

颁发专用条件 ARJ21-700 飞机驾驶舱舱门 征求意见稿

编号：SCA001

反馈意见截止期：

1. 概述

本专用条件征求意见稿介绍了《 **ARJ21** 飞机驾驶舱舱门 专用条件》的制定背景及适用范围，并提出详细的专用条件草案。

2. 背景

为提升 **ARJ21-700** 型飞机驾驶舱门安全性水平，特制定本专用条件。本专用条件完全替代 **CCAR-25-R3** 中的 § **25.772** 条款，其中新增“必须有紧急措施使飞行乘务员能够在飞行机组失去能力的情况下进入驾驶舱”的要求；新增驾驶舱安保要求，具体地提出了驾驶舱门应该承受的冲击载荷及拉伸载荷，规定了驾驶舱门应该抵御轻型武器装备火力和爆炸装置的穿透要求，并对验证使用的子弹种类、速度及性能做出了详细要求。

3. 适用范围

本专用条件适用于 **ARJ21-700** 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

驾驶舱舱门

对于驾驶舱与客舱之间装有可锁舱门的飞机：

(a)对于最大客座量大于 **20**座的飞机，应急出口的布局必须设计成使机组成员或旅客都不必通过上述舱门就能到达为他们设置的紧

急出口；

(b) 必须有措施使飞行机组成员在该舱门被卡住的情况下能直接从驾驶舱进入客舱；

(c) 必须有紧急措施使飞行乘务员能够在飞行员失去能力的情况下进入驾驶舱。

保安事项

(a) 驾驶舱的保护如果根据运行规则需要驾驶舱门，驾驶舱门的安装必须设计成：

(1) 能够抵御未经许可人员的暴力入侵，关键部位能够承受 300 焦耳 (221.3英尺磅) 的冲击，同时在旋钮和把手处能够承受 1113 牛顿 (250磅) 的拉伸载荷；以及

(2) 能够抵御轻型武器装备火力和爆炸装置的穿透，达到等同于美国国家司法学会(NU)0101.04的 III a 水平。

5. 结论

CAAC拟颁发上述适用于 ARJ21-700飞机驾驶舱门的专用条件。

附：《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC表AAC-267)

颁发专用条件系统对结构的影响征求意见稿

编号: SCA002

反馈意见截止期:

1. 概述

ARJ21-700 型飞机采用电控操纵, 在设计上存在新颖、独特的特点, 目前 CCAR-25-R3 没有系统对结构影响的安全标准, 需要制订相应的专用条件。本专用条件征求意见稿介绍了《ARJ21 飞机系统对结构影响的专用条件》的制定背景及适用范围, 并提出详细的专用条件草案

2. 背景

主动飞行控制系统可以自动对除了驾驶员之外的其他外部输入给出响应。主动飞行控制系统扩展了驾驶员的功能、效率和可靠性, 所以系统失效时无人工备份的电传飞行控制正逐渐成为大型运输类飞机的标准设备。CCAR-25-R3 安全标准中未包含足够的要求来确定安装了这些先进设备飞机具有可接受安全水平。

虽然自动驾驶仪也被看作主动飞行控制系统, 但是通常他们的控制权限是被限制的, 所以其失效所造成的结果可以很容易的被驾驶员纠正。目前, 自动驾驶仪也集成到主动飞行控制系统中, 并被给予足够权限可以使飞机机动到结构设计限制。此项先进技术的使用和控制权限提高要求有一种新的方法来考虑控制系统与结构的相互影响。

CCAR-25-R3 中用于定义载荷包线的方法并没有充分考虑系统及其可靠性的影响。这些自动系统可能会不起作用或是在操纵权限减

少的降级模式下工作。因此，有必要确定结构的安全系数和飞机的使用裕度，使由于系统故障产生的载荷所导致结构失效的组合概率不超过安装了早期控制系统的飞机的相应水平。为了达到这个目标，有必要确定系统的故障状态及相应的故障出现概率以获得结构安全系数和使用裕度，来保证飞机具有可接受的安全水平。

早期的飞行控制系统只有两种状态，全部正常或全部失效。这两种状态均能立即被机组所察觉。新的主动飞行控制系统具有失效模态，允许系统在降级模态、不具有全部权限的情况下工作。降级的模态不能立即被机组发现，所以要求为这些系统安装监控系统，以提供关于降级系统的工作状态的报告。

3. 适用范围

适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

对于装有飞行控制系统、自动飞行系统、增稳系统、载荷减缓系统、颤振控制系统和燃油管理系统的飞机要按下列要求考虑：

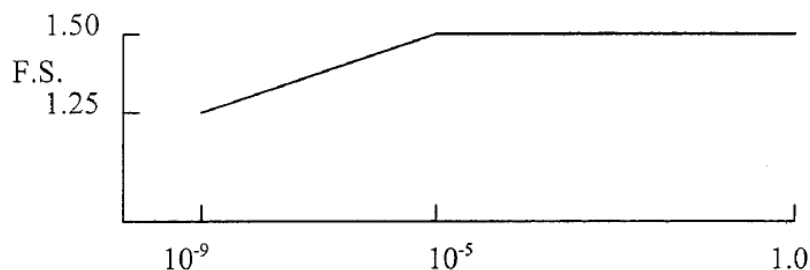
(a) 如果系统故障被证明是极不可能(故障概率 $<10^{-9}$) 发生的，则不需要考虑。

(b) 当系统故障概率 $\geq 10^{-9}$ 时，按下述状态来考虑：

(1) 系统出现故障的时刻：

(i) 从 1g 水平飞行状态开始，应建立包括驾驶员纠正动作的一个真实情况，用来确定故障发生时刻及失效后立即出现的载荷。飞机应能承受乘以合适安全系数(F.S.) 后的载荷，安全系数的选取见图

1。



P_j - 出现故障模式 j 时的概率(每小时)

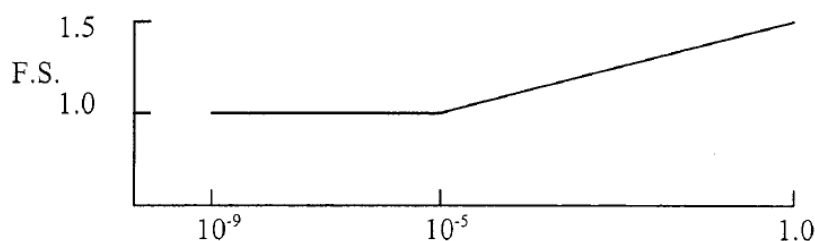
图 1 故障发生时刻的安全系数

(ii) 如果故障状态是可能的, 用此载荷(作为极限载荷) 对§ 25.571(b) 进行损伤容限评定。

(iii) 依据§ 25.629(b)(2) 进行颤振和发散的验证。

(2) 故障状态下持续飞行:

(i) 确定带故障状态飞行的载荷, 并乘以一个取决于故障状态下失效概率的安全系数(F.S.) (见图 2), 进行静强度验证。



Q_j - 故障模式 j 下的失效概率

$$Q_j = (T_j)(P_j)$$

其中:

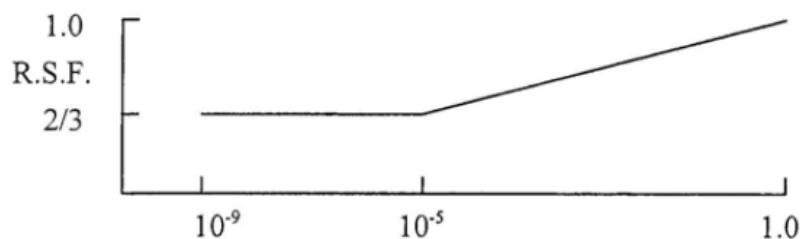
T_j - 故障模式下 j 下的平均飞行时间(小时)

P_j - 出现故障模式 j 时的概率(每小时)

注: 当 $P_j > 10^{-3}$ 时, 对于所有限制载荷均乘以 1.5 的安全系数。

图 2 故障状态持续飞行时的安全系数

(ii) 对于剩余强度验证, 对上述载荷需乘以一个系数。然而, 剩余强度至少是 1g 的飞行载荷加上故障状态载荷的 2/3 倍。剩余强度的系数选取见图 3。



Q_j - 故障模式 j 下的失效概率

$$Q_j = (T_j)(P_j)$$

其中:

T_j - 故障模式下 j 下的平均飞行时间(小时)

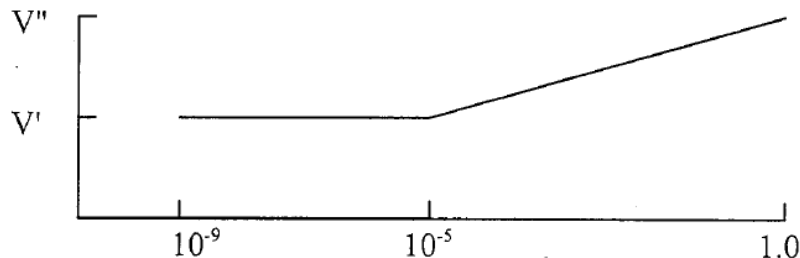
P_j - 出现故障模式 j 时的概率(每小时)

注: 当 $P_j > 10^{-3}$ 时, 剩余强度系统必须取 1.0。

图 3 剩余强度系数

(iii) 如果故障状态下的载荷对疲劳或损伤容限有明显的影响就必须考虑。

(iv) 颤振和发散根据图 4 限制的速度来验证, 其中的颤振速度包线 V' 和 V'' 依据 § 25.629(b) 来确定。



Q_j - 故障模式 j 下的失效概率

V' = 由 § 25.629(b) (2) 确定的速度包线

V'' = 由 § 25.629(b) (1) 确定的速度包线

$$Q_j = (T_j)(P_j)$$

其中:

T_j - 故障模式下 j 下的平均飞行时间(小时)

P_j - 出现故障模式 j 时的概率(每小时)

注: 当 $P_j > 10^{-3}$ 时, 颤振速度包线不能低于 V'' 。

图 4 颤振速度包线

(v) 对于可能发生的系统故障与 § 25.571(b) 的损伤组合, 颤振与发散的速度必须大于图 4 中 V' 。

5. 结论

由于 ARJ21-700 型飞机存在新颖、独特的设计，CAAC 拟颁发上述系统对结构影响的专用条件。

附:《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC表AAC-267)

颁发专用条件发动机突然停车征求意见稿

编号：SCA003

反馈意见截止期：

1. 概述

ARJ21-700 型飞机使用了高涵道比、大推力的发动机，当发动机突然停车时会产生较大的动载荷。CCAR-25-R3§ 25.361(b)不能完全覆盖诸如 ARJ21-700 型飞机所安装的发动机突然停车所产生的载荷。拟制订专用条件以覆盖相应的新颖设计。

2. 背景

在考虑发动机由于故障或结构失效(例如：压气机卡阻)致使突然停车所产生的限制扭矩载荷情况时，过去是由发动机制造商确定与典型失效情况相关的设计扭矩载荷，并将其提供给飞机制造商作为限制载荷，该限制载荷被认为是简单的纯扭矩静态载荷。由于现代喷气发动机的尺寸越来越大，具有高涵道比，能产生更大更复杂的动载荷，因此，需要考虑发动机突然停车所产生的动载荷的要求。

另外，服役历史表明，可能导致最严重载荷情况的发动机失效状态是风扇叶片的失效。需要考虑风扇叶片失效引起的动载荷对结构的影响。

3. 适用范围

本专用条件适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

对 CCAR-25-R3 § 25.361(b) 条款的符合性要根据美国联邦航空局发布关于发动机故障载荷咨询通告(AC25.362-1) 考虑发动机故障载荷, 按下列情况考虑:

(a) 对于涡轮发动机装置, 发动机架、吊挂及其支撑结构必须设计成能承受下列每种最大限制扭矩载荷及 1g 平飞载荷的同时作用:

(1) 由故障造成的、能使发动机推力在暂时丧失的发动机突然减速,

(2) 发动机最大加速。

(b) 对于辅助动力装置(APU), APU 架及其支撑结构必须设计成能承受下列每种最大限制扭矩载荷及 1g 平飞载荷的同时作用:

(1) 由于故障或结构损坏造成的 APU 突然减速,

(2) APU 的最大加速。

(c)对于发动机支撑结构, 必须考虑 1g 平飞载荷和下述动载荷同时作用的极限载荷:

(1) 任何风扇、压气机或涡轮叶片的丧失, 以及

(2) 任何能引起更大载荷的发动机结构损坏。

(d) 当(c)(1) 和(c)(2) 所定义的极限载荷作用到发动机架和吊挂上时, 必须乘以 1.0 的安全系数; 当作用到临近的机体支撑结构上时, 必须乘以 1.25 的安全系数。

5. 结论

CAAC 拟颁发上述有关发动机突然停车的专用条件。

附:《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC表AAC-267)

颁发专用条件起落架减震试验征求意见稿

编号：SCA004

反馈意见截止期：

1. 概述

本专用条件对适航标准中关于运输类飞机起落架减震试验要求进行了修订，减少了要求减震试验演示验证的设计重量情况数目，修改了减震试验的主要目标，即要求通过减震试验来验证起落架的动态特性，用以建立分析模型，而不是直接确定着陆载荷系数。同时，还删除了规章中关于符合性方法准则的一些要求。

2. 背景

随着运输类飞机设计的变化，对着陆载荷的要求也逐渐有了改变。最初，认为只需要通过分析即足以确定作用于刚体飞机上的着陆载荷系数。随着起落架系统的设计制造愈见复杂，飞机的柔性特性愈见提高，导致了对于实际减震试验的要求的变化，仅根据起落架装置的落震试验而确定的载荷系数已不够充分，要求确认起落架的动态特性。

3. 适用范围

本专用条件适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

修正 CCAR-25-R3 §25.473, 修订其(d)款如下：

§25.473 着陆载荷情况和假定

(d) 必须通过§25.723(a)规定的试验验证起落架的动态特性。

修正 CCAR-25-R3 §25.723 如下:

§25.723 减震试验

(a) 用于确定着陆载荷的起落架动态特性分析模型必须通过能量吸收试验进行验证，必须进行一系列试验来确保该分析模型对于§25.473规定的设计情况是有效的。

(1) 在设计限制条件下经受能量吸收试验的形态必须至少包括设计着陆重量或设计起飞重量，以产生较大的着陆冲击能量者为准。

(2) 起落架装置的试验姿态和试验时相应施加的阻力必须模拟飞机的各种着陆情况，模拟方式要能产生合理的或保守的限制载荷。

(b) 起落架在演示其储备能量吸收能力的试验中不得损坏，此试验模拟在设计着陆重量时下沉速度为 12英尺/秒并假定在着陆撞击时飞机的升力不大于飞机重量。

(c) 对于业经批准设计重量的更改以及设计中的小改的验证可以用分析的方法来代替本条所规定的试验，该分析必须以能量吸收特性相似、基本结构相同的起落架系统所作过的试验为依据。

5. 结论

CAAC 拟颁发上述有关起落架减震试验的专用条件。

附:《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(**CAAC**表AAC-267)

颁发专用条件隔热/隔音材料征求意见稿

编号： SCA005

反馈意见截止期：

1. 概述

2003 年 6 月，美国联邦航空局颁发了 FAR 25-111 修正案。该修正案具有可追溯性，要求： 2005 年 9 月 2 日之后制造的民用飞机隔热/隔音材料必须满足 FAR § 25.856(a) 条款规定的火焰传播试验要求，或其它经批准的等效试验要求； 2007 年 9 月 2 日之后制造的，客座量等于或大于 20 座的飞机，安装在飞机机身下半部分的隔热/隔音材料(包括将该材料固定在机身处的手段) 必须满足 FAR§ 25.856(b) 规定的抗火焰烧穿试验要求，或其它经批准的等效试验要求。

申请人自愿将上述 FAR 25-111 修正案两个条款要求纳入 ARJ21-700 飞机型号合格审定基础，故制定此专用条件，提升飞机安全性水平。

2. 背景

CCAR-25-R3 对飞机隔热隔音层的适航要求仅为§ 25.853(a) 条款的要求，即“ 舱内材料必须满足附录 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，无论飞机客座量为多少”。

为提升飞机安全性水平，2006 年 5 月，ARJ21-700 型飞机型号合格证申请人与 CAAC 就隔热隔音材料的适航审定基础进行讨论，将 FAR 25-111 修正案内容纳入审定基础。

基于上述背景，制定隔热隔音层材料专用条件。

3. 适用范围

本专用条件适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

隔热/隔音材料

(a) 机身的隔热/隔音材料必须满足本专用条件附录 1 规定的火焰传播试验要求，或其它经批准的等效试验要求。本条不适用于本专用条件 CCAR25 附录 1 第 I 部分定义的“小件”。

(b) 客座量等于或大于 20 座的飞机，安装在飞机机身下半部分的隔热/隔音材料(包括将该材料固定在机身处的手段) 必须满足本专用条件附录 2 规定的抗火焰烧穿试验要求，或其它经批准的等效试验要求。本条不适用于局方认为对抗火焰烧穿性没有作用的隔热/隔音的安装。

附录 1: 测定隔热/隔音材料的可燃性和火焰传播特性的试验方法
使用本试验方法来评估暴露在辐射热源和火焰下的隔热/隔音材料的可燃性和火焰传播特性。

(a) 定义。

“火焰传播”指至试样最远端可见火焰传播的最远距离，从燃烧源火焰的中点开始测量。在点火之后，试样上所有火焰熄灭之前测量该距离。本测量方法不是确定试验后的燃烧长度。

“辐射热源”指电热板或丙烷气体板。

“隔热/隔音”指用来提供热和/或声音保护的一种材料或材料体系。

包括由包覆膜封装的玻璃纤维或其它絮状材料，以及泡沫材料。

“零点”指燃烧器作用于试样的那一个点。

(b) 试验设备。

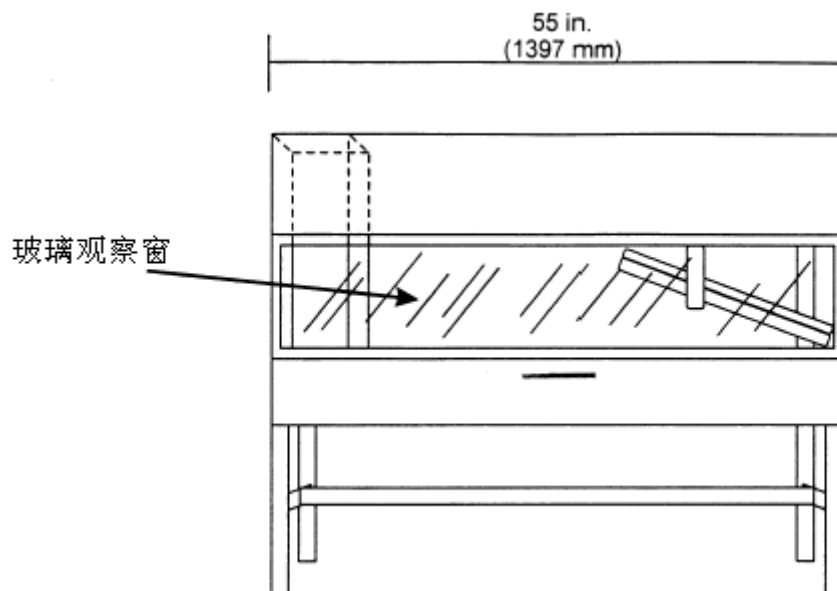


图 1- 辐射板试验箱

(1) 辐射板试验箱。在辐射板试验箱中进行试验(如上图 1 所示)。将试验箱放置在一个排气罩下方，以便在每次试验后将试验箱排烟。辐射板试验箱应为 1397 毫米(55 英寸) 长、495mm(19.5 英寸) 深，高于试验样件 710mm(28 英寸) 到最大 762mm(30 英寸) 的密封箱体。侧壁、底部和顶部有纤维状陶瓷绝缘体使其绝热，例如 Kaowool 陶瓷棉板材。在前面板，须提供 1321× 305 毫米(52× 12 英寸) 的通风、耐高温的玻璃窗用来观察试验过程中的试样。在窗口下放置一个门用于可移动的试样平台夹持器的进出。试验箱的底部必须是一个可滑动的钢平台，能够确保试样夹持器处于一个固定和水平的位置。试验箱必须有内置的烟囱，外部尺寸为 129 毫米(5.1 英寸) 宽、411 毫米(16.2 英寸) 深、330 毫米(13 英寸) 高，位于试验

箱中与辐射能源相对的一边。其内部尺寸必须为 114 毫米 (4.5 英寸) 宽、395 毫米 (15.6 英寸) 深。烟囱必须延伸到试验箱的顶部 (见图 2)。

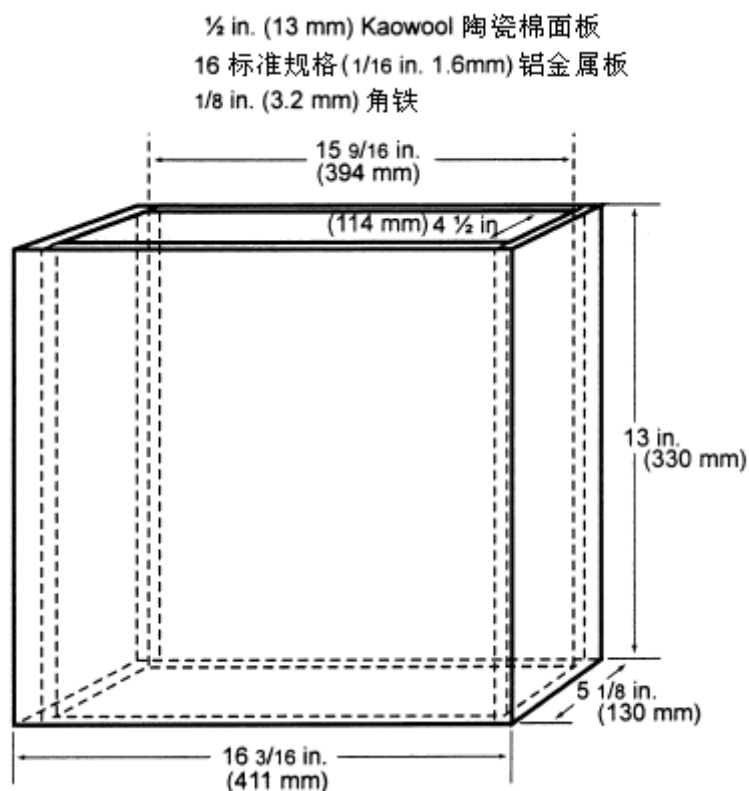


图 2- 内部烟囱

(2) 辐射热源。将辐射热能源安装在铸铁框架里或与此相同的框架里。电热板必须有 6 个 3 英寸宽的辐射条。该辐射条必须垂直于面板。该面板必须有 327×470 毫米 ($12 \frac{7}{8}$ 英寸 $\times 18 \frac{1}{2}$ 英寸) 的辐射面。该面板必须能够提供可达 704°C (1300°F) 的作业温度。丙烷气体板必须由耐火的多孔材料制成, 并且有 305×457 毫米 (12×18 英寸) 的辐射面。该面板必须能够提供可达 816°C (1500°F) 的作业温度。见图 3a 和 3b。

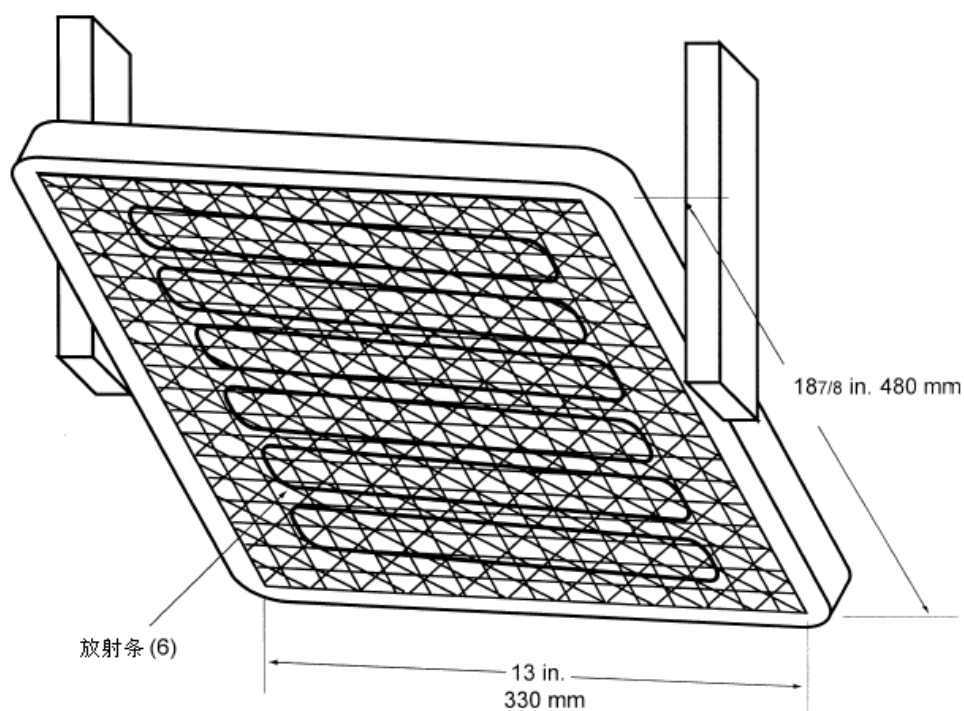


图 3a- 电热板

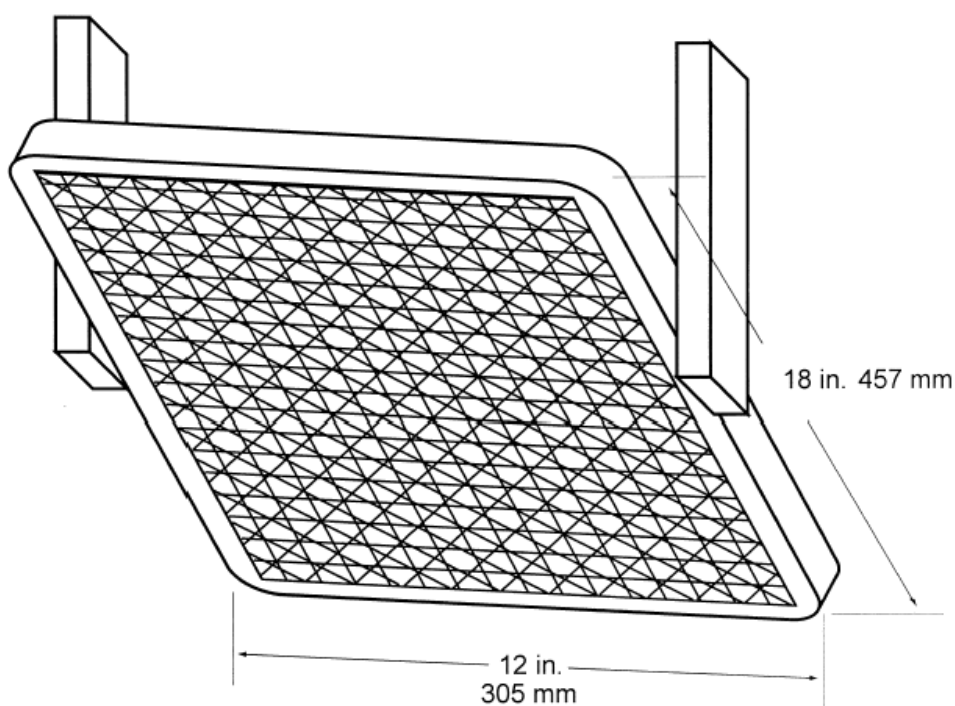


图 3b- 丙烷气体辐射板

(i) 电热辐射板。该辐射板工作电压必须为三相 208 伏。单相 240 伏的电热辐射板也是可以接受的。使用固态的功率控制器和微处理器为基础的控制器来设置电热板的工作参数。

(ii) 丙烷气体辐射板。使用丙烷(液化气) 作为辐射板的燃料。该辐射板的燃料系统必须由文氏管形 (Venturi-Type) 空气混合器组成, 用于在近似一个大气压的条件下混合丙烷气体和空气。提供适当的仪表用于监视和控制供向辐射板的燃油和空气的流量。包括一个气体流量计、一个气体流量调节器和一个气压计。

(iii) 辐射板的放置。将辐射板放置在试验箱中, 与试样水平面呈 30 度, 并在试样零点之上 7 又 1/2 英寸。

(3) 试样夹持系统。

(i) 使用可滑动的平台作为试样的放置架子。可以将支架(通过蝶形螺母) 固定在平台的上缘, 以便安装不同厚度的试样。将试样放置在 Kaowool 陶瓷棉层板上或 1260 标准板上或等效件上, 耐热板靠在可滑动平台的下缘或者靠在支架的基座上。有必要根据不同厚度的试样(为了符合试样高度的要求) 使用多层绝热板。一般来说, 可购买到厚度为 1/4 英寸(6 毫米) 的这些阻燃片层材料。见图 4。但是, 只要能够满足样品的高度要求, 比图 4 中所示 50.8 毫米(2 英寸) 还深的可滑动平台也是可接受。

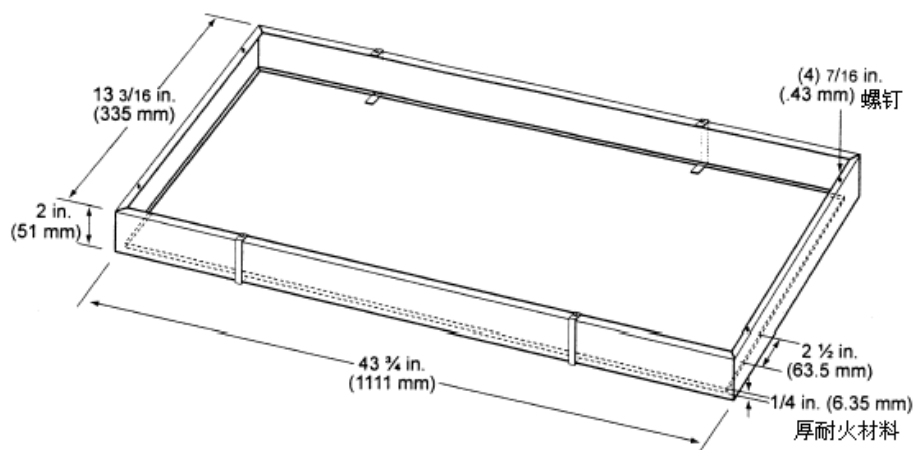


图 4- 滑动平台

(ii) 在平台的背面贴上 13 毫米(1/2 英寸) 厚, 1054× 210 毫米(41 又 1/2× 8 又 1/4 英寸) 的 Kaowool 陶瓷棉面板或其它耐高温材料。

该板用来隔热和防止试样过度预热。该板的高度不得阻碍可滑动平台的移动(进出试验箱)。如果该平台的背面已经被设计得足够高, 在可滑动平台移出时可以防止试样的过度预热, 则不需要隔热板。

(iii) 将试样水平放置在阻燃板上。然后用一个由低碳钢制作的保护/固定框架放置在试样上, 钢的厚度为 3.2 毫米(1/8 英寸), 框的总体尺寸为 584× 333 毫米(23× 13 又 1/8 英寸), 中间带有 483× 273 毫米(19× 10 又 3/4 英寸) 试样开口。框架上缘的前、后和右侧边缘必须靠在可滑动平台的顶部, 下缘必须夹紧试样的全部四边。下缘的右侧必须与可滑动平台对齐。见图 5。

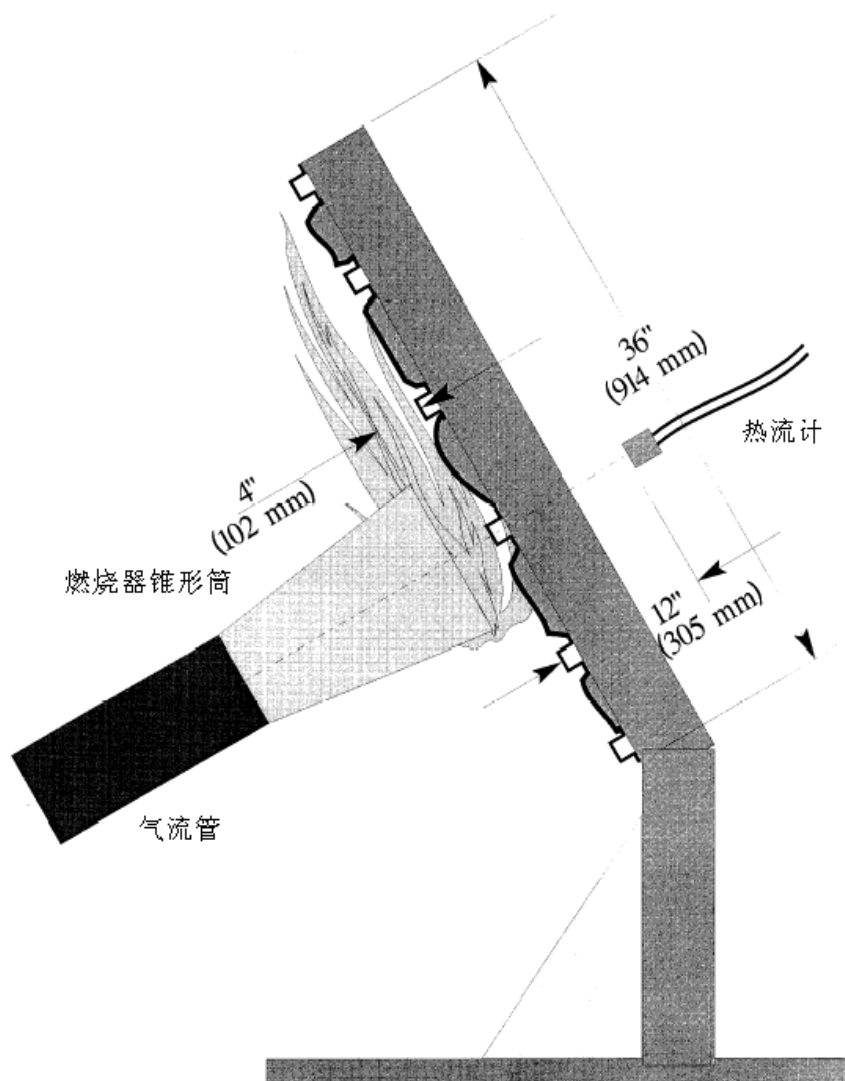


图 5: 三视图

(4) 燃烧器。用于点燃试样的燃烧器必须是丙烷文式管喷灯 (Bernzomatic™)，喷灯带有轴向对称的燃烧器喷嘴和孔径为 0.15 毫米(0.006 英寸) 的丙烷供给装置。燃烧管的长度必须为 71 毫米 (2 又 7/8 英寸)。丙烷流量必须通过嵌入式的调节器由气压来调节，以产生 19 毫米(3/4 英寸) 的蓝色的内焰。在燃烧器的顶端焊上一个 19 毫米(3/4 英寸) 的指示装置(例如一个薄金属条)，用来帮助设置火焰高度。总的火焰长度必须约 127 毫米(5 英寸) 长。提供一种将燃烧器从点火位置移开的方法，以使火焰保持水平并离开样品上

方至少 50 毫米(2 英寸)。见图 6。

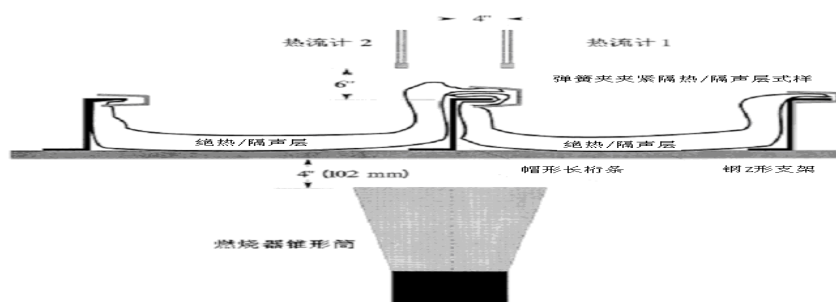


图 6- 丙烷燃烧器

(5) 热电偶。在试验箱中安装用来监测温度的美国线规(AWG) 24 号 K 型(铬镍铝镍) 热电偶。通过在箱的背面板钻一个小孔将其插入。热电偶安放在离舱壁右侧 292 毫米(11 又 1/2 英寸)，辐射板下方 51 毫米(2 英寸) 处，并从箱壁背面伸出 279 毫米(11 英寸)。也可以使用其它热电偶。

(6) 热流计。热流计必须是一英寸的圆柱形水冷、总热流密度、箔式 Gardon 热流计，量程为 0-5.7 瓦/厘米² (0-5BTU/英尺² 秒)。

(7) 热流计校准规范和程序。

(i) 热流计规范。

(A) 金属箔的直径必须为 6.35 ± 0.13 毫米(0.25 ± 0.005 英寸)。

(B) 金属箔厚度必须为 0.013 ± 0.0025 毫米(0.0005 ± 0.0001 英寸)。

(C) 金属箔材料必须是热电偶级的康铜。

(D) 温度测量必须是铜-康铜热电偶。

(E) 铜中心线的直径必须为 0.013 毫米(0.0005 英寸)。

(F) 热流计的整个表面必须涂上薄薄一层发射率为 96 或更大的“黑

天鹅绒”涂料。

(ii) 热流计的校准。

(A) 校准方法必须通过与类似的标准传感器进行比较。

(B) 标准传感器必须符合本附录 VI(b)(6) 段的规定。

(C) 标准传感器的基础标准应能溯源于国家标准与技术研究院 (NIST)。

(D) 传热的方法必须是一个加热的石墨板。

(E) 石墨板必须是电加热的，板的两面至少都有 51× 51 毫米(2 × 2 英寸) 的清洁表面区域，板厚为 3.2± 1.6 毫米 1/8± 1/16 英寸)。

(F) 将 2 个传感器相对置于板的中心点，与板保持相等距离。

(G) 热流计与板的距离必须不少于 1.6 毫米(0.0625 英寸)，也不大于 9.5 毫米(0.375 英寸)。

(H) 用于校准的范围应至少为 0 至 3.9 瓦/厘米²(0 至 3.5 BTU/英尺² 秒)，且不大于 0 至 6.4 瓦/厘米²(0 至 5.7 BTU/英尺² 秒)

(I) 使用的记录装置必须同时或者至少在 1/10 秒内记录 2 个传感器。

(8) 热流计装置。把可滑动平台抽出试验箱，安装热流计的支撑框并且在可滑动平台底部与支撑框连接的部位放置一层阻燃板。这样能防止校准过程中的热量损失。框架必须为 333 毫米(13 又 1/8 英寸) 深(从前到后)，203 毫米(8 英寸) 宽，并且靠在可滑动平台的顶端。框架必须用 3.2 毫米(1/8 英寸) 的钢板制造，并且有一个能够容纳 12.7 毫米(1/2 英寸) 厚的耐火板片材的开口，该板与可滑动平台的顶端平齐。这个板必须有 3 个穿过板的 25.4 毫米(1 英寸) 直

径的孔，用于插入热流计。从第一个孔(“零”点)的中心线到辐射板的表面的距离必须为 191 ± 3 毫米($7 \frac{1}{2} \pm \frac{1}{8}$ 英寸)。第一个孔的中心线到第二个孔的中心线的距离必须为 51 毫米(2 英寸)。第二个孔的中心线到第三个孔的中心线的距离必须与之相同。见图 7。只要第一个孔的中心线到辐射板的高度和孔之间的距离与本规定的一样，热流计支撑框结构上的差异是可以接受的。

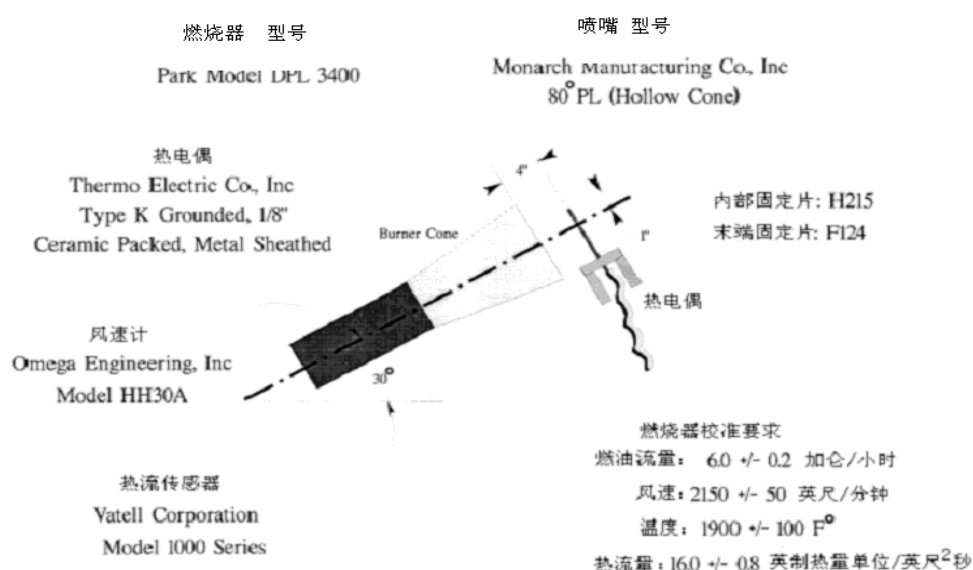


图 7- 热流计支撑框

(9) 仪表。提供具有合适量程的经校准的记录装置或者计算机化的数据采集系统来记录热流计和热电偶的输出值。在校准时，数据采集系统必须能够每秒记录热流计的输出值。

(10) 计时装置。提供一个秒表或其它装置，精确度为 ± 1 秒/小时，测量燃烧器火焰的作用时间。

(c) 试样。

(1) 试样制备。制备和试验最少三个试样。如果使用了各向异性的薄膜包覆材料，那么径向和纬向试样都要准备并试验。

(2) 结构。试样必须包括用于隔热/隔音结构的所有材料(包括纤维、薄膜、织物、胶带等)。切下一片芯体材料, 如泡沫或玻璃纤维, 然后切下一片足够大到能包覆芯体材料的薄膜包覆材料(如果使用了)。热封装是制备玻璃纤维试样的较好方法, 因为这样能够不压缩玻璃纤维制备试样(“ 盒型试件”)。不能用热封性的包覆材料可以用装订、缝合或者胶带的方法制备样品, 只要包覆材料能够切成不压缩核心材料而覆盖侧面的长度。扣紧方式应沿接缝的长度尽可能的连续。试样的厚度必须与安装在飞机上的厚度一致。

(3) 试样尺寸。为了方便将试样合适的放置到可滑动平台机架中, 切割非刚性的芯体材料, 例如玻璃纤维, **318 毫米(12 又 1/2 英寸)** 宽 **584 毫米(23 英寸)** 长。切割刚性材料, 例如泡沫, **292 毫米± 6 毫米(11 又 1/2 英寸)** 宽 **584 毫米(23 英寸)** 长, 使得其能够完全地放进可滑动平台机架中并且提供与机架开口一样的平整的和暴露的表面。

(d) 试样预处理。在试验前最少 **24 小时** 将试样置于 **21± 2℃(70 ± 5oF)** 和 **55% ± 10%** 相对湿度的环境下。

(e) 设备校准。

(1) 将可滑动平台滑出试验箱, 安装热流计支撑框, 然后将平台推回试验箱并将热流计插入第一个孔(“ 零” 位置)。见图 7。关闭位于可滑动平台下方的底门。热流计中心线到辐射板表面的距离必须为 **191 毫米± 3 (7 又 1/2 英寸± 1/8)**。在点燃辐射板之前, 确保热流计的表面是清洁的并确保热流计已经通水。

(2) 如果使用丙烷气体板, 则点燃气体的。调节燃油 /空气混合气使 “零” 位置达到 $1.7 \text{ 瓦 /厘米}^2 \pm 5\%$ ($1.5 \text{ BTU/英尺}^2 \text{ 秒} \pm 5\%$) 的热量。如果使用电热板, 设置功率控制器使其达到合适的热流量。确保热流计达到稳定状态(可能持续 1 小时), 在此期间, 燃烧器必须关闭并且处于下方位置。

(3) 达到稳定状态之后, 将热流计从“ 零” 位置(第一个孔) 移动 51 毫米(2 英寸) 到位置 1 并记录热流量。将热流计移动到位置 2 并记录热流量。在每个位置保持足够的时间使热流计稳定。表 1 给出了 3 个位置上典型的校准值。

表 1- 校准表

位置	英制热量单位/英尺 ² 秒	瓦/厘米 ²
“ 零” 位置	1.5	1.7
位置 1	1.51-1.50-1.49	1.71-1.70-1.69
位置 2	1.43-1.44	1.62-1.63

(4) 打开底门, 移出热流计和夹持装置。小心此时的装置非常烫。

(f) 试验程序。

(1) 点燃燃烧器。确保燃烧器位于平台顶部上方至少 51 毫米(2 英寸)。燃烧器直到试验开始才能接触试样。

(2) 将试样放置在可滑动平台夹持器中。确保试样的表面与平台的顶部平行。在“ 零” 点, 试样表面必须在辐射板下方 $191 \text{ 毫米} \pm 3 \text{ 7}$ 又 $1/2 \text{ 英寸} \pm 1/8 \text{ 英寸}$)。

- (3) 将保护/固定框架放置在试样上方。由于压缩, 因此有必要上下调节试样位置以确保试样在“零”位置与辐射板的距离为 $191 \text{ 毫米} \pm 3$ ($7 \frac{1}{2} \text{ 英寸} \pm \frac{1}{8} \text{ 英寸}$)。对薄膜/玻璃纤维组件试样, 很重要的一点就是在薄膜铺覆物上切口以排除内部的空气。这要求操作人员保持合适的试样位置(与平台顶部保持水平) 并且在试验过程中保持通风。纵向切口大约 51 毫米 (2 英寸) 长, 切口中心必须距离固定框架左边中点 $76 \text{ 毫米} \pm 13 \text{ 毫米}$ ($3 \text{ 英寸} \pm \frac{1}{2} \text{ 英寸}$)。
- (4) 迅速将可滑动平台推进试验箱并关闭底门。
- (5) 使燃烧器火焰在“零”点接触试样的中心并同时启动计时器。燃烧器必须与试样成 27° , 并在试样上方约 12 毫米 ($\frac{1}{2} \text{ 英寸}$)。见图 7。如图 8 所示的定位器可使得操作人员在任一时刻正确地定位燃烧器。

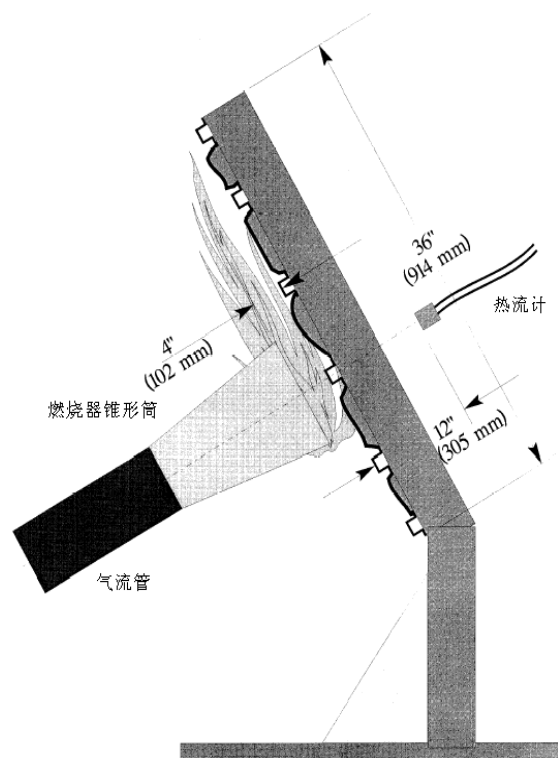


图 8- 丙烷燃烧器止动装置

(6) 使燃烧器在该位置点火 15 秒，然后移至试样上方至少 51 毫米 (2 英寸) 的位置。

(g) 报告。

(1) 确定和描述试样。

(2) 报告试样的任何收缩或者熔化现象。

(3) 报告火焰传播距离。如果该距离小于 2 英寸，报告试验通过 (无需测量)。

(4) 报告火焰后时间。

(h) 要求。

(1) 从燃烧器火焰中心线的左侧起，火焰传播不能超过 51 毫米(2 英寸)。

(2) 任何试样在移开燃烧器后焰燃时间不能超过 3 秒。

附录 2- 测定隔热/隔音材料的抗烧穿性的试验方法

使用下列试验方法来评估暴露在高强度开放火焰下的隔热/隔音材料的抗烧穿特性。

(a) 定义。

烧穿时间指燃烧火源烧穿试样的时间，和/或在燃烧器另一侧距离隔热/隔音层试验架受火面 30.5 厘米(12 英寸) 处热流量达到 2.27w/cm^2 (2.0 BTU /英尺²) 所需的时间，两者取较快者，以秒计。

在每一个隔热/隔音层试样内侧测量烧穿时间。

隔热/隔音层试样是指定位于试验台上，与垂直方向成 30 度角的两个试样中的一个。

一组试样指两个隔热/隔音层试样。两个试样必须是隔热/隔音层构造和材料的相同产品，试样的尺寸相应对称。

(b) 设备。

(1) 试验设备的布置如图 1 和图 2 所示，必须能够在预热期间将燃烧器旋转离开试样。

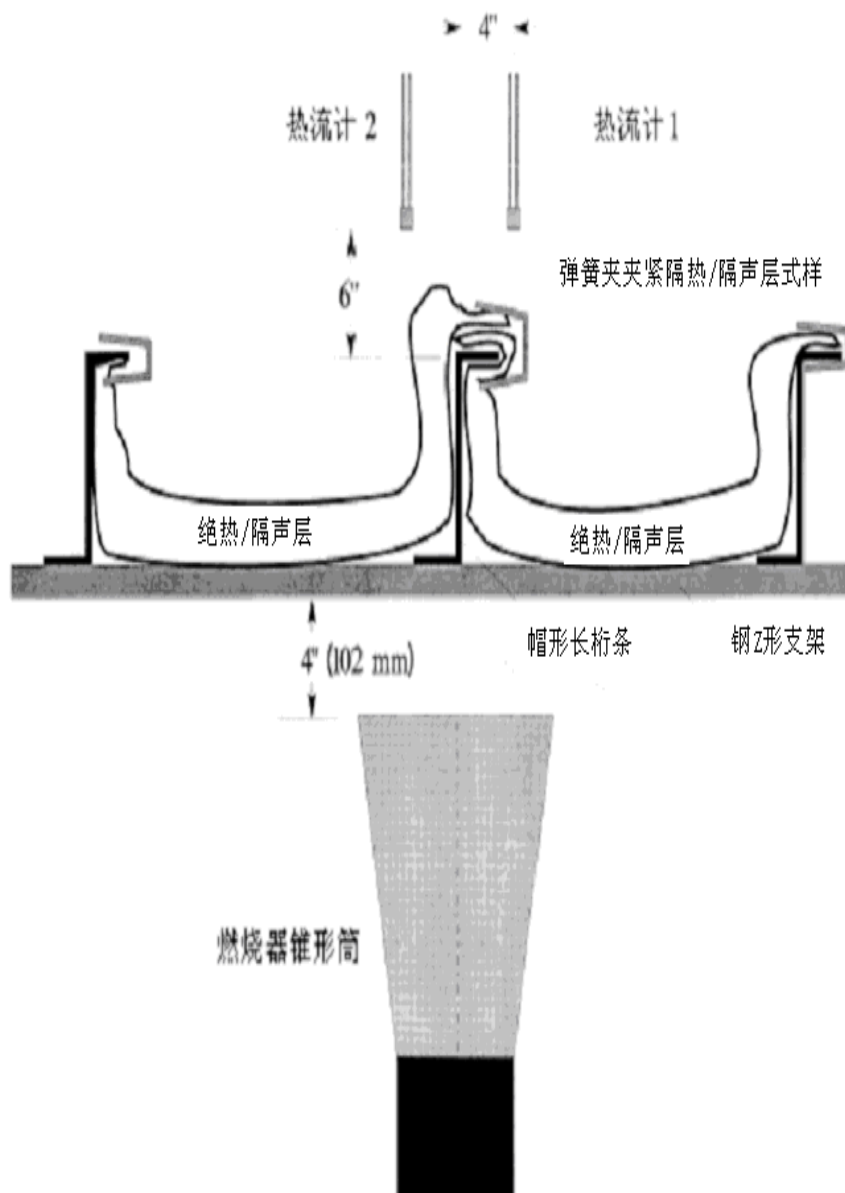


图 1- 烧穿试验设备试样夹持架

(2) 试验燃烧器。试验燃烧器必须为改进的枪型燃烧器, 如 Park DPL 3400 型。火焰特性很大程度上取决于实际的燃烧器设置。调节燃油压力、喷嘴深度、固定片位置和进口气流等参数以达到正确的火焰输出。

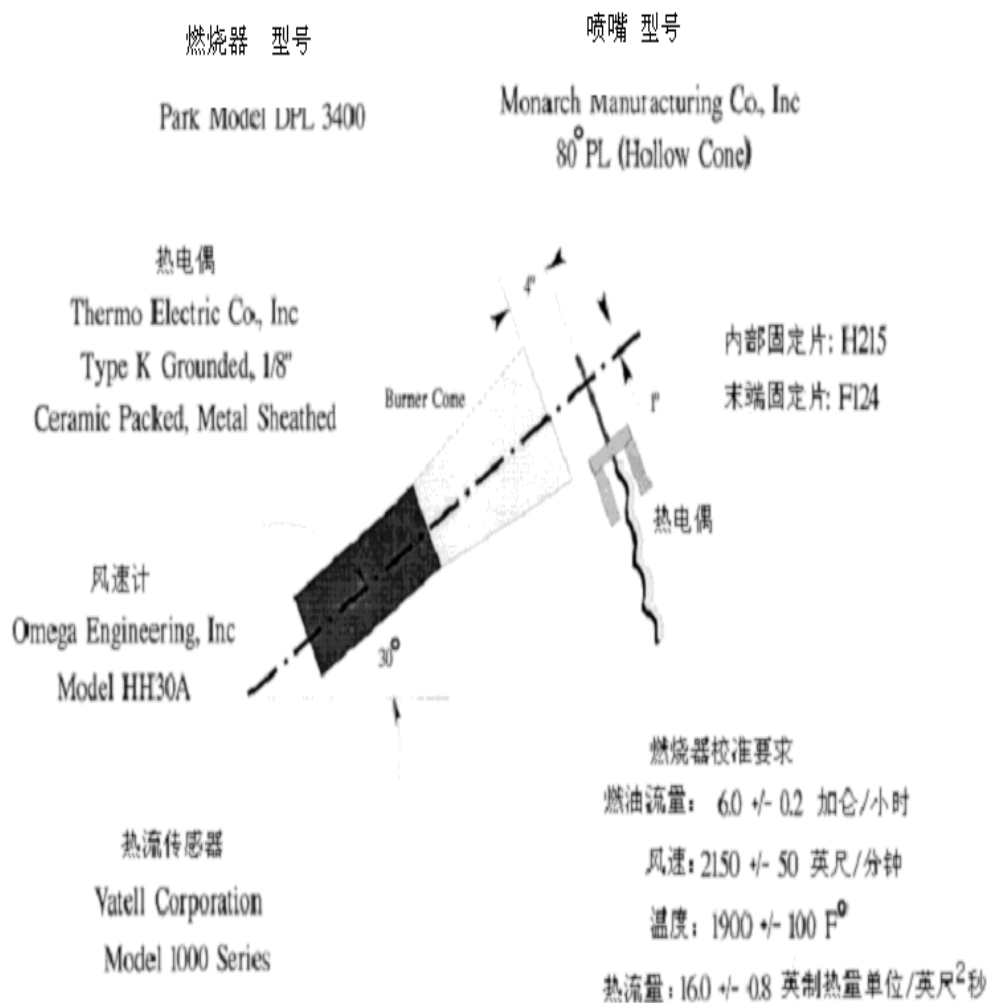


图 2- 烧穿试验设备

- (i) 喷嘴。喷嘴必须保持燃油压力以产生名义值为 0.378 升/分钟 6.0 加仑/小时) 的燃油流量。由 Monarch 制造的 80 度 PL(中空锥形) 喷嘴在 0.71 兆帕(100 磅/英寸 2) 压力、名义流速为 6.0 加仑/小时时能够达到合适的喷射模式。
- (ii) 燃油导轨。调节燃油导轨使之能够定位燃油喷嘴于距离出口固定片末端 8 毫米(0.3125 英寸) 深的位置，出口固定片必须安装在气流管的末端。
- (iii) 内部固定片。位于气流管中间的内部固定片必须定位在距燃油喷嘴尖 95 毫米(3.75 英寸) 深的位置。固定片的定位还应使点火器

位于 10 点到 11 点钟的中间位置(从外往里朝空气导管看时)。如果温度和热流量要求符合本附录 VII(e) 段的要求, 点火器角度的小偏差是可接受的。

(iv) 鼓风机。用于将空气抽进燃烧器的圆柱形的鼓风机必须直径为 133 毫米(5.25 英寸), 89 毫米(宽 3.5 英寸)。

(v) 燃烧器锥形筒。在气流管的末端安装一个 280 ± 3 毫米(12 ± 0.125 英寸) 的燃烧器锥形筒。这个锥形筒必须有一个 152 ± 3 毫米(6 ± 0.125 英寸) 高、 280 ± 3 毫米(11 ± 0.125 英寸) 宽的开口(见图 3)。

(vi) 燃油。使用 JP-8、Jet A 或国际上相同的燃油, 流量为 0.378 ± 0.0126 升/分钟(6.0 ± 0.2 加仑/小时)。如果不能获得该燃油, 在名义燃油流量、温度和热流量测量值符合本附录 VII(e) 段的要求的条件下, ASTM K2 燃油(2 级煤油) 或 ASTM D2 燃油(2 级燃油或者 2 号柴油) 是可接受的。

(vii) 燃油压力调节器。提供燃油压力调节器, 调节使得能够提供名义 0.378 升/分钟(6.0 加仑/小时) 的流量。对于名义值为 6.0 加仑/小时 80 度喷射角的喷嘴(如 PL 型) 在 0.71 兆帕(100 磅/英寸²) 燃油压力时能够提供 0.378 ± 0.0126 升/分钟(6.0 ± 0.2 加仑/小时) 的流量。

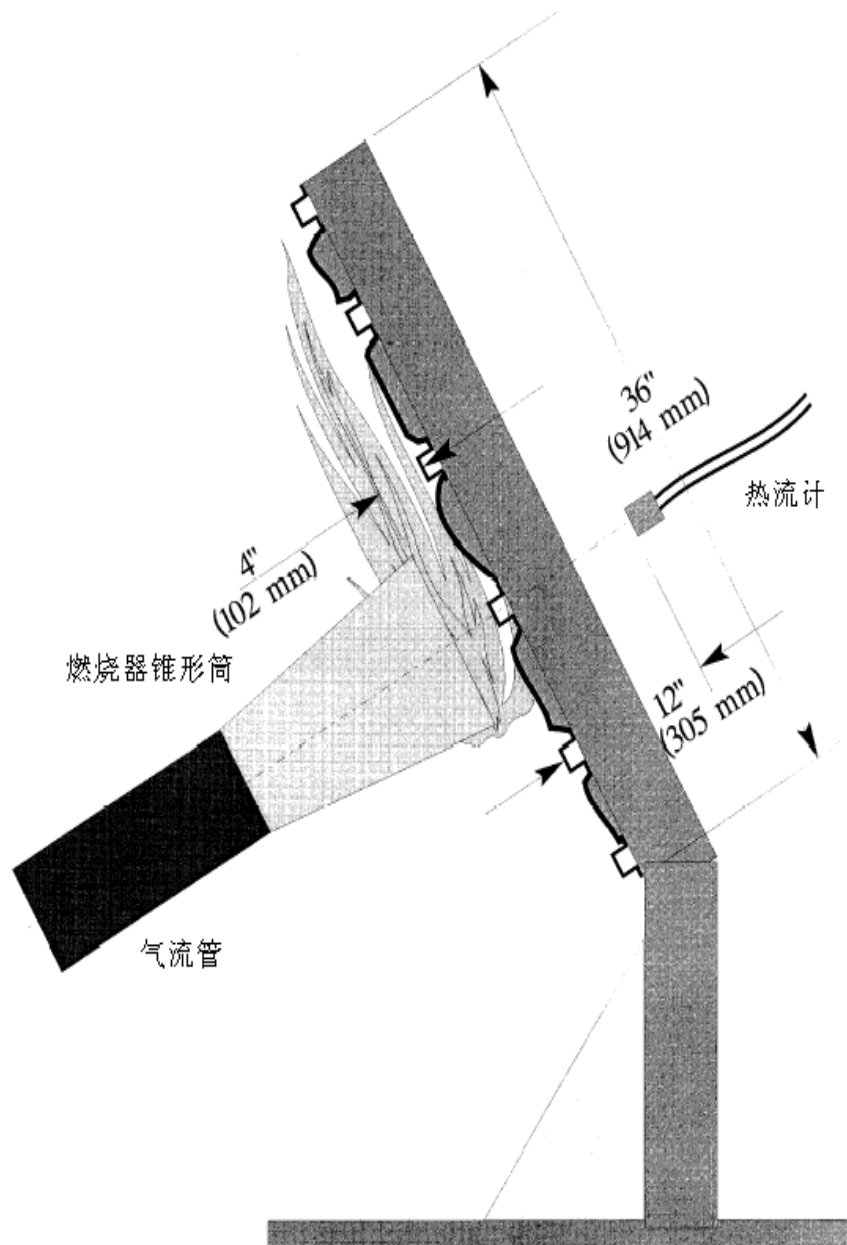


图 3- 燃烧器气流管锥形筒展开图

(3) 校准台和装备。

(i) 制作单独的校准台将热流计和热电偶耙一体化以测量热流和温度。定位校准台使得燃烧器能够毫不困难地从试验台位置移动到热流量或温度位置。

(ii) 热流计。热流计必须为总热流量、Gardon 箔式热流计，具有合适的量程，如 0~22.7 瓦/厘米² (0~20 BTU /英尺² 秒)，精度为显

示读数的 $\pm 3\%$ 。热流量校准方法必须符合本附录 VI(b)(7)。

(iii)热流计安装。将热流计安装在 $152\times 305\pm 3$ 毫米 $6\times 12\pm 0.125$ 英寸)、 19 毫米 ± 3 毫米(0.75 ± 0.125 英寸) 厚的绝热板上, 在校准过程中, 该绝热板放置在热流计校准台上(图 4)。注意绝热板的老化并在必要时更换。必要时调节安装位置来确保热流计的表面与试验燃烧器锥形筒的出口 平面平行。

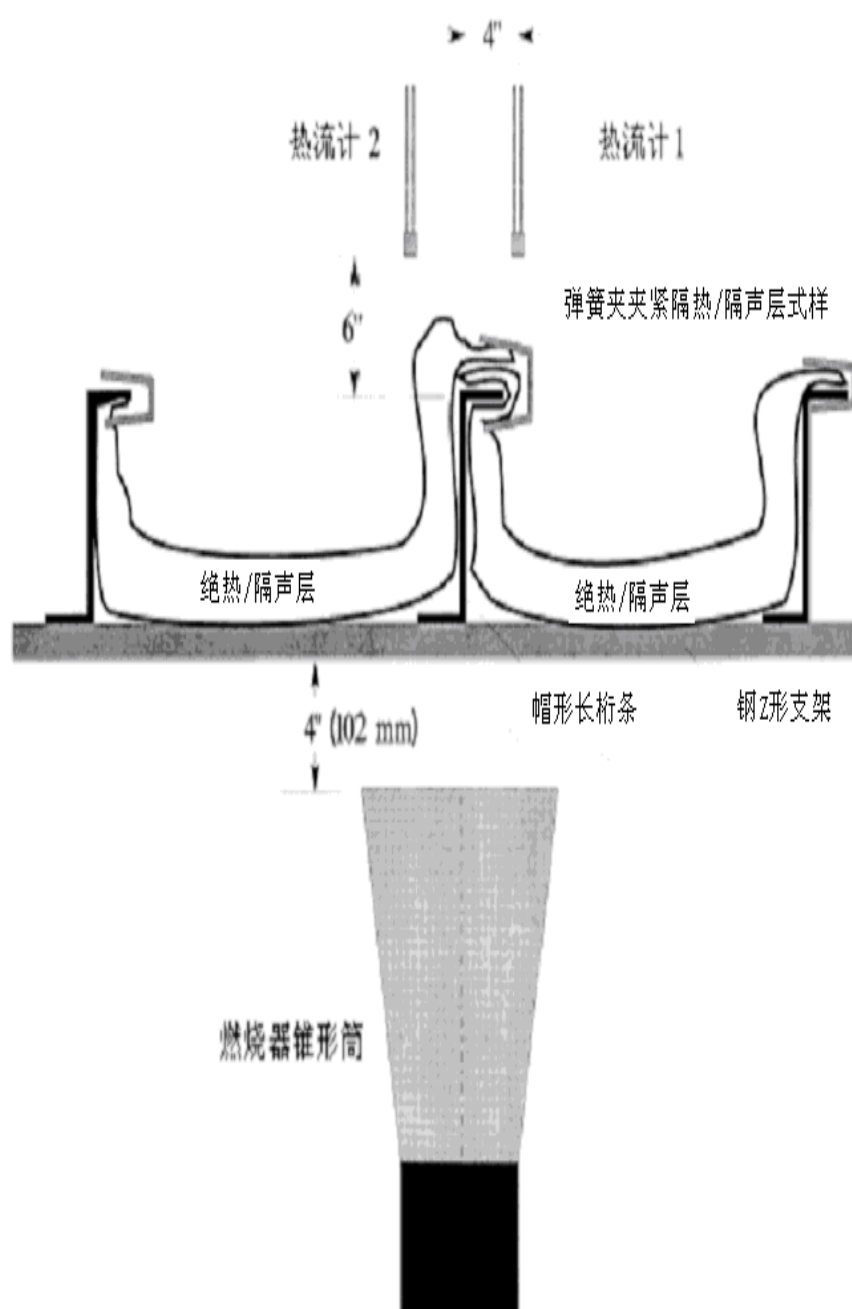


图 4- 热流计与燃烧器锥形筒的相对位置

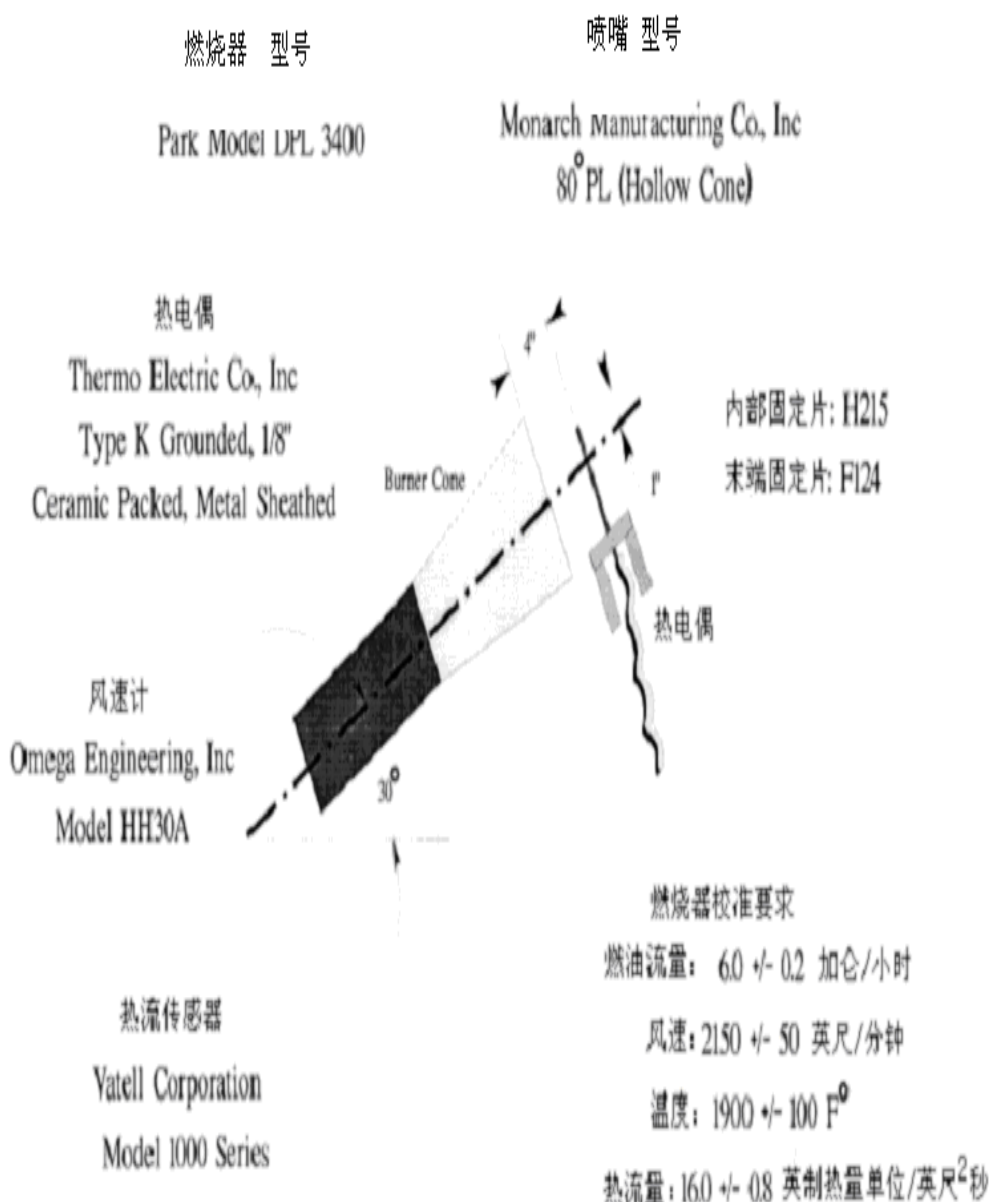


图 5- 热电偶耙与燃烧器锥形筒的相对位置

(iv) 热电偶。提供 7 根 3.2 毫米(1/8 英寸) 的陶管包封、金属护套、美国线规(AWG) 24 号名义尺寸导线接壳的 K 型(铬镍铝镍) 热电偶用于校准。将热电偶附在一个角钢支架上制成热电偶耙以便在燃烧器校准过程中放置在校准台中(图 5)。

(v) 风速计。使用一个叶片风速计来校准进入燃烧器的空气的速度。

Omega Engineering Model HH30A 就可以满足要求。使用合适的适配器将测量装置连接在燃烧器的入口一侧,以防止空气进入燃烧器而没有通过测量装置,这会导致读数偏低的错误。使用 102 毫米(4 英寸)宽、6.1 米(20 英尺)长的柔性管来给燃烧器入口供应新鲜的空气,防止吸入烟尘导致风速计的损坏。可选的永久安装在燃烧器入口区域的空气过滤机能够有效地遮护风速计并提供柔性入口管的安装端口。

(4) 试样安装框。为试样制作一个安装框,如图 1 所示,除中央直立支架用 6.4 毫米(1/4 英寸)厚的钢来减少热变形外,其它部位都用 3.2 毫米(1/8 英寸)厚的钢。试样安装框的长桁(水平)应用螺栓固定在试验框板(垂直)上,使得长桁的膨胀不会引起整个结构变形。使用安装框来安装两个隔热/隔音层试样,如图 2 所示。

(5) 背面热流计。在试样安装框的背面(冷)区域,隔热/隔音层试样后面安装两个总热流量 Gardon 型热流计,如图 6 所示。沿着与燃烧器锥形筒中心线相同的平面定位热流计,与试验框的垂直中心线的距离为 102 毫米(4 英寸)。

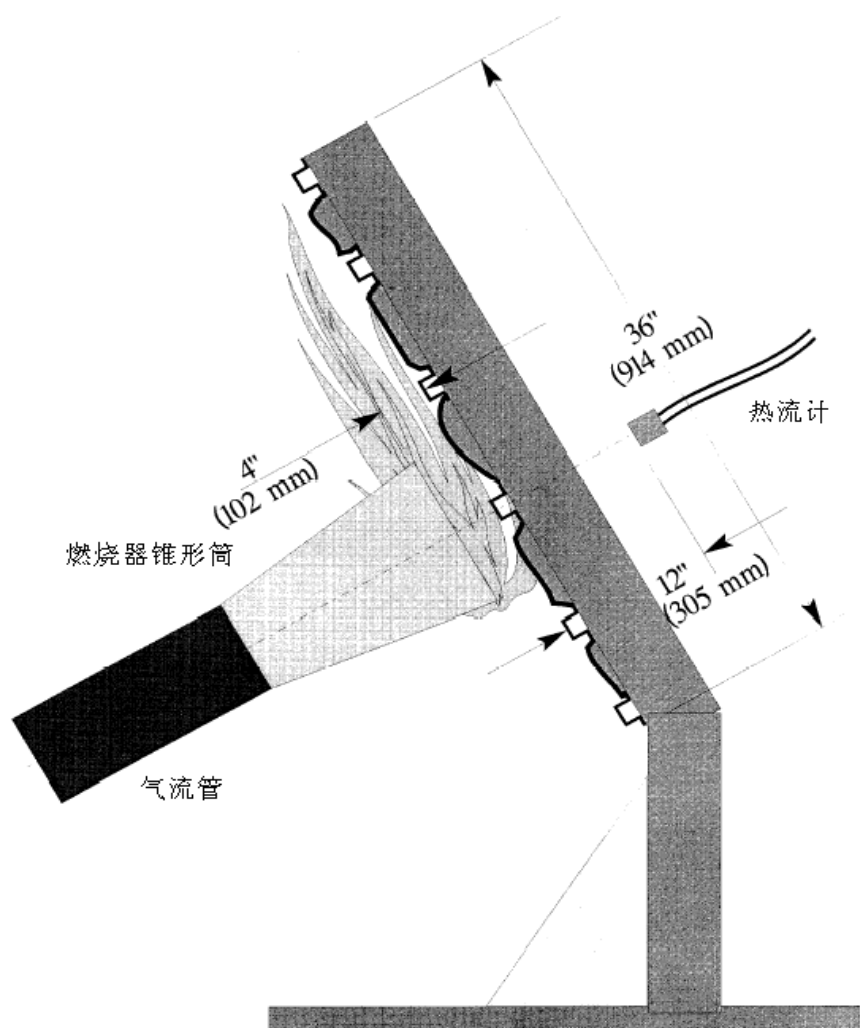


图 6- 背面热流计与试样架的相对位置

- (i) 热流计必须为总热流量、箔式 Gardon 热流计，具有合适的量程，如 0-5.7 瓦/厘米²(0-5 BTU/英尺²秒)，精度为指示读数的 $\pm 3\%$ 。热流量校准方法必须符合本附录 VI(b)(7)。
- (6) 仪表。提供一个具有合适量程的记录电位计或其它合适的经校准的仪表来测量和记录热流计和热电偶的输出值。
- (7) 计时装置。提供一个秒表或其它装置，精确度为 $\pm 1\%$ ，测量燃烧器火焰的作用时间和烧穿时间。
- (8) 试验间。在一个合适的试验间中进行试验以减少或消除由于空气运动造成的试验波动可能性。这个试验间必须具有的最小的底座面

积为 305× 305 厘米(10× 10 英尺)。

(i) 排烟系统。给试验间提供一个能够在试验期间清除燃烧产物的排烟系统。

(c) 试样。

(1) 试样准备。至少准备同一个结构和构形的 3 组试样用于试验。

(2) 隔热/隔音层试样。

(i) 对于纤维状材料如玻璃纤维, 做好的试样毯组件必须为 81.3× 91.4 厘米(32 英寸宽、36 英寸长), 不包括热封膜的边缘。

(ii) 对于刚性体和其它非变形类型的隔热/隔音层材料, 完成的试样必须能以重现实际使用中安装状态的方式放进试验台中。

(3) 结构。用主要的部件(例如, 隔热/隔音层材料、防火材料(如果使用了的)、以及防潮薄膜) 和装配工艺(有代表性的接缝和封口) 制作需要测试的每一个试样。

(i) 防火材料。如果隔热/隔音层结构中带有防火材料, 则以能反应安装状态的布置放置此材料, 例如如果防火材料放置在隔热/隔音层材料的外侧、防潮薄膜的内侧, 那么应按照相同的方式将它放在试样中。

(ii) 隔热/隔音材料。如果隔热/隔音层使用了多种隔热/隔音材料(成分、密度等), 必须有能够代表实际使用的隔热/隔音材料组合制备试样。但是, 如果使用了相似的隔热/隔音材料组合成几种类型的隔热/隔音层, 那么在能够包含不同组合的条件下无须测试每一个组合。

(iii) 防潮薄膜。如果制成的隔热/隔音层结构使用了多种防潮薄膜,

则分别对每一个组合进行试验。例如，如果聚酰亚胺薄膜和隔热/隔音材料组合使用以提高烧穿能力，当它与聚氟乙烯薄膜组合式，也要与这种和聚氟乙烯薄膜组合的隔热/隔音层进行同样的试验。

(iv) 安装在试验架上。使用 12 个钢弹簧夹将隔热/隔音层试样与试验架固定，如图 7 所示。使用这些弹簧夹将隔热/隔音层固定在二个外部竖立支架和中间竖立支架上(每一个支架 4 个夹子)。夹子的表面应为 25× 51 毫米(1 英寸× 2 英寸)。顶部和底部夹子安装在距离试验支架顶部和底部各 15.2 厘米(6 英寸) 处。在距离试验支架顶部夹子和底部夹子 20.3 厘米(8 英寸) 处安装二个中部夹子。

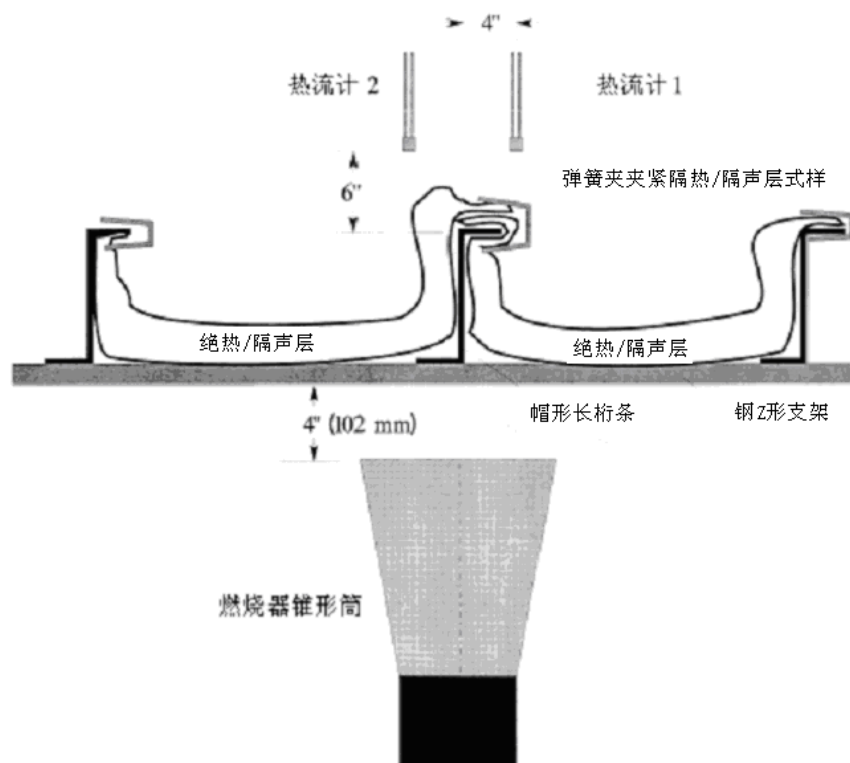


图 7- 试样在试验框上的安装

(注：对于不能按照图 7 安装的隔热/隔音层材料，该隔热/隔音层必须按照经局方批准的方式安装。)

(v) 预处理。在试验前至少 24 小时将试样置于 $21 \pm 2^{\circ}\text{C}$ ($70 \pm 5^{\circ}\text{F}$)

和 $55\% \pm 10\%$ 相对湿度的环境下。

(d) 设备准备。

(1) 调整支架, 以确保燃烧器锥形筒与热流计和/或热电偶靶对准。

(2) 打开试验间的排烟系统。不要打开燃烧器风机。使用叶片型风速计或等效的测量设备测量试验间的风速。隔热/隔音层试样上部顶端后面的垂直风速必须为 0.51 ± 0.25 米/秒(100 ± 50 英尺/分钟)。

该点的水平风速必须小于 0.25 米/秒(50 英尺/分钟)。

(3) 如果没有已校准的流量计, 使用合适尺寸的量筒测量燃油流量。

在确保点火系统已关闭后, 打开燃烧器电机/燃油泵。通过一根塑料管或橡胶管将燃油收集到量筒中 2 分钟。以加仑为单位确定每小时的流量。燃油流量须为每小时 0.378 ± 0.0126 升/分钟(6.0 ± 0.2 加仑)。

(e) 校准。

(1) 将燃烧器移动在热流计前面并居中, 使燃烧器锥形筒出口的垂直面距热流计表面 102 ± 3 毫米(4 ± 0.125 英寸)。确保燃烧器锥形筒的水平中心线在热流计的水平中心线下方 25 毫米(1 英寸)(图 8)。

不改动热流计的位置, 将燃烧器移至热电偶靶前, 使得中间的热电偶

(7 个热电偶中的第 4 个) 位于燃烧器锥形筒的中点。

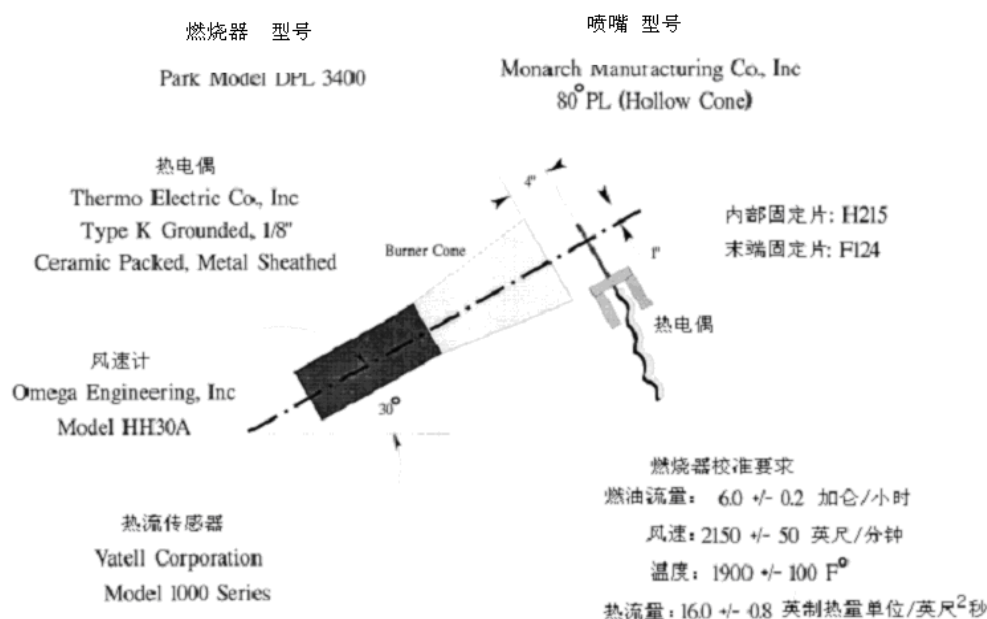


图 8- 燃烧器信息和校准设施

确保燃烧器锥形筒的水平中心线也在热电偶尖的水平中心线下方偏离 1 英寸。将燃烧器旋转到各个位置来再次检查测量装置，确保锥形筒和热流计及热电偶靶对准。(注：试验燃烧器定位系统必须带有“锁销”来确保燃烧器锥形筒相对于热流计和热电偶靶能对准，使得校准过程中实现燃烧器的快速定位。)

(2) 在适配器或空气过滤机中定位风速计，确保在气流速度测量装置周围可能泄漏空气的地方没有缝隙。在确保燃油电磁阀和点火器是关闭的情况下打开风机/电机。调节进气速度达到 10.92 米/秒(2150 英尺/分钟)，然后关闭风机/电机。(注：Omega HH30 风速计测量 2.625 英寸的直径。为了计算进气流量，用横截面(0.03758 英尺²)乘以气流速度(2150 英尺/分钟)以得出 80.80 英尺³/分钟的流量。可以使用不是 HH30 的风速计，只要经计算的 2.29 米³/分钟(80.80 英尺³/分钟)流量是相等的。)

(3) 将燃烧器从试验位置旋转到预热位置。在点燃燃烧器前, 确保热流计表面没有烟灰沉积物, 并有水通过热流计。检查并清洁燃烧器锥形筒的燃烧产物堆积、烟灰等。在燃烧器锥形筒内部的烟灰堆积会影响火焰特性并使校准变得困难。由于燃烧器锥形筒会随时间变形, 应定期检查尺寸。

(4) 当燃烧器仍在预热位置时, 打开风机/电机, 点火器和燃油, 点燃燃烧器。预热 2 分钟。移动燃烧器到校准位置, 保持 1 分钟使热流计到达稳定, 然后在 30 秒钟的时间里每秒记录一次热流量。关闭燃烧器, 旋转离开该位置, 使其冷却。计算 30 秒时间里的平均热流量。平均热流量应为 18.2 ± 0.9 瓦/厘米² (16.0 ± 0.8 BTU/英尺² 秒)。

(5) 定位燃烧器于热电偶靶前。检查合适的安装后, 旋转燃烧器到预热位置, 打开风机/电机, 点火器和燃油, 并点燃燃烧器。预热 2 分钟。移动燃烧器到校准位置并保持 1 分钟使热电偶达到稳定, 然后在 30 秒的时间里每秒记录一次 7 个热电偶的各自温度。关闭燃烧器, 旋转离开该位置, 使其冷却。计算 30 秒时间里的每个热电偶的平均温度并记录。7 个热电偶的各自平均温度应为 $1038 \pm 56^{\circ}\text{C}$ ($1900 \pm 100^{\circ}\text{F}$)。

(6) 如果热流量或温度都不能在规定的范围内, 则调节燃烧器的进气速度并重复上述的(4) 和(5) 段程序以获得正确的值。确保进气速度在 10.92 ± 0.25 米/秒 (2150 ± 50 英尺/分钟) 的范围内。

(7) 每次试验前必须校准直至到证明稳定为止。在证明已经达到稳定之后, 在一系列试验校准前后可进行多次试验。

(f) 试验程序。

(1) 在试验支架上固定两个隔热/隔音层试样。按图 7 所示的四个弹簧夹将隔热/隔音层定位在试验架中央竖立支架上(根据本附录本部分(c)(4) 或(c)(4)(i) 的要求)。

(2) 确保燃烧器锥形筒的垂直面距试验支架水平长桁的外测表面为 102 ± 3 毫米(4 ± 0.125 英寸), 并且燃烧器和试验支架都与垂直方向夹 30 度角。

(3) 准备开始试验时, 将燃烧器从试验位置移到预热位置, 使火焰不会过早地接触试样。打开并点燃燃烧器, 保持稳定 2 分钟。

(4) 开始试验, 旋转燃烧器到试验位置并同时启动计时装置。

(5) 将试样暴露在燃烧器火焰下 4 分钟, 然后关闭燃烧器。立即将燃烧器从试验位置移开。

(6) 确定烧穿时间(在适用的地方), 或热流量超过 2.27 瓦/厘米² (2.0 BTU/英尺² 秒) 的那一点。

(g) 报告。

(1) 确定并描述进行试验的试样。

(2) 报告经过试验的隔热/隔音层试样编号。

(3) 报告烧穿时间(如果有), 隔热/隔音层试样背面的最大热流量, 和最大热流量发生的时间。

(h) 要求。

(1) 两个隔热/隔音层试样中的任何一个都不能在 4 分钟内着火或火焰烧穿。

(2) 任何一个隔热/隔音层试样在隔绝试样冷面一侧距试验架表面 30.5 厘米(12 英寸) 的那一点的热流都不能超过 2.27 瓦/厘米² (2.0BTU/英尺²秒)。

5. 结论

CAAC拟颁发上述适用于ARJ21-700型飞机隔热隔音层的专用条件。

附:《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC表AAC-267)

颁发专用条件通过操纵品质评定系统的方法来评估飞行特性符合性
征求意见稿

编号: SCF003

反馈意见截止期:

1. 概述

ARJ21-700 飞机装有电子飞控系统(EFCS)。这个系统将提供一个介于飞行员飞行操纵和飞行操纵面(用于正常和故障时) 之间的电子界面, 生成为飞机三个轴向提供增稳和控制的操纵面指令。因为电子飞行控制系统技术已经超出 CCAR-25-R3 § 25.672(c) 规定(考虑到有限的开/关增稳), 所以需要提供一个合适的专用条件和解释性的材料来辅助飞行特性评审。

2. 背景

ARJ21-700 型飞机的主飞控系统采用驾驶杆/盘/脚蹬控制飞机的飞行姿态和轨迹。驾驶员指令由传感器发出, 经模拟和数字电子控制单元处理, 通过控制作动器来驱动舵面。主飞控系统的方向舵(一块) 提供飞机的偏航控制; 升降舵(两块) 和全动水平安定面(一块) 提供飞机的俯仰控制; 副翼(两块) 和多功能扰流板(三对) 提供飞机的滚转控制。多功能扰流板还能在空中提供空中减速功能, 并在地面与地面扰流板(一对) 共同提供地面破升功能。

CCAR-25-R3§ 25.672(c) 基本上考虑到有限的开/关增稳而编写, 已经无法全面地评估装有电子飞控系统(EFCS) 飞机的飞行特

性符合性。因此将采用“操纵品质评定系统”(HQRS)的方法来评估 ARJ21-700 飞机的飞行特性符合性。

“操纵品质评定系统”提供一种有关操纵品质评估的系统的方法。它并不意味着要规定项目的规模或需要固定数量的飞行员以取得多方意见。从飞机设计本身,以及从“系统级安全评估”中评定的多项故障里定义临界故障组合,来决定操纵品质评定系统的应用范围。

“操纵品质评定系统”评估方法主要在特定的大气扰动、飞行状态和飞控系统故障下,对飞机完成某一考核飞行任务过程的操纵品质进行评定,并根据评定结果验证飞机在飞控系统故障下的适航符合性。

3. 适用范围

本专用条件适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

对 EFCS 故障情况,通过使用操纵品质评定系统来评定飞行特性的符合性。操纵品质评定系统用于代替 CCAR§ 25.672(c) 评估由于单个和多个非极不可能发生的故障而形成的 EFCS 构形。操纵品质分级如下:

满意的:通过常规飞行员正常的体力和注意力就能够满足全部性能准则;

足够的:足以继续安全飞行和着陆;满足全部的或规定的降低后的性能,但是伴随有驾驶员体力和注意力的增加;

可操纵的:不足以继续安全飞行和着陆,但是可操纵的,从而可

以回复到安全飞行状态、安全飞行包线和/或改变形态，使得操纵品质至少是足够的。

操纵品质等级允许随故障状态、大气扰动水平和飞行包线逐渐降低。特别强调，在正常的飞行包线内，对可能的故障和有中度大气扰动时，飞行员评定的飞行品质等级必须是满意的或足够的；不可能的故障和有轻度大气扰动时，飞行员评定的飞行品质等级必须不低于足够的。

5. 结论

CAAC 拟颁发上述针对 **ARJ21-700** 型飞机的专用条件。

附：《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》（**CAAC表AAC-267**）

颁发专用条件**ARJ21-700**飞机用于进近爬升和复飞阶段的起飞推力
自动控制系统(ATTCS)征求意见稿

编号: SCP001

反馈意见截止期:

1. 概述

CCAR-25-R3§ 25.904“起飞推力自动控制系统”及相应的附录
f“起飞推力自动控制系统 ATTCS)的安装”中没有包含使用 ATTCS
时,对于进近爬升和复飞性能的安全标准。因此拟制订专用条件并纳
入审定基础。**ARJ21-700**飞机 ATTCS 系统必须满足该专用条件的要
求。

2. 背景

ARJ21-700 飞机的 ATTCS 系统在起飞以及复飞阶段都允许使
用,以获得一定的性能增益。在 CCAR-25-R3 部附录 f“起飞推力自
动控制系统 ATTCS)的安装”中已经规定了在起飞阶段使用 ATTCS
系统的安全性要求,对于临界时间间隔、性能和系统可靠性要求、推
力调定以及动力装置操纵器件都提出了明确的要求。但是
CCAR-25-R3 中并没有关于复飞阶段使用 ATTCS 系统的要求。

由于 **ARJ21-700** 飞机允许在复飞阶段使用 ATTCS 系统,这一
设计具有新颖独特的特点,为了保证飞机在复飞阶段使用 ATTCS 系
统所能达到的安全水平与起飞阶段一致,制订了专用条件“用于进近
爬升和复飞阶段的 ATTCS 专用条件”。

3. 适用范围

本专用条件适用于 **ARJ21-700** 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

4.1 总则

用于进近爬升和复飞阶段的 **ATTCS** 定义为整套自动系统，包括感受发动机失效、输送信号、作动燃油控制或推力杆，或通过其它方式增加工作发动机的推力以达到预期的推力增量，同时向驾驶舱提供系统工作信息的所有机械和电气装置。

4.2 临界时间间隔

对进近爬升和复飞阶段，临界时间间隔采用 **120** 秒，或如果通过分析证明是合理的，可以采用更短的临界时间间隔。

确定进近爬升和复飞临界时间间隔的计算方法如下：

(1) 临界时间间隔开始于 **2.5** 度进近下滑航迹上的一点，在该点，假设发动机和 **ATTCS** 同时失效。随后的进近爬升飞行航迹与起于较后一点的 **25** 部一发不工作进近爬升梯度飞行航迹相交。从发动机和 **ATTCS** 同时失效点到两条航迹相交点的时间间隔不得短于评估起飞临界时间间隔中所使用的时间间隔，该时间间隔从发动机和 **ATTCS** 同时失效到高于起飞表面 **122** 米(**400** 英尺)。

(2) 临界时间间隔终止于最低性能全发复飞飞行航迹上的一点，在该点，假设发动机和 **ATTCS** 同时失效，随后的最低进近爬升飞行航迹与 **25** 部一发不工作进近爬升梯度飞行航迹相交。全发复飞飞行航迹和 **25** 部一发不工作进近爬升梯度飞行航迹起于 **2.5** 度进近航迹

上的同一点。从发动机和 **ATTCS** 同时失效点到两条航迹相交点的时间间隔不得短于评估起飞临界时间间隔中所使用的时间间隔，该时间间隔从发动机和 **ATTCS** 同时失效到高于起飞表面 122 米(400 英尺)。临界时间间隔见图 1。

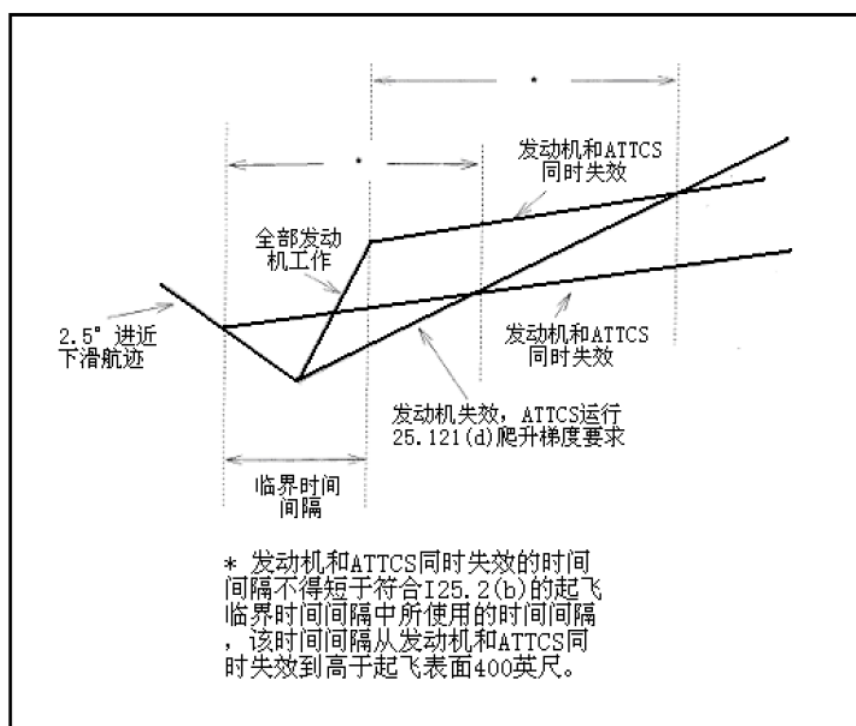


图 1 临界时间间隔

4.3 起飞推力自动控制系统(**ATTCS**)

进近爬升和复飞过程中发动机失效后，自动重置工作发动机推力的控制系统必须满足下列要求：

(a) 性能和系统可靠性要求。

(1) 在临界时间间隔内，**ATTCS** 失效或 **ATTCS** 系统内的一个失效组合：

(i) 不应妨碍进入最大批准的复飞推力，或必须证明是不可能事件；

(ii) 不应导致推力的显著损失或减少，或必须证明是极不可能事件；

(2) 必须表明在临界时间间隔内 **ATTCS** 和发动机同时失效是极不可能的。

(3) 必须证明 **ATTCS** 系统的误操作是不可能的，或者误操作危害性是很小的。

(4) 在复飞过程中最临界点发生一台发动机失效而 **ATTCS** 系统发挥作用的情况下，必须符合 **25** 部所有适用的性能要求。

(5) 概率分析必须包括考虑 **ATTCS** 失效发生在从机组最后确认 **ATTCS** 处于工作状态后直到临界时间间隔开始。

(6) 复飞过程中，临界发动机失效后，必须证明工作发动机所获得的推力符合§25.121(d) 飞机单发工作爬升梯度要求，并且不超过以下推力设定的较小值：

(i) 使用 **ATTCS** 控制的初始推力设置所获得的实际推力；或

(ii) **ATTCS** 控制失效时，无需机组任何动作重新设置推力，所获得的初始推力设置的 **111%**。

(b) 推力设定。

(1) 复飞开始时的推力值的设定不得低于下值：

(i) 依赖于发动机推力杆位置的所有与安全相关的系统或设备正常工作所要求的值；

(ii) 当推力从复飞初始推力增加到最大批准推力时没有危险的发动机响应特性，并且不会导致不安全的飞机使用或操纵特性；

(2) 推力设定程序。全发复飞推力设定程序必须与单发复飞推力设定程序一致。

(c) 动力装置操纵器件。除 §25.1141 的要求外, **ATTCS**(包括相关系统) 的任何单一失效或故障, 或其可能的组合, 不得引起安全所必需的任何动力装置功能失效。

(1) 复飞中任何一台发动机失效后, 工作发动机的推力达到最大批准推力而不超过发动机使用限制。

(2) 具有在着陆进近前向机组证明 **ATTCS** 处于使用状态的设施。

(3) 允许人工操纵推力杆使推力减少或增加到当时条件下飞机最大批准的推力。对装有限制器, 能自动防止发动机超出当时环境条件下使用限制的飞机, 也可采用其它装置在 **ATTCS** 万一失效时增加推力, 条件是该装置安装在推力杆上或推力杆的前方, 容易识别并且在所有运行条件下易于由任一驾驶员用通常操纵推力杆的手通过单一的动作操纵, 并且该装置满足 §25.777(a)、(b)和(c)的要求。

4.4 动力装置仪表

除 §25.1305 的要求外, 还应满足下列要求:

(a) 必须备有一种指示 **ATTCS** 处于接通或准备状态的装置;

(b) 如果飞机的固有的飞行特性不能提供一台发动机已经失效的充分警告, 则必须备有一个独立于 **ATTCS** 的警告系统, 以便在起飞中在任一发动机失效时向驾驶员发出清晰警告。

5. 结论

CAAC 拟颁发上述适用于 ARJ21-700 型飞机的用于进近爬升和复飞阶段的 ATTCS 的专用条件。

附:《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC表AAC-267)

颁发专用条件高能电磁辐射场(HIRF)征求意见稿

编号: SCSE001

反馈意见截止期:

1. 概述

本专用条件增加了关于运输类飞机高能电磁辐射场(HIRF)防护的适航要求,以提升 ARJ21-700 型飞机的安全水平。

2. 背景

ARJ21-700 型飞机安装有执行关键功能的电子飞行控制系统,以及用于显示和控制飞机关键功能的先进航空电子系统。这些系统易受飞机外部 HIRF 的干扰。

陆基无线电发射装置发射功率的不断增大、太空及卫星通信在飞机电子指引和控制方面的应用、许多先进数字式系统在比模拟系统还低的能量水平上发生混乱和/或损坏、以及各种机载系统越来越多地采用电子/电气控制的趋势等事实,都要求飞机必须具有足够的 HIRF 保护能力,以防止执行关键功能的航空电子系统和电气系统因直接或间接的 HIRF 作用造成器件损坏和功能中断进而导致灾难性事故。

CCAR-25-R3 中没有包含足够或适当的适航要求来保护这些系统免受 HIRF 的不利影响。由于这些系统的设计具有新颖、独特的设计特征,现特为 ARJ21-700 型飞机型号合格审定制定本专用条件,以提升该型飞机的安全水平。

3. 适用范围

本专用条件适用于 **ARJ21-700** 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

执行关键功能的每个电子和电气系统必须被设计和安装成: 当飞机暴露于飞机外部 **HIRF** 环境下, 确保执行关键功能的这些系统的运行和运行能力不会受到有害的影响。

这里所说的关键功能是指: 故障将触发或引起阻止飞机继续安全飞行和着陆的故障条件的那些功能。

a) 根据本专用条件, 申请人应符合下面(1) 或(2) 的要求:

(1) 申请人可以验证飞机暴露于下面 **HIRF** 环境时安装且执行关键功能的电子和电气系统的运行和运行能力不会受到有害影响:

	场强(伏/米)	
频率	峰值	平均值
10KHz-100KHz	50	50
100KHz-500KHz	50	50
500KHz-2MHz	50	50
2MHz-30MHz	100	100
30MHz-70MHz	50	50
70MHz-100MHz	50	50
100MHz-200MHz	100	100
200MHz-400MHz	100	100
400MHz-700MHz	700	50
700MHz-1GHz	700	100
1GHz-2GHz	2000	200
2GHz-4GHz	3000	200
4GHz-6GHz	3000	200
6GHz-8GHz	1000	200

8GHz-12GHz	3000	300
12GHz-18GHz	2000	200
18GHz-40GHz	600	200
场强以峰值的均方根值(RMS) 给出		

(2) 申请人可以由一个系统试验室试验进行验证: 执行关键功能的电子和电气系统能够经受住 10KHz-18GHz 频率范围内 100 伏 (均方根值) /米的电磁场强度。

(3) 任何一个验证都可以使用 a)(1) 表格中规定的个别频率范围表明符合性。

(4) 就像许多试验室仪表指示幅值那样, 为 HIRF 环境和试验室试验水平所使用的场强值均以测量调制周期峰值的均方根值表示。

b) 表明 HIRF 要求符合性的可接受方法如下:

(1) 符合性计划: 申请人应该向审查组提交一份计划, 以说明如何满足 HIRF 要求的符合性。该计划还应为处于 HIRF 环境中的关键系统的工作建议一个合格/不合格的判据。

(2) 系统关键性: 申请人必须确认执行关键功能的电子和电气系统并征得 CAAC 同意。这项工作可以用功能危害性评估和初步系统安全评估(如果需要) 的方式完成。

(3) 为 HIRF 要求而候选的系统: 按危害性分析确定出的关键系统是申请满足 HIRF 要求的候选系统。电子飞行控制、主电子飞行显示和发动机全权数字控制等系统是执行关键功能的例子。为了这些系统的批准, 应该使用上述 1 中规定的合格审定判据。一个系统可能执行关键和非关键两种功能, HIRF 要求仅适用于所装系统中执行关

键功能的部分。

(4) 符合性确认: **HIRF** 要求的符合性可由 试验、分析、模拟、与现有系统的相似性、或这些方法的组合等 **CAAC** 可接受的方法进行验证。仅仅用使用经验是不可接受的, 因为正常飞行工作时的这种经验可能并未包括暴露于 **HIRF** 环境的情况。

(5) 合格/不合格判据: 只要验证表明所考虑的系统能够继续执行其预定功能, 也就获得了可接受的系统性能结论。当飞机暴露于所要求的电磁场时, 电子和电气系统执行的关键功能(提供正确功能的故障将引起灾难性故障条件, 并因此要求提供功能保护) 必须不会受到有害影响。在飞机暴露于要求的电磁场时或其后, 必须继续提供这些功能。如果功能是由多重系统提供的, 则当飞机暴露于要求的电磁场期间一个或多个系统的丧失不应导致该功能的丧失。飞机暴露于要求的电磁场过后, 每个受影响的执行这些功能的系统应该自动恢复正常工作, 除非与系统的其它工作或功能要求有冲突。与系统规范的偏离是可接受的, 并需要审查组进行单独评估。

(6) 试验方法和程序: 机载设备环境和试验程序(**RTCA DO-160D**) 的 20 节给出了可接受的程序信息。从上述 **a)** 的(1) 或(2) 中选择符合性方法的申请人可以使用下列技术之一:

(**a**) 一个低电平扫频耦合试验确定了以电磁场强度和感应电缆电流表示的飞机内部环境。申请人必须表明, 该飞机内部环境等于或低于这个系统试验室合格鉴定试验水平, 包括互连电缆电流和内部场强。

(b)一个安装有关键系统并暴露于 HIRF 环境的全尺寸飞机试验。

(c)由文件宣称相似性，即所建议的系统及其安装以前就已经满足内部 HIRF 要求。可以找到以相似性为基础的设备及其安装已满足内部 HIRF 要求的批准实例。可以基于设备类型、功能、设计、及安装等相似性来宣称相似性。如果发现相似性宣称并非令人完全满意，则 CAAC 可能要求对飞机上安装的系统进行一个从 10KHz 到 400MHz 频率范围内的多(批)电流注入试验，以验证相似性。

(d)前面 a) (2) 中试验室试验水平是根据 RTCA/DO-160D 的 20 节的 W 类 (100 伏/米和 150 毫安) 定义的。按照 RTCA/DO-160D 的 20 节的规定，按峰值的均方根值包线来定义试验水平。作为最低要求，应该使用为 RTCA/DO-160D 的 20 节 W 类所要求的调制。其它调制则应根据设计特性进行试验时最可能破坏设备工作的信号进行选择。

注：电压按均方根值(RMS) 电压进行测量。

例如，飞行控制系统可能对 3Hz 矩形波调制敏感，而 CTR 显示器的视频信号可能对 400Hz 的正弦调制敏感。如果不知道或不能确定最坏的调制情况，则可以使用 RTCA/DO-160D 的 20 节默认调制。如果一个系统制造商已经按适航当局的批准进行了 RTCA/DO-160D 20 节的试验室试验，则该制造商必须定义被批准系统的安装标准和飞机系统导线束，以使该系统能够被制作成符合系统制造商的安装标准。

(e)如果试验期间不能连续得到系统关键功能，则飞机上必须保

持一个可用的提供关键功能的替代手段。必须用试验，分析或相似性表明提供关键功能的替代系统不间断地满足 HIRF 要求。在由试验引起的任何间断期间，系统必须不会提供易误解的信息，并且其故障必须是立即可辨的。在试验曝露过后，系统必须能够自动地或由飞行机组可以使用的手动措施地恢复关键功能的正常工作。当表明影响可以忽略并且对飞机的运行能力既不会引起也不会触发有害条件时，与合格/不合格判据的偏离可能是可接受的。当偏离发生时，申请人应该提供评估和支持该偏离可接受性的基本原理。CAAC 将对这个支持文件作最终批准。

(7) 提交的资料：申请人应该向 CAAC 提交一份完成报告，其中含有 HIRF 要求，包括试验结果、分析、以及在符合性计划中陈述的其它相应资料。

c) 维修要求如下：

申请人必须提供维修要求，以确保安装系统的持续适航性。维修要求合格审定期间所考虑的维修要求包括：为要求的结构屏蔽、导线屏蔽、接插件、和设备保护部件所做的定期检查或试验。申请人必须为这些维修要求提供工程确认及其证明。

5. 结论

CAAC拟颁发上述适用于ARJ21-700型飞机的高能电磁辐射场(HIRF)的专用条件。

附：《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC表AAC-267)

颁发专用条件无正常电源时的运行征求意见稿

编号: SCSE002

反馈意见截止期:

1. 概述

考虑到 ARJ21-700 飞机上部分飞行关键系统, 如综合显示系统和飞行控制系统的运行需要有连续的电源供电。然而, 在双发飞机上丧失所有正常电源达不到极不可能的水平, CCAR-25-R3 部中也没有包含足够或适当的适航要求来保护关键系统免受无正常电源时运行的不利影响。由于这些飞行关键系统的设计具有新颖、独特的设计特征, 故制定专用条件“无正常电源时的运行”, 以达到§ 25.1351(d)所确定的安全水平。

2. 背景

ARJ21-700 飞机的电子综合显示系统和电子飞行控制系统需要有连续的电源供电。§ 25.1351(d)要求: 正常电源(除蓄电池之外的电源)不工作、燃油(从熄火和重新启动能力考虑)为临界状态, 且飞机最初处于最大审定高度的情况下, 飞机能按目视飞行规则安全飞行至少五分钟。。该要求是基于传统机械式飞行控制系统的设计而制定的, 即在驾驶杆与飞行操纵面之间有机械连接。此时, 驾驶员将能够在判明电气故障、再起动发动机(必要时)以及重建某些发电能力的过程中, 保持对飞机的控制。

但是 ARJ21-700 型飞机采用的是电子飞行控制系统, 即在驾驶

杆与飞行操纵面之间无机械连接。

为保持其安全水平等效于具有传统飞行控制系统的飞机，**ARJ21-700** 型飞机的运行不得因丧失发动机或辅助动力装置(**APU**) 上的发电机供电而受到时间限制。

基于上述背景，制订了专用条件“无正常电源时的运行”。

3. 适用范围

本专用条件适用于 **ARJ21-700** 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

必须通过试验或试验和分析相结合的方法表明，在发动机和 **APU** 上的发电机无法正常供电时(换句话说，仅在电瓶和任何其它备用电源供电时)，飞机能够持续安全地飞行和着陆。飞机的运行应考虑关键的飞行阶段，并应包括发动机的再起动力和按所审定的飞机偏离规定航线的最长时间保持飞行的能力。

5. 结论

CAAC 拟颁发上述适用于 **ARJ21-700** 型飞机的无正常电源运行的专用条件。

附:《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(**CAAC**表**AAC-267**)

颁发专用条件电子飞行控制系统- 舵面知晓和模式通告征求意见稿

编号: SCSE003

反馈意见截止期:

1. 概述

关于舵面感知的专用条件适用于 **ARJ21-700** 型飞机, 当飞行过程中存在舵面位置非指令接近舵面权限且必要时向飞行员提供一个合理的通告。这种提示方式的合理性必须考虑到飞行员的机动(例如快速滚转)可能要用到飞机的最大飞行性能, 此时有可能对应于操纵面的全偏转。所以, 对于简单的告警系统必须考虑到有意和无意的控制超限情况, 必须在提供飞行员所需提示和对飞行员的骚扰性告警之间找到一个合适的平衡点。监控系统可以通过比较飞机运动和舵面偏转, 并通过飞行员操纵指令来避免不必要的告警干扰飞行员。

该专用条件也包含了控制系统模式通告的要求, 当系统操纵模式发生显著改变时, 向飞行员提供合适的模式通告, 但不需要按照故障告警级别来提示。

2. 背景

ARJ21-700 型飞机采用电传飞控系统。根据相关经验, 对于具有电子飞行控制系统的飞机, 在驾驶杆位置与相应的飞机操纵面位置之间并不总是保持着直接的相互对应关系。在特定情况下, 一个可能要求操纵面大范围运动但无需大的操作输入的指令机动可能使操纵面或作动系统超出其限度, 而飞行员却毫无察觉。这种情况在飞行员

手动操作或自动驾驶飞行时都可能出现，并且如果自动驾驶系统工作期间没有带动相应飞行员操作装置（驾驶杆/盘）运动，这种情况可能会进一步恶化：飞行员或自动飞行系统将会延续其对飞机的不利控制，进而导致对飞机的控制，或导致操纵稳定性或飞机性能的其他不安全特性，除非飞行员被告知有过度的操作面偏转或正在逼近操纵面的极限位置。

针对该情况，CCAR-25-R3没有包含足够的或适当的适航要求，考虑系统设计新颖、独特的设计特征，制定了专用条件“电子飞行控制系统-舵面知晓和模式通告”辅助飞机特性评审。

3. 适用范围

本专用条件适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

除了应满足 CCAR-25-R3 § 25.143, § 25.671 和§ 25.672 要求外，还需满足如下 a)、b) 要求。

a)系统设计必须保证任何时候主要控制面位置接近控制权限限制时，能够被飞行员适当的感知。

注：术语“适当的感知”表示这种提供给飞行员的通告应在骚扰性告警和必要的飞行员提示之间取得一个良好的平衡。

b)如果系统采用多模式的设计，则当任何模式的显著改变或降低飞机的正常操作或工作特性时应向飞行员提供显示信息。

5. 结论

ARJ21-700 飞机的飞行控制系统具有新颖、独特的设计特征，

CAAC拟颁发适用于 ARJ21-700型飞机的电子飞行控制系统-舵面知晓和模式通告的专用条件。

附:《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC表AAC-267)

颁发专用条件电子飞行控制系统- 指令信号完整性征求意见稿

编号: SCSE007

反馈意见截止期:

1. 概述

ARJ21-700 型飞机的飞行控制系统采用了电传(FBW)技术。

ARJ21-700 型飞机飞行控制系统的直接模式控制路径由简单模拟线路组成, 正常模式控制路径由直接模式控制路径叠加有限权限的数字信号后组成。必须保证从机组和/或飞行控制系统设备发出的控制信号不会因内部或外部的干扰造成不利的改变。

2. 背景

在过去, 通常采用传统的机械和液压-机械方式将指令信号传输到飞行控制舵面。根据其失效类别(如, 维修错误、卡阻、脱开、机械元件的失控或失效、液压元件的结构失效等), 能够相对直接地确定干扰指令传输的原因。并且传统的液压机械式飞行控制系统设计不可能像电传操纵系统设计那样会受到寄生电磁信号和计算机诱发信号的影响。

对使用包含了数字设备和软件的 FBW 技术的系统, 有经验表明电子数字传输线路上信号有可能受到来自内部或外部的干扰。

CCAR-25-R3中的相关条款(如§25.671)主要是针对液压机械式飞行控制系统的, 这些条款没有对指令和控制信号不得因内外干扰而改变做出专门的要求。因此, 拟制定专用条件以确保控制信号不会

因内部或外部的干扰造成不利的改变。

3. 适用范围

本专用条件适用于 **ARJ21-700** 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

ARJ21-700 型飞机的飞控系统除满足 **CCAR-25-R3 § 25.671** 的要求外，还应满足下列要求：

1. 必须表明飞控系统信号不能被无预期地改变，或是改变的信号满足以下要求/准则：

a.对所有的操纵面闭环系统，能保持稳定的增益和相位裕度。这一要求不包括飞行员控制输入(闭环中的飞行员)；

b.(考虑到所有的 **FBW** 飞控系统，信号故障不是极端不可能发生的) 应提供足够的俯仰、滚转和偏航能力来提供持续安全飞行和着陆所需的控制；

c.对气动闭环内部的系统，由虚假信号引发的影响，一定不能产生使飞机性能不可接受的瞬变或降级。尤其是，会造成控制面作动器明显非指令动作的信号必须提前被检测和消除，或是通过其他方法舵面动作以令人满意的方式被抑制。小幅值的残余系统振荡是可接受的。

2. 必须演示证明，控制面闭环系统的输出不会导致飞行控制面非指令性的持续振荡。对于较小的不稳定性影响，如果进行了充分调查、证明和理解的情况下，则是可接受的。

5. 结论

ARJ21-700 型飞机的飞行控制系统具有新颖、独特的设计特征，
CAAC 拟颁发适用于 ARJ21-700 型飞机的电子飞行控制系统（指令
信号完整性）的专用条件。

附：《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》（CAAC 表 AAC-267）

颁发专用条件驾驶舱语音记录器(CVR)增加记录数据链功能和独立电源(RIPS)征求意见稿

编号: SCSE025

反馈意见截止期:

1. 概述

CCAR-25-R3 §25.1457 对记录器没有记录数据链功能以及增加独立电源的要求。制定专用条件“驾驶舱语音记录器(CVR)增加记录数据链功能和独立电源(RIPS)。”辅助 ARJ21-700 型飞机评审。

2. 背景

CCAR-25-R3 §25.1457 对记录器没有记录数据链功能以及增加独立电源的要求。

美国运输安全委员会(NTSB)在对以往空难事件的调查中发现,飞机在坠毁后十分钟内的信息对于事故原因的调查分析是很有帮助的,因此在2008年3月7日美国联邦航空局(FAA)颁布了FAR 25-124 修正案,提出2010年4月7日之后生产的飞机,需在飞行记录器上记录所有发送和接受的数据链通信,并且要加装独立电源,使得在飞机断电后,记录器仍然能持续工作十分钟。

CAAC 基于 FAA 颁布的 FAR 25-124 修正案,在 CCAR-25-R4 中对 §25.1457 条款进行了修订。另外,运营规章 CCAR91-R2 §91.433 条要求,2005 年 1 月 1 日后运营的飞机上的飞行记录器应记录所有发送和接受的数据链通信。

基于上述背景，制定了专用条件“ 驾驶舱语音记录器(CVR)增加记录数据链功能和独立电源(RIPS)”。

3. 适用范围

本专用条件适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

4. 专用条件草案

1) 如果安装了数据链通信设备，那么所有数据链通信，应使用经批准的数据信息集。数据链信息必须作为通信设备的输出信号被记录，该通信设备可将信号转换为可用数据

2) 具有符合以下要求的独立电源：

(i) 提供 10 ± 1 分钟的电源支持驾驶舱录音机和安装在驾驶舱的区域话筒；

(ii) 安装位置尽可能靠近驾驶舱录音机； 和

(iii) 如果发生了驾驶舱录音机的所有其它电源由于正常关闭或任何其它电气汇流条的电源丢失引起的中断，驾驶舱录音机和座舱安装的区域话筒能够自动开启。

5. 结论

CAAC 拟颁发适用于 ARJ21-700 型飞机驾驶舱语音记录器(CVR)增加记录数据链功能和独立电源(RIPS)的专用条件。

附：《 颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC表AAC-267)

批准豁免发动机不可控高推力(UHT) 部分征求意见稿

编号: P007

反馈意见截止期:

1. 概述

CCAR-25-R3 § 25.901(c)要求如下: 对于动力装置和辅助动力装置的安装, 必须确认任何单个失效或故障或可能的失效组合都不会危及飞机的安全运行。申请人认为存在某种单个失效和可能的失效组合会导致机组无法通过正常的方法来减少过大的发动机推力(功率)(如: 油门杆卡阻或断开, 燃油计量阀故障, 发动机控制系统故障等)。

工程/模拟器研究和运营经验, 包括 1997 年沙特阿拉伯航空公司 B737-200 空难, 表明传统干预措施, 即机组能意识到且安全地调节控制发动机推力(功率) 的正常方式, 包括通过独立的燃油切断阀关闭故障发动机, 不一定总是有效的。为了寻找对§25.901(c)和其他相关的适用条款的符合性, 任何用于支持 ARJ21-700 型飞机适航审定的这种干预措施必须完成比之前要求的更有效的证实。

传统发动机控制系统内部的多数单个失效和预期的故障组合会导致丧失正常的方法控制过大的发动机推力(功率) 和/或发动机推力的方向。当命令为低推力(功率) 时, 故障状态可能包括实际的任一发动机推力(功率) 增加到显著的高于命令推力的状况, 和/或保持在高推力状态。例如, 当燃油计量装置卡在某位置时, 机组丧失了用油门杆或自动油门控制推力的能力。当燃油计量装置卡在最大燃油

流量位置时，发动机推力持续增加，直至达到发动机限制或采取某些干预措施为止。“发动机限制”可能是独立的发动机控制限制，如发动机超速保护；也可能是发动机的固有物理限制，如发动机失速；达到最大燃油流率下的最大推力（功率），或并发的发动机故障。上述干预措施包括一些恢复正常控制的操作，或利用独立的燃油切断阀使受影响的发动机停车。

当适航安全性评估报告中具体定义了这类失效状态时，相关条款的符合性应基于以下假设：机组能够意识到问题且能通过独立的燃油切断装置关闭故障发动机，防止这类失效导致无法接受的灾难性后果。工程研究和运营经验，包括 1997 年沙特阿拉伯航空公司 B737-200 空难，均表明这类假设不一定总是有效的。

发动机不可控高推力（UHT）故障及其危害，长期存在于运输类飞机设计之中。实际上，传统的发动机控制采用“失效-安全”方式进行发动机过高推力的保护，并且允许机组确定发动机停车的恰当时机。根据 FAA 对过去 20 年 UHT 发生概率的粗略统计，目前采用涡轮风扇发动机的运输类飞机出现 UHT 故障的概率是 1×10^{-7} /飞行小时。然而，在最近几年中，某些因素提高了 UHT 的风险并且局方也更加关注此类相关故障。

1) 根据 1997 年沙特阿拉伯空难带来的启示和美国国家安全运输委员会（NTSB）相关建议，美国和欧洲相关部门成立了联合委员会来研究这个问题。FAA 和 JAA 也参与了这项研究。FAA 得出结论：绝大多数飞机存在可预知的故障状态，机组无法在其演变为重大危害

或灾难性故障前意识到且减小此类故障带来的影响。

2) 同系列飞机/发动机拥有相同的发动机控制系统，可在几个推力等级下工作，例如 B737-600,-700,-800 或 A319, A320, A321。考虑到故障模式，这类飞机/发动机容易产生较大的不对称推力。尤其地，使用最低推力等级的小飞机，如果其中一台发动机燃油流量为最大，则会产生较大等级的推力。大型发动机推力等级的显著提高，自动起飞推力控制系统(ATTCS) 技术的出现和减额定推力发动机的应用，都会提高其危险性。

3) 随着航线交通拥塞和使用平行跑道的增加，飞机遭遇 UHT 的危险性提高，不对称推力会影响其他飞机、地面支持设备和其他设施。CAAC 关注这样的故障：飞机对其他飞机乘客、航站楼区域和地面勤务人员具有潜在的影响。

UHT 相关条款的符合性验证对传统型号设计运输类飞机是一项挑战。这是一个通用的安全性问题，工业界和局方对其应用范围和解决方法仍在研究中。如法规中规定的，如果其符合性验证不影响公众利益，其不符合的设计在可接受安全范围内的，那么，CAAC 会考虑同意豁免的申请。

2. 适用范围

本豁免适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

3. 申请豁免原因

ARJ21-700 型飞机无法满足§ 25.901(c)要求：对于动力装置和辅助动力装置的安装，必须确认任何单个失效或故障或可能的失效组

合都不会危及飞机的安全运行。申请人认为存在某种单个失效和可能的失效组合会导致机组无法通过正常的方法来减少过大的发动机推力(功率)(如:油门杆卡阻或断开,燃油计量阀故障,发动机控制系统故障等)。因此无法满足§ 25.901(c)条款要求。

由于工业水平的限制,现有民用飞机无法满足§ 25.901(c)关于发动机 UHT 单点故障的要求。局方针对该要求均采用豁免的方法。故申请人提出了 ARJ21-700 型飞机就发动机 UHT 对§ 25.901(c)部分豁免申请。

4. 适航性和安全性影响

申请人认为,虽然申请豁免§ 25.901(c)有关发动机UHT的内容,但其符合性验证不影响公众利益,其不符合的设计在可接受安全范围内,具体如下所述:

ARJ21-700型飞机按照发动机UHT部分豁免问题纪要要求,完成了如下工作:

1. 采取了所有可行性措施来减小因 §25.901(c)有关 UHT故障部分豁免而对飞行安全造成的负面影响。这些措施包括但不限于:减小负面影响的实际措施(通过设计改进消除或降低风险)、持续性适航程序、培训和说明。
2. ARJ21-700型飞机/CF34-10A发动机与 §25.901(c)UHT故障相关的风险控制可在可接受的水平,即:
 - a) 除飞机距地面高度低于 400 英尺之外,飞行中出现的任何可预见的 UHT 故障应符合所有的适航条例,并且:

b) ARJ21-700 型飞机/CF34-10A 发动机发生 UHT 故障概率不大于 1×10^{-7} 。故障概率的计算步骤如下:

- 1) 分析会导致 UHT 的发动机失效概率和油门杆失效概率。
- 2) 分析本问题纪要中给出的危险 UHT 故障状态暴露时间。
- 3) 基于步骤 1) 和步骤 2) 分析结果进行 UHT 故障概率计算。

同时, 申请人针对已确定的 9 种危险 UHT 故障状态, 进行了模拟器试验验证 ARJ21-700 型飞机/CF34-10A 发动机 UHT 故障对飞机造成的安全性影响。

申请人向 CAAC 提交了引起 UHT 故障的失效状态的说明文件。这份文件将作为持续适航说明文件的一部分。

申请人针对发动机 UHT 建立了“适航评估和风险管理计划”。

基于以上, ARJ21-700 型飞机发动机 UHT 风险降至最低, 满足申请部分豁免的条件。

5. 豁免有效期

本豁免长期有效。

6. 结论

CAAC 拟批准 ARJ21-700 型飞机就发动机 UHT 对 CCAR-25-R3 § 25.901(c) 部分豁免。

附:《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》(CAAC 表 AAC-267)

批准豁免关于燃油箱结构闪电防护征求意见稿

编号：P011

反馈意见截止期：

1. 概述

依据《关于运输类飞机点火源防护追溯要求的通知》(民航发[2012]30号), 针对燃油箱点燃防护的要求, CCAR-25-R4 第 25.981 条(a)、(d)(其中(d)款中的燃油箱可燃性要求除外)纳入了 ARJ21-700 型飞机审定基础, 其 § 25.981(a)(3)要求“证实点火源不会由每个单点失效、每个单点失效与每个没有表明为概率极小的潜在失效条件的组合或者所有没有表明为极不可能的失效组合引起。必须考虑制造偏差、老化、磨损、腐蚀以及可能的损伤的影响。”根据条款理解, 飞机燃油箱系统的设计一般应具有三重独立的潜在点火源防护功能, 针对非潜在失效, 可以有两重防护设计, 并通过定期检查维护防护特征的持续有效来满足条款要求。

由于燃油箱结构部分(主要是燃油箱基本体结构或永久性支撑结构, 下文简称燃油箱结构)也属于潜在产生点火源的区域(主要是闪电), 因此 CCAR-25-R4 § 25.981(a)(3)的要求也适用燃油箱结构部分。

ARJ21-700 型飞机燃油箱结构部分的闪电防护设计, 有两重独立的闪电防护功能, 即紧固件与油箱结构之间的过盈装配及结构紧固件的密封胶封包, 能保证单点失效不产生点火源。

由于工业水平的限制, 现有民用飞机燃油箱结构设计不能完全符

合 CCAR-25-R4 §25.981(a)(3)的要求。为此, 申请人申请 ARJ21-700 型飞机燃油箱结构闪电防护设计对 CCAR-25-R4 §25.981(a)(3)豁免。

2. 适用范围

本豁免适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

3. 申请豁免原因

CCAR-25-R4 §25.981(a)(3)要求燃油箱设计具有多重独立的潜在点火源防护功能, 然而基于目前工业技术, 无法使得油箱结构部分区域闪电防护设计完全符合 CCAR-25-R4 §25.981(a)(3)要求, 具体原因如下:

由于燃油箱结构闪电防护特征的失效, 如帽形密封件的脱胶和松动, 以及紧固件与蒙皮结构连接的破损等为潜在失效, 无法通过安装监控设备及时发现失效, 也无法通过定期检查保持闪电防护特征的持续有效, 因此目前的飞机燃油箱结构设计不能完全符合 CCAR-25-R4 §25.981(a)(3)的要求。

4. 适航性和安全性影响

虽然 ARJ21-700 型飞机设计不完全符合结构闪电防护 CCAR-25-R4 §25.981(a)(3)条款要求, 但 ARJ21-700 型飞机在设计上采取了相应的补偿措施, 具有等效的安全水平, 具有如下所述:

结构闪电防护设计

ARJ21-700 型飞机采用金属整体油箱构型, 机翼油箱位于闪电电流传导区, 机翼整体油箱蒙皮厚度均大于 2mm, 即大于闪电击穿最小厚度要求。

左右机翼油箱靠翼梢处 17-19 肋分别设置有通气油箱，其中 18-19 肋间通气油箱通气口盖的通气口上安装有经鉴定的火焰抑制器，防止外部雷电火花从通气口窜入油箱内。

整体油箱结构蒙皮与梁、肋等均由紧固件(高锁螺栓或/和无头铆钉)进行连接，油箱内的螺栓头采用不导电的密封胶进行封包。高锁螺栓和无头铆钉均为干涉配合连接，使得紧固件与结构材料充分接触，具有足够的电流传导通路。

ARJ21-700 型飞机机翼整体油箱检修口盖为非受力口盖，通过螺栓和口盖上的密封托板螺母连接口盖和压环，并将下壁板夹持住。压环与口盖、下壁板口框接触的贴合面不做任何表面处理，之间安装导电金属铝丝网垫圈，而且在金属铝丝网上充分涂抹导电润滑脂，使导电润滑脂充满金属铝丝网垫圈孔隙，避免出现空隙而在压环与口盖、下壁板口框间产生电火花。所以，机翼整体油箱口盖的设计及安装连接能防止电火花的产生。

ARJ21-700 型飞机机翼整体油箱及油箱口盖、通气口盖按照 SAE ARP5416 中规定的试验方法，采用 SAE ARP5412 中规定的电流分量、电压波形进行了整体油箱口盖、通气口盖的雷电传导试验以及通气口盖的电晕流光试验。试验结果表明整体油箱，口盖及通气口盖的结构设计满足条款 CCAR-25-R3 § 25.581、§ 25.954 的闪电防护要求。

在持续适航中，为防止因结构老化、磨损和不可知因素，造成燃油箱结构潜在点火源形成，为保证燃油箱关键区域结构的固有设计特

征完整性，按照 CCAR-25-R4 §25.981(d)条要求，ARJ21-700 型飞机燃油箱结构关键点火源防护特征列为关键设计构型控制限制（CDCCL）项，并列入持续适航文件适航限制项目（ALI）项目。同时，通过制动定飞机维修大纲（MSG-3）分析产生相应的维修任务，对这些点火源防护特征进行定期的检查和维护。

系统闪电防护设计

ARJ21飞机油箱内布置有燃油系统（包括部件、管路和传感器电缆）、液压管路等，各系统分别采用了闪电效应防护设计，具体如下：

- a) 油箱通气口位于闪电电流传导区，并加装有火焰抑制器；
- b) 重力加油口盖位于闪电电流传导区；
- c) 加油面板和接头安装于机翼前缘加油舱内，位于闪电电流传导区；
- d) 油箱内线缆、燃油管路布置距离油箱结构均大于0.5英寸；
- e) 油箱内部线束采用固有安全线路，有多重挤压成型的绝缘材料及屏蔽层保护；
- f) 燃油进入油箱的流速限制在3 m/s以内；
- g) 部件以及管路接头与结构接触面均充分电搭接；
- h) 油箱内燃油管路采用柔性接头连接，柔性接头自搭接线提供导电通路。此外，导管采用电搭接卡箍、电搭接线，与相邻结构或管路连接，提供冗余电搭接通路；
- i) 油箱内液压管路采用无扩口永久接头，管路通过支架与结构充分搭接。

燃油箱可燃性定性分析

参考FAA AC25.981-2A中的传统的非加热铝制机翼油箱等效原则，申请人对ARJ21-700型飞机燃油箱可燃性进行了定性分析。

ARJ21-700型飞机为亚音速运输类飞机，采用全铝制整体机翼油箱，两油箱布局，未采用和外界隔热的措施；油箱内及附近无重大热源，APU和环控散热器均布置在远离油箱的位置；选用燃油的最低闪点均大于等于100°F，常温下不可燃；另外油箱有较大的面积暴露于外界空气中，使得油箱在飞行过程中可以被外界大气很好的冷却。

因此，可以认为 **ARJ21-700** 型飞机基本可以等效为传统的非加热铝制机翼油箱。

CAAC 在审查中也发现飞机燃油箱结构闪电防护设计由于现有工业水平限制确实无法全部满足该条例要求，因此允许申请人对上述部分提出豁免申请。

综上所述，**ARJ21-700** 型飞机燃油箱结构设计、部件和系统设计均考虑了多重闪电防护，且燃油箱可燃性水平较低，可以保障飞机飞行安全，具有与在役民用运输类飞机等效的安全水平。

5. 豁免有效期

长期

6. 结论

针对 **ARJ21-700** 型飞机燃油箱结构，**CAAC** 拟批准对 **CCAR-25-R4 §25.981(a)(3)**条款有关燃油箱结构闪电防护要求的豁免。

附：《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》（CAAC表AAC-267）

批准豁免燃油箱可燃性要求征求意见稿

编号：P014

反馈意见截止期：

1. 概述

中国民用航空局于 2011 年 11 月 7 日发布 CCAR-26《运输类飞机的持续适航和安全改进规定》，该规定 D 分部 § 26.37 对在审的型号合格审定项目的燃油箱可燃性提出了追溯性要求：在 CCAR-26 部施行前提出新的型号合格证申请，但在 CCAR-26 部施行前尚未颁发型号合格证的运输类飞机（型号合格审定的最大旅客座位数为 30 或以上，或最大商载为 3400 千克（7500 磅）或以上），必须符合 CCAR-25 部第 25.981 条的要求。

根据条款的适用性要求，§ 26.37 条款适用于 ARJ21-700 型飞机。鉴于 ARJ21-700 型飞机不能满足 CCAR-26 部对在审型号合格证申请人所要求的机队平均可燃性暴露水平小于 3%的要求，故申请人申请对 CCAR-26 § 26.37 临时豁免，豁免计划为：ARJ21-700 型飞机取得 TC 证后第 1 个 4 年时间内完成降低燃油箱可燃性的更改设计，第 2 个 4 年时间内完成对已经生产交付运营飞机的更改贯彻，豁免时间总计 8 年。

2. 适用范围

本豁免适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

3. 申请豁免原因

根据 CCAR-25-R4 中 § 25.981(b)的要求, 飞机机身内燃油箱最大机队平均可燃性暴露水平不超过 3% (除主油箱外)。ARJ21-700 型飞机经蒙特卡罗评估, 进行 10 万次飞行模拟计算后, 获得中央翼油箱前部隔舱的机队平均可燃性暴露水平为 5.7%, 可以满足 CCAR-26 部对现有型号合格证/型号认可证持有人、在审补充型号合格证/型号合格证更改/型号认可证更改/改装设计批准书/补充型号认可证申请人所要求的最大机队平均可燃性暴露水平不超过 7%的要求, 但不能满足 CCAR-26 部对在审型号合格证申请人所要求的机队平均可燃性暴露水平小于 3%的要求, 故申请人申请对 § 26.37 条款临时豁免。

4. 适航性和安全性影响

经分析可知, ARJ21-700 型飞机满足 CCAR-25-R4 § 25.981 条款关于燃油箱系统点火源防护的要求, 同时 ARJ21-700 型飞机燃油箱系统点燃防护设计具有低可燃油箱的特点, 即机队平均可燃性暴露水平不超过 7%, 能提供与大多数在役民用运输类飞机相同或更高的安全水平, 可以保障飞机飞行安全, 且在申请临时豁免的期限内, 无需采取其它特殊限制。

5. 豁免有效期

ARJ21-700 型飞机取得型号合格证之日起 4 年内完成设计更改和验证工作, 8 年内完成在役飞机的设计更改贯彻。

6. 结论

针对 CCAR-26 § 26.37 关于燃油箱可燃性的要求, CAAC 拟批

准 ARJ21-700 型飞机的临时豁免。

附：《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》（CAAC表AAC-267）

批准豁免关于座舱压力高度限制的豁免征求意见稿

编号：A008

反馈意见截止期：

1. 背景

在 ARJ21-700 飞机审定基础中，针对座舱增压采用了 CCAR-25-R3 25.841，该条款要求主要从三个方面考虑：(1) 飞行人员会保持警惕并且能使飞机安全飞行和着陆；(2) 舱内乘员不受减压、缺氧影响，不会受到永久的生理伤害；(3) 飞机结构和系统的安全。其中 25.841 (a) 为增压的性能要求，25.841 (b) 则是具体的系统设计要求。

CCAR25.841 (a) 的具体要求为：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 2,400 米(8,000 英尺)。

(1) 如果申请在 7,600 米(25,000 英尺) 以上运行的合格审定，则飞机必须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 4,500 米(15,000 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超出下列座舱压力高度：

(i) 7,600 米(25,000 英尺)，超过 2 分钟；或

(ii) 12,000 米(40,000 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。

1996 年 6 月 FAA 发布了修正案 25-87(Docket No.26070) 至今有效,该修正案所采纳的条例更改对以前通过专用条件应用于已取证亚音速飞机的各种不同高度准则进行了编辑整理,形成法规。修正案 25-87 新增的要求为 25.841(a)(2)和 25.841(a)(3); CCAR-25-R3 发布于 2001 年 5 月,也采用最新的要求。

CCAR25.841(a)要求增压座舱在飞机正常运行时,其座舱压力高度不应超过 2400 米(8,000 英尺)。如果飞机在 7600(25,000 英尺)米以上运行,在合理可能的故障情况下,座舱压力高度不应超过 4500 米(15,000 英尺)。座舱的压力高度的限制是由人的生理要求决定的,座舱压力高度 2400 米(8000 英尺)是使人比较舒适的压力环境;座舱压力高度 4500 米(15000 英尺)是人能承受的外部压力的极限,超出该极限一定时间,人的呼吸困难,会导致危险。在 7,600 米 25,000 英尺)座舱高度以上,暴露时间超过 2 分钟而不补氧时,或者 12,000 米(40,000 英尺)任何时段,可能引起永久的器官性(大脑) 损伤。

根据 AC25-20,对于 CCAR 25.841(a)条款,需要考虑的内容包含系统失效和特殊风险导致的结构失效情况。根据该咨询通告,25.841(a)(1)和(a)(2)的要求都可以使用应急下降程序来满足,即制定应急下降程序,在发生增压舱泄压情况下,快速降低飞行高度保证座舱内压力在可接受的水平内。

因为 ARJ21-700 飞机的升限是 39000ft,没有超过 40000ft,所以可以直接满足 25.841(a)(2)(ii)条款要求。

申请人在验证 25.841(a)(2)(i)条款时采用 AC25-20 中的座舱失

压分析方法。采用座舱失压分析方法分析可以得出座舱压力高度超过 7,600 米(25,000 英尺) 的时长, 从而判断是否满足条款要求。

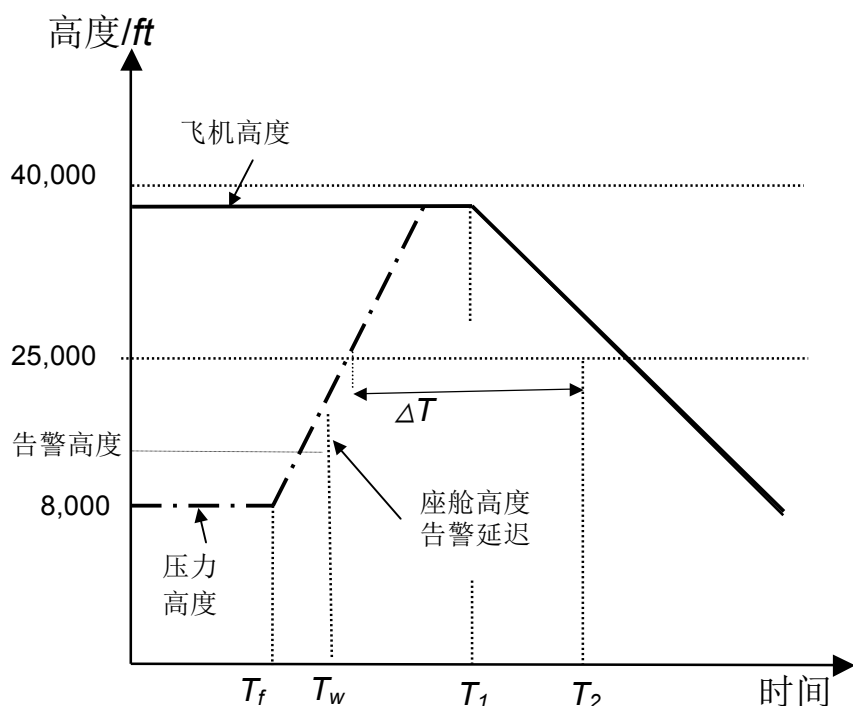


图 1 飞机高度和座舱压力高度的时间历程

如图 1 所示, 飞机在高空巡航, T_f 时刻飞机发生座舱失压, T_w 时刻机组接收到座舱高度告警, 机组开始进行故障评估和紧急状况处理(如关闭排气活门、佩戴氧气面罩), T_1 时刻机组开始进行应急下降。 $T_1 - T_w$ 应包含咨询通告中所要求的 17s 机组反应时间。 T_2 时刻飞机的座舱高度下降至 25000ft 以下。整个失压过程中座舱压力高度超过 25000ft 的时间为 ΔT 。

39000ft 为 ARJ21-700 飞机的升限高度, 该高度发生座舱严重失压时, 该高度下的座舱失压情况为最为严酷的工况。 35000ft 为 ARJ 21-700 飞机的巡航高度, 为航线运行时推荐的的最佳飞行高度, 从

该高度开始的应急下降能力直接影响了航线上发生座舱严重失压时 ARJ21-700 飞机对机组和乘客的保护能力。

ARJ21-700 飞机根据飞行手册中规定的紧急下降程序实施了研发试飞。ARJ21-700 飞机最重构型下具备最慢的应急下降能力，飞行高度 39000ft 的最重构型为总质量 34 吨。试验结果为：从佩戴氧气面罩开始计时，到飞机下降至 25000ft 为止共需要 120s 时间；该时段包含了机组佩戴氧气面罩时间和获得自动应急下降构型所需的机组操作时间。

引起座舱失压的结构破洞面积，需考虑的情况有，按 CCAR-25-R 3 §25.365(e)(2) 计算的结构破洞面积，为 0.3823m^2 ；非包容性转子爆破，为 0.9127m^2 ；系统失效，如排气活门失效在开位，为 0.0232m^2 。

所有失效方式中，非包容性转子爆破所造成的结构破洞面积最大，即该失效情况下座舱失压最为严酷，乘客暴露时间最长。针对非包容性转子爆破的失压分析结果为：考虑 2.25s 高度告警延迟，17s 应急下降机组反应时间，和 120s 从飞行高度应急下降至 25000ft 时间，总时间历程 139.25s，扣除 8000ft-25000ft 的泄压时间，座舱高度超过 25000ft 的时间大于 2min，将达 138.1s。ARJ21-700 飞机航线运行时，在推荐的最佳巡航高度 35000ft，采用同样方法，计算得到的座舱高度超过 25000ft 的时间为 109.9 秒。

分析结果表明：

a) ARJ21-700 飞机在升限高度 39000ft 发生最为严酷的失压时，

座舱高度超过 25000ft 的时间大于 2mi n, 将达 138.1s。

b) 在升限 39000ft 高度飞行时, 对于§25.365(e)(2)条款和非包容性转子爆破在内的失效方式, ARJ21-700 飞机不满足 841(a)(2)(i) 条款要求。

c) ARJ21-700 飞机航线运行时, 在推荐的最佳巡航高度 35000 ft, 发生最为严酷的失压时可以满足§ 25.841(a)(2)(i) 条款要求。

2. 适用范围

本豁免适用于 ARJ21-700 型飞机型号合格审定。

3. 申请豁免原因

ARJ21-700 飞机无法满足§ 25.841(a)(2)(i)要求: 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超出下列座舱压力高度: (i) 7,600 米(25,000 英尺), 超过 2 分钟。申请人经试验分析得到, ARJ21-700 飞机在升限高度 39000ft 发生最为严酷的失压时, 座舱高度超过 25000ft 的时间大于 2mi n, 将达 138.1s。因此无法满足§ 25.841(a)(2)(i) 条款要求。

由于工业水平的限制, 无法将非包容性转子爆破发生概率降低为极不可能。同时, 民航飞机飞行高度在不断增加, 出于飞机气动设计和飞行载荷的限制, 运输类飞机没有在快速降低飞行高度的方法上取得突破, 现有可以在高高空运行的民用飞机多无法满足§ 25.841(a)(2)(i)关于座舱压力高度的要求。局方针对该要求均采用豁免的方法。

故申请人提出了 ARJ21-700 飞机就座舱压力高度对§

25.841(a)(2)(i)豁免申请。同时申请人将验证：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超出下列座舱压力高度：(i)7,600 米 25,000 英尺)，超过3分钟。

4. 适航性和安全性影响

申请人认为，虽然申请豁免§ 25.841(a)(2)(i)条款要求，但同样ARJ21-700飞机在设计上采取了相应的补偿措施，具有等效的安全水平，具有如下所述：

ARJ21-700飞机在设计时，在任何未经表明是极不可能的系统失效情况下，满足：驾驶舱和客舱的环境条件不应对机组能力产生导致危险的状况的不利影响；没有乘员会受到永久性的生理伤害。

a) ARJ21-700飞机航线运行时，在推荐的最佳巡航高度35000ft及以下高度飞行时，能够有效保证在任何非极不可能失效引起的失压发生时，座舱高度超过25000ft的时间不超过2min，符合条款要求。

b)最严重的座舱失压发生在非包容性转子爆破发生时，飞机进行应急下降。该过程中座舱高度超过25000ft的时间的失压严重指数DEI30的值将低于MSHWG工作组报告推荐的限定值，即ARJ21-700飞机最为严酷的失压情况发生时，所造成的人体生理危害仍可接受。DEI方法参考《Mechanical System Harmonization working group-Task 3 Airplane Ventilation System》，MSHWG认为对于非包容性发动机失效，宜采用DEI方法评估。

c)ARJ21-700飞机氧气系统设计满足相关条款要求，机组在接受

到座舱高度告警后可立即戴上氧气面罩,当客舱压力超过13800ft时,旅客氧将自动抛放,机组用氧和旅客用氧足以保证在应急下降过程中(尤其是座舱高度大于25000ft时)机组和旅客得到充分的氧气供应。

已有机型的豁免批准情况表明,对于飞行高度大于41000ft的飞机,当座舱发生失压时座舱高度超过25000ft的时间限制放宽至3min是可接受的,如ERJ-170、B787-8、A380-800和A350-900等。相关机型的运行现状表明,批准类似豁免申请不会降低飞机的安全性。

CAAC在审查中也发现飞机座舱增压设计由于现有工业水平限制确实无法全部满足该条例要求,因此允许申请人对上述部分提出豁免申请。

综上所述,申请人认为ARJ21-700飞机座舱增压设计均考虑了多种失效情况、制定了相应的应急操作程序,且可能造成的人体生理危害在可接受范围内,可以保障飞机飞行安全,具有与在役民用运输类飞机等效的安全水平。

5. 豁免有效期

长期

6. 结论

针对ARJ21-700飞机座舱增压系统,CAAC拟批准对CCAR-25-R3 § 25.841(a)(2)(i)条款有关座舱压力高度要求的豁免。

但是,申请人应验证: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超出下列座舱压力高度:(i) 7,600 米(25,000 英尺),超过3分钟。

附：《颁发专用条件/批准豁免反馈意见表》（CAAC表AAC-267）

颁发专用条件/批准豁免反馈意见表

类别	☐ 颁发专用条件 ☐ 批准豁免(1)	
征求意见稿编号	(2)	
航空产品型号	(3)	
相关的适航规章和/或环保要求		
(4)		
意见或建议		
(5)		
姓名: _____ (印刷体) _____ (签名) 电话: _____ 传真: _____ 电子邮箱: _____ 通信地址: _____ 日期: _____		

填表说明：

1. 第(1)栏：填写反馈意见针对的类别，在“□”内打X；
2. 第(2)栏：填写反馈意见相应的征求意见稿编号；
3. 第(3)栏：填写所涉及航空产品的型号和/或型别；
4. 第(4)栏：填写相关的适航规章和/或环境保护要求，列出条款号；
5. 第(5)栏：填写反馈的具体意见或建议。