



中国民用航空总局

## 咨询通告

---

编 号: AC-25-01R2

生效日期: 2001年5月14日

# 中国民用航空规章第25部 修订说明

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-25-01R2

生效日期: 2001年5月14日

批准人: 王 中

## 中国民用航空规章第25部 修订说明

---

### 目 录

第一次修订说明 .....	(1)
第二次修订说明 .....	(35)
第三次修订说明 .....	(59)

# 第一次修订说明

## (1990年8月8日)

### 1 背景

《中国民用航空条例第25部(运输类飞机适航标准)》是中国民用航空总局发布的第一部适航标准。自1985年12月31日发布以来,已用于国产Y7飞机的型号合格审定和多种进口飞机的型号认可审查。该标准的发布对提高民用飞机安全水平、促进民航事业的发展起着重要作用。

然而,适航标准应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而不断发展和更新。近年来国际上运输类飞机适航性研究和标准制定有新的进展。美国联邦航空局对FAR25进行了9次修订,其内容主要涉及材料燃烧和发烟特性、乘客应急撤离、坠损安全性、驾驶舱录音机和飞行记录器的安装等方面。这些修订对提高运输类飞机的固有安全性无疑有积极意义。

为保持我国适航标准与各国适航标准在安全水平上的一致性,促进我国民航事业的发展并有利于国际交往,民航局适航司于1989年3月委托民航局第一研究所进行《中国民用航空条例第25部》的修订工作。

按国内各有关方面早已议定的意见,即以美国联邦航空条例作为制定我国适航标准的蓝本,本次修订主要参考FAA Amdt.25—58至Amdt.25—66。

以民航局第一研究所提供的讨论稿为基础,于1989年8月在山东威海、10月在北京先后召集了两次征求意见会,会议邀请了航空航天部数十名有关人士,其中包括多名参加过中国民用航空条例第25部编写的专家。与会代表就修订部分的文字和技术内涵以及实施的可行性和难点等进行了充分的讨论,并提出意见和建议。与会代表普遍认为对第25部修订很有必要,而我国开展适航工作以来航空工业部门和民航局适航部门所积累的经验将有助于新标准的实施;并且认为对诸如

座椅和约束系统动力试验、材料燃烧和发烟特性试验等新要求一旦列入我国适航标准，将更能引起有关方面的重视，从而激励我国航空技术研究进入新领域和走向高水平。

《中国民用航空规章第 25 部运输类飞机适航标准第一次修订 (CCAR—25 Amdt.25—1)》于 1990 年 7 月 18 日由中国民用航空总局胡逸洲局长批准，正式发布。

## 2 修订内容

### 2.1 中国民用航空条例第 25 部改称中国民用航空规章第 25 部

按《中国民用航空局法规起草、制定程序的规定》，原《中国民用航空条例第 25 部》改称为《中国民用航空规章第 25 部》

### 2.2 地板附近应急撤离通道标记

现行标准所要求提供的应急照明是在座椅扶手高度上，而且通常由安装于客舱天花板的灯来提供。使用经验表明，现行标准能有效保证在紧急情况下和合理的延后时间之内，飞机的主走道、横向走道、客舱走道和应急出口足以使人群迅速撤离。但是从飘浮热烟气充满客舱上部且扩展至接近地板高度并遮蔽上部灯光之时起至客舱内无法存活这一短暂时间，现行标准未能予以覆盖。由于上述情况直接影响乘客安全撤离，因此希望在飞机设计时予以重视，并采用灯、灯和反光物体或其他方式作为地板附近应急撤离通道标记。

本次修订要求提供地板附近应急撤离通道标记，当客舱走道地板 1.2 米以上的光源完全被遮蔽时，指导乘客应急撤离。在黑夜情况下该标记系统应使每一乘客：(1)离座后目视识别沿客舱走道的应急撤离通道；(2)仅参照标记系统和地板以上、1.2 米以下的舱内视觉特征迅速识别应急撤离通道出口。标记系统的性能应按 § 25.803 的要求进行应急撤离演示。

修订条款为 § 25.812。

### 2.3 批准起飞推力自动控制系统 ATTCS 的标准

ATTCS 系统的作用是当起飞期间单发失效时将其余工作发动机的推力(或功率，下同)自动调至最大推力状态。若安装 ATTCS 系统，则正常全发起飞推力必须小于最大审定推力。从 1976 年以来，美国联邦航空局一直将安装 ATTCS 系统作为飞机的新颖设计特点并制定了

专用条件。

本次修订规定了在 ATTCS 系统控制下发动机推力增量的限制；规定了 ATTCS 系统的可靠性；要求能对系统状态进行监控；要求能由手动调至最大推力。本次修订还要求自动或手动调至最大推力不会造成超过发动机工作限制；在飞机固有运行特点不能对机组给出清晰警告的情况下要求单独安装发动机失效警告装置。此外本次修订还规定了“临界时间间隔”，以便提供统一的和可接受的概率计算基础。

新增条款为 § 25.904 和附录 I。

#### 2.4 改进座椅安全性标准

国内外事故调查和研究表明，有必要进一步提高座椅和约束系统设计的要求，使得飞机万一发生应急着陆或轻度坠损情况时，乘员受伤程度减至最小。

本次修订提高了现行 § 25.561 规定的应急着陆情况下乘员所受到的向上、向下和侧向极限惯性力，增加了向后极限惯性力的要求。新增加 § 25.561(d)，要求在各种极限惯性力作用下，座椅和质量项目（及其支撑结构）不得变形以至妨碍乘员相继迅速撤离。

本次修订还增加 § 25.562 应急着陆动力要求。要求通过两种动力试验演示座椅和约束系统的结构性能和乘员的响应，其中一种试验是模拟以高下降率着陆所造成的垂直方向和纵向冲击载荷，另一种是模拟与地面障碍物相撞，以纵向载荷为主的冲击载荷。试验时使用拟人试验模型(ATD)、测量模型脊柱最大压缩载荷和模型股骨最大压缩载荷并计算头部伤害判据(HIC)。

拟人试验模型可参照美国 49CFR572B 分部。头部伤害判据可参考美国机动车安全标准 49CFR571.208。

#### 2.5 驾驶舱录音机和飞行记录器

本次修订明确和新增了驾驶舱录音机和飞行记录器的安装要求。

修订条款为 § 25.1457 和 § 25.1459。

#### 2.6 噪声标准

为将运输类飞机适航标准与噪声标准联系起来，本次修订新增 § 25.25(a)(3)，要求飞机重量符合噪声审定的重量限制。

#### 2.7 防火安全标准

舱内材料的防火性能对于在飞机失事情况下保护乘员生命安全是至关重要的。最近一段时期,防火安全标准一直是美国联邦航空局和各国适航当局在适航性研究方面的重点之一。在最近美国联邦航空局发布的 FAR25 的 9 次修正案中有 4 次与材料的防火性能有关。

本次修订对现行标准中 § 25.853、§ 25.855 和 § 25.857 进行了更改,并将附录 F 改为附录 F 第 I 部分,另外新增加了附录 F 第 II 至第 V 部分。在新增的这几部分中,对座椅垫的可燃性、货舱衬垫抗火焰烧穿性、货舱材料热释放速率、舱内材料发烟特性的测定规定了接受准则、试验方法和试验设备。

目前国内对上述材料燃烧特性的测试技术正在探索之中,试验设备正在引进或研制,与之有关的工业部门标准尚在制定阶段。考虑到以上情况和其他原因,故仅将附录 F 第 II 至第 V 部分中的接受准则列入本次修订的正文,而将附录 F 第 II 至第 V 部分的全文作为本咨询通告的附录供有关部门参照执行。

2.8 对第 25 部中印刷错误进行第一次勘误。

### 3 适用性说明

3.1 本次修订内容适用于生效日期后申请型号合格证的飞机。

3.2 § 25.812 中应急撤离通道标记内容对已投入营运的运输类飞机有追溯性要求,加装工作可参照有关适航指令(AD)执行。

3.3 § 25.561、§ 25.562、§ 25.785 中修订内容不适用于在本次修订生效日期前其原型已申请过型号合格证而在生效日期后申请型号合格证更改的派生型号飞机。

3.4 对于已投入营运的运输类飞机,附录 F 第 II 部分要求在生效后三年内满足,附录 F 第 IV、第 V 部分要求在生效后两年内满足。

### 4 修订参考资料

本次修订参考了美国联邦航空条例第 25 部(FAR25)的下列 9 项修正案:

修正案编号	标 题	生效日期
Amdt.25 — 58	地板附近应急撤离通道标记	1984.11.26

Amdt.25 — 59	航空器座椅垫的可燃性要求	1984.11.26
Amdt.25 — 60	货舱和行李舱的防火要求	1986.6.16
Amdt.25 — 61	改进运输类飞机舱内材料的可燃性标准	1986.8.20
Amdt.25 — 62	批准起飞推力自动控制系统	1987.12.9
Amdt.25 — 63	航空器噪声审定标准	1988.5.6
Amdt.25 — 64	改进的座椅安全性标准	1988.6.16
Amdt.25 — 65	驾驶舱录音机和飞行记录器	1988.10.11
Amdt.25 — 66	改进运输类飞机舱内材料的可燃性标准	1988.9.26

## 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) 必须至少试验三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) **试验条件** 座椅靠垫顶部处垂直气流速度平均应为  $0.13 \pm 0.05$  米/秒( $25 \pm 10$  英尺/分)。座椅坐垫正上方处水平气流速度应低于 0.05 米/秒(10 英尺/分)。气流速度应在通风罩工作、燃烧器马达关闭时测量。

(c) 试样

(1) 每一试验必须使用包括一个座椅坐垫和一个座椅靠垫的一组试样。

(2) 坐垫试样必须为  $457 \pm 3$  毫米( $18 \pm 1/8$  英寸)宽  $\times$   $508 \pm 3$  毫米( $20 \pm 1/8$  英寸)长  $\times$   $102 \pm 3$  毫米( $4 \pm 1/8$  英寸)厚, 不包括织物包边和接缝重叠。

(3) 靠垫试样必须为  $457 \pm 3$  毫米( $18 \pm 1/8$  英寸)宽  $\times$   $635 \pm 3$  毫米( $25 \pm 1/8$  英寸)高  $\times$   $51 \pm 3$  毫米( $2 \pm 1/8$  英寸)厚, 不包括织物包边和接缝重叠。

(4) 试验前, 试样必须置于  $21 \pm 2.8^\circ\text{C}$  ( $70 \pm 5^\circ\text{F}$ ) 和  $55 \pm 10\%$  相对湿度的环境中至少 24 小时。

(d) **试验设备** 试验设备的安装见图 1 至图 5, 必须包括本节所述各部件。设备的次要细节可根据所用燃烧器型别而改变。

(1) **试样固定架** 试样固定架由角钢构成, 如图 1 所示。固定架腿长  $305 \pm 3$  毫米( $12 \pm 1/8$  英寸)。必须按图 2 所示在固定架上固定坐垫和靠垫试样。固定架还应包括一个衬有铝箔、适于盛滴落物的盘子, 铝箔无光泽面朝上。

(2) **试验燃烧器** 用于试验的燃烧器必须符合以下各项要求:

(i) 是改进的喷枪型;

(ii) 有一喷射角为  $80^\circ$  的喷嘴, 其在 6895 千帕(7.0 公斤/厘米<sup>2</sup>, 100 磅/英寸<sup>2</sup>)时的名义流量值为 0.142 升/分(2.25 美加仑/小时);

(iii) 在喷管端部装有一长 305 毫米(12 英寸)的燃烧器锥形筒, 开口为 152 毫米(6 英寸)高, 280 毫米(11 英寸)宽, 如图 3 所示;

(iv) 有一燃烧器燃油压力调节阀, 调节到在输送试验所要求的美标 2 号煤油或等效燃油时名义流量值为 0.126 升/分(2.0 美加仑/小时)。

下述燃烧器和报告可供参考:

燃烧器: Lennox OB-32 型、Carlin 200CRD 型和 Park DPL3400 型;

报告:

(1) 动力装置工程报告 No.3A 软管组件的标准燃烧试验设备和程序, 1978 年 5 月。

(2) 报告 No.DOT/FAA / RD / 76 / 213 重新评价用于阻燃试验的燃烧器特性, 1977 年 1 月。

(3) **热流计**

(i) 用于试验的热流计必须为 0—17.0 瓦/厘米<sup>2</sup>(0—15.0 英热单位/英尺<sup>2</sup>·秒), 精度 $\pm 3\%$ , 装在 152 毫米 $\times$  305 毫米(6 英寸 $\times$  12 英寸) $\times$  19 毫米(3/4 英寸)厚的硅酸钙隔热板上。该板固定在角钢托架上。在校准燃烧器时放在试样固定架上, 如图 4 所示。

(ii) 由于隔热板在使用中的碎裂可能使热流计偏斜, 所以必须监测热流计。必要时, 用垫片调整固定以确保热流计表面与隔热板的外露表面齐平, 且平行于燃烧器锥形筒的出口。

(4) **热电偶** 用于试验的 7 根热电偶必须是具有 1.6—3.2 毫米(1/16—1/8 英寸)的金属护套、瓷管包封、采用美国线规(AWG)22—30 号名义尺寸导线接壳的 K 型热电偶。7 根热电偶必须连接到角钢托架上构成一个热电偶梳, 以便在燃烧器校准时置于试样固定架上(如图 5 所示)。

(5) **设备安装** 试验燃烧器必须固定在适用支架上, 使燃烧器锥形筒出口距试样固定支架的一边为  $102 \pm 3$  毫米( $4 \pm 1/8$  英寸), 燃烧器支架应能使燃烧器在预热阶段转离试样固定架。

(6) **数据记录** 必须使用量程合适的记录电位计或其他适用的校准过的仪表以测量和记录热流计和热电偶的输出值。

(7) **重量标度** 必须使用具有适当程序、精度在 9 克(0.02 磅)以内、能确定每组座椅垫试样试验前后重量的称重装置, 最好采用连续称重系统。

(8) **计时装置** 必须使用秒表或其他装置(校准到 $\pm 1$  秒)测量施加火焰时间和自熄时间或试验持续时间。

(e) **设备准备** 校准前, 所有仪器必须处于工作状态。将燃烧器燃油调至(d)(2)规定值。

(f) **校准** 为保证燃烧器输出正确的热量, 必须进行下列测试(如图 4 所示):

(1) 把热流计置于试样固定架上, 距燃烧器锥形筒出口  $102 \pm 3$  毫米( $4 \pm 1/8$  英寸)。

(2) 打开燃烧器, 预热 2 分钟, 调整燃烧器空气进气调节阀使热流计读数为  $11.9 \pm 0.6$  瓦 / 厘米<sup>2</sup> ( $10.5 \pm 0.5$  英热单位 / 英尺<sup>2</sup> · 秒), 以保证已达到的稳定状态。关闭燃烧器。

(3) 用热电偶梳代替热流计(图 5)。

(4) 打开燃烧器使热电偶读数为  $1038 \pm 56^{\circ}\text{C}$  ( $1900 \pm 100^{\circ}\text{F}$ ), 以保证已达到的稳定状态。

(5) 如果热流计和热电偶的读数超出上述规定范围, 重复(1)至(4)步骤并调整燃烧器空气进气调节阀直到获得正确读数。应经常使用热电偶梳和热流计以保持和记录已校准的试验参数, 除非该套设备的一致性被证实, 否则每次试验均应进行校准。在确认其一致性后, 可以在试验前进行预试校准和试验后进行校准核查的条件下进行若干次试验。

(g) **试验程序** 必须按下述程序试验每组试样的可燃性:

(1) 记录每组座椅坐垫和靠垫试样的重量。精确到 9 克(0.02 磅)。

(2) 按图 2 所示, 将坐垫和靠垫试样固定在试样固定架上, 靠垫试样固定在固定架上部。

(3) 将燃烧器转到试验位置并保证燃烧器锥形筒到坐垫试样一侧的距离为  $102 \pm 3$  毫米( $4 \pm 1/8$  英寸)。

(4) 将燃烧器转离试验位置。打开燃烧器工作 2 分钟, 使燃烧器锥形筒充分预热并使火焰稳定。

(5) 开始试验, 将燃烧器转到试验位置, 同时启动计时装置。

(6) 座椅垫试样置于燃烧器火焰中 2 分钟, 然后关闭燃烧器, 立即将燃烧器转离试验位置。座椅垫置于火焰中 7 分钟后, 使用气体灭火剂(即卤化物或二氧化碳)终止试验。

(7) 称量固定架上座椅垫试样组残余物(不包括滴落物)的重量, 精确到 9 克(0.02 磅)。

(h) **试验报告** 对进行符合性试验的座椅垫, 其所有试样组均必须记录下述数据:

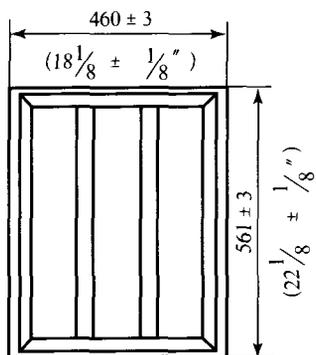
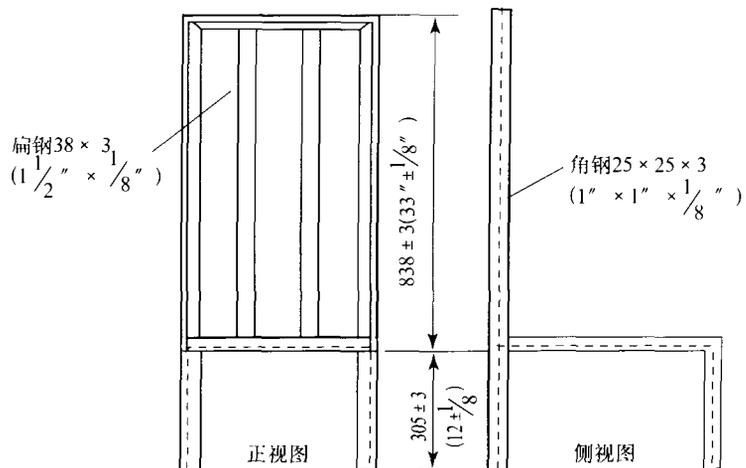
(1) 试样的识别标记和说明。

(2) 试样组的数目。

(3) 每组试样的原始重量和剩余重量。计算每组试样的百分比重

量损失和所有试样组的平均百分比重量损失。

(4) 每组试样的烧焦长度。



顶视图

注：所有连接为焊接；扁钢为对接焊；所有尺寸为内侧尺寸(毫米)

图1 试验固定架

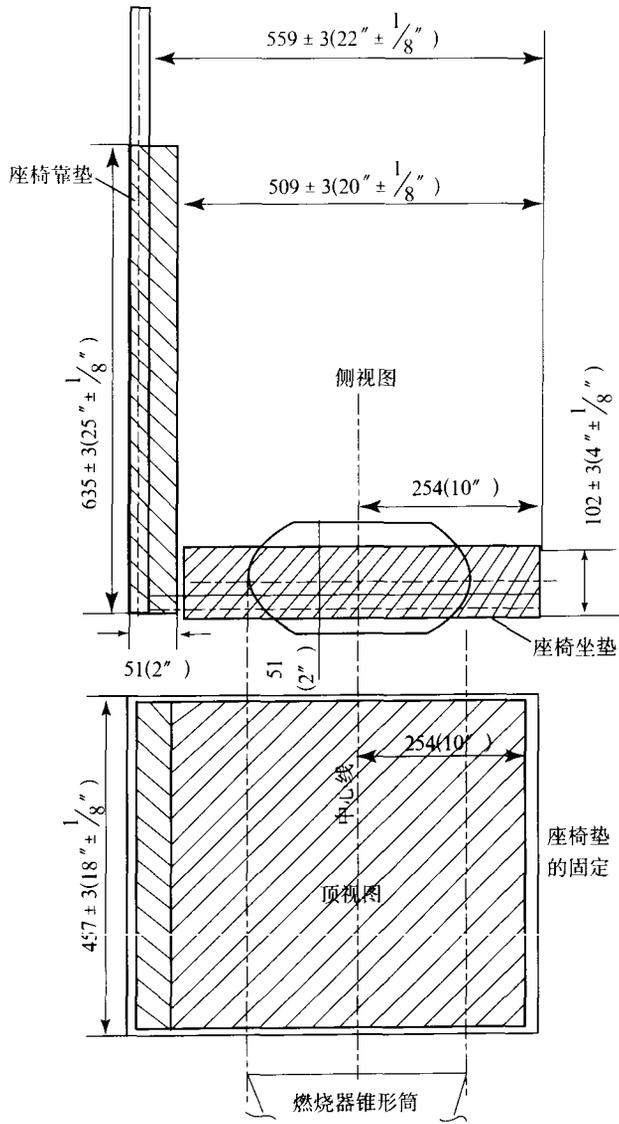
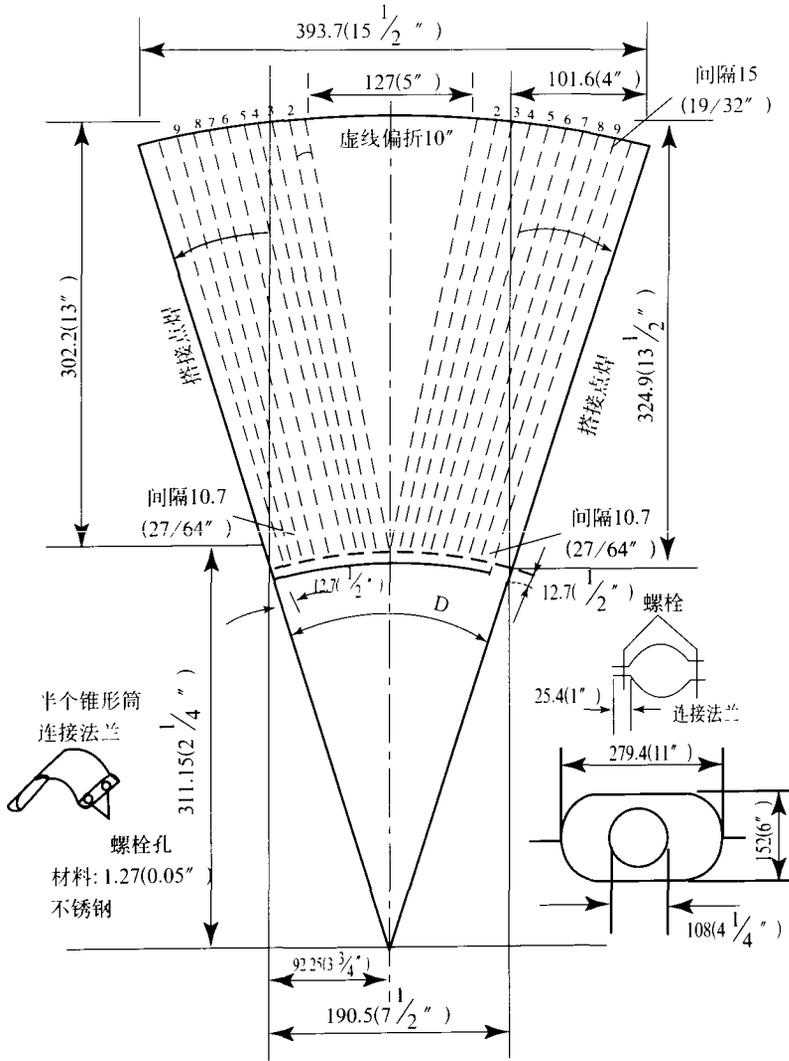


图2 试样固定架视图 (毫米)



注: 图示为半个锥形筒展开图; 另一半在点焊搭接处焊上。

图3 FAA软管试验燃烧器锥形筒展开图 (毫米)

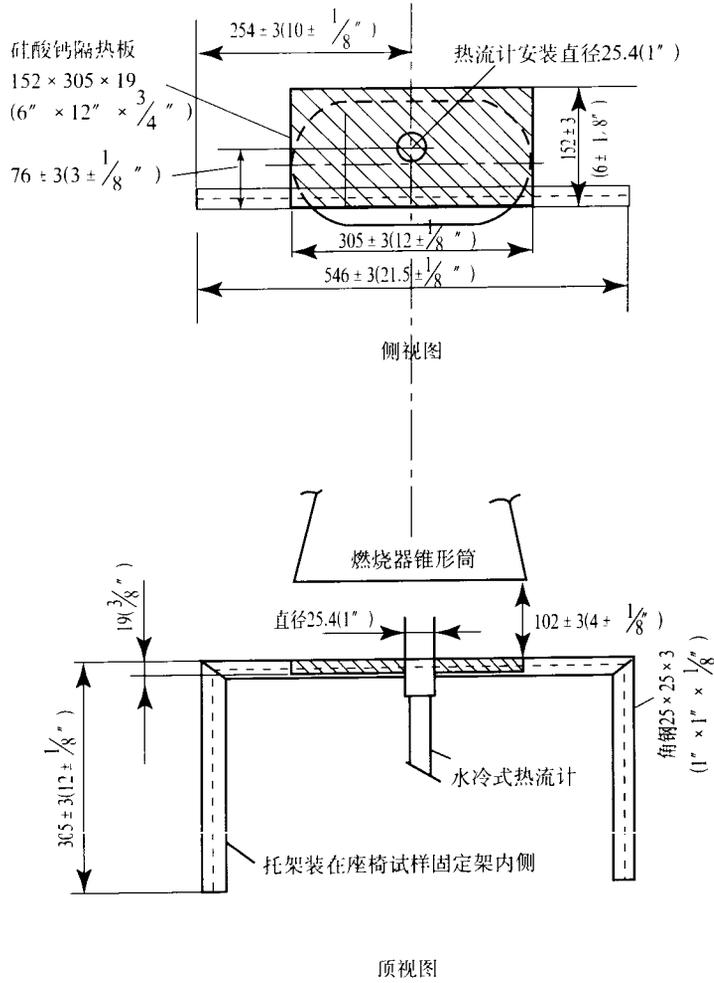


图4 热流计托架 (毫米)

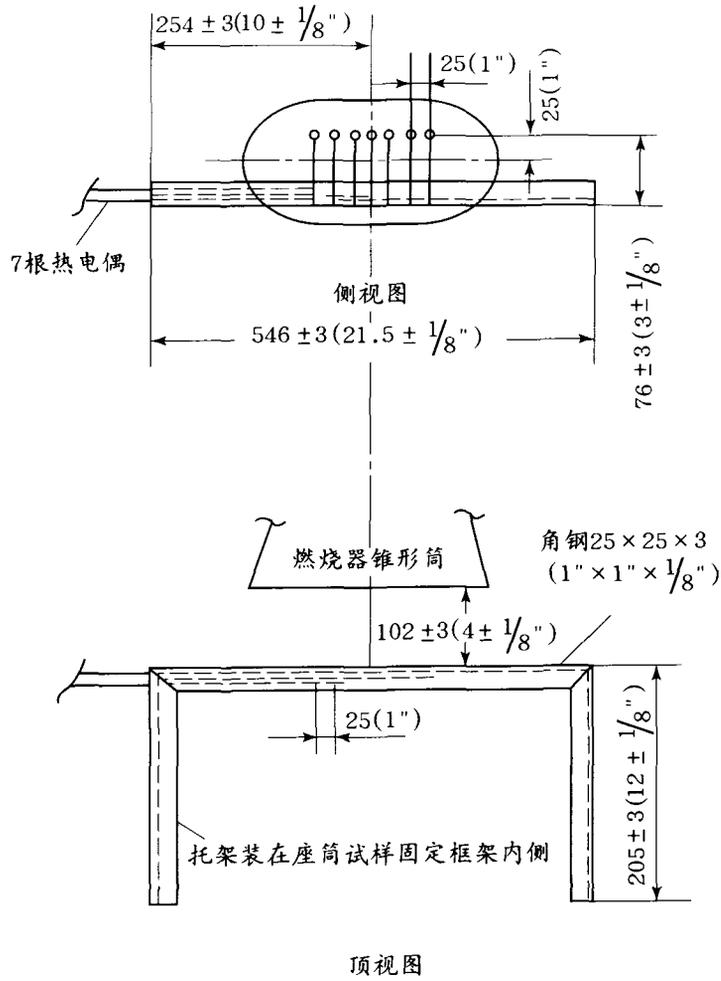


图5 热电偶梳托架 (毫米)

## 附录 F

### 第三部分

#### 确定货舱衬垫抗火焰烧穿性的试验方法

(a) **接受准则**

- (1) 必须至少试验三块货舱侧壁或天花板衬垫板试样。
- (2) 每一试样必须模拟侧壁或天花板衬垫板, 包括其失效会影响衬垫安全包容火焰能力的任何设计特征, 如接合部位、照明装置等。
- (3) 施加火焰后5分钟内, 任何试样均不得被烧穿, 且在水平试样上表面上方102毫米(4英寸)处测得的峰值温度不得超过204℃(400°F)。

(b) **方法概述** 本方法提供实验室检测程序, 用于测定货舱衬垫材料在0.126升/分(2美加仑/小时)美标2#煤油或等效燃油的燃烧器火源下的抗火焰烧穿能力。天花板和侧壁衬垫板可以单独进行试验, 但需用一块挡板来模拟另一者。任何通过了天花板衬垫板试样试验的衬垫板都可以用作侧壁衬垫板。

(c) **试样**

- (1) 试样尺寸必须为 $406 \pm 3$ 毫米 $\times$  $610 \pm 3$ 毫米( $16 \pm 1/8$ 英寸 $\times$  $24 \pm 1/8$ 英寸)。
- (2) 试验前, 试样必须置于 $21 \pm 2$ ℃( $70 \pm 5$ °F)和 $55 \pm 5\%$ 相对湿度环境中至少24小时。

(d) **试验设备** 试验设备必须包括本节所述的各部件, 如本附录第II部分图3和第III部分图1至图3所示。设备的次要细节可依据所用燃烧器的型别而改变。

- (1) **试样固定架** 试样固定架由角钢构成, 如本部分图1所示。
- (2) **试验燃烧器** 用于试验的燃烧器必须符合以下各项要求:
  - (i) 是改进的喷枪型。
  - (ii) 使用合适的喷嘴并保持油压以输出0.126升/分(2美加仑/小时)燃油流量。例如, 名义额定值为0.142升/分(2.25美加仑/小时)的80度喷嘴, 其在586千帕(6.0公斤/厘米<sup>2</sup>; 85磅/英寸<sup>2</sup>)时的流量值

为0.128升/分(2.03美加仑/小时)。

(iii)在喷管端部装有一个长305毫米(12英寸)的燃烧器锥形筒,其开口为152毫米(6英寸)高,280毫米(11英寸)宽,如本部分图3所示。

(iv)有一个燃油压力调节阀,调节到在输送美标2#煤油或等效燃油时名义流量值为0.126升/分(2.0美加仑/小时)。

下述燃烧器和报告可供参考: 燃烧器: Lennox OB-32型、Carlin 200CRD型和Park DPL3400型;

报告: FAA 动力装置工程报告 No.3A 软管组件的标准燃烧试验设备和程序, 1978年3月。

### (3) 热流计

(i) 用于试验的热流计必须是量程适当的全热通量金属薄片型 Gardon 计(大约0—17.0瓦/厘米<sup>2</sup>(0—15.0英热单位/英尺<sup>2</sup>·秒))。热流计必须固定在一个152毫米×305毫米(6英寸×12英寸)×19毫米(3/4英寸)厚的隔热板上。该板固定在角钢托架上以便在烧器校准时放置于试样固定架上, 如本部分图2所示。

(ii) 必须监测隔热板是否损坏, 必要时用垫片调整固定, 以确保热流计表面平行于试验燃烧器锥形筒出口。

(4) **热电偶** 试验用的7根热电偶必须具有1.6毫米(1/16英寸)陶瓷套管, 采用美国线规(AWG)30号名义尺寸导线接壳的K型热电偶。7个热电偶必须连接到角钢托架上构成一个热电偶梳, 以便在燃烧器校准时放置于试样固定架上, 如本部分图3所示。

(5) **设备安装** 试验用燃烧器必须固定在一个适当支架上, 使燃烧器锥形筒出口距天花板衬垫板和侧壁衬垫板的距离分别为203毫米(8英寸)和51毫米(2英寸), 燃烧器支架应能使燃烧器在预热阶段转离试样。

(6) **测试仪器** 必须使用量程适当的记录电位计或其他适用的仪表以测量并记录热流计和热电偶的输出值。

(7) **计时装置** 必须使用秒表或其他装置测量施加燃焰时间和烧穿时间(如发生烧穿)。

(e) **设备准备** 校准前, 所有仪器必须处于工作状态并使其稳定。燃烧器燃油流量必须调节至(d)(2)规定值。

(f) **校准** 为保证燃烧器输出正确的热量, 必须进行下列测试:

(1) 从喷管端部拆去燃烧器锥形筒, 在不接通燃油或点火器未打开的情况下打开燃烧器的增压部分, 在喷管开口表面的中心部位用热线风速表测定空气流速, 调节空气进气调节阀使空气流速在 7.87—9.14 米/秒(1550—1800 英尺/分)范围内。如果在喷管出口使用了调整片, 则测试前必须拆下, 重新装上喷管的锥形筒。

(2) 按本部分图 2 所示, 将热流计放置在试样固定架上, 距燃烧器锥形筒出口 203 毫米(8 英寸), 以模拟水平试样所在位置。

(3) 打开燃烧器, 预热 2 分钟, 调节空气进气调节阀, 使热流计的读数为  $9.1 \pm 0.6$  瓦/厘米<sup>2</sup>( $8.0 \pm 0.5$  英热单位/英尺<sup>2</sup>·秒)。

(4) 用热电偶梳代替热流计(见本部分图 3)。

(5) 打开燃烧器, 使 7 根热电偶的读数均为  $927 \pm 38^\circ\text{C}$  ( $1700 \pm 100^\circ\text{F}$ ), 从而确保已达到稳定状态。如果温度超出上述规定范围, 重复步骤(2)至(5)直到获得正确的读数。

(6) 关闭燃烧器并移开热电偶梳。

(7) 重复步骤(1)以保证燃烧器在正确的工作范围内。

(g) **试验程序**

(1) 在水平(天花板)试样上方 102 毫米(4 英寸)处安装一与上述校准中所用热电偶同型号的热电偶, 应放置在燃烧器锥形筒中心的上方。

(2) 将试样按水平或垂直位置放置在本部分图 1 所示的试样固定架上, 将绝热材料置于另一位置。

(3) 将燃烧器置于适当位置使火焰不触及试样, 打开燃烧器并令其工作 2 分钟。然后将燃烧器转到工作位置, 使火焰燃烧试样, 同时启动计时装置。

(4) 将试样置于火焰中 5 分钟, 然后关闭燃烧器。如果观察到烧穿则试验可以提早结束。

(5) 在做天花板衬垫板试验时, 记录在试样上方 102 毫米(4 英寸)测得的峰值温度。

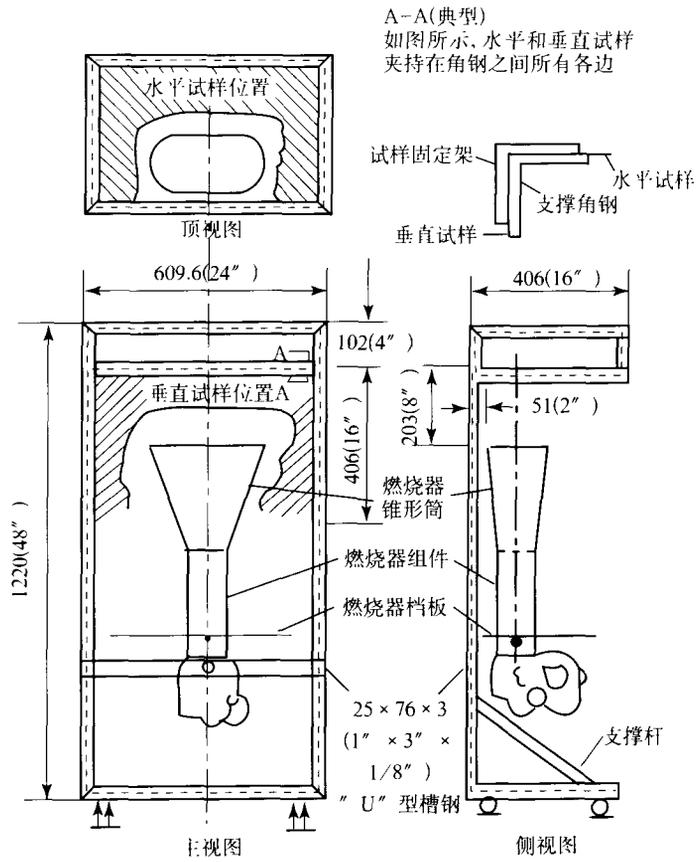
(6) 如果发生烧穿, 记录其出现的时间。

(h) **试验报告** 试验报告必须包括下列内容:

(1) 试验材料的完整说明, 包括材料型号、制造厂家、厚度及其

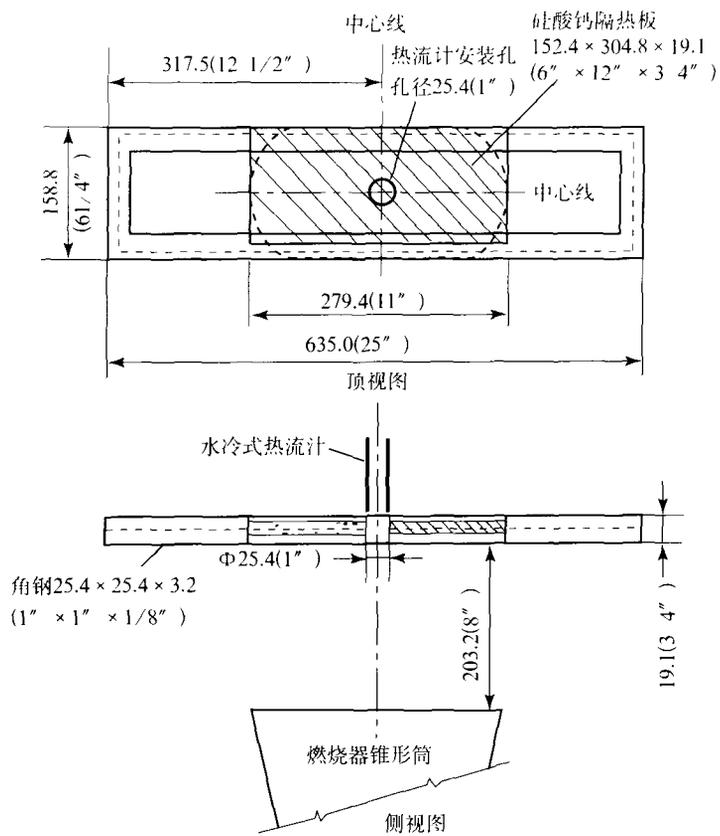
它有关数据。

- (2) 试样在火焰燃烧期间观察到的现象，如分层、树脂引燃、烟雾等，包括上述现象发生的时间。
- (3) 如果发生烧穿，3 个试样各自被火焰烧穿的时间。
- (4) 板的方位(天花板或侧壁)。



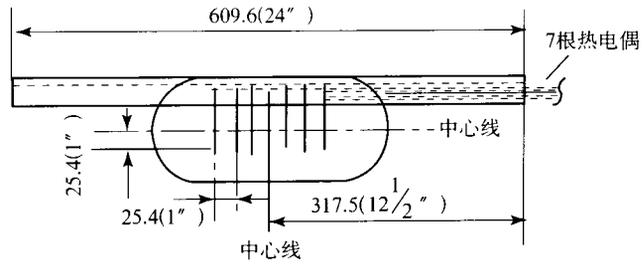
注: 试样固定架由25 × 25 × 3毫米(1 × 1 × 1/8英寸)的角钢构成, 所有经焊接的支撑角钢的接缝部位均加工到25 × 25 × 3毫米(1 × 1 × 1/8英寸)

图1 水平和垂直安装的试验设备(毫米)

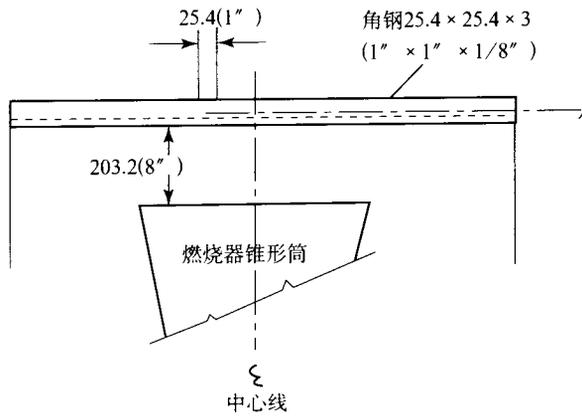


注: 托架固定在装有热流计的试验支架上, 热流计置于燃烧器锥形筒中心上方

图2 热流计托架 (毫米)



顶视图



侧视图

注: 带有电热偶的托架装卡在试样固定架上, 热电偶端头距燃烧器锥形筒中心线为 25 毫米 (1 英寸)

图3 热电偶梳托架 (毫米)

## 附录 F

## 第IV部分①

## 测定热辐射下客舱材料热释放速率的试验方法

## (a) 方法概述

(1) 【三个或多于三个试样代表全部航空器组件进行试验。】将试样放入气流恒定的环境箱中。试样所受辐射通过调节热辐射源确定,使试样表面产生的总辐射热通量为要求的 $3.5 \text{瓦} / \text{厘米}^2$ (使用校准过的热流计)。试验中,试样受辐射表面呈垂直状态。由引燃点火装置起燃,监测离开环境箱的燃烧产物以便计算热释放速率。

(b) 设备 下述设备为美国俄亥俄州立大学的热释放速率仪,是ASTM E—906的改型,可供参考。

(1) 如图1所示的设备,除夹持箱外,仪器的所有外表面都应使用25毫米厚的低密度耐高温的玻璃纤维板绝热。试件投放杆所通过的门用垫片密封,使试样夹持箱形成气密腔。

(2) 热电堆 进出环境箱的空气温差由一个有5个冷端和5个热端及美标24号镍铬—镍铝接点的热电堆监测。【热电偶必须有一个 $1.3 \pm 0.3$ 毫米( $0.050 \pm 0.010$ 英寸)直径、球形的焊接头。】热端横放在烟道顶部烟道口以下10毫米处,其中一热端放置在几何中心,其余4个沿对角线分布,距中心30毫米,如图5所示。冷端放在下空气分流板下面的底座上(见(b)(4))。为保持必要的校准精度,须清除热电偶热端的沉积物。

(3) 辐射源 如图2A和2B所示,用4个508毫米(20英寸)长、外径16毫米( $5/8$ 英寸)、名义阻值1.4欧姆的LL型碳化硅元件作热辐射源,所产生的热通量最大到 $100 \text{千瓦} / \text{米}^2$ 。将碳化硅元件穿过1毫米厚陶瓷纤维板上16毫米的孔,使其安装在不锈钢板箱中,衬垫和不锈钢外壳上孔的位置如图2B所示。加上【 $1.07 \pm 0.05$ 毫米】不锈钢菱形罩是为了在垂直

① 本部分依据FAR25ch.24(Amdt.25-66.Eff.9 / 26 / 88)(corrected)编制,文中黑括号部分内容依据FAR Amdt.25-83 Eff.3/6/95修订。

试样高的度直至最大飞行均匀直热通量。

(4) **空气分流系统** 进入环境箱的空气由一块6.3毫米厚的铝板分流。铝板上8个美标4号钻孔。孔中心距为102毫米,孔边距为51毫米。该板固定在环境箱底座上。另一块美标18号钢板上120个等间隔的美标28号钻孔,安装在铝板上方152毫米处。要求有一个易于调节的空气源。在棱锥形排气罩底座上的空气源集气管应有48个等间隔的美标26号钻孔。钻孔距集气管内侧10毫米。【这样,使流入设备的空气流量接近3比1。】

(5) **烟道** 横截面为133×70毫米,长为254毫米,由美标28号不锈钢制成的烟道安装在棱锥形排气罩出口,由美标31号不锈钢制成的25×76毫米挡板放置在烟道内中心,垂直于气流方向,在烟道底部以上76毫米处。

#### (6) 试样夹具

(i) 试样应在垂直方向进行试验。夹具(图3)包括其发动机带有动机其样的“V”形弹簧夹,夹持框仅沿6毫米宽周边夹持试样(试样按本部分(d)(3)要求用铝包覆)。此外,还应提供一尺寸为12×12×150毫米的可拆卸盛滴落物盘和两根直径0.5毫米(0.02英寸)的不锈钢丝(如图3所示),用以试验易熔和易滴落材料。为适应不同厚度试样,在试样夹具不同孔中插入挡杆来改变弹簧和夹持框的配置。

(ii) 因为未采用ASTM E-906所述的辐射挡板,所以应在投放机构中增加一导销。该导销与夹持箱外投放机构上开孔的金属板配合,从而使投放后试样表面精确定位。投放后,试样表面距关闭的辐射门应为100毫米。

(iii) 试样夹具夹在安装托架上(见图3)。安装托架通过3个螺栓与投放杆相连,螺栓穿过焊有13毫米(1/2英寸)螺母的宽垫圈。投放杆的末端拧入螺母,并把一个0.51毫米(0.02英寸)厚的宽垫圈夹在两个13毫米(1/2英寸)螺母之间,调节两螺母以密封辐射门上为投放杆或校准热流计通过而留的孔。

(7) **热流计** 必须使用一全通量的热流计来测量总热通量。热流计固定在12.7毫米(1/2英寸)厚的Kaowool(硅酸铝纤维)“M”板的中心,该板嵌在试样夹具上。热流计必须有180度的视角且必须对入射热通量

校准。热流计的校准必须经中国民航局适航部门认可。

(8) **引燃位置** 分别如(b)(8)(i)和(b)(8)(ii)或【(b)(8)(iii)】所述使上、下引燃燃烧器同时点燃试样,【由于大于3秒的引燃灭火间歇会使试验结果无效,可安装一个点火器来确保下引燃燃烧器持续燃烧。】

(i) **下引燃燃烧器** 引燃管应是外径6.3毫米、壁厚0.8毫米的不锈钢管。下引燃火焰喷管应通入120厘米<sup>3</sup>/分甲烷和850厘米<sup>3</sup>/分空气的混合气,引燃燃烧管末端的正常位置应距试样外露铅垂面10毫米,并与其垂直。燃烧管出口中心线须在试样下缘以上5毫米处与试样垂直中心线相交。

(ii) **上引燃燃烧器** 引燃管必须是外径6.3毫米、壁厚0.8毫米、管长360毫米的不锈钢直管。管的一端必须封闭。管上应钻有3个孔距60毫米的美标40号钻孔作燃气孔,同向喷射。第一个孔距管子的封闭端应为5毫米。【管子应置于距试样外露上缘的上方19毫米和后方19毫米。】中间的孔必须指向辐射源并在垂直于试样暴露表面且通过其垂直中心线的铅垂面内。供给燃烧器的气体应为甲烷,且调到产生25毫米长火焰。

【(iii) **选择性的14孔上引燃燃烧器** 该燃烧器可用来代替本部分(b)(8)中所述的标准3孔燃烧器。该引燃燃烧器必须是外径6.3毫米、壁厚0.8毫米、管长400毫米的不锈钢直管。管的一端必须封闭。管上应钻有14个孔距13毫米的美标59号钻孔作燃气孔,同向喷射。第一个孔距管子的封闭端应为13毫米。管子应置于试样夹具上方,以便使这些孔如本部分图1B所示位于试样上方。供给燃烧器的气体应为甲烷与空气以大约50/50的比例混合的混合气体。总燃气流量应调到产生25毫米长火焰。当燃气/空气的比例调整恰当时,大约6毫米长火焰呈现黄色。】

(c) **仪器校准**

(1) **热释放速率** 应将图4所示的燃烧器气密连接于下引燃管末端。流入引燃器的气流至少须含99%甲烷,且须精确测定。使用前,将湿式测试表严格调水平,并在无气体流动时向内部指示器末端充蒸馏水。环境温度和水的压力依据湿式测试表的温度,先调定大约升/分的基准流量,然后增加到较高的预定流量4、6、8、6、4升/分。【在将记录甲烷流速前应采用8升/分钟流速2分钟预处理燃烧室。此不作为校准的部分记录。】该流量测定采用秒表,以记录湿式测试表对基准流量和较高流量两

者的全周期时间,变到下一个较高流量之前要返回基准流量。测量热电堆基准电压。流入燃烧器的燃气应增到较高的预定流量且燃烧2分钟,然后测量热电堆电压。重复操作直到全部测出5个电压值为止。这5个数据的平均值应作为标定系数。如果相对标准偏差超过5%,则整个过程必须重复。有关计算见(f)。

(2) **热通量均匀度** 对试样上方热通量的均匀度必须进行定期检查 and 更换加热元件后的检查,以确定其是否处于允许的 $\pm 5\%$ 限制内。

【(3) 应如本部分(b)(2)款所注的那样清除热电偶热端的沉积物以保持校准精度。】

(d) **试样准备**

(1) 【在材料和构造方法方面应足以代表航空器元件。】厚度不超过45毫米垂直安装试验的试样,其标准尺寸为 $150 \times 150$ 毫米。【试样厚度应与其所代表的航空器元件一样,最大可为45毫米厚。】

(2) **预处理** 试样必须置于本附录第I部分所述的环境中。

(3) **安装** 一个试验中,试样应只有一个表面暴露在外,其余未暴露表面全部用0.025毫米厚的单层铝箔包覆。

(e) **程序**

(1) 接通辐射板电源以产生 $3.5 \text{瓦} / \text{厘米}^2$ 的辐射热通量。该值应在试样置于试验位置时其暴露表面中心处测定,并须在通过设备的气流调到额定流量后测得。必须按试样的最终使用厚度进行试验。

(2) 按(b)(8)所述,点燃引燃火焰并检查火焰状态。

(3) 【通过设备的气流应由一个位于直径为38.1毫米的管道内的圆孔板盘控制,该管道内有2个压力测量点位于孔板盘的上流38毫米和下流19毫米处,且管道应与设置压差为200毫米汞柱的流量计相接(见图1B)。】通过设备的气流调定为常压下 $0.04 \pm 0.001 \text{米}^3 / \text{秒}$ 。调整垂直试样夹持连杆的止动器使试样被放入环境箱时,其暴露表面距入口100毫米。

(4) 在辐射门关闭的情况下,将试样放入夹持箱。关紧外侧气密舱门并启动记录装置。投放前,试样必须在夹持箱内保持 $60 \pm 10$ 秒。热电堆的零值应在保持期的最后20秒内确定。

(5) 试样设入时,打开辐射门,把试样放进环境箱中,随即关闭辐射门。

(6) [备用]

(7) 试样放入并关闭辐射门时为时间零点。在试样位于环境箱内的全过程中,必须记录热电堆的输出值,至少每秒一个数据点。

(8) 试验进行时间为5分钟。【除可以间歇不超过3秒的间歇性火焰熄灭外,下引燃燃烧器和上引燃燃烧器在整个试验期间应保持燃烧,而且,若选用3孔上引燃燃烧器,除可以间歇不超过3秒、3个火焰出口全部间歇性火焰熄灭外,在整个试验期间至少2个火焰出口应保持燃烧。】

(9) 至少试验3个试样。

(f) 计算

(1) 标定系数按下式计算:

$$K_h = \frac{(F_1 - F_0)}{(V_1 - V_0)} \times \frac{(210.8 - 22) \text{千卡}}{\text{摩尔}} \times \frac{273}{T_a} \times \frac{P - P_v}{760} \times \frac{\text{瓦} \cdot \text{分}}{0.01433 \text{千卡}} \times \frac{\text{千瓦}}{1000 \text{瓦}}$$

摩尔(甲烷在标准状态温度压力下) × 22.41

F<sub>0</sub>—甲烷基准流量(升/分);

F<sub>1</sub>—甲烷预定流量(升/分);

V<sub>0</sub>—热电堆基准电压(毫伏);

V<sub>1</sub>—预定流量下热电堆电压(毫伏);

T<sub>a</sub>—环境温度(K);

P—环境压力(毫米汞柱);

P<sub>v</sub>—水蒸气压力(毫米汞柱)。

(2) 任一时刻的热释放速率可用下式根据热电堆的输出电压算出:

$$\text{HRR} = \frac{V_v K_h}{0.02323 \text{米}^2}$$

HRR—热释放速率(千瓦/米<sup>2</sup>);

V<sub>v</sub>—测得的热电堆电压(毫伏);

K<sub>h</sub>—标定系数(千瓦/毫伏)。

(3) 热释放速率的积分是总放热量,其为时间函数,可用热释放速率乘以数据采样周期(以分钟为单位)并将其累加(从0到2分钟)得出。

(g) **接受准则** 必须将至少3个试样开始试验2分钟以上时间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  $65 \text{ 千瓦} \cdot \text{分} / \text{米}^2$ 。峰值热释放速率的平均值不得超过  $65 \text{ 千瓦} / \text{米}^2$ 。

(h) **报告** 试验报告应包括各试样下列内容:

- (1) 试样说明;
- (2) 试样受到的辐射热通量, 用瓦/厘米<sup>2</sup>表示;
- (3) 给出作为时间函数的热释放速率(千瓦/米<sup>2</sup>)数据, 以时间间隔不超过 10 秒的图形或表格表示, 且须给出标定系数( $K_h$ );
- (4) 如发生熔化、下垂、分层或其他影响暴露表面面积或燃烧形态的情况, 则须将这些情况及发现时间一并记录下来;
- (5) 必须记录峰值热释放速率值和 2 分钟的热释放速率积分值。

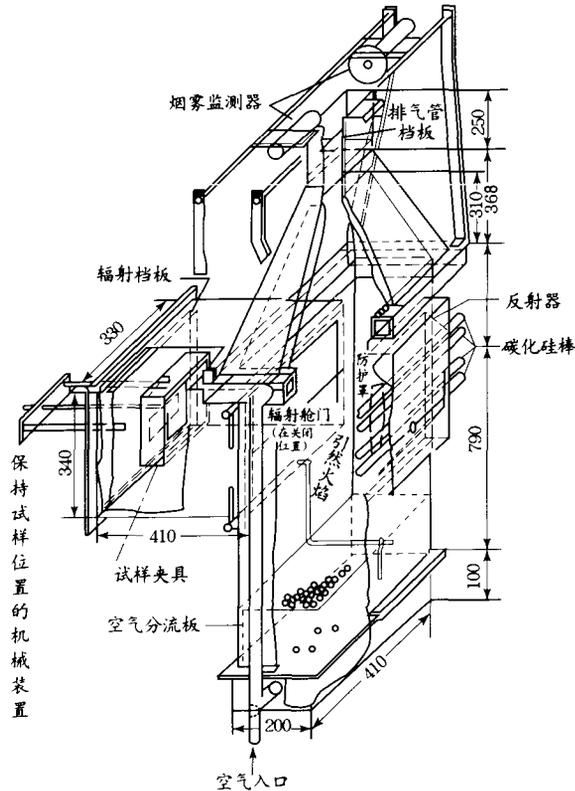


图 1 热释放速率仪 (毫米)

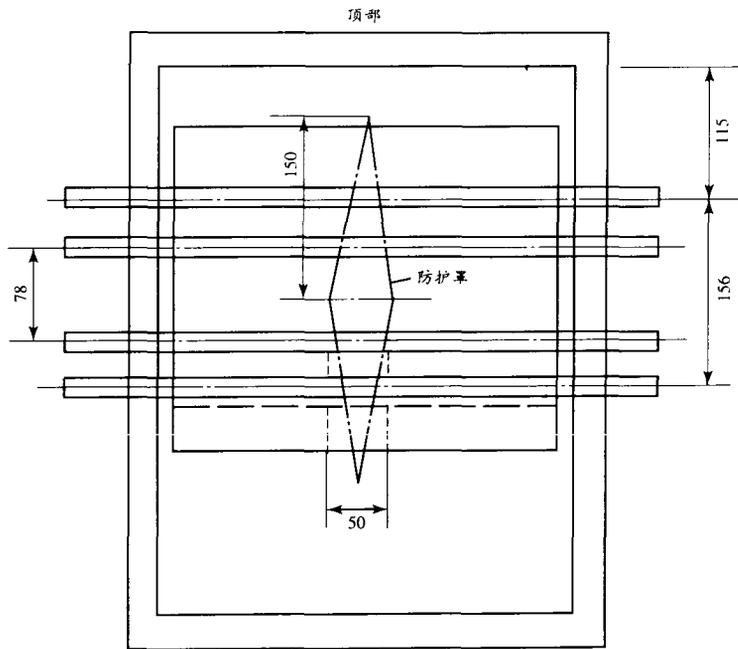


图2A “碳化硅”辐射板(毫米)

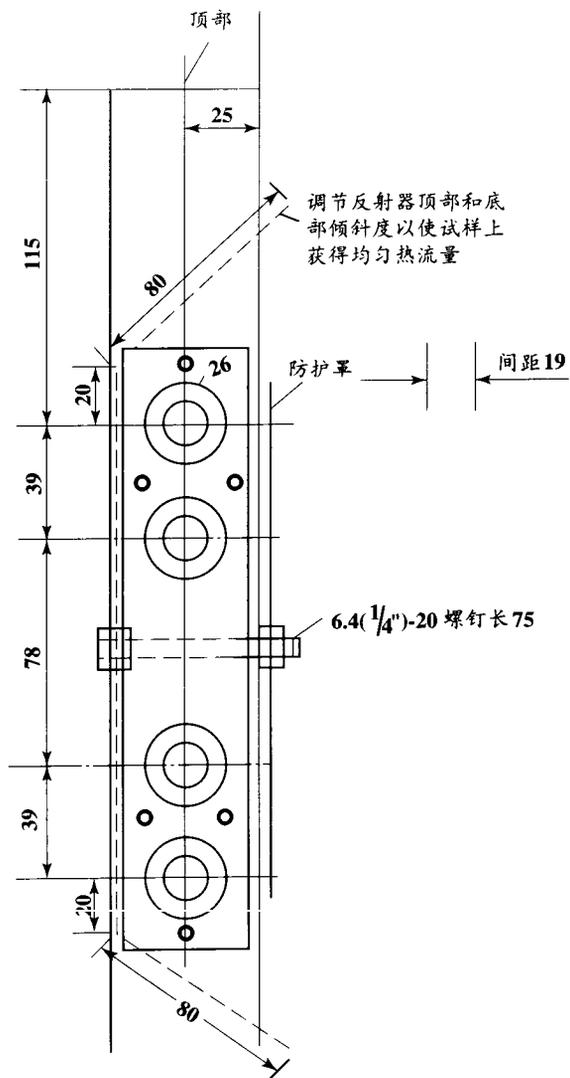


图 2B “碳化硅” 辐射板 (毫米)

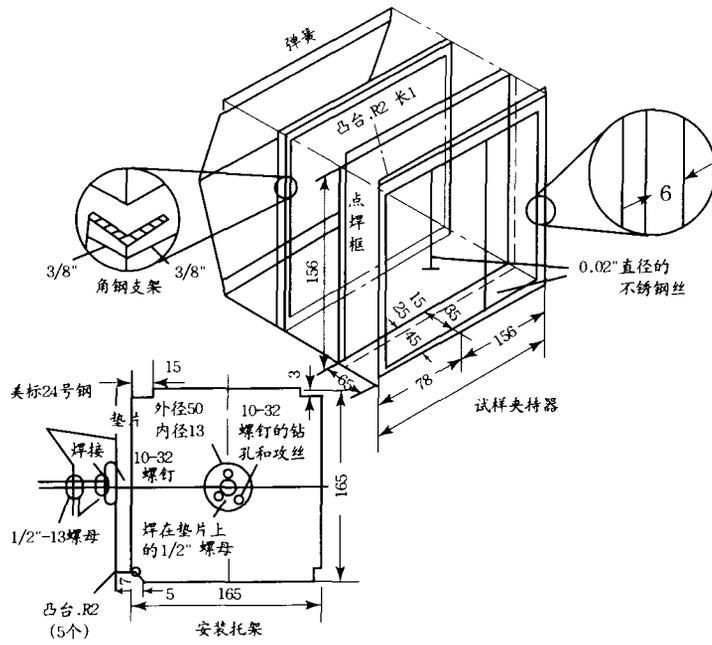


图3 试样夹持器 (毫米)

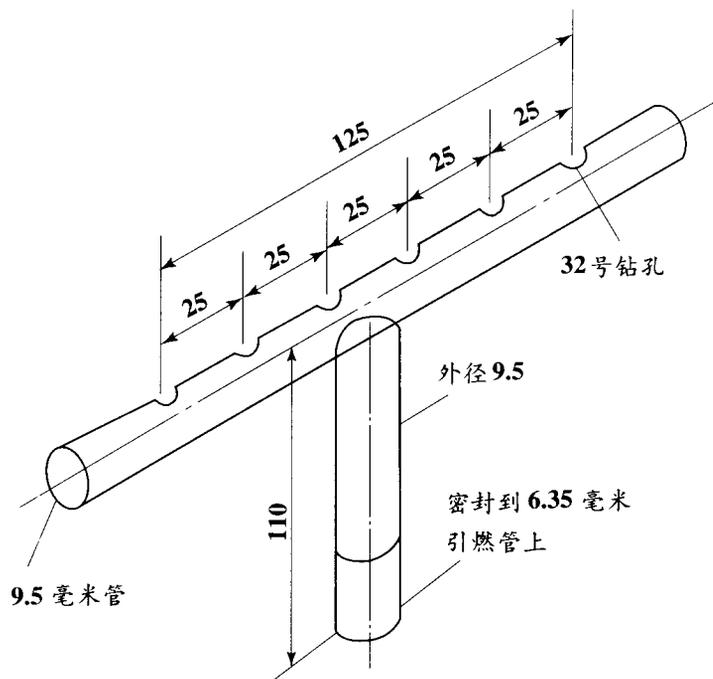


图4 燃烧器 (毫米)

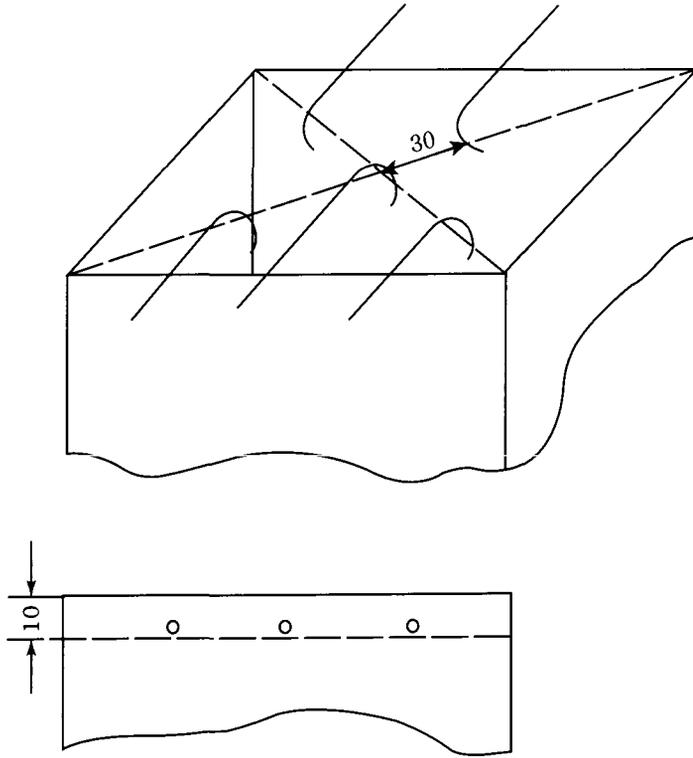


图5 热电偶热端位置(毫米)

## 附 录 F

### 第 V 部分

#### 测定舱内材料发烟特性的试验方法

(a) **接受准则** 3 个试样 4 分钟的烟比光密度读数平均值  $D_s$  不得超过 200。

(a) 试验设备和方法必须符合中国民航局适航部门认可的标准①。

---

① 美国材料试验学会 (ASTM) 标准试验方法 ASTM F814-83 可以作为测定舱内材料发烟特性的试验方法。

## 第二次修订说明 (1995 年 12 月 18 日)

### 1 背景

《中国民用航空规章第 25 部(运输类飞机适航标准)》是中国民用航空总局发布的第一部适航标准。自 1985 年 12 月 31 日发布以来,已用于国产 Y7 飞机的型号合格审定和多种进口飞机的型号认可审查。该标准的发布对提高民用飞机安全水平、促进民航事业的发展起着重要作用。

然而,适航标准应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而不断发展和更新。因此民航局于 1990 年 8 月 8 日发布了第 25 部运输类飞机适航标准的第一次修订,即 CCAR—25 Amdt.25—1。该修订参考了美国联邦航空条例第 25 部从 1984 年 11 月至 1988 年 10 月内发布的 9 项修正,内容主要涉及应急撤离、防火、起飞推力控制、噪声、座椅安全性、驾驶舱录音机和飞行记录器等方面。经过第一次修订的 25 部适航标准已用于国产 Y8 飞机的型号合格审定和多种进口飞机型号认可审查。

从 1989 年 7 月至 1994 年 6 月,美国联邦航空局对 FAR25 部共发表 16 项修正案,即 25-67 至 25-82,其内容涉及应急出口和应急撤离、燃油箱口盖、增压舱与隔舱结构,发动机燃油通风和废气排放、防火、起落架、轮胎、电气电子系统、振动抖振和气动弹性稳定性等各方面,涉及条款约占总数的 25% 左右。

这些修正案的实施将大大提高民用航空运输类飞机的安全性。例如新增的 § 25.519 增加了飞机顶升与系留设施的新设计标准,从而避免因设计不当,在地面顶升飞机或在地面系留遭遇突风时造成结构损伤;这种损伤可能不易查出,以致在以后的飞行中发生灾难。某些修正案是关于环境方面的,例如 25—73 规定了涡轮发动机的燃油与废气排放的要求,以避免民用飞机的使用不适当当地污染环境。

### 2 修订过程

为与国际接轨,我们决定对 CCAR25 部进行第二次修订,发布

CCAR—25 Amdt.25—2。本次修订主要参考上述16项修正案，上海飞机设计所提供了FAR25修正案的修订条款的译文，然后由上海航空器审定中心编制了CCAR25第二次修订稿初稿，经适航中心条法处与上海审定中心讨论后形成CCAR25Amdt.25—2征求意见稿和修订说明稿，并在1995年十一月召开公众听证会，参加会议的有中国航空工业总公司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人员。与会者根据我国目前的实际情况提出了很多修改意见，然后由适航司逐条审定修改意见，确定最后的修订内容报总局批准。

### 3 修订的主要内容

此次修订时的文字尽量向1985年12月31日发布的CCAR25及第一次修订中文字靠拢，凡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贴但含义仍正确的在本次修订中不作变动。

在本编制说明中，我们将重点介绍某些条款的修订背景、原因和意义；对那些编排组合较复杂的，我们将若干条款结合在一起加以说明；而对那些修改不多一目了然的，我们将不加说明，请读者根据所加括号及文后的表自行理解。

## B 分部 飞行

### 3.1 § 25.21 证明符合性的若干规定

此次对§ 25.21的修订删除了原来的(b)款，从而取消了用前重心失速速度代替后重心失速速度确定飞行品质的可能性；该修订还取消了(d)款中对各参数所规定的具体允差。

### 3.2 § 25.33 螺旋桨转速和桨距限制

此次修订的§ 25.33在(c)款中丰富了关于发动机的超速限制的内容，从而要求桨叶低距限位器装置能使发动机转速不超过其最大允许转速的103%或经批准的最大超速的99%(两者中取大者)；本次修订在(c)(2)中取消了有关进气压力的要求，增加了风的条件；本次修订新增了(c)(3)，在其中规定了发动机的进气压力(活塞式发动机)和发动机的

扭矩(涡桨发动机)的要求。

### 3.3 § 25.125 着陆

对(a)(2)作了文字修改,即将原来的“定常下滑进场”改为“稳定进场”。

### 3.4 § 25.147 航向和横向操纵

本次修订将(a)款中的“机翼大致水平”改为“机翼水平”,目的在于鼓励尽可能保持机翼水平;本次修订(a)款还强调了先向工作发动机一侧偏航,目的在于首先确保飞机具有一定的向工作发动机一侧偏航操纵的能力;修订还删除了(b)(2)中的内容。

### 3.5 § 25.149 最小操纵速度

该条的修订将(b)、(e)、(f)和(g)中的“恢复对飞机的操纵”改为“保持对飞机的操纵”,目的在于强调说明在飞行演示中飞机不应出现脱离控制的状态,也即不存在“恢复”的概念;该修订还取消了(b)、(f)和(g)中的关于在试飞演示时飞机维持零偏航的要求;另外,修订将(e)款中的原有的“仅使用气动主操纵”具体化为使用方向舵和横向操纵来保持飞机的操纵。

### 3.6 § 25.177 横向—航向静稳定性

本次修订删除了(a)、(b)款中的内容,从而本条内容已不包括单独的航向、横向静稳定性的要求,因此本条的标题也作了修改;修订后的(c)款删除了“(非加速向前侧滑)”;修正后的本条增加了(d)款,该款规定了在速度  $V_{MO} / M_{MO}$  和  $V_{FC} / M_{FC}$  之间的方向舵梯度的要求。

### 3.7 § 25.181 动稳定性

修订后的本条将满足动稳定性要求的速度下限放宽到  $1.2V_s$ 。

### 3.8 § 25.205 [删除]

在原来的关于临界发动机停车的失速特性要求中,无论构形或功率调定值都不能代表正常飞行中偶然失速的最可能状态,因而演示一

台发动机不工作时的失速的要求对于保证在正常使用中一台发动机不工作情况下偶然进入失速时具有满意特性或可改出特性来说,是并非有效的。可以认为,通过一台发动机不工作的性能要求和速度边界裕度、连同确定  $V_{MC}$  的要求和对称动力下的失速演示,可为一台发动机不工作的失速危害提供充分的保护。因此,删除了本条。

### 3.9 § 25.251 振动和抖振

修订更改了(a)款的内容,修改后的本款要求必须通过飞行来验证在很可能的运行条件下飞机的振动和抖振特性;在修订后的(b)款中,将验证速度的上限直接改为  $V_{DF} / M_{DF}$ ,取消了与 § 25.629 相关的要求,并对原来的编辑错误作了更正;在修订后的(e)款中,条款说明了适用于本款的飞机,并更正了原来的文字编辑错误。

### 3.10 § 25.253 高速特性

本次修订更改了(a)(3),新的条款规定了飞机配平速度的上限(即  $V_{MO} / M_{MO}$ ),增加了飞机在速度  $V_{FC} / M_{FC}$  至  $V_{DF} / M_{DF}$  范围(配平在  $V_{MO} / M_{MO}$ )的升降舵杆力要求。

## C 分部 结构

### 3.11 § 25.305 强度和变形

新增 § 25.305(e),把原 § 25.251 “振动和抖振”(a)款的部分设计要求并入 § 25.305 中,阐明了飞机必须设计成能承受在直到  $V_D / M_D$  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。新增 § 25.305(f),对原 § 25.629 中有关操纵系统失效引起的强迫振动载荷评价的内容改编成新的、更明确的要求,即这些强迫振动必须视为限制载荷,并必须在直到  $V_C / M_C$  的各种空速下进行研究。在增加了上述二款后,使 § 25.305 “强度和变形”除包含原有的对飞机结构的静、动强度的评定要求外,又计及了振动和抖振,从而全面地反映了除疲劳损伤容限和颤振外,几乎所有的飞机结构强度评定的要求。

### 3.12 § 25.307 结构符合性的证明

删去原 § 25.307(b)和(c)，因为它们仅提出结构要参照条款 § 25.571 “结构的损伤容限和疲劳评定”和 § 25.601 “总则”进行符合性验证，是重复的、多余的。

### 3.13 § 25.351 偏航情况

对 § 25.351 偏航情况(b)横向突风中，计算突风载荷公式的符号说明  $U_{de}$  做了修正，使其与 1994 年的 FAR 版本相一致。

### 3.14 § 25.365 增压舱载荷

使用经验证明，压力通风进入正常的非增压区域可以引起二次结构损伤，而二次结构的损伤又可能导致关键的飞行操纵系统和部件产生故障。经验还表明，飞机的所有隔舱都可能会遇到由炸弹爆炸或其他事件所造成的孔洞，但飞机仍能幸存。因此，本次修订修正了由增压壳体上开孔所引起的二次效应的评定标准，合成的压差载荷还必须以合理和保守的方式与 1g 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。同时，本次修订扩大了考虑的范围，把在任何增压舱内任何地方的开孔均包括在内，对增压舱内部或外部的任何结构，以及对各系统、设备的所有影响均应作出评估。对于很小的隔舱规定了一个特殊要求，因为不可能合理地预计是否能把所要求的开孔限制在这种小隔舱范围内。对于小隔舱，应考虑预计能保留在小隔舱范围内的开孔的最大尺寸，而不是计算的开孔尺寸，作为一种个别情况，可把小隔舱与邻近的增压舱联合起来并把两者看作是一个单独的舱按公式计算最大尺寸开孔。对于本条，驾驶舱不被认为是小隔舱。

### 3.15 § 25.519 顶升和系留装置

顶升飞机的办法是顶在机体或起落架上使飞机升起。某些情况下，飞机曾经滑离千斤顶或者被突风吹离千斤顶。此外，某些运输类飞机

具有在大风情况下系住飞机的系留设施。如果系留设施的设计不能承受很可能出现的突风，则会造成主要结构的损伤。

本次修订增加了飞机顶升与系留设施的新设计标准。过去，由于没有具体的条例要求，可以想象，顶升和系留设施设计不当的飞机也有可能被审定合格。当飞机停在地面时，顶升或系留点处的结构损伤会造成立即的危害。即使飞机不从千斤顶上掉落，也有可能由于设计不当的顶升点上施加的静载荷造成主要结构的损伤。此外，还存在着这样的危险，即损伤可能未被查出，从而导致以后飞行中的灾难性破损。设计不当的系留设施引起的未被查出的损伤也造成了类似的危害。

因此，本次修订基于现有的军用和商用飞机标准和现行的工业实践，向制造厂商提出了顶升和系留的设计标准，其目的是在顶升操作过程中保护飞机主要结构，以及在系留情况下避免突风造成的损伤。

### 3.16 § 25.571 结构的损伤容限和疲劳评定

与现行的规章相比，本次修订仅作了三处更改。第一处是对(b)的标题，删除了括弧中措词“破损-安全”。因为破损-安全和损伤容限并不是同一意义的术语，破损-安全通常是指一种设计，它在一个系统的某个元件(在某些情况下是一个或多个完整系统)失效时，飞机能继续保持生存力而不会发生灾难性后果。在以往“破损-安全”用于结构是指整个元件失效或大型板件明显的局部失效。这是假定在一般性检查时整个元件失效或部分失效是显而易见的，而且在极短时间内会被改正。在这种损伤发展至灾难性极限之前进行例行检查时检测到的概率是极高的。另一方面，损伤容限并不需要考虑整个元件失效或局部明显失效，虽然在指定为损伤容限要求的结构中可能包含有破损-安全特征。一个个零件可以设计成满足 § 25.571(b)损伤容限要求，即使零件可能发生裂纹。为了确保这些裂纹在扩展到临界长度之前被检测出来，损伤容限要求有一个针对该特定零件在承受使用中预期出现的载荷谱时，裂纹增长特性的检查大纲。损伤容限更强调把重点放在这样的检查上，使裂纹在发展到不安全的限度之前发现裂纹，而破损-安全允许裂纹增长到明显和易于被发现的尺度。因此，本次修订从(b)标题中删除了“破损-安全”这一术语。

第二处更改是在剩余强度评定中所考虑的载荷情况, 对于突风载荷除原有的要求外, 增加了飞机对垂直和横向连续紊流的动态响应, 即 § 25.305(d)款的要求。

第三处更改是(e)款离散源评定, (e)(1)原要求是在最高到 2450 米(8000英尺)的各种高度上, 在很可能有的各种运行速度下, 受到 1.8 公斤(4 磅)重鸟的撞击。现明确地规定以  $V_c$  速度进行撞击。

## D 分部 设计与构造

### 3.17 总则部分

本次修订修改了 § 25.613、§ 25.625 和 § 25.629 共三条, 删除了 § 25.615 一条。

关于材料强度性能和设计值, § 25.613 要求使用建立在概率基础上的设计值, 以使得材料强度不足的概率极小, 而 § 25.615 所规定使用的设计值, 是根据概率基础制订的。现将 § 25.613 和 § 25.615 的某些规范合并, 在此基础上对 § 25.613 进行修正, 而 § 25.615 则被删除。

为了与CCAR25部其他相关条款的要求相一致并考虑到技术的进步和运输类飞机设计的进展, 对 § 25.629 进行了全面修改, 并将标题改为“气动弹性稳定性要求”。文中阐明了处理某些损伤和故障时要考虑颤振和发散的要求, 并调整了与气动弹性稳定性有关的安全裕度, 使之更适合于其适用的条件。由于分析方法、模型试验、地面振动试验和飞行颤振试验技术的重大改进, 将安全裕度由 20%减小到 15%。此外, 还明确提出了需要进行颤振验证的各种失效、故障与不利条件。

### 3.18 操纵系统部分

本次修订修改了 § 25.693 和 § 25.701 共 2 条, 删除了 § 25.673 一条。

为了保证缝翼的不对称性引起的后果不会被忽视, 本次修订将 § 25.701 的标题更改为“襟翼和缝翼的交连”, 并对条文进行了相应的修正。

### 3.19 起落架部分

本次修订修改了 § 25.723、§ 25.729、§ 25.731、§ 25.733 和 § 25.735 共 5 条。

§ 25.723 的修正为在确定起落架能量吸收特性时使用分析方法提供了更大的灵活性。§ 25.731 条将“设计起飞重量”修改为“设计最大重量”，以使机轮的载荷要求更加清楚。§ 25.733(a)(1) 中删除了对发动机推力影响的考虑。因为该惯性效应小于轮胎设计静载荷的 3%，而且是短时作用，只在开始滑行的早期出现。此时因为速度低，所以安全性并不成问题。此外，惯性效应与在最大载荷或中断起飞(RTO) 时的大能量下滑行距离对轮胎设计和安全性的影响相比是不重要的。

此外，本次修正对最大审定重量超过 34050 公斤(75000 磅) 的飞机，提出了轮胎必需充干燥氮气或其他惰性气体的要求，以保证其安全性。

### 3.20 载人和装货设施部分

本次修订修改了 § 25.772、§ 25.773、§ 25.779、§ 25.781、§ 25.783、§ 25.785 和 § 25.791 共 7 条。

对 § 25.772 的修正是为了使其适用于驾驶舱与旅客舱间装有任何可锁舱门的飞机。

对 § 25.773(b)(1)(i) 作了修正，以规定“使风挡有清晰部分”的措施必须考虑所有升力和阻力装置收起时的情况，另外在(b)(2) 中提出了要考虑在遭到严重冰雹可能造成损害时保持清晰视界的其它手段。由于“油门”这一概念对涡轮发动机飞机并不适用，故在 § 25.779 中将“油门”一词用“功率或推力”这一术语取代。因此，§ 25.781 中的“油门操纵手柄”也相应改为“功率或推力操纵手柄”。为了清晰起见，对 § 25.785 作了多处修改。

### 3.21 应急设施部分

本次修订对 § 25.801、§ 25.803、§ 25.807、§ 25.809、§ 25.811 和 § 25.813 共 6 条进行了修改；删除了 § 25.805 条；新增了 § 25.810 条。

§ 25.803 中包含的应急撤离试验准则转移到新的附录 J 中，为了

使其清晰，在编辑上与中国民用航空总局有关规定相一致，另外，对 § 25.805、§ 25.807、§ 25.809 和 § 25.813 作了许多有关的更改。飞行机组人员出口的要求从 § 25.805 转移到 § 25.807；A 型出口的各项要求按其内容分别转移到 § 25.785、§ 25.809、§ 25.813；§ 25.803 (b)关于出口可达性要求转移到 § 25.813；§ 25.807(c)关于出口均匀分布的要求转移到 § 25.813；§ 25.807 则规定备份的应急出口布置；§ 25.803(b)关于机身腹部和尾锥处的出口和机身其它开口的条款转移至 § 25.807，并与该条有关要求相结合；此外，撤离路线的要求本身被不恰当地包含在现行的 § 25.803 中，为了排除混乱不清，故将这些要求转移到新增的 § 25.810 中，该条专门对应急撤离的辅助设施和撤离路线提出了要求。

本次修订还对 § 25.813(b)作了修订以明确如象现行的 § 25.807(a)(7)(ii)所要求的那样，在每个 A 型出口的两侧附近必须有足够的辅助空间，并明确这种空间是对 A 型舱门要求的，不论其是否离地高于 1.83 米(6 英尺)。

### 3.22 通风和加温部分

本次修订对 § 25.833 一条作了修改，删除了关于多余提及的发动机排气加温器的要求的规定。

### 3.23 防火部分

本次修订对 § 25.851、§ 25.853、§ 25.855 三条作了修正，并新增 § 25.854 和 § 25.869 二条。§ 25.851 将“固定式灭火系统”修改为“固定式灭火器”。

为了明确起见，将 § 25.853 和 § 25.855 中新包含的准则转移到附录 F 中。“禁止吸烟”标志和禁止向收集可燃废弃物的容器中投入烟蒂的标志要求转移到 § 25.791 条，以便和其它旅客信息标志要求相一致。

§ 25.855 关于货舱和行李舱要求的非多余的其它部分转移到 § 25.853，并与机组乘员舱或客舱的相应部分相结合。还对 § 25.853 作了修正，使仅当飞机的其它部位允许吸烟时，则要求在进入厕所处装一可包容式烟灰盒。

本次修订新增 § 25.854 条，专门对厕所防火提出了要求；另外，本次修订将各系统所有防火要求加以组合并转移到 D 分部，为清晰起见，集中到新增的 § 25.869 条中。

### 3.24 应急撤离现行的试验准则和程序

本次修订将应急撤离现行的试验准则和程序从 § 25.803 转移到新的附表 J 中。

## E 分部 动力装置

### 3.25 § 25.901 安装

修订后的 § 25.901(b)(1)(i) 中明确了所涉及的 33 部条款。

### 3.26 § 25.903 发动机

§ 25.903 本次作了如下修订：

1)(a)(1) 中增加了有关涡轮发动机飞机燃油排泄和排气污染的适用要求；

2)(a)(2) 中明确了所涉及的 33 部条款；

3)(b) 款增加了短语“至少能在一种运行形态下”；

4) 增加了(f)款，对辅助动力装置提出了批准要求。

### 3.27 § 25.905 螺旋桨

§ 25.905 本次作了如下修订：

1)(c) 明确了所涉及的 35 部条款；

2)(d) 中增加了一段话，对必须考虑的危害进行了说明。

### 3.28 § 25.925 螺旋桨间距

修订后的 § 25.925(a) 中将“当飞机处于水平起飞姿态和滑行姿态时”修订为“当飞机处于水平起飞姿态或滑行姿态时(取最临界的姿态)”。

### 3.29 § 25.933 反推力系统

此次修订对 § 25.933 进行了重新编排和修改, 分别对涡轮喷气发动机和螺旋桨反推力系统提出了要求, 将现行 § 25.933 中(a)、(b)、(d)的内容修改后放在(a)(1)、(2)、(3), 将现行 § 25.933(c)的内容修改后放在(b)(2)中, 增加了(b)(1)款, 取消了现行 § 25.933 中的(c)、(d)两款。

注意(a)(1)中用“表明下列要求”取代了现行 § 25.933(a)中的“表明下列要求之一”, 以强调申请人必须表明反推力装置应可被收回到前飞推力位置, 并表明当反推力装置处于任何可能的位置时, 飞机都能安全飞行和着陆, 这两方面的要求同样重要。

### 3.30 § 25.934 涡轮喷气发动机反推力装置系统试验

修订后的 § 25.934 中明确了所涉及的 33 部条款。

### 3.31 § 25.941 进气系统、发动机和排气系统的匹配性

§ 25.941(c)款中作了一处编辑修改, 以更正现行 § 25.941(c)中的一处印刷错误。

### 3.32 § 25.945 推力或功率增大系统

删除了(b)(4)款, 但该款涉及的要求仍然反映在 § 25.1557 中。

### 3.33 § 25.951 总则

增加了(d)款, 对于以涡轮发动机为动力的飞机, 要求燃油系统满足中国民用航空总局有关涡轮发动机飞机燃油排泄污染的要求。

### 3.34 § 25.963 燃油箱: 总则

修订后的 § 25.963 增加了(e)款, 要求运输类飞机上的燃油箱口盖要保证被可能的外来物击穿和造成变形的可能性降至最低, 并设计成耐火的。

### 3.35 § 25.973 油箱加油口接头

修订后的 § 25.973 删除了(a)款, 但该款涉及的要求仍然反映在 § 25.1557 中。

### 3.36 § 25.979 压力加油系统

修订后的 § 25.979(b)(2)将现行规章中“当切断装置未能在所要求的油面上切断油流时”修订为“当油箱达到经批准的最大装油量而切断装置未能切断油流时”，避免了“所要求的油面”这一技术术语可能造成的误解。

### 3.37 § 25.1013 滑油箱

本次作了如下修订:

1)(a)款删除了关于活塞式发动机整体滑油收油池的一句话,但该款涉及的要求仍然存在于 § 25.1183(a)中;

2)删除了(c)(1)款,但该款涉及的要求仍然保留在 § 25.1013(c)中,并对(c)款文字作了若干调整;

3)删除了(c)(2)款,但该款涉及的要求仍然反映在 § 25.1557(b)(2)中。

### 3.38 § 25.1093 进气系统的防冰

本条(b)(1)款作了一些编辑修改,将短语“在所制定的飞机限制内”从现行位置移至(b)(1)(ii)处,以避免现行 § 25.1093(b)(1)款可能造成的误解。

### 3.39 § 25.1141 动力装置的操纵器件: 总则

增加了(e)款,要求指定火区内关键性动力装置的操纵器件是耐火的。

### 3.40 § 25.1165 发动机点火系统

增加了(h)款,要求把涡轮发动机的点火系统作为重要电气负载。

### 3.41 § 25.1181 指定火区的范围

本条(b)款将现行 § 25.1181(b)中“§ 25.1185 至 § 25.1203”修订为,“§ 25.867 和 § 25.1185 至 § 25.1203”,改正了现行 § 25.1181(b)中的一处编辑错误。

## F 分部 设备

### 3.42 § 25.1316 关于系统闪电防护

本次新增了§ 25.1316系统闪电防护,这是由于现代的航空、航空电子及航空复合材料等技术迅速发展的结果。因为现代运输类飞机都采用了先进的电气、电子系统(如电传操纵系统,全权数字式发动机控制等)和复合材料。这些系统易受闪电的间接影响。而复合材料的使用降低了对这些电子系统的电磁屏蔽。为此,本条要求对执行关键或重要功能的电气、电子系统提供特定的闪电防护。CCAR25中的§ 25.581与§ 25.954分别对飞机机体与燃油系统提出了闪电防护要求,尽管§ 25.1309(a)规定了所需系统在所有环境下能正常工作,但对先进的电子系统闪电防护要求不充分,因此,增加了本条。

### 3.43 § 25.1351 总则

本次修订删除了§ 25.1351(d)(3),该内容已列入新增的§ 25.869中。

### 3.44 § 25.1359 电气系统防火和防烟

本次修订全部删除了此条。已将此条内容编入§ 25.869内。

### 3.45 § 25.1411 总则

修订后的总则(a)包括了原(a)(1)的内容,将原(a)(2)的内容纳入到§ 25.1423(g)内。原条款号(a)(1)、(a)(2)删除。

### 3.46 § 25.1419 防冰

修订后的§ 25.1419(a)内容由原§ 25.1419(a)(b)内容合并而成。

修订后的§ 25.1419(b)纳入了原§ 25.1419(c)的内容。

修订后的(c),取消了原§ 25.1419(c)内容,改为“当防冰或除冰系统功能不正常时,必须有琥珀色戒备灯或等效的戒备信息向机组报警”。

### 3.47 § 25.1423 机内广播系统

本规则制订目的在于确保在应急情况下,机内广播系统用作组织和指导旅客应急撤离及向旅客发布指示,以防止或减少旅客人身伤亡。因此,本次修订中新增了此条要求。

在本条中特别强调了机内广播系统应使用独立电源,该电源须为:

1) 与发动机和辅助动力装置(APU)的运转、飞机前进运动(如冲压空气涡轮带动的电源)无关,以及与飞行机组人员用来切断供给正常用电设备的电源无关。

2) 要求与本系统共用电源能使本系统至少连续工作 10 分钟,包括由飞行机组与客舱机组发布通告累计时间至少为 5 分钟。

3) 还考虑了该系统处于准备工作状态的供电时间及与本系统共用电源向安全飞行重要设备与应急情况用电设备所需的供电时间,即必须考虑共用电源的容量。本条其它内容主要为在应急情况下,对机内广播系统的可工作性、可达性、工作独立性及话筒设置等提出了要求。

### 3.48 § 25.1435 液压系统

修正后的 § 25.1435(a)(1)内容仅包括了原(a)(1)的部分内容,其余原(a)(1)内容转入新编后的(a)(2),即“液压系统每个元件,必须能够无损坏地承受 1.5 倍的设计工作压力与有合理可能同时产生的结构极限载荷的组合载荷。设计工作压力为除瞬时压力外的最大正常工作压力。”将原(a)(2)部分内容全部删除,并将原(a)(3)至(8)删去。修正后的(b)(2)增加了(i)至(v)的要求。

## G 分部 使用限制与资料

### 3.49

由于 G 分部使用限制与资料是与前面各分部密切相关的,因此本次 G 分部条款的修改很多是 A、B、C、D、E、F 等分部的条款修改以后的相应修改。G 分部各条款中修改较多的是 § 25.1521 动力装置限制。未改稿按使用情况,即按起飞使用、连续使用提出要求,修改后的稿是按发动机类别,即按活塞发动机与涡轮发动机提出要求。

本次修订共涉及CCAR-25中的条款共93条，其中增加7条，修订78条，删除8条，按各分部分类如下：

分部	增加	修订	删除	总计
A	1			1
B		9	1	10
C	1	9		10
D	3	26	3	32
E		17		17
F	2	9	4	15
G		8		8
总计	7	78	8	93

以上合计占25部原条款总数的25%。此外，附录F、G作了修改，增加了附录J。

#### 4. 本次修订中修订标记【】的标注方法如下：

1) 凡修订文字均以黑括号【】标注，并在经修订的各节末尾，以小5号字注以“[199X年X月X日第二次修订]”。

2) 经第一次修订的各节，已标注黑括号而本次未修订者，原有黑括号仍予保留。

3) 对各节节号及标题，其修订部分(全部或部分)前后标注一完整的黑括号。

4) 节内一个自然段条款修订时，则在该自然段或该自然段内的修订部分(含条款号和文字)前后标注一完整的黑括号。

5) 一个自然段内局部文字至多出现二个不连续的闭合黑括号对，否则，该自然段全部文字用一个完整的黑括号括起。

6) 节内连续几个自然段修订时，则在每自然段开头标注一开始黑括号(【)，在最后一段结束处，标注一闭合黑括号(】)。

7) 每节内新出现的文字，包括从其他节内转移过来的文字，均视为新修订的文字。

8) 修订与FAR原文形式保持一致。原文中有“Reserved”和“Removed”者注明【[备用]】“【[删除]】”。

9) 对于原文中有删除,或有文字重新组织而条款减少,但原文未作注释者,本次修订稿对减去的条款既不加黑括号,也不加注释。

## 5. 修订参考资料

本次修订参考了美国联邦航空条例第25部(FAR25)的下列16项修正案:

修正案编号	标 题	生效日期
Amdt.25—67	运输类飞机旅客应急出口的位置	1989.07.24
Amdt.25—68	营运和飞行总规则的修订	1989.08.18
Amdt.25—69	燃油箱口盖的设计标准	1989.10.30
Amdt.25—70	运输类飞机机内广播系统的独立电源	1989.11.27
Amdt.25—71	改进后的运输类飞机增压座舱和隔舱的结构要求	1990.05.10
Amdt.25—72	特别评审: 运输类飞机适航标准	1990.08.20
Amdt.25—73	涡轮发动机飞机的燃油通风和废气排放要求	1990.09.10
Amdt.25—74	飞机座舱的防火	1991.05.16
Amdt.25—75	起落架音响警告	1992.01.06
Amdt.25—76	改进后的Ⅲ型应急出口通路 (含修正案121—228和135—43)	1992.06.03
Amdt.25—77	振动、抖振和气动弹性稳定性要求运输类飞机	1992.07.29
Amdt.25—78	轮胎充气采用氮气或其它惰性气体代替空气	1993.03.29
Amdt.25—79	应急撤离演示程序, 出口手柄照明要求和机内广播系统等零星更改	1993.09.27
Amdt.25—80	电气电子系统闪电防护	1994.05.31
Amdt.25—81	飞机顶升与系留设施的设计标准	1994.05.31
Amdt.25—82	应急定位发射机	1994.06.21

## CCAR25部 第二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
§ 25.21 (b)			√	25—72	
(d)		√		25—72	
§ 25.33 (c)		√		25—72	
(c) (3)	√			25—72	
§ 25.125 (a) (2)		√		25—72	
§ 25.147 (a)		√		25—72	
(b) (2)			√	25—72	改为“备用”
§ 25.149 (b)		√		25—72	
§ 25.149 (e)		√		25—72	
(f)		√		25—72	
(g)		√		25—72	
§ 25.177 (a)			√	25—72	
(b)			√	25—72	
(c)		√		25—72	
(d)	√			25—72	
§ 25.181 (a)		√		25—72	
(b)		√		25—72	
§ 25.205			√	25—72	
§ 25.251 (a)		√		25—72	
(b)		√		25—72	
(e)		√		25—72	
§ 25.253 (a) (3)		√		25—72	

## C 分部

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	
§ 25.305 (e)	√				
(f)	√				
§ 25.307 (b)			√		保留(b)改为“备用”
(c)			√		保留(c)改为“备用”
§ 25.351 (b)		√			
§ 25.365		√			
(e)		√			
(f)		√			
(g)		√			
§ 25.519 (a)	√				
(b)	√				
(c)	√				
§ 25.571 (b)		√			
(b) (2)		√			
(e) (1)		√			

## D 分部

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
§ 25.613 (b)		√		25—72	
(e)		√			
§ 25.615			√		
§ 25.625 (d)		√		25—72	
§ 25.629		√		25—72, 25—77	
§ 25.673			√		
§ 25.701 (a)		√		25—72	
(b)		√		25—72	
(c)		√		25—72	
(d)		√		25—72	
§ 25.723 (a)		√		25—72	
§ 25.729 (e) (2)		√			

中国民用航空规章第25部修订说明

§ 25.729 (e) (3)		√		25—72	
(4)		√		25—75	
(5)	√				
(6)	√				
§ 25.731 (b) (1)		√		25—72	
§ 25.733 (a) (1)		√			
(2)		√			
(c) (1)		√		25—72	
(2)		√		25—78	
(e)	√				
§ 25.735 (b)		√		25—72	
§ 25.772		√		25—72	
§ 25.773					
(b) (1) (i)		√			
(2) (i)	√			25—72	
(ii)	√				
§ 25.779 (b) (1)		√		25—72	
§ 25.781		√		25—72	图中“油门操纵手柄”改为“功率和推力操纵手柄”
§ 25.783 (g)		√		25—72	
§ 25.785 (a)		√			
(b)		√			
(c)		√			
(d)		√			
(e)		√		25—72	
(f)		√			
(1)		√			
(3)		√			
(g)		√			
(h)		√			
(i)		√			

中国民用航空规章第 25 部修订说明

(j)		√			同原 (d)
(k)		√			同原 (e)
(l)		√			同原 (k)
§ 25.791		√		25—72	
§ 25.801 (a)		√		25—72,25—77	
§ 25.803 (b)			√		保留(b),改为“备用”
(c)		√			
(d)			√	25—72	保留(d),改为“备用”
(e)			√		保留(e),改为“备用”
§ 25.805			√		
§ 25.807 (a)		√			
(b)		√			
(c)		√		25—67	
(d)		√		25—72	
(e)	√				
(f)	√				
§ 25.809 (d)		√			
(e)		√			同原 (i)
(f)		√		25—72	同原 (g)
(g)		√			同原 (d)
§ 25.809 (h)		√			同原 (e)
§ 25.810	√			25—72	同原 (j)
§ 25.811 (e) (2)		√		25—79	
(3)			√		
§ 25.813 (a)		√		25—72	保留(3),改为“备用”
(b)		√		25—76	
(c)		√			
§ 25.833		√		25—72	
§ 25.851 (a)		√		25—72	
(b)		√		25—74	
§ 25.853 (a)		√			
(b)		√		25—72	

中国民用航空规章第 25 部修订说明

(c)		√			
(d)		√			
(e)		√			
(f)	√				
§ 25.854	√			25—74	
§ 25.855 (a)		√		25—72	同原 (b) 同原 (c) 同原 (d)
(b)		√			
(c)		√			
(d)		√			
(e)		√			
(f)	√				
(g)	√				
(h)	√				
§ 25.855 (i)	√				
§ 25.869	√			25—72	

E 分部

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
§ 25.901 (b) (1) (i)		√			明确 33 部条款
§ 25.903 (a)(1)		√		25—73	明确 33 部条款
(2)(i)		√			
(b)		√			
(f)	√			25—72	
§ 25.905(c)		√			明确 35 部条款
(d)		√		25—72	
§ 25.925(a)		√		25—72	
§ 25.933(a)		√		25—72	
(1)		√		25—72	移自原 § 25.933(a)
(2)		√		25—72	移自原 § 25.933(b)
(3)		√		25—72	移自原 § 25.933(d)

中国民用航空规章第 25 部修订说明

(b)					
(1)	√			25—72	
(2)		√		25—72	移自原 § 25.933(c)
§ 25.934		√		25—72	明确 33 部条款
§ 25.941 (c)		√			勘 误
§ 25.945 (b)(4)			√	25—72	
§ 25.951 (d)	√			25—73	
§ 25.963 (e)	√			25—69	
§ 25.973 (a)			√	25—72	
§ 25.979 (b)(2)		√		25—72	
§ 25.1013(a)		√		25—72	
(c)		√		25—72	
§ 25.1093(b)(1)		√		25—72	
§ 25.1141(e)	√			25—72	
§ 25.1165(h)	√			25—72	
§ 25.1181(b)		√		25—72	

F 分部

条 款 号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备 注
§ 25.1305 (e) (3)			√	25—72	
§ 25.1307 (a)			√	25—72	备用
(f)			√	25—72	
(g)			√	25—72	
(h)			√	25—72	
§ 25.1316	√			25—80	
§ 25.1351 (d) (3)			√	25—72	
§ 25.1359			√		
§ 25.1411 (a) (1)			√	25—70	
(2)			√	25—79	
§ 25.1415 (a)		√		25—72,25—82	
(d)		√			
§ 25.1416			√		

中国民用航空规章第 25 部修订说明

§ 25.1419(a)		√		25—72	
(b)		√			
(c)		√			
§ 25.1423	√			25—70 25—79	
§ 25.1433		√		25—72	
§ 25.1435(a)		√		25—72	
(b)		√			
§ 25.1451			√	25—72	

G 分部

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
§ 25.1521(a)		√		25—72	原(b)(c)(d)组合 编排而成  原(b)(c)(d)组合 编排而成
(b)		√		25—72	
(c)		√		25—72	
§ 25.1521(d)		√		25—72	原该条 (e) 款
§ 25.1533(a)(2)		√		25—72	
§ 25.1543(b)		√		25—72	
§ 25.1551		√		25—72	
§ 25.1557(b)		√		25—72	
(3)		√		25—72	
§ 25.1581(a)(3)		√		25—72	
§ 25.1583(b)(1)		√		25—72	
(f)		√		25—72	
(i)		√		25—72	
§ 25.1587(b)		√		25—72	

附录 F

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
第 I 部分					
(a)	√			25—72	
(b) (1)		√		25—72	原(a)并有修改
(2)		√		25—72	原(b)并有修改
(3)		√		25—72	原(c)并有修改
(4)		√		25—72	原(d)并有修改
(5)		√		25—72	原(e)并有修改
(6)		√		25—72	原(f)并有修改
(7)		√		25—72	原(g)并有修改
(8)		√		25—72	原(h)并有修改
第IV部分(a)		√			
第V部分(a)		√			

附录 G

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
(b) (3) (i)		√			
(c) (2) (3)		√			
(d) (1)		√			

附录 J

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
附录 J	√				

## 第三次修订说明 (2001年5月1日)

### 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82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、离散突风载荷设计要求、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 及第一和第二次修订版的文字。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贴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  $V_{FC}/M_{FC}$  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CCAR25-R2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“ $V_C$ 不得小于 $V_B+43$ 节”改为“ $V_C$ 不得小于 $V_B+1.32U_{REF}$ ”, 并在后面的句子中加上主语 $V_C$ , 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 § 25.341 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 § 25.333、§ 25.337、§ 25.341(a)、§ 25.351 条款的修订而

作相应修改。

### 3.26 § 25.391 操纵面载荷: 总则

本条修订增加了 § 25.341 (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”。

### 3.27 § 25.415 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。

### 3.28 § 25.427 非对称载荷、§ 25.445 辅助气动力面

§ 25.427 和 § 25.445(a) 是随着 § 25.341 条的修订而作相应修改。

### 3.29 地面载荷

为使要求更为明确, § 25.473、§ 25.479、§ 25.481、§ 25.483、§ 25.485、§ 25.491 在文字上作了修改和调整。

### 3.30 § 25.493 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。

### 3.31 § 25.499 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 1.33 倍的系数。

### 3.32 § 25.561 总则

本条款由于 91 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。

### 3.33 § 25.571 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  $V_c$  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  $V_c$  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  $V_c$  的速度下，按 § 25.427(a)到(c)的规定；

(5)

(ii)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，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  $V_c$ ，或在 8000 英尺的高度上等于  $0.85V_c$ ，两者中取较严重者；

### 3.34 § 25.735 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。

3.35 § 25.783 由于 88 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 903 (a)(2) 及 903 (c) 进行了更改。由于此次修订是参考 FAR 25 Amdt 83 ~ 100 进行的, 而 FAR 25.903 (a)(2) 基于 FAR 33 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 CCAR 33 部的最新更改, 对 903 (a)(2) 进行了修订。903 (c) 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起动, 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 CCAR33 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)(ii)为新要求。

### 3.49 § 25.1517 颠簸气流速度 $V_{RA}$

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款协调而做更改，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》(AC-25-01)的修订中。

3.52 对CCAR-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(FAR-25)的下列18项修订案：

修正案编号	标 题	生效日期
Amdt.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
Amdt.25-84	与欧洲协调运输类飞机的某些飞行适航标准	1995/7/10
Amdt.25-85	当局引用语的修订	1995/12/28
Amdt.25-86	修订离散突风载荷设计要求	1996/3/11
Amdt.25-87	批准亚音速运输机高高度运行的标准	1996/7/5
Amdt.25-88	运输类飞机乘客应急出口的数量和形状	1996/12/9
Amdt.25-89	运输类飞机客舱内允许的二氧化碳浓度	1997/1/2
Amdt.25-90	营运要求	1997/3/12
Amdt.25-91	修订运输类飞机的结构载荷要求	1997/8/28
Amdt.25-92	提高中止起飞和着陆性能的要求	1998/3/20
Amdt.25-93	修订运输类飞机货舱和行李舱的标准	1998/3/19
Amdt.25-94	运输类飞机, 技术修订及其它纠正	1998/3/25
Amdt.25-95	雨水及冰雹的吸入标准	1998/4/30
Amdt.25-96	结构疲劳评定	1998/4/30
Amdt.25-97	滑行刹车情况	1998/6/26
Amdt.25-98	对增压装置操纵器件档位要求的修订	1999/3/10
Amdt.25-99	特别追溯要求	2000/6/7
Amdt.25-100	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)	√			25-92	
§ 25. 105 (c)(1)(i) (1)(ii)	√	√		25-92	
§ 25. 107 (a)(2)		√		25-92 25-94	
§ 25. 109 (a)(1)(2) (b)(c)(d) (f)(i)	√ √	√		25-92	
§ 25. 113 (a) (b) (c)(1) (c)(2)	√ √ √	√ √		25-92	
§ 25. 115		√		25-92	
§ 25. 119		√		25-84 25-94	
§ 25. 121		√		25-84	
§ 25. 125		√		25-84	
§ 25. 143 (c) (d)(e) (f)	√	√ √		25-84	
§ 25. 145 (b)(c) (d)		√ √		25-84 25-98	
§ 25. 149 (f)(g)(h)		√		25-84	
§ 25. 201 (b) (c)(1) (c)(2) (d)	√	√ √ √		25-84	
§ 25. 203 (c)		√		25-84	
§ 25. 253 (b)		√		25-84	

C 分部

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
§ 25. 305(d)		√		25-86	备用
§ 25. 321(c)	√			25-86	
(d)	√				
§ 25. 331(a)(1)(2)		√		25-86	
(c)		√		25-91	
(c)(1)		√			
§ 25. 333(c)			√	25-86	
§ 25. 335(a)(2)		√		25-86	
(b)(2)		√		25-91	
(d)		√			
(d)(1)		√			
(d)(2)		√			
§ 25. 341		√		25-86	
§ 25. 343(b)(1)(ii)		√		25-86	
§ 25. 345(a)		√		25-86	
(a)(2)		√		25-91	
(c)(2)		√			
§ 25. 349(b)		√		25-86	
				25-94	
§ 25. 351		√		25-86	
				25-91	
§ 25. 363		√		25-91	
§ 25. 365		√		25-87	
§ 25. 371		√		25-86	
				25-91	
§ 25. 373(a)		√		25-86	
§ 25. 391		√		25-86	
§ 25. 415(a)(2)		√		25-91	
§ 25. 427		√		25-86	
§ 25. 445		√		25-86	

中国民用航空规章第25部修订说明

§ 25. 473(a)		√		25-91	
(b)(c)(d)(e)		√			
§ 25. 479		√		25-91	
§ 25. 481(a)		√		25-91	
				25-94	
§ 25. 483(a)		√		25-91	
§ 25. 485		√		25-91	
§ 25. 491		√		25-91	
§ 25. 493(c)		√		25-97	
(d)(e)	√				
§ 25. 499		√		25-91	
§ 25. 561		√		25-91	
§ 25. 571(a)(3)		√		25-86	
(a)(3)(i)		√		25-96	
(a)(3)(ii)		√			
(b)(1)		√			
(b)(2)		√			
(b)(3)		√			
(b)(5)(ii)		√			
(e)(1)		√			

D 分部

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
§ 25. 735(f)		√		25-92	备用
(h)	√				
§ 25. 783		√		25-88	
§ 25. 785		√		25-88	
§ 25. 807		√		25-88	
				25-94	
§ 25. 810		√		25-88	
§ 25. 811		√		25-88	
§ 25. 812		√		25-88	
§ 25. 813		√		25-88	

中国民用航空规章第 25 部修订说明

§ 25. 831		√		25-89 25-87	
§ 25. 832		√		25-94	
§ 25. 841		√		25-87	
§ 25. 853		√		25-83	
§ 25. 855		√		25-93	
§ 25. 857		√		25-93	
§ 25. 858		√		25-93	

**E 分部**

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
§ 25. 903(a)(2) (c)		√		25-94 25-95 25-100	
§ 25. 1091(e)		√		25-100	
§ 25. 1185(a)		√		25-94	

**F 分部**

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
§ 25. 1447		√		25-87	

**G 分部**

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
§ 25. 1517	√			25-86	
§ 25. 1533(a)(3)		√		25-92	

**附录 F**

条款号	新增	修订	删除	FAR 修正案号	备注
附录 F 第 II 部分		√		25-94	
附录 F 第 IV 部分		√		25-83	

## CCAR-25-R3勘误表

### B 分部

序号	页码	条款号和行数	原内容	改正内容
1	2	25.21(d)第2行	容差	允差
2	3	25.25(b)(1)	最重的重量	最轻的重量
3	8	25.107(b)(3) 25.107(c)(1)(ii)	$V_{MAX}$	$V_{MC}$
4	8	25.107(d)第1、2行	$V_{WL}$	$V_{MU}$
5	7 10 11	25.105(c)(1)(ii) 25.109(b)(2)(ii)第1行 25.109(c)第1行 25.109(c)(1)第1行 25.109(c)(2)第1、4行 25.109(d)第1、2、3行 25.109(d)(1)第1行 25.109(d)(2)第2、3行	磨擦	摩擦
6	10	25.109(b)(2)(ii)第2行	尚须	尚需
7	10 11	25.109(c)(1)第1行、表格后第3行 25.109(c)(1)表格中 25.109(c)(2)第1、4行 25.109(d)(2)第3行、表格中、表格后第3行	轮胎—地面 轮胎—与—地面	轮胎与地面
8	10 11	25.109(c)(1)表格中 25.109(d)(2)表格中	$\mu_{L/GMAX}$	$\mu_{L/MAX}$
9	13	25.111(d)(2)第1行	形态适功率	形态、功率
10	13 14	25.113(b)(2) 25.113(c)(2)(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	湿跑道条件下, 沿着按§ 25.111确定的起飞航迹, 从起飞始点到飞机高于起飞表面4.6米
11	14	25.113(c)(1)(i)第1行	沿着放和	沿着按§
12	14	25.113(c)(2)(ii)第1行	全发滚珠	全发工作
13	14	25.113(c)(2)(ii)第3行	速度定值 $V_{TOR}$	速度达到 $V_{TOR}$
14	15	25.121(a)第3行	定了向后极限惯	定常爬升梯度
15	15	25.121(b)第2行	和以地	和以§
16	32	25.239(a)(1)第1行	喷贱	喷溅
17	33	25.253(a)(1)第1行	运动	运行

### C 分部

序号	页码	条款号和行数	原内容	改正内容
1	38	25.331(a)(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	在确定本条(b)和(c)的机动情况的升降舵偏角和弦向载荷分布时
2	54	25.415(b)表格中第3列第3个格	升降航	升降舵

### D 分部

序号	页码	条款号和行数	原内容	改正内容
1	94	25.729(a)(1)(ii)第1行	VSI	V <sub>SI</sub>
2	97	25.733(c)		删除行首空格
3	103	25.779(b)(1)表格中第6、7行	对于低压头增压器、…… 对于涡轮增压器、……	对于低压头增压器、…… 对于涡轮增压器、……
4	105	25.783(i)(2)	飞机采用爆炸帽来喷射灭火剂用, 根或几根	飞机处于正常地面姿态和对应于一根或几根
5	106	25.785(f)(3)第2行	规定航马赫数	规定的惯性力
6	113	25.807(i)(3)第2行	尺寸的出口	出口的尺寸
7	114	25.809(b)第3行	时, 必须能	时必须能
8	115	25.809(h)(2)第2行	可辨读	可辨读
	124	25.813(c)(3)(i)	辨读	辨读
9	119	25.812(a)第3行	公用	共用
10	121	25.812(k)(1)第1行	撞损着落	撞损着陆
11	123	25.813(c)(1)(i)第5行	应急出口	应急出口
12	129	25.841(b)(8)第3、4行	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。	上述规定的警告和自动显示装置应能在显著增加减压引起的危险以前启动。

### E 分部

序号	页码	条款号和行数	原内容	改正内容
1	156	25.1001(c)	对于活塞式发动机飞机, 必须有措施, 防止将飞机起飞着陆所用的油箱,	对于活塞式发动机飞机, 必须具有措施, 防止将起飞着陆所用油箱内的燃油应急排放到小于以75%最大连续功率飞行45分钟的需用油量。

### F 分部

序号	页码	条款号和行数	原内容	改正内容
1	185	25.1325(c)(2)第1行	除通大气的孔外静压系统都要气密。	除通大气的孔外,静压系统都要气密。
2	189	25.1337(d)第2行	传输系统	传输系统
3	191	25.1353(c)(2)第2行	单位	单体
4	193	25.1381(a)(2)(i)	遮蔽修订对提高运输类飞机的	遮蔽直射驾驶员眼睛的光线
5	193	25.1381(b)第1行	除非持我国适航标准与各在安全	除非在每一预期的飞行条件下
6	194	25.1387(l)第1行	左二附近(L)	左二面角(L)
7	194	25.1387(c)第2行	而另近美国联邦航空近局面110度	而另一个向右偏离第一个平面110度
8	195	25.1393	前、后航的评定必须包括与产生显著动态	前、后航行灯任一垂直平面内的最小光强
9	199	25.1411(c)第1行	远距信号装置	远距信号发射装置
10	200	25.1415(c)第2行	准批	批准

### G 分部

序号	页码	条款号和行数	原内容	改正内容
1	213	25.1517(3)第3行	$V_{RA}$ 必须小于 $V_{MO}$ --35 节	$V_{RA}$ 必须比 $V_{MO}$ 小 35 节
2	220	25.1583(d)第1行 25.1583(e)	必须必须提供 提供必须提供	必须提供 必须提供
3	219	25.1583(a)(2)第1行	。	
4	219	25.1583(a)(2)第2行	改出程度	改出程序

### 附录

序号	页码	条款号和行数	原内容	改正内容
1	236	附录 D(b)(2)第2行	告戒	戒备
2	244	第 I (b)(6)第7行	阻燃时间	阴燃时间
3	246	第 II (b)第2行 246 第 III (b)第2行	AC -25 -01	AC-25-01
4	249	附录 G(c)(2)第2行	的定义	$\bar{A}$ 的定义
5	252	II25.1(b)第4行	文件则……	文件,则……

## AC-25-01R2

序号	页码	条款号和行数	原内容	改正内容
1	15	图5 顶视图	205	305
2	24	(b)(3)第6行	试样高的度直至最大飞行 均匀直热通量。	试样所占据的区域内 提供均匀的热通量
3	24	(b)(6)(i)第1行	包括其发动机带有动机其 样的	包括试样夹具和支持 试样的
4	25	(b)(8)(ii)第2行	(b)(8)中	(b)(8)(ii)中
5	26	(d)(1)第2行	150 × 150	149 ± 1 × 149 ± 1