 侧风和风限制；
- (k) 中断着陆程序；
- (l) 失速和尾旋资料，以及其它对飞行员有用的资料。
- (m) 在各种重量、重心、高度和气温下的性能；
- (n) 起飞和着陆距离、爬升率、巡航速度、转速和燃油耗油量；和
- (o) 系留说明。

## 附录 A 操纵面载荷(参照 351 和 391)

A. 1 对称平尾和垂尾气动载荷: ( $C_n=0.7, V_A$ )

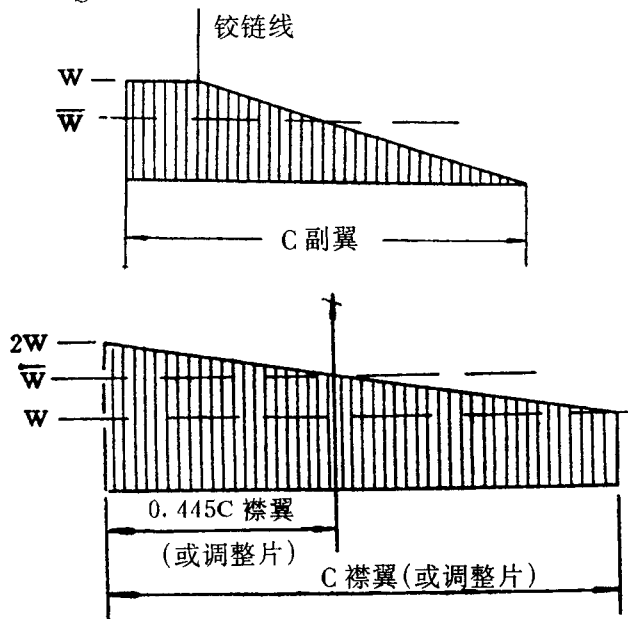
$$\pm \bar{W} = 4.8 + 2.1 \frac{W}{S}, \text{但大于 } 12 \text{ 磅/平方英尺(译注)}$$



A. 2 平尾非对称气动载荷: 在一侧上为  $100\% \bar{W}$ , 另一侧为  $65\% \bar{W}$

A. 3 副翼气动载荷: ( $C_n=0.6, V_A$  时)

$$\pm \bar{W} = 1.8 \frac{W}{S}, \text{但大于 } 12 \text{ 磅/平方英尺}$$



译注: 原文误为  $\pm \bar{W} = 4.8 - 2.1 \frac{W}{S}$

A. 4 襟翼气动载荷:

(a)  $\bar{W}$  向上 =  $2.5 \frac{W}{S} \frac{C_{n_{\text{襟翼}}}}{1.6}$ , 但大于 12 磅/平方英尺。

(对于常规襟翼, 可使用  $C_{n_{\text{襟翼}}} = 1.6$ )

(b)  $\bar{W}$  向下 =  $\bar{W}$  向上 / 4

A. 5 配平调整片气动载荷: ( $C_n = 0.6$  在  $V_D$  时, 或 1.35, 在  $V_A$  时)

$\pm \bar{W} = 4 \frac{W}{S}$ , 但大于 12 磅/平方英尺

与襟翼相同的载荷分布

注: 对于设计速度大于本标准规定的速度的情况, 见第 523 章附录 A。

(译注)

A. 6 减速板和扰流板气动载荷: ( $C_n = 1.35$ , 在  $V_A$  时)

(在直到标注速度  $V_{SP}$  时使用)

$\bar{W} = 4 \frac{W}{S} \left[ \frac{V_{SP}}{V_A} \right]^2$ , 但大于 12 磅/平方英尺

矩形分布。

译注: 参见前面译注。

## 附录 B 基本着陆情况(参见 473 节)

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	523.479 (a) (1)	523.481 (a) (1)	523.479(a) (2) (i)	523.479(a) (2) (ii)	523.481 (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	O	KnW	KnW	O
重心处侧向分量	O	O	O	O	O
减震支柱伸长 (液压式减震器)	注 2	注 2	注 2	注 2	注 2
减震支柱压缩量 (橡皮或弹簧减震器)	100%	100%	100%	100%	100%
轮胎压缩量	静态	静态	静态	静态	静态
主轮载荷(两个 轮) $V_r$	$(n-L)W$	$(n-L)Wb/d$	$(n-L)Wa'/d'$	$(n-L)w$	$(n-L)w$
$D_r$	KnW	O	$knwa'/d'$	knw	O
尾(前)轮载荷 $V_f$	O	$(n-L)Wa/d$	$(n-L)wb'/d'$	O	O
$D_f$	O	O	$knwb'/d'$	O	O
注	1,3,4	4	1	1,3,4	3,4

(为了使用人方便,这里重述了适航手册第 523 章的要求)。

注 1:K 可以确定如下:对  $W \leq 3000$  磅,  $K=0.25$ ;对  $W \geq 6000$  磅,  $K=0.33$ 。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相应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 523.725(b)

注 5:n 为飞机重心处的限制惯性载荷系数,取自 523.473(d)、(f)和(g)。

译注:适航手册第 523 章参见前面的译注。

## 附录 B 基本着陆情况

