



咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

文 号：民航适函〔2023〕48号

编 号：AC-25-AA-2023-03

下发日期：2023年12月27日

运输类飞机审定

目 录

1. 总则	- 1 -
1.1 目的	- 1 -
1.2 依据	- 1 -
1.3 废止	- 1 -
1.4 适用范围	- 1 -
2. 定义和缩略语	- 1 -
2.1 定义	- 1 -
2.2 缩略语	- 18 -
AC 25.109 加速-停止距离	- 20 -
AC 25.111 起飞航迹	- 29 -
AC 25.113 起飞距离和起飞滑跑距离的符合性	- 36 -
AC 25.115 起飞飞行航迹飞行试验	- 43 -
AC 25.125 着陆性能飞行试验	- 45 -
AC 25.177 横向和航向静稳定性飞行试验	- 54 -
AC 25.181 动稳定性的符合性	- 56 -
AC 25.231 纵向稳定性和操纵性（地面和水面操纵特性）适航性	- 59 -
AC 25.233 航向稳定性和操纵性（地面和水面操纵特性）适航符合性	- 60 -
AC 25.237 风速	- 62 -
AC 25.307 结构符合性的证明	- 65 -
AC 25.341 突风和紊流载荷适航符合性	- 69 -
AC 25.562 应急着陆动力要求适航符合性	- 85 -
AC 25.605 制造方法适航符合性	- 92 -
AC 25.613 材料强度性能和材料设计值	- 95 -
AC 25.723 减震试验	- 97 -
AC 25.729 起落架收放机构	- 100 -
AC 25.731 机轮	- 112 -
AC 25.733 轮胎	- 115 -
AC 25.731 (E) 和 25.735 刹车和刹车系统	- 120 -
AC 25.775 (D) 风挡与窗户的强度	- 129 -

AC 25.795(A)(1) 保安事项	138 -
AC 25.811 应急出口的标记	147 -
AC 25.815 过道宽度	151 -
AC 25.841 增压系统	154 -
AC 25.843 增压座舱的试验	163 -
AC 25.854 厕所防火适航符合性	166 -
AC 25.856(A) 隔热/隔音材料火焰蔓延适航符合性	168 -
AC 25.858 货舱或行李舱烟雾或火警探测系统适航符合性	176 -
AC 25.863 可燃液体防火	179 -
AC 25.901(D) 和 25.903(D)(1) 最小化涡轮发动机和 APU 非包容性转子失效危害的设计考虑	199 -
AC 25.907 螺旋桨振动	225 -
AC 25.939 涡轮发动机工作特性评估	236 -
AC 25.1307 其它设备适航符合性	244 -
AC 25.1310 电源容量和分配适航符合性	247 -
AC 25.1316 电子电气系统闪电防护	249 -
AC 25.1317 运行于高强辐射场 (HIRF) 环境中的运输类飞机电子电气系统..	264 -
AC 25.1329 飞行导引系统	290 -
AC 25.1353 电气设备及安装	357 -
AC 25.1355 配电系统	361 -
AC 25.1357 电路保护装置	363 -
AC 25.1360 预防伤害适航符合性	367 -
AC 25.1362 应急状态供电适航符合性	369 -
AC 25.1363 电气系统试验适航符合性	371 -
AC 25.1401 防撞灯系统	373 -
AC 25.1435 液压系统	377 -
AC 25.1455 易冻液体的排放	381 -
AC 25.1457 驾驶舱录音机	382 -
AC 25.1459 飞行数据记录器	390 -
AC 25 专题 1 结冰条件下的飞行	396 -

运输类飞机审定

1. 总则

1.1 目的

本咨询通告为《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R4)条款提供可接受的符合性方法指导。

目前本咨询通告涵盖的条款包括第 25.109 条、第 25.111 条、第 113 条、第 25.115 条、第 25.125 条、第 25.177 条、第 25.181 条、第 25.231 条、第 25.233 条、第 25.237 条、第 25.307 条、第 25.341 条、第 25.562 条、第 25.605 条、第 25.613 条、第 25.723 条、第 25.729 条、第 25.731 条、第 25.733 条、第 25.731 条(e)款和第 25.735 条、第 25.775 条(d)款、第 25.795 条(a)款(1)项、第 25.811 条、第 25.815 条、第 25.841 条、第 25.843 条、第 25.854 条、第 25.856 条(a)款、第 25.858 条、第 25.863 条、第 25.901 条(d)款和第 25.903 条(d)款(1)项、第 25.907 条、第 25.939 条、第 25.1307 条、第 25.1310 条、第 25.1316 条、第 25.1317 条、第 25.1329 条、第 25.1353 条、第 25.1355 条、第 25.1357 条、第 25.1360 条、第 25.1362 条、第 25.1363 条、第 25.1401 条、第 25.1435 条、第 25.1455 条、第 25.1457 条、第 25.1459 条和 25 部专题 1。CCAR-25-R4 其他条款可接受的符合性方法将逐步补充到本咨询通告中。

1.2 依据

本咨询通告依据《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R4)制定。

1.3 废止

自本咨询通告生效之日起,以下文件废止:

《航空器高强度辐射场(HIRF)保护要求》(AC-21-1317)。

1.4 适用范围

本咨询通告适用于运输类飞机的型号合格证、型号合格证更改、补充型号合格证、型号认可证、补充型号认可证等运输类飞机设计批准工作。

本咨询通告并非强制要求,其所描述的可接受的符合性方法并非表明对相关条款符合性的唯一方法。

2. 定义和缩略语

2.1 定义

(1) 安全道

也叫停止道，是指宽度不小于跑道宽度、对称位于跑道中心线的延长线上的能够保证支持飞机在中止起飞过程中不会造成结构损坏的一段道面。

(2) 安全寿命

安全寿命是指某些事件的数量，如应力循环数、飞行架次、起降循环数、飞行小时数等，在这个数量范围内结构因疲劳损伤而导致结构强度退化到设计点以下的概率很低。

(3) 不可能的失效

在某一型号的任意随机单架飞机总运行寿命期间预期不会发生，但在该型号的所有飞机的总运行寿命期间可能会发生的哪些失效。这样的失效发生的概率在 1×10^{-5} 的数量级或更小，但大于 1×10^{-9} 。失效或纠正行动的后果必须不能妨碍飞机的继续安全飞行和着陆。

(4) 不利影响

导致系统失效、故障或误导性信息达到不能接受的程度。判断系统或功能是否受到不利的影响应考虑对整个飞机及其运行的影响。

(5) 侧风

当风向与飞行方向不完全一致时，这种风称为侧风。侧风可以分解为两个分量：一个是垂直于飞行方向的 90° 正侧风分量；另一个是平行于飞行方向的顺风/逆风分量。

(6) 材料强度性能

定义了给定材料的强度相关特性。材料强度性能的典型例子包括：压缩、拉伸、挤压、剪切等极限强度和屈服强度。

(7) 材料设计值

基于 25.613(b) 的要求或按本咨询通告给出的其他方法建立的材料强度性能。这些值通常是基于足够的数据进行统计确定，当用于设计时，可将由材料变异性导致的结构失效概率最小化。模量采用典型值作为设计值。

(8) 长周期

飞机纵向小扰动运动方程的特征方程中一对小的共轭复根（或两个小实根）所代表的运动模态为长周期模态，其主要运动特征是：飞行速度和俯仰角均呈缓慢的周期或非周期性的变化，而迎角近似不变。

(9) 触电

即电击伤，是指人体直接触及电源或高压电经过空气或其他导电介质传递电流通过人体时引起的组织损伤和功能障碍，重者发生心跳和呼吸骤停。

(10) 插塞式门

一种向内开启的门，能在压差的作用下保持关闭状态，如向内开启的飞机客舱门、应急出口门和货舱门。

(11) 场强

电磁能量在自由空间传播的幅值，用伏/米表示。

(12) 传递函数

系统的电气输出与系统的电气输入之比，用频域表示。对于 HIRF 来说，一个典型的传递函数是线束上的电流与外部 HIRF 场强的比值，是频率的函数。

(13) 电路保护装置 (Circuit Protective Devices)

一种为用电设备和电路等提供安全防护的设备或部件，防止他们在故障情况下受到不利影响和破坏，确保它所保护的设备或电路不至于损坏。

(14) 断路器 (Circuit Breaker)

能够接通、承载和断开正常情况下用电设备的电流，并能在过载或短路等异常情况下，按照规定的性能指标断开电路且自身不会损坏的装置。

(15) 电气设备

飞机上使用电能的设备。

(16) 电气系统

在飞机上产生、分配与传输电能和使用电能的设备或装置组成的整体。通常包括供电系统和用电设备。

(17) 电流束注入

电磁干扰 (EMI) 试验的方法，通过电流注入探头将电流注入到导线束中。

(18) 电流注入探头

一种感应装置，当卡在导线束上时，可直接将射频信号注入到导线束中去。

(19) 动稳定性

飞机在配平状态下受到扰动，扰动消失后，飞机自动恢复原平衡状态

的能力，称为飞机的动稳定性。

(20) 短周期

飞机纵向小扰动运动方程的特征方程中一对大的共轭复根所代表的运动模态为短周期模态，其主要运动特征是：迎角和俯仰角均呈周期短、衰减快的振荡，而速度的变化甚小。

(21) 带有调节器的加压肺式面罩

调节器直接安装在面罩上的加压肺式面罩，而不是安装在仪表板或驾驶舱内的其它地方。安装在面罩上的调节器解决了在 100%氧气流入面罩前必须清洗长软管中的空气的问题。

(22) 点火源

在飞机运行条件下预期产生的热源，该热源的温度和/或能量能够点燃泄漏的可燃液体。

(23) 多脉冲

一个随机的脉冲序列，它具有较短的持续时间、较低幅值的电流脉冲，每一个脉冲采用快速变化的电流来表征（即具有较高的 di/dt ）。这些脉冲可导致闪电先导蔓延和分叉，并与云对云闪电和云内闪电有关。当初始先导附着在飞机上时，多脉冲表现得最强烈。

(24) 多回击

在一次单独的雷击期间所发生的两次或多次闪电回击。

(25) 飞机运行包线

申请人按 CCAR25 部 G 分部制定的运行限制。

(26) 非正常条件

飞机的状态或构型在常规运行中处于非正常状态，通常是由于故障因素，包括不正常的飞机构型，如单发或起落架未收起。

(27) 非包容性失效

为使飞机评估与本咨询通告形成一致，将涡轮发动机非包容性失效定义这类失效，会引起发动机/APU 叶片碎片脱离转子飞出，对飞机造成危害的所有失效。上面所说的转子失效是指转子碎片具有相当的能量而足够对飞机造成危害。

(28) 发电机传动装置

在进行试验室试验时，通常使用拖动台来模拟飞机发动机，代替发电机传动装置。拖动台的特性应尽量模拟发动机的特性。

(29) 发动机失速

在一级或多级压气机叶片上出现气流分离。

(30) 发动机喘振

整个发动机压缩级出现严重的气流堵塞或反向。

(31) 发动机损坏

超出发动机制造商制定的限制的损坏。

(32) 发动机/APU 失效模式

飞机设计时用于分析的一种描述发动机/APU 转子碎片的尺寸、质量、飞散角、能量等级和数目的模型，第 6 章节描述了该模型。

(33) 反射面

反射射频信号的导电平板。

(34) 防撞灯

航空器用于防止飞机在空中近距离交会和地面滑行时与其他飞机发生碰撞的灯具，该灯具也可提醒地勤人员注意避让，以免发生伤害。

(35) 镉镍蓄电池

采用金属镉作负极活性物质，氢氧化镍作正极活性物质的碱性蓄电池。

(36) 工艺规范

工艺规范是对工艺过程中有关技术要求所做的一系列统一规定。工艺规范主要包括适用范围、制造过程及控制要求、所用材料、设备和人员的控制要求，以及质量控制标准与记录，储存要求或其他保护性措施。工艺规范是制造方法的型号设计资料。

(37) 工艺鉴定

确定制造方法的执行者具有相应的生产能力、工艺能力和生产稳定性的过程，工艺鉴定的对象是制造方法的执行者，强调的是制造方法能够被正确的执行。

(38) 工艺的试验验证

工艺的试验验证是通过试验的方法提供客观证据证明型号设计的规定要求能够得到满足，即证明生产程序、生产过程、设备或物料确实能达到预期结果的活动，就是要用试验数据或证据来证明该方法能够正确的制造产品，工艺验证的对象是制造方法，强调的是制造方法本身的正确性。

(39) 供电系统

在飞机上电能产生、分配与传输至用电设备端的部分。通常包括电源系统和配电系统。

(40) 滚转模态

飞机横航向小扰动运动方程的特征方程中的大的负实根所代表的运动模态为滚转模态。其主要运动特征是：滚转角和滚转角速度呈衰减的非周期运动。

(41) 钢化玻璃

退火玻璃置于残余压应力状态，内部处于拉应力状态后的玻璃。钢化可以通过热钢化或化学钢化过程实现。

(42) 高原机场

本咨询通告所指高原机场为海拔高度大于 2,438 米(8,000 英尺)的机场。

(43) 高强度辐射场（HIRF）环境

由于大功率射频能量向自由空间发射而存在的电磁环境。

(44) 高强度辐射场（HIRF）易损性

系统的敏感特性，这种特性会导致系统在执行其预期功能时，由于遭遇 HIRF 环境而受到不利的影响。

(45) 功能

飞机上的系统，设备和机组人员的特定动作本身就提供了完全可识别的运行能力。例如，“为驾驶员显示飞机航向”是一种功能。一个或多个系统可以执行特定功能，或者一个系统可以执行多个功能。

(46) 干扰

对系统运行或是永久性或是暂时性的损伤。例如，可能需要、也可能不需要人工复原的数字或模拟状态的改变。

(47) 关键部件

指当该部件发生失效时，会影响飞机正常安全的飞行和降落。对这类部件应单独进行考虑，并且与之相关联的部件也可能由于非包容性事故产生的相同碎片或其他碎片而遭到破坏。

(48) 荷兰滚模态

飞机横航向小扰动运动方程的特征方程中的一对共轭复根所代表的运动模态为荷兰滚模态。其主要运动特征是：滚转角、侧滑角和偏航角三

个运动量同时存在，呈频率高的周期性振荡。

(49) 汇流条

一种多层层压结构的功率模块电连接部件，可以连接多个电路的电力分配处。

(50) 化学钢化玻璃

将退火玻璃浸入熔盐浴中，使熔盐和玻璃之间发生离子交换，使玻璃表面变形（通过膨胀），从而使表面处于压应力状态的玻璃。

(51) 火区

包含名义点火源的可燃液体泄漏区。

注意：依照第 25.1181 条规定，该区域（火区）不是指定火区。其意思是，在该区域需要有保护飞机免受火灾危害影响的措施，但这些措施可能不同于 CCAR25 部 E 分部中规定的针对指定火区的防火措施。

(52) 决策速度 V_1

按照第 25.107 条 (a) 款 (2) 项给出的定义， V_1 需大于等于 V_{EF} 加上在 V_{EF} 和驾驶员判明发动机失效后采取措施瞬间（以驾驶员操作第一个减速措施来标示）之间的时间间隔内，临界发动机不工作时的飞机速度增量。

(53) 检测概率

在特定环境下、在一定尺寸范围内使用无损探伤技术来检测出某种特定缺陷的定量统计学方法。通常使用的是平均 POD 曲线。

(54) 驾驶员诱发振荡 (PIO)

或称不利的飞机-飞行员耦合 (Unfavourable Aircraft-Pilot Couplings (APC)), 是由飞行员和飞机之间的异常相互作用, 造成闭环系统失稳导致意外的、不期望的飞机操纵、飞机姿态、飞行路径等现象。

(55) 交联

分子链之间形成化学键连接的过程。

(56) 极不可能的失效

这种失效不可能发生所能达到的程度以至于不需要考虑它们曾经发生过, 除非工程判断需要考虑它们。这种失效发生的概率在 1×10^{-9} 的数量级或更小。这种类别包括那些妨碍飞机继续安全飞行和着陆的失效或失效的组合。

(57) 加压肺式供氧系统

除了座舱高度超过约 10,363 米 (34,000 英尺) 时氧气在加压状态供

应外，与稀释肺式供氧设备类似。这种加压供氧为直到 12,192 米(40,000 英尺)高度提供一些额外的缺氧保护。

(58) 继续安全飞行和着陆

飞机可以安全地终止计划或继续进行一次起飞，或继续可控的飞行和着陆，可能采用应急程序。在此种情形时必须不需要额外的驾驶技巧或强度。由于存在失效状态或着陆，可能会发生飞机损伤。对于运输类飞机，飞行员必须有能力在一个合适的机场降落。

(59) 接口电路

将设备的电气输入和输出与飞机中其它设备或装置连接的电气或电子装置。

(60) 净空道

指跑道以外，受机场主管部门管辖，在跑道末端以跑道在中心线向上延伸宽度不小于 152 米（500 英尺），斜率不大于 1.25%的斜面，在该斜面以上不允许有任何物体或任何突出物的地形，但设置在跑道两侧，高度等于或小于 660 毫米（26 英寸）的边界灯允许超出该斜面。

(61) 馈电线

电源端向负载供电的馈电线路。主要用途为传输提供电能、传送信号。

(62) 控制装置

由模拟或数字电路组成的电子电气设备，通过控制执行部件，从而实现机械系统或电气系统的功能。

(63) 可能的失效

在每架飞机运行的寿命期内，预期可能发生几次的失效。这样的失效发生的概率在 1×10^{-5} 的数量级或更大，失效或纠正行动的后果不会对飞机的安全或机组处理不利运行条件的能力产生重大影响。

(64) 可燃液体

容易引起着火或爆炸的液体及蒸气，如燃油、液压油、润滑油、防冰液等。

(65) 可燃液体泄漏区

预期不存在可燃液体或蒸气，但可燃液体存储或输送部件（油箱、管路或接头等）发生泄漏会出现可燃液体或蒸气的区域。

(66) 可燃区

指正常使用期间，存在可燃液体或蒸气，但无名义点火源的区域。这些区域一般为飞机的燃油箱。

(67) 可燃极限

空气中维持燃烧的可燃液体最高最低浓度的体积百分比定义为可燃极限。低于最低极限的可燃液体和空气混合物中可燃液体含量太少不可能燃烧，高于最高极限的混合物中用于燃烧的可燃液体含量过多也不可能燃烧。可燃性极限随高度和温度的变化而变化，可以从温度-海拔曲线看出其典型变化。

(68) 抗扰性

系统的敏感特性，这种特性会导致系统在执行其预期功能时，由于遭遇 HIRF 环境而受到不利的影响。

(69) 临界发动机

是指失效后会对飞机的性能或操纵品质产生最严重不利影响的发动机。

(70) 螺旋模态

飞机横航向小扰动运动方程的特征方程中的小实根所代表的运动模态为螺旋模态。其主要运动特征是：非周期性的缓慢滚转和偏航运动。

(71) 连续式供氧系统

这种氧气系统通常提供给旅客使用。旅客面罩通常具有一个储存袋，用于收集从连续式供氧系统来的富余的氧气。收集在储存袋中的氧气可以在吸气循环期间提供更高的吸气流量。当储存袋中的氧气耗尽后，周围环境的空气会补充进来，呼出的空气释放到座舱内。

(72) 邻近指定火区

指定火区的邻近区域，通常包括飞机的吊挂、尾舱（除 APU 舱以外区域）等区域。

(73) 雷击

闪电对飞机的附着。

(74) 连续波

无振幅、频率或相位调制、只包含基频的射频信号。

(75) 门框/隔板

用铰链连接将门固定其上的门框的部件。铰链和门框，一起使用，被认为是一个单元。

(76) 门框/锁扣

门组件的组成部分，容纳并固定伸出的门闩，锁扣和门框一起使用，被认为是一个单元。

(77) 门闩

可移动的机构元件，当其处在关闭位置时能够阻止门的打开。

(78) 门柱

将门固定在门框上的垂直构件。

(79) 门组件

就本咨询通告而言，门组件包括以下部分：门（包括任何及所有用于泄压和/或逃生的壁板和机构）；铰链，锁或其他装置；操作部件（如手柄和旋转把手）；各种五金件及包覆件；门框（包括门楣和侧门柱结构以及与周围飞机结构的连接件）；以及框架所连接的典型结构。

(80) 面板

面板是指完整的风挡或窗户，不包括安装结构。

(81) 名义点火源

与故障状态无关的点火源。

(82) 敏感性电平

电磁能量的干扰效应变明显的电平。

(83) 内部高强度辐射场（HIRF）环境

机身内部设备安装位置处或各舱室内的射频环境。内部射频环境以内部射频场强或线束电流表示。

(84) 配电系统

电力通过传输系统提供给飞机中的各种负载，这种传输系统称为配电系统。配电系统基于一个或多个汇流条，为飞机上的电路和组件提供了预定的路线。配电系统包括汇流条，电路保护装置，电路控制装置及接线装置。

(85) 配电线路

是指将电能传输到各个用电设备上的线路，包括直流电传输、交流电传输。

(86) 潜在点火源

与故障状态相关的点火源。

(87) 熔断器（Fuse）

熔断器是根据电流超过规定值一定时间后，以其自身产生的热量使熔体熔化，从而使电路断开，运用这种原理制成的一种电流保护器。

(88) 热钢化玻璃

退火玻璃加热到其软化温度，然后外表面在淬火介质中快速冷却，使得外表面处于压缩状态、内部处于拉伸状态的玻璃。

(89) 蠕变

材料在一段时间内持续受外部载荷而随时间发生尺寸变化的现象，不包括初始的弹性变形。

(90) 失效安全性

结构在某一主要结构单元完全失效或部分失效后，在不修理的情况下仍具有使用一段时间所需要的残余强度的属性。

(91) 寿命终止状态

部件承受最大的损伤但仍能保持足够的残余强度，能够满足所有的适航载荷要求的物理状态。这种状态是定义在论证过程中的。

(92) 损伤容限

结构在承受了一定水平的疲劳、腐蚀、意外损害或离散源损伤之后，仍具有一段时间使用所需要的残余强度的属性。

(93) 锁（或锁组件）

确保将门固定在关闭位置以防止强行进入，并可操作开启或关闭的装置（包括锁芯、锁闩和/或通过电气、气动或机械装置防止进行正常操作、撞击和剪切的装置，如把手、手柄、锁眼盖等）。

(94) 锁扣

安装在门框上的金属板，用来容纳和固定锁闩，以确保门与门框间的稳固。

(95) 锁闩（或锁舌）

端部带斜面，弹簧驱动的门，与门框上锁扣联合作用，阻止门的开启。

(96) 锁芯

锁的圆柱形组件，包括锁芯、转动机构和钥匙孔。

(97) 生理高度限制

人类在增加高度过程中的反应随个体的不同而变化。吸烟或不健康的人比那些年轻身体健康的人会在低的多的高度下就受到影响。如果没有补氧，大多数人在大概 1,524 米（5,000 英尺）的高度就会开始经历夜

间视力或正常视力敏锐度的降低。在大约 3,048 米（10,000 英尺）的高度，人的精神和身体机能会在几个小时后开始出现可测量的衰退。在 5,486 米（18,000 英尺）时，精神衰退可能导致无意识，而有意识的时间通常约 15 分钟。在 7,620 米（25,000 英尺）时，大多数人有意识的时间是 3-10 分钟。在 7,620 米（25,000 英尺）高度以上，有意识时间下降的非常快，在 12,192 米（40,000 英尺）高度时仅有几秒钟。如果一个人在呼吸 100% 的氧气，那么在 10,363 米（34,000 英尺）高度时肺部氧分压和这个人在海平面呼吸时一致。在不增压的情况下在 12,192 米（40,000 英尺）时呼吸 100% 氧气的人，肺部氧分压和在 3,048 米（10,000 英尺）呼吸时一样。因此 10,363 米（34,000 英尺）是一个人可以获得完全的保护远离缺氧的影响的最高高度，而 12,192 米（40,000 英尺）是在需要降低到安全高度时间内 100% 氧气能提供合理的保护的最高高度。

(98) 闪点

依照适用的液体说明书和测试程序规定，闪点是指在海平面大气压力下，可燃液体蒸气与空气的混合物与点火源接触发生闪燃的最低温度。

(99) 闪电

一次总的闪电事件。它可能发生在云内、云间或云地之间。它可包含一次或多次回击，加上中间电流或持续电流。

(100) 闪电分区

对闪电附着、驻留时间和电流传导敏感的飞机表面区域和结构。

(101) 闪电回击

当闪电先导（初始电流电荷）与地面或其它电荷中心接触时所发生的闪电电流浪涌。一个电荷中心是一片高潜在相反极性电荷的分布区域。

(102) 闪电直接影响

对飞机或其电子电气系统的物理损伤。闪电对系统硬件或部件的直接附着引起的损伤。直接影响的例子包括戳穿、变形、燃烧、汽化、或飞机表面或结构的爆破，以及对飞机电子电气系统的损伤。

(103) 闪电间接影响

闪电在飞机电子或电气电路中感应的电气瞬态。

(104) 实际瞬态电平（ATL）

由于外部闪电环境引起的出现在设备接口电路处的瞬态电压或电流电平。此电平可能小于或等于瞬态控制电平，但不得大于瞬态控制电平。

(105) 设备电子接口

一片设备与系统内其它设备电气连接的位置。电气接口可包含连接设备的单独的导线或导线束。

(106) 设备瞬态设计电平 (ETDL)

对所鉴定的设备施加的瞬态峰值。

(107) 湿跑道

为不干燥也未被污染的跑道。对于飞机性能而言,认为跑道表面有超过 25% 的面积 (在使用的跑道长度和宽度范围内) 覆盖了小于等于 3 毫米的任何可见潮湿或者水。

(108) 瞬态控制电平 (TCL)

根据所定义的外部闪电环境, 出现在设备接口电路处的最大允许的瞬态等级。

(109) 瞬态峰值压力

在某一极短时间内液压系统工作压力的最大值。

(110) 衰减

用于表示在从一点到另一点传输过程中电磁场强度的降低。衰减可以用一个输入量与输出量的标量比率表示, 或分贝 (dB) 表示。

(111) 射频 (RF)

无线电传输有用的频率。目前射频传输的实际限制大概是从 10kHz 到 100GHz。在这一频率范围内, 电磁能量可作为电流在载波频率上被探测到并被放大。

(112) 碎片飞散角

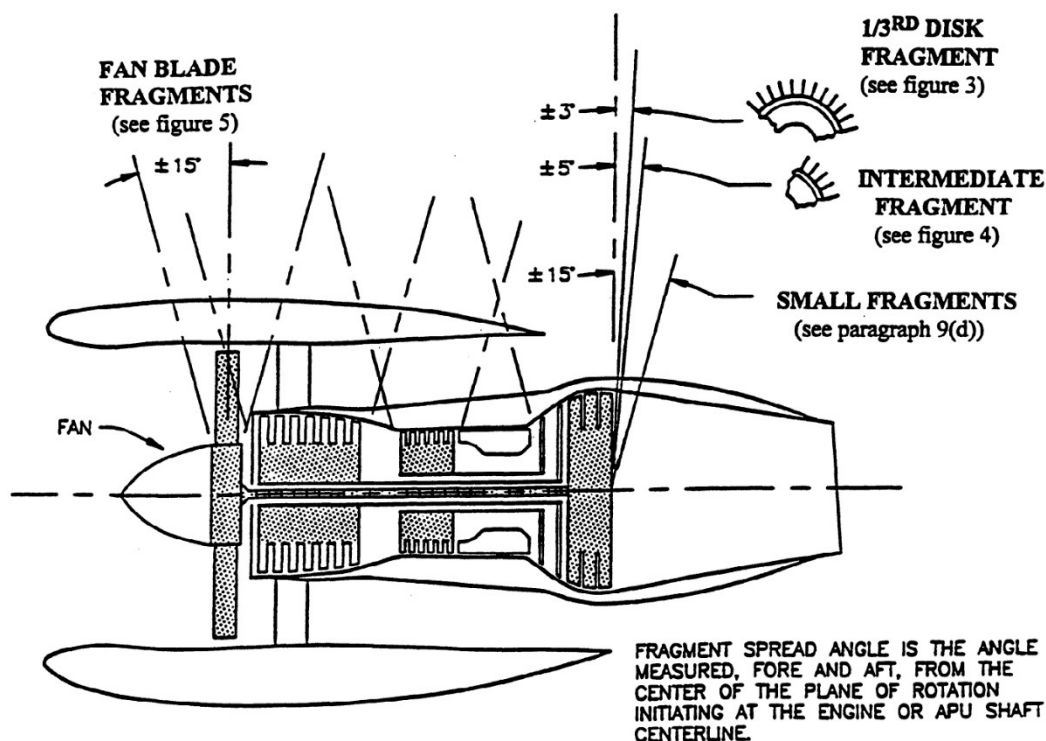


图 2.1-1 碎片的估计轨迹

从单级转子旋转平面的中心（与发动机/APU 轴心线的交点）向前或向后量得的角度，如图 2.1-1 所示。

(113) 退火玻璃

通过热处理到合适的温度并控制冷却，将内部应力降低到较低值的玻璃。

(114) 调制

波(通常成为载波)的某些特性按照施加的信号(函数)变化的过程。

(115) V_s

指飞机在可控情况下的失速速度或最小稳定飞行速度。

(116) V_{s1}

指在特定襟翼构型下获得的失速速度或最小稳定飞行速度。

(117) V_{SR}

指参考失速速度。

(118) V_c

指设计巡航速度。

(119) V_{EF}

假定的临界发动机失效速度；以校准空速表示。

(120) V_{FTO}

最终起飞速度，以校正空速表示。

(121) V_R

抬前轮速度，以校正空速表示。

(122) V_2

起飞安全速度，以校正空速表示。

(123) V_{LOF}

为飞机开始腾空时的速度，以校正空速表示。

(124) 外部闪电环境

即自然闪电环境，它位于飞机外部，用于设计和验证目的。

(125) 外部高强度辐射场（HIRF）环境

飞机外部的射频电磁场。

(126) 相似性

使用现有系统或飞机的 HIRF 符合性文档和数据来表明具有等效设计、构架和安装的几乎相同的系统或飞机对 HIRF 符合性的过程。

(127) 限制载荷

在使用中预计出现的最大载荷。

(128) 蓄电池

将化学能直接转化成电能的一种可逆装置。

(129) 新制造方法

新制造方法指在民用航空工业界首次使用的制造方法。

(130) 稀释肺式供氧系统

一种飞行机组氧气系统，包含一个与面部贴合的氧气面罩，氧气调节器根据座舱高度提供氧气流量。对于被批准在直到 12,192 米（40,000 英尺）高度使用时，氧气调节器在 2,438 米（8,000 英尺）或更低的座舱高度上不提供氧气瓶氧气，100%使用座舱空气；在大约 10,363 米（34,000 英尺）座舱高度，供氧比率更改为提供 100%的氧气，而不使用座舱空气。对于被批准在直到 13,700 米（45,000 英尺）高度使用时，氧气调节器在较低的座舱高度提供 40%的氧气和 60%的座舱空气，在较高的座舱高度供氧比率更改为提供 100%氧气。只有在使用者吸气时才供氧，减少所需氧气的量。

(131) 系统

系统可以包括设备、部件、零件、线束、软件和硬件。电气和电子系

统由通过电导体连接的设备组成，所有这些设备都需要执行一项或多项功能。

(132) 信标灯

红光防撞灯别称。

(133) 选择阀

能够有选择地连通两个或多个孔口的方向控制阀。

(134) 衍生/相似结构

该类结构使用与先前经试验验证的设计一致的设计理念，如细节、几何外形、结构布置、传力路径、应力水平和材料等。

(135) 异常飞行状态

飞行状态超出正常工作包线。

(136) 压力脉动

液压系统压力脉动主要是由泵的流量脉动引起的，压力脉动是液压系统固有特性，但过大的压力脉动对系统十分有害，压力脉动会引起管路振动使导管寿命降低和液压元件寿命降低，因此，系统设计时应控制压力脉动。

(137) 叶片

风扇、压气机和涡轮的叶身部分（不包括缘板和叶根）。

(138) 最大静载荷额定值

指前主轮胎飞机运行使用中，可预期的使用工况中承受静载荷的最大值。每一个轮胎的最大静载荷额定值的确定应满足最严重条件下的使用。

(139) 最大限制载荷额定值

该最大限制载荷额定值应满足起落架在各种地面操纵情况下的要求，包括着陆、滑行和其他地面运行情况。

(140) 制造方法

使各种原材料、半成品成为产品的方法和过程。

(141) 重阻尼

在完成操纵输入大约两个振荡周期内，振荡幅值衰减至初始幅值的1/10。

(142) 着陆距离

从飞机的主起落架高于着陆表面（接地点的水平面）15米（50英尺）

位置到飞机停止时前起落架位置间的水平距离。

(143) 正的航向静稳定性

当方向舵松浮时从侧滑中恢复的趋势。

(144) 正的横向静稳定性

当副翼操纵松浮时从侧滑中抬起下沉一侧机翼的趋势。

(145) 增压座舱

指飞机上密封的可保持一定压力和温度以保证机上人员正常工作和生活的舱段。

(146) 座舱压力高度

增压舱内气压换算成标准气压高度。

(147) 指定火区

按照 25.1181 条款规定, 该区域包括发动机动力部分、发动机附件部分、辅助动力装置舱、燃油燃烧加温器(或 25.859 中所述的燃烧设备)、以及包含输送可燃液体或气体管路或组件的涡轮发动机安装的燃烧室、涡轮和尾喷部分。

(148) 自燃温度

最佳的可燃蒸气和空气混合物在特定的试验测试条件下自动点火的最小温度, 有时也称为最小自燃温度。

(149) 最大允许表面温度

根据工业实践及经验, 当设备或结构的表面温度比可燃液体自燃温度低 28 摄氏度 (50 华氏度) 及以上时, 可以保守认为其不构成点火源。

(150) 制止性抖振

剧烈的抖振, 达到了制止 (飞行员) 进一步减速或增大迎角的程度。

(151) 正常使用包线

高度从海平面 (或批准的最小使用高度) 到批准的最大使用高度; 飞行速度从失速告警速度到最大使用限制速度/马赫数 (V_{MO}/M_{MO}); 侧滑角适当。

(152) 自动恢复

在没有飞行员操作的情况下恢复到正常操作状态。

(153) 直接驱动试验

一种电磁干扰试验, 将信号源直接电气连接到被试装置上。

(154) 正常条件

飞机在正常运行中无故障条件，且飞机在飞行包线内，在常规的大气和环境条件下运行良好。

(155) 转子

指发动机和 APU 中可以高速旋转的部件。分析、测试和/或经验表明在发生非包容性失效时，转子会被抛出。对每一个发动机/APU 的型号设计，其制造商应详细说明组成转子的所有零部件。一般的，转子至少包括轮盘、轮毂、鼓筒、封严，叶轮，叶片和隔圈。

(156) 撞击区域

指非包容性转子失效产生的碎片可能撞击的飞机区域。

2.2 缩略语

AC	Advisory Circular	咨询通告
AFM	Airplane Flight Manual	飞机飞行手册
AMC	Acceptable Means of Compliance	可接受的符合性方法
APU	Auxiliary Power Unit	辅助动力装置
ATTCS	Automatic takeoff thrust control system	起飞推力自动控制系统
ATC	Air Traffic Control	空中交通管制
ATD	Anthropomorphic Test Device	拟人的仿真座椅测试装备，用于测试座椅动态性能
ATL	Actual Transient Level	实际瞬态电平
BIT	Built-In-Test	内置自检测
CAAC	Civil Aviation Administration of China	中国民用航空局
CCAR	Chinese Civil Aviation Regulation	中国民用航空规章
CPD	Circuit Protective Devices	电路保护装置
CWS	Control Wheel Steering	控制驾驶盘操纵
CTSO	China Technical Standard Orders	中国技术标准规定

DA	Decision Altitude	决断高度
DOP	Design Operating Pressure	设计使用压力
EASA	European Union Aviation Safety Agency	欧盟航空安全局
ELoS	Equivalent Level Of Safety	等效安全
ETOPS	Extended Twin Engine Operations	双发延程运行
ETDL	Equipment Transient Design Level	设备瞬态设计电平
EMI	Electromagnetic Interference	电磁干扰
EWIS	Electrical Wiring Interconnection System	电气线路互联系统
FAA	Federal Aviation Administration	美国联邦航空管理局
FGS	Flight Guidance System	飞行导引系统
FMA	Flight Mode Annunciator	飞行模式通告
HIC	Head Injury Criteria	头部损伤判据
HIRF	High Intensity Radiated Fields	高强度辐射场
HUD	Head-Up Display	平视显示器
ILS	Instrument Landing System	仪表着陆系统
LNAV	Lateral Navigation	水平导航
LWC	Liquid Water Content	液态水含量
MMEL	Master Minimum Equipment List	主最低设备清单
MUH	Minimum Use Altitude/Height	最低运行高度

PM	Pilot Monitoring	监控驾驶员
PSI	Pounds per square Inch	磅/平方英寸
RF	Radio frequency	射频
RNP	Required Navigation Performance	所需导航性能
STC	Supplemental Type Certificate	补充合格证
TC	Type Certificate	型号合格证
TCL	Transient Control Level	瞬态控制电平
TAS	True Airspeed	真空速
TOGA	Takeoff/Go-Around	起飞/复飞
VDA	Validation Design Approval	设计批准认可
V _{MCG}	Minimum Control Speed On Ground	地面最小操纵速度
V _{REF}	Reference Landing Speed	基准着陆速度
WAT	Weight Altitude Temperature	重量高度温度

AC 25.109 加速-停止距离

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.109 条为运输类飞机加速-停止距离条款，该条款的安全意图在于确定飞机在干或湿的跑道、带沟槽和多孔摩擦道面条件下以及刹车装置处于特定的磨损条件下按照申请人制定的中止起飞程序进行中止起飞时的加速-停止距离。

1.2 条款的要求解析

(1) 第 25.109 条 (a) 款 (1) 项中，给出了干跑道单发失效加速-停止距离的定义，本条的要求可表示为图 25.109-1。

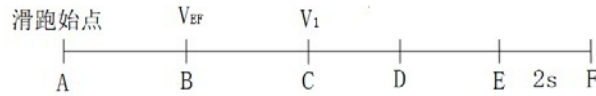


图 25.109-1 单发加速-停止距离示意图

图 25.109-1 中, AB 段为飞机全发工作段, 飞机从 A 点开始滑跑, 以发动机全发正常起飞推力一直加速至临界发动机失效速度 V_{EF} ; BC 段为驾驶员判断中断起飞的过程, 此时失效发动机推力开始下降, 对于安装有 ATTCS 的飞机, 工作发动机的推力或功率将自动增大; C 点为飞机员开始采取第一个减速措施的点, D 点为刹车生效点; DE 段为飞机使用刹车后的减速段; EF 段为按照 V_1 速度滑跑 2 秒的距离, 作为余量。

(2) 第 25.109 条 (a) 款 (2) 项中, 给出了干跑道全发工作加速-停止距离的定义, 本条的要求可表示为图 25.109-2。图 25.109-2 中, AB 段为全发工作段, 飞机从 A 点开始滑跑, 以发动机全发正常起飞推力一直加速至 V_1 ; B 点为驾驶员采取第一个减速措施的点, C 点为刹车生效点; CD 段为飞机使用刹车后的减速段; DE 段为按照 V_1 速度滑跑 2 秒的距离, 作为余量。

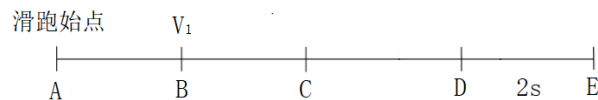


图 25.109-2 全发加速-停止距离示意图

(3) 加速-停止的时间滞后

第 25.109 条 (a) 款 (1) 项 (iv) 目和第 25.109 条 (a) 款 (2) 项 (iii) 目分别要求单发不工作和全发工作的加速-停止距离, 须包括以相当于 V_1 速度滑跑 2 秒的距离增量, 作为飞行手册数据扩展的要求, 如下图 25.109-3 所示。此距离增量为考虑了 V_1 之后的减速段内, 各减速措施相关系统的瞬态效应, 例如, 发动机转速下降、刹车压力上升、扰流板的启动时间等带来的距离增量。在加速-停止距离速度对距离曲线图中速度随距离变化的关系曲线的顶部画出了这个重要区域, 如图 25.109-4 所示。

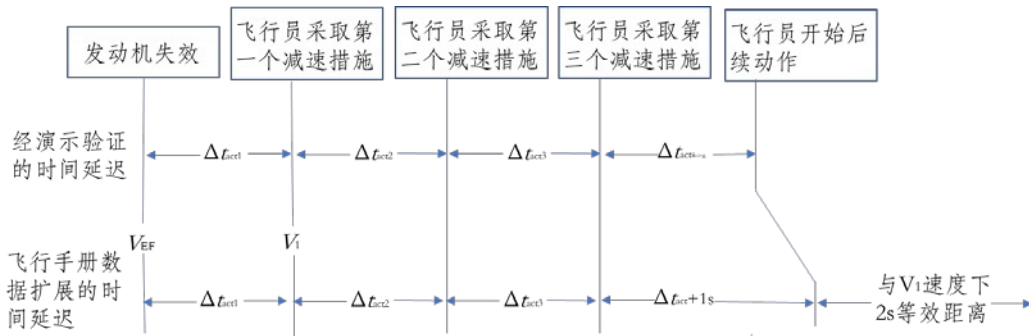


图 25.109-3 加速-停止时间延迟

图 25.109-3 中：

Δt_{act1} 为经演示验证的从发动机失效到驾驶员采取第一个减速措施之间的时间间隔。此时间间隔为从临界发动机失效开始，到驾驶员判明发动机失效并做出反应的时刻为止，以加速-停止距离试验时驾驶员采取第一个制动飞机动作的开始时间为标志。申请人的试飞员和局方试飞员都应进行足够次数的演示验证，以确保这一时间增量具有代表性并可复现。试验期间，驾驶员的脚应放在方向舵脚踏上，而不是刹车上。就 AFM 数据扩展而言，为了提供一个可以在服役中统一实施的识别时间增量，这一时间增量应等于经演示验证的时间或 1 秒，取两者中的大者。如果飞机上装有发动机失效警告灯，识别时间应包括发动机转速下降到警告灯点亮时所必需的时间增量再加上自警告灯“亮”到驾驶员采取第一个制动动作的那段时间增量。

Δt_{act2} 为驾驶员为制动飞机采取第一个减速措施和第二个减速措施之间的时间间隔。

Δt_{act3} 为驾驶员为制动飞机采取第二个减速措施和第三个减速措施之间的时间间隔。

$\Delta t_{act4 \rightarrow n}$ 为驾驶员采取制动飞机的第三个减速和第四个减速措施（以及后续的任何一次）之间的时间间隔。对于 AFM 数据扩展而言，应在驾驶员采取第 3 个制动动作和第 4 个制动动作（以及后续的任何一次）之间的演示验证时间间隔增加 1 秒反应滞后时间，以计及服役中的各种变数。如果需要指令另一名飞行机组人员开始制动飞机的动作，则应为每个动作增加 2 秒而不是 1 秒的延迟时间。如果已批准使用自动减速装置为 AFM 数据扩展带来性能收益，则可使用合格审定试验期间确定的既定系统作动时间，无需采用本段所要求的附加时间滞后。

对于第 25.109 条 (a) 款 (2) 项所规定的全发加速-停止距离，应采用

图 25.109-3 中 V_1 后经试验验证的时间间隔以及相关的时间延迟。

如果选择使用反推或者反向拉力作为驾驶员在加速-停止的减速段内使飞机停止的第 4 个或后续各次的制动动作，应在已演示验证的选用反推或反向拉力时间上再增加 1 秒滞后时间。

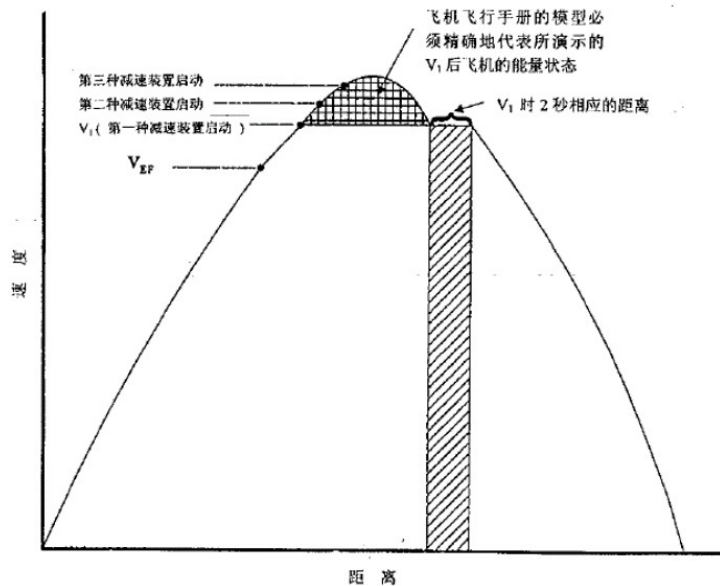


图 25.109-4 加速-停止速度与距离的关系曲线

2 秒的时间段仅作为一种计算所需距离增量的方法提出，并不将其视为加速-停止制动过渡过程的一部分。因此，在这 2 秒时间段内，不能从驾驶员动作，或发动机瞬态响应取得性能收益。同样，对于装有可以减少获得全制动构型所需的驾驶员动作数量的自动系统（如自动扰流板系统）的飞机，也不得减少这 2 秒的时间间隔。

(4) 第 25.109 条 (b) 款要求湿跑道上的加速-停止距离的确定是按照干跑道上的加速-停止距离的类似方法来进行，主要差别在于湿跑道允许反向推力作为辅助减速措施所带来的性能增益，但湿跑道所使用的机轮刹车力不可超过干跑道试验和最大能量刹车演示使用的最大机轮刹车力。同时如果是基于第 25.109 条 (c) 款和第 25.109 条 (d) 款刹车摩擦系数确定的力，由于非刹车机轮的承载对飞机的减速没有实质贡献，因此必须考虑起飞状态下最不利重心位置刹车机轮与非刹车机轮间的正常载荷分布的影响，应在批准用于起飞的最不利的重心位置下计及这一影响，并考虑制动时的动态特性所致的载荷的重新分配，最不利的重心位置是导致刹车机轮上最小载荷的位置。

(5) 第 25.109 条 (c) 款给出了平整湿跑道刹车摩擦系数的计算方法，

并要求使用湿跑道的防滑系统效率对刹车摩擦系数进行调整，以获取更加真实的刹车摩擦系数。防滑系统效率可以选择第 25.109 条 (c) 款 (2) 项中规定的防滑系统类型对应的效率值，也可以通过湿跑道飞行试验获取效率值，无论使用哪种方法，均必须开展适当程度的飞行试验，以证实防滑系统的工作方式与所使用效率值对应，并且该系统已经进行了适当的调整以适应在湿跑道上的运行。

第 25.109 条 (c) 款 (1) 项规定的值包含了不同充气压力下光滑轮胎和有花纹轮胎的湿跑道刹车系数随速度的变化曲线，针对不同表面粗糙度的跑道，包括有沟槽和多孔摩擦层跑道而给出。在提供的数据里也包含有关的每一条曲线偏离带，以反映这些方面的变化：从胎面潮湿到不同积水深度、在规定花纹等级内的道面花纹、轮胎特性及经验方法。在确定第 25.109 条 (c) 款 (1) 项所列方程规定的湿跑道刹车系数与速度的标准曲线时，应考虑：轮胎压力、轮胎花纹深度、跑道表面结构特性以及跑道上的水的深度的影响。

(a) 轮胎压力：较低的轮胎压力改善飞机在湿跑道的制动能力。确定最大轮胎-地面刹车摩擦系数的轮胎压力必须是批准使用的最大轮胎压力。对于未列出的轮胎压力，可用线性插值求得。

(b) 轮胎花纹深度：轮胎底部凹槽的可排水程度对湿跑道的制动能力有显著的影响。第 25.109 条 (c) 款 (1) 项中规定的刹车系数对速度的标准曲线基于 2 毫米的轮胎花纹。这个深度与飞机和制造商以及轮胎翻修商将轮胎拆下进行翻修的惯例相一致。

(c) 跑道表面特性：分别用“A”到“E”表示。“A”表示最平坦跑道，“B”表示非常平坦的跑道（平均纹理深度小于 0.1016 毫米（0.004 英寸）），“C”表示纹理最深的无沟槽跑道，“D”和“E”表示有沟槽及其它多孔结构的跑道。第 25.109 条 (c) 款 (1) 项中给出的曲线表示道面纹理处于“B”类和“C”类之间。

(d) 跑道上水的深度：积水越深，刹车能力越差。第 25.109 条 (c) 款 (1) 项中规定的曲线是基于跑道是湿透的，但没有明显的表面积水的情况。

(6) 第 25.109 条 (d) 款是针对带沟槽或或多孔摩擦材料处理的道面的湿跑道刹车摩擦系数的要求。申请人可选择按照本条 (d) 款 (2) 项中给出的刹车摩擦系数，或者使用在确定干跑道加速—停止距离时的刹车摩

擦系数的 70%。另外，对于此种跑道条件的加速-停止距离验证时需遵循第 25.1533 条 (a) 款 (3) 项的要求，试验中使用的跑道需按适航当局接受的方式设计、建造和维护，且根据第 25.1583 条 (h) 款的要求，带沟槽和多孔摩擦层跑道的加速-停止距离应作为使用限制写入飞行手册。

(7) 第 25.109 条 (e) 款是对使用刹车以外的减速措施的要求，如果采用刹车以外的减速措施，如：反推、减速板。则需表明这些措施安全可靠，并能获得一贯的效果，同时不需要特殊的驾驶技巧来操纵飞机。

(8) 第 25.109 条 (f) 款要求在确定干跑道加速-停止距离时，不得使用反推；在确定湿跑道的加速-停止距离时，允许计入反推带来的性能收益，但前提必须满足第 25.109 条 (e) 款的要求，同时，操作程序必须按第 25.101 条 (f) 款的要求符合第 25.101 条 (h) 款。

(9) 第 25.109 条 (g) 款是对加速-停止距离试验时起落架的位置要求，试验过程中起落架必须一直保持在放下位置。

(10) 第 25.109 条 (h) 款是对包含安全道的加速-停止距离的要求，如果加速-停止距离中含有道面特性与平整且有硬质道面的跑道有实质性差别的安全道，需考虑其道面特性与主跑道的差异。其起飞数据必须考虑对于加速-停止距离的使用修正因素，该修正因素必须计及安全道的特定道面特性和这些特性在所制定的使用限制范围内随季节气候条件（例如温度、雨、雪和冰）的变化。

(11) 第 25.109 条 (i) 款要求开展刹车装置磨损剩余不大于刹车允许磨损范围 10% 的余量的最大刹车动能演示试验。根据第 25.101 条 (i) 款的规定，第 25.109 条所规定的加速-停止距离和着陆距离必须在飞机全部的机轮刹车装置处于它们所允许磨损范围的完全磨损极限状态下确定。本条规定进行最大刹车动能加速-停止距离的飞行试验演示验证时采用刹车装置磨损剩余不大于刹车允许磨损范围 10% 的磨损剩余量，是为了便于试验保障和提高试验的安全性。若试验时使用的刹车尚未达到完全磨损状态，应将加速-停止距离修正至刹车装置处于所允许磨损范围的完全磨损极限状态并写入飞行手册。完全磨损极限定义为从飞机上拆下刹车作大修之前所容许的最大磨损量。应以轴向线性尺寸来定义容许的磨损量，通常通过测量磨损探测销的伸出长度来确定。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC1 设计说明、MC2 分析/计算、MC3 安

全性分析和 MC6 飞行试验。

2.1 MC1 设计说明

申请人应通过说明性文件,说明飞机的减速程序、防滑刹车系统类型、螺旋桨是否具备自动顺桨功能(螺旋桨发动机飞机)、飞机是否申请在带沟槽或或多孔摩擦材料处理的跑道运行等信息。综合分析各种符合性方法的结果,按照第 25.109 条的要求给出飞机加速-停止距离的符合性验证结论,并将确定加速-停止距离的程序写入飞行手册的性能章节,说明在飞机飞行手册中加速-停止距离数据的相关内容。

2.2 MC2 分析/计算

(1) 按照第 25.109 条(c)款的要求计算平整湿跑道上的刹车摩擦系数,如有选择的具有带沟槽,或具有多孔摩擦材料处理的跑道道面时,其湿跑道刹车摩擦系数应按第 25.109 条(d)款的要求计算。

(2) 对于考虑进入安全道的情况,加速-停止距离应该根据安全道与主跑道的道面特性差异进行修正。

(3) 按照第 25.109 条(i)款的最大刹车动能加速-停止距离试验,若试验时使用的刹车装置尚未达到所允许磨损范围的完全磨损极限状态,应根据加速-停止试验和测功器试验的结果将加速-停止距离修正至刹车装置处于所允许磨损范围的完全磨损极限状态。对最大刹车动能加速-停止距离试验以外的加速-停止距离试验,通常采用正常磨损状态的刹车装置,也应根据第 25.101 条(i)款要求,将加速-停止距离修正至刹车装置处于允许磨损范围的完全磨损极限状态。

(4) 根据加速-停止试验结果校准加速-停止距离计算模型,进行加速-停止距离数据扩展计算。

2.3 MC3 安全性分析

为了满足第 25.109 条(e)款(1)项的要求,应采用安全性分析的符合性方法。如果申请人选择采用刹车以外的减速措施,如地面扰流板(减速板)、湿跑道条件下发动机反推(反向拉力)来确定加速-停止距离,需开展系统的安全性分析,以表明系统安全可靠。

2.4 MC6 飞行试验

(1) 通过开展全发加速-停止距离试验、临界发动机失效加速-停止距离试验和最大能量刹车加速-停止距离试验,验证飞机在各种飞行条件下的加速停止距离,演示飞机加速-停止过程中各种减速措施之间的时间

延迟。除此之外，还需开展针对第 25.109 条 (c) 款 (2) 项的防滑效率的演示或确定飞行试验，以证实或获取飞机真实的防滑效率值。

(2) 应在整个重量、速度和刹车能量范围内提供均匀分布试验条件的重量和速度组合条件下进行加速-停止距离试验。可以选择一种机场高度来模拟不同机场标高的影响，只要采用的刹车速度和将要由刹车所吸收的飞机能量范围有关。

(3) 构型状态要求

(a) 重量：凡需要时，自大至小。

(b) 重心位置：试验时飞机处于最临界重心位置。

(c) 襟翼位置：试验时机翼襟翼处于各起飞位置。

(d) 刹车装置磨损程度：第 25.109 条 (i) 款对应的最大刹车加速-停止距离试验的验证，验证时需保证飞机每个刹车装置的剩余磨损程度处于不大于所允许的完全磨损程度的 10%；对于其它的飞行试验，要求刹车装置处于正常磨损状态。

(e) 轮胎压力：滑行前和冷胎时轮胎压力处于寻求批准的起飞重量相应的最高值。

(f) 发动机功率或推力：对于地面慢车，设定为所推荐的上限，或对于数据分析时使用，可计及最大地面慢车功率或推力的影响。对最大能量刹车试验，不得用数据分析来代替最大地面慢车功率或推力。另外，发动机功率或推力应与中止起飞的每一段相称，并且应考虑失效发动机或收油门发动机所引起的功率或推力衰减率。

(g) 申请人应当演示验证，在湿跑道上最不利方向的十节侧风情况下，无需特殊技能就保持航向操纵。就此演示验证而言，可以在干跑道上使用自位式前起机轮来模拟湿跑道。演示验证期间应当使用对称刹车，同时考虑全发工作和临界动机不工作反推力的两种情况。

(4) 共计应进行至少 6 次加速-停止距离飞行试验。除非有足够的数
据可供具体飞机型号使用，以表明刹车性能如何随重量、动能、升力、阻力、地速、扭矩限制等变化。对于多气动构型采用同一刹车摩擦系数的情况，每种构型应至少进行两次试验，且这些试验应在平整硬质的干跑道上进行。此要求同样适用于寻求防滑系统不工作、前轮刹车或规定的主轮刹车不工作和自动刹车系统等情况签派能力的批准。

(5) 在加速-停止距离试验中使用的 V_1 速度不需要与试验条件下的

AFM 中的值精确对应，因为可能需要增加或降低 AFM 中的 V_1 速度来充分覆盖刹车能量范围和重量包线。

(6) 考虑跑道风速的影响，并修正到近似的平均气动力弦高度相应的高度。

(7) 为了在试验时获取客观保守的时间延迟量，在试验实施时，一般选择平均驾驶技术水平的飞行员来完成试验；对于临界发动机失效的加速-停止距离试验，应由操作减速措施以外的驾驶员来实施发动机关断操作，且实施发动机关断操作的驾驶员在关断发动机时不应告知实施操作减速措施的驾驶员。

(8) 为了降低试验的风险，试验实施需采用循序渐进的方式进行，先开展小刹车能量的试验，再逐渐过渡到大刹车能量的试验；先开展干跑道条件下的飞行试验、再开展湿跑道条件下的飞行试验。

(9) 防滑刹车系统效率试验

防滑刹车系统效率试验可分为两种：一种为防滑效率的演示验证试验，另一种为防滑效率的获取试验。

(a) 若申请人选择使用第 25.109 条 (c) 款 (2) 项中规定的防滑效率值，则需开展有限次数的飞行试验，以演示验证防滑系统在湿跑道上的工作方式与申请人申报的防滑系统类型相一致，并证实对于防滑系统在湿跑道上的使用已做了正确调谐。

(b) 若申请人选择由飞行试验来确定湿跑道防滑系统效率，则应在湿跑道上采用相应的速度和能量进行至少 3 次完整刹停或等效的分段刹停试验。或者，防滑系统在湿跑道上的工作和效率可以通过试验室模拟数据预测并可通过飞行试验演示验证而确认时，可以接受更少的刹停次数。

(c) 对于防滑系统不工作时的签派（如果经批准），湿跑道加速-停止距离的确定应基于不大于第 25.109 条 (c) 款 (2) 项针对开关式防滑系统所容许的效率，应按照本指南中 AC 25.109 加速-停止距离的 2.4 (9) (a) 中的要求演示验证这种运行方式的安全性。

(10) 最大能量刹车试验

(a) 最大能量刹车的加速-停止试验时，如果使用机械磨损的刹车装置，则必须在试验前表明该磨损方式的刹车装置可以产生与装机磨损的刹车装置同等的效果。

(b) 最大能量刹车的试验实施过程要求：试验时在滑行到起飞线之

前，飞机应以全发工作最大地面慢车状态至少滑跑 5 千米（3 英里），完成 3 次完全刹停，以考虑飞机实际使用条件。必须按照预先制定的操作程序进行操作，在飞机完全停止后，保持 3 秒～5 秒的时间；试验后，不需要再演示飞机的滑行能力，将飞机停在跑道上。

(c) 最大能量刹车的加速-停止距离试验的合格判据应包含：最大 RT0 能量将通过以飞机将要审定的最大刹车能量水平实施的 RT0 予以制定，可以接受起落架上或其周围有起火，前提是要许可在飞机停住以后燃烧最初 5 分钟而无须灭火器就能保持飞机的安全。火势被破灭后，轮胎、机轮、和刹车可能需要进行维修，然后飞机才能从跑道上撤离。

AC 25.111 起飞航迹

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

本条款要求按照申请人基于第 25.101 条(f)款制定的起飞程序来评估飞机在临界发动机失效情况下的起飞飞行航迹时的越障能力，为 AFM 提供性能数据。

1.2 条款的要求解析

第 25.111 条的实质要求可以描述为：

本条款中的高度基准应为几何高度。

(1) 第 25.111 条(a)款

将起飞航迹定义为从静止点起延伸至下列两点中较高者：飞机起飞过程中高于起飞表面 450 米（1,500 英尺），或完成从起飞到航路形态的转变并达到 V_{FT0} 时的一点。

(a) 第 25.111 条(a)款(1)项为起飞航迹的程序，其必须符合第 25.101 条(f)款的规定，采用申请人规定的程序改变飞机的形态，速度、功率（推力）。

按照第 25.111 条(d)款的要求，必须通过连续演示验证起飞或分段综合来确定起飞航迹。如果采用分段法确定，则应符合第 25.111 条(d)款(4)项的要求。

(b) 第 25.111 条(a)款(2)项为对于发动机工作状态的要求，要求当飞机速度达到 V_{EF} 时，临界发动机必须停车，并在起飞的其余过程中保持停车。

由于发动机在实际使用中的失效类型是无法预料的，因此对于发动机的失效均假定为突然失效，且出现的发动机失效是灾难性的，即认为失效的瞬间完全丧失了失效发动机的推力，同时相关的性能在发动机失效的那一刻从全发运行状态下降到单发不工作状态。

但通常，对于喷气式发动机而言，失效发动机瞬时的实际推力不会立即下降为零。出于这些考虑，也可接受使用在 V_{EF} 处失效发动机转速下降时的瞬时实际功率或推力。数据处理和扩展时所用的推力或功率随时间变化的关系应采用试验结果予以验证。

对于螺旋桨发动机的运输机，还应考虑发动机失效时失效发动机螺旋桨的位置，对于装有自动顺桨装置的飞机，当发动机失效时一般会将螺旋桨驱动到低阻力位置。这种情况下的推力损失将比涡轮喷气发动机转速下降更加突然。

(c) 第 25.111 条 (a) 款 (3) 项为飞机加速要求。在达到 V_{EF} 后，飞机必须加速到 V_2 。

(2) 第 25.111 条 (b) 款

提出了飞机抬前轮和收起落架的要求。在按照第 25.111 条 (a) 款和 (b) 款确定的起飞航迹应在达到抬前轮速度 V_R 之前，驾驶员不得拉杆使前轮离地， V_R 是指在加速到 V_2 的过程中飞行员开始拉杆使前轮离开地面的那一速度；同时，在飞机腾空之前，不得开始收起落架。

(3) 第 25.111 条 (c) 款

第 25.111 条 (c) 款提出了在确定起飞航迹过程中的如下具体要求：

(a) 第 25.111 条 (c) 款 (1) 项为起飞航迹的斜率要求。本款要求飞机整个起飞航迹空中部分每一点的斜率都为正值。为表明符合第 25.111 条 (c) 款 (1) 项所要求的正斜率，根据第 25.115 条 (c) 款，确定一个水平段作为起飞飞行航迹的一部分是可以接受的。

净起飞飞行航迹是用于确定飞机越障飞行高度的飞行航迹。第 25.115 条 (b) 款规定，为确定净飞行航迹所要求的爬升梯度的减小值，适用于确定净飞行航迹的整个飞行航迹，包括平飞加速段。第 25.115 条 (c) 款允许飞机在加速过程中保持水平净飞行航迹，而不是按第 25.115 条 (b) 款要求的量值减小水平飞行航迹，但是其前提是加速度应当减少一个大小等于第 25.115 条 (b) 款所要求的梯度减小量。利用这种方法，在确定净起飞航迹水平飞行段时，申请人把高度的减小量换算成平飞加速所增

加的距离。

(b) 第 25.111 条 (c) 款 (2) 项为起飞航迹速度要求。直到飞机达到距起飞表面以上 120 米 (400 英尺) 高度处。该速度必须满足第 25.107 条 (b) 款和 (c) 款对 V_2 的限制。这并不意味着在 120 米 (400 英尺) 以上空速可以减小到低于 V_2 ，而是意味着可以开始加速。

(c) 第 25.111 条 (c) 款 (3) 项为可用爬升梯度的要求。要求从飞机高于起飞表面 120 米 (400 英尺) 的一点开始，沿起飞航迹每一点的可用爬升梯度不得小于：

- (i) 1.2%，对于双发飞机；
- (ii) 1.5%，对于三发飞机；
- (iii) 1.7%，对于四发飞机。

本款中的“可用爬升梯度”是指总梯度而非净梯度，是以百分数来表示的，即飞机在实际飞行中，在给定的时间内飞机在几何高度上的变化除以飞行的水平距离。总梯度与净梯度的区别在第 25.115 条中做了具体要求。

(d) 第 25.111 条 (c) 款 (4) 项为构型变化要求。在直到飞机高于起飞表面 120 米 (400 英尺) 为止，除收起落架和螺旋桨自动顺桨外，不得改变飞机的形态，而且驾驶员不得采取动作改变功率或推力。

仿真研究和事故调查表明，当驾驶舱中机组工作负荷过重时，例如起飞过程中出现单发失效，即便机组人员知道工作发动机已设置为减功率或减推力，并知道需要增加功率或推力以避免飞机撞地，也可能不会增大工作发动机的功率或推力，其同样也适用于螺旋桨人工顺桨。但是起落架是可以收回的，因为这是在观测到正上升率的常规操作。因此本款要求的目的是在制定单发不工作起飞航迹时，仅允许使用那些常规的机组操作动作。

在直到飞机高于起飞表面 120 米 (400 英尺) 为止的整个过程中，只能在起飞滑跑过程的初期调节功率 (推力) 杆，然后使其保持不动，不允许通过人工操作增大工作发动机油门的方式来避免飞机接地；对于螺旋桨运输机而言，在直到飞机达到距起飞表面以上 120 米 (400 英尺) 高度处不得使用螺旋桨人工顺桨功能，但允许使用螺旋桨自动顺桨带来的性能收益。

不允许驾驶员动作来增加功率或推力来获得性能收益，但可以允许

通过自动增大功率（对于安装有 ATTCS 系统的飞机）来获取性能收益，在第 25.904 条对 ATTCS 作了规定。CCAR 25 部附录 I 阐明了相关的性能要求。

(e) 第 25.111 条 (c) 款 (5) 项为结冰条件下的起飞航迹要求。如果第 25.105 条 (a) 款 (2) 项要求确定结冰条件下的起飞航迹，则需按照第 25.111 条 (c) 款 (5) 项对结冰条件下起飞空中段的定义来确定。

第 25.111 条 (c) 款 (5) 项要求结冰条件下起飞空中段必须考虑以下条件下的飞机阻力：

(i) 自高出起飞表面 10.7 米（35 英尺）至高出起飞表面 120 米（400 英尺）的那个点，飞机带有 25 部附录 C 定义的起飞冰积聚；

(ii) 自高出起飞表面 120 米（400 英尺）的那个点至起飞航迹终点，飞机带有 25 部附录 C 所定义的起飞末端冰积聚。

(4) 第 25.111 条 (d) 款

本款提出了起飞航迹的演示要求。起飞必须通过连续演示验证起飞或分段综合法来确定。由连续验证的起飞所确定的总起飞航迹，所有点都必须代表实际预期的性能。如果该航迹采用分段法来确定，则必须通过连续演示验证起飞来表明所制定的起飞航迹是偏保守的。

本条不应当理解为意味着起飞航迹完全由连续验证或完全由分段构成。为了考虑地面效应，典型的飞机飞行手册的起飞航迹采用从 V_{LOF} 到起落架收上那一点的一条连续起飞航迹，覆盖整个推重比范围。从起落架收上那点开始，把符合第 25.111 条 (d) 款 (2) 项的性能分段相加。

(a) 第 25.111 条 (d) 款 (1) 项要求若由分段综合法确定起飞航迹，分段必须明确定义，在形态、功率（推力）以及速度方面应有显著变化，以区分不同分段。

(b) 第 25.111 条 (d) 款 (2) 项指出：“飞机的重量、构型、功率（推力）在每一分段内必须保持不变，而且必须相应于该分段内主要的最临界状态”。其用意是为了简化分析，飞机性能是以在该分段时间内最临界的点得到的性能为基础的，而不是基于各个变量（如重量、推力的近似调定值等）分别取其最临界值，然后通过组合而得出该分段的性能。

(c) 第 25.111 条 (d) 款 (3) 项中的“地面效应”是指地面对飞机的气动力干扰。当飞机在起降或近地面飞行时，地面对空气绕飞机的流动特性产生影响。一般固定翼的飞机，当飞机飞行高度达到其翼展高度时，即认

为脱离地面效应。

第 25.111 条 (d) 款 (3) 项的要求并不意味着整个飞行航迹一定要以无地面效应的性能为基础，这仅仅是为了数据处理方便将连续的起飞演示验证分成了若干段的需要。例如，如果从 V_{EF} 到 V_R 的单发不工作加速航迹被分成了功率或推力衰减段和风车阻力段，则从 10.7 米（35 英尺）高度到起落架收上点的爬升就不一定需要基于无地面效应的性能。

(d) 第 25.111 条 (d) 款 (4) 项要求为确保分段综合航迹较连续航迹保守，起飞数据必须用若干次连续的演示起飞来校核。

(5) 第 25.111 条 (e) 款

对装有助推火箭发动机的飞机的起飞航迹，需参照 25 部附录 E 的第 II 条相关规定来确定。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般可采用 MC1 设计说明、MC2 分析/计算和 MC6 飞行试验。

2.1 MC1 设计说明

设计说明应包含影响起飞航迹的关键设计特征说明，例如：发动机螺旋桨是否具备自动顺桨功能，发动机是否具有 ATTCS、起落架收起时间等信息，并综合设计说明、分析计算和飞行试验的结果，按照第 25.111 条的要求给出飞机起飞航迹的符合性验证结论，并说明在飞机飞行手册中给出起飞航迹数据的相关内容。

2.2 MC2 分析/计算

(1) 申请人应根据带临界起飞冰型和临界起飞最终段冰型的模拟冰试飞试验数据，修正结冰条件下的数据扩展模型，通过计算分析表明是否需要提供带模拟冰型的起飞航迹数据。

(2) 申请人应开展试飞数据计算分析工作，在不带冰型和带模拟冰型的飞行试验结束后，应根据条款的要求计算分析试验数据，得到试验条件下的起飞航迹结果。同时，使用试验数据结果进行起飞航迹的数据扩展模型修正。

(3) 采用经试验数据修正后的数据扩展模型开展飞行手册所需起飞航迹数据的计算。

2.3 MC6 飞行试验

(1) 发动机功率或推力状态

为确保预计的起飞航迹是代表实际性能的，应使用由第 25.101 条 (c) 款所要求的功率或推力来构成此航迹。这样，在某种程度上要求功率或推力以假定沿航迹存在的特定外界大气条件为基础。应将 1962 年《美国标准大气》第 1 部所规定的外界温度标准递减率用于确定爬升期间与每一压力高度相关的功率或推力。

按照第 25.111 条 (c) 款 (4) 项，直至距起飞表面 120 米（400 英尺）高度，功率或推力必须代表沿航迹的可用功率或推力，此航迹是根据 AFM 程序在初始地面滑跑期间建立的油门杆/功率杆设置而产生的。此功率或推力可能比机上额定空中设定值的可用值要小。

应进行足够次数的起飞，起飞至少要达到用 V_2 爬升时由程序规定的距起飞表面的高度，以确定固定功率杆/油门杆设置的功率或推力的直减率。可使用分析来计及各种用途的发动机引气（例如防冰、空调等）以及电气、气动和机械动力需求的功率提取。有一些飞机将小于全额定功率或推力的值用做 AFM 起飞功率限制和性能限制，这是为了防止飞机爬升到距起飞表面 120 米（400 英尺）高度的过程中出现发动机超限情况。

起飞和爬升过程中，在固定的功率或推力设置下，发动机功率或推力随速度和高度的直减率，可能会受到起飞压力高度的影响。

在按静止状态下设定起飞功率（推力）时，如遇侧风或顺风状况，大多数涡轮发动机都会对此敏感而可能出现失速或喘振。为了避免出现此类问题，可以建立一个滑跑起飞功率或推力设置程序，前提是 AFM 起飞场长和起飞功率或推力设置图都是基于这个程序。以前已经接受的演示验证和分析表明从静止状态起飞与滑跑起飞之间在起飞距离方面的差异是可忽略的。典型的试验程序如下：

(a) 飞机在跑道上停稳后，设置所有发动机为中间功率或推力（具体的推力或功率设定值由申请人选定）。

(b) 松刹车，前推功率（或推力）杆。

(c) 在飞机速度达到 60~80 节之前，尽快设定目标功率（或推力）设定值。

(d) 完成功率（或推力）设定之后，爬升到高于起飞表面以上 450 米（1,500 英尺）高度并达到航路形态，整个过程中不应有不利的发动机工作特性。应当进行多次试验来确定对于 AFM 中程序规定的起飞运行高度范围内所进行的起飞，是否存在任何发动机工作问题。

如果申请人希望使用不同的程序，应进行评估，如果可接受，则该程序应包含在 AFM 中。

(2) 发动机失效的操作

对于涡轮喷气飞机，如果在确定 AFM 单发不工作起飞性能时使用了发动机失效瞬时推力带来的性能收益，应实际采用切断供油的方法完成足够次数的试验，以对比与发动机慢车状态的推力衰减。对于不涉及新型或改型发动机的衍生型项目，如果推力衰减特性已得到充分证实，则不必切断供油。

对于螺旋桨飞机，为了确保在临界发动机突然失效而其螺旋桨处于应处位置的情况下获得起飞速度和距离，采用切断供油的方法可能更为重要。需要采用切断供油方法进行试验的次数，取决于与所得到的慢车油门数据的相关性，并证实数据分析方法已充分模拟了发动机突然失效的影响。

(3) 飞机抬前轮和收起落架的操作

在演示验证时，飞机速度达到 V_R 之前，驾驶员不应操作飞机抬前轮。离地和开始收起落架之间的时间不得小于建立正爬升率指示值所必需的时间再加 1 秒。而对于飞行手册数据扩展而言，可以假设从起飞到开始收起落架之间的平均演示时间延迟，但是这个值不应小于 3 秒。

(4) 速度

对于那些利用低高度可降低失速速度优势的飞机， V_2 不应考虑起飞表面压力高度失速速度的影响，因为这会导致在爬升过程中失速速度裕度的降低，不符合第 25.107 条 (b) 款的意图。

对于上述飞机， V_2 除了满足第 25.107 条 (b) 款和 (c) 款的要求外，还应受到离起飞表面 450 米 (1,500 英尺) 的失速速度的限制。在计算相对于失速速度的比值时，可以考虑起飞航迹上因燃油消耗而减轻的重量，前提是该比值是确定的。

(5) 飞机形态变化

飞机可在距起飞表面 120 米 (400 英尺) 以下高度收起落架，但不允许通过驾驶员动作来增加功率或推力来获取性能收益，允许使用自动增大功率，对于螺旋桨飞机，也允许使用螺旋桨自动顺桨功能来获取性能收益。

由于螺旋桨桨距设置通常对最小使用速度和飞机阻力有显著影响。

如果飞机的起飞速度基于螺旋桨自动顺桨系统来制定，则应确保发动机和螺旋桨自动顺桨系统的组合失效概率是极不可能的（小于 10^{-9} /飞行小时）。在表明该组合失效概率时，应先证实发动机的失效概率，但无论发动机的失效概率如何，螺旋桨自动顺桨的失效概率都应小于 10^{-4} /飞行小时。

螺旋桨自动顺桨系统的设计应确保其在失效发动机上自动启动时，要在工作发动机上自动禁用，应表明其在工作发动机上的非预期启动概率为极不可能（小于 10^{-9} /飞行小时）。且螺旋桨自动顺桨系统应向机组提供明确的系统工作状态的通告，包括：

- (a) 螺旋桨自动顺桨系统处于“预位”；和
- (b) 螺旋桨自动顺桨系统存在故障。

AFM 的限制章节中应要求机组人员对螺旋桨自动顺桨系统进行功能检查。在进行该系统可靠性评估时，应考虑机组功能检查和地面维护检查的频率。

(6) 起飞航迹分段演示

起飞航迹分段的性能应使用以下方法之一获得：

- (a) 符合本 AC 的 1.2 (4) (b) 的要求；
- (b) 分段的平均性能；或
- (c) 分段的实际性能。

(7) 分段起飞航迹的检查

如果从松刹车到脱离地面效应的起飞航迹构成，包含了已分成若干段的任何一段（例如全发工作的飞机加速段和单发不工作的飞机加速段），应通过连续演示验证起飞对该航迹进行校验。为了保证分段起飞航迹的有效性，应采用 AFM 制定的起飞程序和速度，并在整个推重比范围内，进行足够次数的连续演示验证起飞。应将连续起飞数据与按 AFM 程序所计算出的起飞数据（采用试验发动机功率（或推力）和试验速度）进行比较。

AC 25.113 起飞距离和起飞滑跑距离的符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.113 条的安全意图在于按照申请人制定的起飞操作程序，开展

一定数量的特定重量和试验大气条件下飞机在干或湿的跑道的起飞试验，用以校准起飞性能的计算模型，为飞机飞行手册（AFM）中的起飞性能提供数据，以确保飞机在不同运行条件下的起飞安全。

1.2 条款的要求解析

CCAR25.113 条的实质要求可以描述为：

(1) 第 25.113 条(a)款

本款要求干跑道条件下的起飞距离为第 25.113 条(a)款(1)项和第 25.113 条(a)款(2)项中距离的较大值。所指距离是从开始松刹车时主起落架上的某一点至起飞中飞机最低部位高于跑道表面 10.7 米（35 英尺）时飞机上同一点的水平测量距离。

第 25.113 条(a)款(1)项中的距离为临界发动机失效时的起飞距离，可由图 25.113-1 进行示意。第 25.113 条(a)款(2)项中的距离为全发工作时飞机到达距起飞表面 10.7 米（35 英尺）高度所测得的水平距离乘以 115%，可由图 25.113-2 进行示意。

第 25.113 条(a)款(2)项在确定全发工作起飞距离时，要求“沿着由其余与第 25.111 条一致的程序确定的起飞航迹”。对这一表述的解释是，全发工作的起飞距离应符合：基于飞机起飞表面以上 10.7 米（35 英尺）之前达到 V_2 ，并且在距起飞表面 120 米（400 英尺）高度上完成向稳定初始爬升速度的平稳过渡。

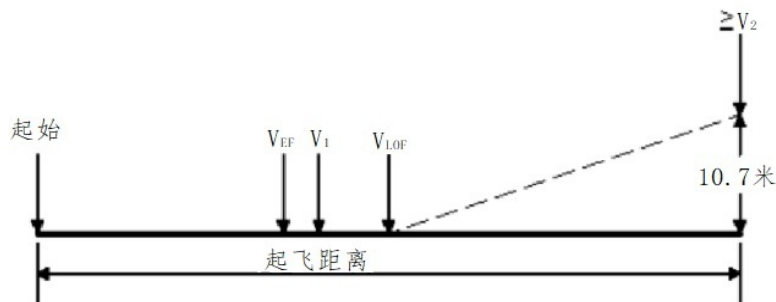


图 25.113-1 干跑道起飞距离（临界发动机在 V_{EF} 失效）

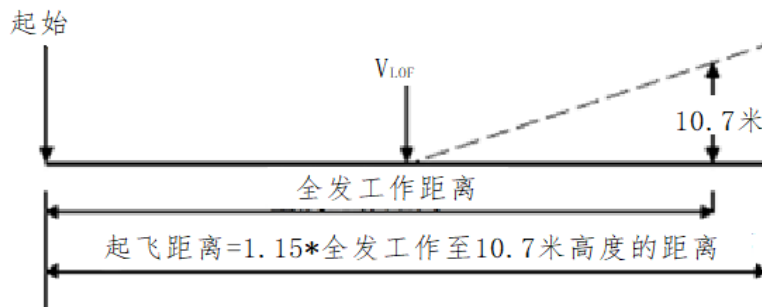


图 25.113-2 干跑道起飞距离（全发工作）

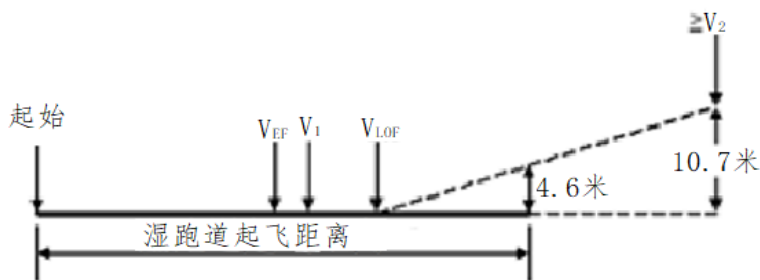
(2) 第 25.113 条 (b) 款

本款要求湿跑道条件下的起飞距离为第 25.113 条 (b) 款 (1) 项或第 25.113 条 (b) 款 (2) 项中距离的较大值。

第 25.113 条 (b) 款 (1) 项中的距离为第 25.113 条 (a) 款确定的起飞距离。

第 25.113 条 (b) 款 (2) 项中的距离为临界发动失效时使用折算越障高度（和湿跑道上的 V_1 ）确定的湿跑道起飞距离，可由图 25.113-3 进行示意。

湿跑道的起飞距离定义为自松刹车点主起落架上的某一点至起飞中飞机最低部位高于起飞表面 4.6 米（15 英尺）时飞机上同一点经过的水平测量距离。在此过程中，飞机在距离起飞表面 10.7 米（35 英尺）高度之前必须达到 V_2 。

图 25.113-3 湿跑道起飞距离（临界发动机在 V_{EF} 失效）

(3) 第 25.113 条 (c) 款

本款要求对于含净空道的起飞距离允许腾空部分获得净空道带来的收益。而对于不包含净空道条件的起飞距离，起飞滑跑距离等于起飞距离。

如果含有净空道，起飞滑跑距离为以下 (a) 或 (b) 中所述距离的大者。

(a) 在 V_{EF} 临界发动机失效的情况下，起飞滑跑距离开始点到下列两点的中点的距离：即离地点和飞机达到起飞表面以上 10.7 米（35 英尺）高度那一点，如图 25.113-4。对于湿跑道上的起飞，起飞滑跑距离等于起飞距离（即，在湿跑道上没有允许的净空道增益）。

(b) 全发工作起飞滑跑距离是从滑跑开始点到下列两点间的中点的距离的 115%：即飞机离地点，和在全发工作时飞机达到起飞表面 10.7 米（35 英尺）高度的那一点，如图 25.113-5。在确定全部发动机都工作情

况下的起飞滑跑距离时，其距离要按“第 25.111 条（起飞航迹）一致的
程序”。对这句话的解释是：全发工作的距离应基于飞机起飞表面以上
10.7 米（35 英尺）之前达到 V_2 速度，并且在距起飞表面 120 米（400 英尺）
高度上完成向稳定初始爬升速度的平稳过渡。

由于可能存在临界发动机失效情况下的起飞滑跑距离大于起飞距离
的情况，或者在全发工作时，起飞距离大于起飞滑跑距离；因此必须始终
考虑这两种情况，以较大的为制定依据。

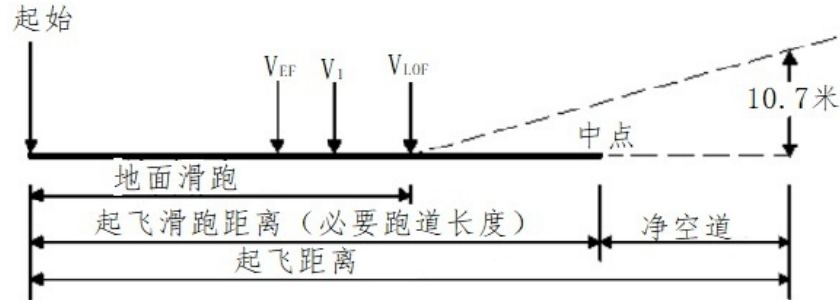


图 25.113-4 干跑道起飞滑跑距离（临界发动机在 V_{EF} 失效）

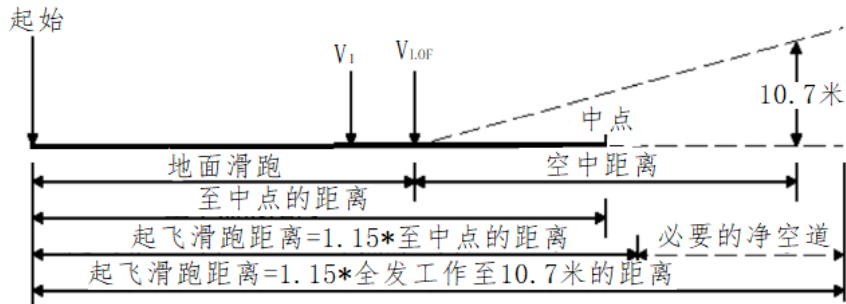


图 25.113-5 干跑道和湿跑道的起飞滑跑距离（全发工作）

为确定起飞距离和起飞滑跑距离，可以把净空道看作具有同样斜率
的跑道，作为起飞表面的一部分，并且可以根据这一平面测量 10.7 米（35
英尺）的高度。图 25.113-6 为净空道的剖面图。

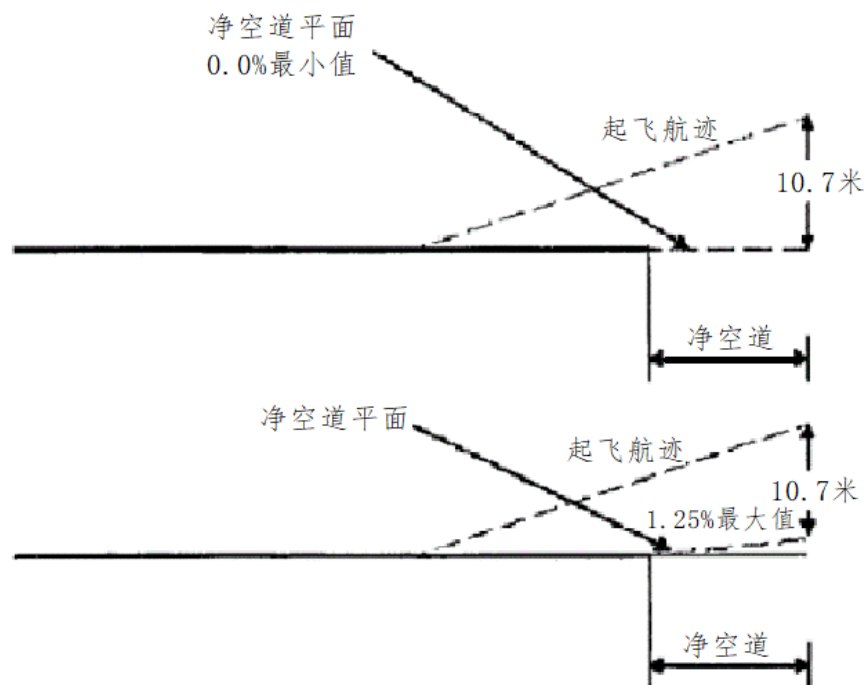


图 25.113-6 净空道剖面图

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC1 设计说明、MC2 分析/计算和 MC6 飞行试验。

2.1 MC1 设计说明

设计说明应包括对飞机的最大起飞重量、起飞襟/缝翼构型、临界发动机、发动机是否具有 ATTCs 功能；自动顺桨功能；申请运行的跑道条件；起飞操作程序以及起飞距离是否包含净空道等情况的说明。另外，综合分析计算和飞行试验的结果，按照第 25.113 条的要求给出飞机起飞距离和起飞滑跑距离的符合性验证结论，并说明写入飞行手册的起飞距离和起飞滑跑距离的相关内容。

2.2 MC2 分析/计算

(1) 应根据飞机近地面的风洞试验气动数据计算飞机在各起飞构型、不同起飞重量、不同起飞场高和温度条件下的起飞特征速度和对应的不同跑道条件（干和湿）下的起飞距离和起飞滑跑距离；起飞距离的计算可分解为三部分：地面三点滑跑段、抬前轮滑跑段和离地至 10.7 米（干跑道）或者 4.6 米（湿跑道）的空中段。

(2) 应开展试飞数据的分析计算工作，在起飞距离试验结束后，根据条款的要求计算分析试验数据，得到试验条件下的起飞距离和起飞滑

跑距离，并使用试验数据结果进行起飞距离和起飞滑跑距离的数据扩展模型修正。

(3) 采用经试验数据修正后的数据扩展模型开展飞行手册所需起飞距离和起飞滑跑距离数据的计算。飞行手册的起飞数据，允许在进行起飞性能试验机场高度之上和之下进行扩展，但前提条件是推进系统的装机性能特性已经过充分定义和验证。当采用经过验证的测试数据和数据处理方法进行数据外推时，在某一机场试飞获取的起飞和着陆性能可以在比该机场高或者低的高度，在飞行包线以内进行扩展，而不需要增加额外的保守量。但需满足动力装置相关性能参数只能在动力装置试验机场以上 3000ft 以内进行外扩。

2.3 MC6 飞行试验

(1) 试验项目

本条款验证时主要的试验项目如下：

- (a) 全发工作干跑道起飞距离试验；
- (b) 临界发动机停车的干跑道起飞距离试验；
- (c) 全发工作湿跑道起飞距离试验；
- (d) 临界发动机停车的湿跑道起飞距离试验。

若起飞距离不包含净空道情况，则无需开展全发工作湿跑道起飞距离试验。

起飞距离和起飞滑跑距离可通过正常起飞性能试飞得到，也可以与其他的起飞性能试飞如：起飞速度、中断起飞、起飞航迹、第一阶段爬升等试飞结合起来进行。

(2) 试验方法

(a) 试验状态点

(i) 应覆盖飞机整个重量、推重比范围，应包含临界发动机失效和全部发动机工作两种发动机工作条件。

(ii) 试验机场高度选取应根据飞机的运行机场高度范围来选取，申请 2,438 米（8,000 英尺）高度以上的机场运行时，可结合客舱增压、APU、发动机工作特性、氧气系统等验证试验开展相关的验证。

(iii) 试验速度应按照第 25.107 条的规定选择速度 V_1 、 V_{EF} 、 V_R 、 V_{LOF} 、 V_2 。

(b) 试验机构型及试验条件要求

(i) 试验时飞机处于最临界重心位置。

(ii) 试验时机翼襟翼处于起飞位置；若飞机有多个起飞襟翼构型，则应开展各起飞襟翼构型的试验。

(iii) 试验前应将发动机起飞功率或推力进行合理调定。

(iv) 临界发动机停车的起飞试验允许使用螺旋桨的自动顺桨功能，但需确保起飞过程中螺旋桨自动顺桨与发动机组合失效的概率为极不可能（小于 10^{-9} /飞行小时）。对于螺旋桨的失效情况分析，还应充分考虑在失效发动机上正常作用时，不能在工作发动机上自动启动，应表明其在工作发动机上的非预期启用概率为极不可能（小于 10^{-9} /飞行小时）。但无论发动机的失效概率如何，对于螺旋桨自动顺桨的失效概率都应确保小于 10^{-4} /飞行小时。

(v) 如开展湿跑道下起飞性能试飞，湿跑道条件需满足本 AC 2.1 节中湿跑道的定义要求。

(vi) 试验时风速限制为 5-10 节。

(3) 试验动作

(a) 试验过程中不得在飞机速度小于 V_R 操作抬前轮。

(b) 临界发动机失效的起飞试验时，临界发动机在 V_{EF} 停车顺桨，随后飞机加速至 V_2 ，在加速至 V_2 的过程中，飞机在不小于 V_R 的速度抬前轮，在飞机到达起飞表面 10.7 米（35 英尺）前必须达到 V_2 ，且直到高于起飞表面 120 米（400 英尺）为止，速度尽可能接近但不小于 V_2 。

(c) 对于涡喷运输机，如果在确定飞行手册 AFM 单发不工作起飞性能时使用了发动机失效期间由瞬时推力带来的性能收益，应实际采用切断供油的方法，完成足够次数的试验，并对比发动机慢车油门，确定推力衰减。对于涡桨运输机，为了确保在临界发动机突然失效而其螺旋桨处于应处位置的情况下获得起飞速度和距离临界发动机失效，采用切断供油的方法更为重要。

(d) 在演示验证起飞距离时，离地和开始收起落架之间的时间不得小于建立正爬升率指示值所必需的时间再加 1 秒。

(4) 试验次数

同一跑道条件、同一起飞重量在同一场高条件下，至少进行 1 次试验。

(5) 试验结果

试验结果需要提供飞机构型、离地时总重和重心、离地时的发动机推力和推重比以及时间和相应于松刹车、临界发动机停车、飞机抬前轮时的速度、离地速度、到达起飞表面 4.6 米（湿跑道）和 10.7 米（干跑道）高度的空速，由这些结果可综合计算分析得到起飞距离和起飞滑跑距离，绘制起飞距离和起飞重量的关系曲线。

AC 25.115 起飞飞行航迹飞行试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

在大部分机场跑道周围有障碍物，在起飞前必须加以考虑，第 25.115 条的安全意图为确保飞机能够飞越机场周围的障碍物，其实质要求为在起飞航迹中，必须考虑飞机和各个障碍物间的垂直余度。这个余度基于爬升梯度的减小，在第 25.115 条中进行了量化的规定。一旦考虑了障碍物，则飞机在起飞开始加速时的最大重量应确保飞机的净起飞飞行航迹以 10.7 米（35 英尺）的垂直余度能够飞越影响最大的障碍物。

2. 可接受的符合性方法

(1) 起飞飞行航迹-第 25.115 条(a)款

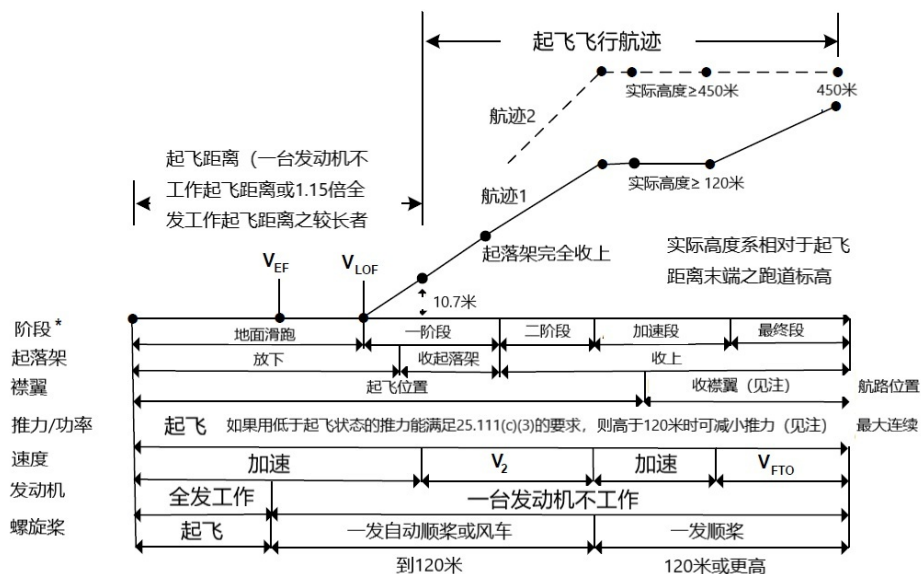
(a) 说明

起飞飞行航迹为从起飞距离末端距起飞表面 10.7 米（35 英尺）高度处起，直到飞机的实际高度高于起飞表面 450 米（1500 英尺）或者飞机达到航路形态和最终起飞速度时所对应的那一高度为止。

第 25.115 条(a)款规定起飞应从高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）处开始，考虑到湿跑道起飞情况下，飞机的实际高度只有 4.6 米（15 英尺）。这一措词承认按照第 25.115 条所确定的适用于干跑道起飞的起飞飞行航迹同样可用于湿跑道起飞。对于湿跑道起飞，实际的飞机高度将比根据第 25.115 条所确定的起飞飞行航迹低 6.1 米（20 英尺）。因此，与干跑道起飞相比，湿跑道起飞后飞机垂直方向距障碍物接近了 6.1 米（20 英尺）。

(b) 程序

图25.115-1 起飞分段及命名



注 1: 起飞最终段通常从飞机处于航路形态和最大连续推力状态时计算, 但是, 当表明符合第 25.121 条 (c) 款时, 不要求这些状态一直保持到起飞航迹结束。不得超过起飞功率/推力的时间限制。

注 2: 航迹 1 指的是飞机最低在 120 米 (400 英尺) 开始加速平飞且在完成飞行航迹第二爬升段后襟翼收上所对应的飞行航迹。航迹 2 指的是飞机采用延长第二阶段爬升至起飞飞行航迹的上边界。根据越障需要, 第二阶段爬升可延长至高于起飞表面 450 米 (1500 英尺)。

(2) 净起飞飞行航迹—第 25.115 条 (b) 款和 (c) 款

(a) 说明

(i) 净起飞飞行航迹是实际飞行航迹减去下述爬升梯度后的飞行航迹: 0.8%, 对于两台发动机; 0.9%, 对于三台发动机飞机; 1.0%, 对于四台发动机飞机。

(ii) 对于平飞加速段, 所确定的这些梯度的减少可以用作加速度的当量减少, 以代替净飞行航迹的减少。

(b) 程序

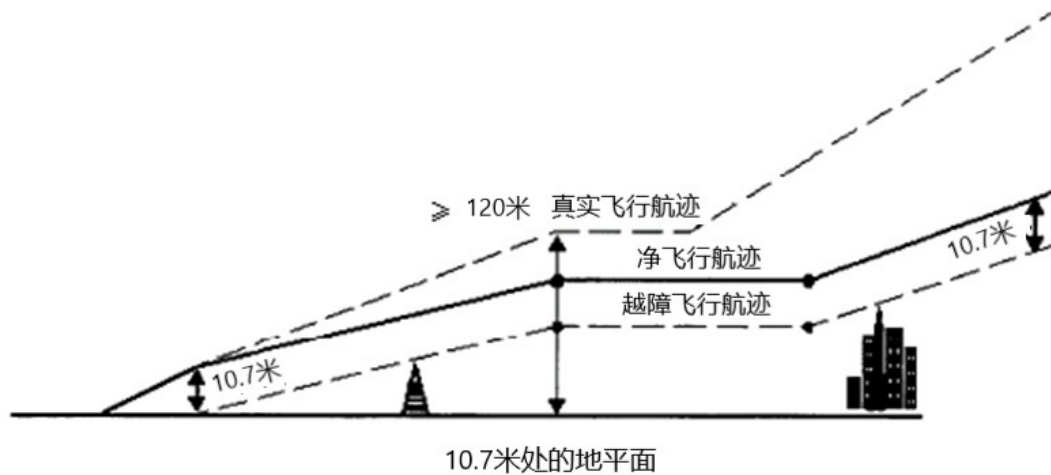


图25.115-2 净起飞飞行航迹

AC 25.125 着陆性能飞行试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

着陆性能是飞机一项必不可少的基本性能，必须为飞机安全运行提供基于 WAT 着陆性能数据。本条规定了陆上飞机（包括滑橇式飞机）、水陆两用飞机、水上飞机着陆距离确定和操纵要求，着陆距离确定需要考虑结冰和非结冰条件，需按照本条规定的着陆/着水跑道、飞机形态、速度、高度、功率、相关系统工作状态、使用程序和风速修正等来确定着陆距离；进行着陆演示操纵应不需特殊驾驶技巧，飞机也不应有本条规定的不利操纵特性。

2. 接受的符合性方法

2.1 解释

着陆距离是指从飞机的主起落架高于着陆表面（接地点的水平面）15米（50英尺）位置到飞机停止时前起落架位置间的水平距离。对于水上着陆，3节左右的速度可认为“停止”。着陆距离起始点基于主起落架是因为它是飞机在高于着陆表面15米（50英尺）时的最低点。着陆距离终止点基于前起落架位置是因为它是飞机与地面接触的最前端，并且不会超出审定的着陆距离。本咨询通告将着陆距离分为两段：空中段为15米（50英尺）到接地点；地面段为接地点到停止点。取决于申请人分析方法的需要，地面段可进一步分为过渡段和全刹车段。

第25.125条(b)款(2)项(i)、(ii)目定义了 V_{REF} 的最小值，旨在为轻

度紊流条件下进近时的速度波动提供距失速有充分裕度和足够的机动裕度。如果着陆演示表明需要更大的着陆基准速度满足可接受的操纵特性，飞行手册中（AFM）的着陆距离制定必须采用基于第25.125条（b）款（2）项要求的更大基准速度。另外，如果因非风的因素，程序推荐的进场速度大于 V_{REF} ，应进行飞行试验以确定是否在着陆入口处容易获得推荐的 V_{REF} 速度。如果 V_{REF} 不易获得，AFM中的着陆距离必须计及在着陆入口处超速的影响。

针对着陆飞行试验，发动机应设定在慢车功率配平带的高功率端（如适用）。对于安装电子燃油调节器的发动机，慢车燃油流量波动影响通常可忽略（但任何这样的声明必须进行充分证实）。

2.2 空中段距离确定程序

有3种可接受的符合性方法，分别见以下（1）、（2）、（3）段。

注意：如果确定（2）、（3）段描述进场角度、触地点、下沉率因新颖或非常规飞机设计不适用时，可制定新的方法。新方法仅当保持与现有性能标准和运行程序具有等效安全水平时可接受。

（1）经验表明以前合格审定获取的25部无风空中段距离和最小速度损失存在一个上边界。

它们可以近似表达如下：

$$\text{空中段距离(英尺)} = 1.55(V_{REF} - 80)^{1.35} + 800$$

V_{REF} 为真空速（TAS）节

$$\text{接地速度} = V_{REF} - 3 \text{ 节}$$

申请人可以选择上述公式制定着陆距离替代测量空中段距离和速度损失。如果申请人选择使用上述公式，应通过试验或分析表明该空中距离或接地速度是保守的。

（2）如果申请人选择测量空中段距离或时间，对于每种审定要求的飞机构型至少在着陆重量范围内进行6次试验。试验应遵循以下准则：

必须在到达高于着陆表面15米（50英尺）高度前保持稳定进近、 -3° 下滑角和指示空速 V_{REF} 足够长的时间，以模拟该速度下的持续进近。在此期间，不得有明显的功率/推力、俯仰姿态或下降率的改变。所有用于表明符合性着陆的平均下滑角不得陡于 -3° 。

15米（50英尺）以下，不得使用纵向操纵压低机头，且不得要求飞行

员采取除降低功率/推力外的构型改变。

接地点的目标下沉率不得超过6英尺/秒。尽管可能不会精确捕获目标值，但平均接地点下沉率不应超过6英尺/秒。

(3) 如果申请人进行足够数量试验开展参数分析，该分析以足够的置信度建立空中段距离（或时间）与15米（50英尺）高和接地点下沉率的函数关系，25部空中段距离可以基于 -3.5° 的进近角和8英尺/秒的接地点下沉率。使用该进近角和接地点下沉率的参数分析方法仅可用于按第121.195条(b)款或(c)款，第135.385条(b)款、(c)款，或(f)款规定有运行安全裕度或等效要求的着陆距离确定。

使用本方法确定给定重量的空中段距离或时间不得小于通过下文指定的目标进近角和接地点下沉率所得到的最小演示值的90%。不得使用陡于 -3.5° 进近角和大于8英尺/秒下沉率的试验数据来满足本要求。

为确定参数关系，推荐使用 -2.5° 到 -3.5° 进近角和2到6英尺/秒接地点下沉率的目标范围，所有试验目标速度应为 V_{REF} 。

15米（50英尺）以下，不得使用纵向操纵压低机头，且不得要求飞行员采取除降低功率/推力外的构型改变。

如果由申请人提出可接受的分析方法，每个审定要求的气动构型必须进行足够数量的试验，以建立具有满意置信度水平的最终空中段距离。分析可以包括自动着陆数据，但不能超过数据点的半数。如果表明构型不是显著变量，参数分析可以将不同构型的数据一起进行处理。

如果申请人建议其他等效于参数分析的方法，方法必须基于开发的数学模型，该模型使用性能相关变量，如功率/推力、高度、迎角和过载系数，能充分再现15米（50英尺）到接地点的飞行试验轨迹和速度变化。

对于气动构型已经过合格审定的衍生型飞机，如果超出第25.21条(d)款允许的重量扩展限制而需要开展必要的性能验证试验，每个构型每5%的重量增量需要进行2次着陆（但总计不需超过6次）。不论以前审定是否采用本方法，这些数据可以同以前审定试验数据一并用于参数分析。如果采用新的气动构型则必须采用前文所述的完整方法。

计算AFM着陆距离，高度15米（50英尺）到接地以 V_{REF} 百分比形式表达的速度损失，可以使用(3)中第一段条件确定。

(4) 无论采用哪种方法制定空中段距离，保持最终进近速度 $V_{REF}-5$ 节

下降直到15米（50英尺）高，在拉平机动中必须演示满意的飞行特性。

15米（50英尺）以下，使用纵向操纵拉平高度应与正常按规定速度着陆一致。不得采用机头下压方式，且不得增加功率/推力以辅助拉平。

所有的功率/推力操纵杆在接地时应处在最小飞行慢车位置。

应使用正常的拉平技术，接地速度比制定着陆距离的接地速度小5节左右，接地点下沉率不应超过1.83米/秒（6英尺/秒）。

必须在重量范围内（通常在最大着陆重量和接近着陆最小重量），或者通过分析或其他可接受方法确定的最临界重量重心组合条件下进行演示。

$V_{REF}-5$ 节着陆演示不应要求使用大的操纵力或全舵偏。

2.3 过渡段和停止段距离确定程序

过渡段距离是指从接地点到所有批准减速装置工作时那点间的距离；停止段距离是指过渡段结束点到飞机停止点间的距离。根据申请人的选择，两段可以合并。

如果没有足够的试验数据，必须进行最少6次主着陆构型下的着陆。经验表明如果飞机模型有足够的刹车性能随重量、升力、阻力、地速、扭矩限制等变化的数据，当多个构型的相关性已经表明，每个构型应至少进行2次试验。

应使用同一套轮毂、轮胎和刹车进行覆盖着陆重量范围的一组至少6次着陆试验，以证实第25.125条(c)款(2)项规定的不会造成刹车和轮胎过度磨损要求。应使用申请人寻求批准的正常使用刹车压力进行着陆试验。只要使用可接受的符合性方法来确定完全磨损刹车的AFM着陆距离，刹车可以处于任何磨损状态。刹车压力应调整到不小于试验重量相应的审定最大压力。纵向操纵和刹车使用程序应以一致的方式使用，该方式能使飞机以可控速率低头来避免过度的前起落架接地速率，以满足第25.125条(b)款(4)项、(5)项的要求。“纵向操纵和刹车使用程序应能一贯地执行，允许飞机以可控的速率低头来避免前起落架接地下沉率过大，以满足第25.125条(b)款(4)项、(5)项的要求。审定着陆试飞中前轮接地下沉率不能超过8英尺每秒。在全部主轮扎实接地之前，不允许使用人工刹车。自动刹车在接地前可预位。

在AFM性能章节描述用以确定着陆距离的飞机使用程序。

对于那些可能从工作发动机获得一定减速增益的飞机，在确定正常

全发工作着陆停止距离时，必须按第25.125条(g)款原则确定螺旋桨桨距位置。第25.125条(g)款要求“如果采用了必须依靠某一台发动机的运转方能工作的装置，并且在该发动机停车时进行着陆会显著增加着陆距离，则必须按照该发动机停车状态来确定着陆距离，但采用了补偿手段使着陆距离不大于全发工作时着陆距离的情况除外”。“装置”、“显著增加着”、“补偿手段”等术语可接受的解释如下：

如果使用正常地面慢车设定程序，在正常全发工作着陆距离的停止阶段，任何速度下螺旋桨可产生阻力，则该“装置”由螺旋桨桨距位置产生的可以用于获得性能增益的最大阻力不应超过在零速度时“轻微的负拉力”。“轻微的负拉力”是指在轻重量、不使用刹车条件下不会引起飞机在水平面上滑行。如果地面慢车设定正常使用程序可在零速度时产生较大负拉力，全发工作停止段距离的确定应使用专门用于飞行试验的功率杆停止位以限制螺旋桨桨叶角。

着陆距离测量应在一发顺桨和工作发动机接地后在慢车位进行。试验飞机构型包括地面慢车功率杆位置，应与确定全发工作着陆距离保持一致，可以使用差动刹车保持航向控制。试验应在临界的重量/重心位置和着陆速度进行。螺旋桨/发动机的安装应处在允许的最不利容差位置。如果获得的距离不超过全发工作着陆距离的2%，即是非“显著增加”，则在着陆距离审定中不要求进一步试验以获得全发工作地面慢车阻力带来的性能增益。

如果按上述方法确定的距离大于全发工作着陆距离的2%，为了获得全发工作地面阻力对性能的增益，必须采用“补偿手段”。如果单发顺桨获得的着陆距离不超过全发工作地面慢车功率时的距离，工作发动机反桨推力可以认为是一种“补偿手段”。试验飞机构型除使用反桨推力位置外，应与确定全发工作着陆距离保持一致。前轮应与 V_{MCG} 试验一样处于自由摆动状态以模拟湿跑道条件，可以使用差动刹车保持航向控制。必须制定着陆中使用反桨推力的程序，并进行演示。第25.101条(f)款要求的与反桨推力使用相关程序必须符合第25.101条(h)款的要求。以下准则可以用来确定与推荐着陆程序一致的反桨推力使用，并提供满足这些条款要求的可接受演示程序：试验应在临界的重量/重心位置和着陆速度进行；螺旋桨/发动机的安装应处在允许的最不利容差位置。如果“补偿手段”确不能覆盖全发工作地面阻力对性能的增益，必须进行最少三次覆盖预

期着陆重量和速度范围的试验。

按第25.101条(f)款要求,必须制定和演示着陆期间反浆推力使用程序。该程序应包括所有飞行员获得推荐的反浆推力水平、保持航向控制、确保安全的发动机操纵特性和解除反浆推力等必要的操纵动作。

应演示着陆过程中反浆推力使用符合第25.939条发动机操纵特性的要求。反浆推力程序可以规定一个解除反浆推力的速度以保持安全的发动机操纵特性。

获得推荐的反浆推力水平所必要的操纵动作的时间顺序应通过飞行试验演示。用于确定着陆距离的时间顺序应反映获得选定反浆推力水平的最临界时间情况。

应考虑相关系统对飞行员输入的响应时间,如阻止飞行员立即使用反浆推力的互锁装置和油门杆卡槽等产生的系统工作延迟。过渡过程响应特性影响也应包括,如反浆推力发动机使用时的转速增加。

在典型服役中为了能让具有平均技能的飞行员始终一致地获得推荐的反浆推力水平,应提供油门杆位置触觉反馈(如卡槽或止动装置)。如果未提供触觉反馈,应采用保守的反浆推力水平。

申请人应演示在湿跑道上保持航向控制不需要特殊技巧,反浆推力使用程序可以规定一个解除反浆推力的速度以保持航向操纵性。

满足第25.901条(b)款(2)项、第25.901条(c)款、第25.1309条(b)款和第25.1309条(c)款要求即认为满足第25.101条(h)款(2)项和第25.125条(c)款(3)项中的“安全和可靠”要求。

2.4 测试设备和数据

测试设备应能记录相对于地面飞机下滑航迹、地面滑跑距离与时间的关系,以便确定水平和垂直距离的时间历程。进行该时间历程分析的相关数据也应进行记录。

2.5 AFM 着陆距离

按照第25.101条(i)款,AFM着陆距离必须在飞机全部机轮刹车装置处于它们所允许磨损范围的完全磨损极限状态下确定。只要使用合适的飞机和测功计试验组合方法来确定刹车完全磨损状态的着陆距离,则在确定着陆距离的飞行试验中刹车可以处于任何磨损状态。另外一种选择方法,可以使用在加速停止试验中建立的刹车磨损和停止性能之间的关系,如果该结果能涵盖在制定着陆距离的飞行试验中的磨损状态和获得

的能量。

制定规定的着陆距离时，应假设存在图25.125-1中显示的时间延迟。

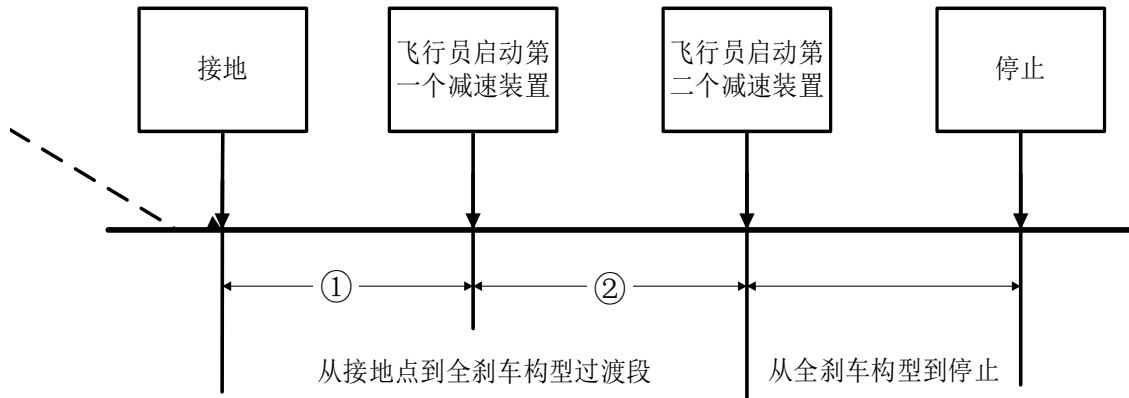


图25.125-1 着陆时间延迟

①段代表从接地点到飞行员启动第一个减速装置的飞行试验测量平均时间，AFM数据扩展使用1秒或试验时间，两者取长者。

②段代表从启动第一个减速装置到启动第二个减速装置的飞行试验测量平均时间，AFM数据扩展使用1秒或试验时间，两者取长者。

②段代表重复直到飞行员完成启动所有减速装置，并且飞机处于全刹车构型。

对于批准的自动减速装置（如自动刹车或自动扰流板等），AFM数据扩展考虑它们带来的增益，可以使用审定试验中确定的时间，而不使用上述要求的最少1秒时间延迟。

使用固定时间而不考虑飞机重量或进场速度进行着陆距离空中段数据扩展，也已认定是可接受的。

2.6 参数分析数据处理

以下是“以足够的置信度建立空中段距离(或时间)与15米(50英尺)高和接地点下沉率的函数关系”参数分析方法的一种可接受方法，该方法将试验数据转换成数学模型进行处理。

试验点数据：

R/S_{50} = 高于着陆表面50英尺处下沉率(英尺/秒)

R/S_{TD} = 接地点处下沉率(英尺/秒)

V_{50} = 高于着陆表面50英尺处真空速(英尺/秒)

V_{TD} = 接地点处真空速(英尺/秒)

t = 50英尺到接地点空中时间(秒)

使用下文给出的多项式线形回归分析方法解出以下方程中的常数：

$$50/t = a + b(R/S_{50}) + c(R/S_{TD})$$

上述方程解出的因变量是50/t，而不是t以保持所有变量单位相同。

所有1到n试验点都用来确定上述方程的常数a、b、c，其中n等于试验点数量，R1 到R13是回归系数。

$$R1 = \sum_{1}^n R/S_{50}$$

$$R2 = \sum_{1}^n (R/S_{50})^2$$

$$R3 = \sum_{1}^n R/S_{TD}$$

$$R4 = \sum_{1}^n (R/S_{TD})^2$$

$$R5 = \sum_{1}^n (R/S_{50})(R/S_{TD})$$

$$R6 = \sum_{1}^n 50/t$$

$$R7 = \sum_{1}^n (R/S_{50})(50/t)$$

$$R8 = \sum_{1}^n (R/S_{TD})(50/t)$$

$$R9 = (n)(R2) - (R1)^2$$

$$R10 = (n)(R8) - (R3)(R6)$$

$$R11 = (n)(R5) - (R1)(R3)$$

$$R12 = (n)(R7) - (R1)(R6)$$

$$R13 = (n)(R4) - (R3)^2$$

$$a = [(R9)(R10) - (R11)(R12)] / [(R9)(R13) - (R11)^2]$$

$$b = [(R12) - (c)(R11)] / R9$$

$$c = [(R6) - (b)(R1) - (c)R3] / n$$

使用相同的回归系数关系确定常数值a、b、c。使用每个试验点50/t对应的 (V_{50}/V_{TD}) 值确定50英尺到接地点的速度减少量。

确定常数值之后，使用上述方程 $(50/t)$ 计算 -3.5° 目标航迹角和 $(R/S_{TD}) = 8$ 英尺/秒条件下50英尺到接地点的时间。使用由进场航迹和 V_{50} 计算得到的 (R/S_{50}) 值，然后使用相同的方程，用 (V_{50}/V_{TD}) 替代 $(50/t)$ ，使用 (V_{50}/V_{TD}) 确定的常数计算 (V_{50}/V_{TD}) 。

在 V_{TD} 确定后（由 V_{50}/V_{TD} 和 V_{50} ），可以确定对应平均拉平速度和空中时间的空中段距离。下文给出了参数回归法计算空中段距离的一个样例。

样例

试验数据:

试验点	R/S_{50}	R/S_{TD}	V_{50}	V_{TD}	t
1	13.4	6.1	219	214	5.6
2	10.9	1.8	223	218	8.5
3	7.9	5.8	209	201	7.4
4	8.3	2.3	213	206	9.6
5	9.8	4.1	218	212	7.5

计算结果:

$$50/t = 1.0432 + 0.3647 (R/S_{50}) + 0.4917 (R/S_{TD})$$

$$V_{50}/V_{TD} = 1.05508 - 0.003198 (R/S_{50}) + 0.001684 (R/S_{TD})$$

计算条件: $V_{50} = 220$ 英尺/秒、航迹 $= -3.5^\circ$ 、 $R/S_{TD} = 8.0$ 英尺/秒;

计算结果:

$$R/S_{50} = 13.43 \text{ 英尺/秒}$$

$$V_{50}/V_{TD} = 1.0256$$

$$t = 5.063 \text{ 秒}$$

$$\text{空中段距离} = 1100 \text{ ft}$$

3. 需要说明的其它问题

第25.125条要求着陆距离必须在水平、平整、干燥、并有硬质道面的跑道上确定，因此本咨询通告未包括未铺面跑道着陆距离确定的有关指导信息。

如果飞机安装有自动刹车系统，并寻求批准，则需制定使用自动刹车

的着陆距离（包括湿跑道，如寻求批准），并在飞行手册性能章节给出。具体要求见第25.735条和相关指导材料。

AC 25.177 横向和航向静稳定性飞行试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

该条款目的是评价和演示横向和航向静稳定性。

(1) 第 25.177 条 (c) 款要求，在以适用于飞机使用的侧滑角作稳定直线侧滑飞行中，副翼和方向舵操纵位移和操纵力应与侧滑角成正比，且必须处于安全适用所需要的限制以内。经验表明，对于运输类飞机， 15° 的侧滑角是合适的。第 25.177 条 (c) 款指出，必须在所有起落架和襟翼位置以及对称功率状态，在速度从 $1.13V_{SR1}$ 到 V_{FE} 、 V_{LE} 或 V_{FC}/M_{FC} （取适用者）的范围内，演示与这些稳定直线侧滑准则的符合性；

(2) 在侧滑角大于飞机正常使用的侧滑角，直到方向舵达到满偏度或方向舵脚蹬力达到 180 磅时的侧滑角，方向舵脚蹬力不得反向，并且增加方向舵偏度必须使侧滑角增加。这一大于正常侧滑角试验的目的是为了表明在全偏方向舵或者在预期的最大预期驾驶员作用力下：(a) 方向舵脚蹬力不反向，(b) 增加方向舵偏度使侧滑角增加，从而演示飞机对于大的、动态方向舵输入机动（如在起飞期间刚超过 V_1 后发动机失效）有足够的航向稳定性。因此，允许在达到横向满操纵输入之后继续进行该项试验。

(3) 第 25.177 条 (d) 款规定，在 V_{M0}/M_{M0} 和 V_{FC}/M_{FC} 速度之间，增加方向舵偏度必须继续使侧滑角增加，但是，在该速度范围内，相对相应的方向舵输入副翼偏转所显示出的上反效应可为负，只要发散是：

- (a) 逐渐的；
- (b) 驾驶员易于辨认的；
- (c) 驾驶员易于控制的。

2. 可接受的符合性方法

试验状态应包括第 25.177 条 (c) 款所述的每一种襟翼和起落架形态，在相应于每一种形态的典型高度进行试验。

2.1 基本试验

(1) 航向静稳定性

为了检查飞机在所希望的形态下以配平速度稳定飞行时的航向静稳

定性，使飞机分别向两个方向缓慢偏航，同时用副翼保持机翼水平。当松浮方向舵时，飞机应具有恢复直线飞行的趋势。

(2) 横向静稳定性

为了检查飞机在特定形态和配平速度下的横向静稳定性，在配平速度上通过用方向舵保持飞机航向和用副翼使飞机保持坡度，建立稳定直线侧滑飞行。当方向舵保持固定而松浮副翼时，下沉一侧机翼应有恢复水平的趋势。起始坡度角应适合于飞机型号，不过，推荐坡度角不应小于 10° 或用一半方向舵偏度保持稳定直线侧滑所需要的坡度角（取先出现者）。在进行这种评定时，不允许驾驶员进行回中滚转操纵。该项试验的目的是评定飞机的短周期响应，因此，不必考虑长周期效应，诸如燃油展向流动所引起的那些影响。

(3) 无方向舵锁死现象

(a) 方向舵锁死是方向舵出现气动过补偿，并在无额外的驾驶员输入情况下方向舵偏到满偏度的一种状态。

(b) 为了检查在特定形态和配平速度时无方向舵锁死现象，要在保持所要求的飞机航迹的同时，进行稳定直线侧滑（非加速向前侧滑）飞行。

(c) 按照第 25.177 条(c) 款，直到认为是对安全使用所需要的限制为止，副翼和方向舵操纵位移和操纵力的必须与侧滑角成比例增长。当侧滑角大于飞机正常使用相应的侧滑角，直到方向舵达到满偏度或方向舵脚蹬力达到 180 磅对应的侧滑角时，方向舵脚蹬力不得反向，并且增加方向舵偏度必须使侧滑角增加。该试验的第二部分，即大于正常侧滑角试验的目的是为了表明，直到方向舵极限偏度，不存在方向舵锁死趋势。在为保持航向操纵而进行动态方向舵输入时，可能会达到方向舵极限偏度。

2.2 替代试验

申请人可通过获得在航向不变的侧滑飞行中，直到相应的极限，副翼、方向舵杆力和偏度与侧滑角（左和右）关系的定量记录数据，以取代进行本 AC2.1 所述的各项定性试验。

(1) 在确定方向舵和副翼操纵力时，应在每个试验点松开操纵以确定保持操纵面偏度的最小操纵力。如果存在过大摩擦阻力时，得到的低操纵力将表示飞机不具备可接受的稳定性特性。

(2) 如果操纵力和操纵偏度对侧滑角的关系表明飞机具有正的上反效应、正的航向稳定性以及无方向舵锁死现象，那么与第 25.177 条的符

合性就得到了成功演示。

2.3 其它

在进行第 25.177 条所要求的飞行试验时，不应超过批准的飞机操纵限制。

AC 25.181 动稳定性的符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款要求解析

飞机的纵向扰动响应可分为两种：以迎角和俯仰角速度变化为代表的短周期运动，飞机速度基本保持不变；以速度和俯仰角角变化为代表的长周期运动，飞机迎角基本保持不变。

飞机的横向和航向扰动响应可分为三种：滚转模态下飞机表现为滚转角和滚转角速度呈衰减的运动；螺旋模态下飞机表现为非常缓慢的滚转角和偏航运动；荷兰滚模态下飞机表现为短周期的快速周期性摇摆运动，滚转角、侧滑角和偏航角等姿态参数变化较为剧烈。

对于长周期特性，由于飞机响应比较慢，飞行员有足够的时间加以修正，因此在动稳定性中通常不重点研究长周期运动特性，重点关注短周期特性。

本条 (a) 款是对飞机纵向动稳定性的要求，对长周期的沉浮运动没有特别的限制要求，除非在审查过程中发现有令人不满意的飞行品质。短周期是相对于长周期相对应的振荡，是飞行员操纵升降舵使飞机偏离配平状态的扰动后出现的振荡。由于短周期的振荡周期与飞行员辨识和反应时间较为接近，当飞行员施加操纵以抑制飞机振荡时，有可能导致飞行员诱发振荡。因此，纵向短周期要求重阻尼，通常重阻尼意味着飞机受扰动后出现的振荡在两周内即可衰减。

本条 (b) 款是对飞机横航向动稳定性的要求，包括与飞机形态相适应的速度范围内出现的横航向耦合振荡，即荷兰滚模态。荷兰滚模态要求具有正阻尼，且荷兰滚振荡至少是收敛的。对于具有中等阻尼的荷兰滚振荡，无阻尼固有频率和滚转-偏航比具有重要的影响。相比之下，中等阻尼的高频振荡比轻阻尼的低频振荡更加妨碍飞行员的有效操纵。为了评价横航向组合振荡，着重考察松浮情况下飞机在受到扰动后的响应。

1.2 规章安全意图

本规章条款的安全意图是在飞行员操纵输入、外界扰动的情况下，评价和演示飞机纵向和横航向各自的短周期振荡相关的阻尼特性，表明飞机具有良好的飞行品质。

2. 可接受的符合性方法

为表明对第 25.181 条动稳定性条款的符合性，必须采用 MC6 飞行试验方法，建议利用 MC2 分析/计算方法予以支持。建议的符合性验证方法见表 25.181-1。

表 25.181-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.181条	操稳							6				

2.1 采用 MC6 飞行试验表明符合性

申请人必须开展在 $1.13V_{SR}$ 至 V_{FE} , V_{LE} 或 V_{FC}/M_{FC} （视情选定）的整个速度范围内进行的飞行试验，获得表明符合性的数据。

纵向动稳定性飞行试验：通过在机头上仰和下俯两个方向上，以获得飞机短周期俯仰响应所需要的速率和幅值快速移动或脉冲操纵纵向操纵机构来完成纵向动稳定性试验。对于每一种构型状态，需要在足够多的试验点上检查纵向动稳定性，以保证在所有速度上的符合性。

横向和航向动稳定性飞行试验：通过以能激起横向和航向响应“荷兰滚”的速率和幅值的脉冲操纵输入来完成横向和航向动稳定性。操纵输入应当与飞机的振荡响应相同相位，在所有形态和状态下检查横向和航向动稳定性。此外，如检查结果是接近临界的，应考虑最不利的燃油装载情况。

装有增稳系统的飞机：如飞机在增稳系统正常工作的前提下才能表明符合性，那么增稳系统必须满足第 25.671 和第 25.672 条款。此外：

(a) 如果飞机仅配备一套增稳系统（即无备份系统），按照第 25.672 条的要求，必须在寻求合格审定的要有 SAS 工作的整个正常使用飞行包线内，并在允许增稳系统不工作时可继续安全飞行和着陆的缩小范围的实际使用飞行包线内，表明对第 25.181 条 (a) 款或 (b) 款（按适用而选定）动稳定性要求的符合性。

(b) 如果飞机配备多套增稳系统，在确定主增稳系统和任一备份增稳

系统是否应该同时工作以表明对第 25.181 条 (a) 款或 (b) 款动稳定性要求的符合性时,应考虑增稳系统失效所产生的影响。如果主增稳系统和备份增稳系统是非相似的,有关主增稳系统失效之后对使用包线的限制,应考虑备份增稳系统的工作能力(即操纵权限)。但是,根据申请人的选择,仍可在如(a)中所述增稳系统不工作时已缩小范围的飞行包线内,演示验证对第 25.181 条(a)款或(b)款的符合性。

(c) 不管增稳系统冗余如何,在经批准的飞机使用飞行包线内的任一点上出现系统失效或故障,飞机应是安全可操纵的。因此,应演示验证在从工作的增稳系统向任一备份增稳系统转换过程中,以及从正常使用包线内的任一点向第 25.672 条(c)款中规定的缩小范围的实际使用包线转换过程中(按适用而选定),飞机仍然是可操纵的。

操纵品质等级评定:可利用操纵品质评定方法所规定的标准进行评定,当在增稳系统工作时的正常使用飞行包线内,飞机操纵品质应该是满意的。在正常使用包线内的增稳系统失效点,为了符合相应的速度和形态的短暂过渡期间,飞机操纵品质应该是可控的。从主增稳系统向备份增稳系统转换或者从正常使用包线向缩小了的实际使用包线转换期间,飞机操纵品质应该是足够的。在缩小了的、允许继续安全飞行和着陆的实际使用飞行包线内,如果故障概率大于 10^{-5} ,则飞机操纵品质应该是满意的,如果故障概率小于 10^{-5} ,则飞机操纵品质应该是足够的。

2.2 采用分析/计算进行支持

申请人可结合概念设计、初步设计、详细设计的不同研制阶段,借助于经验公式、数值计算和仿真软件等软硬件工具,逐步完善计算模型和数据源,提高分析计算的准确性与可靠性。对飞行试验进行参数辨识和数据对比,作为飞行试验表明符合性的支持。

计算分析采用的模型应具有代表性,包括起飞、巡航、进近和着陆对应的襟翼、起落架等构型情况;工况覆盖典型的飞行范围,包括重量、重心、高度、速度、动力装置功率设置、系统功能状态(如增稳系统状态),分析动稳定性的特征数值(阻尼、阻尼比等)是否满足要求。

3. 需要说明的其它问题

(1) 结冰影响:对于在无结冰气象条件下表明符合性时,如果没有处于边界情况下的结果呈现,可以不进行结冰条件下的动稳定性试验。定性的分析需要建立在结合其他类型试验的基础上。当出现任何在湍流中保

持振荡的趋势，或者难以实现精确姿态控制时，都需要深入研究。

(2) 电传飞行控制系统：短周期概念的提出是由机械操纵飞机而引出的，飞行员通过操纵飞机舵面作为系统输入，飞机响应作为系统输出，短周期特性取决于飞机本体特征。随着电传飞行控制系统的出现，飞行员不是在直接控制舵面，而通过电传飞控系统来控制飞机的响应，因此需要关注电传飞行控制系统对动稳定性带来的影响。

(3) 偏航阻尼器：当飞机本体特征表现出的荷兰滚模态阻尼不足的情况，可采用偏航阻尼器改善飞机的横航向特性。对于偏航阻尼器出现故障、叠加一定大气扰动情况，应表明飞机具有足够安全操纵的能力，可将飞机操纵恢复到满意的、能继续安全飞行的状态。具体的符合性方法、试验状态和试验内容由申请人与审查方进行讨论并确定。

AC 25.231 纵向稳定性和操纵性（地面和水面操纵特性）适航性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款要求解析

本条款的目的是验证预期正常使用的地面跑道和/或水面上的滑行特性，在起飞时的加速过程中以及着陆时下沉及滑跑过程中应识别出任何危险特性或倾向。在地面和/或水面操纵期间，座舱的运动动态特性不应妨碍飞机的操纵，发生颠簸、跳跃时时不应产生俯仰操纵问题，也不应有引起驾驶员诱发振荡的倾向。

第 25.231 条 (a) 款中的不可控制的前翻倾向主要是针对后三点式布局飞机，当重心位置过于靠前时，飞机容易前翻，应在设计时予以避免。刹车工作必须柔和，是指刹车设计必须连续平顺，没有突跳，同时在整个刹车能力工作范围内，产生的最大减速率不能引起飞机前翻。对飞机可维持姿态的规定实际是对低速状态下飞机升降舵舵效的要求，尤其对前三点式飞机在低速条件下俯仰操纵能力提出要求。

第 25.231 条 (b) 款对水上飞机和水陆两用飞机水面运行条件进行了规定，最不利的水面条件的建立需要从水流速度、水位高度、水面高度、波浪条件等内容进行考虑。

1.2 规章安全意图

第 25.231 条的安全意图在于保证陆上飞机在预期的运行条件下，以及着陆和起飞发生回跳时，不能有不可控的前翻倾向。刹车系统设计需要

连续平顺，在整个刹车能力工作范围内，产生最大减速不能引起前翻。低速状态下飞机升降舵具有良好的舵面效率和纵向力矩操纵能力。对于水上飞机和水陆两用飞机的水面运行条件进行了规定。

2. 可接受的符合性方法

为表明对 CCAR25.231 纵向稳定性和操纵性（地面和水面操纵特性）条款的符合性，需要采用 MC6 飞行试验方法。

表 1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.231 条	操稳							6				

有关试验大纲，目的并非想要演示验证飞机以高到足以接近结构设计极限的速度在粗糙道面上滑行，也并非想要飞机以比服役中经常遇到的情况更猛烈或更高的下沉速度进行着陆。但是对于新的或改型的起落架系统，应在代表正常服役所用的粗糙道面上进行评定，并应以足可鉴别任何危险特性或危险倾向的各种下沉速度进行着陆。需考虑的变量为重心和滑行速度。在地面操纵过程中，驾驶舱运动动态特性不应妨碍操纵飞机，回跳过程中的俯仰运动不应产生静态俯仰操纵问题或驾驶员诱发振荡倾向。

有关试验程序，对于陆上飞机应当在正常运行条件下可能遇到的平整和粗糙的表面上，以服役中通常所预期的速度进行地面操纵试验。需要特别注意研究地面机动时刹车的充分性以及刹车引起过低头的倾向，通常任何不利的倾向在强侧风或顺风滑行中都被放大。对于水上飞机和水陆两用飞机必须按第 25.231 条 (b) 款的规定，确定对于滑行、起飞和着陆为最不利的水面安全条件，还应确定使用反推力的程序和限制。

申请人可结合概念设计、初步设计、详细设计的不同研制阶段，借助于经验公式、数值计算和仿真软件等软硬件工具，逐步完善计算模型和数据源，提高分析计算的准确性与可靠性，开展参数辨识和数据对比，为飞行试验提供支持。

AC 25.233 航向稳定性和操纵性（地面和水面操纵特性）适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款要求解析

制定本条款的目的是保证飞机在各种运行条件下的滑行、起飞、着陆的滑跑过程中具有满意的航向稳定性和操纵性。

第 25.233 条 (a) 款是对有动力的情况下侧风中飞机地面打转趋势的要求。该款要求的不得有不可控的地面打转倾向，驾驶员可以利用差动发动机推力（或拉力）、刹车和空气动力操纵机构控制住打转的倾向，该条款可结合第 25.237 条对应的侧风试验予以表明。

第 25.233 条 (b) 款是专门针对陆上飞机的所有发动机失效后的着陆要求。发动机失效后，不使用差动发动机推力（或拉力）以及刹车，也不需要特殊的驾驶技巧，可通过空气动力操纵机构（通常指方向舵、扰流板等）来保持飞机直线航迹。

第 25.233 条 (c) 款是对飞机滑行时的航向操纵性的要求。飞机滑行时必须要有足够的航向操纵性。

2.2 规章安全意图

本条款的安全意图是，在各种运行条件下，飞行员采用常规的偏航和滚转操作，以及结合其它正常的操纵方法（如适用），操纵力在合理的范围内，在滑行、起飞和着陆阶段，飞机具有足够的航向稳定性和操纵性。

3. 可接受的符合性方法

为表明对 CCAR25.233 航向稳定性和操纵性（地面和水面操纵特性）条款的符合性，需要采用 MC6 飞行试验方法。

表 1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.233条	操稳							6				

针对第 25.233 条 (a) 款，要求飞机在地面运行可预期的任何速度，在 90° 侧风中，不得有不可控制的地面打转倾向。这一点可在制定第 25.237 条所要求的 90° 侧风分量时，予以表明。结合第 25.21 条 (f) 款，在满足本条款的要求时，必须在离地面 10 米高度处测量风速，或按测量风速的高度和 10 米高度之差进行修正。应结合型号设计特征（如果装有偏航阻尼器等设备功能），根据适用情况开展验证。

针对第 25.233 条 (b) 款, 陆上飞机以正常的着陆速度作无动力着陆时, 必须具有令人满意的操纵性, 而无需特殊的驾驶技能或机敏, 不需刹车或发动机功率或推力来保持直线航迹。可在结合其他试验进行无动力着陆过程中, 表明这一点。

针对第 25.233 条 (c) 款, 可结合其他试飞科目起飞前滑行或着陆后滑行中对飞机滑行时的航向操纵性予以验证。

AC 25.237 风速

1. 条款要求解析/规章安全意图

起飞和着陆阶段的不利风 (包括侧风、顺风以及风切变等) 将严重影响飞行安全, 导致冲出跑道等事故及事故症候。因此, 必须制订飞机在起飞、着陆阶段时的侧风速度限制, 确保飞机在对应阶段具有足够或满意的操纵能力, 确保飞行安全。

第 25.237 条 (a) 款 (1) 项 “该分量必须至少为 20 节或 $0.2V_{SR0}$ (取大者, 但不必超过 25 节)” 中 $0.2V_{SR0}$ 是取决于着陆形态失速速度, 如 V_{SR0} 为 140 节, 则 $0.2V_{SR0}$ 为 28 节, 此时侧风限制可取最小值 25 节; 如 V_{SR0} 为 95 节, 则 $0.2V_{SR0}$ 为 19 节, 则此时侧风限制的最小值必须至少为 20 节。条款是对飞机起飞、着陆的最低侧风要求。通常, 飞机制造商会演示比本条款要求更高的侧风速度, 使飞机有更广的航线适用性和飞行的安全裕度。本款要求该侧风限制的最小值应是 90° 侧风分量, 且必须在干跑道上演示能够安全的起飞和着陆, 本款中没有明确飞机的结冰状态, 该状态在本条 (a) 款 (2) 项与 (a) 款 (3) 项中进一步明确。

第 25.237 条 (a) 款 (2) 项是对 (a) 款 (1) 项中起飞验证科目条件的补充说明。“在结冰条件下, 没有冰积聚情况下确定的起飞侧风分量是有效的”, 这是因为出现结冰气象条件时, 起飞前会通过除冰工作, 确保飞机起飞时的机翼、尾翼以及其操纵面都能保持无冰雪污染状态, 与没有冰积聚情况下飞机的状态一致, 因而没有冰积聚情况下确定的起飞侧风分量可作为结冰条件下的起飞的侧风分量。

第 25.237 条 (a) 款 (3) 项是对 (a) 款 (1) 项中着陆验证科目条件的补充说明, 要求在非结冰条件下和附录 C 中规定的着陆冰积聚的结冰条件下分别确定着陆时的侧风限制。着陆时飞机可能会有两种状态, 对于非结冰条件和结冰条件, 两种情况下的侧风限制不一样, 因而均需要验证。

第 25.237 条 (b) 款则是要求水上飞机和水陆两用飞机应制定水面起飞和着水和水面滑行均安全的最大正侧风分量。且该分量必须至少为 20 节或 $0.2V_{SR0}$ (取大者, 但不必超过 25 节)。

2. 可接受的符合性方法

为表明对第 25.237 条风速条款的符合性, 建议采用 MC2 分析/计算和 MC6 飞行试验相结合的方法。建议的符合性方法如表所示 25.237-1 所示。

表 25.237-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.237条	操稳			2				6				

2.1 MC2 分析/计算

申请人可结合概念设计、初步设计、详细设计的不同研制阶段, 借助于经验公式、数值计算和仿真软件等软硬件工具, 逐步提高分析计算的准确性与可靠性, 获得表明符合性的数据。

(1) 利用经验公式, 根据飞机的几何尺寸如机身长度、机身直径、机翼位置、机翼参数、尾翼位置、尾翼参数等, 以及重量、重心、惯性矩等参数, 基于统计分析数据, 求出飞机可承受的最大侧风风速。经验公式估算方法的优点是高效简便, 适用于对飞机的快速评估, 缺点是计算结果不够精确。

(2) 利用数值计算, 可以对全机构型进行数值模拟, 得到全机在不同状态下受风影响带来的附加力和力矩。数值计算方法的优点是数据较为准确, 适用于较为精细的分析, 缺点是建模及计算时间较长。

(3) 利用仿真软件, 计算不同构型、不同风速条件下飞机的飞行性能、飞行品质。仿真计算分析的优点是可以获得较为接近真实的飞机响应数据, 可与规章要求进行比对, 缺点是仿真结果依赖于可靠的模型、准确的仿真数据源。

2.2 MC6 飞行试验

申请人必须开展飞行试验, 获得表明符合性的数据。

(1) 飞行试验构型: 重量和重心状态是以较轻的重量、后重心, 此时是较为临界的状态。起飞和着陆的襟翼构型按照飞行手册中推荐程序的

正常起飞和着陆形态。如果飞机装有反推力装置，应按飞行手册中正常程序下打开反推力装置进行着陆试验，以临界反推力等级，验证不存在不满意的操纵特性。此外由于偏航阻尼器、协调转弯等可能会影响横向及航向操纵的装置和功能，应根据具体情况测试接通或断开的状态，目的是验证临界情况下飞机仍可以保持足够的操纵。

(2) 飞行试验程序：至少在 20 节或 $0.2V_{SR0}$ （必须是在最大着陆重量条件下的参考失速速度）的 90° 侧风分量下，开展多次起飞和着陆，其中至少包含一次着陆至完全停止的情况。对于每次飞行，除试验数据的定量分析外，需要由飞行员对飞机的操纵能力、操纵力、侧风和阵风条件下的飞机响应进行定性评估，确认飞机应当处于令人满意的可操纵状态，无需特殊的驾驶技能和体力。

(3) 数据测量要求：由于风速随着位置、高度、时间等因素影响，因此有必要对飞行试验过程中风速的测量加以重点考虑。通常情况下，经过校准的测量站、机场报告等是合适的数据测量源。首要推荐在位于起飞阶段离地点、着陆阶段接地点位置附近设置测量点，例如采用流动气象车采集风况数据，可以获得具有可信度的数据。位于飞行试验使用的跑道附近的风况测量设备，当其已经经过校准、处于有效工作状态，所测量的数据也可以接受。直接采用差分 GPS 为基础的数据是不被接受的，因为 GPS 在高度测量上相比经纬度上有更大的误差，所以对于需要准确确定起飞和着陆过程中的侧风而言并不可取。

(4) 数据处理要求：对于起飞阶段，数据应包含从松刹车开始至离地 15 米（50 英尺）高度的整个过程；对于着陆阶段，数据应包含从离地 15 米（50 英尺）高度到试验的终点（例如全刹停、接地复飞、复飞）的整个过程。在上述时间和空间范围内，通过数据处理，将所测量的侧风风量由测量装置的高度修正到 10 米高度，计算出垂直于跑道方向的平均侧风。

3. 需要说明的其它问题

(1) 关联条款：风速必须按照第 25.21 条(f)款的要求进行测量，在 10 米高度测量风速，或按照测量风速的高度和 10 米高度之间进行修正，对验证侧风起飞、侧风着陆都适用。飞行试验过程中，在一个高度上测得的风速与在另外一个高度上测得的相应风速之间的关系，需要用可接受的方法对数据进行扩展。

(2) 结冰条件：应评估实施对着陆冰积聚情况下的侧风着陆的可能性。可以通过着陆结冰条件下的稳态侧滑试验结果建立安全侧风分量。如果结冰条件下飞行试验数据表明最大侧滑角与演示的非结冰条件下结果接近，并且飞机的飞行品质（动态响应）、操纵特性（操纵杆力、脚蹬力、杆位移、脚蹬行程等）也接近，那么非结冰条件下的侧风分量可认为对于结冰条件是有效的。

如果结冰条件与非结冰条件的结果相比较并不接近，在不具备更合理的分析计算方法的前提下，采用基于稳定侧滑试验结果的保守分析计算方法建立安全侧风分量。该侧风分量值估计如下式 25.237-1 所示：

$$V_{CW} = V_{REF} \cdot \sin(\beta)/1.5$$

公式 25.237-1 侧风分量值

其中： V_{CW} 为侧风分量； V_{REF} 为对应最小着陆重量的着陆基准速度； β 为 V_{REF} 所演示的侧滑角。

AC 25.307 结构符合性的证明

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.307 条要求飞机结构必须符合 CCAR-25-R4 C 分部的强度和变形要求，即能够承受限制载荷而不会产生有害的永久变形；能够承受极限载荷而不会破坏。因此，需要对结构承受的外部载荷、应力和应变以及材料设计值进行综合评估。

第 25.307 条要求在每个临界载荷工况下都必须表明符合性。符合性可以通过先前试验证据支持的分析、新试验证据支持的分析或仅通过试验来表明。在大多数情况下，仅通过试验表明符合性是不切实际的。因此，大部分的表明符合性数据是基于分析的。

针对不同类别的结构，在进行传力路线设计时，可采用不同的方法。目前，很多标准工程算法和公式的计算结果都是可接受且保守的。在充分理解其局限性的情况下，运用工程算法和公式来表明第 25.307 条符合性是可靠的。若采用无试验验证支持的分析方法时表明符合性时，要充分考虑分析方法的保守假设。若采用有限元建模等方法，开展复杂结构设计时，只有通过全尺寸试验（地面和/或飞行试验）验证，该方法方可认为是可靠的。同时，还应考虑使用此类方法的经验。

因此，对于新型号或者型号设计更改的结构设计，在开展符合性验证时，申请人应充分评估该结构类别、符合性方法的适用性等因素，选择合理且可靠的符合性方法，以保障飞机结构设计的安全性。

2. 可接受的符合性方法

2.1 概述

满足本条款可接受的符合性方法为设计说明、分析/计算或试验室试验。

2.2 结构分类

为表明第 25.307 条的符合性，申请人首先应对结构进行分类，一般可分为：新结构；相似新结构；衍生/相似结构。若申请人拟将结构归为“相似新结构”或“衍生/相似结构”类别时，应提供充分的理由和证据。其中，新结构一般指该类结构的强度性能无法用先前试验支持的分析方法进行分析。其使用与先前经试验验证的设计在设计理念上存在显著差异，如结构细节、几何外形、结构布置、传力路径或材料等。相似新结构一般指该类结构使用与先前经试验验证的设计类似或者相仿的设计理念，如结构细节、几何外形、结构布置、传力路径和材料等。衍生/相似结构一般指该类结构使用与先前经试验验证的设计一致的设计理念，如细节、几何外形、结构布置、传力路径、应力水平和材料等。

因此，申请人在表明其结构分类的合理性时，须考虑两方面的要素。

(1) 分析方法的准确性/保守性。

(2) 拟验证的结构与先前试验结构的对比。考虑因素应包括但不限于以下几点：

- (a) 外部载荷（弯矩、剪力、扭矩等）。
- (b) 内部载荷（应变、应力等）。
- (c) 结构设计理念（结构细节、几何外形、结构布置、传力路径等）。
- (d) 材料特性。
- (e) 试验经验（载荷水平、经验教训等）。
- (f) 挠度。
- (g) 变形。
- (h) 试验应力水平的外推程度。

需要说明的是先前试验证据指的是原先结构试验，其足以表明结构性能满足 25.305 的要求。

2.3 试验必要性和范围

在决定试验的必要性和范围时应考虑以下因素，包括结构承受的载荷水平和服役经验。

- (1) 结构分类。
- (2) 结构失效对飞机整体完整性的影响。
- (3) 结构失效对乘员安全的影响。

2.4 符合性方法

申请人可选择四种不同的符合性方法，具体包括：

- (1) MC2+MC4；采用由新的结构限制载荷和极限载荷强度试验验证的分析方法。
- (2) MC2+MC4；采用先前试验证据验证的分析方法（增加必要的试验）。
- (3) MC2；采用先前试验证据验证的分析方法。
- (4) MC4；仅试验。

2.4.1 采用由全新的结构限制载荷和极限载荷强度试验验证的分析方法（MC2+MC4）

全新的结构限制载荷和极限载荷强度试验验证的分析方法一般适用于新结构。

(1) 要表明限制载荷和极限载荷的强度和变形要求的符合性，一般需要开展子部件或全尺寸部件试验，或者组合体部件的全尺寸试验（如全机试验）。要系统编制试验大纲，以确保在限制载荷和极限载荷水平下飞机结构都能满足强度和变形要求。需要说明的是全尺寸指的是一个完整的结构试验件，其尺寸与型号设计一致（也可以是整机的一部分）；部件指的是飞机机体的主结构，其可作为一个整体开展结构试验验证（如机翼、机身、垂尾、平尾）。

(2) 应筛选足够的限制载荷试验工况，以验证结构满足第 25.305 条 (a) 款的变形要求，并为所有临界载荷工况提供内部载荷分布和分析计算的验证。

(3) 限制载荷和极限载荷试验可基于结构细节和子部件试验的结果，结构细节和子部件试验可用于验证结构的材料设计值（拉伸、剪切、压缩）的充分性，并为极限强度提供一定程度的验证。需要说明的结构细节指的是一种包含复杂结构元件的结构单元（如接头、对接结构、长桁、长桁截止端或检修孔）；子部件指的是一种主要的三维结构，其全尺寸结构能够

提供完整信息表达（如翼梁、机翼壁板、翼肋、机身壁板或隔框）。

2.4.2 采用先前试验证据验证的分析方法（增加必要的试验；MC2+MC4）

先前试验证据验证的分析方法（增加必要的试验）一般适用于相似新结构。

(1) 额外的限制载荷试验范围（如试样数量、载荷水平等）取决于该结构相对于本 AC 第 2.2 节 (1) 和 (2) 段的要素的变化程度。

(2) 若该结构对现有设计和分析的更改，导致经试验验证的有限元模型进行大量更改（如不同的肋间距），则可能需开展额外的试验。

(3) 额外的限制载荷试验可基于结构细节和子部件试验的结果，结构细节和子部件试验可用于验证结构的材料设计值（拉伸、剪切、压缩）的充分性，并为极限强度提供一定程度的验证。

2.4.3 先前试验证据支持的分析方法（MC2）

先前试验证据支持的分析方法一般适用于衍生/相似结构。

(1) 申请人应通过证明先前静力试验证据如何验证分析并支持结构表明符合性，来验证分析方法的可靠性。需考虑的要素见本 AC 第 2.2 节 (1) 和 (2) 段的定义。

(2) 如果评估结构对现有设计和试验验证分析的更改相对较小，并且充分评估更改的影响，若原始试验已充分验证该分析方法，则可能没必要开展进一步的试验。例如，如果重量增加导致更大的载荷，同时一些元件厚度和紧固件尺寸相应增加，并且材料和几何外形（整体构型、结构构件的间距等）保持不变，则认为经先前验证并完善的分析方法是可靠的。

2.4.4 仅通过试验（MC4）

(1) 存在两类情况。一是无可靠的分析方法，必须通过试验来表明强度和变形要求的符合性。二是即使有可接受的分析方法，申请人选择仅通过试验来表明符合性。无论何种情况，均采用试验表明符合 CCAR-25-R4 C 分部的强度和变形要求。此时，必须确保试验载荷工况包含所有的关键设计载荷。

(2) 如果试验仅用于表明单传力路径结构的强度和变形要求符合性，且该结构承受飞行载荷（包括增压载荷），则按照第 25.307 条 (d) 款的要求，必须增大试验载荷以考虑材料特性的不确定性。对于金属材料，可在限制载荷和极限载荷的基础上，采用 1.15 的材料修正系数。如果结构是

多传力路径，则无需采用材料修正系数。

2.5 数据说明

2.5.1 数据评估对象

对分析和试验数据的说明应从以下几个方面进行广泛评估：

- (1) 载荷的代表性。
- (2) 试验数据。
- (3) 试验结果与计算分析的对比。
- (4) 试验件的代表性。
- (5) 试验装置（夹具、载荷加载）。
- (6) 试验载荷水平和工况。
- (7) 试验结果。

2.5.2 分析方法验证

除仅通过试验表明符合性外，所有试验的目的均为验证分析方法的合理性和可靠性。如果试验结果与分析结果不相关，则须调查原因并采取适当的措施。无论试验件在极限载荷以下是否失效，都应该保证该要求。调查内容包括试验件及其加载载荷、分析采用的载荷和结构分析。这可能导致分析/建模技术的更改，和/或零件重新设计，并视情增加必要的试验。如果结构低于极限载荷发生破坏，申请人须调查破坏的具体原因。是否需要增加必要的试验以确保极限载荷能力，取决于对结构破坏的掌握程度以及试验验证分析方法的程度。

AC 25.341 突风和紊流载荷适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.341 条规定飞机在运营期间可能遭遇的突风载荷情况，飞机结构必须按照规定的突风载荷来设计。该条款定义两种不同类型的突风计算准则：调谐离散突风和连续紊流突风。突风载荷计算以飞机 1g 定常平飞为初始状态，然后遭遇突风（垂直或横向），发生俯仰和沉浮，或者偏航、侧滑和滚转。

1.2 条款的要求解析

第 25.341 条(a)款规定了飞机平飞中遭遇垂直（对称）和横向离散突风时限制突风载荷的确定方法。必须通过动态分析确定结构各部分的

载荷，且应考虑非定常气动特性和包括刚体运动在内的所有重要的结构自由度。该款定义了突风形状（ $1-\cos$ 形态），突风速度大小与突风设计速度、突风梯度、进入突风区域的距离有关；同时要求在突风梯度范围为 9.1 米-106.7 米范围内，选择足够多的点来计算突风载荷的最大值。

第 25.341 条 (b) 款规定了飞机遭遇连续突风（紊流）设计原则。除非证明有更合理的准则，否则必须使用本部附录 G 的紊流设计准则来确定动态响应。附录 G 给出了紊流的两种计算方法：设计包线分析准则；任务分析与补充设计包线分析相结合。考虑到 FAA 和 EASA 已更新紊流载荷的设计准则，能更好地反应连续突风的机队突风数据。因此，本咨询通告将该计算紊流载荷的方法纳入可接受的符合性方法中。

2. 可接受的符合性方法

2.1 概述

本咨询通告旨在为第 25.341 条突风和紊流载荷要求提供可接受的符合性方法，包括基于建模的分析方法（MC2），具体内容见第 2.2 节到第 2.6 节；建模方法的验证（MC4、MC5、MC6），具体内容见第 2.7 节。其中，MC4 主要是气动模型、飞控系统模型的验证；MC5 主要是结构动力有限元模型的验证；MC6 主要是飞控系统模型的验证。

在动态响应分析中，如何处理飞机模型的各个参数对设计载荷水平产生很大影响。一般而言，建模分析的基本要素包括弹性力、惯性力、气动力和飞控系统特性（如图 25.341-1 所示），复杂程度和细化程度取决于飞机及其系统的复杂性。

按照上述模型，飞机在飞行时遭遇的突风载荷由 $1g$ 平飞载荷和突风增量载荷组成。 $1g$ 平飞载荷通过飞机基本参数（如速度、高度、重量和燃油量等）定义，可由静气动弹性模型计算得到。突风增量载荷由大气紊流、飞机刚体以及弹性运动的相互作用引起。若采用线性分析模型能够保守地模拟飞机及其飞控系统，可使用线性分析方法来计算突风增量载荷。若采用线性分析模型无法保守地模拟飞机及其飞控系统，则必须采用非线性求解方法。本咨询通告重点讨论以下内容：

- (1) $1g$ 平飞载荷及其设计工况；
- (2) 离散突风和连续紊流模型；
- (3) 飞机模型建模，包括结构模型、气动力模型、飞控系统。
- (4) 运动方程求解和响应载荷输出；

- (5) 飞机系统非线性的考虑；
- (6) 分析模型的验证技术。

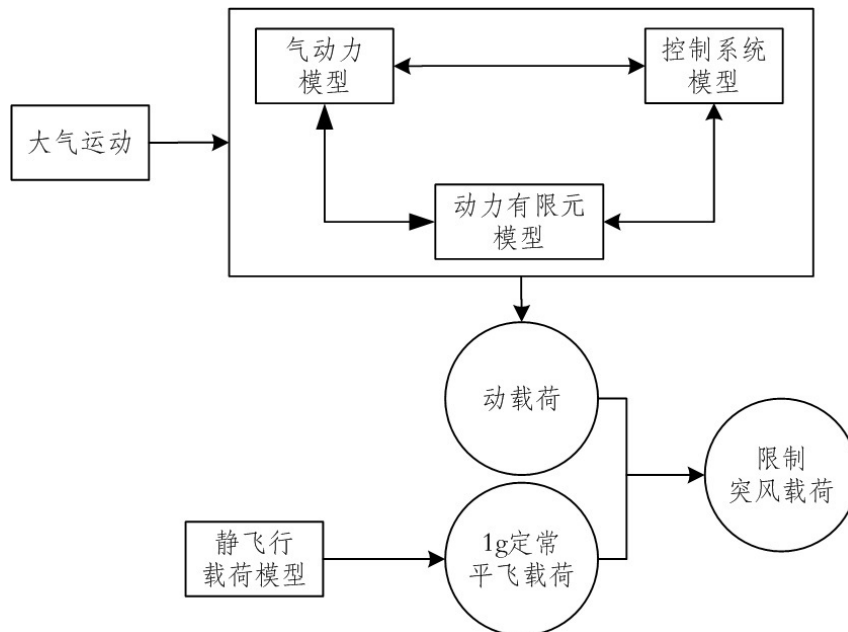


图 25.341-1 突风响应分析的基本要素

2.2 设计条件

2.2.1 概述

应充分考虑飞机设计包线中的各设计工况，以确定最严酷的突风响应载荷，包括如各构型、重量重心、商载、燃油、发动机推力以及速度和高度等所有可能组合。

2.2.2 1g 平飞载荷

总设计载荷包括动载荷和静载荷两部分。求解静载荷时，一般可假定飞机处于 1g 定常平飞，作为计算离散突风或连续紊流载荷的初始条件。若静气动弹性计算结果有较大影响，还应考虑静气动弹性对载荷重新分布的影响。为获得飞机各部件最大总设计载荷，应选择相关定常工况，以合理地涵盖在该飞行条件下所有可能范围。一般而言，应考虑扰流板状态、从零到最大推力的动力设置等因素的影响。

2.2.3 动载荷

动态突风求解的增量载荷将叠加在相关的 1g 平飞载荷上。在计算总突风响应载荷时，应考虑突风具有正负两个方向。一般而言，在计算增量载荷时，可忽略扰流板、襟翼或其他阻力装置或高升力装置的影响，而这些因素应包含在定常工况中。

2.2.4 损伤容限情况

按照第 25.571 条 (b) 款的要求, 应计算结构失效条件下的限制突风载荷 (可作为最大的载荷)。一般而言, 对于具有余度设计的结构, 在给定的失效条件下, 结构刚度或几何外形不会发生显著的改变。因此, 可用正常条件下得到的限制突风载荷对失效结构开展评估。

但是, 当根据第 25.571 条 (b) 款考虑结构失效类型引起刚度或几何外形或两者发生显著变化时, 在计算受损结构的限制突风荷载时应考虑这些变化带来的影响。

2.3 突风模型

2.3.1 概述

第 25.341 条定义的突风准则包括两个大气紊流模型: 离散突风模型和连续紊流模型。本咨询通告重点关注采用突风准则来确定设计限制载荷。离散突风模型代表单个离散的极端紊流事件。连续紊流模型代表遭遇持续时间较长的紊流, 其会激发小阻尼模态。飞机结构设计必须考虑两种大气模型产生的动载荷。

2.3.2 离散突风

2.3.2.1 大气模型

假设大气是一维的, 即突风速度正交 (垂直或横向) 作用在飞机飞行方向。一维假设使得在正交于飞机飞行的方向上, 各点上的垂直或横向突风速度是相等的。假定设计离散突风具有 $1-\cos$ 速度形状。离散突风最大速度计算公式使用参考突风速度 U_{ref} 、飞行剖面缓和系数 F_g 以及突风梯度 H 函数来表示。

(1) 参考突风速度 U_{ref}

参考突风速度是第 25.341 条 (a) 款 (5) 项所定义的高度函数, 并以 106.7 米 (350 英尺) 突风梯度 H 的等效空速米每秒的形式给出。

(2) 飞行剖面缓和系数 F_g

参考突风速度 U_{ref} 是以高度为函数的突风强度的度量方式。在定义每个高度的 U_{ref} 值时, 假定飞机 100% 的飞行时间均在该高度飞行。然后, 根据飞机在其审定高度范围内的任何给定高度飞行的概率, 采用系数 F_g 计及运行环境。如第 25.341 条 (a) 款 (6) 项所定义, F_g 在海平面为最小值, 线性增加至审定最大高度为 1.0。

(3) 突风梯度 H

突风梯度是突风速度增加到最大值的距离,其值从 9.1 米(30 英尺)到 106.7 米(350 英尺)。若飞机机翼平均几何弦长的 12.5 倍超过 106.7 米(350 英尺),则应考虑增加最大突风梯度。

(4) 设计突风速度

设计突风的最大速度与突风梯度 H 的六次方根成正比。给定突风下,最大突风速度定义为:

$$U_{ds} = U_{ref} F_g \left(\frac{H}{350} \right)^{1/6}$$

注:公式中的突风梯度 H 以英尺为单位。

(5) 最大设计突风速度包线 U_{ds} 和形状的关系如图 25.341-2 所示。

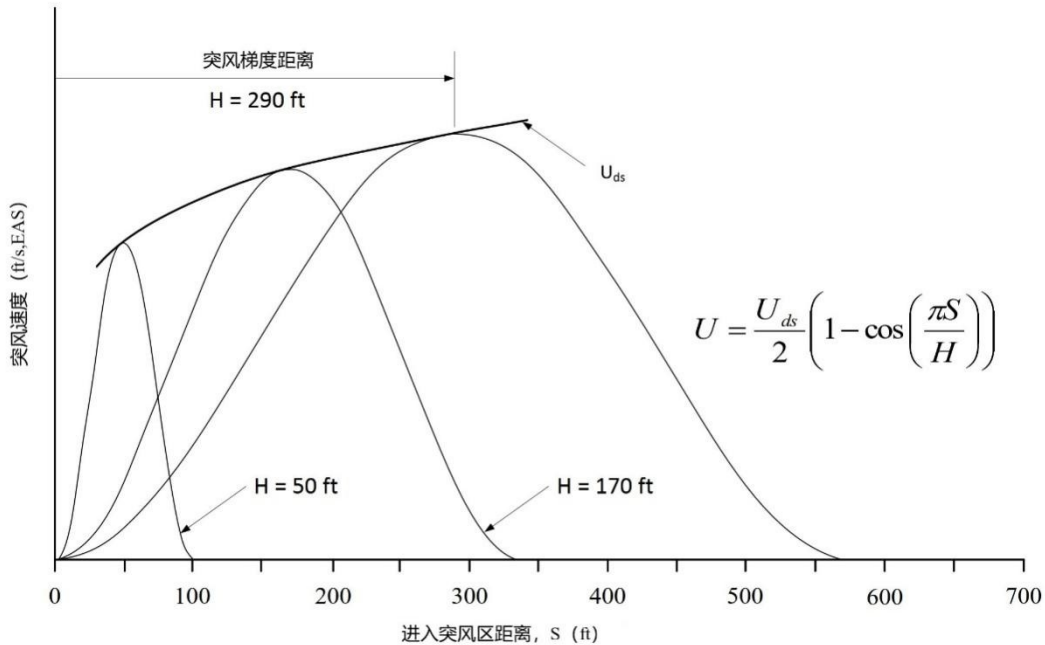


图 25.341-2 典型 (1-Cos) 设计突风速度形状

2.3.2.2 离散突风响应

(1) 可采用多种方法求解离散突风响应的时间历程,包括使用傅里叶变换在时域和频域中显性求解飞机运动方程,第 2.5 节将进一步讨论。

(2) 最大增量载荷 P_{li} 由一系列独立的 1-Cos 突风产生的时间历程的峰值筛选得到,突风梯度从 9.1 米(30 英尺)到 106.7 米(350 英尺)。给定的突风形状应具有足够小的间隔以覆盖所有的梯度范围,确定峰值

载荷和响应。根据历史经验，10 到 20 个梯度间隔是可接受的。在计算总突风响应载荷时，需考虑正和负突风速度的情况。在某些情况下，增量载荷峰值可能在给定的突风速度回到零值时产生，则突风响应计算应运行足够的时间，以确保达到临界增量载荷。

(3) 对于给定的载荷工况 i ，设计限制载荷 P_{Li} 与最大的增量载荷 P_{Ii} 相关，即：

$$P_{Li} = P_{(1g)i} \pm P_{Ii}$$

其中， $P_{(1g)i}$ 是给定工况 i 的 1g 定常载荷。时间相关的设计载荷 P_{Lj} 与载荷 P_{Li} 的峰值相关，其计算公式为：

$$P_{Lj} = P_{(1g)j} \pm P_{Ij}$$

注：若存在显著的非线性，最大正增量载荷可能与最大负增量载荷不同。

(4) 当应力计算取决于外部载荷的组合情况，则有必要同时考虑所有的载荷集合，而不是那些导致峰值的单个外部载荷。

2.3.2.3 360 度圆周突风

(1) 当垂直和横向的组合突风对飞机部件的影响很大时，则应对这些部件及支撑结构进行 360 度圆周突风分析。假设突风的垂直和横向分量具有相同的突风梯度 H ，且同时作用在机体上。须考虑的部件包括具有显著上反角或下反角（即大于 10° ）的水平尾翼，或由其他升力面支撑的部件，如 T 形尾翼、外侧安定面和小翼。虽然 360 度圆周突风的载荷评估可能仅限于所考虑的部件，但载荷本身从全机动力分析得到。

(2) 360 度圆周突风模型假定离散突风可能以任何角度正交作用于飞机上的飞行路径上。横向和垂直突风分量是相关的，因为 360 度圆周突风是一个独立的离散事件。对于线性飞机系统，介于垂直和横向方向的突风引起的载荷（360 度圆周突风载荷）可使用纯垂直和横向突风引起的载荷时间历程的线性组合来获得。对于给定的载荷工况下，最终增量载荷设计值通过 360 度圆周突风角度和突风长度确定。设计限制载荷值可采用第 2.3.2.2 节 P_L 表达式求得。

2.3.3 连续紊流

2.3.3.1 大气环境

(1) 假设大气是一维的，即突风速度正交（垂直或横向）作用在飞机飞行方向。一维假设使得在正交于飞机飞行的方向上，各点上的垂直或横

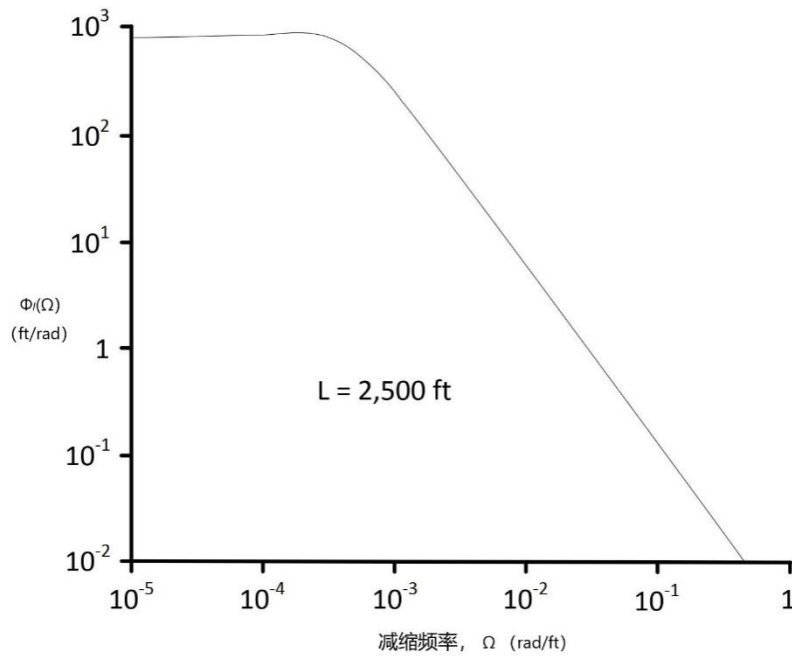
向突风速度是相等的。

(2) 假设随机大气突风速度强度为高斯分布，von Kármán 功率谱密度的紊流尺度 L 为 760 米（2500 英尺）。von Kármán 功率谱单位均方根突风强度 $\Phi_I(\Omega)$ 的表达式如下。

$$\Phi_I(\Omega) = \frac{L}{\pi} \frac{1 + \frac{8}{3}(1.339\Omega L)^2}{\left[1 + (1.339\Omega L)^2\right]^{11/6}}$$

其中， $\Omega = \omega/V$ ， ω 是以弧度/秒为单位的圆频率， V 是以英尺/秒为单位的飞行真空速。

(3) 单位均方根突风强度的 von Kármán 功率谱如图 25.341-3 所示。



示。

图 25.341-3 von Kármán 功率谱密度函数 $\Phi_I(\Omega)$

(4) 设计突风速度 U_σ 由参考突风速度 $U_{\sigma ref}$ 和剖面缓和系数 F_g 的乘积给出，如下所示：

$$U_\sigma = U_{\sigma ref} F_g$$

其中 $U_{\sigma ref}$ 由第 25.341 条 (b) 款 (3) 项规定，单位为英尺/秒真空速， F_g 由第 25.341 条 (a) 款 (6) 项规定。 F_g 值基于飞机设计参数，在海平面处于最小值，在审定最大设计高度线性增加到 1.0。其与离散突风分析使用值一致。

(5) 对于离散突风分析，参考的连续紊流突风强度 $U_{\sigma ref}$ 定义了每个

高度的相关突风场的设计值。在定义每个高度 $U_{\sigma ref}$ 值时，假设飞机 100% 的时间都在该高度飞行；并采用系数 F_g 来计及飞机在其全寿命期间在任何给定高度飞行的概率。

(6) 应该注意的是，参考突风速度由两个分量组成，一个是均方根突风强度，一个是峰值与均方根比。这两个分量没有进行定义，且在线性分析方法不涉及。第 2.6 节针对如何在非线性分析中求解均方根突风强度提供指导。

2.3.3.2 连续紊流响应

(1) 对于线性飞机系统，可采用均方根响应方法在频域内求解连续紊流的响应。 $\bar{A}$ 在第 25.341 (b) 款 (3) 项中定义，针对载荷分量 i ，适应性的修订引用如下。

$$\bar{A}_i = \left[\int_0^\infty |h_i(\Omega)|^2 \Phi_I(\Omega) d\Omega \right]^{1/2} \text{ 或 } \bar{A}_i = \left[\int_0^\infty \Phi_I(\Omega) h_i(i\Omega) h_i^*(i\Omega) d\Omega \right]^{1/2}$$

(2) 在上述表达式中，如第 2.4.3 节定义， $\Phi_I(\Omega)$ 是紊流的输入 von K á r m á n 功率谱； $h_i(i\Omega)$ 是将输出载荷分量 i 与单位谐振荡一维突风场相关的传递函数；星号上标表示复共轭。在评估 $\bar{A}$ 时，须开展积分直到收敛，因为积分到无穷大是不切实际的。将设计限制载荷 P_{Li} 定义为：

$$P_{Li} = P_{(1g)i} \pm P_{Li} = P_{1g} \pm U_\sigma \bar{A}_i$$

其中 U_σ 第 2.3.3 中定义， $P_{(1g)i}$ 是所考虑载荷工况 i 下 1g 定常平飞值。如公式所示，计算限制载荷时应考虑正负载荷响应。

(3) 采用相关系数 ρ_{ij} 计算相关的载荷：

$$\rho_{ij} = \frac{\int_0^\infty \Phi_I(\Omega) \text{real} \left[h_i(i\Omega) h_j^*(i\Omega) \right] d\Omega}{\bar{A}_i \bar{A}_j}$$

其中，“real[...]”表示括号内复函数的实部；小写下标 i 和 j 表示相关的响应。与设计限制载荷 P_{Li} 相关的一组设计载荷 P_{Lj} 计算如下：

$$P_{Lj} = P_{(1g)j} \pm U_\sigma \rho_{ij} \bar{A}_j$$

(4) 上述方式计算的相关载荷集提供了与计算每个外部载荷 i 的最大响应值相对应的平衡载荷分布。

(5) 在计算应力时，上述载荷分布可能不会产生临界设计值，因为临界应力值可能取决于外部载荷的组合。在此情况下，需要采用相关系数法。如当应力值取决于两个外部施加的载荷（如扭转和剪切）时，两个参

数之间的等概率关系形成一个椭圆，如图 25.341-4 所示。

(6) 在图 25.341-4 中，切点 T 对应于由上述表达式给出的相关载荷。为求解临界设计应力，对应的一组实用的等概率增量载荷对由线 AB、CD、EF 和 GH 与椭圆的切点给出。这些增量载荷对由以下表达式给出（其中 i =扭转和 j =剪切）：

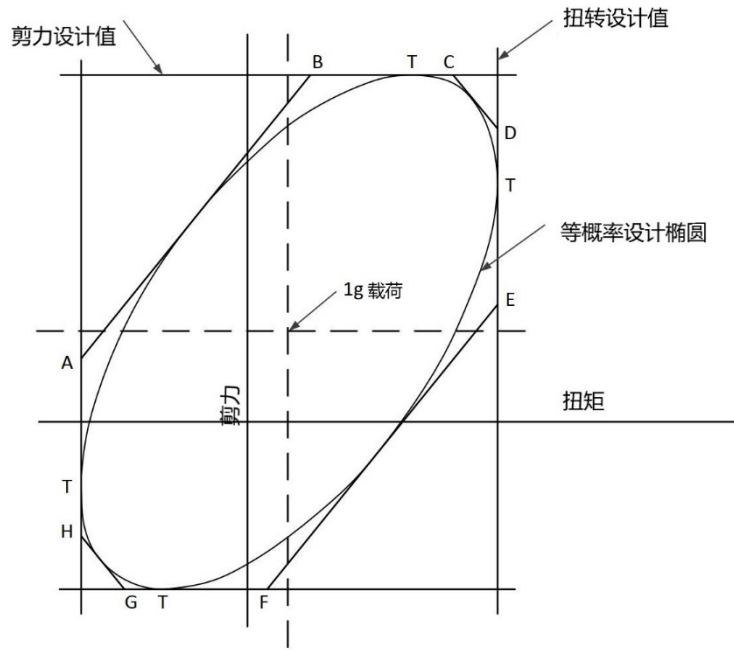


图 25.341-4 等概率设计椭圆

(a) 对于切线 AB 和 EF:

$$P_{Li} = P_{(1g)i} \pm \bar{A}_i U_\sigma \left[\frac{(1-\rho_{ij})}{2} \right]^{1/2} \text{ 和 } P_{Lj} = P_{(1g)j} \mp \bar{A}_j U_\sigma \left[\frac{(1-\rho_{ij})}{2} \right]^{1/2}$$

(b) 对于切线 CD 和 GH:

$$P_{Li} = P_{(1g)i} \pm \bar{A}_i U_\sigma \left[\frac{(1+\rho_{ij})}{2} \right]^{1/2} \text{ 和 } P_{Lj} = P_{(1g)j} \pm \bar{A}_j U_\sigma \left[\frac{(1+\rho_{ij})}{2} \right]^{1/2}$$

(c) 采用相关求解得到所有相关或等概率载荷将提供平衡载荷分布。

(d) 求解临界设计也可以采用更加复杂的方法，其取决于外部载荷组合，即直接分析关注的应力值的传递函数。从中可以计算突风响应函数，均方根响应值 $\bar{A}$ 和设计应力值：

$$P_{(1g)} \pm U_\sigma \bar{A}$$

2.4 飞机模型

2.4.1 概述

本节程序适用于计算限制载荷时，气动力、结构特性和飞行飞控系统可合理或保守地采用线性分析方法的飞机。对于无法采用线性分析方法的，见第 2.6 节的指导材料。

2.4.2 结构动力模型

(1) 结构动力模型应包括飞机的刚体和弹性自由度。若使用模态方法，则结构动力模型应选取足够阶数的模态数量，以确保能正确的反应高频激励的响应。

(2) 一般来说，结构建模方法主要分两类：

(a) 梁架有限元模型：采用刚体元和集中质量表示质量分布。

(b) 板杆有限元模型：采用集中质量和刚体元分配到各个有限元节点。

(3) 无论采用何种模型，都应反映主结构和操纵面的关键模态。建模的结果应与第 2.7.2 节的试验数据进行对比，以验证模型的正确性。

2.4.3 结构阻尼

作为动力有限元模型，除了要考虑质量和刚度之外，还应包括阻尼特性。一般可采用模态阻尼为 0.03，也可以采用地面共振试验实测的数据，一般比 0.03 要大。

2.4.4 突风和运动响应气动力建模

分析的气动力应包括突风速度直接产生的气动力和由机体振动引发的增量气动力。

(1) 一般采用不可压缩流或可压缩流采用非定常的二维片条或三维面元方法（典型的方法为偶极子格网法）。具体采用何种方法取决于气动构型的复杂度，操纵面的运动情况以及飞行包线。一般而言，三维面元法可以更好的模拟交叉升力面的情况。建立的气动力模型要有足够的自由度和精度模拟气动和非定常气动力的分布。

(2) 要考虑非定常气动力求解问题。在二维非定常分析中，可应用谐振荡或升力指示函数在频域或时域中进行求解。采用三维面元理论求解时域解（如非线性突风）时，可采用诸如“有理函数逼近”等方法将频域气动力转换为时域。

(3) 由突风速度或飞机响应引起的谐振荡升力函数取决于减缩频率参数 k 。求解非定常气动力采用的最大减缩频率应涵盖所涉及最大突风激励频率和结构频率。在求解突风引起的升力增量时，要考虑飞机逐渐越

过突风场的时间延迟。

(4) 气动力建模应经过第 2.7.4 节试验或者以往经验的验证。在突风动力响应分析时,主升力面和操纵面气动力分布数据往往需要采用加权因子进行修正。通过比较风洞试验结果与理论数据,可以得到定常下的加权因子 ($k=0$)。气动力修正应确保飞机刚体运动得到准确表达,以提供令人满意的短周期和荷兰滚频率和阻尼比。应考虑由操纵面偏转引起的主翼面气动载荷修正问题。还应特别关注操纵面铰链力矩、机身和短舱气动力等,因为粘性和其他影响可能需要对理论系数进行修正。突风气动力应能充分反映采用加权因子对定常或非定常气动力进行修正的情况。

2.4.5 陀螺力

(1) 第 25.371 条要求“任何发动机和辅助动力装置的支承结构”必须按照第 25.341 条(a)款,也是离散突风规定的情况产生包括陀螺载荷在内的载荷进行设计。在运动方程求解过程中,我们通过增加陀螺载荷项计算螺旋桨和涡扇发动机产生的陀螺载荷,或者通过求解后增加陀螺载荷项。若耦合力可忽略不计,则无需考虑对称和反对称模态的螺旋桨和风扇陀螺耦合力(由旋转方向导致的)。

(2) 分析使用的陀螺载荷应在发动机或辅助动力装置以每分钟最大连续转数的情况下确定。用于计算陀螺惯性项的质量极惯性矩应包括所有重要旋转部件的质量极惯性矩,同时考虑到各自的旋转传动比和旋转方向。

2.4.6 飞控系统

(1) 突风载荷分析的对象应包含对刚体响应、结构动力响应或者外部载荷产生影响的飞控系统。若可行的话,应通过建模将飞控系统进行解耦,则垂直突风分析只需考虑影响对称飞行状态的飞控系统,横向突风分析只需考虑影响反对称飞行状态的飞控系统。

(2) 飞控系统应该到所有可能相关的控制模式。

(3) 若非线性影响可忽略不计,或可通过对近似飞机/飞控系统的分析表明线性控制律是保守的,则可假设突风分析包含的飞控系统是线性的。若飞控系统具有显著的非线性特性,且无法将其保守线性化,则应根据第 2.6 节评估飞控系统对飞机响应的影响。

2.4.7 稳定性

(1) 求解离散突风或连续紊流运动方程,其动力方程必须是稳定的。

除不影响载荷响应的极低频模态外（如长周期模态），适用于所有模态。短周期和荷兰滚模态会影响载荷响应。应采用传统稳定性准则对线性或者非线性系统进行稳定性检查，视情修正动力模型以匹配合适的频率和阻尼特性。

(2) 当突风分析包含飞控系统模型，建议检查以下特性是否可接受并能反映飞机特性：

(a) 非增稳飞机的静态裕度。“非增稳飞机”是指没有任何反馈飞控系统的飞机。

(b) 非增稳飞机的动态稳定性。

(c) 具有反馈飞控系统的操纵面静气动弹性效率。

(d) 反馈飞控系统与飞机刚体、弹性耦合的增益和相位裕度（气动伺服弹性稳定性裕度）。

(e) 非增稳飞机的颤振和发散裕度，以及飞控系统与飞机相耦合的裕度。

2.5 动载荷

2.5.1 概述

本节介绍制定和求解飞机运动方程以及从飞机响应中提取动态载荷的方法。飞机运动方程可在物理或模态坐标中求解，其包括载荷计算所涉及到的各重要项，如刚度、阻尼、质量和由飞机运动和突风激发引起的气动力。一般而言，在模态坐标中求解飞机方程。本咨询通告描述方程求解时均假定模态坐标。需注意的是，应包括足够数量的模态坐标，以确保所提取的载荷具备收敛值。

2.5.2 运动方程求解

(1) 可通过多种技术求解运动方程。对于连续紊流分析，通常在频域中求解运动方程。首先建立输出响应量与输入谐波振荡突风场相关联的传递函数，然后使用这些传递函数（见第 2.3.3 节）生成输出响应量的均方根值。

(2) 可采用两种主要方法求解离散突风分析输出的时间历程：

(a) 在时域中的显式积分求解飞机运动方程；

(b) 使用傅里叶变换技术在频域求解。

2.5.3 载荷和响应求解

(1) 可从突风响应分析中提取输出量，包括结构节点的位移、速度

和加速度；载荷值，如结构部件上的剪力、弯矩和扭矩；结构部件中的应力和剪流。物理量的计算由飞机结构的刚体和弹性振动模态的位移、速度和加速度的模态叠加给出。应有足够的模态以确保得到收敛的结果。

(2) 可采用多种方法从突风响应运动模态方程的解中获得物理结构载荷，包括模态位移法、模态加速度法以及力求和法。这三种方法都能够提供一组平衡的飞机载荷。若在分析中考虑了所有的模态，这三种方法获得的结果是一致的。

(3) 模态位移法是最简单的。在这种方法中，采用模态叠加的方法，根据突风产生的结构变形计算总动态载荷。具体来说，某给定模态的贡献等于与该模态的归一化变形振型相关的载荷与相关模态坐标给出的位移响应值的乘积。对于收敛结果，模态位移方法可能比其他两种方法需要更多的模态信息。

(4) 在模态加速度法中，动态载荷响应由静力部分和动力部分组成。静力部分由传统的静力分析确定（包括刚体“惯性释放”），外部施加的突风载荷被视为静态载荷。动力部分通过适当模态叠加来计算，它是求解所使用的模态数量的函数。要叠加求解的量包括运动响应力和加速度响应。由于静力部分是完全确定的且与正交模态的数量无关，因此可使用比模态位移方法更少的模态来达到足够的精度。

(5) 力求和法是最费力和最直观的。在该方法中，首先通过模态响应的叠加计算物理位移、速度和加速度。然后求解物理惯性力和其他运动相关力。最后与外部载荷求和，给出作用在结构上的总动态载荷。

(6) 如果离散突风分析需要平衡的飞机载荷分布，可以使用时间相关的解决结果来确定。类似地，如本 AC 第 2.3.3 段所解释，如果连续紊流分析需要平衡的飞机载荷分布，那么可以使用互相关系数获得的等效概率解结果来确定。

2.6 非线性因素

2.6.1 概述

(1) 在分析载荷时，要合理或保守地考虑任何可能导致飞机对离散突风或连续紊流响应具有非线性的因素，如结构、气动力或自动飞控系统特性。尽管一些次要的非线性因素可进行保守的线性求解，但若缺乏显性分析，主要的非线性因素影响无法量化。

(2) 应在超出限制载荷的条件下开展非线性影响分析，以确保系统

超出限制载荷和限制载荷内的情况相比较没有异常。

2.6.2 结构和气动力的非线性

一般而言，线弹性结构模型和线性气动力模型（未失速）是足够保守的。通过简单的线性分段求解，可改进气动力模型以考虑由于局部气流分离等引起的气动力分布的非线性变化（次要的）。翼面局部或完全失速构成主要的非线性，其应考虑迎角变化率带来的影响，即所谓的“动态失速”，其中线性增量气动力的范围可能会大大超过静态失速迎角。

2.6.3 自动飞控系统的非线性

(1) 自动飞控系统和载荷减缓系统等构成非线性响应的主要来源，如：

- (a) 非比例反馈增益。
- (b) 速率和幅值限制器。
- (c) 控制律更改或控制律的切换。
- (d) 迟滞。
- (e) 单侧气动力控制装置，如扰流板。
- (f) 气动控制作动器的铰链力矩性能和饱和度。

(2) 对响应产生的影响将取决于飞机设计，通常须针对每种设计评估考虑这些影响的方式。

(3) 次要的影响，如由于速率或幅值限制而导致的响应截断，其中关于 1g 定常平飞条件是对称的，通常可通过准线性建模技术来表示，如描述函数或使用线性等效增益。

(4) 主要和不对称的影响，如使用扰流板实现载荷减缓，通常要求准确模拟，因此需要采用基于时域的求解方法。

(5) 非线性对一个载荷的影响往往与对其他载荷的影响相反。如用于减缓载荷的副翼会降低机翼弯矩，但同时会增加机翼扭矩。由于可能无法用单一的飞机模型保守地表示这些特征，因此保守地采用两个模型（可能是线性的）来考虑是可接受的。

2.6.4 非线性求解方法

(1) 在需要非线性显性分析时，可通过运动方程的时域积分来计算载荷响应。

(2) 对于第 25.341 条(a)款的调谐离散突风条件，限制载荷应由第 2.3.2 节中描述的离散突风模型激发的飞机模型的非线性时域模拟响应

的峰值确定。

(3) 对于第 25.341 条 (b) 款的连续紊流的时域解, 可采用多种方法来规范紊流输入时间历程和从结果响应中识别限制载荷的方法。

(4) 一般而言, 有必要证明所选择的方法提供了与传统线性分析相当的安全水平, 并且正确地处理了各类非线性类型。这应该包括验证该方法在载荷结果中提供足够的统计数据。

(5) 对于载荷减缓和飞行飞控系统的非线性, 采用基于随机仿真的方法是可以接受的。在仿真中, 输入是一个长高斯伪随机紊流, 其 von Kármán 功率谱均方根幅值为 0.4 倍 U_σ (见第 2.4 节)。限制载荷值与线性模型的载荷值 $\bar{A}U_\sigma$ 一样, 两者的概率是一样的, 如图 25.341-5 所示。在使用这种类型的分析时, 应使用达到或刚好超过限制载荷值的增量载荷值来建立超越曲线。

(6) 若频域方法显示出保守结果, 也可以在频域中进行非线性仿真。频域方法包括但不限于匹配滤波器理论和等效线性化。

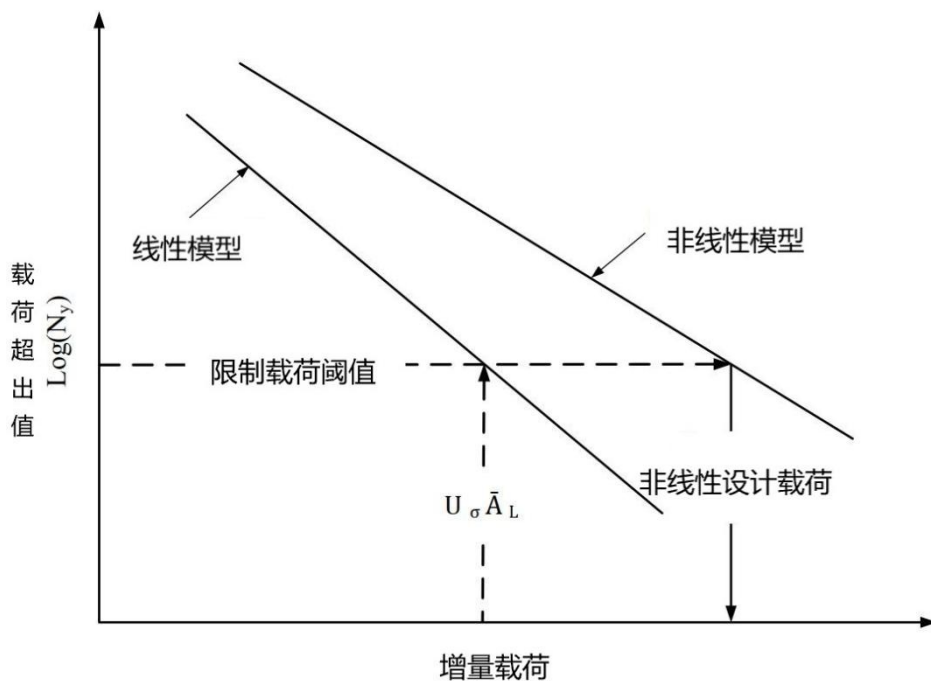


图 25.341-5 非线性飞机模型求解限制载荷

2.7 分析模型的验证 (MC4、MC5、MC6)

2.7.1 概述

验证分析模型的目的是确认分析模型能够准确计算突风响应载荷。本节的验证方法是可接受但不是唯一的方法。一般而言, 不指定开展特定

的试验来验证动态突风载荷的模型。

2.7.2 结构动力模型验证

用于验证颤振分析模型的方法和试验数据也应用于验证突风分析模型。

2.7.3 阻尼模型验证

在没有其他更好支持材料的情况下，一般可接受所有结构模态的阻尼假设为 0.03（即 1.5%等效临界粘性阻尼）。只要证据充分，结构阻尼也可以超过 0.03 的值，以抵抗与极端突风引起的结构响应水平。

2.7.4 气动力模型验证

(1) 气动力建模分为两类：

- (a) 定常或准定常气动力，其影响静气动弹性和飞行气动力分布。
- (b) 非定常气动力，其与飞机结构模态相耦合。

(2) 飞行气动力分布和气动导数可通过风洞试验、详细的气动力建模（如 CFD）或飞行试验数据来验证。若详细的分析或试验表明飞机的飞行动力特性与飞机的突风响应模型存在较大差异，则需要研究其对突风载荷的影响。

(3) 可参考颤振分析的方法和试验方法建立非定常气动特性，用于计算运动响应和突风气动力。应评估对飞机飞行动态稳定性的气动弹性影响。

2.7.5 飞控系统验证

(1) 若用于突风分析的飞机数学模型包含反馈飞控系统，则应对飞控系统开展验证。验证的程度取决于系统的复杂性和特定飞机响应控制参数。与控制飞机刚体响应的系统相比，控制飞机弹性的系统可能需要更多的验证。可以忽略对所考虑的输出载荷和响应量影响最小的飞控系统元素（传感器、执行器、抗混叠滤波器、控制律等）的验证。

(2) 一般来说，在开展闭环系统验证之前，更方便独立验证飞控系统各元素，即开环。

(3) 系统台架或者飞机地面试验

(a) 通过测量系统对引入输入的响应验证以下内容：

- (i) 传感器、抗锯齿或其他滤波前置飞控系统的传递函数。
- (ii) 将数据采集到飞控系统的采样延迟。
- (iii) 控制律自身特性。

(iv) 任何飞控系统输出延迟和滤波器传递函数。

(v) 作动器的传递函数，以及任一可能影响作动器在紊流中响应需求的作动系统性能特性，如最大展开率、作动器铰链力矩能力等。

(b) 若开展地面试验，建议在对模型进行任何修正后，应采用台架试验或者地面试验对反馈回路进行开环验证。

(4) 飞行试验

反馈飞控系统的功能和性能也可以通过分析模型和试验的对比进行验证。在进行试验时，应选择合适的输入，以便能激发飞控系统的功能及其和飞机的相互作用，这在突风载荷分析的数学模型中占据重要地位。可能包括：

(a) 飞机对俯仰和偏航机动要求的响应。

(b) 飞控系统和飞机对突然人为引入的指令（如脉冲和阶跃）的响应。

(c) 在颤振飞行试验或者飞行控制验证试验中，确定的增益和相位裕度。这些增益和相位裕度在飞行试验时可通过在开环系统传递已知信号得到。

AC 25.562 应急着陆动力要求适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.562 条明确要求的座椅在应急着陆情况下保护乘员安全应具备的性能。座椅本身作为 CTSO 产品，需要满足 CTSO-127b 的要求（安全带需要满足 CTSO-C114 的要求），但是其在飞机上安装，还需要额外满足 25 部相关条款的装机要求，保证其安装在飞机上具有一定的性能指标。

第 25.562 条的安全意图是在应急着陆情况下，座椅及其约束系统能对机组成员进行保护，使其能够开展后续应急程序的实施；并在应急着陆工况下满足对旅客人身安全保护的基本与必要要求。第 25.562 条对 16g、14g 动载要求（含地板变形验证要求）、对人体损伤要求如乘员安全带拉伸载荷、脊柱压缩载荷、安全带保持要求、HIC（HIC 是指头部损伤判据，用以指示 ATD 头部与前排座椅或周围环境碰撞时的损伤指标。ATD 是指用于代替真人提供真实的动态响应的拟人的仿真座椅测试装备）、股骨轴向载荷、座椅连接要求、动载变形不得影响应急撤离等方面都做了详细的规

定，能够有效保护乘员安全。

1.2 条款的要求解析

(1) 第 25.562 条(a)款

第 25.562 条(a)款要求，在设计座椅和约束系统时应考虑在应急着陆时，当正确使用座椅、安全带和肩带并且乘员受到条款规定的载荷时，座椅和约束系统能有效保护乘员。

(2) 第 25.562 条(b)款

因为静态试验只能表明座椅、约束系统自身的强度性能，不能充分反映安装在飞机上后座椅和约束系统与飞机的连接受动态冲击的影响及对乘员的保护能力，因此必须通过动态试验来验证。第 25.562 条(b)款给出了座椅和约束系统两个方向明确量化的动态试验的标准要求，包括假人、坠撞速度和载荷等相关要求。要求动态试验“必须用适航当局认可的 ATD 模拟乘员，其名义重量为 77 公斤(170 磅)，坐在正常的向上位置”。有关研究结果表明 ATD 模拟乘员的重量 77 公斤，代表了 50%男性乘员的体重，此基准可以为最大范围的乘客提供安全防护。在第 25.562 条(b)款的动态演示中一般使用 49CFR 572 部 B 分部(混 II)型或于其等效的代表第 50 百分位的男性成员的 ATD，但座椅设计不能以第 50 百分位乘员尺寸作为座椅设计目标，应考虑不同乘员尺寸对于座椅能量吸收元件/系统(座椅能量吸收系统是指对载荷变化率或载荷峰值敏感的座椅的能量吸收元件或/及其组成的系统)、约束系统及座椅调节机构等的影响，以保证座椅性能满足要求。经过大量试验和研究，座椅动态试验有以下两种状态：

(a) 在垂直和纵向载荷结合的试验状态下模拟垂向坠撞时机体与地面的撞击，确保座椅可以减缓乘员因垂向载荷导致腰椎受伤；

(b) 纵向载荷占支配地位，模拟飞机与地面障碍物发生水平撞击，来评价乘员约束系统和座椅结构的性能。纵向冲击试验要求“飞机纵轴水平且向右或向左偏摆 10 度”，实际上是规定该试验以沿飞机纵向向前的水平载荷为主，并考虑侧向载荷分量，模拟了飞机在水平方向上撞击了地面障碍物的工况。(载荷方向要“取最有可能使上部躯干约束系统(在安装的情况下)脱离乘员肩部的方向”，该要求对应第 25.562 条(c)款(3)项的评定准则。)

第 25.562 条(b)款(1)项要求的 14g 向前向下 30 度单排座椅试验，

是测试座椅及其约束系统在受到沿脊椎方向的垂向冲击和水平冲击的情况下，座椅的结构强度、永久变形和乘客腰部的脊椎载荷是否符合判据要求。试验记录假人腰椎载荷、椅腿同地板导轨连接的载荷、还可能得到假人头部位移、速度和加速度的时间历程等数据。

第 25.562 条 (b) 款 (2) 项要求的单排座椅试验 16g 试验，是测试座椅及其约束系统在航向和侧向冲击及地板滚转 10 度俯仰 10 度翘曲情况下，座椅的结构强度、永久变形、约束系统的表现和载荷等是否符合判据要求。试验记录假人的头部的位移包络曲线、安全带载荷、速度、加速度的时间历程和椅腿同地板导轨连接的载荷等试验数据

HIC 试验是按照第 25.562 条 (b) 款进行的头排座椅及多排座椅试验，用于评估头部损伤指标。头部损伤指标与座椅排间距、乘员位置（乘员位置是指乘员相对于座椅上的固定参考点 SRP 的静态关系）以及头部轨迹内的结构有关。若单独进行 HIC 试验时地板可以不施加翘曲变形。只有当假人的头部在试验中碰撞到飞机内饰或其他座椅时（不包括地板和假人自己的腿）时，才需要采集确定头部损伤判据 HIC。

座椅动态试验的主要目的也是评估结构最危险的部位，并通过评估座椅主传力路径和影响伤害判据的结构部件，建立试验基准。因此，应当确保每一项试验的试验工况是最严酷的：

(a) 首先通过分析，确定座椅上乘员的数量和乘坐位置，以及选取的 16g 试验中座椅偏航的方向。飞机地板变形的方式，也应选择能够使受载最严重的椅腿承受额外的载荷，以及使导轨和接头受载更严重的方式。

(b) 通过多排座椅试验评估头部和股骨的伤害指标时，需要事先挑选合适的座椅排距以保证头部会碰到前排座椅最硬的部位。同时，椅背位置和 16g 试验中座椅偏角的影响也是需要考虑的。前期试验和经验证的分析可以用于模拟头部的轨迹。

(3) 第 25.562 条 (c) 款

第 25.562 条 (c) 款给出了 (b) 款要求的动态试验的通过/失败判定准则。

第 25.562 条 (c) 款 (1) 项规定了试验过程中机组成员使用的上部躯干系带所经受载荷的允许上限。

第 25.562 条 (c) 款 (2) 项规定了试验过程中 ATD 骨盆和腰部脊柱之间

允许的最大压缩载荷。

第 25.562 条 (c) 款 (3) 项和第 25.562 条 (c) 款 (4) 项要求在撞击时，上部躯干系带保持在乘员肩上，安全带保持在乘员骨盆处。所谓“撞击时”是指从撞击开始时直到拟人模型 (ATD) 在冲击之后回弹的时间段。在这段时间内，上部躯干系带不得滑到乘员脖子上或头的任何一侧，也不得滑至 ATD 上臂处；安全带应保持在 ATD 髌前上棘或其下的位置。安全带滑到 ATD 髌前上棘之上会造成安全带嵌入腹部，导致安全带上载荷的突然降低，使试验不能充分考核到规章所预期的测试目的。试验过程中，上部躯干系带、安全带及其连接结构应保持载荷路径的完整性，即能够承受第 25.562 条 (c) 款 (1) 项和第 25.562 条 (c) 款 (2) 项所规定的相应载荷，在此基础上，安全带/系带的刮伤、磨损和纤维的断裂等是可以接受的。安全带/系带被座椅或安全带/系带调节机构切断或撕裂是不可接受的。

第 25.562 条 (c) 款 (5) 项规定采用 HIC 判据来表明在可能发生头部触及座椅或其它构件的情况下，在第 25.562 条 (b) 款所规定的试验中能够保护每一乘员头部免受严重伤害，HIC 值不得超过 1000。“其他构件”包括了乘客头部可能触及的厨房、厕所、储藏室、舱壁等。试验时应安装能代表这些构件的冲击响应特性的设施。对于小的凸起或棱角对乘客可能造成的伤害，在第 25.785 条中进行要求。

第 25.562 条 (c) 款 (6) 项规定在可能导致腿部受伤的情况下，必须提供防护措施使每一股骨上的轴向压缩载荷不超过 10008 牛。该规定是为了避免乘员因腿部受到严重伤害而妨碍其自身及其他乘员在应急着陆后迅速撤离。对于座椅安装间距较大的情况（通常指座椅参考点 (SRP) 到碰撞物之间距离超过 101.6 厘米 (40 英寸)，不需要验证腿部受伤准则。如果申请人可以在之前成功试验的基础上，采用合理的比较分析来表明符合性，则不必在每个试验中记录 ATD 的腿骨载荷。

第 25.562 条 (c) 款 (7) 项要求动力试验过程中和试验后，座椅的所有连接点必须始终连接在试验装置上。同时，乘员约束系统的所有连接点也必须始终连接在试验装置上，从而保持完整的载荷传递路径，确保乘员可以得到保护。

第 25.562 条 (c) 款 (8) 项要求，在本条 (b) 款规定的试验中，座椅的屈服变形不得达到可阻碍乘员迅速撤离飞机的程度。安全带等约束系统也应满足该条的要求，例如安全带锁紧装置不得因屈服变形而无法解开

等。

第 25.562 条 (c) 款分别对约束系统的约束保持性能和拉伸载荷有要求，第 25.562 条 (c) 款 (1) 项要求评估安全带的最大拉伸载荷，而第 25.562 条 (c) 款 (3) 项则要求安全带不能脱落，这两个条款对应不同的严重工况。如果有前期试验证明安全带的约束保持性能可以满足要求，则只需要通过试验来测试安全带的最大拉伸载荷。

乘员判据包括以下具体方面：

(a) 上部躯干系带的拉伸载荷：

16g 试验中，若座椅偏转的角度可以使机组使用的上躯干安全系带产生最严重的拉伸载荷，则不必专门测试系带拉力，否则，需要进行额外的试验，通过调整座椅偏转角度产生最大的拉伸载荷。

(b) 腰椎压缩载荷：

假人的腰椎压缩载荷是在 14g 垂向冲击试验中获得的，试验中，假人乘坐的位置需要代表从乘员座位的中心至结构处的最强受力路径以及从乘员座位至结构处的最弱受力路径，这一要求通常需要测试这两种位置的 ATD 腰椎载荷。如果乘坐位置有其他影响腰椎载荷测量结果的设计特征，则可能还需补充新的试验。

(c) 安全带的约束特性：

安全带的约束特性需要符合第 25.562 条 (c) 款 (3) 项的要求，即在撞击时必须保持在乘员肩上。在进行 16g 试验纵向冲击试验验证座椅结构强度时，若座椅偏转的角度是安全带最有可能从乘员肩部脱落的方向，则不需要补充额外的试验来验证安全带的约束特性。若 16g 试验时座椅偏转的角度同安全带最易滑落的方向不一致，则需要补充试验来验证安全带是否会在撞击时脱落。撞击过程需要高速摄像机记录。

(d) HIC 试验：

开展座椅 HIC 试验时，需要考虑的因素很多。座椅的排距、前排座椅的相对位置、乘员的尺寸及乘坐位置、座椅偏转的角度，以及座椅影响碰撞伤害的设计细节等。

第 25.562 条 (b) 款明确了验证座椅符合性的两类动态试验，第 25.562 条 (c) 款给出了试验的判据，判据涉及座椅的结构强度、约束系统的适用性、以及安全带拉伸载荷、脊椎压缩载荷、HIC 等损伤判据。理想情况下，这些判据可以通过第 25.562 条 (b) 款中规定的两类试验分别获

得,但是实际上为了获得每一判据的最严重工况,还需要对试验座椅构型进行筛选、对试验装置进行评估,对一些判据补充额外的试验等。

影响座椅结构强度符合性的因素主要有:座椅的构型、座椅乘员数量和乘坐位置、地板变形的方式和座椅偏转的方向等;

影响座椅 HIC 符合性验证的因素较多,主要有座椅排距、座椅偏转的角度、椅背的材料、设施、硬度等设计细节;影响其他伤害判据如安全带拉伸载荷、脊柱压缩载荷等的因素,主要有座椅的偏转角度、座椅坐垫的刚度等。

为了确保通过尽量少的试验能够得到最严重工况的数据作为符合性判据,需要对试验状态进行合理的分析及模拟,挑选出各个判据的最严酷的工况和构型。类比分析和计算机仿真分析是筛选试验工况、缩减试验规模的有效手段。

系列化座椅的相似性分析,仅允许同已完成试验验证的座椅进行对比,且该座椅应是同一系列座椅中受载最严重的那一个。

2. 可接受的符合性方法

针对第 25.562 条,采用的符合性验证方法包括 MC2、MC4、MC9,如表 25.562-1 所示,各项符合性方法的关注点如下。

表 25.562-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.562条	座椅			2		4					9	

针对第 25.562 条,应急着陆情况下,座椅及约束系统的强度符合性,可通过分析/计算和试验室试验等方法来验证。

2.1 MC2 分析/计算

进行装机 14g 及 16g 座椅动态试验,评估座椅及约束系统的性能时,若有同一家族系列座椅及约束系统的动态试验结果作依据,可以采用相似性分析/计算来验证座椅和约束系统的强度和刚度,以表明座椅可以提供足够的乘员保护能力。其中“家族”(系列)座椅是指为相似设计的一组座椅,不考虑座位数量。该组座椅由主传力路径上的等效部件构成。对于需要试验的座椅,通过应力分析或者变形分析进行试验件和试验工况的筛选,使用最临界试验工况来进行下一步的两类动态试验。比如,偏航

-10 度到+10 度内哪一个角度是头部与硬结构接触的最严苛的角度；假人乘坐的位置和数量对座椅结构产生最严重的应力的情况，哪一个载荷方向是最容易肩带脱离的载荷方向；即使某一试验状态在 TS0 试验中不是结构强度的最危险状态，但也有可能该状态在装机试验中可能影响座椅的性能，则需要在附加的装机动态试验中来评价该状态下的座椅能力等因素。

2.2 MC4 试验室试验

按照条款要求的冲击角度及加速度要求进行 MC4 试验。通过水平冲击试验和垂直冲击试验验证座椅的乘员保护能力，评估座椅的变形不会对应急撤离产生影响。还需要进行 HIC 试验评估不会对乘员头部产生严重损伤。

2.3 MC9 设备合格性

由于本条仅针对座椅设备，座椅本身需要符合 CTS0/ETS0/TS0 的要求，通过设备鉴定试验获得 CTS0A/ETS0A/TS0A。需要特别注意的是：第 25.562 条是运输类飞机型号合格审定时关注的条款，其验证试验项目与 CTS0 一致，但具体试验工况、试验实施方案可能不一定能完全代表装机时的最严苛工况，在开展第 25.562 条款的验证时，应充分对照 CTS0 大纲中的试验条件、试验工况、试验方案，确保其已经完全覆盖了第 25.562 条的装机要求中最严苛和最具代表性的试验方式。已获取了 CTS0A/ETS0A/TS0A，可作为对座椅的动态性能是否符合第 25.562 条除 (c) 款 (5) 项和 (c) 款 (8) 项之外的其他要求的参考，对于具体工况，在 CTS0/ETS0/TS0 试验的安装、最严酷试验条件选取等考虑与装机试验完全一致的情况下，才可以采用 CTS0/ETS0/TS0 的试验结果作为表明第 25.562 条款符合性的证据。如果出现不一致的情况，则需要单独考虑最严酷的装机验证条件。

3. 需要说明的其它问题

(1) 对于座椅动态试验应选择对于每个考核点最严酷的试验构型，（即在主传力路径上受载情况最严重）对于针对不同考核点严酷度不相同的试验构型不能以其中一种试验构型和试验条件来合并等效进行试验。

(2) 应提前计算分析确定动态试验中假人数量及乘坐位置对试验考核点最严酷的方法。

(3) 如果座椅靠背或前后位置可调节，应选取最严酷的试验方案。

(4) 试验件的所有结构件应能代表最终装机座椅产品，影响座椅的刚度或损伤判据或质量件放置的位置可能限制座椅吸能机构的功能时，不仅要模拟重量，形状和刚度也要模拟。

(5) 对于座椅在试验后的变形是否影响应急撤离可参考 CTS0-C127b 中的测量方法及指标。

(6) 对于动态碰撞试验中座椅试验件必须使用装机构型的导轨，需在试验前进行计算分析来明确其不改变地面以上导轨部分的受载情况，并对于被考核点是具有代表性或保守的，以确定试验中的导轨长度和是否可以使用分段导轨或者最小导轨截面进行试验演示。

(7) 对于非常规安装形式的座椅，需要具体评估试验方案中的试验工况是否达到了最严酷或保守的装机验证试验目的，对于其他形式不能直接按照条款字面要求进行演示(如与地板一体化的结构性座椅等)的座椅应回归到条款的原始意图，应在对乘员的人体保护、HIC、地板翘曲后对接头的连接及不影响应急撤离的变形方面进行考核。

AC 25.605 制造方法适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.605 条款的实质是对民用飞机结构所采用的制造方法提出要求，即：

所采用的制造方法制造生产的结构质量是稳定的，并且结构符合所有的设计要求，即对制造方法的稳定性和适用性提出了要求。

制造方法的稳定性是指制造生产的结构质量是稳定的，质量在相关规范和设计所要求的范围内。

制造方法的适用性指所制造的结构在正常使用条件下，满足型号预定使用要求的能力。制造方法的适用性包括制造方法对所加工的原材料和零部件的适用性、所制造出的零部件符合所有的设计要求等。

1.2 条款的要求解析

第 25.605 条的实质要求解析如下：

第 25.605 条(a)款仅要求需要严格控制才能达到条款要求的制造方法需要按照工艺规范执行，因此，不是所有的制造方法均需要编制工艺规范。申请人需要识别所采用的制造方法是否需要严格控制，并向审查方表

明理由。本款中的“完好”是指所制造的结构符合所有的设计要求，完好并不意味着要求所制造的产品是完美的，仅是要求产品质量符合设计要求。如复合材料结构，允许包含相关规范允许范围内的制造缺陷。

第 25.605 条 (b) 款所指出新制造方法需要通过试验验证，试验验证不等同于工艺鉴定，试验验证要表明的是制造方法本身的适航符合性。新制造方法一般依据是否有局方证据来判定，应用依据可以是局方已经批准的工艺规范，也可以是局方认可的技术标准。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC0 符合性说明、MC1 设计评审、MC4 试验室试验。申请人应根据制造工艺的具体选用情况、应用情况、适用性、成熟度，采用适当的符合性方法表明符合性。建议的符合性验证方法见表 25.605-1。

表 25.605-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.605 (a)	结构	0	1									
第 25.605 (b)	结构					4						

2.1 MC0 符合性说明

符合性声明通常在符合性记录文件中直接给出。如果提交审查的工艺规范为局方批准过的工艺规范并且有批准证据，其名称、编号、预定用途、适用材料、设备控制、技术要求、工艺过程、质量控制等均没有变化，即原样使用，则可以采用符合性声明方法直接批准该工艺规范。

2.2 MC1 设计评审

如果提交审查的工艺规范是参照经过局方批准的工艺规范重新编制的，其预定用途、适用材料、技术要求等均与参考规范一致，并且具有参考规范的局方批准证据，则申请人可以采用 MC1 方法表明适航符合性，因为该项工艺规范所规定的工艺方法已经在其他型号合格审定过程中通过试验方法向局方表明了符合性，所以不需要再次采用 MC4 方法表明符合性。采用 MC1 方法时，申请人需要编写一份详细对比说明文件，对比新编工艺规范与参考规范各项技术要求的差异，新编工艺规范与参考工艺规范在工艺流程、工艺参数、工艺要求、工艺辅助材料、质量检验等方面均需要保持一致。新编工艺规范内容如有删减，需要说明删减内容对工

艺规范有无影响。如果新增内容，要说明新增内容的依据，新增内容的依据可以是已经批准的工艺规范，也可以是局方认可的技术标准，如国家标准、航空标准和国军标等。如果新增内容没有依据，则需采用 MC4 方法证明新增内容的适航符合性，该工艺规范的符合性方法变为 MC1+MC4。

2.3 MC4 试验室试验

对于应用依据不足，属于新工艺的，建议基于该工艺特点、作用及对产品影响分析，对于飞机安全性有一定程度影响，需要按 MC4 符合性方案开展工艺规范验证。对于不涉及影响飞机安全性的工艺或通过检测测试等能够易于或较大程度表明工艺结果符合要求的或主要依据材料本身特性以满足设计目的的，可采用 MC1 符合性方法，结合制造符合性检查等方式完成验证。应用依据可以是局方已经批准的工艺规范，也可以是局方认可的技术标准，比如国标、航标、国军标等。试验需要验证制造方法对那些能够保证始终如一生产合格的产品的参数规定了必要的控制要求，这些参数包括工艺辅助材料、原材料、工艺设备、工艺方法、生产设施、环境、检测设备以及操作人员等。

开展试验室验证的前提是申请人已经完成了该工艺的研发工作，制造方法已经是稳定的，如果有相应的工艺规范，该工艺规范应该是已经完成了的。审查方对工艺规范完成审查后，才可以开展进入试验室试验阶段。

“验证”需要关注的是工艺方法的正确性，需要通过对工艺过程的验证表明该工艺方法能够始终生产出合格的产品，这也是制造方法符合性验证的基本原则。

制造方法的适航符合性验证，必须按照过程验证的原理进行方案设计，在进行试验方案设计时，需要保证所进行的试验能够验证所有的关键工艺过程和工艺参数范围，通过合理的试验设计，以适当的试验规模达到验证的目的。

试验方案应该阐述清楚验证目标、验证对象、验证方法，对工艺过程、参数、设备、检测方法等进行分析，评估出关键要素，比如关键步骤、关键物料、关键工艺参数、关键控制点、关键设备等，然后需要表明验证方法，对这些关键要素和控制措施进行试验设计，确定参数组合。一般来说，试验方案评估应该从试验材料的选择、试验件构型和工艺参数三方面进行。

(1) 试验材料的选择

根据工艺规范的预定用途和适用材料范围，选择验证试验用材料。试验件材料应包含最需要严格控制才能保证加工质量的材料种类。比如，切削工艺的试验验证，试验方案应该包括最难切削的材料和最容易表面烧蚀的材料等。

(2) 试验件构型的选择

试验件构型应该能充分考验和验证工艺规范的加工能力的极限。

(3) 工艺参数的选择

工艺参数的选择是工艺规范验证的关键风险点，不合理的参数选择可能会导致验证的不充分性，产生安全隐患。关键工艺参数的确定可以根据经验确定，也可以采用风险评估工具进行确定，试验方案要能够覆盖该工艺的所有工艺参数的参数空间。对于参数比较多的工艺，可以使用试验设计工具进行试验方案的设计。

对于选定的某个关键工艺参数，在验证时，一般不能仅选择其常用工艺参数取值。基本要求是，验证试验必须能够覆盖该制造方法的工艺规范所规定工艺参数的最严酷和最不利的组合，即验证试验应能够充分验证到该工艺的能力边界，覆盖关键参数组合空间。如果该工艺能在最严酷和最不利的条件下也能制造出符合要求的产品，那就能够表明在该工艺规范所规定的参数范围包线范围内，可以始终制造出合格的产品。

2.4 工艺规范的批准方式

工艺规范的批准方式可以分为直接批准和间接批准。直接批准一般用于对飞机安全有重要影响的结构所采用的工艺。对其他的制造工艺规范一般进行间接批准，常用的方式有随图样批准和对工艺规范使用清单进行批准。

AC 25.613 材料强度性能和材料设计值

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款对材料的强度性能和材料的设计值做出了规定。

基于统计方法确定材料强度性能、材料设计值，用于结构的强度分析，以使材料变异性导致结构破坏的可能性降到最小。

2. 可接受的符合性方法

(1) 基于统计的设计值

第 25.613 条所要求的设计值应基于足够的试验以确保设计值高的置信度。任何情况下，都应对试验结果进行统计分析。

(a) 对于金属材料，在《Metallic Materials Properties Development and Standardization》(MMPDS)中的 A 值和 B 值以及统计方法是可接受的。对于复合材料，在《Composite Material Handbook》(CMH-17)所提供的统计方法是可接受的。适航当局可能会接受采用其他的方法来获得材料设计值。

(b) 用于材料性能合格审定试验的试验件应采用批生产工艺制造出来的材料。试验件的设计、试验方法和试验应当：

(i) 符合广泛接受的标准，例如 GB、ASTM、EN、ISO 等标准，或其他适航当局接受的其他标准；

(ii) 符合 MMPDS，CMH-17 等手册或其他可接受的等效材料数据手册的适用章节中包含的标准；

(iii) 符合经批准的试验大纲中关于试验件和试验方法的要求。尤其是试验大纲中除了考虑材料变异的影响，还考虑具体结构设计特征对材料设计值影响。

(c) 在评审用于获得试验数据的试验件设计、试验方法、试验程序和数据统计方法之后，适航当局可能会批准采用其他的材料试验数据。

(2) 对环境条件的考虑

某些材料的材料强度性能，例如非金属复合材料、胶粘剂，受温度、吸湿影响显著。对这些材料，在确定和使用材料设计值时应考虑温度和湿度的影响。需要确定飞机运行包线内的极限环境条件。例如，一个操纵面的最高温度可能包含太阳直接辐射、反射辐射、黑色跑道表面对流、最高大气温度等的影响。除了上述所提及之外的其他环境条件可能也会对某些材料设计值有重大影响，需要予以考虑。

某些材料的刚度性能（如模量）也对环境敏感，尤其是非金属材料，在确定设计用刚度参数时，也应考虑温度、湿度等环境的影响。

(3) 基于“精选”采用更高的设计值

如果按第 25.613 条 (e) 款采用了“精选”，则可以使用比按照第 25.613 条 (b) 款确定的设计值更高的设计值。通过“精选”，对取样进行测试确保每一装机零件的实际强度性能不低于设计采用的“精选”值。

(a) 如果已知材料是各向异性的，取样试验应该予以考虑方向的影响；

(b) 如果采用“精选”，试验程序和通过准则应该在设计资料中予以规定。

(4) 其他的材料设计值

对于之前采用的设计值，在考虑其来源、服役经验和应用情况的基础上，适航当局可能会视情批准其使用（例如 MMPDS 中的 S 值）。

(5) 材料规范和工艺

应采用按批生产规范制造的材料和适航当局接受的工艺。

AC 25.723 减震试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

起落架减震试验验证必须满足所有适用的适航规章和专用条件的要求，起落架减震试验相关条款为：第 25.473 条着陆载荷情况和假定、第 25.479 条水平着陆情况和第 25.481 条尾沉着陆情况。

第 25.723 条要求的减震试验是飞机着陆动力学研究的重要研究手段，起落架缓冲器的减震性能对飞机性能 and 安全性有直接影响，现行有效的第 25.723 条的意图及解析如下：

1.1 第 25.723 条(a)款意图及条款要求解析

第 25.723 条(a)款，对用于确定着陆载荷的起落架动态特性分析进行了进一步的明确的说明，并将原来第 25.725 条的试验姿态和阻力载荷要求移到了本款。在建立数学模型时，应考虑各种预期条件并建立能准确反映所有起落架动态特性的模型，分析起落架能量吸收特性和在着陆撞击过程中受力和变形的时间曲线。

对于新研起落架结构的推荐试验条件，设计起飞重量和设计着陆重量条件都应在能量吸收试验条件中体现。

如果使用具有类似设计理念（具有大致相同的尺寸和相似的组件）的起落架结构减震验证分析模型，可使用以往相似的经过验证的数据进行分析，只需开展新起落架结构在最大能量相关条件下的验证试验。在第 25.723 条(a)款的起落架减震能量吸收分析及相关的验证中，减震器和轮胎都不应压缩至底部。

可以通过起落架装置自由下落试验来验证第 25.723 条(a)款的符合性，该实验应在完整的飞机上进行或者在由机轮、轮胎和减震器组成的装置上进行，自由下落高度不应小于：在设计着陆重量下 475 毫米（18.7

英寸) 和在设计起飞重量下 171 毫米 (6.7 英寸)。

如果使用气缸或其他机械方法模拟飞机升力, 则必须保证下落试验使用的重量等于如下公式 25.723-1 中的 W 。如果用于减震试验的飞机升力效应使用的是缩减的重量, 则起落架减震的有效质量应为:

$$W_e = W \left[\frac{h + (1 - L)d}{h + d} \right]$$

公式 25.723-1 使用功试验投放质量

W_e : 减震试验中使用的有效质量 (单位: 千克);

H : 指定的自由下落高度 (单位: 毫米);

d : 在批准充气压力下轮胎冲击的压缩量再加上下落重量在轴行程上的垂直分量 (单位: 毫米);

W : W_M 是主起落架质量 (单位: 千克), 等效于飞机处于水平姿态时作用在该起落架上的静态质量 (对于有前起落架的飞机, 不要计算前起落架的质量);

W : W_T 是尾起落架的质量 (单位: 千克), 等效于飞机处于尾部下倾姿态时该起落架的静态质量;

W : W_N 是前起落架的质量 (单位: 千克), 等效于前轮静反应力的垂直分量, 假设飞机的质量作用于重心, 向下施加 1.0g 的力, 向前施加 0.25g 的力;

L : 飞机的升力和重量之比, 不大于 1.0。

减震试验中起落架装置的下落姿态和使用的合适的阻力载荷必须能合理或保守的模拟飞机的着陆条件, 即需要注意升重比 L 的选取是否能代表合理或保守的飞机着陆条件, 以确定合适的投放质量来验证缓冲器的吸能能力。

用于计算 W_e 的变量 d 不能超过限制自由落震试验中得到的值。

1.2 第 25.723 条 (b) 款意图及条款要求解析

在第 25.723 条 (b) 款规定的演示储备能量自由落震试验时, 下落高度不能小于 686 毫米 (27 英寸)。

如果使用气缸或其他机械方法模拟飞机升力, 则必须保证下落试验使用的重量等于如下公式 25.723-2 中的 W 。如果用于减震试验的飞机升力效应使用的是缩减质量, 则起落架减震的有效质量应为:

$$W_e = \frac{Wh}{h+d}$$

公式 25.723-2 储备功试验投放质量

公式 25.723-2 中的标识含义同公式 25.723-1。

在第 25.723 条 (b) 款的起落架减震能量吸收分析及相关的验证中，要求减震器和轮胎都不应压缩至底部。

1.3 第 25.723 条 (c) 款意图及条款要求解析

第 25.723 条 (c) 款明确了分析方法的适用范围。规定了只有以能量吸收特性相似的同一基本起落架系统所做的试验为基础，对以前批准的设计重量的改变和较小的设计改变才可以采用分析的方法验证起落架动态特性。并不要求为保证起落架能量吸收特性而引起的其他参数的微小变化必须相同时，才可以采用分析的方法。这些微小变化包括但不限于减震器细节设计的细微变化，如：

- (1) 缓冲器细节的较小改动，包括初始充填参数、压缩比、油孔尺寸、油针剖面；
- (2) 轮胎特性的较小改动；
- (3) 非弹性质量（比如刹车装置）的较小改动；
- (4) 起落架局部加强或尺寸的较小改动等。

2. 可接受的符合性方法

为表明符合性，针对第 25.723 款，一般采用 MC2 分析/计算和 MC4 试验室试验的符合性方法。建议的符合性方法如表 25.723-1 所示。

表 25.723-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.723条	起落架			2		4						

依据飞机的设计重量、着陆姿态和下沉速度、着陆速度等进行起落架特性分析，通过起落架减震试验，确定受着陆载荷作用的起落架动态特性。符合性文件一般包括：

MC2：起落架地面载荷工况分析及载荷计算、起落架动态特性分析模型及修正报告；

MC4：前/主起减震试验试验大纲、前/主起减震试验报告等。

AC 25.729 起落架收放机构

1. 条款要求解析/规章安全意图

起落架收放机构必须满足所有适用的适航规章和专用条件的要求，起落架收放机构相关条款如下所示：

- 第 25.111 条 起飞航迹
- 第 25.301 条 载荷
- 第 25.303 条 安全系数
- 第 25.305 条 强度和变形
- 第 25.307 条 结构符合性的证明
- 第 25.333 条 飞行机动包线
- 第 25.335 条 设计空速
- 第 25.471 条 地面载荷总则
- 第 25.561 条 应急着陆总则
- 第 25.601 条 设计与构造总则
- 第 25.603 条 材料
- 第 25.605 条 制造方法
- 第 25.607 条 紧固件
- 第 25.609 条 结构保护
- 第 25.613 条 材料的强度性能和材料的设计值
- 第 25.619 条 特殊系数
- 第 25.621 条 铸件系数
- 第 25.623 条 支承系数
- 第 25.625 条 接头系数
- 第 25.731 条 机轮
- 第 25.733 条 轮胎
- 第 25.735 条 刹车
- 第 25.777 条 驾驶舱操纵器件
- 第 25.863 条 可燃液体防火
- 第 25.869 条 系统防火
- 第 25.899 条 电搭接和防静电保护
- 第 25.1301 条 功能和安装
- 第 25.1309 条 设备、系统及安装

第 25.1322 条 警告灯、戒备灯和提示灯

第 25.1435 条 液压系统

第 25.1515 条 有关起落架的速度

第 25.1555 条 操纵器件标记

第 25.1583 条 使用限制

第 25.1585 条 使用程序

第 25.729 条起落架收放机构条款本身包含了起落架收放机构的载荷要求、起落架收放及告警指示系统的告警设计要求以及轮舱保护要求等强度、结构、系统、安全性等多项内容，现将结构强度、机械系统安全性等各项分条款及其对应的意图解释如下：

1.1 第 25.729 条(a)款意图及条款要求解析

第 25.729 条(a)款总则 对于装有可收放起落架的飞机，采用下列规定：

(1)起落架收放机构、轮舱门和支承结构必须按下列载荷设计：

(i)起落架在收上位置时的飞行情况下出现的载荷；

(ii)在直到 $1.6V_{s1}$ (襟翼在设计着陆重量下的进场位置)的任何空速下，起落架收放过程中出现的摩擦载荷、惯性载荷、刹车扭矩载荷、空气载荷和陀螺载荷的组合；陀螺载荷为机轮旋转所致，机轮边缘的线速度为 $1.3V_s$ (襟翼在设计起飞重量下的起飞位置)；

(iii)襟翼放下情况的任何载荷系数，直到第 25.345 条(a)款中的相应规定。

(2)起落架、收放机构和飞机结构(包括轮舱门)必须设计成能承受直到 $0.67V_c$ 的任何速度下起落架在放下位置时出现的飞行载荷，除非在此速度下另有措施使飞机在空中减速。

(3)除了考虑本条(a)款(1)项和(2)项规定的空速和载荷系数的情况外，起落架舱门、其操纵机构和支承结构还必须根据对飞机规定的偏航机动来设计。

1.1.1 条款意图

本规则规定了起落架作动系统的最低设计和适航要求，起落架收放机构、轮舱门和支承结构必须满足：

前起落架和主起落架收放机构、舱门、起落架支承结构在飞行过程中受到第 25.729 条(a)款(1)(2)(3)项要求的各种载荷条件下能够保持结构

完整性。要充分考虑起落架收放过程中可能出现的摩擦载荷、惯性载荷、刹车扭矩载荷、空气载荷和陀螺载荷的组合对起落架收放机构、轮舱门和支承结构的影响。

1.1.2 条款解析

第 25.729 条 (a) 款中有关载荷的要求，适用于起落架收放机构、起落架舱门和支承结构，第 25.729 条 (a) 款 (1) 项 (i) 目针对收上位置时飞行中的载荷，通常指轮舱门的气动载荷和起落架及其系统因质量引起的惯性载荷，第 25.729 条 (a) 款 (1) 项 (ii) 目针对起落架收放过程中的载荷，与襟翼位置、空速和载荷系数都有关，第 25.729 条 (a) 款 (1) 项 (iii) 目要求考虑襟翼放下时的任何载荷系数；第 25.729 条 (a) 款 (2) 项针对起落架处在放下位置时的飞行载荷，同样需考虑空速的影响；第 25.729 条 (a) 款 (3) 项还要求考虑偏航机动的情况。

第 25.729 条 (a) 款一般可通过设计文件及计算报告说明设计飞机起落架收放机构、舱门及其支撑结构考虑的各种工况的载荷，并筛选出对应严酷工况，对主起落架、前起落架、主起落架舱门、前起落架舱门等起落架部件进行计算分析和试验，判断起落架部件满足强度要求，同时可通过运动学/动力学分析、加载台架试验及飞行试验等，表明起落架收放过程中不会因空中载荷的影响而导致收放功能失效。

1.2 第 25.729 条 (b) 款意图及条款要求解析

第 25.729 条 (b) 款起落架锁 必须有可靠的措施能在空中和地面将起落架保持在放下位置。

1.2.1 条款意图

起落架收放必须设计有效锁定的运动机构。

1.2.2 条款解析

第 25.729 条 (b) 款要求有可靠的能够锁定起落架位置的机构，一般民用运输类飞机通过上位锁和下位锁实现位置锁定功能。

第 25.729 条 (b) 款通过设计文件说明在空中和地面将起落架保持在收上或放下锁定位置的相应设计考虑，并且进行正常状态下各种工况和故障状态下的试验、试飞验证锁定起落架位置的机构是可靠的。

1.3 第 25.729 条 (c) 款意图及条款要求解析

第 25.729 条 (c) 款应急操作 必须有应急措施可在下列情况下放下起落架：

- (1) 正常收放系统中任何合理可能的失效；或
- (2) 任何单个液压源、电源或等效能源的失效。

1.3.1 条款意图

起落架要有应急措施在正常收放失效的情况下可以放下起落架。

1.3.2 条款解析

第 25.729 条(c)款要求提供起落架应急放系统作为起落架正常收放系统放下功能的备份。

第 25.729 条(c)款通过设计文件说明起落架设置了应急放下系统，说明在正常收放系统失效或单个液压源、电源或等效能源失效下的应急放系统工作原理及应急放系统使用触发逻辑。通过试验模拟故障下切换至应急放系统、试飞验证应急放操作及性能，验证其功能在条款要求的失效情况下均正常。正常收放和应急放功能均应参考 AC25-7 的要求进行操作演示。

1.4 第 25.729 条(d)款意图及条款要求解析

第 25.729 条(d)款操作试验 必须通过操作试验来表明收放机构功能正常。

1.4.1 条款意图

必须通过正确的操作试验来验证起落架收放机构的功能正常。

1.4.2 条款解析

第 25.729 条(d)款是针对符合性方法的要求，需要通过操作试验验证收放系统工作正常。

1.5 第 25.729 条(e)款意图及条款要求解析

第 25.729 条(e)款位置指示器和警告装置 如果采用可收放起落架，必须有起落架位置指示器(以及驱动指示器工作所需的开关)或其它手段来通知驾驶员，起落架已锁定在放下(或收上)位置，该指示和警告手段的设计必须满足下列要求：

(1) 如果使用开关，则开关的安置及其与起落架机械系统的结合方式必须能防止在起落架未完全放下时误示“放下和锁住”，或在起落架未完全收上时误示“收上和锁住”。开关可安置在受实际的起落架锁闩或其等效装置驱动的部位；

(2) 当准备着陆时如果起落架未在下位锁锁住，必须向飞行机组发出持续的或定期重复的音响警告。

(3) 发出警告的时间必须足以来得及将起落架在下位锁锁住或进行复飞。

(4) 本条 (e) 款 (2) 项所要求的警告不得有容易被飞行机组操作的手动关断装置，以免其可能因本能、无意或习惯性反应动作而关断。

(5) 用于发生音响警告的系统设计必须避免虚假警告或不当警告。

(6) 用于抑制起落架音响警告的系统，其阻止警告系统工作的失效概率必须是不可能的。

1.5.1 条款意图

起落架在收上锁定位置及放下锁定位置时，必须设有位置指示和起落架在未能成功收上锁定或放下锁定时，必须有听觉警告以告知机组人员。（参考第 25.729 条 (e) 款 (2)、(5) 项）。发出告警的时间必须能使机组人员足够进行复飞或其他下一步措施（参考第 25.729 条 (e) 款 (3) 项）。告警装置应设计成不易使机组无意识或习惯性的关断（参考第 25.729 条 (e) 款 (4) 项）。

1.5.2 条款解析

第 25.729 条 (e) 款针对起落架系统位置指示和告警提出了详细要求，包括告警方式、告警触发机制与告警时间足够将起落架在下位锁锁住或进行复飞操作、告警抑制、虚警和误指示。

除过当起落架及其舱门已在着陆或收回位置固定时，其他时间告警灯符合触发条件时应被点亮。起落架收放系统的告警指示，如果使用的是灯光告警，则告警灯应与第 25.1322 条要求一致，绿灯指示应代表起落架在应在的收放位置并工作正常。

按照第 25.729 条 (e) 款 (2) 项要求设计的告警必须能在机翼襟翼、缝翼的任何构型下以及无论可用发动机数量为多少时都能正确告警。该告警能给飞行机组提供连续或周期性重复的起落架未放下的音响告警，告警时间必须足够充分，足以允许复飞或放下起落架并着陆。告警在着陆阶段应当不易被手动关断，因此，即使被关断，在着陆阶段也应当重新被触发。为了去除不恰当的音响告警，某些飞机采取了告警抑制系统，设计应将激活虚警或误告警的影响减至最低，必须证明，用于抑制起落架音响告警的系统，其失效可能导致告警系统不工作的情况是不可能的，关闭音响告警的操纵器件必须设计成飞行机组不会无意地操作，也不能设计成飞行机组习惯性的操作（比如，像驾驶盘上自动驾驶仪断开开关一样），当

手动操纵器件被置于静音位置时，必须有明显的提示或用其他方法通知机组。

产生告警的系统必须设计成消除虚警或不恰当的告警，不恰当的告警情况比如：

(1) 如果在起飞后一台发动机立刻失效，为减小阻力飞行员必须立即收起起落架并收回失效发动机的推力杆。这种状态立刻会导致不合时宜的音响警告出现。此外，对正在处理发动机失效的飞行机组来说，这很容易造成其注意力分散的危险；

(2) 当推力杆收回而起落架没有完全放下并锁定时发出音响警告。由于这种状态在初始下降阶段经常出现，而此高度并不适合放下起落架，所以飞行机组会立刻关闭这种警告。这种不合时宜的警告以及随后的关闭警告会分散飞行机组的注意力。一旦警告被关闭，在着陆前恰好需要时则无法给飞行机组提供警告；或在光洁或低速构型下低空飞行时（特殊操作）。

(3) 当襟翼放下到超过最大进场陆状态且起落架未完全放下并锁定时要发出音响警告。这对于活塞式发动机飞机是适合的，因为这种飞机的进近和起飞襟翼位置与着陆襟翼位置一般并不相同（前者一般更大）。但在现在的某些涡轮动力飞机上，其进近和起飞襟翼位置与着陆襟翼位置是相同的。对于这些飞机，符合上述条款要求会导致在起飞后起落架收起时发出不恰当的音响警告。此外，对多发飞机在单发不工作进近时会采用非标准推力杆和襟翼位置的状态，此时警告系统又无法发出警告。

(4) 在最后进近阶段以外的安全高度之上，使用自动或其他方式抑制告警，是可以接受的，但应该自动复位，以便下次进近时正确告警。

(5) 按照第 25.729 条(e)款要求，可安装告警抑制用于非正常或紧急情况，前提是飞行机组不易获得，即控制装置防止机组无意中启动告警抑制，但取消激活告警抑制对机组人员是明显可达的。

1.6 第 25.729 条(f)款意图及条款要求解析

第 25.729 条(f)款轮舱内设备的保护 位于轮舱内且对于飞机安全运行必不可少的设备必须加以保护，使之不会因下列情况而损伤：

- (1) 轮胎爆破（除非表明轮胎不会因过热而爆破）；
- (2) 轮胎胎面松弛（除非表明由此不会引起损伤）。

1.6.1 条款意图

需要考虑轮胎爆裂、胎面松动和机轮刹车温度造成的设备损坏的影响，应对起落架上安装的设备及轮舱内的设备进行保护。（参考第 25.729 条(f)款(1)(2)项、第 25.731 条(d)款及第 25.735 条(j)款）。

(1) 轮胎爆破作为一种特定风险设计工况，仅使用机轮易熔塞，不能作为一个完全可靠的预防措施。

(2) 当刹车过热时可能会损坏轮舱内设备，刹车温度指示应作为告警信息提供给机组。

1.6.2 条款解析

第 25.729 条(f)款明确要求要考虑轮胎爆裂和轮胎表面松弛对轮舱系统和设备的影响。造成轮胎损伤的可能原因包括外来物损伤、轮胎过热、压力过高、过载、压力不足或机轮组件失效（易熔塞失效）等原因。轮胎爆破事件不考虑概率，必须予以考虑。对于安装在轮舱内对飞机的安全飞行和着陆必不可少的设备，必须对其承受轮胎爆破造成的影响的能力进行评估。可用分析和试验来确定不同轮胎爆破的关键影响区域，再针对不同区域安装的设备的抗轮胎爆破能力进行分析，对重要设备采取适当的隔离和防护。

2. 可接受的符合性方法

为表明符合性，起落架收放机构应在结构、强度、系统及安装状态等层面提供所有设计特征，并通过分析计算和地面试验充分表明起落架收放机构可以在各种预期的运行条件下完成预定功能，并达到预期的安全水平；对于试验室试验无法验证的试验条件，还需通过飞行试验进行补充验证。对应各项条款要求，建议的符合性方法如表 25.729-1 所示。

表 25.729-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.729 条(a) 款	起落架		1	2		4						
第 25.729 条(b) 款	起落架		1			4		6				
第 25.729 条(c) 款	起落架		1			4		6				
第 25.729 条(d) 款	起落架					4		6				
第 25.729 条(e) 款	起落架		1	2		4		6				
第 25.729 条(e) 款	起落架		1			4						

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
(1) 项												
第25.729条(e)款 (2) 项	起落架		1					6				
第25.729条(e)款 (3) 项	起落架			2		4		6				
第25.729条(e)款 (4) 项	起落架		1					6				
第25.729条(e)款 (5) 项	起落架		1		3	4						
第25.729条(e)款 (6) 项	指示/ 记录				3							
第25.729条(f)款	总体		1			4						
第25.729条(f)款	强度			2								
第25.729条(f)款	EWIS				3							
第25.729条(f)款	起落架										9	
第25.729条(f)款	安全性				3							

(1) 技术说明 MC1 验证过程

(a) 通过系统描述说明起落架系统相关的起落架收起机构、舱门、起落架支承结构设计时考虑的载荷，以及载荷来源及验证要求，说明载荷覆盖了条款要求，结构完整性可得到保证。同时说明起落架收放运动机构设计考虑了这些载荷的影响，不会因载荷影响而导致收放功能失效，表明对第 25.729 条 (a) 款的符合性。

(b) 通过系统描述说明起落架具备何种位置保持功能，通过哪些零部件实现，如何保证该功能的稳定性，说明相应的设计考虑。说明起落架锁的安装位置，控制形式和控制逻辑。通常起落架锁的开启和锁止通过机械和电控装置实现，对于机械方式需说明机构设计的可靠，对于电控装置说明其工作逻辑，表明对第 25.729 条 (b) 款的符合性。

(c) 为表明对第 25.729 条 (c) 款的符合性，说明起落架系统设置了何种正常收放系统以外的应急放下系统，正常收放系统和能源系统的失效

对于应急放下系统的影响。说明应急放系统完全独立于正常收放系统，当发生能源失效时，应急放的工作原理和方式。

(d) 为表明对第 25.729 条 (e) 款的符合性，说明起落架系统位置指示和告警的设计考虑，语音告警和指示告警的逻辑与原理。语音告警要确保防止机组可能因本能、无意或习惯性反应动作而关断，其作用是当准备着陆时如果起落架未在下位锁锁住，向飞行机组发出持续的或定期重复的音响警告。

(e) 为表明对第 25.729 条 (f) 款的符合性，说明轮舱内的设备布局，以及分离、防护措施的有效性。

(2) 计算与分析 MC2 验证过程

(a) 针对起落架收放过程，通过分析计算，说明气动载荷不会影响起落架收放功能，表明对第 25.729 条 (a) 款的符合性。同时，通过分析计算验证起落架收放机构和飞机结构载荷满足载荷条款要求，包括静载荷、动载荷和疲劳载荷，分析时考虑陀螺载荷和刹车扭矩载荷对起落架系统的影响。

(b) 通过计算分析起落架着陆告警系统音响警告时间和起落架放下或复飞所需时间，表明告警时间符合要求，可支持机组采取下一步动作，以及对虚警率和测试性的计算来表明对第 25.729 条 (e) 款的符合性。

(c) 为表明对第 25.729 条 (f) 款的符合性，应通过计算分析确定轮胎爆破影响范围和爆破能量。对于轮胎爆破区域内产生的破坏程度进行分析，从系统安全性和结构完整性角度分析其危害可接受。经过强度分析表明采取的结构防护措施有效，可防护因轮胎爆破引起的损伤。

轮胎爆破模型的分析与验证可分为如下几个步骤：

(i) 计算分析轮胎爆破各种模式的破坏能量及辐射范围。计算不同情况下的轮胎碎片撞击机体，如轮胎碎片的大小、撞击的姿态、撞击的速度、以及撞击的角度等因素。

轮胎爆破模型基本由如下爆破模式组成：

- 1) 收在轮舱内或在地面时，轮胎爆破发生的气流喷流
- 2) 起落架收起时松弛胎面的静态或起飞速度下高速旋转
- 3) 起落架放下时甩胎
- 4) 起落架放下时轮毂脱离
- 5) 起落架轮舱内设备受超压影响

6) 系统或设备受刹车过热的影响

对于油箱口盖在上翼面的飞机设计, 轮胎爆破碎片可能不能直接冲击到上表面的口盖上, 但要考虑碎片冲击油箱变形形成压力波传递使油箱口盖溢出有危害的油液。

对冲击能量分析、系统设备隔离防护时还要考虑初始的轮胎失效还可能同时或相继产生的伴生的轮胎失效和碎片, (同一起落架轮轴上的另一侧轮胎), 即使轮胎具有双倍动态过载能力也需要考虑此情况。

起落架在放下、收放过程及收起三种工况中, 轮胎胎面均有可能发生胎面脱落, 胎条厚度为胎面加内铺层厚度, 除了甩动胎条的冲击影响, 还应考虑是否有可能甩动的胎条会击打并缠绕住周围的结构或设备将其拖拽的影响。

对于油箱结构保护和油箱穿透影响的判据: 如果大尺寸碎片打到受影响区域中的油箱, 可以以大尺寸碎片的速度, 抛射角度、质量定义出结构损伤的开口尺寸。燃油泄漏不应导致危险数量的燃油进入飞机可能造成危险的区域, 例如但不限于: 发动机进气口、APU 进气口、客舱进气口。应采取一切设计措施, 避免燃油与火源接触(轮胎失效叠加电气线路损坏导致起火)。应通过测试或分析, 或两者的结合来表明, 在每个发动机的正向推力条件和每个经批准的反向推力条件下, 都不会导致该失效模式。或者, 可以接受如下表明符合性的思路, 即证明大轮胎碎片在相应影响角度内不会造成在油箱的变形或断裂时燃料泄漏(包括通过油箱内压力波的冲击或裂隙使燃料泄漏)。小碎片在相应影响角度内不会影响油箱有危险后果的油液泄露。

(ii) 根据模型计算的结果, 筛选出最为严酷的撞击条件, 进行试验验证, 将试验数据与模拟数据进行对比分析, 修正仿真计算, 得到能够代表飞机真实情况或更为保守严酷的计算模型。

(iii) 完成飞机机体的局部精准建模, 根据模型和机体布局, 筛选出轮胎爆破时碎片可能扫掠冲击到的机体的典型结构如机身下壁板, 前起舱上壁板、机翼、起落架系统等位置。安全性分析受辐射区设备及管路丧失后对飞机的影响。

(iv) 根据影响分析结果对轮舱内设备及管路进行冗余备份或保护。

(v) 验证保护措施的有效性。

在型号初步设计时, 应给出计算的轮胎爆破能量, 但在表征符合性

时,应以审定型号的实际设计构型验证条款符合性。可以选择经过试验验证校准的模型 MC2 或者使用 MC4 作为符合性方法: 即当申请人选择 MC2 进行符合性表征时, 该模型中的假设参数及能量等数据应能真实表征型号设计的实际水平或者更严酷更具代表性, 并且经过试验校准, 计算分析对飞机各部分的影响后, 应试验说明其防护措施或设备本身的强度设计能够承受得住轮胎爆破的影响, 且试验结果与计算分析一致。当申请人选择 MC4 进行符合性表征时, 应先比较计算的能量与实际飞机能量, 比如斜交胎的喷流破口形状趋向于 X 形, 而空气喷流圆锥爆破模型是纯理论的, 不代表实际的轮胎爆破破口形态。若计算的能量较为严酷或更有代表性, 才可作为验证试验的输入。

(3) 安全性评估 MC3 验证过程

(a) 为表明对第 25.729 条 (e) 款的符合性, 应通过安全性分析, 表明音响告警系统虚警率符合要求, 证明用于抑制起落架音响警告的系统阻止警告系统工作的失效概率每飞行小时小于 10^{-5} 。

(b) 为表明对第 25.729 条 (f) 款的符合性, 应通过安全性分析, 分析轮胎爆破对轮舱内设备造成的影响乃至对飞机造成的影响, 并筛选出一二类事件, 确认加装防护措施或分区隔离后, 是否能将一二类事件降低为三类及以下等级事件, 保证飞机安全。

(4) 试验室试验 MC4 验证过程

(a) 为表明对第 25.729 条 (a) 款的符合性, 根据确定的载荷, 通过起落架收放机构、起落架舱门和支撑结构的强度试验证明设计已考虑条款中要求的载荷要求, 同时验证载荷计算的准确性和一致性。试验时考虑静载荷、动载荷和疲劳载荷, 此外, 还需考虑摩擦载荷、惯性载荷、刹车扭矩载荷等起落架各工况载荷。试验的严酷状态包括起落架收放过程中, 处于最大收放速度和最大侧滑角的不利影响情况; 起落架收放机构在打开过程中的不同姿态, 以及起落架舱门的不同角度; 对于起落架舱门, 考虑起落架处于收起状态, 飞机进行高速巡航时起落架舱门所承受的气动载荷; 对于第 25.729 条 (a) 款中的支承结构, 重点考虑连接方式的影响。

此外, 进行收放功能试验验证空载情况下前、主起落架收放和起落架应急放功能; 同时通过在起落架运动机构上模拟施加载荷验证起落架收放功能, 说明满足相应的设计要求。

(b) 为表明对第 25.729 条 (b) 款的符合性, 通过起落架系统试验室试

验来验证起落架系统的位置保持功能。验证时考虑飞行载荷、地面载荷对于起落架位置保持功能的影响，机构耐久性的影响。

试验验证在起落架收放时，起落架锁上锁功能，对于电控装置控制的起落架锁，验证故障状态下的起落架上锁功能。同时，通过机构耐久性试验表明收放系统在进行设计时已充分考虑了可靠性的要求。依据设备安装位置对应的工作环境，按 D0-160G 的要求完成相应的设备环境试验。

(c) 为表明对第 25.729 条 (c) 款的符合性，通过台架试验和铁鸟试验验证应急放下功能，模拟各类失效和气动载荷对于应急放下系统的影响，验证应急放系统的耐久性以及难以在试飞过程中模拟的告警信息，表明应急放以及相关指示、告警正常。

(d) 为表明对第 25.729 条 (d) 款的符合性，通过铁鸟试验模拟起落架系统收放操作，评估操纵器件布置的合理性，操作程序的正确性，试验结果表明均符合要求。试验中必须模拟出各种故障状态下，验证这些状态下的收放功能，按正常操作和应急操作完成试验室试验。

(e) 为表明对第 25.729 条 (e) 款 (1) (3) (5) 项的符合性，通过试验室试验表明开关的安置方式能防止起落架收放状态的误指示，通过试验室试验表明告警的时间符合要求，可支持机组采取下一步行动，通过试验室试验验证告警系统的虚警率符合要求。

(f) 为表明对第 25.729 条 (f) 款的符合性，轮胎爆破模型可以借鉴 AMC25.734，也更推荐通过试验室试验来修正模型以更符合实际飞机设计情况。

(5) 飞行试验 MC6 验证过程

(a) 为表明对第 25.729 条 (b) 款的符合性，通过飞行试验，验证起落架系统的位置保持功能，验证时设置系统各种失效模式，以及运行环境的影响，如飞行速度、高寒等不利条件。对于收上上锁要考虑起落架收放机构运动过程中气动载荷、飞行姿态对于起落架锁的影响；对于放下上锁，考虑能源失效的影响。

(b) 为表明对第 25.729 条 (c) 款的符合性，通过试飞验证应急放功能，考虑速度、偏航等对应急放功能的不利影响，表明发生能源失效时，在最不利起落架放下的姿态下能够实现应急放功能，飞行员操作可接受。

(c) 为表明对第 25.729 条 (d) 款的符合性，在试飞过程中实施收放起落架的操作，通过飞行员评估在正常飞行状态和故障状态下起落架收放

功能，评估操作程序的合理性和可执行性，评估飞行员负担的可接受程度，评估结果满足要求。

(d)为表明对第 25.729 条(e)款的符合性，通过飞行试验的方法，证明起落架音响警告的逻辑正确，系统发出告警的时间足以来得及重新将起落架在下位锁锁住或进行复飞，并且通过飞行员评估不会因本能、无意或习惯性反应动作而关断该告警。

(6) CTSO 设备鉴定 MC9 验证过程

(a)为表明对第 25.729 条(f)款的符合性，通过 MC9 来表明起落架下机轮及刹车装置、轮胎等 CTSO 产品满足相应技术标准规定的符合性。

3. 需要说明的其它问题

3.1 审定计划

申请人应拟定一份审定计划包含表明起落架收放机构符合性的内容，并尽早提交审查组。该审定计划要覆盖各个专业的符合性，至少包括如下项目：

- (1) 型号描述和计划表；
- (2) 起落架收放机构、系统及轮舱保护的描述，包括与飞机的接口等；
- (3) 系统安全性分析计划；
- (4) 审定基础和对应每一条款和专用条件的符合性方法；
- (5) 试验验证项目清单和计划；
- (6) 制造符合性检查计划；
- (7) 持续适航文件的计划；
- (8) 符合性文件。

3.2 软件

《RTCA DO-178 ()》定义了一种可接受的方式，可以使用 RTCA DO-178 的最新版本用于表明起落架收放控制与告警系统软件的符合性。

3.3 复杂电子硬件

任何包含复杂电子硬件的起落架收放控制与告警系统硬件可以使用 RTCA/DO-254《机载电子硬件设计保证指南》的最新版本以表明复杂电子硬件的符合性。

AC 25.731 机轮

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.731 条款指定的安全意图是，在机轮具备了 CTS0-135a 要求的设计性能，取得了 CTSOA 后，如果要装机使用，仍要满足特定机型平台设计对机轮分配的静载荷、限制载荷以及与刹车系统兼容匹配性等要求，才能满足装机批准的要求，保证飞机的相应功能性能。

1.1 第 25.731 条(a)款要求解析

第 25.731 条(a)款是主机轮和前机轮的合格鉴定要求。“主机轮和前机轮必须经批准”就是说“主机轮和前机轮的最低性能指标必须符合技术标准规定 CTS0-135a 要求或经适航当局认可”。最低性能要求包括防火、设计和构造要求、标准试验条件下的最低性能、标示、使用说明及限制、安装程序及限制等。

1.2 第 25.731 条(b)款要求解析

第 25.731 条(b)款专门针对主机轮和前机轮的最大静载荷额定值提出要求。每一个机轮的最大静载荷额定值的确定应满足最严重条件下的使用。应采用最严重的中心位置即临界重心位置与最大设计重量的组合来确定每一机轮的最大静载荷额定值。对于前机轮，采用极限前重心与最大设计重量的组合来确定每一机轮的最大静载荷额定值。对于主机轮，采用极限后重心与最大设计重量的组合来确定每一机轮的最大静载荷额定值。针对该条款的符合性验证，首先需要根据飞机的设计最大重量和临界重心位置计算出最大静载荷，然后通过 TSO 试验确定机轮的最大静载荷额定值，最后比较两者应得出最大静载荷额定值要大于计算最大静载荷才能满足条款要求。

1.3 第 25.731 条(c)款要求解析

第 25.731 条(c)款专门针对机轮的最大限制载荷额定值提出要求。该值不能小于按照第 25.471 条～第 25.511 条确定的最大径向限制载荷，且该最大径向限制载荷应结合地面载荷进行计算。该最大限制载荷额定值应满足起落架在各种地面操纵情况下的要求，包括着陆、滑行和其他地面运行情况。针对该条款的符合性验证，首先需要按第 25.471 至第 25.511 条所要求的各种载荷情况进行计算得出的每一机轮最大径向限制载荷、最大径向/侧向载荷组合要求中最严酷的要求，然后通过 TSO 试验确定机轮的最大限制载荷额定值，该额定值应不小于上述计算得到的最大限制载荷才能满足条款要求。

1.4 第 25.731 条(d)款要求解析

第 25.731 条 (d) 款主要要求提供防止过压爆裂的保护措施。这些措施应能够防止机轮或轮胎组件因过度压力造成的机轮失效和轮胎爆裂，包括设计和结构上的改进，如机轮安装过压保护装置等。针对该条款的符合性验证，需要证明每一机轮必须有防止因过度压力作用引起机轮失效和轮胎爆裂的措施，并对措施进行试验验证。通常机轮采用安全释压阀之类的过压保护设备进行过压释放，因此需要对该类设备进行设备鉴定试验。

1.5 第 25.731 条 (e) 款要求解析

第 25.731 条 (e) 款是对刹车机轮的要求。对于该条款的符合性验证，刹车机轮需要满足第 25.735 条中使用的要求。包括机轮和刹车组件必须经过批准，即机轮和刹车组件的最低性能指标必须符合技术标准规定 CTS0-135a 要求或经适航当局认可。必须确定每一个机轮、刹车和轮胎组件的停止刹车动能吸收要求。高动能测功器停止后的刹车状态下，不能发生刹车组件的火情。机轮和刹车与飞机及其系统的兼容性必须经过试验验证。由于飞机刹车摩擦材料的复杂性，行业和有关部门普遍不鼓励在同一架飞机上混合来自不同供应商的摩擦部件，或混合来自不同制造商的机轮和刹车组件。一般来说，大型运输类飞机虽然通常会选择多个机轮和刹车供应商（例如，多个原始 TS0 持有人）为特定型号的飞机提供机轮和刹车组件，但不鼓励将不同供应商的机轮和刹车组件混合使用，通常会限定使用相同供应商的机轮和刹车的 TS0 产品，以避免刹车能量分配不均；刹车、起落架与飞机的动态交叉耦合不良；振动和/或热控制退化降级；需要对每个机轮和刹车组件有独特的刹车控制系统防滑调整要求等等潜在问题。一般不允许不同机轮厂商生产的机轮产品在同一飞机上混装。

2. 可接受的符合性方法

为表明符合性，针对第 25.731 款，一般采用 MC1、MC2、MC4、MC9 等符合性方法，如表 25.731-1 所示。

表 25.731-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.731条	起落架		1	2		4					9	

各项符合性验证具体工作如下：

(1) MC1 验证过程

(a) 通过机轮描述说明机轮装有释压阀设备用于过压保护，并详细说明过压保护设备的工作原理、安装数量、安装位置和接口方式，表明对第 25.731 条 (d) 款的符合性。

(b) 通过符合性说明报告表明对第 25.731 条 (e) 款的符合性。首先识别出第 25.735 条中适用于刹车机轮的要求，然后通过引用第 25.735 条中各适用条款的符合性结论来表明刹车机轮对第 25.731 条 (e) 款的符合性。第 25.735 条款中适用于刹车机轮的要求应至少包括第 25.735 条 (a)、(f)、(j)、(k) 款的内容。

(2) MC2 验证过程

通过分析/计算文件，分析设计最大重量和临界重心位置计算对应的地面静反作用力，确定机轮的最大静载荷额定值。按照第 25.471 条至第 25.511 条所要求的各种载荷情况，计算出机轮最大径向限制载荷及最大径向/侧向载荷组合要求中的最严酷值，再引用 CTSO 试验中验证得到的机轮的最大静载荷额定值和最大限制载荷额定值，说明最大静载荷额定值应大于地面静反作用力，最大限制载荷额定值应大于计算出的最大径向限制载荷，表明对第 25.731 条 (b)、(c) 款的符合性。

(3) MC4 验证过程

通过试验室试验，验证机轮的过压破裂保护措施的有效性以及通过惯性台系统联试验验证机轮与刹车系统的兼容性。

(4) MC9 验证过程

(a) 因机轮为技术标准规范产品，如果选用国内供应商的机轮，故必须取得满足 CTSO-135a 技术标准要求的 CTSOA 证。如果选用国外供应商的机轮，则须先获取供应商所在国的技术标准规范产品证，再根据两国适航双边协议情况，视情申请获得 CAAC 的 VDA 或 CTSOA，表明对第 25.731 条 (a) 款的符合性。通过 MC9 中 TSO 试验，验证机轮的最大静载荷额定值和最大限制载荷额定值。最后须说明最大静载荷额定值应大于地面静反作用力，最大限制载荷额定值应大于计算出的最大径向限制载荷，表明第 25.731 条 (b)、(c) 款的符合性。

(b) 通过对过压保护设备完成 MC9 设备鉴定试验，证明该设备能在各类工况下正常工作，表明对第 25.731 条 (d) 款的符合性。

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.733 条款指定的安全意图是，确定由 CTS0-C62e 条要求的轮胎性能满足确定飞机的最低性能要求，经过装机验证及批准才可以装机使用，达到与机轮及刹车的兼容性要求，满足飞机安全起降着陆的性能要求。

1.1 25.733(a) 条款要求解析

第 25.733 条 (a) 款要求轮胎的速度和载荷额定值必须经批准。此处批准的一般含义是指轮胎需获得局方颁发的技术标准规定项目书，即 CTS0A。由于轮胎是 CTS0 件，因此本款隐含的要求是轮胎必须符合 CAAC 颁布的技术标准 CTS0-C62e 的要求，并获得 CAAC 颁发的 CTS0A，或者进行随机审查，随 TC 一起被批准。当飞机使用的轮胎来自他国供应商，则该轮胎须获得供应商所在国适航当局颁发的 TSOA 证书，然后获得 CAAC 的 VDA 认可或者重新申请 CAAC 的 CTS0A。

对于单轮起落架轮胎，其选取原则是控制轮胎速度额定值和轮胎载荷额定值。

轮胎速度额定值是轮胎为符合 CTS0 标准经试验验证的最大地面速度，本款要求该值在临界条件下不会被超过。按照 AC 25-22，这里的临界条件就是指飞机起飞或着陆速度的极限条件，这个极限条件是通过评估飞机起飞/着陆时在各种装载状态和各种使用环境的最不利组合条件。这种情况下的临界条件是确定轮胎额定速度的基础，例如最不利组合条件为超速超重着陆，则超速着陆的速度也不能超过批准的额定速度。

轮胎载荷额定值是轮胎在指定充气压力下容许的最大静载荷。主起轮胎载荷要考虑飞机重量和重心的临界组合，其载荷额定值应大于或等于按第 25.733 条 (a) 款 (1) 项确定的载荷。前轮轮胎的额定载荷则按第 25.733 条 (b) 款确定，但第 25.733 条 (b) 款 (2) 项和第 25.733 条 (b) 款 (3) 项规定的动载除外。静载对单轮和多轮都适用。

1.2 25.733(b) 条款要求解析

第 25.733 条 (b) 款 (1) 项用于确定前轮轮胎的静载荷。静载荷是飞机处于地面停机状态，对应飞机重量（直到最大机坪重量）和重心位置的临界组合情况的最大静反力，同时需要检查该静载荷不大于轮胎的载荷额定值。

第 25.733 条 (b) 款 (2) 项和 (3) 项用于确定前轮轮胎的动载荷。动载

荷对应两种状态：一是对应飞机设计着陆（直到最大着陆）重量和重心位置的临界组合，重心处 0.31 航向载荷系数实际对应第 25.735 条 f 款 (1) 项中飞机 3.04 m/s^2 的设计着陆滑跑减速率。另一种情况对应飞机最大设计起飞（直到最大停机坪）重量和重心位置的临界组合，重心处 0.2 航向载荷系数实际对应第 25.735 条 (f) 款 (2) 项飞机 1.83 m/s^2 的着陆滑跑减速率（该情况相当于 RT0，即中断起飞情况）。按第 25.733 条 (b) 款 (2) 项和 (3) 项规定的状态分别计算出轮胎的动载荷，取其大者为轮胎的最大动载荷，检查它是否小于 1.5 倍前轮轮胎的载荷额定值。

1.3 25.733(c) 条款要求解析

第 25.733 条 (c) 款适用于轮轴上装有两个或两个以上的机轮和轮胎组件时起落架的轮胎选择。在选择轮胎时，可认为一个起落架上的载荷是平均分配到该起落架上得到每一个轮胎上。关于轮胎速度和载荷额定值的批准要求，对于运输类飞机，对应于飞机重量（直到最大重量）和重心位置最临界组合的主轮轮胎载荷还应考虑 7% 的裕度。详见上述第 25.733 条 (a) 款和 (b) 款的要求解析。

1.4 25.733(d) 条款要求解析

第 25.733 条 (d) 款是对轮胎与周围结构或系统间距的要求。在飞机服役过程中发现，轮胎长时间使用后，尺寸会发生变化，从而影响起落架正常工作，进而影响飞机安全。预期使用的最大尺寸状态是指充气轮胎在使用后、在高速旋转下、或在环境温度的影响下，其直径和宽度尺寸会增大。一般来说其直径和宽度的最大膨胀量可按磨损到临界尺寸充压后的膨胀量，加上高速旋转离心力作用下的膨胀量来考虑。在轮胎安装时需要考虑生产制造公差和尺寸的增加，防止轮胎在使用过程中因尺寸增大而影响起落架的正常工作，因此需要考虑足够的间隙。

1.5 25.733(e) 条款要求解析

第 25.733 条 (e) 款是针对重量超过 34,050 公斤的飞机提出其轮胎充气的要求。第 25.733 条中对飞机轮胎要求的载荷和速度额定值进行了要求，并须表明轮胎适合其预期的使用目的。此外，轮胎应按照 CTS0-C62e 规定的功能性能进行批准，这意味着轮胎已经经过严格的动态测试，并根据被批准的生产制造过程和质量控制体系进行生产。使用经验表明，飞机轮胎具有良好的强度和耐久性，但在运输类飞机飞行过程中，仍然发生轮胎失效的事故，绝大多数的轮胎失效属于轮胎爆破。CTS0-135a 中要求机

轮中应设计过压过热保护装置, CTS0-C62e 中要求轮胎应具有耐压等性能, 但是不可能设计一种易熔塞在轮胎爆破的时刻仍然有效, 所以对于轮胎厂家来说, 较多采用防止轮胎爆破的设计方法, 作为 TC 申请人应考虑轮胎爆破后的安全设计。基于试验数据, FAA 于 1973 年确定了轮胎内需要充有至少 95% 的氮气或其他惰性气体, 轮胎内温度达到 354.44℃ (670°F) 时轮胎压力没有变化。第 25.733 条 (e) 款规定了对于最大审定重量超过 34050 公斤 (75000 磅) 的飞机, 为满足有刹车的机轮上的轮胎防止轮胎爆破的有关要求, 必须用干燥氮气或表明为惰性的其它气体充气, 使轮胎内混合气体的氧体积含量不超过 5%。

2. 可接受的符合性方法

针对第 25.733 条, 采用的符合性验证方法包括 MC1、MC2、MC7、MC9, 各项符合性方法的关注点如下, 如表 25.733-1 所示。

表 25.733-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.733条	起落架		1	2					7		9	

针对第 25.733 条, 采用的符合性验证方法包括 MC1、MC2、MC7、MC9, 各项符合性验证具体工作如下:

(1) MC1 验证过程

(a) 应通过轮胎间隙设计说明起落架上所装的轮胎在服役中预期最大尺寸值, 并且通过说明轮胎与周围结构件和系统设备的间隙要求和布置方式, 来表明轮胎是如何避免与其它设备或结构件的干涉问题, 表明对第 25.733 条 (d) 款的符合性。

(b) 对于最大审定重量超过 34050 公斤 (75000 磅) 的飞机, 建议通过轮胎充填气体设计说明已用干燥氮气或表明为惰性的其它气体充气。轮胎充填的气体应有明确的规格说明, 表明轮胎内混合气体的氧体积含量不超过百分之五, 能满足条款的要求, 表明对第 25.733 条 (e) 款的符合性。

(2) MC2 验证过程

(a) 按照第 25.733 条 (a) 款, 当起落架轮轴上装有单个机轮和轮胎的组件时, 通过计算飞机重量 (通常取最大停机坪重量) 和重心位置的最临界组合情况下的主起轮胎上的载荷, 得到主起轮胎的静载荷; 通过计算飞

机重量（通常取最大停机坪重量）和重心位置的最临界组合，重心处有 1.0g 的向下作用力情况下的前轮轮胎上的载荷，得到前起轮胎的静载荷。

对于轮胎额定速度，应具体分析轮胎在临界条件工况下的速度，并表明该速度不会超过额定速度。

(b) 按照第 25.733 条 (b) 款三条不同要求计算出前起轮胎的静载荷，然后计算的载荷不大于轮胎的载荷额定值才能满足本款要求。具体要求为通过计算飞机重量（通常取最大停机坪重量）和重心位置的最临界组合，重心处有 1.0g 的向下作用力情况下的前轮轮胎上的地面静反作用力，验证小于等于载荷额定值。通过计算飞机重量（飞机最大着陆重量）和重心位置的最临界组合，重心处有 1.0g 的向下作用力和 0.31g 的向前作用力情况下的前轮轮胎上的地面反作用力，验证小于等于载荷额定值的 1.5 倍。通过计算飞机重量（通常取最大停机坪重量）和重心位置的最临界组合，重心处有 1.0g 的向下作用力和 0.20g 的向前作用力情况下的前轮轮胎上的地面反作用力，验证小于等于载荷额定值的 1.5 倍。

(c) 按照第 25.733 条 (c) 款，当起落架轮轴上装有一个以上的机轮和轮胎的组件时（如双轮或串列双轮），通过计算飞机重量（通常取最大停机坪重量）和重心位置最临界组合情况下的每一主起轮胎上的载荷，乘以系数 1.07 后，验证小于等于载荷额定值。通过计算第 25.733 条 (b) 款 (1) 项至 (3) 项条件下每一前轮轮胎上的载荷，验证小于等于前起轮胎载荷额定值。

对于轮胎额定速度，应具体分析轮胎在临界条件工况下的速度，并表明该速度不会超过额定速度。

(3) MC7 验证过程

通过机上检查的方式检查轮胎间隙，一般通过起落架收放运动，观察在收放过程中和收起放下状态是否与周围零部件发生干涉。为便于检查，还可在轮胎上涂以颜色醒目的颜料，待起落架收放完成后通过观察是否有设备或结构件沾上颜料来判断是否满足间隙要求。如果设备或结构件没有沾上颜料，则能表明对第 25.733 条 (d) 款的符合性。

(4) MC9 验证过程

(a) 因轮胎为技术标准规范产品，如果选用国内供应商的轮胎，则必须取得满足 CTS0-C62e 技术标准要求的 CTS0A 证。如果选用国外供应商的轮胎，则须先获取供应商所在国的技术标准规定项目书，再根据两国

适航双边协议情况，视情申请获得 CAAC 的 VDA 或 CTSOA。

(b) 通过 TSO 试验，验证轮胎的载荷和速度额定值，并说明轮胎的载荷额定值大于计算得到的轮胎静载荷，速度额定值大于临界条件下的速度，表明对第 25.733 条 (a)、(b)、(c) 款的符合性。

AC 25.731 (e) 和 25.735 刹车和刹车系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本指南主要涉及第 25.731 条 (e) 款机轮和第 25.735 条 机轮刹车。第 25.731 条对机轮提出了要求，第 25.731 条 (e) 款明确要求，每一刹车机轮必须满足第 25.735 条的要求，除此之外无其他具体要求。

第 25.735 条对刹车系统提出了要求，最初目的是从确定合理使用着陆刹车寿命研究演变而来。该因素仍保留在现行有效的第 25.735 条 (f) 款中，该款要求证明刹车系统具有在最大着陆重量着陆所导致的能量的吸收能力，并与 TSO-C135 的刹车能量鉴定试验直接相关。经过多次修订，本条款主要用于飞机刹车系统功能和性能审定，分别对刹车系统能力、刹车的控制、停留刹车、防滑系统、动能能量、高动能测功器停止后的刹车状态、储备能量系统、刹车磨损指示器、过热爆裂保护和刹车兼容性提出了具体要求，是刹车系统审定的核心条款，确保飞机刹车系统在功能正常或失效情况下能安全刹停飞机。

2. 可接受的符合性方法

2.1 批准

(1) 第 25.735 条 (a) 款规定每个由机轮和刹车组成的组件必须经过批准。装有经指定且经批准的轮胎类型及尺寸的每个机轮和刹车组件，需结合飞机型号合格审定过程或审查方的其它批准方式，以表明满足技术标准规定 CTSO 的最低标准和性能要求。此规定同样适用于机轮和刹车组件或部件的更换、改型和翻新，无论这些更改是由原装置制造厂商 (OEM) 还是其他人做出的。此外，机轮、刹车和刹车系统的部件应该设计成：

(a) 在飞机审定运行条件下，承受其可能遭受的所有单独的和组合作用的压力和载荷。

(b) 承受同时施加正常和应急刹车功能，除非已采取充分的设计措施防止这种突发情况。

(c) 在无辅助冷却设备 (如冷却风扇) 情况下，需满足能量吸收要求。

(d) 在任何可能的地面速度和地面条件，或在任何运行条件下（如收上或放下），不会引起不可接受的振动。

(e) 防护外来物质或材料（水、泥、油和其它物品）的入侵或影响，使机轮和刹车装置能保持较好的性能。经过初始的飞机审定后，任何新增的机轮和刹车装置都要符合第 21.101 条（一）和（二）中适用的适航要求，以消除对飞机刹车控制和刹车性能有不利后果的情况。这包括单独使用经过改装的刹车（例如，作为一个成套设备）或与 OEM 的刹车一起使用的情况，以及分别批准的刹车组件的混合使用情况。

(2) 翻新和大修的设备。翻新和大修的设备是由相应的原设备制造商（OEM）或其授权单位，依照原设备制造商的部件维修手册（CMM）和相关检修和维护文件，进行大修和维护的设备。必须证明所有翻新的构型，符合适用的 CTSO 和飞机制造商的规范。还必须验证各种混用的刹车装置构型组合的性能是兼容的，这些组合包括翻新的、大修的和新的刹车。必须保证飞机飞行手册的刹车性能、起落架和飞机结构完整性均无不利改变。

(3) 更换和改型的设备。更换和改型设备包括改动任何已批准的，且在本 AC 2.1 (2) 中没有提及的机轮和刹车装置。建议与飞机制造商协商试验的范围。特别要注意与原刹车系统主要参数（例如刹车力矩、能量容量、振动、刹车灵敏度、动态响应、结构强度和磨损状态）的潜在差别。如与先前已批准的设备进行比较，则试验件（要改变的部件除外）、试验条件、试验程序及用于开展对比试验的试验设备，均应具有可比性。对于机轮和刹车装置试验，轮胎尺寸、制造商以及试验用的轮胎铺层厚度额定值都应是相同的，并且轮胎状态应该是相当的。对于热库组件、结构件（包括机轮）以及摩擦元件的更改，申请人必须提供其可接受性能和与飞机及其系统兼容性的证据。

(a) 小改。只要不更改摩擦元件，对刹车的改动可以看作是小改动。提出的改动不能影响飞机停止性能、刹车能量吸收特性以及飞机或机轮和刹车装置的持续适航性（例如，振动或热的控制、刹车收回的完好性）。申请人有义务提供技术上的证据证明所做更改是小改。

(b) 大改。超出了原设备供应商部件维修手册许可范围机轮组件的更改，由于潜在的适航性问题，应被视为重大改动。

(c) 以往经历表明必须持续监控（通过测功器试验）摩擦元件的摩擦

和能量吸收能力，以保证其在飞机项目全寿命周期中能被保持。监控计划可补充发现和改正不可接受的偏离。申请人应该向责任审查部门提交监控计划，以保证产品的持续适航性。

(d) 由于不同的摩擦元件、特定的刹车控制调校等因素的复杂性，来自不同供应商的机轮和刹车组件（在同一架飞机上）的混用一般不被接受。

2.2 刹车系统能力

(1) 刹车系统应该设计成系统的单个故障不会降低飞机的停止性能，使其停止距离超过正常刹车停止距离的 2 倍（参考第 25.735 条 (b) 款 (1) 项）。系统中部件的破裂、泄漏和卡滞以及能源丧失都属于失效。该系统的部件包括传输飞行员的刹车指令产生实际刹车力的所有部件。单一原因造成的多重失效应该属于单点失效（例如，单个轮胎失效导致两个或两个以上液压管破裂）。除非表明刹车装置里的子部件，例如刹车盘和作动器（或等效装置）的密封元件损坏引起的液压渗漏不会使刹车效率低于第 25.735 条 (b) 款 (1) 项的要求，否则这些装置均应视为是连接元件或传动元件。

(a) 在正常刹车系统失效时，为满足第 25.735 条 (b) 款 (1) 项规定的刹车距离要求，通常的做法是提供一个备用的刹车系统。正常刹车系统和备用刹车系统应是相互独立的，由分开的能源提供动力。正常系统失效后，应能快速而安全的实现向备用系统（无论是手动方式还是自动方式）的切换和向备用系统的供能。切换时，无论刹车使用与否，都不能产生机轮锁死的风险。

(b) 为了把由单一原因造成的刹车系统完全失效的可能性减至最低，刹车系统及其部件应被隔离或适当屏蔽。

(2) 可以用下述方法验证第 25.735 条 (b) 款 (2) 项的符合性：

(a) 表明泄漏的液体不会倾洒到刹车或任何可能点燃液体的组件上；

(b) 表明液体不可点燃；或

(c) 表明最大量泄漏量的液体不足以维持火情。

(3) 另外，如有起火情况应表明产生的火情是无危险的，可考虑的有起落架几何形状、易受火影响的设备和安装位置、系统状态、飞行模式等因素。如果液压系统中允许使用多种液体，应验证所有液体的符合性。

2.3 刹车控制

(1) 刹车力应随着施加于刹车操纵器件的力或运动的增减而逐渐的增减（参考第 25.735 条(c)款(1)项）。为获得安全和令人满意的刹车操纵，刹车力应尽快对操纵器件做出响应。单独的停留刹车控制，不需要逐渐的施加。当要通过人工刹车获得更高刹车力时，无须关闭停留刹车。

(2) 如果安装了自动刹车系统（参考第 25.735 条(c)款(2)项），应可预先选择不同的刹车减速率（例如，低、中、高），并在接地后自动施加，并应该给飞行员提供一个与其他刹车操纵器件分开的装置，可以用它在接地前启用或解除该系统。

(3) 自动刹车系统的设计应该进行完整性和无危害评估，包括关键部件的潜在失效概率和后果，并且自动刹车系统不能干扰非自动刹车系统。自动刹车系统中的单个失效不得危及飞机的非自动刹车系统。批准在中断起飞过程中使用的自动刹车系统，应该有单独的中断起飞模式选择位置，并可在起飞前设置该中断起飞模式。

2.4 停留刹车

应表明停留刹车能够在所有允许的运行状态下（符合主最低设备清单(MMEL)）防止刹车机轮转动。用给定的发动机功率设置和在干燥水平跑道表面上最不可能打滑的飞机构型（例如，地面重量、重心、位置和前轮（或尾轮）偏转角）（参考第 25.735 条(d)款）来演示停留刹车。不强制要求“其它”发动机使用地面慢车推力，但较高水平的推力可防止由于发动机推力不对称引起的飞机运动。当能获取可靠的试验数据时，采用其它的验证方法代替飞机试验是可以接受的。

(1) 为了表明对停留刹车在没有完全释放时需要指示的要求的符合性，指示方法应该与刹车实际施加状态关联，而不是与刹车选择开关（或刹车控制器件）相关联，其目的是尽量减少在刹车和停留刹车状态检测点之间的失效引起的指示错误。

(2) 停留刹车操纵器件，不论是否与应急刹车控制装置独立，都应该用文字“停留刹车”（“Parking Brake”）对刹车操纵器件进行标注，并应构造成，一旦施加就可保持在所选的位置上，而无需飞行机组进一步关注。停留刹车操纵器件的位置应该使误操作不可能发生，或采用适当的保护方法使其免于误操作。

2.5 防滑系统

(1) 如果飞机装有防滑系统（参考第 25.735 条(e)款），应该保证除

非是飞行员指令刹车，该系统的单个失效不会导致刹车的施加。当防滑系统失效时，应该有措施允许在无防滑的情况下继续刹车。这些措施可以是自动的，也可以是飞行员控制的，或是两者共同实施的。

(2) 可以通过下述方式来符合第 25.735 条 (e) 款 (1) 项和 (e) 款 (2) 项的要求：

(a) 引起防滑系统失效的故障，不应妨碍飞行员的人工刹车控制，且通常应能指示该失效。机轮、刹车或轮胎的损坏不应妨碍未受影响的机轮、刹车和轮胎组件的防滑系统的功能。

(b) 无需进行飞行前或着陆前的调整或选择，在全部轮胎与跑道摩擦系数以及道面条件的范围内，防滑系统都应能够提供满意的刹车性能。摩擦系数的适用范围应包括干的、湿的和被污染的表面，以及有沟槽和无沟槽的跑道的情况。

(c) 使用“无需外部调整”的表述，是指一旦在型号审定的预期运行条件范围内对防滑系统进行了优化，再通过起飞前或着陆前调整设备来达到预期防滑能力的方式是不可接受的。例如，在高摩擦系数 μ 的跑道上起飞后，无需为获得满意的刹车性能而在着陆前进行特定选择，以便在被污染的低摩擦系数 μ 的跑道上着陆。

(d) 应表明防滑装置施加的刹车循环频率不会造成起落架过载。防滑装置不应在刹车液压系统中产生对正常或应急刹车系统和部件不利的冲击压力。

(e) 该系统应该兼容所有许用的轮胎尺寸与型号组合，以及所有容许的刹车和轮胎磨损状态。如果允许使用不同类型的或不同制造商的刹车，应该证明其兼容性，或采用适当的措施确保杜绝非预期的组合情况。

(f) 无论是由飞行员还是自动刹车系统（如果已安装）来指令刹车，防滑功能都必须能够在机轮/轮胎打滑时松刹车。

2.6 动能容量

每个轮胎、机轮和刹车组件的动能容量应至少等于该组件在停止时将吸收的飞机总能量的那一部分，热库在停止开始时处于一个确定的状态（参考第 25.735 条 (f) 款）。

(1) 停止动能的计算

(a) 每个机轮和刹车组件的设计着陆停止、最大动能加速停止和最严酷着陆停止的刹车动能吸收要求应按下述任一方法计算：

(i) 对刹车机动的一系列的预期事件进行保守合理分析；或

(ii) 在刹车操纵开始前，根据飞机动能直接计算。

(b) 当采用合理分析方法确定轮胎、机轮及刹车组件动能吸收要求时，需要用到初始刹车时保守的飞机速度值、轮胎与跑道间的预期摩擦系数范围、气动阻力、螺旋桨阻力、动力装置的推力，甚至还包括最不利的单台发动机或螺旋桨故障情况。

(c) 当采用直接计算方法确定轮胎、机轮以及刹车组件动能吸收要求时，要用到下面的公式，但当设计成非均衡的刹车分布时需要修正公式：

$$KE = 0.0443 WV^2 / N \text{ (英尺-磅 ft-lb)}$$

KE 为每个机轮的动能 (英尺-磅 ft-lb)

N 为装有刹车的主轮个数

W 为飞机重量 (磅 lb)

V 飞机速度 (节 knots)

如果使用 SI (国际) 单位制：

$$KE = 1/2 mV^2 / N \text{ (焦耳 J)}$$

KE 为每个机轮的动能 (焦耳 J)

N 为装有刹车的主轮个数

m 为飞机重量 (千克 kg)

V 飞机速度 (米/秒 m/s)

(d) 在所有情况下，V 是地面速度，并考虑了当前的运行条件。在确定设计着陆停止能量时，应考虑所有经批准的着陆襟翼状态。

(e) 计算需要考虑非均衡刹车分布的设计情况。“非均衡刹车分布设计”指的是由飞机设计直接引起的机轮间不相等的制动载荷。例如，使用主轮和前轮同时刹车，或使用中心线上起落架机轮来刹车，每个中心线上机轮承受的垂直载荷要低于每个主起落架刹车机轮所承受的载荷。计算还应考虑跑道拱度 (runway crown) 之类因素的影响，但侧风的影响无需考虑。

(f) 对于设计着陆情况，飞机的速度不应低于 $V_{REF}/1.3$ ， V_{REF} 是在最大设计着陆重量以及着陆构型下，飞机在海平面上平稳着陆进场速度。或者，飞机速度不应低于 V_{SO} ， V_{SO} 是在设计着陆重量以及着陆构型下，飞机在海平面上无动力失速速度。

(g) 对于最严酷的着陆情况，对于最严酷的着陆情况，申请人应强调

典型的可预见的并且可能导致非正常着陆速度和着陆重量的单点或多重失效状态的影响和后果。在返场着陆时，临界的着陆重量就是最大起飞重量，减去少量消耗的和抛放的燃油重量。假定 30 分钟的燃油消耗飞行，如果配备了应急放油系统，加上 15 分钟主动燃油抛放。

(2) 开始停止时的热库状态

(a) 对于最大动能加速停止情况，计算应考虑：

(i) 上一次典型着陆后的刹车温度，

(ii) 滑入时刹车的影响，停留时的温度变化，

(iii) 滑出时刹车的影响，和

(iv) 起飞加速阶段直至施加刹车时额外的温度变化。

(b) 分析可以不考虑辅助冷却装置。应该评估在申请人制定的使用限制内的环境条件，并使用飞机在地面的典型待机时间。

(c) 对于最严酷着陆停止情况，应该假定有与最大动能加速停止情况相同的刹车温度状态和变化，除此以外，还应考虑额外的飞行阶段带来的进一步温度变化。

(d) 刹车操作开始时的刹车温度应该用合理分析方法确定。然而，当缺乏分析时，可用正常环境温度来等效任意热库温度，但要相应增加吸收的动能；对加速停止情况，增加 10 % 最大加速停止动能；对着陆停止情况，增加 5 % 最大加速停止动能。

(3) 验证

(a) 验证用来表明机轮和刹车组件在所有容许的磨损状态直至完全磨损的极限状态下能够吸收确定的动能。所谓“磨损状态”是用来阐明在某些情况下要考虑刹车磨损不一致和不规则的情况，例如热库一端的磨损比另一端更严重。仅对热库磨损均匀分布的情况进行合格鉴定可能考虑不充分。如果外场使用的磨损分布明显不同于合格鉴定试验使用的磨损分布情况，那就需要补充验证或采取纠正措施。

(b) 在测功器试验中使用的最小刹车初速度不应大于第 25.735 条(f)款中的动能要求规定的速度(V)，这就假设了试验程序包含了一个特定的减速率。当然对同样量值的动能，较高的刹车初速度将导致较低的动能吸收率。这种情况是公认的，并在 CTS0-C135a 中有相似的陈述，CTS0-C135a 提供了可接受符合第 25.735 条(a)款要求的刹车批准的方法。

(c) 针对审定目的，如果测功器试验表明已符合第 25.735 条(f)款所

要求的能量和能量吸收速率，则刹车具有较高初始刹车速度是可以接受的。

(d) 刹车合格鉴定试验的目的不是为了确定预期的飞机停止性能，但可作为测量最临界刹车磨损状态下飞机刹车性能的一个指标。

2.7 高动能测功器停止后的刹车状况

(1) 高动能测功器停止后，停留刹车应能阻止飞机的进一步运动，且能在从决定需要撤离飞机开始、直到全部撤离结束期间内，一直保持这一功能。应验证，在施加停留刹车压力后不超过 20s 内，能够完全刹停飞机，或从飞机减速至 37 千米/小时（20 节）（或更低）后 20 秒内施加停留刹车，停留刹车能够正常使用且其功能至少可以保持 3 分钟。

(2) 考虑到测功器设计中的实际困难，可能无法直接验证停留刹车在高动能测功器停止的最近一段时间内的有效性。如有困难，应该表明，在 3 分钟内不会发生刹车部件结构失效或其它可能显著妨碍停留刹车功能的情况。

(3) 关于着火，应该证明在 5 分钟内不会有连续或持续的、蔓延至高于轮胎最高点水平线的火苗出现。在同一时间内或在停止期间，不应产生任何其它会影响安全和撤离的状况，这些状况或单独作用，或与火灾共同作用。有限范围的着火和临时性的着火（例如，机轮轴承润滑油或少量漏油引发的）是可接受的。验证时，不能使用灭火装置或冷却剂。

2.8 储备能量系统

(1) 储备能量系统使用的是自备能源，例如加压的液压蓄能器或充电电池（参考第 25.735 条 (h) 款）。此规定不适用于那些有若干独立刹车系统，包括有储备能量系统，但不“依赖”于用储备能量系统表明对第 25.735 条 (b) 款符合性的飞机。

(2) 可用的储备能量指示应该表明：

(a) 满足第 25.735 条 (b) 款 (1) 项和 (h) 项的规定的最低的能量水平（即飞机签派可接受能量水平）；

(b) 剩余能量水平；和

(c) 可施加刹车的最低能量水平。

(3) 如果气体加压的液压蓄压器用作储能设备，只显示蓄压器压力不足以反映可用的储存能量水平，除非能够验证液压系统压力关闭时充气压力正确，并且液压系统压力开启时流体体积正确。此外，可能需要有额

外的保障措施以确保在飞行结束时有足够的能量可用。如果使用其它储备能量系统，也需要进行类似的考虑。

(4) 一个完整的刹车使用循环定义为从刹车完全松开到刹车完全施加再回到刹车松开的使用过程。

2.9 刹车磨损指示器

指示器的安装位置应该合理，保证不需要特殊工具和照明（除了在黑暗中）。无需对指示进行专门的解释。（参考第 25.735 条 (i) 款）。

2.10 超温和超压爆破防护

通常应该提供两种不同类型的防护措施：一是在机轮温度超过可接受值时释放轮胎压力，二是在压力超过可接受值时尤其是在轮胎充气时释放轮胎压力。刹车机轮中需要使用温度敏感元件，而所有机轮上都需要压力敏感元件（参考第 25.731 条 (d) 款和第 25.735 条 (j) 款）。

(1) 不管机轮方位如何，温度敏感元件（例如，保险丝或易熔塞）应该足够多且其位置应该适当，以便于在机轮的任何部分过热前能够将轮胎的压力减少到安全水平。装置的设计和安装应该满足，一旦启动（或被触发），就要持续工作而不会受到释放的气体影响。需要证明这些装置能够有效地预防危险的轮胎爆破或机轮失效。还需要证明在起飞、着陆以及快速过站时，这些装置不会过早地释放轮胎压力。

(2) 应该表明，不论充气设备的能力如何，过压装置或与永久安装在机轮上的轮胎充气装置连接的装置，不会允许轮胎压力达到不安全水平。

(3) 通常这两种装置应位于机轮结构内的，使得正常维护过程中受损伤或损害的风险最小的位置。

2.11 兼容性

第 25.735 条 (k) 款的符合性可通过以下方式验证：

(1) 作为安全性和无异常使用（anomaly free operation）全面验证的一部分，必须表明不存在由刹车和刹车系统与飞机的其他系统和结构间的不兼容产生的不安全情况。需要研究的范围包括防滑调节、起落架动力特性、轮胎型号和尺寸、刹车组合、刹车特性、刹车与起落架振动等。同样，机轮和轮胎的兼容性也需要重视。在设备更改后，应重新考虑这些问题。

(2) 在刹车合格鉴定试验时，需要对容许的刹车磨损程度、能量水平、刹车压力、刹车温度以及速度进行充分的测功器试验以便为系统集成提

供必要信息。

AC 25.775(d) 风挡与窗户的强度

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.775(d) 款针对增压飞机的风挡和窗户提出强度的要求。要求增压飞机的风挡和窗户设计必须考虑高空飞行的特殊因素，包括：

(1) 持续和循环增压载荷的影响，例如循环载荷会带来疲劳问题、持续的高拉伸载荷容易在聚合物透明件表面诱发银纹、玻璃在持续载荷下的强度低于冲击载荷下的强度，等等；

(2) 所用材料的固有特性，包括材料本身的性能（例如强度、韧性、耐老化性能等）、材料的变异性、材料加工成零件过程中的工艺变异性等；

(3) 温度和温差的影响，包括温度引起的材料性能衰退、不同透明件之间以及透明件和支承结构间热膨胀系数不同导致的热应力、飞机内外温差导致的透明件内部温度梯度等的影响。

本款要求风挡和窗户满足破损安全准则，即风挡/窗户装置或相关系统发生任何单个破损后，风挡/窗户的透明件必须能够承受最大压差载荷与临界气动压力和温度影响的联合作用。所谓的“单个破损”包括任何一个单层透明件、支承结构元件（包括紧固件）、透明件电加热系统等破坏。为考虑单层透明件失效带来的动态影响，应使单层透明件在最大压差载荷（即释压活门最大设定值）下突然失效，并考虑临界气动压力和温度的影响。若单层透明件的破坏对机组成员是明显的，则可以在规定的时间（即机组发现单层破坏后采取应急措施所需要的反应时间）之后，将座舱压差从最大值按相应的使用限制（符合飞行手册的规定）下降。若单层透明件的破坏不易被机组成员发现，则仍保持座舱最大压差。对于风挡/窗户或有关系统的任何单个破损，申请人应证明在单个破损发生后，风挡/窗户透明件可以在本款所要求的载荷/温度条件下能够继续安全完成本次飞行。

2. 可接受的符合性方法

2.1 典型的风挡、窗户设计

2.1.1 概述

风挡和窗户一般采用多层透明件材料组合的破损安全设计。破损安全设计能够较有效地防止由风挡和窗户失效导致的突然释压。构成飞机

风挡和窗户的透明材料主要有：玻璃、聚甲基丙烯酸甲酯（丙烯酸）、聚碳酸酯和夹层材料。由于这些材料的特性，需要在风挡和窗户面板的设计中采取特殊的工程解决方案。

其中典型的风挡和驾驶舱侧窗设计是层压多层结构，由至少两个结构层、饰面层、粘合剂夹层、保护涂层、嵌入的导电加热膜或导线以及安装结构组成。安装结构是指将风挡/窗户面板安装到机体结构上的安装零件，如压板、紧固件。层片指单片的透明件材料。典型结构层片是热钢化或化学钢化的玻璃，或者透明聚合物材料，如聚甲基丙烯酸甲酯（亚克力）、聚碳酸酯。可能通过使用饰面层和/或保护涂层，保护这些结构层片免受磨损、机械和环境损伤。面层和结构层被层压在一起，通过聚乙烯醇缩丁醛（PVB）、聚氨酯（PU）或有机硅夹层材料粘接。风挡和驾驶舱侧窗在飞机结构上的安装主要有两种形式：一种是通过压板将风挡面板压在飞机结构窗框上，如图25.775(d)-1所示。这种安装设计，风挡面板仅承受自身压差载荷（包括外部气动压力）。另一种是通过风挡本体上的连接孔，与飞机结构窗框直接紧固件连接；或者风挡设计有安装结构，安装结构通过夹层材料与风挡透明件粘接，安装结构与飞机结构窗框通过紧固件连接，如图25.775(d)-2所示。这种安装设计，当安装结构中的紧固件孔与紧固件之间缺乏足够间隙时，风挡面板不但承受自身压差载荷（包括外部气动压力），还传递飞机结构载荷。

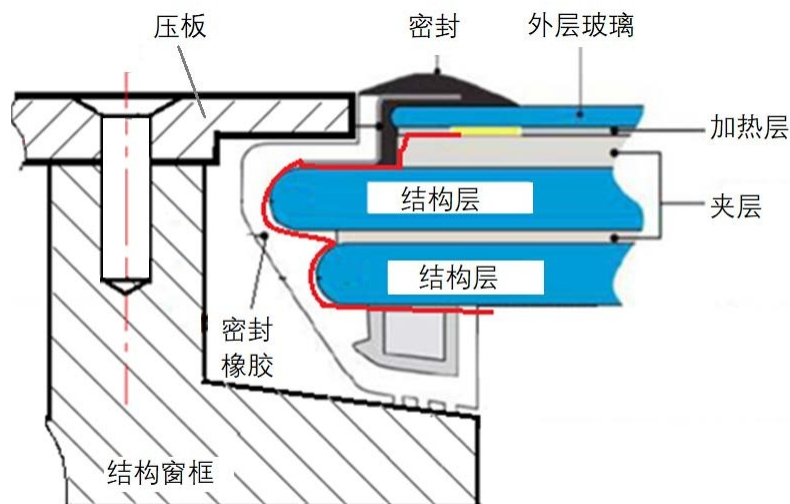


图 25.775 (d)-1 压板式安装风挡玻璃结构示意图

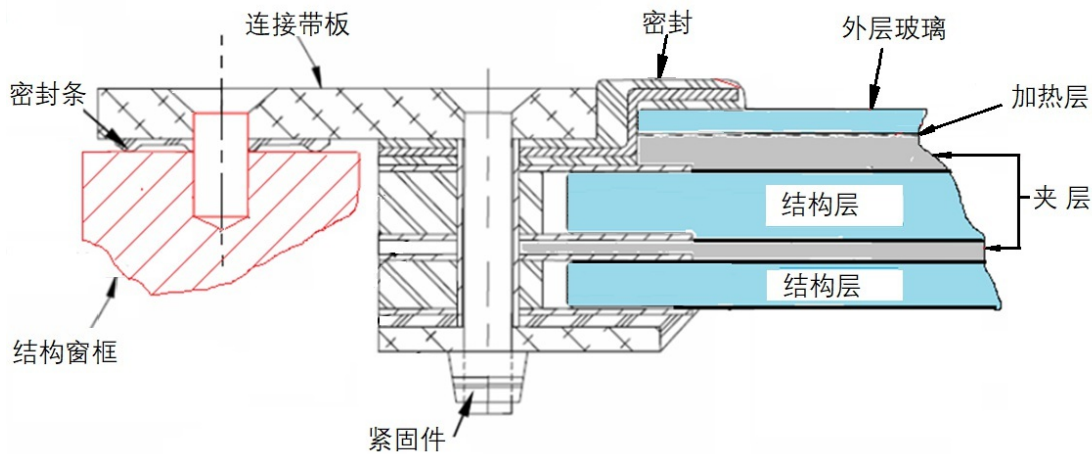


图 25.775 (d)-2 螺接式安装风挡玻璃结构示意图

客舱窗户通常是多层结构，包括两层结构层片（一层主承力层和一层破损安全层）、内侧面板、保护涂层、安装结构。通常，两层结构层片是由聚甲基丙烯酸甲酯制造，通过空气间隙隔开。但是，有一些客舱窗户设计也采用层压结构。空气间隙隔开结构层片的设计，破损安全层仅在主承力层失效的时候承载。

2.1.2 主要材料特性

(1) 玻璃

一般来说，玻璃具有良好的抗划伤和化学侵蚀能力，例如擦拭、溶剂和除冰液。但是，风挡和窗户面板的设计应该考虑玻璃不同于金属材料特性。

- (a) 玻璃在加热或冷却时物理性质没有急剧变化，也没有确定的熔点。
- (b) 与金属不同，玻璃是一种硬脆材料，不会出现塑性变形。
- (c) 玻璃的压缩比拉伸强得多。在任何形式的载荷下，当变形导致拉伸应力超过断裂模量（MOR）时，就会发生断裂。

(d) 玻璃强度随加载速率变化：加载速度越快强度越高，如鸟类撞击加载的情况。此外，瞬时受载时的玻璃断裂应力将大大超过持续受载时的玻璃断裂应力。

(e) 玻璃的强度：无论是退火还是钢化，都会因边缘和表面损伤（如划痕、裂痕和凿痕）而降低。失效通常始于表面上的某个机械损伤点。热钢化或化学钢化能显著增加玻璃的断裂强度。

(f) 安全系数：玻璃部件所需的安全系数明显高于飞机结构制造中使用的其他材料，因为：强度随载荷持续时间而衰退、玻璃固有强度变异性、厚度公差和高的缺口敏感性。

(g) 钢化玻璃一般有两种：

(i) 热钢化玻璃。热钢化玻璃的表面压缩层约占玻璃总厚度的 18%。可以通过热处理有效钢化的玻璃的最小厚度是有限制的。非常薄的玻璃不能通过这些方法有效地钢化。一般来说，钢化可以将一块玻璃的 MOR 提高大约 3.5 到 20 倍。热钢化玻璃在其中储存了大量能量。当玻璃破裂时，这种能量会在一定程度上释放出来。通常，储存的能量越高，破碎的颗粒越小。由于热钢化使玻璃表面具有高压应力，因此所有切割、研磨或成型都必须在钢化之前完成。

(ii) 化学钢化玻璃。根据原始玻璃成分和熔盐处理，化学钢化玻璃可能具有从 0.050 毫米（0.002 英寸）到超过 0.50 毫米（0.020 英寸）的压缩层，而与玻璃总厚度无关。化学钢化玻璃的压缩应力可以比使用热钢化玻璃的压缩应力高得多。由于化学钢化玻璃中的压缩层比热钢化玻璃中的压缩层小得多，因此玻璃内储存的能量在失效后不会引起同样的目视迹象。然而，与热钢化玻璃一样，所有切割、研磨和成型都必须在钢化之前完成。

(2) 聚甲基丙烯酸甲酯（亚克力）

用于飞机透明件面板的亚克力材料是未增塑的甲基丙烯酸甲酯类材料。飞机风挡和窗户面板中使用的亚克力材料有两种基本形式，即浇铸亚克力和双轴拉伸亚克力（从交联聚甲基丙烯酸甲酯为基本材料进行双轴拉伸）。

(a) 浇铸亚克力材料：通过将亚克力材料倒入模具中，在不施加外部压力的情况下使其聚合硬化，从而成型为特定形状。虽然不像玻璃那样对缺口敏感，但未拉伸的亚克力材料具有一定的缺口敏感度。这种未增塑的聚甲基丙烯酸甲酯具有良好的成型特性、光学特性和户外耐候性。

(b) 双向拉伸亚克力材料：通过拉伸亚克力材料，使其分子链取向形成平行于拉伸轴的层状结构，从而提高材料的抗破裂性能，降低裂纹扩展速率，并提高拉伸性能。拉伸亚克力材料会降低材料的成型性。此外，拉伸的亚克力树脂的缺口敏感性低于未拉伸的亚克力树脂。

(c) 性能：与玻璃相比，这些亚克力材料更加柔韧。一般来说，温度升高会导致材料的机械性能下降，但不会影响亚克力的伸长率和冲击性能。

(d) 银纹：飞机透明件中使用的两种形式的亚克力材料都会受到银纹

的影响。银纹是在塑料板表面延伸的细裂纹网络(不限于亚克力材料),通常难以辨别。这些细裂纹往往垂直于表面,非常窄,深度通常小于0.025 毫米(0.0010 英寸)。裂纹是由于材料长时间暴露于高于临界水平的表面拉伸应力或暴露于有机流体和蒸气而引起的。

(i)应力银纹可能源于:不良成形过程造成的残余应力;由机加工、抛光或凿孔引起的残余表面应力;长时间的受载在表面引起的相对较高的拉伸应力。

(ii)应力银纹对亚克力的机械性能有严重影响;然而,应力银纹对双向拉伸亚克力材料的影响会降低。

(iii)应力银纹影响亚克力的透明度。通常,在发生显著结构性能退化之前,拉伸亚克力面板会因为应力银纹导致透明度下降而被更换。

(e)亚克力材料的耐化学性:通常,亚克力材料耐无机化学品和部分有机化合物,例如脂肪族(石蜡)烃、氢化芳香族化合物、脂肪和油。

(i)亚克力材料会受到一些有机化合物的侵蚀和削弱,例如芳烃(苯)、酯类(通常以溶剂和一些除冰液的形式)、酮类(丙酮)和氯化烃。一些液压油对丙烯酸材料也非常有害。

(ii)部分有害化合物会导致银纹;部分化合物可能会溶解或溶胀(溶剂吸收到亚克力中)亚克力。溶剂和其他有机化合物引起的银纹对机械性能的影响比应力银纹更严重。亚克力溶解和溶胀会降低机械性能。

(3) 聚碳酸酯

聚碳酸酯是一种无定形热塑性塑料,其玻璃化转变温度约为 150°C,在运输类飞机所正常经历的整个温度范围内,都表现出良好的断裂强度和高冲击强度特性。与亚克力材料相比,聚碳酸酯不仅具有明显更高的冲击强度,而且还具有更好的静强度特性。

(a)与玻璃或亚克力风挡和窗户面板相比,聚碳酸酯在冲击条件下表现出非常大的变形,这会导致飞机结构承受更高的载荷。

(b)由于吸湿和溶剂应力开裂以及紫外线降解,聚碳酸酯聚合物非常容易被环境降解。通过使用良好的设计和生产实践并结合涂层和其他形式的封装,可能能够防止降解。聚碳酸酯还存在称为物理老化的现象。这导致聚碳酸酯暴露于 80° C 至 130° C 的温度时,会发生从韧性到脆性的变化。

(c)当压差载荷为设计载荷时,聚碳酸酯和拉伸亚克力材料的疲劳特

性与金属相似。

(4) 夹层材料

夹层材料是透明的粘合材料，用于粘合玻璃和塑料结构层片。目前的选择仅限于增塑聚乙烯醇缩丁醛（与聚碳酸酯不相容）、聚氨酯和硅胶。最常用的是热塑性材料，但一些聚氨酯和所有有机硅则有一些交联。

(a) 夹层材料被认为是非结构材料，因为他们不直接承受载荷。但是，玻璃风挡通常通过粘接到夹层的金属插件安装到飞机结构上。对于这种设计，在所有玻璃层都失效的情况下，风挡的剩余强度可能取决于夹层材料的强度。此外，夹层的剪切耦合作用对面板的刚度有很大影响。

(b) 大部分夹层材料容易受到侵入到面板的水分的影响，通过与之相容的封装材料进行保护。

(c) 夹层材料，同结构层材料，具有一个可用服役寿命，这个寿命受表面退化和透明性丧失控制。

2.1.3 特殊设计考虑

(1) 设计风挡和窗户以使其能够满足预期服役中受载和气候条件的适用性，需要考虑包括但不限于以下因素：

- (a) 压力载荷下面板和安装结构的变形；
- (b) 由于机体结构变形导致的安装结构变形；
- (c) 面板和安装结构热胀冷缩的差异；
- (d) 面板厚度上的温度梯度导致的面板变形；
- (e) 长期变形（蠕变），尤其是非金属的零件。

(2) 对于使用聚合物结构层板的组件，应评估疲劳和应力银纹。减少疲劳和应力银纹发生的一种方法是限制整个面板组件的最大工作应力水平，适当考虑因风化、轻微损伤、环境侵蚀和使用化学品/清洁流体而导致的预期服役退化。该分析应基于：

- (a) 聚合物在持续载荷下的强度，
- (b) 风挡/窗户加热系统（如果安装）正常工作温度，以及
- (c) 外部环境温度和内部机舱温度，覆盖可能的最不利环境温度。

2.2 强度验证方法

风挡和窗户面板必须有能力承受最大客舱压差载荷与临界气动压力、温度/温差和相关系统单点失效条件的组合。当通过试验证据表明符合性时，直到飞机结构的极限载荷水平，试验装置应该有效模拟飞机结构的行

为（如压力载荷下的变形）。经试验验证的分析方法，可以用于表明符合性。在设计和试验中应该对材料特性的影响进行评估和考虑，包括：缺口敏感性、疲劳、银纹、老化、腐蚀（由介质导致的性能退化）、温度、紫外老化、材料性能稳定性、蠕变、夹层材料的功能和使用寿命。风挡和窗户面板强度验证的一种可接受的途径如下 2.2.1 至 2.2.3 节。

2.2.1 极限强度验证

(1) 极限强度试验

推荐采用风挡和窗户的极限强度试验表明风挡和窗户符合第 25.775 条 (d) 款关于极限强度的要求。

通过极限压力试验表明风挡和窗户面板符合第 25.775 条 (d) 款关于极限强度的要求，应考虑材料变异、材料本身特性、性能的长期退化和环境影响。在常规的 1.5 安全系数基础上，可以进一步使用额外的载荷系数，以超过极限载荷的试验载荷，覆盖对上述因素的考虑。可用的载荷系数如下：

(a) 对于玻璃，载荷放大系数为 2.0；

(b) 对于拉伸亚克力材料，载荷放大系数为 2.0；

(c) 对于其他透明材料，载荷放大系数需要根据材料性能分散性、材料性能对环境、缺陷、重复受载等因素的敏感性确定。

极限载荷：如果风挡安装使得风挡结构不传递飞机结构载荷，极限载荷为第 25.365 条 (d) 款定义的压差载荷（对于申请批准在直到 13700 米高度运行的飞机，该压差载荷为释压活门最大调定值的 1.33 倍；对于申请批准在 13700 米以上运行的飞机，该压差载荷为释压活门最大调定值的 1.67 倍；略去其它载荷）的 1.5 倍。如果风挡安装使得风挡传递结构载荷，并且飞机结构载荷也由机身压差载荷导致，风挡所传递飞机结构载荷不可忽略。对于这种情况，风挡的极限载荷为飞机的极限压力载荷叠加由该极限压力载荷产生的飞机结构载荷。机身窗户安装一般不使窗户传递结构载荷。

试验工装：试验工装代表风挡和窗户的安装结构，用于风挡和窗户试验件的安装。在直到极限载荷的载荷水平下，试验工装能够有效模拟风挡和窗户安装结构的行为（安装结构在压力载荷下的变形）。由于风挡和窗户面板的极限压力载荷超过了飞机的极限压力载荷，可能需要在独立的试验工装上进行风挡和窗户的极限压力试验。如果试验中需要考虑

风挡所传递的飞机结构载荷，试验工装应满足对飞机结构载荷传递的模拟。

(2) 极限强度分析

经相似设计的风挡和窗户的极限载荷试验验证的分析方法，可以用于表明风挡和窗户符合第25.775条(d)款关于极限强度的要求。

风挡和窗户的极限强度分析应考虑风挡和窗户面板所承受的最不利载荷组合，包括最大内部压力、外部气动压力、温度/温差以及飞行载荷（适用时）。通过试样级、子部件试验数据的统计，建立每一结构层片材料的许用值，考虑材料变异、材料本身特性、性能的长期退化、环境影响、风挡和窗户制造的容差等。使用适当的经验证的结构分析方法进行详细的强度分析，以确定风挡和窗户面板中每一结构层片的最高应力水平。分析应确认临界载荷水平情况下，每一结构层片材料许用值不低于其设计极限应力。

2.2.2 疲劳强度验证

建议开展重复载荷疲劳试验验证风挡和窗户面板的疲劳强度满足第25.775条(d)款的要求。

疲劳试验应考虑正常服役载荷，包括压差载荷、外部气动载荷、结构传递载荷（如适用）。疲劳试验工装代表风挡和窗户的安装结构，用于风挡和窗户试验件的安装。在试验载荷水平下，试验工装能够有效模拟风挡和窗户安装结构的行为（安装结构在压力载荷下的变形）。如果试验中需要考虑风挡所传递的结构载荷，试验工装应实现对飞机结构载荷传递的模拟。

疲劳试验应考虑材料的疲劳分散性。传统的风挡和窗户面板材料具有良好的抗疲劳性能，但疲劳寿命的变异性大于飞机金属材料。未考虑材料疲劳分散性，可以采用合理的载荷放大系数（LEF）和寿命系数（NF）覆盖材料疲劳寿命的变异性。

疲劳试验应考虑正常服役中的温度、温差、服役退化（如风化、允许损伤、介质等影响）。

风挡和窗户安装结构的疲劳验证应作为机体结构疲劳验证的一部分。在考虑载荷放大系数和寿命系数的风挡和窗户面板的疲劳试验中，需要考虑安装结构金属部件的耐用性。

另一种可代替疲劳试验的方法是将风挡或窗户面板最大工作应力保

持在材料疲劳门槛值以下。应通过证据表明整个面板组件的最大工作应力水平不超过材料疲劳门槛值，考虑风化、轻微损伤、服役中的划痕、清洁液等导致的性能退化。

2.2.3 破损安全验证

需要验证风挡和窗户面板在发生风挡和窗户面板本体、安装结构和相关系统发生单点失效时的破损安全强度。破损安全验证应考虑材料特性、材料性能变异、服役中的性能衰退、临界环境影响、最大压差载荷、临界外部气动载荷。通过本咨询通告建议的破损安全验证，能够表明风挡和窗户面板对第 25.571 条(结构的损伤容限和疲劳评定)条款的符合性。

(1) 破损安全试验

建议开展破损安全试验验证风挡和窗户面板的破损安全强度。可接受的试验方法如下所述：

(a) 通过试验或分析，确定风挡和窗户的主要承力层片。

(b) 试验中考虑主要承力层片突然失效的动态效应。试验中，通过在临界载荷下（最大机舱压差载荷与临界外部气动压力、结构载荷（如适用）、临界温度影响的组合）突然破坏主要承力层片，模拟动态效应。

(c) 破损安全试验，应考虑材料特性、材料性能变异、服役中的性能衰退、临界环境影响。可以采用一个载荷放大系数，覆盖对这些因素的考虑。可用的载荷放大系数如下：

(i) 对于玻璃，载荷放大系数为 2.0；

(ii) 对于拉伸亚克力材料，载荷放大系数为 2.0；

(iii) 对于浇铸亚克力材料，载荷放大系数为 4.0；

(iv) 对于聚碳酸酯材料，载荷放大系数为 4.0。

破损安全试验中，该载荷放大系数在单个破损发生后施加。

(d) 发生破损后的风挡和窗户面板，需要承受临界载荷足够长的时间：

(i) 对于飞行机组易于发现的单个破损，在单个破损发生后，座舱压差从最大值按相应的使用限制下降，破损后的风挡或窗户面板能够承受下降后的座舱压差载荷（不大于 4,500 米的座舱压力）直至按程序完成当次飞行。

(ii) 对于飞行机组不易于发现的单个破损，在单个破损发生后，试验压力应保持足够的时间以考虑完成剩余的飞行。

(2) 破损安全分析

在分析方法经过相似设计风挡破损安全试验验证的基础上，可以采用分析计算评价破损后风挡和窗户的破损安全强度：

单个破损发生后，计算临界载荷作用下剩余结构层中的应力水平，确认最大应力水平不超材料许用值。材料许用值的获得考虑材料变异性、材料特性、长期性能退化和环境影响。应考虑载荷保持的时间内，材料蠕变的影响（如果可能发生蠕变）。

(3) 相关系统单点失效的考虑

除风挡和窗户面板单层失效以外，破损安全验证还需要考虑安装结构和相关系统的单点失效。安装结构和相关系统的单点失效主要有紧固件的失效、安装部件的破裂、风挡加热系统的失效（过热）。

服役经验表明风挡加热系统失效可能导致风挡两层结构层片均破裂，并可能导致驾驶舱突然释压。风挡破损安全验证中，必须评估风挡加热系统失效模式及其对风挡面板结构完整性的影响，并在风挡破损安全验证中考虑。建议风挡加热系统及其导线尽可能避免在两层结构层片之间布置。

AC 25.795(a)(1) 保安事项

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.795 条 (a) 款 (1) 项要求驾驶舱门的设计安装应该能够阻止任何企图强行穿过舱门进入驾驶舱的暴力入侵。舱门安装包括门、门和周围结构的连接，以及与隔框的连接结构。可以通过改进锁/锁闩/铰链机构和舱门壁板结构设计，显著提高阻止暴力入侵的能力。有大量数据分析了人施加在舱门的作用力大小。1976 年 5 月发布的 NILECJ 标准 0306.00（门组件和部件的物理安全性），提供了评估门的抗入侵能力的标准和指导。在 NILECJ 标准中，最高抗入侵能力是 200 焦耳能量的冲击。FAA 认为更高的标准是必要的，也是能够实现的。最终规章要求，舱门应该能够承受 300 焦耳（221.3 英尺·磅力）的冲击，比 NILECJ 标准的最高抗入侵能力高 50%。针对舱门旋钮或把手的抵御能力，规章还包括了一个 1113 牛顿（250 磅）拉伸载荷的要求。该值的选取是通过与 300 焦耳的抗冲击要求相比较得到的。这个要求不是想阻止那些使用非常规方法或花大量时间开门的入侵，而是在采取其他方法阻止其进入的同时，阻止企图入侵或者延迟入侵。

2. 可接受的符合性方法

2.1 审定计划

申请人应拟定一份包含表明抵抗入侵符合性的审定计划，并尽早提交审查组。该审定计划要覆盖条款涉及要求的符合性，至少包括如下项目：

- (1) 设计描述和计划表；
- (2) 飞机驾驶舱门、门锁及舱门周围结构的设计描述；
- (3) 审定基础和对应每一条款和专用条件的符合性方法；
- (4) 试验协调计划；
- (5) 符合性表明计划；
- (6) 持续适航文件的计划；
- (7) 符合性文件。

2.2 试验要求

需要开展驾驶舱门防入侵的试验室试验，确保驾驶舱门能够抵抗 300 焦耳的冲击，驾驶舱门把手处能够抵抗 1113 牛顿（250 磅）的拉力。

2.3 符合性方法

针对第 25.795 条 (a) 款 (1) 项，需通过 MC1 设计说明和 MC4 试验室试验来表明符合性。

针对经其他型号验证的驾驶舱门，如果两种型号驾驶舱门具有足够的相似性，也可以采用 MC2 相似性分析的方式来表明符合性。这种相似性不仅指安装环境的相似性，还包括所使用的材料、结构形式等的相似性。

2.4 入侵试验

(1) 本咨询通告中所描述的试验适用于驾驶舱门所有需要试验的元素。不同类型的驾驶舱门设计（如图 25.795 (a) (1)-1 所示）可能需要更多的试验项目。

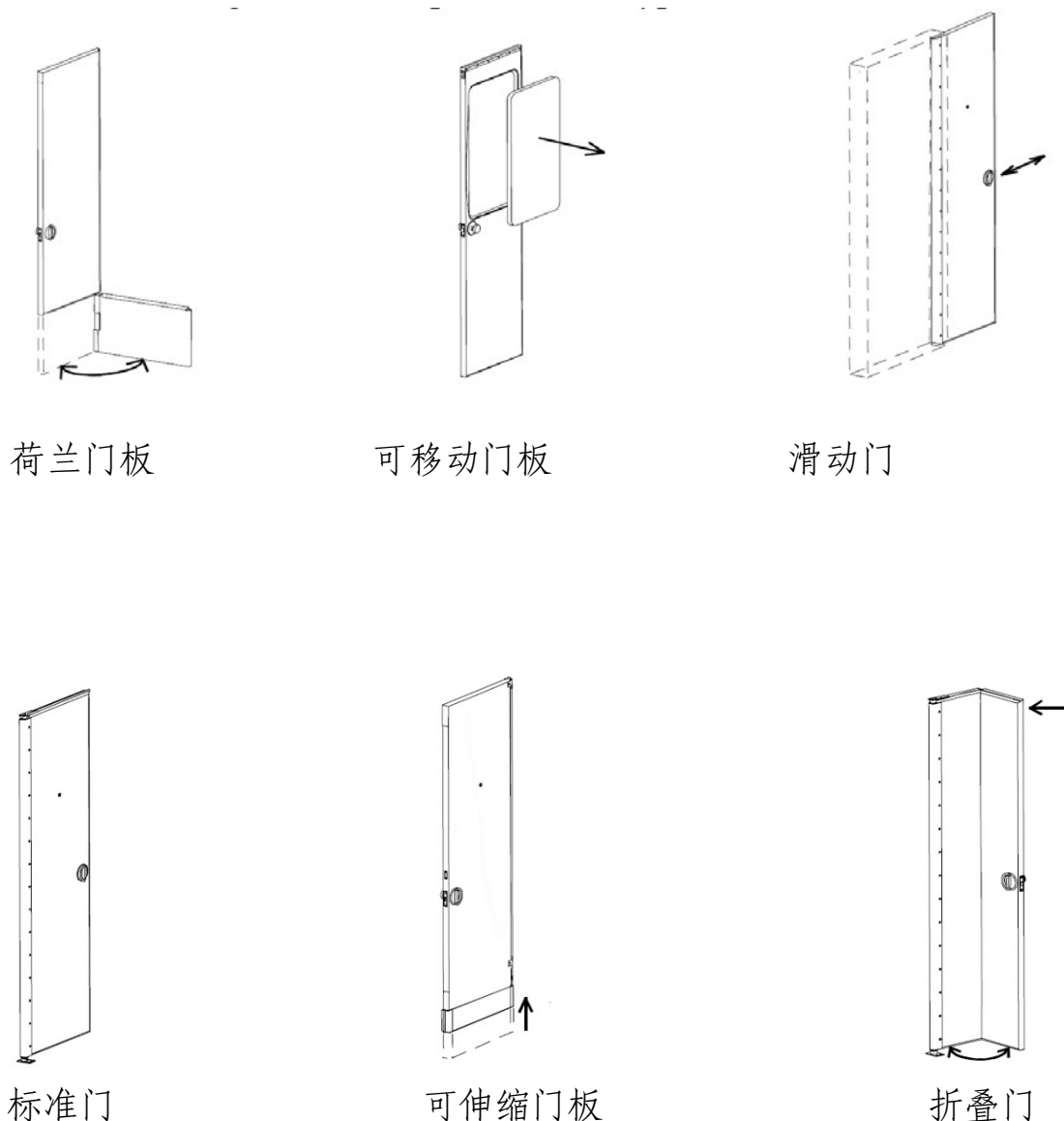


图 25.795 (a) (1)-1 门的类型和特征的例子

(2) 本咨询通告所讨论的试验，目的是为了证明驾驶舱门及其组件能够抵抗未经授权的人进入驾驶舱。

(3) 门的特征（如可伸缩门板、荷兰门板和可移动门板，如图 25.795 (a) (1)-1 所示）是为了符合或帮助符合卸压或逃生要求而设计的，如果它们的失效不会显著降低驾驶舱门的抵御入侵的功能，则不需要进行试验。如果不能表明这一点，则需要进行试验。

(4) 在抵抗入侵方面，移动板的大小和位置是决定移动面板是否能够抵抗入侵的关键因素。位于门的最底部或最顶端较小的面板，通常不易被入侵。

2.5 一般的试验考虑

如表 25.795 (a) (1)-1 所示, 有四种与门相关的基本试验类型。这些试验用以表明门、锁门和铰链对撞击的抵抗, 以及抵抗通过拉门把手强行打开进入驾驶舱。以下四项试验中的每一项可能都应该使用新的样品进行测试。

表 25.795 (a) (1)-1 门组件的试验准则

试验	试验方法	实测参数	试验要求
面板撞击	6. d. 1	门面板的抗冲击性*	2次300焦耳 (221.3英尺·磅力) 撞击
锁门撞击	6. d. 2	锁门抗撞击性能	2次300焦耳 (221.3英尺·磅力) 撞击
铰链撞击	6. d. 3	铰链抗撞击性能	2次300焦耳 (221.3英尺·磅力) 撞击
拉拔*	6. d. 4	门把手抗拉强度	1113牛顿 (250磅) 或手柄不能再承受的拉伸载荷

注: *不按传统方式开启的门 (也就是不在铰链上转动的门), 应该在开门方向施加拉力。滑动门就是一个门不在铰链上转动的例子。在这种情况下, 滑动门需要横向加载。这些程序由局方判断是否接受。

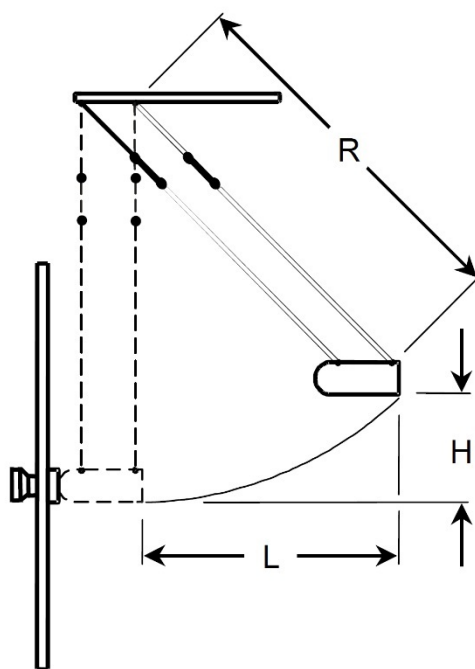
2.6 试验方法

本段描述了已被证实的能满足第 25.795 条 (a) 款 (1) 项驾驶舱门要求的试验方法。如果使用其他方法能满意地表明符合这些要求, 也可以使用其他方法。

2.6.1 试验设备

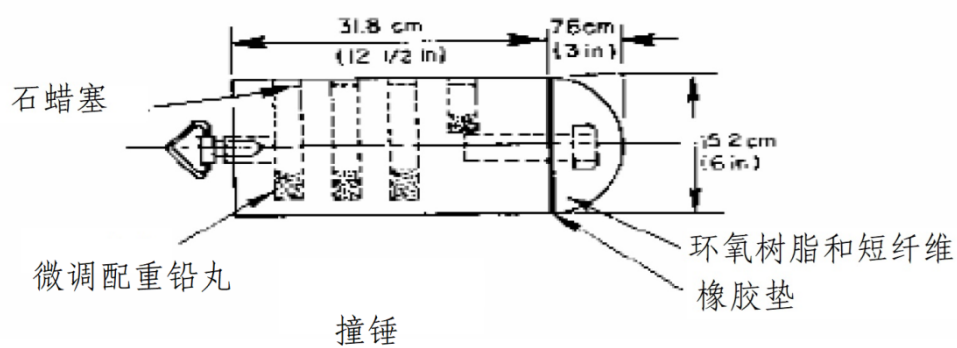
(1) 该撞击装置必须是一个摆锤系统, 钢制重锤至少为 45 公斤 (99.2 磅), 能够产生至少 300 焦耳 (221.3 英尺·磅力) 的水平冲击。图 25.795 (a) (1)-3 说明了该摆锤系统在预释放和冲击位置的布置。撞锤是一个直径 15.2 厘米 (6 英寸)、长度 39.4 厘米 (15.5 英寸) 的钢制柱体。重锤撞击端必须是直径大约为 15.2 厘米 (6 英寸) 半球, 如图 25.795 (a) (1)-2 所示。本设备中使用的撞击的头部可由环氧-聚酰胺树脂铸造而成, 然而, 任何耐久的抗冲击材料也都是可以的。撞锤的悬挂系统由四个挠性钢缆组成, 其摆动半径为 171 厘米 (5.61 英尺), 如图 25.795 (a) (1)-3 所示。这些钢缆通过螺扣连接调整到等长度, 使撞锤以

平直的姿态、在弧线上摆动，并连接到调水平的刚性框架上。



$$H = R - \sqrt{R^2 - L^2}$$

图 25.795 (a) (1)-2 门撞锤系统



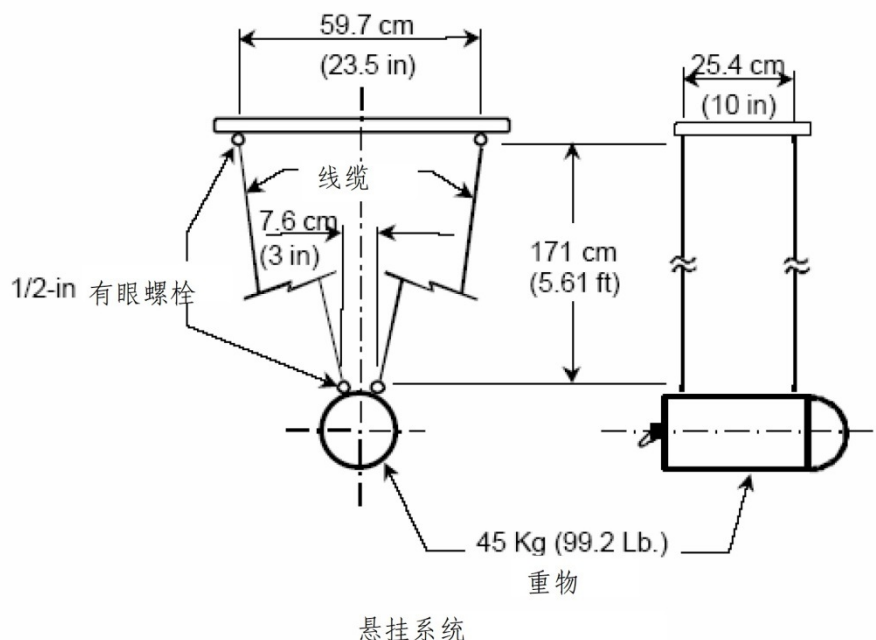


图 25.795(a)(1)-3 撞锤和悬挂系统

(2) 能够方便的将摆锤系统装夹在台架上，使其能够快速地在水平和垂直方向上调整撞锤的撞击点。设计绞盘和扣环系统可以用来提升和拉回门的撞锤。使用校准的高度支架，是一种快速、可重复的为每一次撞击建立正确的撞锤高度的便利方法。

(3) 冲击能量不得小于规定值。门把手牵拉装置必须能够连接到门把手或手柄上，并能提供所需的拉力载荷而不容易滑脱。装置可以是液压的，也可以是机械的，但必须具备测力传感器、应变仪，或其它经校准的载荷测量装置。

2.6.2 安装支撑夹具

试验夹具必须由具有代表性的飞机框和壁板结构组成，在组件的周边要有刚性的横向约束。此夹具所提供的约束必须模拟飞机上由顶板、地板和侧壁提供的刚度，包括门的安装。与飞机结构相比，试验门板夹具不应该造成阻尼或能量吸收明显增加。也就是说，夹具不应该人为地提升门的性能。图 25.795(a)(1)-4 给出了一个试验夹具的示例。

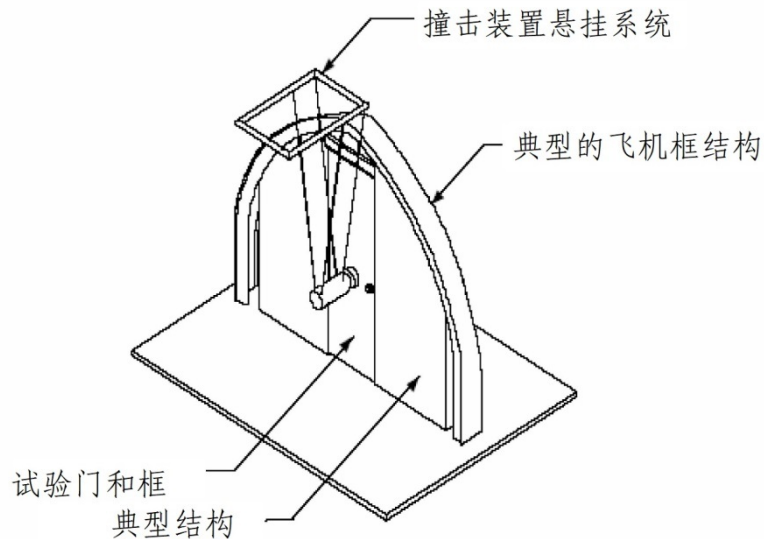


图 25.795(a) (1)-4 门安装的支撑夹具

2.6.3 试验准备

试验的组件包括门、门把手或手柄，必须由所有相关部件如门锁、门框、铰链、格栅等组成部分。这些组件在装配支撑夹具上的连接和定位，应和它们在飞机上的安装相同，撞锤在客舱一侧。

(1) 试验环境条件。试验环境条件如下：

- (a) 温度： $21^{\circ}\text{C} \pm 2.9^{\circ}\text{C}$ ($70^{\circ}\text{F} \pm 5^{\circ}\text{F}$);
- (b) 相对湿度： $50\% \pm 20\%$; 及
- (c) 此项试验不需要考虑额外的环境影响。

(2) 试验样件。试验样件必须采用与生产零件相同的材料和制造工艺制造。要提供足够数量的试验件来完成所有的试验。它们将至少在试验前 24 小时放置于试验环境条件中，除非所使用的材料对温度和湿度的变化不敏感。

2.6.4 试验程序

(1) 门冲击试验

(a) 按照第 2.6.3 节准备测试样件，并将门锁定在关闭的位置。设置门撞锤的悬挂重量（第 2.6.1(1) 段），使其轴线水平，并垂直于门的表面，确定冲击对门的强度和冲击变形起关键作用的位置点，计算门的设计和加载作用点。如果门的结构是一致的，撞击点可以通过门的垂直中心线与从门边锁闭中心点到铰链中间高度点的一条线的交点来确定；当门是通过两个铰链悬挂时，撞击点可以通过门的垂直中心线与从门边锁闭中

心点到两个铰链之间中点的一条线的交点来确定；或者当门是悬挂在一个连续铰链或集成铰链上时，可以通过门的垂直中心线与通过门边锁门中心的水平线的交点来确定。（见图 25.795(a) (1)-5）。

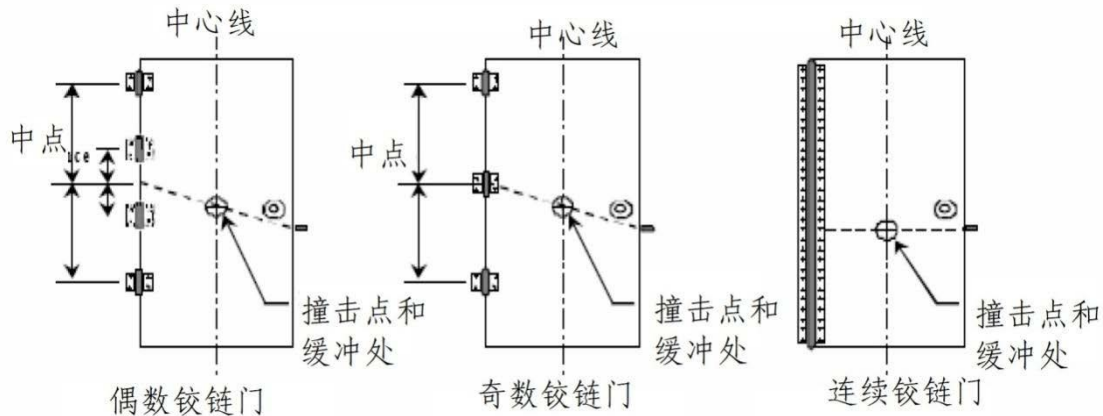


图 25.795(a) (1)-5 不同铰链构型的门冲击试验位置（设计为一致的门）

(b) 将一个直径不大于 15.2 厘米（6 英寸）和厚度不大于 5 厘米（2 英寸）的冲击缓冲器安装在门的撞冲击点处。推荐的缓冲材料是密度为 25.6 公斤/立方米（1.6 磅/立方英尺）的聚苯乙烯隔热（ASTM 标准规格 C578-00 IV 型）和上升时间方面具有类似的响应特性。门撞锤的位置，应使其静止时撞击头部刚好接触到缓冲区的表面。将悬挂重物拉回到 68 厘米（2.23 英尺）高（H）和 136.5 厘米（4.48 英尺）的水平摆动距离（L），以产生所需的能量 300 焦耳（221.3 英尺·磅力）并释放。对同一个试验样件进行两次冲击，为每次撞击提供一个新的缓冲。这个试验过程假定整个门板的结构是一致的。任何重要的细节变化都可能需要进一步的证据。

(2) 门闩冲击试验

(a) 按照第 2.6.3 段准备试验件，并将门锁定在关闭的位置。设置门的撞锤的悬挂重物（第 2.6.1(1) 段），使其轴线水平并与距门边 8.9 厘米（3.5 英寸）处的门面垂直，并与门闩水平对齐。如果门把手干扰了撞击点，撞击点可以垂直移动到门把手上方或下方，以更接近门闩为准。（见图 25.795(a) (1)-6）。

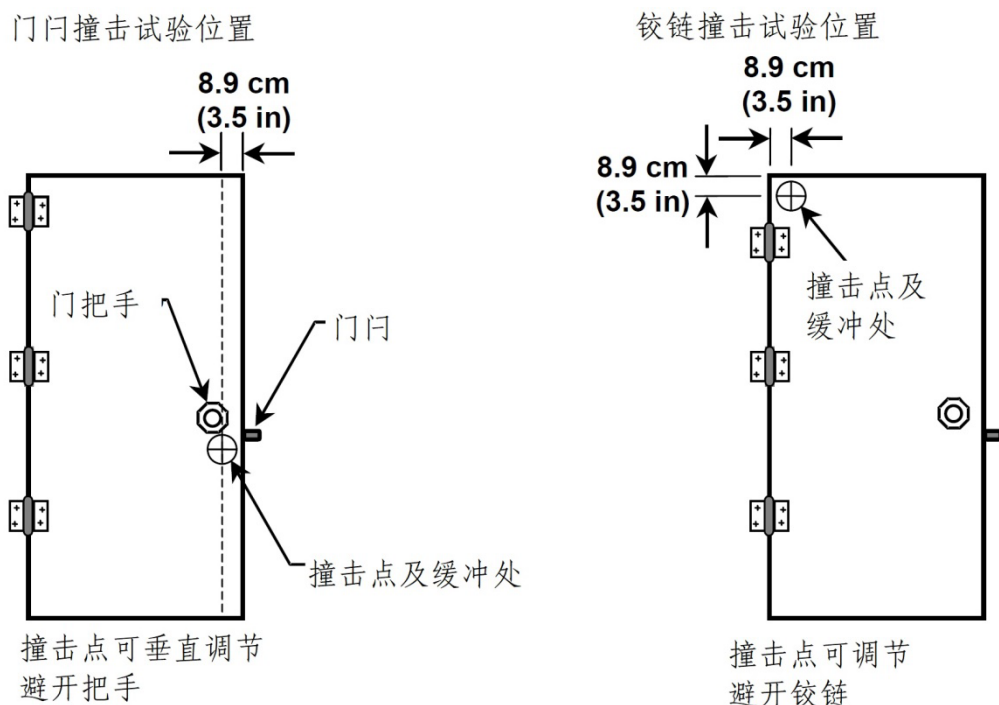


图 25.795 (a) (1)-6 门把手和铰链的撞击试验位

(b) 将符合第 2.6.4 (1) (b) 段规定规格的撞击缓冲垫安装在门的撞击点中心上，并按该段的要求实施撞击试验。

(3) 铰链试验

(a) 按照第 2.6.3 段准备试验样件，并将门锁定在关闭位置。安装门撞锤悬挂重物（第 2.6.1 (1) 段），使其轴线水平并通过距门顶部边缘向下 8.9 厘米（3.5 英寸）、从包含门铰链（如图 25.795 (a) (1)-6 所示）的垂直门边缘 8.9 厘米（3.5 英寸）的点，并与门面板垂直。如与铰链发生干扰，则撞击点可按可由局方代表或其授权人员的决定移动。

(b) 将符合第 2.6.4 (1) (b) 段规定规格的撞击缓冲垫安装在门的撞击点中心上，并执行该段的规定实施撞击试验。

(4) 拉力试验

(a) 按照第 2.6.3 段准备试验样件，并将门锁定在关闭的位置。将拉伸加载装置（第 2.6.1 (4) 段）固定在客舱一侧门手柄或把手前面的刚性支撑上，并将拉力轴线对准门的初始开启方向。将拉伸加载装置固定到手柄或门把手上，这需要对手柄或把手进行最小量的修改（例如，摩擦装置、钻孔或切割槽），以确保在测试过程中不会滑动。

(b) 在把手或把手处施加 1113 牛顿（250 磅）的最小拉力，持续 3 秒钟，或直到手柄或把手从门上分离，以先到者为准。如果设计特征不允

许单独一个人施加 1113 牛顿（250 磅）的拉伸载荷，则可能需要其它技术方法施加载荷。

2.6.5 合格/不合格判据

(1) 以下情况表明试验失败：

(a) 当门是由于试验中施加于门、锁闩、铰链区域的撞击或是由于施加于把手或手柄上的拉力而被打开时；

(b) 一个人可以很容易、相对不受阻碍地从外面进入本应该是不可能打开的门。例如，这样的入口可以通过门上或可移动的面板，或者由于撞击而形成的缝隙。

(c) 门把手的故障使得门能够打开，包括由于使用简单的工具（如折叠刀、指甲锉或钥匙）而导致的故障。

(2) 在按照 2.6.5 (1) 条进行评估时，在驾驶舱门上施加一个朝驾驶舱方向恒定的 445 牛顿（100 磅）的载荷是可接受的。

2.7 设计更改

如果能通过合理的对比分析表明新设计将满足合格判据，那么设计更改就不需要试验来表明符合性。

AC 25.811 应急出口的标记

1. 条款要求解析/规章安全意图

运输类飞机的应急出口标记设置的目的是在各种应急情况下，飞机上的乘员能迅速定位应急出口，成功使用应急出口的操纵手柄进行撤离；救援人员可以通过机身外部的标示进行援救。这类标记包括但不限于所有出口位置标示、出口标示、操作手柄标示等。

通过对应急出口标记的位置和显示进行规定，使乘客在应急情况下能更容易辨认出应急出口；规定操作手柄的位置和从机内开启出口的说明可以使乘客快速阅读应急出口开启说明，准确操作应急出口操作手柄进行撤离。

(1) 第 25.811 条 (a) 款中所提到的“醒目标记”是指在典型的白天和仅应急照明条件下，视力为 20/20（相当于中国 1.0 的视力）的人不用费力就可以看到的标记。

(2) 第 25.811 条 (c) 款的安全意图是在客舱内发生火情时，乘客在浓烟中蹲下撤离的过程中仍能根据地板附近的标示顺利找到出口。因此

需要额外的设计措施来实质性的增强乘员确定出口位置的能力。符合第 25.812 条 (e) 款的地板附近应急撤离通道标记要求也被视为符合本节要求。

(3) 第 25.811 条 (d) 款 (1), (2) 和 (3) 项要求标示独立并发挥不同的作用。但是, 某些客舱布置可能允许单个标示同时发挥 (d) 款 (1) 和 (3) 项的功能。如果涉及到这样的设计, 则标示应符合第 25.812 条 (b) 款 (1) 项 (i) 目的对比度和亮度要求, 并应紧邻相关出口。无论使用多少符号, 都必须同时遵守第 25.811 条 (d) 款 (1) 和 (3) 项。

某些客舱布局, 尤其是小尺寸客舱, 可能允许单个标示同时具备 (d) 款 (1) 项和 (d) 款 (2) 项的位置标示和出口标示功能。如果申请人提出了这样的设计, 则该设计应满足第 25.812 条的所有相关要求, 并应证明该标示能够具备位置标示和出口标示功能。

对于第 25.811 条 (d) 款 (2) 项, 无论出口是否打开, 标志都应保持可见。安装在出口上的标志不能满足出口旁边的标志的要求, 因为打开该出口时, 标志会被随着移除, 因此不应采用这种设计。

(4) 第 25.811 条 (e) 款针对的是可转动手柄, 对于出口操作手柄是在垂直于出口的平面内运动的非转动手柄, 没有标记规定。但是, 为了给此类手柄的使用提供同等的安全性, 应提供适合此类手柄的标记, 并作为等效安全。

(5) 第 25.811 条 (f) 款要求对于能从外侧打开的应急出口, 在飞机外表面有圈出该出口的 50 毫米 (2 英寸) 宽的色带, 以便外部的工作人员能迅速地找到应急出口并打开舱门, 帮助乘客撤离飞机。

本款要求适用于旅客应急出口, 不包括飞行机组应急出口或不在机身两侧的出口。飞行机组应急出口通常为驾驶舱通风窗, 位于驾驶舱两侧, 即使没有色带也容易辨认。

2. 可接受的符合性方法

能力为了表明符合性, 申请人可以使用说明性文件, 地面试验以及航空器检查的符合性验证方法。建议的符合性方法如表 25.811-1 所示。

表 25.811-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.811条(a)	客舱安全		1						7			

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
款												
第25.811条 (b) 款	客舱安全		1						7			
第25.811条 (c) 款	客舱安全		1						7			
第25.811条 (d) 款	客舱安全		1						7			
第25.811条 (e) 款 (1) 项	客舱安全		1						7			
第25.811条 (e) 款 (2) 项	客舱安全		1				5		7			
第25.811条 (e) 款 (4) 项	客舱安全		1						7			
第25.811条 (f) 款	客舱安全		1						7			
第25.811条 (g) 款	客舱安全		1									

2.1 说明性文件 MC1

申请人应该提供飞机客舱内外部标记图，说明客舱内应急出口标示、出口位置标示、操作手柄和开启说明标示、外部色带等各种标示的位置、大小、亮度等满足第 25.811 条的要求。

对于第 25.811 条 (c) 款，该款要求在发生火情时，必须有措施使旅客在浓烟中找到出口。当飞机符合第 25.812 条 (e) 款的地板附近应急撤离通道标记要求时，也被视为符合本款要求。

2.2 地面试验 MC5

对于第 25.811 条 (e) 款 (2) 项，需做飞机应急照明地面试验，要求操作手柄在有乘员拥挤在出口近旁也能被飞机的应急照明灯照亮。

2.3 航空器检查 MC7

对飞机进行必要的检查或测量，确定飞机内部的应急出口标示和操

作手柄的位置、亮度、尺寸满足条款的要求；飞机外部的色带的尺寸和反射率满足条款的要求，特别的：

(1) 第 25.811 条(a)和(e)款需要用航空器检查的方法确认：在典型的白天和仅应急照明条件下，视力为 20/20（相当于中国 1.0 的视力）的人不用费力就可以看到应急出口的标示以及出口的开启措施。

第 25.811 条(b)款要求能从距离等于座舱宽度的位置对旅客应急出口和位置进行辩读；对于第 25.811 条(e)款，采用条款中要求的距离 760 毫米（30 英寸）处对机内开启说明进行辩读。

(2) 为表明第 25.811 条(c)款的符合性，应在第 25.812 条(e)款的条件下对飞机进行航空器检查，确认地板附近应急撤离通道标记的设置能够满足要求。

3. 需要说明的其它问题

3.1 中文标记标牌

在对航空器型号认可和补充型号认可中文标记标牌审查过程中，航空器的标记标牌需符合 21.29 第（五）条的规定。下列各项应当至少有中文表述：机上所有对旅客进行的提示、警告和通知的文字标记和标牌；机上所有向旅客或者机外营救人员指示应急出口和门的位置以及开启方法的文字标记和标牌；旅客可能使用的机上所有应急设备的操作、使用说明。

因此对于应急出口标示为双语的飞机，中文字体不仅应该符合第 25.811 条(e)款(4)项(iii)目和第 25.812 条的要求，其中文字体尺寸、中文字符的位置等还应该参照咨询通告《航空器内、外部标记和标牌》（AC-21-AA-2013-14R6）的要求进行。

3.2 图形/符号出口标示

为了使飞机的标示能够更被公众理解和接受，消除文字差异带来的理解困难，一些飞机厂商建议使用通用化的图形/符号出口标示，而不是传统的基于红色文字标示。该设计使用带有箭头的绿色人行图形标示，箭头指示到达应急出口所应遵循的方向。

符号出口标示不符合第 25.811 条和第 25.812 条基于文本的要求，需要额外的补偿措施将安全等级提高到第 25.811 条和第 25.812 条所要求的水平，如：在飞行手册中加入对符号/图形出口标示的说明；要在起飞/着陆前向乘客进行特别说明，并在每个乘客座位上放置标准的符号/

图形出口标示信息卡。这些补偿措施将整体提高乘客和公众对符号/图形标示的理解。

同时需要注意：飞机所用的符号/图形出口标示必须是 CAAC 可接受的图形符号，必要的时候需要进行额外的验证以证明其安全水平和文字标示相同。

AC 25.815 过道宽度

1. 条款要求解析/规章安全意图

为了确保在应急情况下的人员撤离速率，第 25.815 条规定了过道宽度在任何一处（包括沿过道长度方向和过道某点的高度方向）的最小要求。由于人体上宽下窄的生理特点，决定了过道在不同高度范围可具有不同的宽度，以 635 毫米（25 英寸）的高度划分了上下两个范围。

2. 可接受的符合性方法

为了表明符合性，一般来说申请人可以使用说明性文件、航空器检查的符合性验证方法。对于客座量小于 10 座且过道宽度小于 300 毫米（12 英寸）但不小于 230 毫米（9 英寸）的飞机，需要使用额外的试验来证明该设计能够满足要求。建议的符合性方法如表 25.815-1 所示。

表 25.815-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.815条	总体		1			4			7			

2.1 说明性文件 MC1

申请人需提供带有详细尺寸的客舱布置图，以及会对过道宽度产生影响的设施及其标记标牌来表明其符合性。需要关注（但不限于）以下因素：

(1) 飞机的客座量，主要是关注飞机最大客座量以及会对过道宽度产生最不利影响的飞机构型。

(2) 飞机的内饰是否会对过道宽度产生影响。

(3) 如果飞机上设施的使用会导致过道宽度减小至条款要求以下，则需要特定的措施来进行限制。

2.2 航空器检查 MC7

进行机上检查，实际测量机舱各处的过道宽度以表明符合性。

对飞机进行检查或测量时需要关注（但不限于）以下因素：

(1) 过道两旁为座椅时，过道宽度应测量的是两相对的空座椅在座椅调节到最不利位置时的法向距离。

(2) 过道旁为厨房、衣帽间或储藏室时，应考虑门把手或门闩等突出物对过道宽度的影响，在测量时可以采用垂直投影的方式。

(3) 对于交错排列的座椅或弯曲过道，过道上的任一处的宽度应该沿与过道垂直的方向测量。

(4) 对于可上下活动的座椅扶手，在收上和放下时，若伸入规定的过道空间，乘客入座或离座后应能自动返回到正常位置，否则需有标记说明，以便人为复位。

2.3 实验室试验 MC4

对于客座量小于 10 座的飞机，申请更窄（小于 300 毫米（12 英寸）但不小于 230 毫米（9 英寸））的过道宽度，需要用实验室试验来补充表明符合性。实验室试验需要向局方表明以下内容：

(1) 申请人补做的试验要表明飞机在此构型下的撤离能力和标准构型下的撤离能力相当。

(2) 过道宽度减少到第 25.815 条中规定的最低要求以下（更窄的但不小于 230 毫米（9 英寸）的宽度），则需要申请人做相应的试验来证明在客座量为 10 或以下的飞机上，过道宽度小于 300 毫米（12 英寸）的可接受性。即：在第 25.561 条和第 25.562 条规定的应急着陆的情况下，由于碰撞使座位移动或变形，从而导致过道宽度额外减小。

3. 需要说明的其它问题

(1) 乘客过道宽度是在没有乘员的情况下测得的相对座位之间的距离。该距离应在不挤压坐垫，并且在座椅或过道中的其他限制处于最不利的位置（例如座椅倾斜或倾倒）的情况下确定。与典型的商用飞机不同，私人飞机的座椅在飞行过程中可以移动以适应会议和其他安排，这些设计特征将过道宽度减小到指定的宽度以下。以上情况仅在航路飞行中可以被接受，并且需要提供明确的标示要求在飞机滑行、起飞和着陆时需调整座椅姿态以使得过道宽度满足规章的要求。

(2) 规章中定义的最小过道宽度已经考虑了碰撞后可能产生的座椅最大变形量带来的不利影响。最小过道宽度是在假定了在第 25.561 条和

第 25.562 条规定的应急着陆的条件下的碰撞后对座椅产生的最大变形量下确定的。但是，为验证客座量小于 10 座且过道宽度小于 300 毫米（12 英寸）但不小于 230 毫米（9 英寸）的过道宽度可接受性，必须采用试验的验证方法，以表明在第 25.561 条和第 25.562 条规定的应急着陆的情况下，由于碰撞使座位移动或变形，从而不会导致过道宽度额外减小。

(3) 当测量位置不在座椅之间，而是在其他的过道限制（例如厨房，衣帽间，储物箱等）之间时，距离地板上方特定垂直距离处的最小宽度要求仍然适用。如果突起物侵入了指定的过道宽度，则应考虑这些突起物，例如门把手，门锁，导轨等带来的影响。应对适当高度区域（离地板小于 635 毫米（25 英寸）或离地板等于或大于 635 毫米（25 英寸））的突起的垂直投影进行测量。在确定突起是否可以侵入所需的过道宽度时，应考虑突起对飞机撤离的影响。门帘可以略微突出到所需的过道中，但前提是门帘及其系带不会阻碍过道通行。

(4) 第 25.815 条要求的主过道宽度应保持从地板水平以上直到至少高出地板（地板覆盖物的顶部）1854.2 毫米（73 英寸）的高度。对于从地板到天花板之间的距离没有 1854.2 毫米（73 英寸）的飞机，从飞机地板到天花板都应保持所需过道宽度。悬挂在天花板上或跨过主通道的任何特征（标牌，视频监视器等）应至少在地板上方 1854.2 毫米（73 英寸）处，除非它们是可伸缩的并且标明在飞机滑行，起飞和着陆的时候收回。对于地板和天花板之间的距离不足 1854.2 毫米（73 英寸）的飞机，不应在主通道中的天花板上悬挂任何特征（标牌，视频监视器等），可以使用其他位置来放置，例如，座位上方，侧壁上等。并且被适当包裹或倒圆，以防止人员在机舱内移动时受到伤害。

(5) 可向上活动的座椅扶手（例如残疾人专用的扶手），在扶手向上抬起的时候可能会侵入到过道中，导致可用过道宽度减小。以下几种情况可以视为满足规章的可接受方法：

- (a) 扶手的运动并未进入所需的过道空间；
- (b) 如果扶手一直在向下位置，对撤离的影响可以忽略不计；
- (c) 扶手抬起后可以自动返回到向下位置，或有适当的标示，要求在使用后立即将扶手归位；
- (d) 扶手为可以拆卸扶手（前提是安装时已将其牢固锁定）。

AC 25.841 增压系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

第25.841条 增压座舱条款为运输类飞机的增压室提供标准。随着涡轮喷气式运输机的问世，飞机可在较高的高度上飞行，但是对机组和乘客的呼吸却带来一定的风险。不使用补氧对于人类是非常危险的。当快速减压使座舱高度超过10,363米（34,000英尺）后，乘客使用连续流动的氧气面罩可能无法提供缺氧保护。一些乘客可能在得不到氧气的情况下被暴露在减压状态。一些人可能会在10,668米（35,000英尺）丧失意识，其他的人即使使用了持续的氧气设备也可能在更高的高度丧失意识。暴露在超过7,620米（25,000英尺）的座舱高度下超过两分钟而没有得到补充的氧气有可能会在某些情况下造成永久生理（大脑）伤害。规章要求飞机应提供可接受的安全水平。

制定第25.841条的目的是和第25.1447条(c)款的要求结合，确保在最大审定高度发生导致减压的一个故障或故障组合后：(1)飞行人员会保持警惕并且能使飞机安全飞行和着陆；(2)保护舱内乘员不受缺氧影响；(3)如果一些乘员没有得到补氧，但他们仍然不会受到永久的生理（大脑）伤害。体现了高空生理限制和对设备技术的要求。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

运输类飞机增压系统符合性验证的可接受符合性方法主要有：设计和飞行试验。

2.2 分析

2.2.1 第25.841条(a)款

本款要求增压舱在飞机正常运行时，其座舱压力高度不应超过2,438米（8,000英尺）。第25.841条(a)款和第25.1447条(c)款意图是确保在最大审定高度上，导致释压发生的一个失效或多个组合失效发生后：

(1) 机组人员将保持警惕并能够安全飞行和着陆飞机；

(2) 保护座舱的乘员不受缺氧的影响；并且

(3) 在此事件中，即使一些乘员没有得到补氧，但他们仍然不会受到永久的生理（大脑）伤害。

本条款字面是“在正常运行条件下，飞机在最大使用高度上保持座舱压力高度不超过2,438米（8,000英尺）”，但是本条款的意图是在正常运

行条件下，直到最大运行高度，座舱压力高度都不能超过 2,438 米(8,000 英尺)。

尽管普遍认为 2,438 米(8,000 英尺)相比较 2,576 米(8,450 英尺)的座舱压力高度下气管氧分压差异很小。然而，如果乘员有呼吸缺陷，这可能会对乘员的健康造成一些影响。因此，应表明在正常运行条件下满足该限制，包括预期的设备和传感器制造误差。这适用于用于表明符合性的飞行试验或地面试验所确定的实际测量值，但不适用于显示设备的公差，例如，座舱压力高度指示。2,438 米(8,000 英尺)限制值之上的 15 米(50 英尺)或 30 米(100 英尺)的显示值不认为是不可接受的，只要实际的座舱压力高度不超过 2,438 米(8,000 英尺)。

尽管与暴露高座舱压力高度和暴露时间相关的生理影响因人而异，但是当座舱压力不超过 2,438 米(8,000 英尺)时，这些生理影响(加速心跳，降低认知能力，恶心并增加心脏骤停或中风的可能性)非常少见，因此 2,438 米(8,000 英尺)是通常可接受的座舱压力高度。

座舱压力高度 4,572 米(15,000 英尺)人能承受的外部压力的极限，超出该极限(一定时间内)，人的呼吸困难，会导致危险。

对于高原机场的运行，飞机在地面期间也属于正常运行，如果要求这种情况下座舱压力高度不超过 2,438 米(8,000 英尺)，则飞机需要在地面增压。这可能会带来其他安全问题，如在需要应急撤离时妨碍舱门的快速打开。因此，通常允许高原机场运行期间座舱压力高度大于 2,438 米(8,000 英尺)，并通过等效安全的方式获得局方批准。

2.2.1.1 第 25.841 条(a)款(1)项

本条的目的是防止可能的故障将飞机乘员暴露在极端环境条件下；然而，允许使用应急下降程序来满足该要求。对于具有最严重影响的可能失效，符合性应该由所审定的最大飞机运行高度开始的飞行试验来演示，在必要时使用应急下降程序。

典型的可能增压失效包括单个空调系统失效或单个引气系统失效，如果系统有共同的控制系统则应考虑双空调失效或双引气系统失效，或其它类似的单个失效。其它应当考虑的可能失效状态包括排气活门控制或排气活门本身的失效。

2.2.1.2 第 25.841 条(a)款(2)项

第 25.841 条(a)款(2)项(i)目：该条款中的座舱压力高度-暴露时

间限制是基于 James G. Gaume 所写的“安全无意识时间”的概念（见 1970 年 4 月宇航医学期刊上 James G. Gaume 所写的“对商用喷气式飞机乘客而言，释压后影响安全无意识时间的因素”）确定的。普遍认为在快速释压使得座舱压力高度超过 10,363 米（34,000 英尺）后，使用旅客连续式氧气面罩可能无法提供缺氧保护。普遍也认为一些旅客可能在得不到氧气的情况下被暴露在释压状态。一些人可能会在 10,668 米（35,000 英尺）丧失意识；其他人即使使用了连续式氧气设备，也可能在更高的高度丧失意识。暴露在超过 7,620 米（25,000 英尺）的座舱高度超过 2 分钟而没有得到补氧可能会在某些情况下造成永久性生理（大脑）损伤。可通过使用 25.365 条款所规定临界孔尺寸和位置计算座舱释压剖面、应急程序和一个经演示的应急下降剖面来表明符合性。

第 25.841 条(a)款(2)项(ii)目：本条款规定了减压后乘员必须不能暴露在大于 12,192 米（40,000 英尺）的座舱压力高度下。氧气系统不能对所有的释压影响进行保护，越高的高度这种情况变得越严重。

可通过使用第 25.365 条所规定临界孔尺寸和位置计算座舱释压剖面、应急程序和一个经演示的应急下降剖面来表明符合性。

2.2.1.3 第 25.841 条(a)款(3)项

本条款规定了在评估释压时应考虑的情况和失效。可能的失效模式包括功能异常和来自于外部的损伤源，例如轮胎爆破，机轮失效，发动机转子爆破，发动机风扇失效，非包容性发动机叶片失效，丢失天线等。应考虑系统失效（包括隐蔽的和非隐蔽的失效），系统失效的组合，系统失效与增压舱泄漏的组合（正常的和失效的密封），导致发动机关断的失效，导致结构和系统损伤的发动机失效，结构失效等。应考虑的典型系统包括发动机引气系统，空调系统，电源，排气活门和与排气活门相关的控制系统等。应当表明将乘员暴露在以下情况的失效或失效的组合是极不可能的：(1)座舱高度超过 7,620 米（25,000 英尺）2 分钟，或(2)任一时间座舱高度超过 12,192 米（40,000 英尺）。

2.2.1.3.1 机身结构

(1) 更高的运行高度可能会使得由于机身蒙皮开裂所导致的座舱压力丧失引起灾难性后果，即使结构上仍然能够承受飞行载荷。因此，高高度运行的承压结构应在设计上比那些非高高度运行飞机具有更高的可靠性（注：这里的高高度是相对于 12,497 米（41,000 英尺）以上的，上至

15,545 米(51,000 英尺))。为了防止会引起快速释压的疲劳和腐蚀损伤,附加的损伤容限要求是必要的。

(2) 由最初可探测裂纹开始, 经过四个正常检查间隔期间后, 最初可探测裂纹所扩展成的增压舱最大开口, 需仍能满足座舱高度-时间历程不应超过第 25.841 条(a)款的限制的要求。应该考虑裂纹穿透机身蒙皮-长桁和蒙皮-框的组合情况。对于高高度运行而言, 更高程度的增压舱结构完整性是必要的。

(3) 应当对离散源损伤(第 25.571 条(e)款), 如轮胎爆破, 机轮故障, 发动机, 丢失天线等造成的增压舱开口, 或任何可能导致增压舱损伤的设备失效进行分析, 以确定在最大座舱压差下运行时这些损伤对增压的影响。

(4) 应当假定窗户或风挡完全丢失, 除非可以表明由于疲劳失效或其位置对可能的损伤源而言, 造成这种完全丢失是极不可能的。第 25.775 条要求风挡和窗户应当是失效-安全的。因此, 如果窗户被设计成失效-安全并能够全部座舱压力与外部气动压力的联合作用且具有如下安全系数, 则由于疲劳失效所造成窗户的彻底丢失可以被认为是极不可能的:

(a) 对于被批准在压力高度至 13,700 米(45,000 英尺)的飞机, 单独的 1.5 倍主承力层和单独的 1.15 倍失效-安全层; 或

(b) 对于被批准在压力高度 13,700 米(45,000 英尺)以上的飞机, 1.5 倍主承力层和 1.5 倍失效-安全层。

(c) 应对负压差区域可能发生的增压舱结构失效(孔或裂缝)进行考虑, 因为这种情况可能导致座舱压力高度超过飞机高度。

(d) 在计算座舱释压剖面时, 除非可以通过 CAAC 可接受的合理分析确立一个不同的值, 否则应当假设丢失窗户的节流孔释放系数(流量系数)为 $C_d=0.75$, 结构损伤导致的孔洞节流孔释放系数(流量系数)为 $C_d=0.5$ 。

2.2.1.3.2 发动机

(1) 应当考虑发动机转子爆破(包括风扇, 压气机和涡轮叶片, 以及转子盘)和所有发动机推力的完全丧失的情况。曾经发生由于同时发生的失效, 继发性影响和操作错误引起的多重发动机失效。在巡航状态下曾经发生过发动机、多个风扇叶片和转子盘失效, 并导致释压。根据服役经验, 必须假定这些失效将会发生。

(2) 历史上曾经发生过由非包容性发动机失效引起的飞机释压，尽管根据服役历史，在氧气设备能够提供足够防护的高度层发生的释压是可接受的。但是，现有的发动机的服役历史常常并不适用于新的发动机，因此利用这种服役历史所得的好处是有限的。非包容性发动机失效更容易在起飞和爬升阶段发生，然而，这些失效中也有大约 20% 发生在巡航阶段（不计鸟撞）。因此，应当考虑巡航状态下的发动机爆破，并进行与释压有关的损伤评估。

(3) 通常使用经典的三轮毂爆破模型（转子的 1/3 部分）对非包容性发动机爆破开展损伤评估和失效模式与影响评估。考虑到转子失效的能量，这种方法曾经是，现在仍然是合适的。但是，随着高涵道比风扇发动机的引入，风扇失效就成为估计机身损坏孔尺寸的主要因素。应当考虑由非包容性发动机风扇叶片和转子碎片所造成的，发生在风扇平面的前 15 度角和最后一级涡轮平面的后 15 度角之间的区域的损伤。

(4) 应假设一个内部机身的切向撞击。如果窗户在旋转平面的前 15 度或后 15 度或向后更大的撞击区域投影内，使用窗户的面积，除非由发动机转子碎片所形成的切向切口面积更大，这种情况下使用应使用切向切口。

(5) 投影内部机身切向切口的损坏场景。

典型的，但不是唯一的切向投影如图 25.841-1 所示。

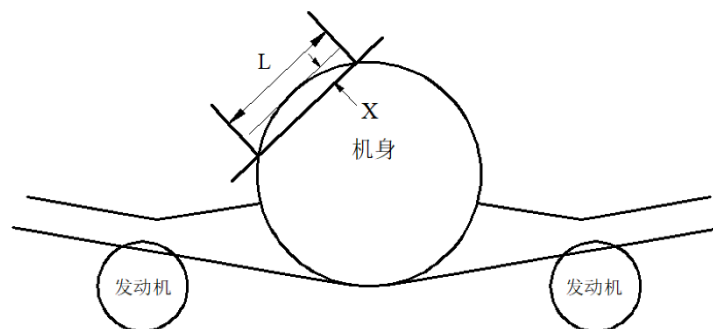


图 25.841-1 典型切向投影

L 可以假定为扇形区域距离（例如，直线）。

X 是发动机碎片尺寸。

(6) 高高度运行期间（12,192 米（40,000 英尺）以上）人员进入增压货舱的考虑：

第 25.841 条 (a) 款 (2) 项和 (a) 款 (3) 项要求考虑发动机转子爆破的情

况下，乘员不能暴露在大于 12,192 米（40,000 英尺）的座舱压力高度。某些尾吊发动机的公务飞机可能在超过 15,240 米（50,000 英尺）的高度飞行。这些飞机的主压力隔框位于尾吊发动机的后面，但是在发动机前面另外有一个附加的压力隔框，两个隔框之间为货舱，附加的压力隔框上有一个可从主客舱进入货舱的门。当附加压力隔框上的门处于关闭状态时，可保证发动机转子爆破时增压舱（主客舱）的完整性。飞机在高高度运行期间，如果附加压力隔框上的门处于打开状态，则发生发动机转子爆破时，乘员可能暴露在大于 12,192 米（40,000 英尺）的座舱压力高度，不满足规章的要求。因此，申请人必须提供措施确保：(1) 在大于 12,192 米（40,000 英尺）的高高度运行期间，货舱是不能够进入的并且无人在里面；(2) 当货舱门未被关闭和锁上时，驾驶舱有指示以警告机组；并且(3) 有措施自动关闭舱门。飞行手册应规定在大于 12,192 米（40,000 英尺）的任何高高度运行期间，货舱门必须被关闭和锁上。

2.2.1.3.3 应急下降

(1) 演示对第 25.841 条的符合性时，应当假定飞机运行高度在 12,497 米（41,000 英尺）以上时使用氧气设备，并根据批准的应急程序进行应急下降。在座舱高度警告和开始下降动作之间应加上机组的释压识别时间和戴上氧气面罩的时间。具有最严重影响的可能的系统失效应在最大飞行高度通过飞行试验予以演示。对于不可能的失效，座舱高度应由经验证的分析方法来确认，如有必要，座舱高度也可由较低高度所进行的飞行试验来确认。

(2) 在释压后，在座舱高度告警和开始进入下降构型之间，应加上一个机组识别和戴上氧气面罩的 17 秒延迟时间。17 秒反应时间是由飞机机组人员在给定的应急情况下在模拟器上的应急反应时间的平均值得来的，这种应急情况通常是压力丧失或一些其它的紧急情况。17 秒值代表了 75% 的机组人员的反应时间。

(3) 下面的一个释压失效的例子（见图 25.841-2）可以使得延迟和环境限制的使用更加清晰。

假设和定义：

HN=正常座舱压力高度，通常小于等于 2,438 米（8,000 英尺）；

Tf=增压失效的时间；

TW=3,048 米（10,000 英尺）座舱压力高度告警时间；

$T1$ =飞机开始下降的时间;

TR =机组人员响应应急通告的识别时间 (17 秒);

TS =故障处理或损坏评估的时间,例如,切换排气活门到“手动”位置尝试重新获得舱压控制;

TD =将飞机构型调整到下降状态的时间,例如起落架伸出。

$T1-TW$ =从座舱高度告警到飞机开始下降的延迟时间= $TR+TS+TD$ 。

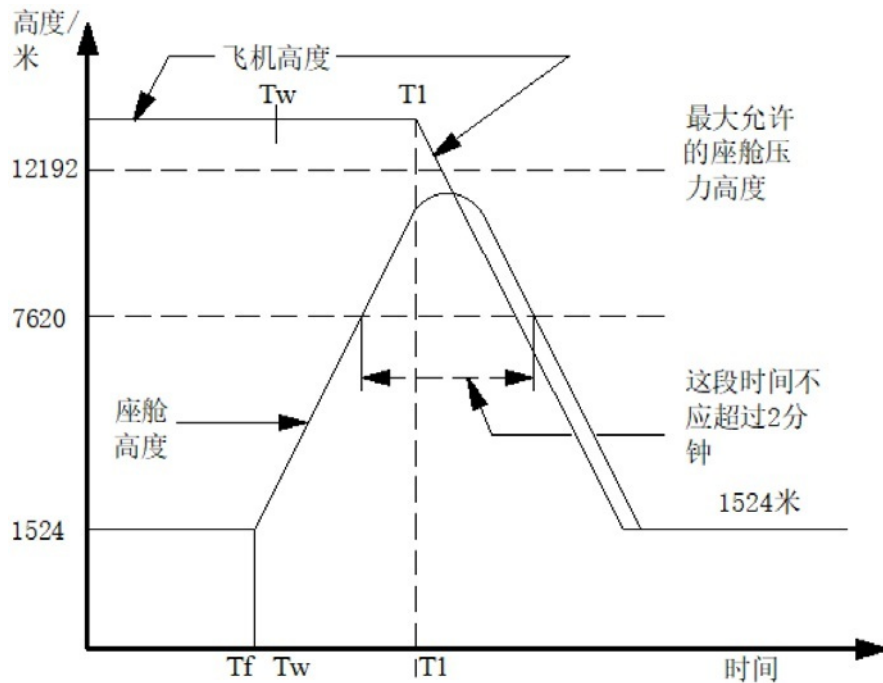


图 25.841-2 释压失效示例图

(4) 故障处理时间和实现下降构型的时间可以基于分析和模拟。一旦选定了临界故障,就应对这些延迟进行评估以验证这个下降速率是机组人员可以完成的典型操作。设定的下降率应被体现在飞行手册程序中,并且飞行手册也应当推荐当运行高度超过 10,668 米 (35,000 英尺) 时,如有可能应下降到 1,524 米 (5,000 英尺) 以下。

(5) 第 25.841 条 (a) 款 (2) 项的限制并不是用于计算应急下降和生存所需的氧气量。由于某些原因,飞行机组可能无意间或有意的延迟下降。可能需要设定不同的下降率。运行规章规定了必须携带的氧气量。

2.2.2 第 25.841 条 (b) 款

第 25.841 条 (b) 款要求座舱压力调节系统应当有必要的设备来控制座舱压力、座舱压差、座舱压力变化率,并向机组人员提供必要的警告和指示。还应考虑系统在故障情况的应急措施,以便为机组人员和乘客提供

最低的安全标准。

2.2.2.1 第 25.841 条 (b) 款 (1) 项

第 25.841 条 (b) 款 (1) 项是要求压调系统应设置两个正释压活门，以将正压差控制在对应的门限值内；同时如果一个失效后，仍能达到预期的效果而不会造成正压差显著升高。

2.2.2.2 第 25.841 条 (b) 款 (2) 项

第 25.841 条 (b) 款 (2) 项与上一条类似，只是针对负压差而言，其目的是防止负压差超过门限值损坏机体结构。同时，如果设计能合理预防负压差释放活门的异常，则一个活门即可。这里规章所说的合理预防措施，包括定期维护检查或采用连续 BIT 监控等措施发现负压差活门的异常。

2.2.2.3 第 25.841 条 (b) 款 (3) 项

第 25.841 条 (b) 款 (3) 项压调系统具备提供快速平衡压力的措施，以确保 (1) 在应急情况下必须打开插塞式门时能够迅速平衡压差，(2) 风挡开裂时能够迅速平衡压差。

对该要求的符合通常可以使用一个排气活门的手动控制位置指示和控制来实现。除了手动控制外，关掉座舱进气也是一种满足该要求的方式。

另外，对于快速释压事件，隔舱之间也应考虑设置适当的压力平衡措施并从系统、结构强度等方面予以考虑(增压舱载荷要求见第 25.365 条)，以确保继续安全飞行和着陆。

相比于飞行员控制舱压变化率而言，CAAC 不推荐具体的减压速率。即在手动压力控制模式下，飞行员可按照其判断应急的需要或按照飞行手册的规定，设置速率快慢。对于大型飞机而言，典型的最大速率发生在排气活门打开的 30 秒之内，并且在空调打开的情况下紧随其后的减压将在小于等于 2 分钟之内发生。

从设定和审定角度来看，应从失效分析，异常程序和防止变为灾难事件失效的必要性方面评估所需确立的压力平衡速率。

2.2.2.4 第 25.841 条 (b) 款 (6) 项

第 25.841 条 (b) 款 (6) 项要求当座舱压力高度超过 3,048 米 (10,000 英尺) 时，应提供一个听觉或视觉告警给机组。该规章的意图是当超过一个安全的或预先设定的座舱压力高度限制时，应警告机组。然而，当进出的机场高度大于 3,048 米 (10,000 英尺) 时，符合这样的规章将会导致

干扰性的座舱压力告警。对于设置座舱压力高度告警限制在 3,048 米（10,000 英尺）以上的用于进出 3,048 米（10,000 英尺）以上的机场运行的系统而言（注：第 25.841 条(b)款(6)项座舱压力超过告警为 3,048 米（10,000 英尺）），应按照 21 部要求进行 EL0S。

对于高原机场运行的飞机，为了避免在增压系统正常的情况下出现座舱压力高度告警，对于机组造成不必要的干扰，可将座舱压力告警高度设置 3,048 米（10,000 英尺）以上。对此，通常可采用等效安全来表明对本条的符合性。

2.2.2.5 第 25.841 条(b)款(7)项

本条款是对于增压舱警告标牌的要求。第 1 种情况按照直到释压活门的最大调定值组合着陆载荷进行结构强度的设计，对于这种情况，飞行机组在着陆时无需关注座舱压差情况，均不会超出增压舱载荷限制；第二种情况是按照着陆时内外压差为释压活门的最大调定值以下的某个限制值来进行结构强度的设计。如果按照第二种情况设计结构，则应在飞行员或飞行工程师工作位置处设置警告标牌，告知机组最大允许的着陆压差值，防止飞行机组在着陆时超出该数值。

2.2.2.6 第 25.841 条(b)款(8)项

第 25.841 条(b)款(8)项要求将压力传感器和系统设计成指示器和第 25.1447 条(c)款所要求的自动氧气面罩抛放装置能够被激活而无任何延迟，这些延迟将极大地增加由释压所造成的危险。

2.3 飞行试验

试飞机应有型号设计规范所允许的最大许可泄漏面积。如果试飞机不能满足这样的判据，则对于型号设计所允许的最大泄漏速率而言，应通过必要的额外试验或分析以证实符合性。

2.3.1 正常运行状态-2,438 米（8,000 英尺）座舱压力高度

(1)使增压系统运行在正常模式，验证在上至飞机审定的最大运行高度的爬升、巡航或下降期间，座舱压力高度不超过 2,438 米（8,000 英尺）。

(2)应保持稳定状态足够长的时间以记录由于释压活门运行所导致座舱压力高度的任何循环波动。

2.3.2 失效状态-4,572 米（15,000 英尺）座舱压力高度

(1)应识别关键的可能的系统失效。应设置座舱压力高度告警到公差

带的上边界或通过必要的额外的试验或分析以表明符合性。如果确定多个系统失效模式满足“可能失效状态”准则，则应对识别出的每个失效模式进行飞行试验；当两个以上组合故障满足可能的失效状态，则应对这些组合故障开展飞行试验。

(2) 开始试验时，飞机应稳定在审定最大运行高度的巡航构型状态且增压系统工作在正常模式。

(3) 在启动关键失效以允许座舱压力高度上升，在 3,048 米（10,000 英尺）座舱压力高度告警激活后，试飞机组应立即戴上氧气面罩，直到 17 秒后采取进一步的纠正动作。这时应启动应急下降程序，并且持续下降高度到 4,572 米（15,000 英尺）以下。

(4) 在试验期间的任何时间，座舱压力高度均不应超过 4,572 米（15,000 英尺）。

2.3.3 高高原起飞条件（大于 2,438 米（8,000 英尺））

应设置增压系统在高高原模式，并在 AFM 手册中提供该方面的程序。

在从高高原机场的实际爬升到审定的最大运行高度期间或在这样的爬升的一个飞行模拟期间，座舱压力高度不应超过最大许可的起飞和着陆高度（在可接受的公差范围内）。模拟应开始从一个启动的 2,438 米（8,000 英尺）以上的高度且飞机不增压。

座舱压力高度最终应降低到 2,438 米（8,000 英尺）并且这时对后续的飞行试验不会超过 2,438 米（8,000 英尺）。

除上述要求，申请人也应将等效安全中采取的符合性措施纳入飞行试验。

2.3.4 高海拔机场着陆条件（2,438 米（8,000 英尺）以上）

(1) 开始下降前，飞机应稳定在审定最大运行高度的巡航构型状态。

(2) 应设置增压系统在高高原模式。

(3) 在下降到一个实际的或模拟的着陆高高原机场期间，座舱压力高度不应超过最大许可起飞和着陆高度。

除上述要求，申请人也应将等效安全中采取的符合性措施纳入飞行试验。

AC 25.843 增压座舱的试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

此条款提供证明符合座舱增压要求所必须进行的测试，分为强度试验和功能试验两部分要求。

第 25.843 条 (a) 款是对增压座舱进行强度试验的规定，关注增压舱的测试压力。规定把机身增压座舱当作一个压力容器来进行强度试验，这一压力容器需包括机身、门、窗和相应的活门，同时规定试验时按第 25.365 条 (d) 款规定的压差值进行。

第 25.843 条 (b) 款 (1) 项要求进行正、负压差释压活门和应急释压活门的功能和排气量试验。确认当调节器活门的关闭时，正、负压差释压活门和应急释压活门可以将座舱的正负压差控制在限定的范围内。

第 25.843 条 (b) 款 (2) 项要求进行增压系统试验，表明飞机在整个飞行包线内预期的环境条件下（增压座舱可能的压力、温度和湿度条件下），增压系统功能正常。

第 25.843 条 (b) 款 (3) 项要求进行飞行试验，以评估增压系统和所有相关的子系统在最大高度以及在爬升和下降的动态条件下的性能。本试验要证明增压系统在稳态和动态外界压力条件下正常工作的能力。

第 25.843 条 (b) 款 (4) 项要求在完成第 25.843 条 (b) 款 (3) 项所要求的飞行试验之后检查所有舱门和应急出口的功能。本条所关注的是在增压/卸压循环过程中由于舱门和机身结构的相对位置变化可能导致的卡阻现象。

2. 可接受的符合性方法

针对第 25.843 条 (a) 款，需对增压座舱进行强度试验验证，把机身增压座舱当作一个压力容器来进行强度试验，这一压力容器需包括机身、门、窗和相应的活门，同时规定试验时按第 25.365 条 (d) 款规定的压差值进行。试验完成后，增压座舱应当没有有害的永久变形，舱门以及其他增压系统设备应功能正常。

针对第 25.843 条 (b) 款 (1) 项，可进行飞行试验表明符合性。飞行试验可按以下程序进行：

(1) 正压释放

如果装备有两个阀门，试验中应当使其中一个无效。

(a) 起飞后，飞机爬升到可获得最大座舱压差的运行高度。

(b) 手动关闭外流阀门，使座舱压差增大。

(c) 验证座舱压差警告功能是否正常。

(d) 验证释放阀门的功能，并且验证最大座舱压差不超限。

(2) 负压释放/应急下降

如果装备有两个阀门，试验中应当使其中一个无效。

(a) 在巡航高度上，以飞机能获得最大机身负压差的临界条件进行应急下降。

(b) 验证机身的最大负压差不超限。

针对第 25.843 条 (b) 款 (2) 项，通常可对增压系统设备进行预期环境条件下的鉴定试验来表明符合性。

针对第 25.843 条 (b) 款 (3) 项和第 25.843 条 (b) 款 (4) 项，需进行飞行试验验证。试验可以在高度处于飞机起飞限制之内的任何机场进行。增压系统以其正常的模式工作。应考虑 MMEL 下的签派以及对 MMEL 构型进行验证的额外试验。

(1) 稳定爬升/下降

稳定爬升/下降的增压系统试验应当在飞机使用限制范围可达到的最大爬升/下降率条件（如：重量、高度、温度和构型）下进行。

(a) 起飞后，保持稳定、连续地爬升到飞机审定的最大运行高度。

(b) 保持该高度直到座舱压力高度稳定。

(c) 在飞机的使用限制范围内，以稳定的最大下降率降落至机场。

(2) 梯度爬升/下降

梯度爬升/下降的增压系统试验应当在飞机使用限制范围内可达到的最大爬升/下降率条件（如：重量、高度、温度和构型）下进行。

(a) 起飞后，梯度爬升到飞机审定的最大使用高度。梯度增量应为 1,524 米（5,000 英尺）到 2,286 米（7,500 英尺）。

(b) 保持每一平飞高度足够长的时间，使座舱压力高度稳定。

(c) 从最大高度开始梯度下降，在每一平飞高度使座舱压力高度稳定。梯度增量应为 2,286 米（7,500 英尺）到 3048 米（10,000 英尺）。

(3) 手动座舱压力控制

如果提供手动控制压力的措施，应该在飞机和飞行包线的正常和应急操作情况下，对这些措施进行评估。

(4) 舱门和应急出口的试验

(a) 飞行前，应该检查所有客舱门和应急出口工作是否正常。

(b) 在完成最大审定高度和座舱压差的飞行试验返回后，一着陆即

打开所有客舱门和应急出口。每个客舱门或应急出口的工作特性应该与其飞行前的工作特性没有任何变化。

AC 25.854 厕所防火适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

该条款要求运输类飞机的客舱防火保护系统，特别是在相对比较闭塞的每个厕所须配备烟雾探测系统，当有烟雾产生时，能够及时的向驾驶舱或客舱机组人员提供警告。同时由于客舱机组人员不易发现厕所的火情，则要求每个厕所废物箱要配备灭火器，当废物箱起火时，灭火器能自动灭火，以免耽误灭火时机导致火势蔓延。

1.2 条款的要求解析

CCAR 25.854 条的实质要求解析如下：

第 25.854 条 (a) 款要求客座量等于或大于 20 座的运输类飞机的厕所配备烟雾探测能力。虽然厕所的烟雾和火灾发生率比厨房低，但出于以下几个原因，厕所的火灾探测需求更大：大型运输类飞机客舱尺寸较大，厕所常常处于关闭状态且不会被实时监控，同时厕所装有防止异味的通风系统。作为烟雾探测系统的一部分，应该在驾驶舱中提供告警指示，或者考虑到整个飞行过程中客舱工作人员的位置，需要在客舱内提供警告灯或声音警告，以提供一个清晰、无误的告警信号，以便客舱工作人员可以及时发现火情。

厕所烟雾探测器的目的是增强机组人员发现厕所火灾的能力，而不是用作主要的探测系统（例如隔离的货舱中使用的探测器），因此在表明符合性时建议但不强制使用 CTS0-C1d 的标准。服役经验表明，客舱工作人员如果能及时发现厕所火灾，可以迅速进行控制和灭火。因此，如证明现有的烟雾探测器在安装后能够发挥其预期的功能，可被认为是满足要求的。

第 25.854 条 (b) 款要求厕所废物箱应配备自动灭火装置。自动灭火器在发生火灾时会尽快扑灭火灾，这是将响应时间保持在最短的切实可行的方法。烟雾探测器将是灭火器的必要补充，以使机组人员能够迅速发现火情，并确定是否需要采取其他措施（例如使用手动灭火器）来控制火势并防止再次点燃。本条款提出了对废物箱防火能力的要求，延迟了火情

的蔓延。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC1 设计说明、MC4 实验室试验、MC5 地面试验、MC6 飞行试验、MC7 机上检查和 MC9 设备合格性。

表 25.854-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.854条(a)款	防火		1			4	5	6			9	
第25.854条(a)款	指示记录		1				5	6				
第25.854条(b)款	防火		1			4	5		7			

2.1 第 25.854 条(a)款

2.1.1 MC1 设计说明

厕所烟雾探测系统的探测器性能及探测器布置经过设计，在飞机运行时，厕所里废物箱着火产生烟雾后，在任意的通风条件下，探测系统能够在设计规定时间内探测到烟雾后并发出告警信号。

指示记录系统，一旦烟雾探测装置探测到烟雾时，防火系统给出烟雾告警信号，指示记录系统在设计规定的时间内给出了驾驶舱目视警告或者及时给予客舱机组人员目视警告或音响警告。

2.1.2 MC4 验证过程

如果设备进行随机验证，需进行烟雾探测器的实验室试验，通过分析烟雾探测器的使用环境，包括振动、腐蚀、潮湿、高温等复杂环境下的试验，满足 D0-160 相关要求以表明符合第 25.854 条(a)款的要求。

2.1.3 MC5 机上地面试验

进行探测系统机上地面试验，在厕所废物箱附近或实际情况可能发生火情的地方释放烟雾和驱散烟雾来模拟烟雾产生和烟雾消除状态，烟雾探测系统响应和指示正确无误，符合第 25.854 条(a)款的要求。

2.1.4 MC6 飞行试验

可进行厕所烟雾探测系统飞行试验，在飞行试验中模拟厕所烟雾产生，确认指示记录系统在设计规定的时间内给出了驾驶舱警告或者及时给予客舱机组人员目视警告或音响警告，以此验证对第 25.854 条(a)款的符合性。

2.1.5 MC9 设备鉴定

进行厕所烟雾探测器设备鉴定，一般设计批准可以采用 CTS0-C1d 标准，表明符合第 25.854 条 (a) 款的要求。

2.2 25.854 条 (b) 款

2.2.1 MC1 设计说明

通过防火系统设计描述说明厕所灭火瓶的布置、功能和工作原理，以表明符合第 25.854 条 (b) 款的要求。

特别的，根据《国际民用航空公约》附件 6 和附件 8 以及 CAAC 适航指令 CAD2012-MULT-09 的要求，自 2013 年 1 月 1 日起，所有在中国申请注册的新生产的航空器，其厕所废物箱灭火器的灭火剂必须是符合要求的哈龙替代品。

2.2.2 MC4 验证过程

进行厕所灭火瓶实验室试验，通过分析灭火瓶的使用环境，包括振动、腐蚀、潮湿、高温等复杂环境下的试验，满足 D0-160 相关要求以表明符合第 25.854 条 (b) 款的要求。

2.2.3 MC5 机上地面试验

该试验是可以和烟雾试验同时进行，通过地面试验确认该灭火瓶的释放可以自动喷射灭火剂，同时灭火器的性能能够扑灭相适应的火情。

2.2.4 MC7 验证过程：

通过机上检查，目视检查固定式灭火器的安装，确认符合设计要求。

AC 25.856(a) 隔热/隔音材料火焰蔓延适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

条款的目的是将机身内部使用的隔热/隔音材料的范围限制于不会传播火焰的材料，降低客舱内火焰蔓延发生的可能性和严重程度，保护乘员安全，延长飞机安全飞行和人员地面应急撤离的时间，从而加强民用航空器的安全性。

1.2 条款的要求解析

CCAR 25.858 条 (a) 款的实质要求解析如下：

第 25.856 条 (a) 款要求安装在机身内的隔热/隔音材料不蔓延火势。需要考虑的对象包括安装在不可触及区域中的隔热/隔音材料，和安装在不可进入区域、经过隔音涂层处理会导致火焰蔓延的内饰板。还包括安装

在隔热/隔音材料上的附件，包括将材料附于薄膜上的缝纫线、胶带、尼龙搭扣和非金属材料的紧固件等。

2. 可接受的符合性方法

第 25.856 条 (a) 款的符合性方法一般是 MC4 试验室试验。

表 25.856 (a)-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.856 条 (a) 款	客舱 安全					4						

MC4 试验室试验

第 25.856 条 (a) 款要求安装在机身内的隔热/隔音材料防火焰蔓延，应按照 CCAR-25 部附录 F 第 VI 部分规定的火焰传播试验要求，或其它经批准的等效试验要求进行 MC4 试验室试验，验证工作具体如下。

(1) 试验件的构造

(a) 除本段所述外，试验件按附录 F 第 VI 部分所述构造。

(i) 受影响材料的每种组合都应符合第 25.856 条 (a) 款。但可以通过构建严酷性组合，减少需实际试验的组合数量。例如，芯材厚度不同或者相对表面膜层不对称的芯材组合，不要求对每一种组合进行试验以确定符合性。不同密度的芯材也是如此。申请人应提出符合性计划来解决这种存在多种不同组合的情况。

(ii) 应该在薄膜覆盖物上切一个小切口，以允许气体流通。切口应朝向试验件的末端，远离燃烧器的方向。附录 F 第 VI 部分 (f) (3) 描述了在薄膜/玻璃纤维组合成的试验件上切一个约 51 毫米 (2 英寸) 切口的。切口被描述为“纵向的”，这会与试验件方向或试验箱方向混淆。其目的是从试验箱的前端向后端切一个切口，切口不必精确到 51 毫米 (2 英寸)，允许有 12.7 毫米 (0.5 英寸) 公差。切口仅用于试验目的，不是对于安装隔热/隔音材料的要求。

(b) 胶带

胶带在最初的生产和维修过程中使用，或在服役飞机上方便更换材料。对每一种可能的胶带和薄膜/贴片材料进行试验是不实际的。为了简化这个过程，应用以下程序来表明所使用胶带的符合性。当然，也可以在

已安装的构型中试验胶带，这就限定了该构型。

(i) 每种类型的胶带都需要对其使用的每种材料进行鉴定。但是，对于所有的胶带/胶片组合使用标准的贴片材料是可以接受的。

(ii) 4 条 50.8 毫米（2 英寸）宽的胶带应该放在试验件上。胶带条应该剪得足够长，以覆盖试验件从前到后。第一条胶带涂在试验件的右侧，每条胶带在从右到左的方向上与前一条胶带重叠 12.7 ± 3.2 毫米（ 0.5 ± 0.125 英寸）。胶带的布置应使燃烧器点火器火焰的中心线与第一次重叠的接缝接触。图 25.856 (a)-1 显示了总体布置。有必要制作一个模板，以便知道在离试验件右边缘多远的地方放置第一条胶带，以确保燃烧器火焰接触正确。

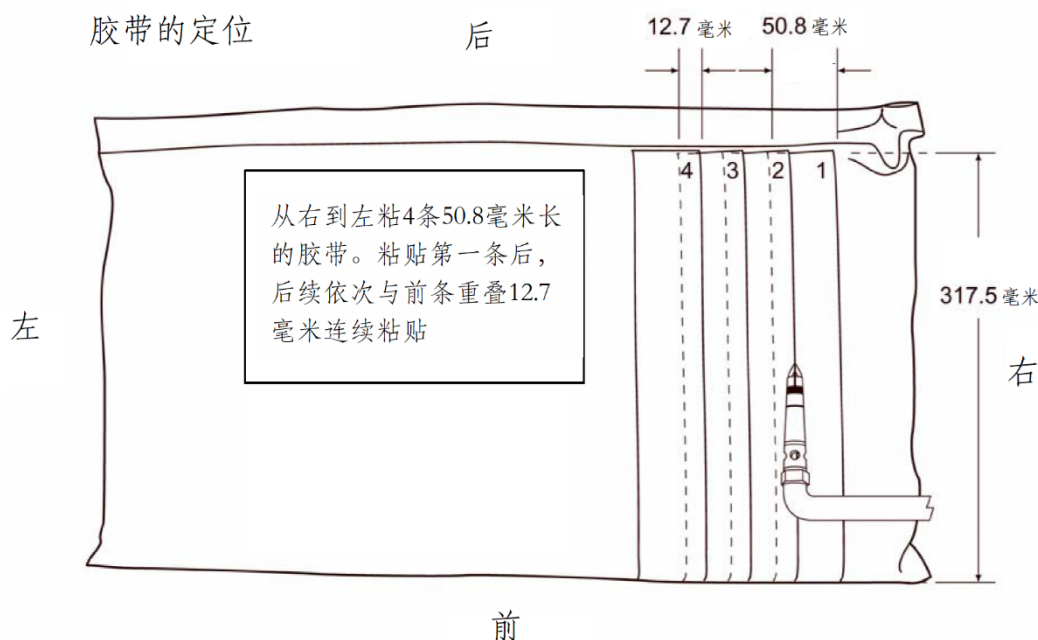


图 25.856 (a)-1 胶带定位

(iii) 如果没有提供 50.8 毫米（2 英寸）宽的胶带，但有更大的尺寸，可将胶带剪切到 50.8 毫米（2 英寸）。如果小于 50.8 毫米（2 英寸），请以实际宽度为准。

(c) 毛粘搭扣。单独的隔热/隔音垫通常使用毛粘搭扣连接。根据安装的不同，毛粘搭扣也可以用于将隔热/隔音材料连接到飞机结构上。与胶带一样，紧固件和薄膜/贴片有许多可能的组合和方向，因此对每一种都进行试验可能不切实际。尽管如此，毛粘搭扣对防火安全的影响是潜在的重大问题，必须在试验中解决。建议按以下程序试验。

(i) 为了解决毛粘搭扣材料的不同用途，试验件作为配对组件进行

试验。虽然安装时毛粘搭扣材料并不总是匹配（例如，可能会有一小段未匹配的材料），但试验表明，通过匹配的材料是满足要求的。

(ii) 封装材料试验件可通过以下方法构造：将具有配对边缘的材料折叠在核心材料周围，然后沿非配对边缘将试验件钉接。图 25.856(a)-2 显示了配对样例的配置。注意，在这种情况下，相对于燃烧器的试验件大小和方向与典型的试验件不同，25.4 毫米（1 英寸）的毛粘搭扣应附着在 6.35 毫米（0.25 英寸）的试验件边缘。

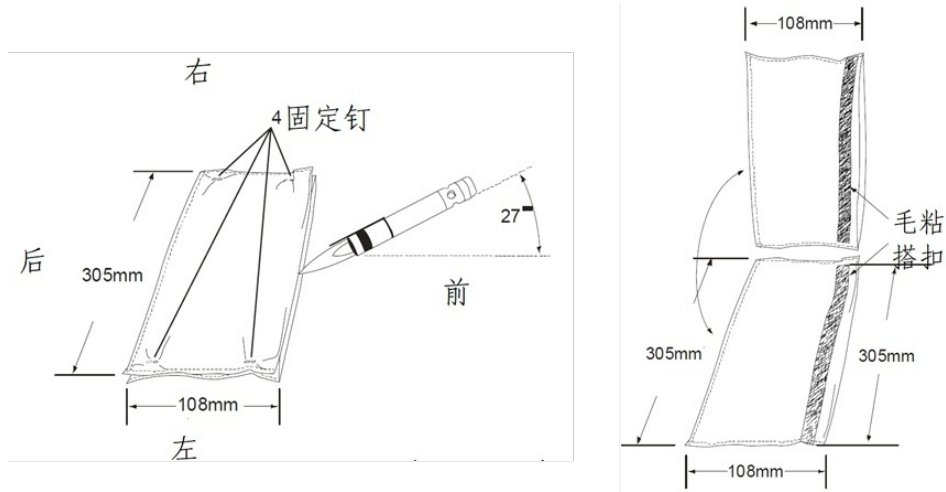


图 25.856(a)-2 配对样例

(iii) 为了使试验件保持在适当的位置，必须构造一个小的支撑架。框架由厚度为 3.2 毫米（0.125 英寸）的低碳钢制成。样例框架如图 25.856(a)-3 所示。调整试验件的高度也是必要的，以确保保持与燃烧器的相对位置，使毛粘搭扣的连接处暴露在燃烧器火焰的尖端。没有必要调整辐射板校准来补偿曝光上表面位置的潜在变化。图 25.856(a)-4 显示了固定框架的示例。

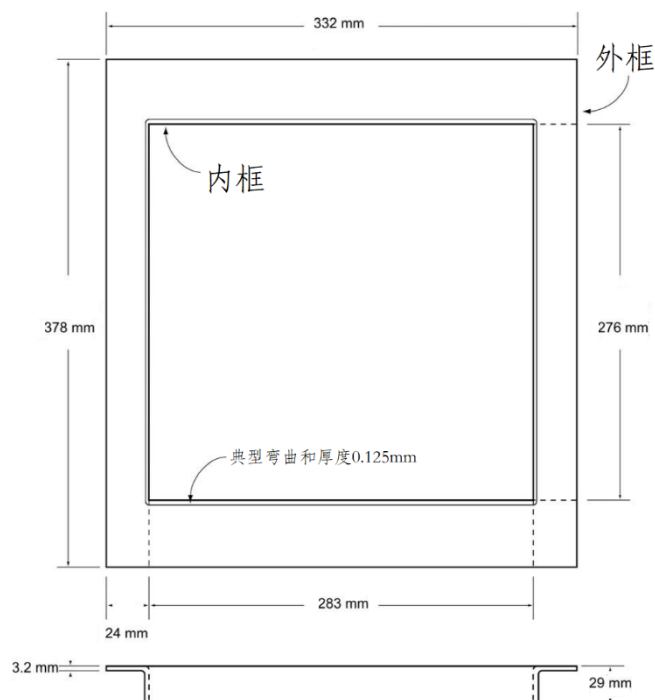


图 25.856(a)-3 框架样例

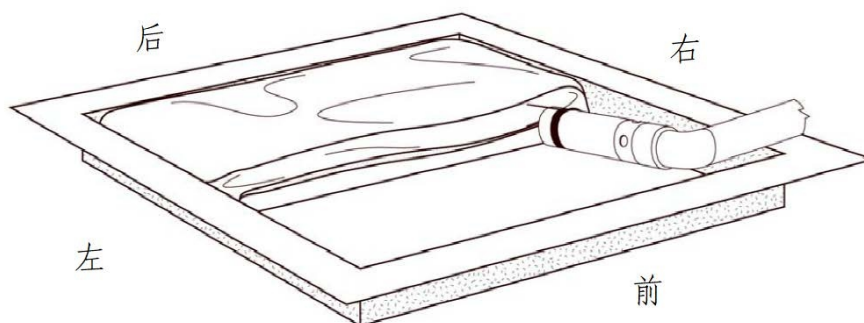


图 25.856(a)-4 固定框架样例

(iv) 使用附录 f 第 VI 部分规定的通过/不通过标准，对每组配对试验件进行三次试验。一旦该材料组合（毛粘搭扣，无论它附着在什么材料，以及试验件中包含的任何其他隔热/隔音材料）得到验证，该材料组合可与任何其他已验证的材料组合配对，无需进一步试验。

(v) 对 25.4 毫米（1 英寸）厚的棉絮材料的试验可用于证实毛粘搭扣在该材料的所有其他厚度和密度上的真实性。这个厚度将保持上表面在辐射板以下的标准高度。由于每种内外材料的组合都需要在标准配置中进行验证，因此可以使用任何可接受的芯材料进行毛粘搭扣试验。为了简单起见，建议使用 25.4 毫米（1 英寸）的棉絮。不推荐较厚的试验件，

因为这将增加上表面的热流。

(d) 粘贴到底板（包括管道）上的隔热/隔音材料，不需要满足第 25.856 条 (a) 款的要求，但可以粘结到 1.5 毫米（约 0.060 英寸）薄铝板上进行试验，一旦这种方式合格，如果衬底本身不需要满足第 25.856 条 (a) 款的要求，隔热/隔音材料就可以连接到任何其他底板上，无需进一步试验。为了符合第 25.856 条 (a) 款的要求，用双面胶带粘在这种基材上的隔热/隔音材料可以用类似的方法处理——通过试验用相同胶带粘在铝板上的试验件。

(e) 缝合毯构型需要进行验证，根据其使用的缝纫线和针脚图案可能需要单独进行试验

(2) 试验实施的考虑

(a) 辐射板实际产生的热流对试验结果有直接影响。实验表明，从标准的热流密度的变化可以影响火焰时间（去除燃烧器火焰后）和传播长度，尽管不一定以相同的方式。稍高的热流密度可能对一个参数至关重要，而稍低的热流密度可能对另一个参数至关重要。热流必须保持在规定的范围内。建议在每天试验之前和之后进行校准。

(b) 除了附录 F 第 VI 部分所述的程序细节外，试验室内烟囱的状况也会对试验结果产生重大影响。为了有效的结果，烟囱应该始终是开放的，没有障碍物。

(c) 熔化的材料可以改变燃烧器的火焰轮廓，如果材料熔化到燃烧器的火焰直接接触背板。需要密切观察这类材料的试验，以确定该材料是在燃烧还是只是在熔化。材料燃烧超过 50.8 毫米（2 英寸）的限制被认为是火焰传播，不管是否涉及到火焰轮廓对背板的影响。

(d) 有时材料可能会出现“闪燃”现象，火焰出现在距离零点一定距离（即超过 2 英寸）的试验件上。这也被认为是火焰传播。

(3) 特定材料和安装对于本试验的适用性

(a) 规章要求适用于安装在机身内部的隔热/隔音材料。与隔热/隔音有关的材料不需要按照附录 F 第 VI 部分进行试验验证的原因有四个：

(i) 这种材料不在机身里。

(ii) 该材料不是隔热/隔音材料。

(iii) 该材料不是绝缘系统的一部分，不会对火焰传播产生影响。

(iv) 该材料的安装方式不允许火灾蔓延，这可以通过等效安全结果

来证实。

(b) 不属于机身内的区域包括机翼、翼身整流罩、尾翼和轮舱。其他区域，包括机身的非增压部分，都要符合该条款要求。

(c) 某些部件是与隔热/隔音材料一起安装的，但它们本身不是隔热/隔音材料的一部分。这些包括用于固定线束或其他系统的小垫圈、夹子、小型排水装置和结构部件上的小型排水器。机舱内的窗帘，无论它们可能具有何种隔离功能，都不属于第 25.856 条所述的“隔热/隔音”。类似地，地毯填充物在某些情况下被用来减少噪音。然而，就第 25.856 条的目的而言，地毯填充物不被视为隔热/隔音材料。不过，应该注意的是，满足第 25.856 条要求的材料可用于地毯填充物。

(d) 其他材料也可以粘在绝缘材料上，但不像毛粘搭扣和胶带那样广泛，不会影响隔离系统的火焰蔓延特性。这些材料安装在飞机上的有限位置，彼此之间没有连续性，通常只有几平方英寸的面积。例如结构贯穿件上的防潮密封件、小型泡沫螺柱和通风孔加固环。不需要根据附录 F 第 VI 部分对这些材料进行额外的试验来证明其具有可接受的火焰传播特性。

(e) 以下设施可以认为是通过第 21.21 条 (b) 款 (1) 项下的等效安全级别满足第 25.856 条的要求，因为这些设施的标准已经提供了防火保护。因此，以下安装不需要根据附录 F 第 VI 部分进行试验：

(i) 在机身内部根据第 25.1181 条指定的防火区域安装绝缘材料。

(ii) 盒型件的绝缘材料，如烤箱、服务车或咖啡机，这些绝缘材料安装在壁板之间，或被其他结构包容。机身舱门内的绝缘材料，虽然通常与机身其他地方的安装相同，但可以视为在一个盒型件内。

注：包含绝缘材料且通风的厨房设备不被视为盒型件。然而，如果表明该设备可以防止火焰从设备中逃逸，这种绝缘材料仍然可不需要满足附录 F 第 VI 部分的试验。后一种情况可能需要通过试验来证明。

(iii) 安装在设备内部且符合第 25.853 条要求的绝缘材料。

(iv) 在 C 类货舱内并被衬垫完全包容的绝缘材料。

(v) 绝缘材料满足第 25.853 条 (a) 款和附录 F 第 I 部分第 (a) (1) (ii) 段的要求，并安装在舱内，且人员在手持灭火器时是可以看到和接近的。这不包括具有可开启的门或面板的其他隔间内的绝缘材料，或任何无法观察到火源的位置。

(f) 阻尼系统

(i) 根据结构阻尼材料的具体构型和用途，可以认为结构阻尼材料是隔热/隔音材料。这些材料通常是粘在飞机结构上的软铝片。铝片本身不易受到火焰蔓延的影响，本身也不“绝缘”。用一层胶粘剂直接粘在飞机蒙皮上的小铝片不被认为是隔热/隔音的。包含一层泡沫或其他材料的阻尼材料被视为隔热/隔音材料，因此必须测试其火焰蔓延特性。由于附录 F 第 VI 部分中的试验方法不适用于铝，建议采用类似于对毛粘搭扣的试验方式测试这些类型的材料，使绝缘材料和衬底的表面暴露在燃烧器火焰的尖端。但是可以使用附录 F 中规定的试验构型。可以按照第 2 (1) d 段测试这些材料与铝片的粘结。试验通过后它们就可以连接到任何其他基质上。

(ii) 当在绝缘材料和衬底的界面进行测试时，需要进行一些调整，以精确地调整试验件的大小和位置。为了确定试验件的正确宽度（从前到后），将一块阻尼系统（材料）粘在辐射板测试装置抽屉或滑动平台上 1.5 毫米（0.060 英寸）厚的铝板上。试验件应该有 304.8 毫米（12 英寸）长，放置时要接触到后墙和抽屉或平台的右侧（角落）。当燃烧器处于向下的位置，且燃烧器导轨被移除时，从燃烧器底部到试验件前缘的距离应为 34.9 ± 3.2 毫米（ $1+0.375 \pm 0.125$ 英寸）。然后可以相应地对样本进行大小调整。一旦确定了这一点，所有的试验件都可以切割到特定试验设备的宽度。每个实验室都需要这种测量和样本量的确定，因为不同仪器之间可能存在细微的差异。图 25.856 (a)-5 显示了试验件和燃烧器的位置。试验件的顶部应该在适当的高度，距辐射板的“零”位置 190.5 毫米（7.5 英寸）。由于点火器的角度是 27 度，火焰就会触碰到试验件的界面。

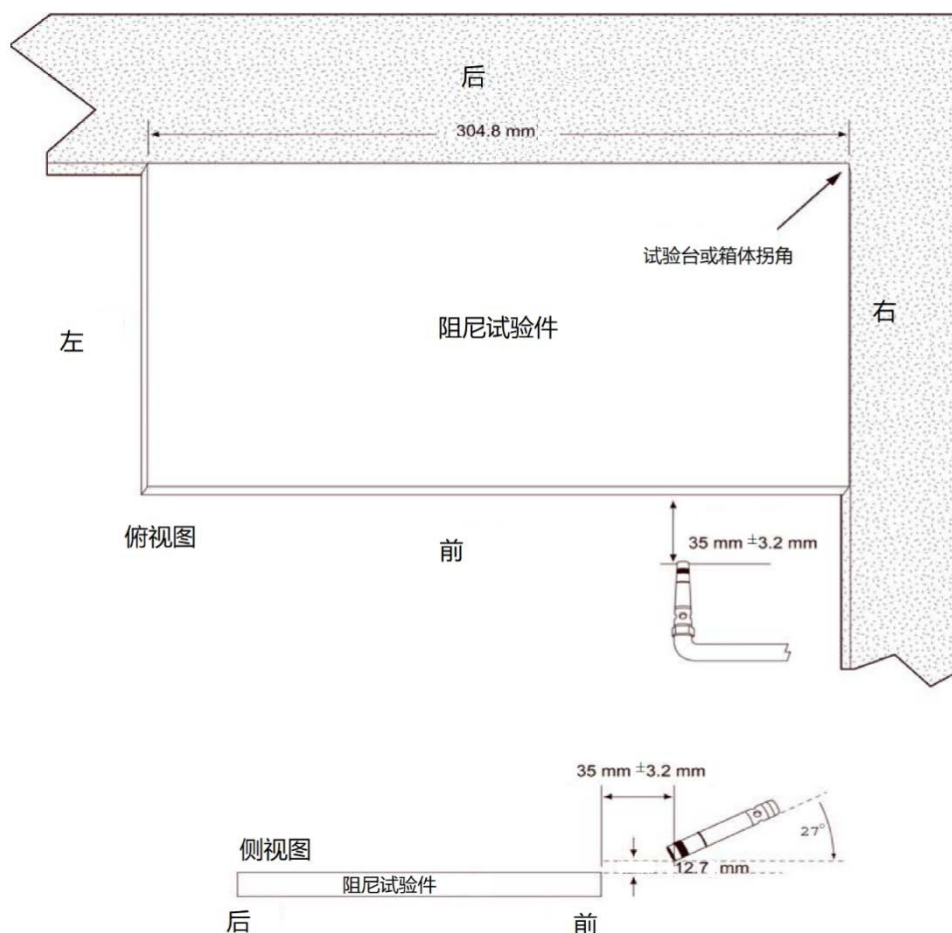


图 25.856(a)-5 试验件与燃烧器的位置

(g) 管路: 管路可以分为两种基本类别: 附带独立绝缘材料的管路和管壁自身有绝缘性能的管路。没有独立绝缘材料的管路(换句话说, 管路本身提供了绝缘能力)可以简单地视为管路, 那么第 25.856 条不适用。将绝缘材料封装在刚性外壳中的管路, 可以认为是“管路中的管路”, 类似于第 2(3)e(ii)段所述盒型件中绝缘材料的封闭方式, 也不受第 25.856 条的约束。这假定管路内外壁之间的绝缘材料与外壁分离。单独的绝缘材料覆盖必须符合第 25.856 条的要求。然而, 如第 2(1)(d)段所述, 如果绝缘材料连接到管道上, 则管道可以用薄铝片表示。

(h) 在飞机型号合格审定基础中, 对于需要根据第 25.853 条(a)款要求进行试验来确认符合性的隔热/隔音材料, 在满足了第 25.856 条(a)款要求后, 也被认为是满足的第 25.853 条(a)款。可以依据第 25.853 条的标准确定这一结论, 该标准允许“其他已批准的等效方法”。

AC 25.858 货舱或行李舱烟雾或火警探测系统适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

该条款要求运输类飞机的货舱或行李舱防火保护系统，当有烟雾产生时，能够及时的向飞行机组提供警告。并要求应适当地确定探测系统的火警探测报警温度，该探测温度必须远低于会导致飞机货舱内结构损坏的温度，以确保能在飞机结构没被损坏（即保证飞机安全）前，就能发现并控制火情。

1.2 条款的要求解析

CCAR 25.858 条的实质要求解析如下：

第 25.858 条 (a) 款要求该探测系统必须能够在其监测区域起火后一分钟内，向飞行机组提供目视警告显示信息。报警时间比动力装置系统中的火警探测报警时间要长一些，主要是因为考虑到货舱的容积大，无明火等因素，起火的可能性相对来说比较小，即使有个别部位发生火情，一分钟之内也不会燃烧到无法扑灭的程度；

第 25.858 条 (b) 款要求应适当地确定探测系统的火警探测报警温度，该探测温度必须远低于会导致飞机货舱内结构损坏的温度，以确保能在飞机结构没被损坏（即保证飞机安全）前，就能发现并扑灭火灾。该探测温度应根据相关的技术标准规定，以及拟采用的货舱结构材料的温度特性进行确定；

第 25.858 条 (c) 款要求该火警探测系统在飞行中必须是可检测的（一般采用自检），以确保机组能够在飞行中始终了解该火警探测系统是否处于正常可用状态；

第 25.858 条 (d) 款中所谓的“运行形态”是指飞机运行时可能具有的构型、飞行剖面和装载方案等。在对货舱火警探测系统进行设计时，应把火警探测时间、探测温度、线路的可检测性及运行的形态和条件等进行综合考虑，以确定火警探测器的数量和安装位置。火警探测器的数量和安装位置必须能够保证迅速探测货舱区域内任何可能发生的火情。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC1 设计说明、MC2 分析/计算、MC5 地面试验、MC6 飞行试验和 MC9 设备合格性。

表 25.858-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.858条(a)款	防火		1				5	6				
第25.858条(a)款	指示记录		1								9	
第25.858条(b)款	防火		1								9	
第25.858条(c)款	防火		1				5	6				
第25.858条(d)款	防火		1	2			5	6			9	

2.1 MC1 设计说明

通过防火系统系统设计描述文档说明烟雾或火警探测系统的告警响应时间在货舱任一地方着火的情况下不会超过1分钟。

通过防火系统描述文件说明，货舱烟雾探测系统在发生烟雾后1分钟之内给出告警，此时间内货舱温度不足以上升到导致耐火材料性能显著下降，该探测温度必须远低于会导致飞机货舱内结构损坏的温度，以确保能在飞机结构没被损坏(即保证飞机安全)前，就能发现并扑灭火灾。该探测温度应根据相关 CTSO（如 CTSO-C1d、CTSO-C79、CTSO-C11e 等）和工业标准 SAE AS8036，以及拟采用的货舱结构材料的温度特性进行确定。

通过防火系统描述文件说明，飞行机组在飞行中有措施检查每个火警探测器线路的功能。

通过指示记录系统说明，在前、后货舱的特定位置装烟雾探测装置，一旦烟雾探测装置探测到烟雾时，防火系统给出货舱烟雾告警，并将告警信号送到机组告警系统中处理，机组告警系统在收到烟雾信号后短时间内发出警告，包括声、光告警。

通过防火系统描述文件说明在飞机运行时，在批准的典型的通风气流和货舱装载条件下，处于爬升、巡航、下降等条件下的通风和增压各种构型状态（单制冷组件、双制冷组件、座舱非增压等），货舱任意位置着火产生烟雾后，货舱烟雾探测系统均能够在1分钟内给出告警，在该条件下试验能够验证货舱烟雾探测系统在所有经批准的运行形态和条件下均为有效，符合第25.858条(d)款的要求。

2.2 MC2 分析/计算

第25.858条(d)款的符合性可通过相应的计算和分析，并综合考虑飞机运行时可能具有的构型（如是否通风）、飞行剖面 and 装载方案，以及探测器的数量和安装位置以及可能的失效等因素。计算和分析的结果应

能够表明，探测系统能够保证在规定的时间内迅速探测到货舱区域内任何位置可能发生的火情。

2.3 MC5 机上地面试验

进行探测系统机上地面试验，在货舱内不利于探测器探测烟雾的位置处释放烟雾和驱散烟雾来模拟烟雾产生和烟雾消除状态，例如最远离烟雾探测器位置、靠近货舱通风口位置、靠近货舱门位置等。烟雾探测系统响应和指示正确无误，符合第 25.858 条 (a) 款的要求。

2.4 MC6 飞行试验

通过飞行试验，货舱烟雾探测系统响应并在驾驶舱给出目视指示的时间，满足第 25.858 条 (a) 款的要求。飞行机组人员通过驾驶舱防火控制面板上的自检测按钮进行系统自检，来确认整个系统是否正常工作，能够满足第 25.858 条 (c) 款的要求。考虑飞机在整个飞行包线内可能涉及的各种通风和增压构型状态（单制冷组件、双制冷组件、座舱非增压等）较为严酷或典型的工况，验证货舱烟雾探测系统在以上工况下有效，可表明货舱烟雾探测系统在所有经批准的运行形态和条件下均有效，满足第 25.858 条 (d) 款的要求。

2.5 MC9 设备合格性

烟雾/火警探测器要通过设备合格鉴定，满足设备对应 CTS0（如 CTS0-C1d、CTS0-C79、CTS0-C11e 等）的相关要求。还需验证烟雾/火警探测系统满足本条规定的探测温度和时间要求，以及所申请批准的运行形态和条件下的探测功能要求。

AC 25.863 可燃液体防火

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 可燃液体防火的目标

着火是由可燃材料、空气和点火源三要素共同作用产生的。可燃液体防火的目标是基于着火发生的机理，采取措施避免着火三要素不可控共存，将着火产生的可能性最小化，即主动防火；另一方面，对某些区域配置着火探测和灭火系统等，以便及时对火情进行处理，从而将着火产生的危害最小化，即被动防火。

1.2 可燃液体防火条款适用范围

第 25.863 条适用于飞机可燃液体泄漏区域的防火要求，采取主动与

被动措施，尽量减少可燃液体或蒸气被点燃的概率以及点燃后的危害性。本条款不适用于以下情况：

- (1) 可燃液体存储或输送部件内部防火，如油箱、油管内部等；
- (2) 与飞机系统无关的可燃液体防火，如货物、行李、个人财物及客舱用品等；
- (3) 由坠撞、起落架收起着陆、发动机或 APU 转子非包容、发动机机匣破裂或烧穿、以及飞机主要结构灾难性故障等引起的可燃液体着火场景。

1.3 对第 25.863 条“危害最小化”的理解

“危害最小化”必须技术上可实现，并且经济上可承受。由于第 25.901 条 (c) 款和第 25.1309 条并没有排除可燃液体的潜在危害，因此可燃液体防火措施应满足第 25.901 条 (c) 款和第 25.1309 条要求。

以上要求最重要的是防止单个故障导致灾难性后果，即单个故障，诸如管路上方的电线破损，不能同时产生泄漏和点火源。如果单个失效是泄漏，则在正常或预期隐蔽失效条件下不会出现点火源。

关于第 25.863 条“危害最小化”的符合性方法本质上与安全性要求基本一致，但由于实践中难以确定某些可燃液体泄漏及点燃场景的概率，因此第 25.863 条中表明“最小化”的符合性方式与第 25.901 条 (c) 款和第 25.1309 条有所不同：这里更多依靠破损-安全设计、定性评估和工程判断，而非定量概率计算。第 25.863 条通常会要求提供“进一步降低危害性”的措施，包括进一步最小化点燃概率的措施，或者进一步最小化点燃后的危险后果的措施。

2. 可接受的符合性方法

2.1 可燃液体防火的设计考虑

2.1.1 可燃液体防火的通用设计措施

申请人可采取以下措施降低着火危害：通风、排液、隔离、分离（布置）、设备鉴定、冷却、状态监控探测和调节、电气搭接和闪电防护、材料防火设计以及配置着火探测和灭火系统。

(1) 排液和通风

对于可燃液体泄漏区，第 25.863 条并没有明确要求进行排液和通风，但这是“进一步降低危害性”的有效措施，而这些措施的有效性又随着泄漏特征及点燃场景变化。此外，排液措施可以探测缓慢泄漏，避免长时间

泄漏或发展成严重的泄漏。表 25.863-1 展示了不同情况下排液和通风措施有效性的例子。如果设计中决定采用排液和通风措施，则应按照本 AC 第 2.2 节的指导进行验证。

表 25.863-1 排液和通风的有效性

状态	排液有效性	通风有效性
(低闪点可燃液体)缓慢泄漏和/或少量泄漏	排液措施可以有效限制漏液聚积; 排液措施可以有效探测泄漏。	通风措施可有效预防爆燃、可燃蒸气接触热表面等潜在危害。
(低闪点可燃液体)快速泄漏和/或大量泄漏	当泄漏速率超过排液速率时,排液措施有效性降低; 排液措施仍然可以有效探测泄漏。	由于可燃蒸气生成速率相对于通风速率增大,通风措施有效性降低。
(高闪点可燃液体)非喷射式泄漏	由于高闪点可燃液体通常不易被点燃,排液措施有效性降低,但仍可以限制万一被点燃后的危害程度。 排液措施可以有效探测泄漏。	由于高闪点可燃液体通常不会形成可燃蒸气,通风措施作用不大。
喷射式泄漏	如果可燃液体喷雾会接触到点火源,排液措施有效性降低,但可以限制万一被点燃后的危害程度。 排液措施可以有效探测泄漏。	如果可燃液体喷雾接触到点火源,通风措施有效性降低。

注：将可燃液体闪点温度与飞机隔舱内热表面的最高温度相比，当大于 83 摄氏度（150 华氏度）时，则称为高闪点可燃液体。基于以上原则，燃油、酒精、石油类润滑油或液压油等均属于低闪点可燃液体，而合成烃类润滑油或液压油属于高闪点可燃液体。

(2) 泄漏源与点火源分离

服役经验表明，电缆与可燃液体管路接触或接近可能导致泄漏源和点火源，电缆与金属油管之间发生电弧故障能够刺穿管路，这是可燃液体着火的主要原因，因此将泄漏源与点火源分离是降低着火风险的基本措施，特别是单点故障同时导致泄漏和点燃的情况。

对于分离措施，应尽可能将电缆布置在可燃液体管路上方或保持水平，不应布置在正下方，并且应确保电弧导致的电缆熔融材料不会滴落到可燃液体管路上。当电缆与可燃液体管路平行或交叉布置时，在最不利故障条件下，间距不应小于 25 毫米（1 英寸）。故障条件包括：卡箍、支架失效，以及电缆断开导致其一端从正常布线状态伸出。在一些狭小空间内（例如发动机吊挂）应安装卡箍或绝缘层，以确保液体管路与电缆之间不

可能接触或产生电弧。以下是典型的分离措施要求：

- (a) 电缆与可燃液体管路的间距应尽量大于 150 毫米（6 英寸）；
- (b) 若不能满足，需满足 50 毫米（2 英寸）间距要求，并进行固定和防护，说明不能满足的原因和固定防护措施的有效性；
- (c) 针对紧凑隔舱（如吊挂），需满足 25 毫米（1 英寸）间距要求，并进行固定和防护，说明不能满足的原因和固定防护措施的有效性；
- (d) 针对小电流线缆，需满足 12.5 毫米（0.5 英寸）间距要求，并采用特定卡箍固定和防护，说明不能满足的原因和固定防护措施的有效性。

(3) 泄漏源与点火源隔离

隔离是通过物理屏障阻止漏液（及蒸气）与点火源接触的措施。隔离措施通常包括可燃液体输送管路（或部件）的套管、油箱的双层壳体以及整体式油箱外面的透明涂层。透明涂层能防止密封件泄漏或结构裂缝泄漏，并且可以探测泄漏。隔离边界以内不应包含任何点火源，并设置排液和通风措施，将漏液排放到机外或可被探测的区域。

- (a) 隔离措施能承受预期的泄漏率，且没有二次泄漏或失效；
- (b) 隔离措施在正常检查或大修间隔期间保持完整有效；
- (c) 隔离措施的排液口应满足第 25.863 条的要求，并且在飞行前或例行检查时能对泄漏情况进行有效探测；
- (d) 在漏液预期会被引燃的地方，应确保单点失效（包括结构失效）不会同时造成泄漏和隔离措施的失效。

有时也可以采用局部隔离。例如，

- (a) 机翼前缘使用阻隔肋，可以保证漏液在进入其它区域之前排掉。
- (b) 使用电线套管，避免漏液与点火源接触。该方法尤其适用于高闪点可燃液体，因为其主要着火风险是高压喷射。

(4) 可燃液体泄漏区的设备鉴定

应确定可燃液体泄漏区域内的设备点火潜力，通过鉴定试验证明其不构成名义点火源。此外，该区域的设备最大表面温度应低于可燃液体的自燃温度，并有足够的裕度。

(a) 设备点火潜力

确定设备点火潜力时，除了开展鉴定试验外，还应考虑其他因素：

- (i) A 类防爆并不适用于所有设备，并且它不涉及与设备连接的电线发生故障时的点火潜力。（仅表明正常运行期间的点火潜力）

(ii) E 类或 H 类设备在正常运行条件下开展试验是必要的, 以表明其在可燃液体泄漏区不构成名义点火源; 同时也应考虑故障条件下的点火潜力及其概率。

有关 A 类、E 类及 H 类设备的定义, 详见 RTCA DO-160G。

(b) 最大表面温度

局方可接受的最大热表面温度是比可燃液体自燃温度至少低 28 摄氏度(50 华氏度), 某些情况下更高的温度也能被接受, 但前提是得到验证。例如, 引气管路可接受的最大表面温度为 232 摄氏度(450 华氏度), 允许在 2 分钟内超过 232 摄氏度(450 华氏度), 但不能超过 260 摄氏度(500 华氏度)。如果希望该温度阈值被接受, 申请人应提供设计补偿特征, 并证明其有效。例如, 驾驶舱超温指示系统和关闭过热系统的相关程序、隔热管路、区域通风、以及引气系统超温自动切断阀, 以确保温度不会超过可接受的 232 摄氏度(450 华氏度) 达 2 分钟以上。

部件在失效情况下是否构成点火源的问题, 受多种因素影响, 例如失效模式、失效概率、泄漏源、点燃场景、以及其他降低被点燃概率的措施等。

(5) 冷却空气管路

所有电子、电气或机械设备的冷却空气应当在飞机内部进行传输, 并排向机外, 这样不会由于设备故障(会产生点火源如热燃气、火焰、或摩擦火花) 导致潜在着火危害。

(6) 状态监控、探测和调节

状态监控、探测和调节是一种减小可燃液体着火危害的通用措施, 包含多种形式, 包括:

(a) 在飞行前“绕机”检查中, 检查机外排液。当发现泄漏时, 应考虑派遣限制, 以尽量减小可探测泄漏的暴露时间。

(b) 油箱、泵或其它输送可燃液体部件的“过电流”或“过热”监控。当检测到“过电流”或“过热”时, 将自动触发或通过机组指示触发相关指令。例如, 热控开关自动切断过热的可燃液体泵, 机组根据油箱温度信息隔离过热的可燃液体系统, 等等。

(c) 可燃液体泄漏区内的“着火”或“过热”监控(大多在指定火区使用)。当检测到“着火”或“过热”时, 将自动触发或通过机组指示触发相关指令。例如, 驾驶舱“着火告警”指示与机组程序一起尽量减小着

火危害（例如，切断可燃液体的流动和/或向该区域的通风，向该区域释放灭火剂等）。“过热”传感器用来探测环控系统管破裂释放的热气，并能自动切断环控系统的气流，等等。

(d) 对可能导致可燃液体泄漏源、点火源、通风或排液能力降低、可燃液体防火措施丧失、点燃危害加剧等状态进行探测和调节。例如，

(i) 断路开关可以防止电源线断路引起的电弧；

(ii) 通过维护检查或功能试验可以查看排液措施的阻塞情况；

(iii) 火警探测系统进行周期性自检；

(iv) 灭火系统进行周期性维护等。

(7) 点燃发生后的保护措施

第 25.863 条 (a) 款除了要求尽量减小点燃概率，还要尽量减小点燃发生后的危害。该要求是对第 25.901 条 (c) 款及第 25.1309 条安全性要求的补充，而“危害最小化”也受到“技术可行性和经济性”的制约。

对于指定火区，详见第 25.1181 条至第 25.1207 条的相关指导材料；位于防火墙后面的短舱区域和包含可燃液体管路的发动机吊舱附属结构应满足第 25.1182 条的要求，使着火后的危害降至最低（见第 2.1.2 (3) 节）；其他火区、轮舱和非危险区的防火要求将在第 2.1.2 (2)、2.1.2 (4) 和 2.1.2 (5) 节讨论。

对于可燃液体泄漏区，以下列出了点燃发生后的保护措施：

(1) 向指定区域内通风，以尽量减小残余的可燃蒸气量，并减小可燃蒸气的爆炸风险。

(2) 在收到火警指示后，有措施立即切断指定区域的通风气流。

(3) 确定最大的可燃液体泄漏量，并评估排液措施的有效性，使舱内漏液的聚积量达到最小，结合泄漏探测措施，尽量减小飞行中累积的泄漏风险。该措施的有效性随着可燃液体所处区域、泄漏形式及泄漏量等因素而变化。例如，在飞行中无法进行增压区排液，该措施仅适用于高闪点可燃液体的少量泄漏场景。

(4) 当区域内积存的可燃液体无法完全排出时，或者在所有飞行阶段无法采用排液措施时，必须考虑残留可燃液体被点燃后的影响。应着重考虑关键结构和系统、其它可燃液体系统和火焰蔓延场景，并明确可能引发着火的原因。

(5) 如果以上方法还不能尽量减小着火危害，则应采用其它有效措施，

如改进排液设计、采取隔离措施、设备鉴定等，进一步减小着火危害。

2.1.2 不同飞机区域可燃液体防火的设计指导

根据着火三要素的布局特征，可将飞机的物理隔舱划分为九类防火区域：指定火区、火区、邻近指定火区、轮舱、非危险区、可燃区、可燃液体泄漏区、包含液压系统部件的区域、包含电子电气设备的区域。其中，第 25.863 条对可燃区不适用，以下提供了其余区域的可燃液体防火设计指导。

(1) 指定火区

第 25.863 条适用于根据第 25.1181 条确定的指定火区，大多数情况下一旦表明对第 25.1181 条—第 25.1207 条的符合性，就同时满足了第 25.863 条的要求。由于在指定火区内名义点火源是预期存在的，因此应侧重将着火后的危害性减至最小。

但如果指定火区内的设计特征导致泄漏源或点火源的故障率非常高，以致显著增加了指定火区内的着火概率，则需要额外措施来表明第 25.863 条的符合性。例如，第 25.863 条不允许将供电电缆附着在供油管路上，即使在指定火区内也不允许这样做。

(2) 火区

在飞机其他火区内采用隔离设计消除泄漏源，可以显著降低着火风险。实际设计中如果无法采用隔离设计，应采取指定火区适用的防火措施。

(3) 邻近指定火区

邻近指定火区包括吊架、吊挂、防火墙后面的短舱区域、不属于指定火区的风扇整流罩部分，以及邻近 APU 舱的区域等。一旦指定火区内着火，防火墙自身就可能成为点火源。此时，可通过以下方法来表明对第 25.863 条的符合性：

(a) 采用隔离、隔热或其它方法，使这些区域的防火墙表面温度不会过高，避免成为可燃液体点火源。

(b) 证明指定火区内着火不会导致可燃液体泄漏到邻近区域，并且指定火区内着火概率和独立失效导致的可燃液体泄漏概率的组合满足第 25.901 条及第 25.1309 条安全性要求及危害最小化原则。

(c) 某些临近指定火区（例如防火墙后面的短舱区域、发动机吊挂区域等），可借助第 25.1182 条的符合性证据部分表明对第 25.863 条的符

合性。由于第 25.1182 条没有提出尽量减少点燃概率的要求，因此不能完全地表明符合性。

(4) 轮舱

轮舱（前起落架舱和主起落架舱）通常包含液压油泄漏源，并可能存在名义点火源（例如使用刹车或阻力刹车会引起热表面点火源）。此外还要考虑轮胎爆裂、胎面破裂和轮胎摆动等单点失效的影响。以下提供了有关轮舱可燃液体防火的设计指导：

(a) 设计中应满足第 25.729 条(f)款中有关机轮、轮胎故障、刹车过热的要求。

(b) 可燃液体系统（尤其是燃油系统）的安装应避免漏液进入轮舱。

(c) 不要使用完全密封的轮舱门，确保结构上能够实现排液和通风。

(d) 当刹车起火时，刹车管路上的容量保险丝或其他刹车设计特征应能够限制供给的液压油量。

(e) 通过安装防护罩等措施，降低可燃液体漏液与刹车热表面接触的概率。

(f) 安装轮舱过热或火警探测器，并结合以下程序：如果探测到过热或着火，放下起落架，进行冷却/灭火。

(g) 安装刹车温度指示，并结合以下程序：不收起落架（或如果收起应当放下），直至刹车温度在限制值以内。

(h) 对电线束要进行机械屏蔽或加套筒。

(5) 非危险区

非危险区是指载有机组成员或旅客的区域、行李或货舱区域、增压电子电气设备区域等。这些区域应考虑包含名义点火源，尤其是带上飞机的物品和厨房服务设备，因此应尽量避免安装可燃液体箱、管路或其他可燃液体输送部件等。

第 25.967 条(e)款要求燃油箱必须采用第 2.1.1(3)节列出的各种措施与载人舱隔离。表明对第 25.863 条符合性的最佳实践是载人舱内所有可燃液体输送管路和部件也用防蒸气罩和防液罩隔离。对于行李舱或货舱内的油箱（在其隔离罩内），应确保货物移动不会损坏油箱及其设备，从而引起着火危害。

实践证明，非危险区的高闪点可燃液体部件不安装遮盖装置是可以接受的，例如磷酸酯类油品，前提是这些油品的闪点和自燃温度比隔舱和

部件表面温度高出很多，并且能够证明喷射状泄漏不会接触到任何点火源（名义的或潜在的）。预防措施包括利用邻近结构或专用结构对喷射路径进行遮挡。当飞机增压时，即使通过对潜在泄漏率和泄漏量的分析能够表明不会发生泄漏，也应采取排液措施，以尽量减少积液和提高泄漏的可探测性。

应通过试验证明非危险区的进气口不会吸入从飞机其它区域泄漏的可燃液体。

(6) 包含电子电气设备的区域

飞机的一些区域可能同时存在电子电气设备和潜在泄漏源，其设计必须满足第 25.863 条的要求。

对于包含专用电子电气设备架，并且与可燃液体泄漏区完全隔离的飞机区域，申请人应证明飞机其他区域泄漏的可燃液体不会进入这些区域。如果该区域内没有可燃液体，冷却管路、增压管道等无需满足第 25.863 条的要求。

应通过区域安全性分析表明，所有可燃液体部件的防护措施能够确保单点失效不会同时导致泄漏源和点火源。采取以下防护措施是可接受的：

(a) 对于燃油或低闪点的液压油：

(i) 采用 2.1.1 (3) 节提出的隔离措施；或

(ii) 对于具有较大设计裕度的压接式管路（包括具有永久性接头的压接式管路），根据 2.1.1 (4) 节证明舱内的电气/电子设备不构成名义点火源，再结合舱内排液和通风措施来表明符合性。（利用可接受的设计实践表明泄漏概率足够低，自然满足多重失效要求，不需要额外证明。）

(b) 对于高闪点的液压油，证明在正常工作条件下，液压油自燃温度与电子电气设备温度之间具有较大裕度。

(c) 通过位置分析和隔板设计，尽量减小可燃液体直接喷射或泄漏到电子电气设备上的概率。利用可接受的设计实践表明喷射式泄漏概率很低，并且点燃概率也足够低，两者组合后自然满足多重失效要求，不需要额外证明。

(d) 采用排液措施，尽量减少漏液积存，并尽量提高泄漏的可探测性。

(e) 为防止相邻区域泄漏的可燃液体进入这些区域，可以在该隔舱和相邻区域之间保持正压差通风。

(7) 包括液压系统部件的区域

包含液压系统部件的区域通常容易出现液压油泄漏，并可能包含名义点火源（例如高温热表面）。由于设计的多样性，无法为每种具体设计提供可接受的符合性方法，但是以下列出的设计特征多种组合方式均可以表明符合性：

(a) 采用预防措施来限制易于溢出的液压油量。

(b) 尽量采用永久性连接（压接接头）。

(c) 可燃液体输送部件布置成尽量避免泄漏源与名义点火源（或潜在点火源）接触。

(d) 采用专用屏障或防喷射隔板等设计特征，确保可燃液体泄漏或喷射远离点火源。

(e) 采用合理的排液路径，尽量减少漏液积存，并尽量提高漏液探测能力。

(f) 提供充分的通风，尽量减小可燃蒸气造成的危害。

(g) 在异常高温会增加可燃液体着火危害的地方安装温度指示装置（例如液压油箱、高耗能电子设备及其他潜在点火源）。

(h) 潜在过热源应尽量安装自动切断装置（例如液压泵过热/过载电流切断阀）。

(i) 液压油箱安装低油位指示，提示采取适当的自动/手动程序。

(j) 采用搭接措施（包括接地、屏蔽导线等），安全释放静电。

2.2 可燃液体防火的符合性方法

可燃液体防火属于全机性要求，针对各区域内可燃液体泄漏和点火源的特征，在设计过程中应贯彻落实相关区域的防火要求，并采用相应的符合性验证方法，完成全机防火适航验证。主要的符合性方法可能包括符合性说明、分析与计算、安全性评估、试验室试验、飞机地面试验、飞机飞行试验、机上检查和设备鉴定试验等。

采用符合性说明方法，说明各个区域的点火源与泄漏源的分布、相关性质、符合的标准及降低着火风险的防火措施。采用分析与计算方法，分析泄漏源的分布与影响范围，分析每一个可燃液体泄漏区（包含干舱、干区）排液设计的合理性；根据通风口的特征，计算分析通风量的合理性。采用安全性评估方法，进行火灾特定风险分析。通过对各区域内的隔离/分离等防护设计、可燃液体泄漏、排液通风设计、点火源控制、设备防火

试验鉴定和结构材料防火等与防火相关的设计特征进行分析和评估，表明各区域内的着火风险以及可能造成的着火危害可避免或可控制在可接受的范围内，同时表明和验证各区域的防火相关设计对本条款的符合性，以保证所有与防火安全相关的影响被消除或被证实可接受。采用试验室试验方法，进行电气故障保护试验室试验说明电气故障引发火源的概率；进行铁鸟试验说明液压系统切断阀防火措施的有效性；进行部件的试验室试验说明关键材料的耐火/防火性。采用飞机地面试验和飞行试验方法，开展针对可燃液体泄漏区域的地面和飞行排液试验，验证排液设计的合理性；开展典型区域的地面和飞行通风、冷却试验，验证通风设计的合理性。采用机上地面检查方法，按照区域进行机上检查分析，检查排液口的分布、相关防火设计特征是否合理等。采用设备鉴定方法，说明所有相关设备按照规定的等级进行设备鉴定。

以下提供了有关排液和通风的符合性分析和试验方法，为申请人表明符合性提供指导。

2.2.1 分析

根据第 25.863 条 (b) 款 (1) 项和 (d) 款的要求，应进行泄漏源和泄漏路径分析，以确定可燃液体泄漏区。如果分析不能充分判定飞机某区域是否暴露于该区域外的初始泄漏源，则应按第 2.2.2 节进行试验验证，或者可以保守地假定该区域暴露于初始泄漏源。在对导致泄漏的失效模式分析时，应考虑预期的失效模式。例如，整体式油箱出现裂纹或密封剂劣化导致的泄漏通常表现为缓慢渗漏或滴漏，这种泄漏类型在达到高速泄漏前就可以被检测到；而高压管路及部件泄漏会快速发展为喷射型式，这比快速涌出式泄漏更危险，尤其是高闪点可燃液体。

(1) 泄漏源和排液路径分析

泄漏源和排液路径分析目的如下：确定泄漏源，并采取措施尽量降低泄漏率；确定每个泄漏源预期的最大泄漏率；确认合适的位置具有足够的排液能力；确认漏液路径，证明不会导致其他着火危害。

(a) 分析方法的适用性

在某些情况下，申请人可通过分析证明一些部位不可能发生泄漏并影响到其他飞机部件。申请人应证明排液系统在所有预期的飞行工况下能够正常运行，并且在正常工况不会出现逆压，确保实现预期功能。如果局方对分析结果有任何怀疑，申请人应按照第 2.2.2 节进行试验验证。

(b) 安全性评估

申请人应按照第 25.901 条 (c) 款和第 25.1309 条的要求开展设计分析, 对每个具体区域内泄漏源的安全隐患进行评估, 应特别关注那些可能导致超出排液设计流量的非可控大量泄漏场景。例如, 发动机燃油供给管路接头拧紧力矩过大导致的失效、安装错误 (漏装 O 型密封圈) 导致的失效、燃油滤安装不当导致的失效、燃油管路疲劳失效等。

(c) 典型的排液速率

飞机排液系统通常应能够处理由于单个密封件失效或高压管路破裂造成的泄漏。为了满足第 25.1189 条 (e) 款的要求, 动力装置的排液系统应能够及时排掉防火墙切断装置下游残留的可燃液体。排液系统并不要求处理大量泄漏, 这样的泄漏应结合第 25.901 条 (c) 款和第 25.1309 条的要求以其它方式解决。燃油系统管路通常为由渐进性失效导致的泄漏, 在管路完全分离前可以探测到泄漏并采取措施。因此, 排液系统的排液能力达到 3.8 升/分钟就可以被局方接受, 这是假设一个燃油管路接头 O 型密封圈漏装可能导致的最大泄漏率。反之, 当主燃油管路和软管完全断开导致大量泄漏时, 并不要求排液系统具备相应的排液能力。

(d) 防止泄漏速率过大的措施

确保泄漏率保持在排液系统能力范围内的措施包括但不限于以下方面:

- (i) 安装排液指示装置, 以便日常维护中及时探测小规模泄漏。
- (ii) 将接头设计成破损-安全形式, 例如接头套管、燃油滤双重安装、减小接头内密封垫片周围的流通面积, 以限制密封失效时的流速等。
- (iii) 将高压泄漏源排液与低压泄漏源排液进行隔离, 防止回流到低压系统;
- (iv) 排液管路应远离热源, 防止焦化积碳堵塞;
- (v) 排液口位置安装排液格栅, 防止被碎屑堵塞, 排液管路应防止冰堵塞。
- (vi) 对于失效后可能造成大量泄漏的燃油管路、软管及其他部件, 应确定其安全寿命。

(e) 制造与维护方面的考虑

根据运行经验, 制造差错可能导致排液系统无法实现预期功能。因此, 对排液设计进行评估时也应考虑制造工艺、检测过程、维护程序的合

理性，确保在服役期间能够满足第 25.1529 条持续适航要求。

(f) 排液位置和排液路径

完成泄漏源分析后，应对最严重的泄漏场景进行评估，证明不会产生危害性后果。隔舱边界的密封应确保漏液不会进入其它可能着火区域。飞机排液出口的设计非常关键，应尽量减少漏液排出后被点燃的概率。以下指导可帮助申请人确定排液出口位置：

(i) 当飞机处于地面静止状态时，排液出口不得使可燃液体聚积在飞机上；

(ii) 漏液进入后可能增加着火风险的区域，排液出口应布置在其下游。

(iii) 排液出口的设计应满足第 25.581 条及第 25.954 条闪电防护要求。

(iv) 应确保排液出口不会因为积水或积冰而堵塞。

(v) 将排液杆延伸到附面层以外，可以防止漏液沿着机体表面流动，从而降低着火风险。在排液杆上游排液出口处安装扰流装置，吹散漏液，可以防止漏液冲击到机体表面上。

(2) 通风分析

为了防止可燃蒸气聚积，火区必须通风。火区总会存在一些空气滞留空间，在某些工况下难以有效通风，为了防止漏液形成可燃蒸气混合物，可接受的通风率应达到 5 当量体积/分钟。该要求在地面状态下不一定总能达到，这是可以接受的。如采用分析方法确定通风率，应通过飞行试验进行验证。例如，已知各个隔舱的通流面积和压差后，通过测量压力就可以计算出空气流量。只要采用有效的分析方法或试验数据对关键飞行条件进行修正，通过分析灭火剂浓度试验中测量的灭火剂消散速率也可以得出隔舱的通风能力。

2.2.2 试验

当排液分析不能充分表明符合性时，申请人应采用试验证明指定区域的排液设计能够满足适航要求，通常包括地面试验和飞行试验。

将试验液体喷洒系统安装在飞机上，试验喷头布置在潜在泄漏源位置，并以典型泄漏方式喷洒试验液体，模拟真实的排液路径。申请人应结合试验目的确定试验液体的喷洒速度和喷洒方式，例如，在发动机舱内可以采用多孔的笛型管模拟可燃液体的泄漏状态。为了对排液能力分析结

果进行确认，有时需要在飞行试验中测量舱内的压力梯度，或其它适用的分析方法。

(1) 排液地面试验

申请人应在排液试飞前开展排液地面试验，以证明指定区域内不会积存危险量的可燃液体，并对内部排液路径的合理性进行评估。该试验可以在当地海拔高度开展。排液地面试验应考虑以下方面：

(a) 选择地面排液试验液体的类型，通常为水或水/乙二醇混合物，有时需要采用染色液体。

(b) 确定试验液体喷洒点，喷洒点应确保试验期间的液体流动路径能够覆盖设计的排液路径以及可能积液的区域。

(c) 如有必要，可采用宝纳米等显影剂涂覆测试区域，以在关键位置充分显示喷洒特征及排液特征。

(d) 喷洒试验液体，每个喷洒点可分配 4 升至 15 升试验液体，喷射速度不小于 3.8 升/分钟。

(e) 当试验液体从指定区域的排液出口流出时，开始收集试验液体，直到 10 分钟后（或试验液体不再连续流出时），停止收集。

(f) 在收集试验液体期间，排液量应尽可能多，最终收集到的液体至少达到该区域喷洒液体总量的 90% 以上，且无法进一步减少残留的液体。

(g) 检查测试区域，对每个液体残留位置进行详细检查，确认指定区域内残留的液体不构成“危险量”，可以参考以下原则：

(i) 每个积液坑的位置都应识别出来，并分别对积液进行收集；

(ii) 单个积液坑的积液量应小于 44 毫升；

(iii) 残留液体不应位于可显著增加着火风险的地方；

(iv) 排液路径不会造成其他危害。

(2) 排液飞行试验

申请人必须进行排液飞行试验，以证明设计的排液路径和指定区域的密封在所有预期运行条件下都是合理的，并且泄漏的可燃液体不会进入或冲击到其他可能造成着火危害的飞机部位。排液飞行试验应考虑以下方面：

(a) 在飞行试验前，局方将对试验喷头的布置情况进行确认。每个喷头的流速通常设置为 3.8 升/分钟，但为了模拟高压泄漏并覆盖整个排液区，也可能设置成其他流速或布置方式。试验液体的喷洒速度不一定要和

真实的泄漏流速一致，因为本试验的目的是确定可接受的排液路径。应根据泄漏源和排液路径确定合适的试验液体和喷洒速度，喷洒速度过高可能会将显影试剂（如宝纳米）冲刷掉，从而降低了结果的有效性。申请人可通过地面试验或经验证的分析方法确定喷洒速度，也可以在飞行试验中进行实时调节。

(b) 申请人应在试验前校准试验液体喷洒系统的性能，并评估海拔条件及飞行姿态对试验液体分配系统性能的影响，确保获得合适的喷洒速度。试验期间，申请人可以利用每个指定区域喷洒染色液的总量和试验点持续时间对飞行试验期间的真实流速进行确认。

(c) 申请人应事先在预期试飞环境温度下对试验液体进行测试，以确保在飞行试验期间试验液体不会结冰。如果同时对多个指定区域进行排液试飞，应向每个独立区域喷洒不同颜色的染色液，以便区分泄漏源。

(d) 排液试飞前，应清理飞机外表面，并在可能受染色液体影响的区域刷涂显影试剂（如宝纳米），便于显示排液冲刷痕迹和试验后清理。飞行中应避免穿越可见的湿气区（包括云层），防止将着色后的染色液痕迹冲刷掉。

(e) 由于影响排液路径的气流特征难以预测，并且飞行工况复杂多变，排液飞行试验通常需要开展多个架次。所有关键的飞行工况（如起飞、爬升、巡航、侧滑、转弯、下降、起落架放下和襟缝翼展开的进近、开反推/不开反推着陆等）都要在排液试飞期间验证到位。每个工况下，喷洒试验液体的持续时间应在 30 秒至 120 秒之间。

(3) 试验结果

排液地面试验和排液飞行试验均应由局方代表目击。申请人应在排液飞行试验前(后)对飞机排液路径的关键区域进行拍照，作为表明符合性的证据。由局方代表对排液试验结果进行工程判断，通常试验液体进入以下区域是不可接受的：

- (a) 客舱、货舱；
- (b) APU 舱、APU 进气口、APU 排气口；
- (c) 发动机舱、进气系统、排气系统；
- (d) 发动机或 APU 自身的另一个隔舱；
- (e) 存在名义点火源的轮舱；
- (f) 附件舱或存在名义点火源的区域，例如蓄电池舱、电子电气设备

架、标志灯等；

(g) 存储氧气瓶的隔舱；

(h) 受漏液影响，预期存在点火源的隔舱（包括由潜在或预期失效导致的点火源）。

3. 需要说明的其他问题

飞机可燃液体的可燃性、点燃特性与燃烧特性随着液体特性、泄漏形式和环境温度等条件的差异而有所不同。本节提供了可燃液体防火设计中关于可燃性、点燃特性与燃烧特性等方面的基本信息。

3.1 可燃性

当可燃液体蒸气与空气混合，且混合比达到一定值时，就可以被点燃，可燃特性是油气体积比与温度的函数。飞机可燃液体的典型特性如表 25.863-2 所示。

表 25.863-2 飞机可燃液体的典型特性

可燃液体	可燃性范围	海平面闪点
	体积比 (%)	温度 (摄氏度)
燃油		
航空煤油	1.3-7.1	-45
JET B, JP-4	1.3-8.2	-18
JET A, JET A-1, JP-8	0.6-4.7	最低 38
TS-1		最低 27
双脂类合成润滑油		
MIL-L-7808	1.0-12.0	225
MIL-L-23699	1.0-12.0	227
石油液压油		
MIL-H-5606		最低 82
人造烃类液压油		
MIL-H-83282		最低 205
MIL-H-87257		最低 170
磷酸酯液压油		
Skydrol 500		182
Type IV Class 1		最低 160
Type IV, Class 2		最低 160
Type V		最低 149
防冻液		
Isopropyl Alcohol	2.0-12.7	12-16
AL5 (TKS Fluid)	2.0-12.7	54-59

与可燃性相关的几项特征如下：

(1) 当飞机可燃液体泄漏时，通常不存在平衡混合物（或实验条件的混合物）。

(2) 由于闪燃过程火焰向下（而非向上）传播，真实的可燃极限温度通常比闪点低 6-11 摄氏度。处于闪点的可燃液体不一定产生火焰。

(3) 加压喷射的可燃液体在其闪点温度以下也能具备可燃性。可燃性与雾化程度和点火能量强相关，实际点火能量可能比最小点火能量高几个数量级。

(4) 可燃性受海拔高度的影响，在海平面不可燃的油气混合物到达高海拔后，可能会变成可燃的。例如，JET-A 燃油，海拔每升高 300 米，可燃性极限就会降低约 4 摄氏度。

(5) 由于油气混合不均匀，通风措施虽然可以降低远离点火源的可燃蒸气的浓度，但却不能完全消除其可燃性。

3.2 点燃特性

(1) 综述

可燃蒸气的点燃特性主要受混合浓度、环境压力、点火源特性的影响。当可燃蒸气处于理想的混合浓度（稍微富油），并且环境压力较高（例如海平面高度）时，最容易被点燃。点火源特性也非常重要，包括尺寸、持续时间和温度等三方面，例如尺寸小、时间短、温度高的电火花，或者尺寸大、时间长、温度较低的高温表面。

(2) 电火花

电火花是由于两个电极间在具较高的电压，当电极接近时，其间介质被击穿后产生火花放电的现象。

通常，烃类燃料在理想条件下的最小点火能量约为 200 微焦耳，其点燃的统计概率约为千分之一。高闪点合成燃料难以确定最小点火能量数据，因为要获得理想混合浓度所需的环境条件非常极端。能量的理想公式如下：

$$E = CV^2/2$$

其中，E 为能量(焦耳)；C 为电容(法拉)；V 为电势(伏特)

真实电路受电感和电阻的影响，很难确定实际的火花间隙能量。在非理想状态下（例如靠近贫油极限或处于高海拔环境时），烃类液体的最小点火能量会提高 3 个数量级。另外对燃油系统雷击区的研究表明：电气点火源更容易造成以下讨论的断路火花和电弧。

(3) 断路火花和电弧

断路火花是指持续电流穿过两个电极间隙而出现的电打火，这两个电极原本接触并通有电流。能量公式如下：

$$E = LI^2/2$$

其中，E 为能量（焦耳）；L 为电感（亨利）；I 为电流（安培）

断路火花的最小点火能量一般是电容火花的 2 到 10 倍，但如果导线非常细，并且快速分离时，两者差异会更小。

电弧是指电流远超过导体容量时，熔融材料喷射出来的情形。注意：有限接触面积的元件会产生电弧，而间歇性接触会产生断路火花，因此有时很难区分断路火花和电弧，例如电池端子短路、高压导体接触管路等。

(4) 摩擦火花

摩擦火花是由于某些金属或其他坚硬表面受到严重磨损或碰撞引起局部表面过热或熔融金属喷出的现象。研究表明，铝合金不易产生摩擦火花，但烃类燃料与其它常见金属，如钛、合金钢、镁等相结合，有可能受摩擦点火影响，被点燃的承载压力可能低至 138-345 千帕、摩擦速度低至 22 米/秒。

(5) 自燃和热表面点火

可燃混合物与热表面接触的点火过程是非常复杂的。最小点燃温度需通过自燃温度（AIT）程序测试得到。虽然自燃温度测试程序可以安全有效地获得可燃液体的最低点火温度，然而该实验条件在真实飞机上并不存在。最为接近的场景是热表面占据舱室很大比例空间，且空气流量很小。研究表明：

(a) 随着热表面面积减小，热表面点火温度显著增大。

(b) 随着舱室空气流量增加，热表面点火温度可能升高。

局方接受的可燃液体泄漏区最大热表面温度为可燃液体自燃温度减去 28 摄氏度（50 华氏度），其不构成点火源。由于受到热表面几何形状、舱室环境、通风速率、可燃液体泄漏速度、可燃液体特性等因素影响，很难证明热表面温度大于上述准则值时，仍不构成点火源。因此，如果设计中确实存在热表面温度超出上述准则值的情况，建议申请人尽早与局方进行沟通，确定合理的缓解措施。

常见的飞机可燃液体自燃温度（AIT）信息如表 25.863-3 所示。

表 25.863-3 飞机可燃液体自燃温度

可燃液体类型	最小自燃温度(摄氏度)			热管点燃温度(摄氏度)	
	0.25 个 大气压	0.5 个 大气压	1 个大 气压	喷雾状	流动状
燃油					
航空汽油	—	554	441		
JET B, JP-4	571	443	229		493-704
JET A, JET A-1, JP-8	593	463	229		482-649
双脂类合成润滑油					
MIL-L-7808			391	816	543-704
MIL-L-23699			413	816	593
石油液压油	556	438	225		388-516
MIL-H-5606			347		332-582
合成烃液压油			345	677	332-582
MIL-H-83282					
MIL-H-87257					
磷酸酯液压油					
特种液压油 500			510	816	782
IV 型 1 级			399		704
IV 型 2 级			482		704
V 型**			399		704
防冰液			399-432		
异丙醇 AL5					

(6) 热气点燃

当高温气体喷射进可燃混合物中时,可能产生热气点燃。热气点燃温度明显高于具有相似尺寸的热表面点燃温度,如表 25.863-4 所示。

表 25.863-4 典型可燃液体的热气点燃温度

热气喷射直径 (英寸)	点燃温度(摄氏度)		
	N-Hexane	JP-6	MIL-L-7808
1/8	1043	1085	874
1/4	888	910	832
3/8	788	816	766
1/2	693	766	677
3/4	654	699	654

3.3 燃烧特性

(1) 综述

试验与运行经验表明可燃液体泄漏的燃烧特性与泄漏形式、液体类型和飞机隔舱环境相关。

(2) 爆燃

当可燃蒸气在飞机隔舱内聚积到一定浓度，遇到点火源，便会引发爆炸点燃（即爆燃）。在最临界条件下（富油混和比、均匀分布、没有遮挡），可燃蒸气爆燃造成的最大瞬态压力可以达到隔舱内初始压力的 8 倍。飞机隔舱内聚积可燃油雾时，也可能引发爆燃，但压力峰值会大幅降低。

易挥发的低闪点可燃液体更容易引发爆燃，高闪点可燃液体则不容易引发爆燃。

注意：当点火源距离可燃液体泄漏源较远时，就可能造成可燃混合物聚积，从而引发爆燃。

通常，对飞机隔舱进行通风可有效防止爆燃。因此，当挥发性液体的泄漏率较小时，采取通风措施最为有效。

(3) 喷雾火

当小的高压泄漏源接触点火源时便会产生喷雾火，其主要特点是点燃温度可能远低于闪点温度。喷雾火的点燃特性取决于泄漏点可燃液体的雾化程度。

运行经验表明，当大功率电线放电刺穿高压可燃液体管路时，极易发生喷雾火，这是因为电线放电刺穿管路不仅喷射油雾，还会产生高能点火源。对于一些高闪点可燃液体（如 MIL-H-83282），这类失效也会造成潜在的着火危害，但其燃烧强度和充分性要低于更易燃的液体。

在磷酸酯液压油的喷雾试验中，通常以火焰作为点火源，要求不会被点燃，或闪燃后立即熄灭。在高压小孔喷雾点火试验中，已经观察到持续点燃情况，因此需要对这类液压油开展进一步试验，以确定其喷雾火燃烧特性。

通常，预防喷雾火的措施包括隔离点火源和潜在泄漏源，或确保潜在点火源没有足够的点燃能量等。

(4) 油池火

油池火是指飞机隔舱底部聚积的可燃液体表面发生燃烧的现象，也包括泄漏源和油池之间泄漏路径的燃烧现象。

在可燃液体的可燃区间之外也会发生油池火，但这种情况通常需要更高的点火源能量（比如明火）、更高的油池表面温度、及更低的油池表面扩散速度。试验表明，JET-A 燃油在 27 摄氏度（80 华氏度）时的扩散速度约为每分钟 10 米，而在相同温度下，JET-B 燃油的扩散速度约为每

分钟 220 米。

当油池暴露在火焰中时，低闪点可燃液体更容易形成油池火，高闪点液体不易形成油池火。

3.4 点火源

表 25.863-5 列出了几类名义点火源和潜在点火源，作为对可燃液体防火符合性的指导。注意，该列表并不适用于所有机型，实际的名义点火源和潜在点火源必须通过飞机设计来确定。

表 25.863-5 飞机典型的点火源

点火形式	高温热表面	火花或电弧	明火	热流体 (空气)
名义点火源	发动机/APU 舱 尾喷管 高压排气管路 刹车 电气设备 座舱区	无电搭接的电气 接线端 电气设备 座舱/货舱	排气	
潜在点火源	正常绝缘电缆 管路内部电缆 电缆束/绝缘线束 排气管 无电搭接的电气 接线管 电搭接的电气接 线端 防火墙 空气循环设备 电气设备 摩擦加热 座舱/货舱	正常绝缘电缆 管路内部电缆 电缆束/绝缘线 束 无电搭接电气接 线束 电搭接电气接线 束 电气设备 摩擦加热 座舱/货舱	火舌 电缆束/绝缘 线束 电气设备 发动机/APU 喘振 尾喷管点火 座舱/货舱	排气管

AC 25.901 (d)和 25.903 (d) (1) 最小化涡轮发动机和 APU 非包容性转子失效危害的设计考虑

1. 条款要求解析/规章安全意图

本款目的是确保在实际设计预防中不可包容的发动机失效对飞机的危害减至最小。需要一些专门的设计以保护必要的结构及系统。

2. 可接受的符合性方法

2.1 背景

尽管航空涡轮发动机和 APU 制造商正努力降低转子非包容性失效的

可能性，但服役经验表明非包容性压气机和涡轮转子失效仍然会发生。涡轮发动机失效导致高速运动的碎片击穿相邻的结构、燃油箱、机身、系统部件和其他安装在飞机上的发动机。尽管迄今为止发生的 APU 转子非包容性失效只对飞机造成轻微的影响，但某些转子失效确实产生了应考虑碎片。既然不可能彻底消除非包容性转子失效，23 部和 25 部要求对飞机必须采取设计预防措施，以减小这类事件所带来的危害。

(1) 汽车工程师协会发表的关于燃气涡轮发动机转子非包容性失效的统计报告，统计了非包容性事件发生的时间段和数量，如表 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-1 所示。其总结了除旋翼机和 APU 之外，28 年内固定翼飞机的服务经验。

表 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-1 1962 ~ 89 年发生的转子失效事件

报告号	时期	总数	3 类事故	4 类事故
AIR1537	1962-75	275	44	5
AIR4003	1976-83	237	27	3
AIR4770	1984-89	164	22	7
总数		676	93	15

在该报告中非包容性失效发生总数为 676 起，其中包括 93 起三类事故和 15 起四类事故。三类事故定义为对飞机继续安全飞行和着陆有重要影响的事故。四类事故定义为对飞机造成严重损坏的事故包括飞机坠毁、重大的伤亡或飞机解体。

在这 28 年期间，商用航空发动机飞行 1,089.6 百万小时。导致事故的因素纷繁复杂，包括环境因素（鸟撞、腐蚀、外来物损伤（FOD））、制造和材料方面的缺陷、机械方面的因素、以及人为因素（维护，检查差错和操作系统）。

(2) APU 转子非包容性失效的统计报告涵盖了从 1962 年至 1993 年间发生的所有相关事件。该报告显示在这一时期的运输类飞机上的机载 APU 至少 250 百万的运行小时，已发生了数起非包容性失效。但都不是三类或四类事故，并且所有失效都发生在地面操作阶段。导致该类事故的因素多种多样，比如腐蚀、防冻液的吸入、制造和材料的缺陷、机械因素、以及人为因素（维修，检测失误和操作系统）。

(3) SAE（美国汽车工程师协会）研究报告中的统计数据表明：存在许多不同的失效原因，通过失效分析方法难以发现或预测。由于非包容性

转子失效起因的多样性，难以预料所有可能的失效原因并为所有区域提供保护。尽管如此，本咨询通告所述的设计考虑仍为实现减少非包容性转子失效对飞机危害的目标提供了指南。因此，该指南假定转子失效是会发生的，且对这种失效的影响分析是必须的。这些指南是基于实际服役经验和试验测试，但不一定是设计师可用的唯一手段。

2.2 设计考虑

采取实际的设计预防措施应减少由发动机/APU 非包容性转子碎片造成的危害。减少由非包容性转子碎片造成危害的有效手段包括：将关键部件布置于碎片可能撞击的影响范围以外，或者对飞机关键部件和/或系统进行隔离、屏蔽保护及冗余设计。推荐以下设计考虑。

2.2.1 关键系统和部件与发动机/APU 的相对位置

考虑发动机/APU 转子相对于飞机上的关键部件、系统或区域的位置，如：

- (1) 任何提供基本功能的其他发动机或 APU；
- (2) 机身的增压部分和机身，机翼和尾翼其他的主要结构；
- (3) 驾驶舱部分；
- (4) 燃油系统部件，输油管和油箱；
- (5) 控制系统，如主、副飞行操纵系统，电源电缆，电线，液压系统，发动机控制系统，易燃液体关断阀，及用于传递操纵的电缆或钢索；
- (6) 所有货舱、APU、或发动机的灭火器系统，包括这些系统中的电线和输送灭火介质的管道；
- (7) 发动机进气附件和由风扇叶片碎片造成的附件失效导致发动机机匣变形的影响；
- (8) 继续安全飞行和着陆必不可少的仪器仪表；
- (9) 无意中打开反推系统可能造成灾难性的后果；
- (10) 高空飞行飞机的氧气系统，其下降时间尤其关键。

2.2.2 关键系统和部件的位置

关键的飞机飞行和发动机操纵电缆、布线、传输可燃液体的部件和管路（包括通气管路）、液压管路及组件、及气源管路的安装位置，应尽量减少非包容性转子和风扇叶片碎片造成的危害。需考虑以下的设计：

- (1) 如果可以，将关键部件或系统布置于碎片可能撞击的区域以外。
- (2) 如果安装在碎片的撞击范围内，对关键部件或系统进行冗余备

份并使两者分隔开来，或者对关键部件或系统提供可接受的保护措施。

(3) 可以利用机身或附加的保护对关键部件和系统提供保护。

这些方法对减轻由单块或多块发散范围在 ± 15 度内的小碎片造成的危害是有效的。

对于小型高能碎片，当满足以下条件则认为单个小型高能碎片的危害已被降低至最小：

(a) 对各类关键系统和部件的隔离，间隔应至少达到平均叶片碎片尺寸的 $1/2$ ；

(b) 应至少有一个相关的关键部件已被飞机的主要结构（比如，机翼的下表面铝蒙皮，吊架，增压舱的铝壁板，或者等效的结构）保护。

各类关键系统和部件安置在次主要结构后时，它们之间的间隔至少达到叶片碎片尺寸的 $1/2$ ，并且这些关键系统中至少有一个应该：

(a) 位于诸如气动导管、内饰件、隔板、长桁等其他内部结构提供等效保护的位置，或者

(b) 位于诸如机身结构和防护材料等专门防护提供等效保护的位置。

(4) 合理选择液体切断和作动装置的位置，使得系统损坏时可隔离可燃液体；

(5) 尽量减少可能接触火源的可燃液体泄漏；

(6) 对机身结构组成元件，进行冗余或止裂设计来限制由于非包容性转子碎片可能导致的裂痕进一步扩散；

(7) 将燃油箱和其他可燃液体系统以及管路（包括通气管路）置于飞机结构之后，以减轻来自溢出燃油或油箱穿透的危害。燃油箱防爆材料、液体管路上的防护或折流挡板可用来把损伤和危害减到最轻程度。

2.2.3 外部防护和导流板

当防护、导流装置或飞机结构被用于保护关键系统或部件，应当用试验或试验资料支持的分析（采用发动机或 APU 制造商提供的碎片能量，或第 2.4 节中规定的）表明保护的充分性，包括对机体结构安装节点的保护。对发动机小碎片防护（第 2.4 节中规定的），如果表明了结构（如增压舱蒙皮）预防穿透的等效性，不再要求第 2.5 节规定的定量验证工作。

2.3 可接受的设计措施

航空业目前使用的设计实践已被证明，可以通过有效地消除某些特

- 202 -

定风险并将剩余的特定风险降低到最低水平来降低整体风险，这些在咨询通告本段中进行了描述。提交给监管机构评估的飞机设计将根据这些经过验证的设计实践进行评估。

2.3.1 不可控制的着火

(1) 灭火系统

目前使用的发动机/APU 灭火系统依靠具有固定隔室空气体积和已知空气交换率的火区来灭火。因此，此类系统的有效性以及防火墙的完整性可能会因故障发动机/APU 造成的舱室撕裂/破裂而受到损害。发生此类故障后对飞机的保护依赖于火警系统的功能和随后的火警开关激活，以将发动机/APU 与机身易燃流体（燃油和液压油）和外部点火源（气源和电源）隔离。由于损坏程度，这种受损系统的灭火保护可能无效。任何其他发动机、辅助动力装置或货舱火灾警报和灭火器系统的持续功能，包括电线和灭火剂管道，应按 2.2.3 节中所述予以考虑。

(2) 可燃液体切断阀

如上所述，在发生非包容性失效之后，切断可燃液体向发动机的输送也许是唯一有效的灭火方法；因此，发生非包容性转子失效后，应确保发动机隔离/可燃液体切断功能。可燃液体切断阀应当位于非包容性转子撞击区之外。必须通过撞击区的切断控制线路应当冗余设计，并且按 1/3 轮盘最大尺寸的要求进行隔离。

(3) 关键功能的防火

可燃液体切断和其他关键控制线路的位置应确保由非包容性转子失效引起的火灾不会妨碍切断功能的作动或导致飞机关键功能的丧失。若切断或其他关键控制线路位于非包容性转子失效后可能起火的位置（例如在邻近燃油箱的舱室中），则应符合适用的防火指南。

(4) 燃油箱

如燃油箱位于撞击区内，则应实施以下措施：

(a) 对位于发动机或 APU 上方且在 1/3 轮盘和中等碎片撞击区之内的任何燃油箱均应提供防止燃油泄漏影响的保护。可接受的手段：干舱或屏蔽。应基于对穿过燃料箱壁的可能碎片轨迹以及随后从损坏燃料箱泄漏燃油的分析，确定干舱的大小，避免在飞行或地面操作期间燃油泄漏到发动机、APU 或其他点火源。对于静态条件，油滴距发动机短舱潜在火源的最小距离为 254mm（10inch）是可接受的，如图 25.901(d) 和

25.903(d)(1)-1 所示。

(b) 在飞行和地面运行阶段，应确定和评估燃油箱穿透后泄漏路径所带来的危害。如果燃油漏向离开飞机的气流，则不需要额外的防护；如燃油漏、流或进入火区（如发动机或 APU 的进气道或轮舱），则需考虑额外的防护。对临近系统、电线等损伤评估应考虑非包容碎片产生的火源和燃料供给。通过从间隙或开口排出的气流、防止燃料进入、排除可燃混合物的通风率或第 23.863 条和第 25.863 条中所示的其他规定来保护轮舱。

(c) 可燃液体可能到达的飞机区域，如无排水和通风，且存在火源或潜在火源，则应提供探测和灭火设备以及防爆门或等效保护装置。

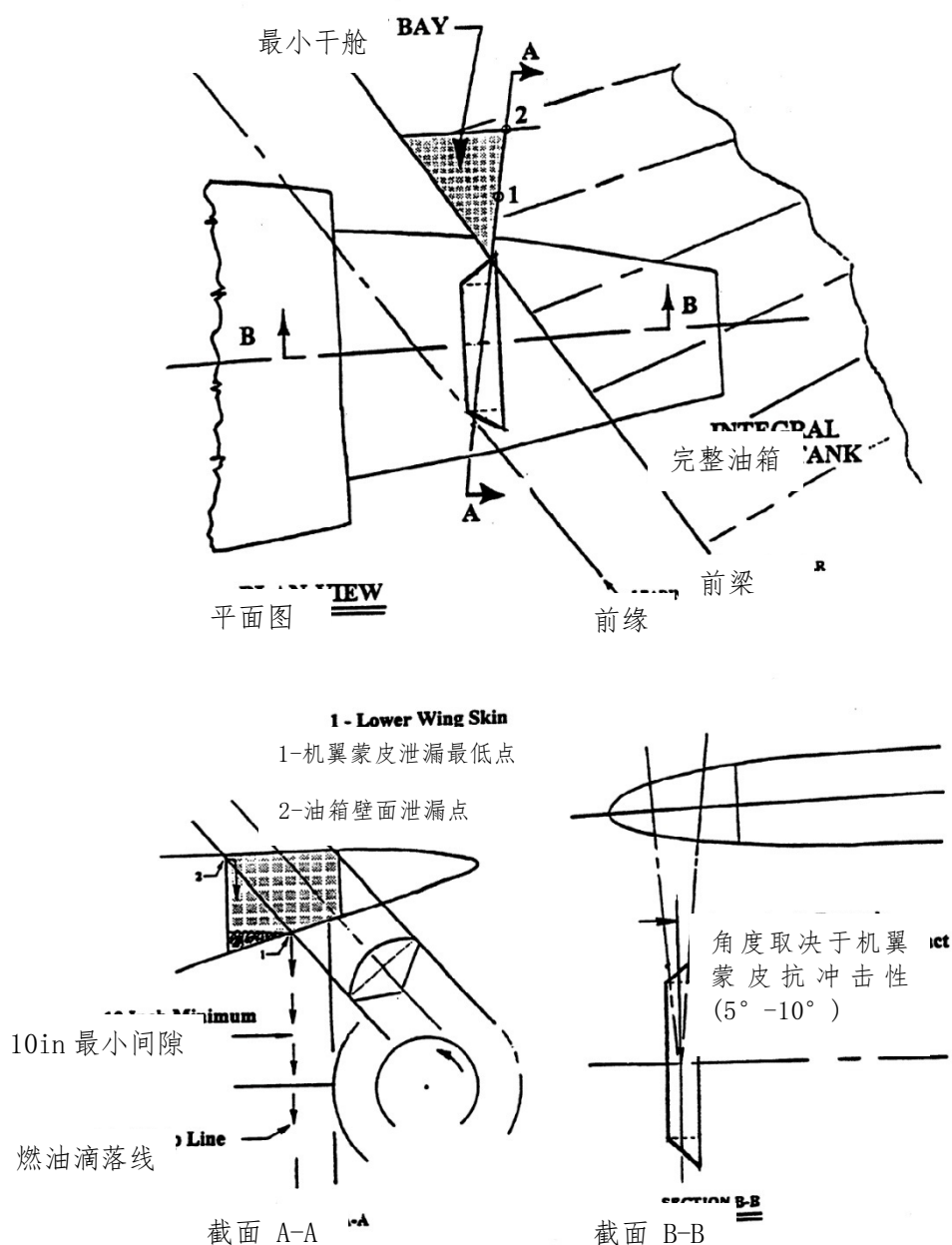


图 25.901(d) 和 25.903(d)(1)-1 干舱尺寸确定示例

2.3.2 推力损失

(1) 燃油保存

油箱应可隔离，使轮盘碎片造成的失效不会导致完成飞行或安全转场所需的燃油损失。还应考虑燃油流失造成的重心移动及横向失衡对飞机操纵性的影响。

(2) 发动机控制

通过撞击区用于其它动力装置的发动机控制线路，应间隔至少等于 1/3 轮盘碎片最大尺寸或最大可能范围的距离。

(3) 其他发动机失效

对任何其他发动机应提供免遭碎片影响的保护：将关键元器件（如正常工作所必需的发动机附件—高压燃油管路、发动机控制器件和线路等）布置在具有保护功能（由机身、发动机或短舱包括反推力结构提供）的区域（见 2.2 节）。

2.3.3 飞机操纵的损失

(1) 飞行操纵

飞行操纵系统的组件应充分隔离或加以保护，使得单个 1/3 轮盘碎片的飞出不会导致飞机任一轴向操纵功能的丧失。双重（或多重）主飞控操纵组件的布置应能避免在任一轴向的所有组件因单个 1/3 轮盘碎片导致同时失效。通过使用配平操纵或其他手段来保持飞机操纵是可信的，但需要提供证据表明这些手段可以使驾驶员能维持飞机的操纵。

(2) 应急电源

应尽量减少因非包容性转子事件而导致关键功能的电力损失。电气系统关键性的确定取决于飞机的营运。例如，批准进行 ETOPS 营运的飞机要依赖交流电源（如液压马达发电机或 APU），其配置的电气布线在 1/3 轮盘撞击区内应隔开到最大限度。

(3) 液压输送

任何在撞击区内布置的重要液压系统输送器件应有隔离措施确保维持飞机操纵所需的液压输送。单个 1/3 轮盘碎片不应导致所有必需液压系统的丧失或飞机任一轴向上所有飞行操纵功能的丧失。

(4) 反推力系统

应考虑非包容性转子失效会造成反推在空中无意打开，从而可能使飞机失去控制的影响。位于失效发动机上部件的撞击区域可能与第 2.1

条中定义的撞击区域不同。如果非包容性失效可能导致反推打开，应咨询发动机制造商以建立需考虑的失效模式。可接受的将影响减至最小的一种方法是：设置反推力装置限动器使得单个转子的碎片不会导致所有限动器都失效。

2.3.4 对乘客和机组人员的保护

(1) 驾驶舱

运输类飞机的驾驶舱不应位于任何未经包容性鉴定的发动机或 APU 转子的 $\pm 15^\circ$ 飞散角范围内，除非按 2.2.3 的要求为转子提供了充分防护、折转挡板或等效保护。由于设计限制，对于 25 部较小的飞机，将驾驶舱布置在 15° 飞散角范围之外是不可行的。因此，对其它飞机（如 23 部的通勤类飞机），如未按本咨询通告 2.2.3 的要求为转子提供了充分防护、折转挡板或等效保护，驾驶舱不应位于发动机或 APU 转子的 $\pm 5^\circ$ 飞散角范围内，除非：

(a) 对于 23 部衍生类且先前已确定发动机位置的飞机，发动机相对于驾驶舱的位置无需更改。

(b) 23 部非通勤类飞机，在评估发动机安装和驾驶舱可接受性时，可以考虑以往类似发动机安装中与转子完整性和包容性的服役经验。

(c) 对新的 23 部非通勤类飞机，由于飞机尺寸和设计考虑可以不遵守 $\pm 5^\circ$ 的要求，发动机与驾驶舱的相对位置分析和可接受性参照第 2.4 和 2.5 节。

(2) 增压舱

对于申请在 12,497 米（41,000 英尺）以上高度运行的飞机，其发动机的位置应使增压座舱不会受到非包容性碎片的影响。或者能够证明：由于碎片造成的最大穿孔导致的快速泄压以及有关的座舱压力下降率，能够允许实施应急下降而不致使飞行机组或乘客失去能力。可以接受驾驶员在事故发生后的 17 秒内开始执行应急下降程序。在增压座舱可能受到 1/3 轮盘或中等碎片影响时，应采取设计措施来防止机组人员和乘客失去能力。以往接受过的这类设计措施有：

(a) 在 1/3 轮盘或中等碎片撞击区之外设置第二个压力隔板或排气隔板。

(b) 通过运行限制规定：在因上述穿孔而可能导致能力丧失的最低高度之上，不能进入主、副隔板之间的受影响舱室。

(c) 穿过该舱室的供气导管设置了单向阀以防止增压座舱通过失效的导管泄漏。

注：若使用排气隔板，则应表明：压力下降率和座舱可能达到的最低压力将不会使机组人员失去工作能力，并且压力下降率将不会妨碍安全地进行应急下降。

2.3.5 结构完整性

在非包容性风扇叶片和发动机转子碎片撞击区内安装止裂带和抗剪条以防止灾难性的结构失效。

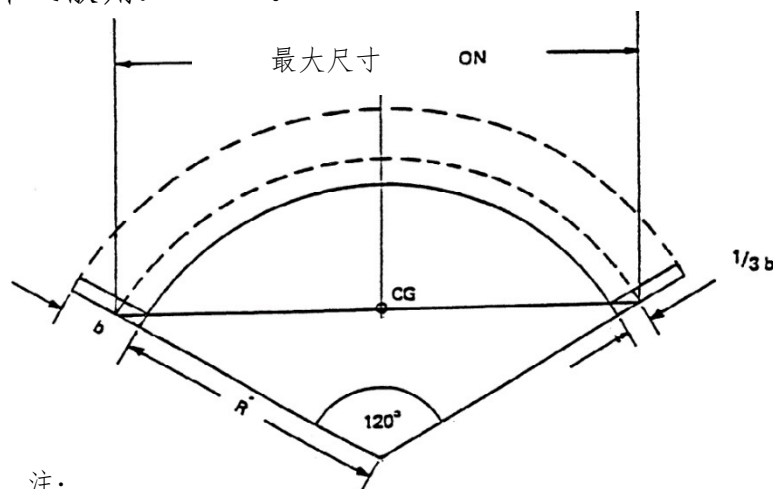
2.4 发动机/APU 失效模式

第 2.5 节推荐的安全性分析应使用以下发动机和 APU 的失效模式，除非考虑特殊的发动机/APU 型号、相关服役经验、设计数据、测试结果或其它使用不同模型的证据。

2.4.1 1/3 轮盘碎片

1/3 轮盘碎片如图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-2 所示，其具体的参数信息如下：

- (1) 最大尺寸：1/3 轮盘+1/3 叶片高度形成物所对应的尺寸；
- (2) 质量：带叶片轮盘质量的 1/3；
- (3) 平移运动能量（忽略转动能量）：整个扇形物以重心处的速度甩出时所具有的能量；
- (4) 碎片飞散角： $\pm 3^\circ$ 。



注：

R: 轮盘半径

b: 叶片长度

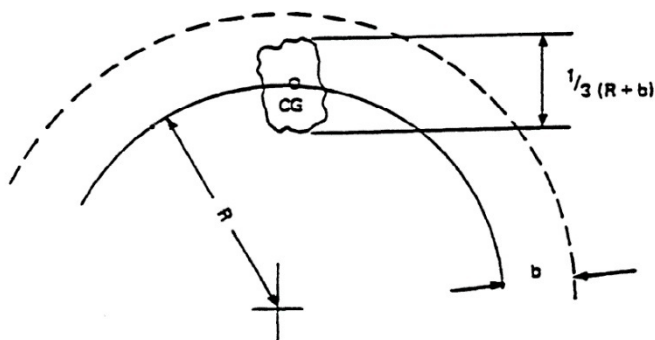
重心(CG): 在给出最大尺寸的线上

图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-2 单个 1/3 碎片

2.4.2 中等碎片

中等碎片如图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-3 所示，其具体的参数信息如下：

- (1) 最大尺寸：带叶片轮盘半径的 $1/3$ ；
- (2) 质量：带叶片轮盘质量的 $1/30$ ；
- (3) 平移运动能量（忽略转动能量）：该碎片以轮缘处的速度甩出时所具有的能量；
- (4) 碎片飞散角： $\pm 5^\circ$ 。



注：

R: 轮盘半径

b: 叶片长度

最大尺寸: $1/3(R+b)$

重心: 位于轮盘边缘

质量: 带叶片轮盘质量的 $1/30$

图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-3 中等碎片

2.4.3 可选发动机失效模式

为便于分析,上述 2.4.1 和 2.4.2 两种碎片可用以下一种碎片替代,前提是第 2.5.1 节中所提的目标得到满足,其具体的参数信息如下:

- (1) 最大尺寸: $1/3$ 轮盘所对应的尺寸;
- (2) 质量: 轮盘质量的 $1/3$;
- (3) 平移运动能量（忽略转动能量）: 该扇形物以重心处的速度甩出时所具有的能量;
- (4) 碎片飞散角: $\pm 5^\circ$;

2.4.4 小碎片

小碎片具体的参数信息如下:

- (1) 最大尺寸: 叶片尺寸的一半（风扇叶片除外）;
- (2) 质量: 叶片质量的 $1/2$ （尖端部分）;

(3) 平移运动能量（忽略转动能量）：该扇形物以重心处的速度甩出时所具有的能量；

(4) 碎片飞散角： $\pm 15^\circ$ 。

使用经历表明，铝质机翼下壁板、吊挂、增压座舱蒙皮等一般均可阻挡住绝大部分小碎片，但能量最大的小碎片仍有可能穿透这类结构。也应考虑多块小碎片的影响。对于不关键的结构（如整流罩、尾段、操纵面和非增压舱蒙皮）的穿透概率通常为失效转子级上叶片数目的 2.5%。危害降低方法参见 2.2.2 和 2.2.3。

如申请人想从能量角度来表明符合性，可向发动机制造商咨询有关撞击区之内小碎片尺寸和能量方面的信息。

对于 APU，可假设小碎片的质量相当于上述碎片的质量（叶片质量的 1/2），而其平移运动能量是原始级（失效）转子总转动能量的 1%。

2.4.5 风扇叶片碎片

风扇碎片如图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-4 所示，其具体的参数信息如下：

(1) 最大尺寸：叶梢处 1/3 叶身部分（不包括叶根和缘板，但包括叶片的减振凸台）高度所对应的尺寸；

(2) 质量：叶片质量的 1/3；

(3) 平移运动能量（忽略转动能量）：碎片以重心处的速度甩出时所具有的能量；

(4) 碎片飞散角： $\pm 15^\circ$ 。

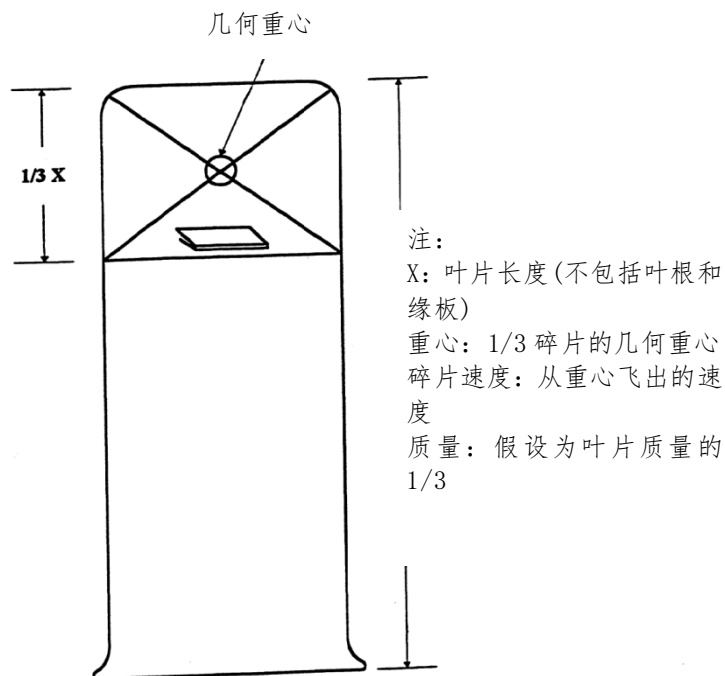


图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-4 风扇叶片碎片

2.4.6 发动机临界速度

在进行有关转子碎片能量问题的考虑时，应假设转子非包容事件是在发动机或 APU 转子处于最大允许转速状态下发生的。

2.4.7 APU 失效模式

就 APU 而言，还要考虑 APU 碎片（直至整个转子大小）进入尾喷管的问题。2.4.7(1) 或 2.4.7(2) 或 APU 制造商提供的适用的服役经验可用于确定尾喷管中碎片的尺寸、质量和能量。特定 APU 安装的转子失效模式取决于有关 CTSO 的规定：

(1) 按 CTSO 做过转子完整性验证但未经特定的包容性试验的 APU，2.4.1，2.4.2 和 2.4.4 或者 2.4.3 和 2.4.4 适用；

(2) APU 转子按 CTSO 做过包容性鉴定的，有资料表明服役历史中仍发生过非包容性失效。CTSO 包容测试未包括的失效模式有轮盘破裂成两半、超速、碎片未击中包容环。为说明这些危险，安装者应采用 2.4.4 中有关 APU 小碎片的规定或 APU 制造商提供的服役数据。

2.5 安全性分析

2.5.1 分析

应当利用第 2.4 节中定义的发动机/APU 失效模式进行一次分析来确定飞机上可能受到转子碎片影响的危险区域并且评估非包容性失效的后

果。该分析应考虑所有常规的飞行阶段。

(1) 应假定在开始应急的发动机停车操作之前至少有 15 秒的延迟。该延迟的程度取决于：非包容性失效导致的环境条件，包括由于需要驾驶员进行分析的多重警告信号引起的飞行机组工作负担的增加。

(2) 某种程度的飞机飞行性能或系统工作性能的降低是允许的，只要飞机能够继续安全飞行和着陆。应考虑在发动机推力或功率不对称，以及飞行操纵系统可能的任何失效情况下的飞机性能，还要考虑飞机预计可能会采取的改出机动。

(3) 当考虑减轻由模型识别潜在的危险时，应考虑飞行阶段、服役经验或第 2.2 部分说明的其它数据。

2.5.2 作图

应根据本 AC 第 2.2.1 节 (1)–(10)，提供发动机和 APU 碎片相对于危险区域的抛射轨迹图。该分析应至少包括以下内容：

(1) 对主要结构（包括增压舱、发动机/APU 安装节和机体表面）的损伤。

注：非包容性转子碎片导致的任何结构损伤应视为灾难性的，除非能够满足 § 25.571 的要求，而不会导致完成飞行所必需结构的任何部分发生失效。此外，也必须满足 § 25.365(e) (1) 和 (g) 中增压舱载荷的要求。

(2) 对任何其他发动机的损伤（不必考虑其他发动机接着发生非包容性碎片的后果）。

(3) 对安全飞行和着陆所必需的设施和设备（包括指示和监控系统）的损伤，特别是对飞行、发动机功率、发动机燃油供给和切断装置的控制系统以及火警指示和灭火系统的损伤。

(4) 驾驶员失去工作能力（另见 2.3.4）。

(5) 燃油系统的穿透，可能会使逸出的燃油进入人员舱或发动机舱或会导致着火或爆炸的飞机其他区域。

(6) 对燃油系统的损伤，特别是燃油箱的损伤，会导致大量燃油的逸出。

(7) 防火墙和整流罩被穿透或变形，使得火势蔓延。

(8) 对气动表面（如襟翼、缝翼、安定面、副翼、扰流板、反推力装置、升降舵、方向舵、翼板、翼梢小翼等）的损伤或意外移动，以及由此对安全飞行和着陆造成的影响。

2.5.3 安全性分析的目标

如果满足以下条件,则认为将达到最小化危害的目标:

- (1) 采取了第 2.2 与 2.3 节中所述的设计考虑和设计措施。
- (2) 利用第 2.4 节中定义的发动机/APU 失效模式完成了安全性分析。
- (3) 对 25 部飞机和 23 部通勤类飞机,达到了以下的风险率指标:
 - (a) 单个 1/3 轮盘碎片甩出所造成的灾难性事件的概率不大于 1/20;
 - (b) 一个中等碎片甩出所造成的灾难性事件的概率不大于 1/40;

(c) 多块轮盘碎片(仅适用于任何双重或多重系统,当所有系统通道对其功能有贡献时,从发动机中心线测量,存在某些部分的距离等于最大叶片转子的直径)。三块 1/3 轮盘碎片在 3 个随机方向上甩出,每一碎片在 360° 方向上具有相同的抛射概率(假设相对于轮盘平面的飞散角为 $\pm 3^\circ$),所引起的双重或多重系统同时损伤而造成灾难性事件的概率不大于 1/10。

注:如能使用不同的系统来执行同一功能(例如:升降舵操纵和俯仰配平),就本项而言可视为双重(或多重)系统,只要操纵可以得到维持。上述的定量评估可用来判定风险最小化的相对量值。合理的风险最小化程度也许是可变化的,这取决于飞机尺度和构型,而这一变化也许会妨碍达到特定的风险率。这些风险水平是一种设计目标,不应被视为是绝对的指标。要全部达到这些风险水平,也许实际上是可能办不到的。

(4) 对新设计的非通勤类 23 部飞机,灾难性事件概率不得大于上述 (3) (a)、(b) 和 (c) 中为每种碎片规定值的两倍。

(5) 对于单个风扇叶片碎片、小碎片以及已通过包容性鉴定的 APU 和发动机转子级而言,无须进行定量风险评估。

2.5.4 APU 分析

APU 所处位置若使其非包容性失效不会导致灾难性事故,则只需进行有限的定性评估表明关键系统/元器件与 APU 撞击区的相对位置。若关键系统/元器件位于撞击区内,则需进行更详细的分析。对于仅验证了转子完整性的 APU,应把 2.4.7(1) 中所述失效模式视为安全性评估的基础;对于按 CTSO/VDA 要求做过转子级包容性鉴定的 APU,飞机安全性分析可限于 2.4.7(2) 中所述失效模式的影响评估。

2.5.5 特定风险

2.5.3 节所述因转子碎片飞出而造成的飞机风险水平是作典型飞行

的飞机所有发动机全部转子的风险水平的平均值。如果属于下述情况之一，则单个的转子或发动机不必满足这些风险水平，也并不要求每个飞行阶段都满足这些风险水平：

(1) 没有一级转子表明其在整个飞行期间的平均风险水平大于 2.5.3 中所规定风险水平的两倍。

注：本项的目的是确保导致任何特定转子级设计的重复失效故障仅对飞机安全的影响是有限的。

(2) 如果仅在特定的飞行阶段失效才是灾难性的，则允许按这些特定阶段可能发生的失效比例进行保守假设考虑。如果失效仅存在于某一特定的飞行阶段，如起飞阶段，则可以接受较高的风险水平。1.4 节中的参考文件给出了在某些特定飞行阶段期间发动机破损的风险比例。另请参阅下图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)–5 中包含的数据。

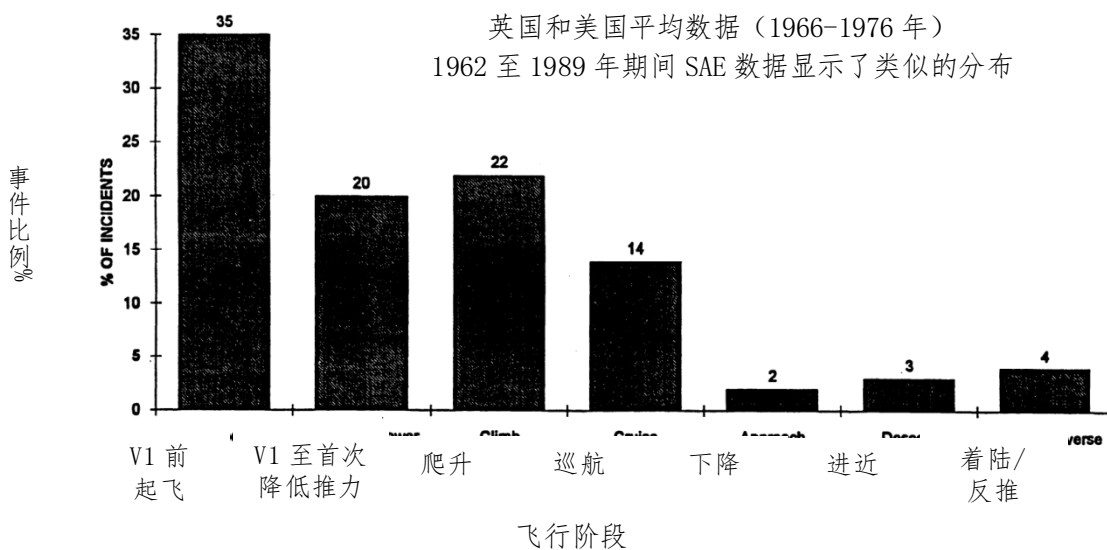


图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)–5 发动机非包容性失效在不同飞行阶段的风险比例

AC25.903 附录 A

用户手册

发动机/APU 非包容性损坏的风险分析方法

A.1 概述

(1) 飞机和发动机系统的设计、发动机相对于飞机关键系统和结构的位置等对发动机发生非包容性损坏后飞机的生存性有重要影响。第 25.903 条 (d) 款 (1) 项要求必须采取设计预防措施，使发动机或 APU 的非包容性损坏对飞机产生的危害最小。本 AC 为验证符合这些要求提供了指导。

(2) 作为验证符合性要求的一部分，有必要对发动机非包容性损坏引起的灾难性失效风险作出定量评估。本附录叙述了为达到该目标的一种可接受的方法。

(3) 该风险分析的目标是控制剩余风险（采取谨慎和可行的设计措施之后）。每型飞机有各自特点，因此方法应用时会有一定的灵活性。

(4) 建议在设计更改造成损失较小的飞机设计早期运用这些方法来识别有问题的区域，并贯穿整个设计过程。建议在早期邀请审查方介入，以对这些方法和文件要求作适当的解释。

(5) 应当指出：尽管风险分析可产生定量的结果，但分析方法中仍带有对于飞机元器件特定失效形式的临界性的主观评估。对于这类评估的假设前提应当与定量结果一起编成文件（提交）。

(6) 飞机制造商对转子损坏的影响都制定了各自不同的评估方法，因为有很多方法都能得出相同的结果。此用户手册确定了分析中应包含所有原理，以便不熟悉分析方法的人理解。

(7) 此用户手册的目的是帮助用户如何进行分析准备，并不排除任何先进技术和现有的方法和步骤。

(8) 本 AC 对飞机宽阔的结构留有余地；因为在转子失效事故中对结构的损伤通常允许在设计中有小量的改动。但转子爆裂区域的系统布置是可进行优化的。

(9) 对结构的损伤（也许会涉及应力分析）通常可单独分析，然后再

与同时产生的对系统的影响一并协调考虑。

(10) 要分析转子损坏对系统的影响，必须将飞机看作一个整体来评估；而风险分析必须特别关注所有被确定的可能导致灾难性后果的临界情况。

(11) 这样的分析就可随后用来判定：已采取合理的设计预防措施把危害性减至最小，并且剩余风险是可接受的。

(12) 安全性分析和风险分析是互相依存的，风险分析必须基于安全性分析。因此，安全性分析是确定转子损坏导致的潜在的危险性或灾难性影响的起点，并且是按本 AC 的要求把危害减至最小的基本工具。

(13) 随后的风险分析即可评估和量化飞机的剩余风险。

A.2 范围

以下叙述根据本 AC 中第 2.5 节规定的准则来评估飞机风险水平所需进行的分析工作的范围。

A.2.1 安全

(1) 需要进行分析来确定可能需要做定量分析的关键危害（采取了所有可能的设计措施之后的剩余的危害）。

(2) 功能关键性随飞机不同而不同，也可能随飞行阶段的不同而不同。

(3) 需要全面了解所有飞机结构和系统功能，以确定理论失效模型中每一个碎片轨迹路径的关键程度。

(4) 需要各个学科的专家的协助来确保各区域分析的正确性。例如，油箱穿透泄漏途径和着火危险的影响、推力调节（评估推力损失）、结构性能（评估机身影响）、飞机操纵性能（评估操纵电缆影响）和燃油不对称性。

A.2.2 风险

对于每种剩余的临界危险，也许需利用本 AC 中的第 2.4 节定义的发动机/APU 失效模式进行下列评估：

(1) 单个 1/3 轮盘碎片的平均飞行风险；

(2) 单个中等碎片的平均飞行风险；

(3) 替代模式的平均飞行风险（用于替代单个 1/3 轮盘碎片和单个中等碎片时）；

(4) 双套或多套系统的多块 1/3 轮盘碎片；

(5) 单个 1/3 轮盘碎片和单个中等碎片的特定风险；

(6) 可能导致灾难性结构损坏的任何单个轮盘碎片的特定风险。

每种失效模式的风险水平判据在本 AC 第 2.5 节中都有规定。

A.3 安全性和风险分析的基本组成部分

(1) 一个完整的分析的逻辑步骤是:

(a) 在设计定义阶段确定各单个系统 (包括多重系统和关键结构) 的组合或同时失效可能引起的功能危险性。

(b) 建立功能危险树 (见图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-1) 或系统矩阵 (见图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-2): 确定所有系统的相互关系, 以及在设备位于转子爆破撞击区之中时必须避免 (若可能) 的所有系统的组合失效。理论上, 将此做到极致的话, 除临近发动机和燃油管道受撞击外, 不存在其它临界系统失效。

(c) 为每种损伤的平移和飞散风险角确定碎片轨迹和轨道范围。将它们画在一张图表上, 并根据上述系统矩阵或功能危害分析确定可能导致组合危险的轨道范围。

(d) 考虑这些危害性的风险因子 (如飞行阶段或其他因素), 并计算每一级转子的每一种危害的风险。

(e) 列表, 总结并且取所有情况的平均值。

(2) 按照本 AC 的要求, 对非包容性转子损坏发生所引起的对飞机影响的风险进行评估。发生转子失效的概率的分析, 不能采用 CCAR-25.1309 相关 AC 推荐的方法 (即概率是临界非包容转子失效率 and 暴露时间的函数)。

(3) 由该风险分析所确定的对于飞机的总风险水平, 是对飞机上所有发动机全部转子的风险值取平均所得到的平均值, 称为平均飞行风险

A.4 假设

在先前的分析中已应用如下的保守假设, 以及在本 AC 的 2.5.1 (1)、(2) 和 (3) 节中的假设。但是, 每种飞机设计都有各自的特点, 因此对具体安全评估的概率的假设可能不同。需要在分析中证实所有的假设。

(1) 本 AC 的 2.4.1 定义的 1/3 轮盘碎片按转子旋转方向沿着与扇形碎片质心轨迹圆相切的轨道飞出 (参见图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-3)。扇形碎片围绕其重心旋转但不翻滚, 其扫掠路径宽度相当于从质心到其最外边缘距离的两倍。认为该碎片具有无限的能量, 因此可切断其扫掠路径上的所有管路、电缆、钢索和未加保护的结构, 并且不会从其原始轨

迹变向，除非碰到防护罩。但防护罩或受撞发动机可认为能足以顶住具有最大能量的碎片。

(2) 在最大飞散角范围内，转子碎片在所有方向上飞出的概率是均匀分布的。

(3) 对重要电线的影响决定于受影响的系统的构造。通常假设，重要电线在任何重要时段都不会受到偶然正脉冲电压。

(4) 控制钢索会被碎片击断。

(5) 当钢索撞断后，液压驱动的、由钢索控制的未被假设失效的操纵面趋向于无法回复中立，可预测到随之而来的操纵面的摇摆。

(6) 系统元器件在其外廓被碎片碰到后即认为不能再使用了。在发动机受撞击时，短舱结构可视为其外廓，除非其损坏可能不是危险性的。

(7) 燃油箱因非包容性事件引起的空中穿透将不会导致燃油箱爆炸。

(8) 无动力飞行和机场外着陆（包括水上迫降）可以不认为是灾难性的，只要不超出事故统计或其他许可因素确认的程度。

(9) 对完成飞行所必需的结构（如压力座舱、发动机/APU 安装节和机体表面）的损坏是灾难性的（参见本 AC 的 2.5.2(1)）。

(10) 一次飞行从发动机功率加大到起飞推力时开始，在着陆后离开主跑道时结束。

A.5 作图

(1) 应当绘制在转子爆破撞击区范围内的能够表示飞机系统布置的剖面图与平面图，不论是制图，还是电脑模型。这些图应表明关键系统元器件的精确位置，包括燃油和液压管路、飞行操纵钢索、电气线束和接线盒、气源和环境系统导管、灭火元器件、关键结构等。

(2) 要为每一级转子画一个平面图。每张图中包括：所有系统元器件相应外廓的视图，然后用来形成剖面图。如图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-4 所示。

(3) 模型或图样代表了各个发动机转子级，然后前后的差异情况就生成了。

(4) 接下来把每一级转子生成的各个飞射路径迭加到潜在转子爆破范围内的站位平面的剖面布置图上以研究其影响（见图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-5）。这样就可以为每一级转子或每一组转子生成单独的图形。为减少分析的工作量，发动机转子可以成组考虑，每组取其中最大

的转子直径。

(5) 上述这些抛射路径也可按如下步骤生成 (参见图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)-A-6)。

(a) 从碎片质心轨迹圆到目标外廓之间画两条切线 T1;

(b) 在目标外廓接触点上, 分别引出 N1 和 N2 两条垂线, 长度等于碎片扫掠路径的半径 (参见图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)-A-1);

(c) 从上述垂线的端点到重心轨迹之间分别画两条切线 T2, 这两条切线之间的夹角就是平动风险角。

(6) 然后就可以得到入射角和出射角

(7) 记录下相碰处的起始角和终止角, 两者之间的部分被视为该特定零部件将会被转子扇形物撞击到并被摧毁的轨道范围 (即撞击区域)。

(8) 这样记录下来的撞击情况以表格形式记录在图表中, 以便研究在一次撞击中可能同时发生的影响。(参见图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)-A.8)。如此就可以确定对整个系统的影响, 并找出最严重的情况。

(9) 如果确定了某个潜在的多重系统的严重损坏情况, 则应对轨道范围作更详细的分析: 将此损坏情况分解为特定的前-后散射角, 用单个转子级的宽度来代替转子组合的宽度。

A.6 概率评估方法

A.6.1 影响概率因素

在分析中对那些会引起潜在灾难性危险的转子爆破情况进行评估, 定量分析灾难的实际概率。就一切情况而论, 这个概率将取决于以下因素:

- (a) 作为碎片来源的发动机的位置及其旋转方向;
- (b) 关键系统和关键结构的位置;
- (c) 转子级数和碎片模型;
- (d) 转子碎片的平动轨迹;
- (e) 碎片的飞散角特定范围;
- (f) 失效发生时所处的特定飞行阶段;
- (g) 与任何特定功能丧失有关的特定风险因子。

A.6.2 发动机位置

该分析应处理在一次飞行中发生单个转子爆破事件对系统的影响, 其概率为 1.0。由于转子爆破发生的原因可能是飞机上任何一台发动机出

故障，所以将来自每台发动机的风险按发动机的数目平均。

轨迹分析图会明确显示：来自特定发动机一定旋转方向的转子碎片才会引发某种系统的损坏；或者说对于同样的系统损坏，各台发动机的轨道范围可以有明显的不同。

风险总结应把每台发动机的情况(包括发动机位置在内)分别列表说明。

A. 6. 3 转子组件

每一级转子损坏的概率都假定为 1.0。发动机每一级转子的单独风险均应评估并列表说明。

A. 6. 4 平动风险角

每个碎片与受分析元器件/结构相碰范围对应的角度数。如图 A. 6 和图 A. 7 所示。

A. 6. 5 平动风险概率

离开发动机机匣的转子碎片在整个 360° 范围内从任一角度甩出的概率是一样的，因此，该碎片撞击某系统元器件的概率 P 应为以度为单位表示的平动风险角 Φ 除以 360，即

$$P = \Phi/360 \text{ 或 } \frac{\Phi_1 - \Phi_2}{360}$$

A. 6. 6 前后散射角

如果分析中的失效模型假定一个(前/后)散射角为 $\pm 5^\circ$ ，那么总的散射角将是 10° 。如果某个关键元器件在此散射角内只是在有限的位置处才会被撞击到，那么该关键元器件被撞击的可能性应按其在飞散角内的轴向占位乘以一个因子，例如： $(\Psi_2 - \Psi_1) / \text{散射角}$ 。

如果某元器件只有可能在 $+4^\circ$ 至 $+5^\circ$ 范围内被撞击到，那么该因子为 0.1 (即： $1^\circ / 10^\circ$)。

A. 6. 7 威胁窗口

典型的威胁窗口的定义参见图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)-A-7

A. 6. 8 飞行阶段

某些类型的系统损坏可能只是在某个特定的飞行阶段才会成为灾难性的，例如在起飞时达到 V1 临近的发动机受到撞击(概率为 1.0)。而在无侧风降落时则可能是确定的有利情况(概率小于 1.0)。因而，特定情况可相应乘以有关因子来予以考虑。

(1) 起飞过程中最可能发生非包容性转子损坏，此时发动机承受最大压力。以下是工业界所接受的有关发动机在各飞行阶段发生失效的百分比的标准概率：

V1 前的起飞	35%
V1 到第一次降低动力	20 %
爬升	22 %
巡航	14 %
下降	3%
进近	2 %
着陆/反推	4%

(2) 上述飞行阶段失效分布比例被用于计算所有情况的灾难性风险，该风险随飞行阶段而变化。

$$D_P = \frac{P_{flightphase\%}}{100}$$

A. 6. 9 其它风险因子

对如着火和压力丧失等风险，则需要用保守的工程判断，对每一种合适的情况单独进行评估。这样可能得出灾难概率（风险因子）小于 1. 0。

上述概率和因子与临界轨迹范围一起组合使用，作用是计算出任何一个转子爆破引发的特定事件的概率。

该值随后乘以一个为该情况评估所得的“风险”因子，以便为每种特定情况导出算得的灾难性概率。

典型的用于导致灾难性后果的“丧失全部推力”的条件概率值如表 25. 901 (d) 和 25. 903 (d) (1)-A-1 所示。

表 25. 901 (d) 和 25. 903 (d) (1)-A-1 “丧失全部推力”的风险因子

飞行阶段	Dp	风险因子
T. 0-VI 到首次减少动力	0. 20	1. 0
爬升	0. 22	0. 4
巡航	0. 14	0. 2
下降	0. 03	0. 4
进近	0. 02	0. 4

注：以上数值仅为举例，若申请人拟采用上述数值，应在表明符合性过程中，提供相应的支撑数据。

A. 6. 10 所有独立事情的概率随后列表并予以综合。

A. 6. 11 对一个正常飞行剖面的所有发动机上全部轮盘或转子级的

相应值求平均来得到平均飞行值。可利用以下步骤计算每一种失效模式的平均飞行值：

从图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-8 所得的表中确定由于单个损坏的组合而存在着灾难性风险的威胁窗口；

对于每一级情况，计算所有临界危害的风险；

对于每一级情况，加上对所有风险因子的考虑，以及（若适用）对飞行阶段－失效分布因子的考虑；

对于每一台发动机，把所有级的概率之和除以发动机的总级数以取得平均值。

对于每一架飞机，把所有发动机的概率之和除以发动机总数以取得平均值。

A.7 结果评估

(1) 申请人可利用本 AC 中给出的方法来表明对于第 25.903 条(d) 款(1) 项的符合性。该 AC 中的判据可用来表明：

已采取实际设计措施来把由非包容性发动机碎片可能导致的危害减为最小，并且

就如在本 AC 第 2.5 段中说明的，对每一种临界失效分析模型而言均已达到了可接受的风险水平。

(2) 适用的风险水平判断准则一览表，如表 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-2 所示。

表 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-2 风险水平判断准则

要求	准则
平均 1/3 轮盘碎片	1/20
平均中等碎片	1/20
平均替代模型	1/20，在 $\pm 5^\circ$ 散射角内
多个轮盘碎片	1/10
任何单个碎片(除结构损伤)	$2 \times$ 相关平均准则

(3) 第 25.571 条(e) 款要求结构满足非包容性发动机损伤引起的结构损伤容限要求，因为非包容性发动机失效很可能导致结构损坏。

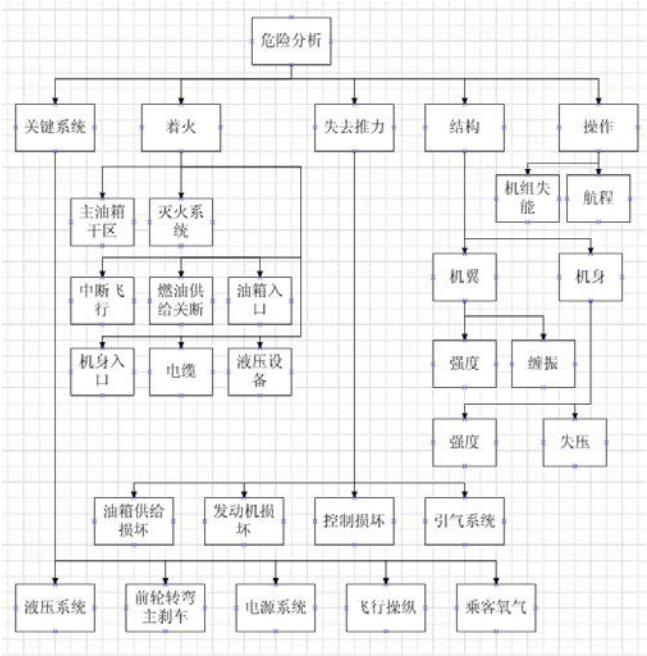


图 25. 901 (d) 和 25. 903 (d) (1)-A-1 功能危险树示例

位置	部件	破坏对象	所属系统	细节
左	副翼	钢索/表面	液压助力	1号和3号
右	副翼	钢索/表面	液压助力	2号和3号
左	外多功能扰流板	控制/表面	液压助力	1号
右	外多功能扰流板	控制/表面	液压助力	1号
左	外襟翼	导轨/表面	电力	交流汇流条 交流主汇流条
右	外襟翼	导轨/表面	电力	交流汇流条 交流主汇流条
左	方向舵	钢索	液压助力	1号2号3号
右	方向舵	钢索	液压助力	1号2号3号
左	升降舵	钢索	液压助力	1号和3号
右	升降舵	钢索	液压助力	2号和3号
频道1	俯仰配平	控制/供能	电力	交流汇流条 直流汇流条
频道2	俯仰配平	控制/供能	电力	交流主汇流条 直流主汇流条

飞行控制-系统负载

提示1
同一个碎片路径必须不能同时切断同侧钢索和对侧液压系统和3号液压助力
比如：左升降舵钢索和2号液压助力和3号液压助力
或者
右升降舵钢索和1号液压助力和3号液压助力

提示2
同一个碎片路径必须不能同时切断
-频道1和频道2线路
-同侧控制线路和对侧供电线路
-对侧控制线路和同侧供电线路

图 25. 901 (d) 和 25. 903 (d) (1)-A-2 系统负载表格示例

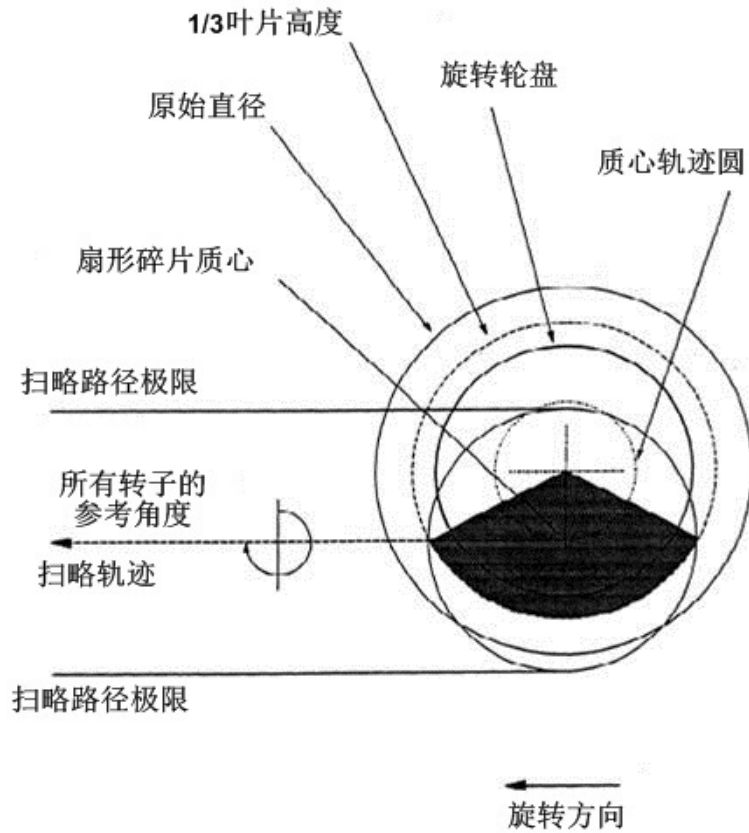


图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)-A-3 1/3 轮盘碎片

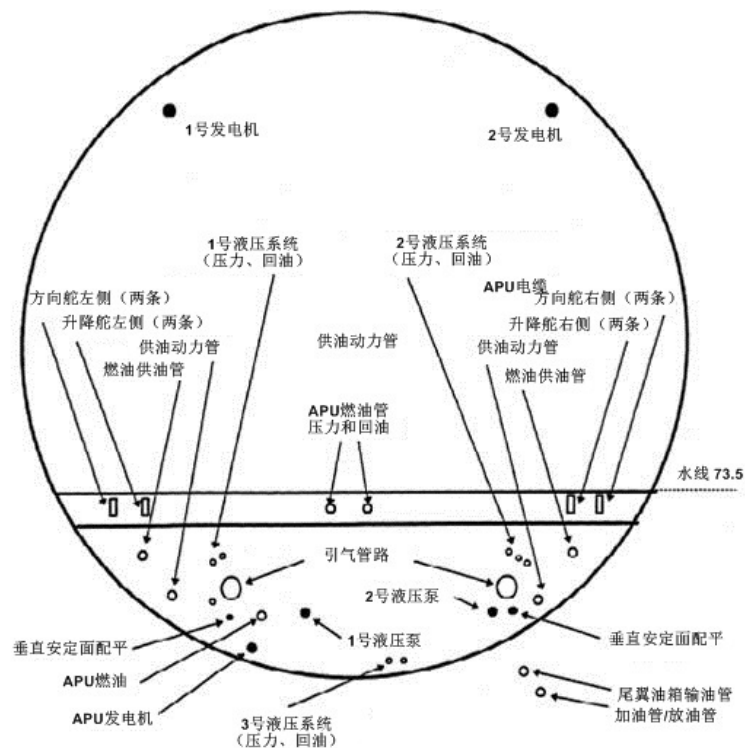
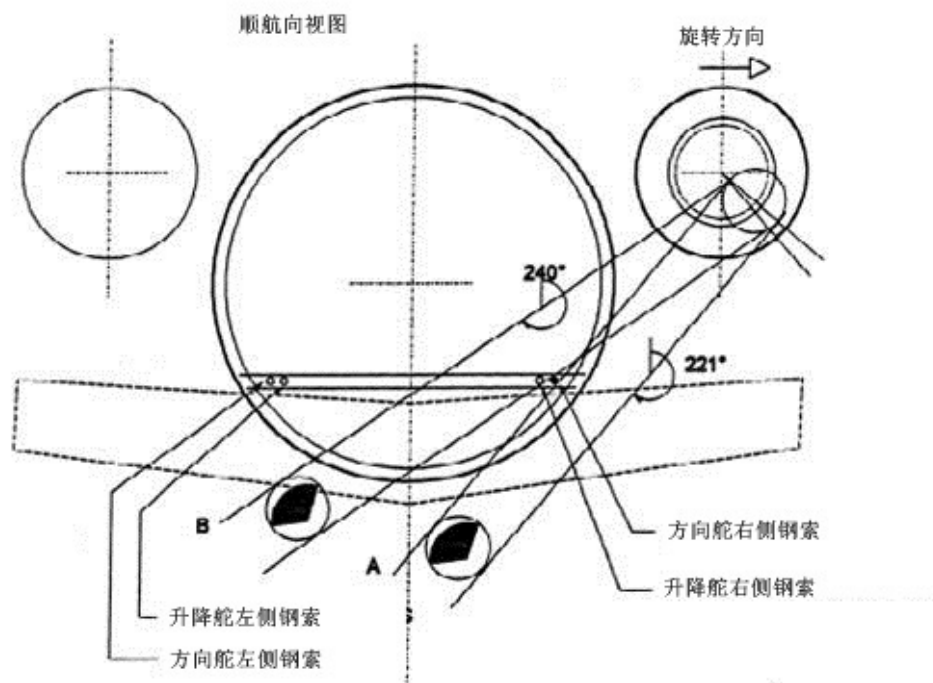


图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)-A-4 转子剖面的典型系统布置



例子

在入射角 221°，出射角 240° 范围内，方向舵右侧钢索被来自右侧发动机的 1/3 风扇碎片击中。所以飞射角 A-B 为 19°。

图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-5 轨迹范围图

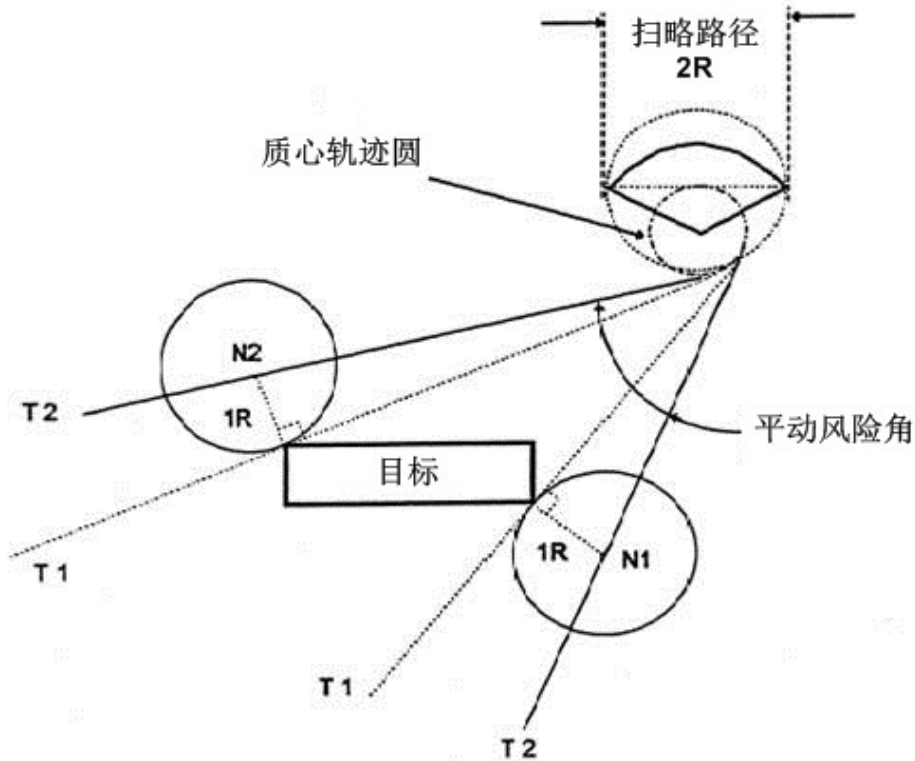


图 25.901(d) 和 25.903(d) (1)-A-6 典型轨迹图

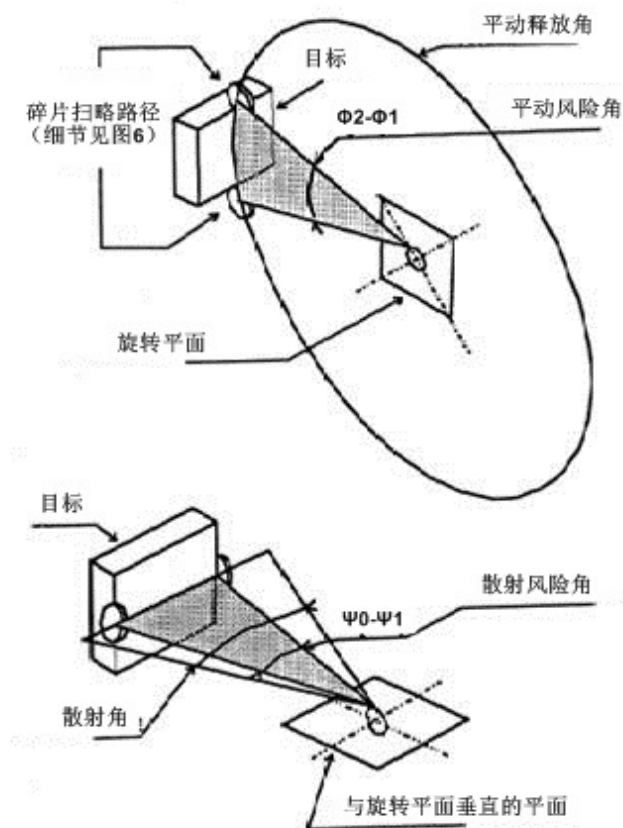


图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)-A-7 威胁窗口定义

发动机转子失效-系统影响

高压涡轮1

[illegible]

图例 = 直接击中 = 对侧发动机燃油管 = 对侧发电机 = APU燃油管

图 25.901 (d) 和 25.903 (d) (1)-A-8 转子分析图表示例

AC 25.907 螺旋桨振动

1. 条款要求解析/规章安全意图

螺旋桨载荷是振动和稳态载荷的复杂组合。载荷来源是多方面的,并

且依赖于飞机安装和发动机类型。对于螺旋桨飞机而言，无论其配装螺旋桨是否取得 TC 证，由于匹配发动机、安装飞机平台的不同，螺旋桨的振动应力也会有明显的差异，对每一个螺旋桨安装后进行振动评价的目的就是确认在复杂的飞机载荷环境下，螺旋桨是否具有可接受的强度和动态特征，其安装后的振动水平是否会超过螺旋桨制造商规定的使用限制，而危及飞行安全。

本条款对飞机螺旋桨振动提出了总体评价要求。飞机螺旋桨的振动评价包括确定飞机上的振动载荷/应力和进行疲劳评价，要求飞机型号合格证申请人证明在飞机的任何正常使用条件下，螺旋桨的振动应力不会超过影响安全运行的限制值，即螺旋桨能在螺旋桨结构限制内安全工作。

本条各款要求及条款的安全意图为：

(1) 第 25.907 条 (a) 款要求必须按实际测量或同已作过实测的类似安装进行比较，来确定任何正常的使用条件下螺旋桨桨叶振动应力的大小。本款要求螺旋桨振动应力的确定必须进行实际的装机测量，或者同业已进行过实际测量且具有类似安装平台的螺旋桨振动应力实测数据进行比对。

(2) 第 25.907 条 (b) 款要求所确定的振动应力不超过业已表明对连续工作是安全的应力值。为此，针对实际选用的螺旋桨，必须确定其安全应力的限制值。这些限制值是螺旋桨制造商根据模拟螺旋桨的各种工作状态，确定的螺旋桨各危险部位的疲劳强度限制值。螺旋桨制造商应针对每一种设计的复杂性和使用的独特因素来确定其振动限制值，提供给申请人作为表明条款符合性时的安全应力限制值。

(3) 本条安全意图：针对每一特定的飞机-发动机-螺旋桨的安装组合，其都具有特有的振动特性表现，因为引起螺旋桨叶片振动的因素主要来源于两大类：一类是来自发动机，发动机运转时产生的振动通过螺旋桨安装机构传递到螺旋桨上；另一类是由螺旋桨运转时的气动力产生，经空气传递到螺旋桨叶片。由于各类振动综合作用在螺旋桨上的力是非常复杂的，因此，对给定的飞-发-螺旋桨安装，很难提供一个令人满意的计算模型/方法，所以，测量飞机在所有正常使用状态下的螺旋桨振动应力或响应是非常必要的。同时，当申请人拟通过同已作过实测的类似安装进行比较的类比分析来表明条款符合性时，飞-发-螺旋桨组合中的发动机和螺旋桨必须相一致，审查方应特别关注“类似安装”的评定，即安装平台

(飞机)及安装形式(包括发动机安装形式、螺旋桨安装形式)的相似性分析,振动环境必须相类似。审查方通过螺旋桨应力的实测结果或与实测数据的对比结果是否超过螺旋桨制造商规定的螺旋桨使用限制值来判断螺旋桨是否可以安全使用。

2. 可接受的符合性方法

为表明符合性,螺旋桨振动评价建议采用(但不限于)MC1 设计说明、MC2 分析/计算、MC4 试验室试验、MC5 机上地面试验及 MC6 飞行试验充分表明其可以在各种预期的运行条件下完成预定功能,并达到可接受的安全水平。建议的符合性方法如表 25.907-1 所示。

表 25.907-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.907 条 (a) 款	动力		1	2		4	5	6				
第 25.907 条 (b) 款	动力		1	2								

2.1 设计说明 MC1

为表明对本条款的符合性,需提供说明性文件对螺旋桨系统构型、飞机-发动机-螺旋桨组合的安装构型、螺旋桨操纵系统等的设计进行详细说明,申请人需提供以下文件或信息(包括但不限于):飞机使用包线及相应限制、飞机使用履历等信息、螺旋桨安装手册、飞机的飞行手册、持续适航手册等对飞机螺旋桨的安全使用限制、以及适航限制、寿命限制和强制检查等信息。

2.2 分析/计算 MC2

2.2.1 类比分析

通过分析/计算,为使用相似性分析方法表明符合性的设计提供符合性依据;同时,依据飞机的结构和性能数据,采用类似飞机安装试验数据进行桨叶 AQ(角度*动力学压力)分析,来研究桨叶的 1P 振动应力问题,必要时为后续试飞试验点的补充和选取提供依据。

螺旋桨振动应力可以由相似性来确定。为了确定相似性,比较两个飞机的工作环境。当显示两架飞机充分相似时,基准飞机的振动载荷测量和疲劳评估可以应用于目标机。但基于相似性的批准只有在基于与测量数

据的直接比较时才有效。也就是说，如果飞机“B”是基于与飞机“A”的相似性而被批准的，飞机“C”不能基于与飞机“B”的相似性而被批准，只有与飞机“A”进行直接比较才有效。

(1) 概述。显示由相似性确定的螺旋桨载荷包括一份对基准飞机振动应力测量的评述。评述中应该明确载荷振动的趋势和在地面与飞行工作中引起最大载荷的条件。评述也应该对目标飞机进行评估，确定载荷的大概来源。振动载荷可能由于发动机或者气动激振力产生。

(2) 气动环境。必须通过经证明有效的分析方法来计算基线飞机和目标飞机的螺旋桨来流，来评估螺旋桨的气动环境。如，AQ 分析已被证明适合于某些安装的评估。AQ 是螺旋桨的来流角（气流与拉力轴线的夹角）（A）与飞机动态压力（Q）的乘积：

气动环境进行分析，具体公式25.907-1如下：

$$AQ = \psi \times (1/2 \rho V^2)$$

公式 25.907-1 气动环境定义

其中， ψ 代表流入螺旋桨的气流总角，单位度；

ρ 代表空气质量密度，单位斯勒格每立方英尺；

V 代表飞行速度，单位英尺每秒。

螺旋桨是一个开放的转子，经受非均匀来流时就会产生气动激励。飞行中主要的贡献者就是来流以一定的角度流过螺旋桨。螺旋桨拉力轴通常与飞机飞行方向不一致，通常向上，下、左或者右偏一点角度。当气流以相对于拉力轴线一定的角度流入螺旋桨时，每旋转一周，当地的桨叶攻角就会按照正弦曲线变化。这就会产生螺旋桨1P正弦载荷。1P载荷的幅值与入流角和动态压力直接相关。由于带有角度的空气流的影响，在飞行中AQ的乘积正比于螺旋桨振动载荷。

(3) 相似性评估需考虑的因素：

(a) 基准飞机和目标飞机的螺旋桨振动应力测量和评估应遵循第25.907条的要求。

(b) 在基准飞机上，在飞行过程中测得与气动激振力相关的振动载荷相对于正常飞行条件应该在疲劳极限以下。当在基准飞机上测得飞行载荷接近螺旋桨疲劳极限时，不使用相似性。当载荷边缘接近螺旋桨疲劳极限时，表明相似性的分析和测量通常不太适用。

(c) 基准飞机和目标飞机应该都装有等效振动特性的发动机和螺旋桨。

(i) 基准飞机的发动机的模型和额定功率与目标飞机发动机的模型和额定功率应该相等。

(ii) 与不影响螺旋桨振动特性的部件差异相关的涡轮发动机型号变化是可以接受的。

(d) 发动机和螺旋桨控制系统应该具有相似的操纵，且使目标飞机上的螺旋桨载荷比基线飞机的载荷在反桨、顺桨、滑行、地面静止和空中操纵时更小。

(e) 目标飞机的额定功率和转速应该不超过基准飞机。限制值和警告应该是相同的或者具有更多的限制。

(f) 当在基准飞机上螺旋桨具有服务寿命限制时，不应该使用相似性。

(g) 目标飞机应该与基准飞机具有相同的使用范围。

(h) 所有来自基准飞机的适航限制应该应用到目标飞机上。

(i) 发动机支撑结构的装配和弹塑性对于基准飞机和目标飞机应该是一样的。

通过上述对比，得到目标飞机所产生的最大螺旋桨应力不大于基准飞机的应力值，表明对条款的符合性。

2.2.2 疲劳评价

对于螺旋桨，螺旋桨疲劳评估确定了疲劳寿命、强制更换时间（寿命限制），在某些情况下，还确定了对由于疲劳而导致的对部件进行强制检查的要求。对于飞机，螺旋桨疲劳评估确定了螺旋桨安全操作所需的使用和适航限制。

疲劳评价可以使用安全寿命和损伤容限两种方法。两种方法同时适用于金属结构和复合结构的螺旋桨：

(1) 安全寿命评估。疲劳评估中的安全寿命是建立在一个原则之上的，这个原则就是重复载荷可以在桨叶的整个预期寿命期限内被替换，在这个寿命期内，存在着一种较低的可能性，那就是桨叶强度会由于疲劳降低到设计值以下。

(a) 古德曼图和 S-N 曲线通常用于安全寿命评估。这些图或曲线应当是从恰当的螺旋桨样件试验和全尺寸试验中获得的。

(b) 为了确定安全寿命，就需要通过一个合适的扩散因子降低部件的疲劳寿命，扩散因子代表疲劳评价过程中的不确定度。为了确定疲劳寿命，使用损伤累计算法（安全寿命评估），将飞机操作谱产生的载荷和疲劳数据进行耦合。扩散因子选定为 3 或者更大的值，除非有充足的理由证明可以用更低的扩散因子。对于具备安全寿命的部件必须建立强制替换时间。强制替换时间必须被包含在 ICA 的螺旋桨适航限制部分中去。

(c) 当螺旋桨载荷低于古德曼图中规定的持久极限值时，疲劳损伤是不累积的，而且损伤累计是没有必要的。在严酷和紧急机动以及 GAG（地-空-地）循环中产生的载荷会导致超过疲劳限制值的载荷，这样就会累积疲劳损伤。在这种情况下，就可以使用 Miner 准则（线性疲劳累积损伤理论判断）进行求和。在飞机操纵谱的某些状况下，载荷会有小的偏差，这可能会影响计算的疲劳寿命。因此应当仔细建立安全寿命，并且应当进行寿命对载荷变化的敏感度分析。当疲劳寿命对载荷变化高度敏感时，应当提高扩散因子数值。

(d) 当所有应力都低于部件的持久限制值时，这个部件可以说是具有无限寿命。此外，当申请人表明，在运输类飞机的 70000 小时安全寿命之前，部件不会因为疲劳的原因而退出使用，则部件被认为是无限寿命的。

(e) 经证明有用时，Miner 准则也可以应用到复合材料螺旋桨上。但是因为对复合材料应用 Miner 准则会产生较高的不准确度，需要使用一个切实的扩散因子以建立安全寿命。对于复合材料，扩散因子选定为 10 或者更高的值，除非有切实的判据表明可以使用较低的扩散因子。对于复合材料应用 Miner 累积准则的适用性需要通过全尺寸结构的试验予以确定，并且需要使用飞行试验获得载荷谱。对于桨叶，载荷谱可能包含典型飞机工作（包含起动，滑出，加速至起飞推力，最大 1P 振动载荷，爬升，巡航，下降，着陆，打开反桨，滑回，停车）产生的所有载荷。在这个谱内，应当周期性的施加一个高幅值，低循环的机动载荷。

(2) 损伤容限评估。当使用损伤容限法的时候，部件设计应当是采用损伤容限和失效-安全准则的。损伤容限法是建立在一个原则之上的，这个原则就是损伤是在结构内部固有的，或者使用过程中造成的并且随着循环载荷的施加而逐步增长，螺旋桨或者螺旋桨部件将会不定期的检查以评估损伤的程度。当损伤达到最大许可裂纹尺寸，螺旋桨或者螺旋桨部件将

会退役。

(a) 检查间隔时间。对于损伤容限法，检查间隔时间由损伤达到最大允许裂纹尺寸的时间(合格审定期间确定的)与寿命终止条件之间的关系决定。最大允许裂纹尺寸是在合格审定期间建立的，要考虑检查方法，检查间隔以及寿命终止条件。检查间隔允许多个机会来发现损伤，一般是三个。检查方法应当予以评估，以确定检测概率(P_{OD})。检查方法应当在90%置信度范围内，具备90%的P_{OD}。当在90%置信度范围内，P_{OD}低于90%的时候，检查频率应当增加。当发现损伤达到最大允许裂纹尺寸的时候，应当更换该部件。ICA的ALS建立了这些强制性的说明。

(b) 损伤增长数据。损伤容限评估都可以用于金属和复合材料。

(i) 对于金属材料，损伤通常是裂纹。损伤增长特征以da/dn曲线表示，该曲线表示裂纹增长率与应力强度因子的关系。

(ii) 对于复合材料，损伤累积模式一般更加分散，并且应当对每一个全尺寸复合材料结构进行表征。层合板复合材料的一种损伤累积模式就是脱层，可以通过增长率曲线予以表征。可参考FAA AC35.37-1B，其提供了一种研究脱层增长率曲线的方法。

(iii) 损伤容限数据和评价应当包括：

1) 按照第35.37条要求，进行结构损伤增长敏感度试验的关键结构的细节，单元以及子部件。

2) 环境对裂纹增长特征的影响，环境假定对于期望的服役使用是合适的。

3) 代表预期服役使用的载荷。

4) 试验，包括制造、装配以及使用中的典型损伤水平(包括压伤)。

5) 试验条款要与产品说明和型号设计过程一致，这样试验条款就代表了产品结构。

(c) 验证。使用飞行试验中获得的载荷，通过全尺寸结构的谱加载，确认损伤容限评估的有效性。可检测的损伤尺寸和位置应该被建立，并且与制造和使用过程中的应用的检测技术一致。通过重复产生内在裂纹或者外部机械损伤的载荷循环，获得裂纹/损伤增长数据。通过全尺寸部件试验，确认损伤增长模型的有效性。

(d) 残余强度。在寿命末端条件下，证明全尺寸损伤部件的残余强度。同时证明刚度特性没有发生超过最大损伤允许范围的变化。寿命末端

条件的建立与使用寿命相关。因此，在寿命末端的部件仍然是安全的。

2.3 试验室试验 MC4

可通过试验室试验对特定的螺旋桨安装形式的振动特性进行测量与评估。对于桨叶较少的低功率螺旋桨-发动机安装形式，安装形式对螺旋桨振动载荷峰值的影响最为显著，气动力的影响不是关键因素，因此试验室试验结果测量与评估是推荐的有效的表明符合性的方式。

2.4 机上地面试验 MC5

可通过机上地面试验开展真实的飞机-发动机-螺旋桨构型的振动应力测量试验和评估，包括飞机静止状态下的无风试验，主要考核特定安装形式的振动特性，以及自然风速、风向条件下的振动应力载荷变化情况。同时，如果有大型试车台的风机可简单模拟不同风速和风向时，可考虑对整个飞机进行不同气动载荷条件下的振动应力测量和评估，减少飞行试验的投入。具体试验条件、试验方法和试验点的选取可参考 2.5 飞行试验章节。

2.5 飞行试验 MC6

螺旋桨振动应力测量主要通过飞行试验进行直接测量，针对飞机的不同高度、速度、机动特性、发动机不同状态、螺旋桨不同转速、扭矩等综合进行试验点的设计，通过飞行实测结果确定正常使用条件下，螺旋桨的振动应力未超过限制值。

通过试验直接测定表明符合性应关注以下内容：试验条件（发动机、螺旋桨型式及安装形式或其他考虑）、试验方法（振动分析、应变计、仪表系统、试验数据和数据处理）、试验点的选取（起飞重量、飞行高度、飞行速度、飞行姿态、发动机功率状态和螺旋桨转速和侧风条件等等）等，具体如下：

(1) 振动试验条件。确定实验条件的主要因素为发动机类型和飞机类型以及飞机飞行包线内的各种机动。涡桨发动机螺桨振动试验应当侧重于评价安装特性和影响螺桨气动载荷的飞行及地面操作状态。其他一些因素也可能影响螺桨振动特性和载荷幅值。这些因素包括飞机重量、襟翼位置的改变以及侧风，具体解释如下：

(a) 飞机重量的改变对螺旋桨载荷幅值具有重要的影响。申请人应当考虑最大飞机总重量和最小飞行重量。如果不能在这些重量下试验，所测量的螺桨载荷应当能够理论外推到这些重量。

(b) 起飞状态所产生的螺旋桨振动载荷幅值会达到或者接近可能的限制值。起飞时使用襟翼有助于降低螺桨振动载荷，因为这降低了攻角。许多飞机的飞行手册指出了起飞时的襟翼位置，但是没有禁止在襟翼收起时的起飞。振动评价时应当考虑所有可能的襟翼位置，包括全收起位置。

(c) 振动评价应当包括不止一个高度，以确认由于高度导致的对螺桨载荷不利的影响。这些应当包括在最大高度处保持最大功率。对于那些在高空处产生额定功率的发动机而言，这些尤其重要。

(d) 发动机自动顺桨系统以及自动功率增加系统应当被考虑进去，因为这些都增加了发动机功率。

(e) 地面操作应当在无风和侧风的条件下进行。申请人应当考虑刹车被锁时的起飞功率状态和单发滑行，同时对顺桨功能和滑行、着陆时的反桨功能进行检查。

(f) 推力校准。安装在飞机上的发动机的推力校准会对螺桨的 1P 载荷幅值产生显著的影响。飞机制造商应当与螺桨制造商一起确定发动机推力校准，以便同时满足飞机操纵品质和螺桨载荷的要求。

(2) 振动试验方法

(a) 螺旋桨振动测试。螺旋桨振动测试测定的是作用于飞机上的螺旋桨载荷，在测试时应使用电阻应变计与电子信号处理系统、信号记录仪相结合。信号记录仪用来记录在飞机的整个飞行包线内可用于评价螺旋桨载荷的应变信号。信号处理系统处理飞行测试过程中的应变信号和其他合适的信息。

(b) 应变计。应变计的尺寸、电阻、材料和构造都是可变的。选择应变计的类型时，要考虑需要的测量结果、操作环境和对仪器的需求。桨叶应变计的改装位置一般根据静态敲击试验、仿真预测以及之前的旋转测试结果来确定。

(i) 应变计应该布置在桨叶表面，测量经过合适校准能转化为应力或载荷的桨叶表面应变。当布置应变计是为了测量飞行状态的螺旋桨应力时，要考虑很多因素。首先，考虑螺旋桨本体疲劳测试部分，因为振动应力测量结果将与疲劳测试数据相结合。同时，应变计应布置在与使用的疲劳极限数据相关的参考点上。在振动测试中应变计的位置和数量由载荷评价的需要决定。如果应变计不能提供螺旋桨载荷的精确分布，载荷评

价将无法得到有用的结果。

(ii) 应变计通常布置在桨叶叶背方向的最大厚度处，该位置通常最大程度地远离桨叶的中性轴。应选择足够多的应变片数量以确定桨叶沿叶身方向的载荷分布，并确定最大应力的位置。

(iii) 当计算分析不能充分表明疲劳评价所需的应力时，申请人应考虑在以下组件上布置应变计：

- 1) 由桨叶的详细设计所规定的桨叶其他区域；
- 2) 桨毂单元；
- 3) 倾斜角调节组件；
- 4) 桨叶配重块；
- 5) 发动机轴；
- 6) 其他需要载荷信息的组件。

(iv) 测试中并不总能恰好在最大应力出现点布置应变计，在这种情况下应使用参考应变计。基于之前的计算分析或试验数据，应变计从桨叶上一个位置读取的应变可能与其他位置的应变是相关的。

(v) 对于桨叶颤振的评价，可以在桨叶表面对扭转振动敏感的位置布置 45° 应变计（剪力应变计）。

(vi) 在某些情况下，应在发动机轴上布置应变计。发动机轴上的应变计能够提供由于发动机振动所导致的扭力摆动的频率，以及由螺旋桨气动力和陀螺力矩导致的桨轴弯曲力矩。需要这些数据来评价发动机轴和螺旋桨安装法兰是否具有足够的结构相容性。轴的数据通常也提供给发动机制造商用于发动机自身的疲劳评价。

(c) 仪器系统。记录螺旋桨应力测量数据有很多仪器可供选择，仪器系统的基本设计可以是模拟的、数字的或使用频率或幅值调制。

(i) 仪器系统应有如下的特征：

- 1) 数据校准以保证记录信号的准确性；
- 2) 确认系统有足够的频率响应，包括数字系统的采样频率；
- 3) 确认数据的幅值不会超过系统量程，不会对数据造成剪辑或其他形式的扭曲；
- 4) 能够实时监控飞行安全和信号质量；
- 5) 具有足够的灵敏度，使记录数据的量级大于系统噪声；
- 6) 保证应变计的数据与飞机采集数据时间相一致。

(ii) 数据记录系统的问题一般来自于缺乏对数据记录系统各组件性能的综合认识。每个电子组件都有自身的适用频率范围和幅值范围。如果应变计信号的频率和幅值超过了设备的能力，数据将会被不正确地记录，进而测试结果将会变得不精确。如果将设计用于大型运输机上燃气涡轮发动机的大尺寸螺旋桨测试系统用于通航飞机的小尺寸螺旋桨测试，将会出现同样的问题。对于金属桨叶和复合材料桨叶来说测试系统的需求也不一样。申请人需要针对各类装置确定仪器系统是否能够适当地记录螺旋桨载荷。

(iii) 同一仪器系统不一定能像测量振动载荷一样测量稳态载荷，如果系统不能测量稳态载荷，应进行适当的计算分析来确定稳态载荷的水平。

(d) 测试数据。在应力测量中要记录应变计信号和相应的飞机操纵状态。在整个应力测量过程中应同时记录其他相关的测试信息，作为对数据记录的补充。结合测试信息和记录的应力数据即可满足疲劳评价的需求。需要考虑测试项目的总体需求来确定具体需要记录哪些参数。以下是一些需要在飞行和地面试验中予以考虑的测试参数：

- (i) 舱内声音记录；
- (ii) 俯仰角；
- (iii) 应变计信号；
- (iv) 海拔高度；
- (v) 1P 转速相位脉冲；
- (vi) 桨叶角；
- (vii) 螺旋桨转速；
- (viii) 飞机总重；
- (ix) 螺旋桨扭矩；
- (ix) 襟翼设置；
- (xi) 空速；
- (xii) 地面风速；
- (xiii) 飞机重心位置；
- (xiv) 地面风向；
- (xv) 偏航角；
- (xvi) 气象条件等。

(e) 数据处理。数据处理包括确定各测试状态的振动应力幅值、评估螺旋桨的响应频谱以评价螺旋桨的响应。

(i) 飞行和地面测试数据必须具有连续变化的稳态和振动幅值及频谱,可以是平均应力和峰值振动应力的形式,也可以是统计振动应力的形式。当使用除振动峰值应力以外的应力形式时,应进行评估以表明被排除在疲劳评价以外的更高应力的影响。

(ii) 可以使用其他技术来处理测量数据的循环谱,以评定载荷的累积量,如在疲劳评价中描述循环载荷谱时可以使用雨流计数法。

(3) 试验点的选取。飞行以及地面试验需要考虑拟批准的飞机运行包线范围内、覆盖所有操纵特性的典型试验点,还需考虑以下因素的影响:

(a) 螺旋桨应力峰值和共振条件:包括预应力评估、应力试验、力的识别、叶片模式识别、运行限制、持续适航要求;

(b) 螺旋桨颤振分析结果对试验点选取的参考;

(c) 螺旋桨疲劳评估结果对试验点选取的参考;

(d) 飞机和螺旋桨的使用和适航限制。

注:飞行试验禁止在结冰气象条件下开展。

AC 25.939 涡轮发动机工作特性评估

1. 条款要求解析/规章安全意图

运输类飞机安装的涡轮发动机在飞机的使用限制范围内,正常及应急状态下,必须连续安全工作。通常,通过 25 部其它条款的符合性验证,例如性能、操纵性、机动性及失速也可一定程度的验证第 25.939 条(a)款。在正常飞行状态下,涡轮发动机应稳定工作,且不会出现不利的工作特性。然而,在特定的飞行状态下,如果不会产生危险,允许发动机出现一些不利的工作特性。

2. 可接受的符合性方法

2.1 发动机工作特性。

不利的发动机工作特性范围从轻微的到剧烈的,从定义可接受的工作特性的目的出发,可划分为 3 个严重程度等级。这些特性的归纳总结见附录 1。

2.1.1 轻微不利工作特性

轻微不利工作特性包括：较小的压气机失速；轻微的、听得到的喘振；不可感知的功率损失；无发动机损坏（参见损坏定义）；及立即恢复正常工作。发动机工作不稳定是短暂的、强度轻微，无需机组采取改出动作。

2.1.2 中等不利工作特性

中等不利工作特性包括：可听到的喘振声音且压气机失速；短暂的推力丧失；超过发动机连续工作限制，达到批准的瞬态限制；暂时的转子速度下降（如：从慢车降到慢车以下）；或者发动机加速慢。通常不要求操纵油门杆以使发动机恢复稳定工作；但如果审查组和发动机制造商达成一致，则允许油门杆较小移动，但所要求的机组动作应是简单的、本能的，且该操作程序应是机组培训的一部分。发动机未受损伤，并且发动机能够恢复到最大推力而没有超过任何发动机限制。

2.1.3 严重不利工作特性

严重不利工作特性通常表现为可听到的、大声的喘振，并产生对飞机性能和操纵性的不利影响。会出现以下一种或多种特性：

(1) 发动机失速或喘振，需要大幅或迅速动作操作油门杆，或调整其他发动机操纵器件，以改出或试图改出；

(2) 大幅的、持续的推力损失。

(3) 发动机熄火或要求发动机停车。

(4) 发动机损坏（参见损坏定义）。

(5) 发动机出现要求发动机降低功率或停车的振动。

(6) 导致危险的客舱失压的发动机状态。

(7) 发动机转子加速故障。

2.2 影响发动机工作特性的因素

引起发动机工作异常的原因是很多的、不同的、复杂的。找出这些因素并认识到它们对涡轮发动机工作特性的影响，对确定合适的适航符合性验证计划是非常必要的。一些比较有影响的因素是：

(1) 发动机安装的影响，例如进、排气系统的设计，进气门，防冰系统、燃油系统、燃油牌号等。

(2) 发动机在飞机上的安装位置，及由于机身、机翼、起落架，襟翼等引起的发动机附近的气流扰动。

(3) 飞机构型（襟翼位置、加速刹车、起落架位置等）引起的进入发动机的气流扰动。

- (4) 大气条件，如高度、环境温度、结冰、风切变等。
- (5) 发动机控制特性（包括配平误差的影响）：可调进口导向叶片、防喘放气阀、自动油门、燃油控制、温度/速度控制等。
- (6) 发动机燃气发生器设计，如喘振裕度、压气机工作线、压气机压比、加速失速曲线（ W_f/P_b vs. N ）等。
- (7) 起飞、着陆及滑行时的风向和强度。
- (8) 飞行状态（飞机姿态、构型、飞行状态、发动机功率设置、飞机“G”载荷、飞行过渡状态、飞行操纵技术）。
- (9) 发动机的附件和设备（引气及功率提取）。
- (10) 飞行员操纵发动机操纵器件的技术。

2.3 发动机工作特性的飞行试验评估。

用来验证符合第 25.939 条 (a) 款的试验状态应以对所有发动机工作特性影响因素的评估为基础，同时还应考虑发动机的设计细节（及发动机安装和使用手册中定义的控制系统）和发动机安装对飞机的影响。发动机和进气道在飞机上的安装位置，在某些飞行状态下，更易使发动机不稳定工作。如果经验和推理认为在飞行包线某些区域可能会有发动机工作问题，则应在这些区域进行研究。产生发动机工作不稳定的特定飞行及环境条件，在工程设计和评估中并不总能显现出来。

发动机工作特性试验应使用每一发动机控制系统，包括发动机取证所需的发动机控制系统和自动油门。发动机工作特性的评估还应考虑发动机附件和设备的瞬态及稳态工作，例如空调包、防冰系统、发电机负载以及它们对发动机工作特性的影响。

发动机工作特性飞行试验评估，应考虑所有飞机构型，那些不在飞行手册限制和程序之内的除外。某些飞机构型可能被高度/或飞行速度的函数所限制。但是，最小空速限制自身并不被认为是足够的警告措施，故此不能排除空中低速的发动机工作特性评估。如果使用抖杆器作为飞机失速告警，应重新设置一个高一些的抖杆触发速度，以警告机组迫近不利的发动机工作特性。

特定的地面和飞行试验程序和判据的建议见本 AC 第 2.4 节。对于首次批准的飞机发动机安装，要求有整套的试验程序。对于后续的发动机安装更改，如发动机额定推力（功率）的更改、进气道更改、发动机系统更改等，需要进行推荐的试验中那些认为有必要的部分。当进行第 2.4 节

中描述的试验时，一个明显危险的、不利发动机工作特性的孤立事件，不一定构成不满足第 25.939 条(a)款所规定要求的判据，其他成功的试验和/或工程分析可能证明，所怀疑的不利发动机工作特性不是普遍现象，不会导致不安全状况。出于安全考虑，以下所描述的大部分或所有“瞬态功率”和“发动机/进气道兼容”试验应限定为一次检查一台发动机或者只检查最临界的一台发动机（由其在飞机上的安装位置决定）。

2.4 地面和飞行试验程序

为了达到第 25.939 条(a)款要求的安全性水平，根据经验，下述试验和判据通常被认为是验证发动机工作特性的可接受的方法。然而对某些发动机安装，如果其它飞行条件被认为是关键的，可能需要在那些条件下进行试验。该试验通常是定性的，不需要专门的试验设备。试验判据总结见附录 2。

2.4.1 滑行、起飞、着陆阶段的发动机工作特性

除以下备注情况之外，在飞机滑行、起飞和着陆阶段，发动机不得出现不利的工作特性。本节的符合性验证应在最大侧风分量，150%的限制尾风分量（如果大于 10 节）进行。

(1) 滑行：在滑行期间，不应有不利的发动机工作特性（轻微、中等或严重）。但是在侧风和尾风条件下工作时，出现轻微的不利工作特性是可接受的。

(2) 起飞：从起飞程序中功率建立阶段（通常在 60 到 80 节完成）后，直到达到航路构型和爬升至距离机场标高 457 米（1500 英尺）的整个过程中，发动机不应有不利的发动机工作特性（轻微、中等或严重）。在侧风和尾风条件下，起飞滑跑功率建立阶段，出现轻微的不利工作特性是可接受的。可采用申请人推荐的功率建立程序来进行试验，这些程序从运行方面来说应是可接受的，并且应是制定飞机飞行手册的起飞性能时所考虑的。

注：满意的发动机工作特性应通过所有起飞性能试验来验证。还需进行试验来确定：在整个批准的起飞高度范围内，包括发动机初始的热（“冷”发动机）状态，起飞时是否有发动机工作问题。

(3) 进场和着陆：从距离机场标高 457 米（1500 英尺）进场到着陆，以及随后的着陆滑行过程中，包括使用反推（如适用），至速度降到推荐的反推收起速度的过程中，发动机不应有不利的发动机工作特性（轻微、中等或严重）。当速度低于推荐的反推收起速度，采用申请人推荐的程序（包括

油门杆移动)使用反推力工作时,轻微或中等的不利工作特性是可以接受的,前提是审查组和发动机制造商已达成一致,认为不存在危险状态。在侧风和尾风条件下,着陆滑行过程中出现轻微的不利工作特性是可接受的。

注:满意的发动机工作特性应通过正常的发动机工作范围内所有着陆性能试验来验证。还需在整个批准的着陆高度范围内进行试验,以确定在进场和着陆阶段是否有发动机工作问题。

(4)反推力(功率)倒车:如果申请人希望批准使用反推力倒车,则必须验证可接受的发动机工作特性。使用申请人推荐的程序(包括油门杆移动)操作反推力倒车时,轻微或中等的不利工作特性是可以接受的,前提是审查组和发动机制造商已达成一致,认为不存在危险状态。

2.4.2 瞬态功率工作特性

对于飞机与发动机的正常构型,在飞机正常使用包线范围内,发动机瞬态功率状态过程中,发动机不应有任何不利工作特性,除非确认它们不会导致危险状态、不要求飞行员采取改正动作、不会损坏发动机。对于飞机飞行手册程序中所确定的飞机和发动机非正常构型,在飞机正常使用包线范围内,发动机不应有中等或严重的不利工作特性。一台发动机停车以后,其余发动机应处于正常工作状态,包括要求的发动机引气和附件功率提取的变化。在非正常飞行状态(如空速低于初始低速抖振速度)下,允许有轻微的发动机不利工作特性。当采用上述判据时,推荐使用以下的发动机加速/减速和发动机工作试验程序,演示满意的瞬态工作特性。并且应采用批准的可派遣的最临界发动机控制系统构型来完成这些试验。

(1)发动机加减速(快速加速)试验:发动机稳定在慢车状态,迅速将油门杆(小于等于1秒)从慢车推至指定的推力,发动机稳定后,再迅速将油门杆拉回到慢车。

(2)发动机中断减速(Bodies)试验:迅速减速(油门杆拉至慢车止动位置),在发动机转子转速达到指定的拐点速度时,迅速加速至油门杆原来的位置。除非发动机制造商已明确了临界转速(最小喘振裕度),否则要求指定若干不同的拐点速度,包括慢车转速。

注:(1)、(2)所述试验应使用该试验高度上批准的最大推力(功率),并采用下列速度/高度点和任何确认的其它临界点:

(a)尽可能接近于 V_{M0}/M_{M0} (最大使用限制速度)和 V_{IB} (抖振初始速度)

+10 节，并从批准的最大使用高度上开始。

(b) V_{FE} (襟翼放下), $V_{IB}+10$ 节，在批准的最大起飞高度+1500 英尺以上。

以上试验规定迅速移动油门杆，以评估发动机控制系统对迅速改变推力（功率）指令的响应。在大多数情况下，发动机加速和减速试验时，油门杆的迅速移动使发动机处于最小的失速裕度。但是，也发现了某些发动机对油门杆的缓慢移动更加敏感，因为控制系统的特性与发动机加速或减速的速率有关。举个例子，某可调放气活门，在推力（功率）迅速改变时打开到全开位置，因此，应对此发动机控制系统加以分析，并采用最临界的油门杆调节速率来进行相应的加减速试验。

(3) 发动机加速试验：当飞机失速并开始正常改出时（见第 25.201 条 (d) 款失速定义），将油门杆从慢车位迅速推到最大推力（功率）位。该试验应在批准的着陆高度范围内，足以验证发动机可接受的工作特性的高度上，以临界襟翼构型进行。该试验中，轻微的发动机不利工作特性是可接受的。

(4) 慢车推力（功率）低下降率试验：该试验应在批准的最大使用高度以下 3000 英尺（最大使用高度-3000 英尺）到 10000 英尺范围内进行。在下降的最低点，发动机应正常加速到最大连续推力（功率）。

2.4.3 发动机/进气道兼容试验

本试验的目的是评估在正常和应急运行范围内，由非通常使用的飞机姿态所引起的发动机进气气流畸变的影响。进气气流畸变可能引起发动机不利工作特性。可通过定性的飞行试验，如侧滑、收敛转弯或对称拉过载、接近带动力失速等，来验证大推力（功率）和大迎角状态下满意的发动机工作特性。

(1) 建议采用下列推力（功率）：

(a) 在批准的最大起飞高度+1500 英尺以下，发动机工作在批准的限制的最大推力（功率）。

(b) 从 (a) 所述的最大高度至批准的最大使用高度，发动机应工作在限制的最大连续推力（功率）。

(2) 发动机工作特性允许的不利程度与所考察的飞机速度范围有关：

(a) 在飞机正常工作包线内，从 V_{MO}/M_{MO} 至用来表明 25.207 符合性的

自然失速或人工模拟失速（抖杆器）告警信号出现的速度范围内，发动机不应有不利的特性。高于批准的最大起飞和着陆高度 3000 英尺以上，如果明确了不会构成危险状态，则允许有轻微的不利工作特性。

(b) 在高于批准的最大起飞高度 3000 英尺以内，失速告警迎角至失速告警动态改出期间可能超过失速告警迎角的某一迎角值之间，发动机不应有中等或严重的不利工作特性。在高于批准的最大起飞和着陆高度 3000 英尺以上，如果明确了不会构成危险状态，则允许有轻微或中等的不利工作特性。

注：应通过以大于失速告警迎角约 10% 的迎角进行机动飞行来验证本要求，也可考虑申请人根据其特定设计进行充分推理给出的其他建议。在收敛转弯和接近失速的过程中，飞机的迎角应增大到上述改出迎角开始实施改出的迎角值，除非下述各点之一较先达到：

(i) CAAC 批准的结构限制，或

(ii) 操纵性限制，或

(iii) 制止抖振水平或人工模拟限制器（失速限制器）。

(3) 如果批准机体结构的失速特性和/或航向与横向静稳定性需要进行试验，则在正常工作包线之外进行这些试验时，发动机不应有严重的不利工作特性。且这些试验应使用适合其试验类型的推力（功率）。

2.5 空中使用辅助动力装置（APU）

飞行中使用的 APU 的工作特性可以与发动机/进气道兼容试验同时进行评估。APU 不能出现任何危险的不利工作特性。APU 的工作特性应在 APU 工作包线内最临界工作模式下（并考虑当时飞行状态的功率提取及供气）进行验证。如果有足够的通报和正常程序来防止发生危险状况，非必要类的 APU 可以停车。但是，如果是必要类的 APU，则必须能继续执行其任务。

表 25.939-1 不利工作特性定义的总结

严重性等级由一个或多个最严重特性的出现次数确定。

发动机不利工作特性	轻微	中等	严重
能听到喘振	是	是	是
工作不稳定	轻微/短暂	是	是
发动机转子加速	正常	缓慢	不能
发动机超限	无	短暂	确实

功率损失/转速下降	无	暂时	确实
发动机振动	无	较小	需发动机停车
需机组采取改正措施	否	可能	是
发动机熄火	否	否	是
发动机损坏	否	否	是
危险的客舱失压	否	否	是

表 25.939-2 推荐的试验判据

发动机工作特性试验	允许出现的不利工作特性			
	无	轻微	中等	严重
起飞&着陆工作特性				
· 滑行（平静大气）	×			
侧风或尾风	×	×		
· 起飞（平静大气）	×			
侧风或尾风	×	×		
· 进场&着陆（平静大气）	×			
侧风或尾风	×	×		
速度低于反推力工作速度	×	×	?	
· 反推（功率）倒车	×	×	?	
瞬态功率状态试验				
· 带故障加速/减速	×			
· 中断减速	×			
· 飞机失速改出（从慢车到最大功率）	×	×		
异常飞机&发动机构型下的以上瞬态试验	×	×		
· 冷浸透下降&改出	×			
发动机进气畸变试验				
· 侧滑、收敛转弯、或对称拉过载、接近带动力失速：				
1. V_{MO} 到失速告警@高于起飞&着陆高度	×			

①高于起飞&着陆高度	×	×	
2. 低于失速告警速度	×	×	
①高于起飞&着陆高度	×	×	?
· 正常工作包线之外的机体失速&侧滑（按需）	×	×	?

注： × = 允许；

？ = 可能允许（审查组与发动机制造商必须达成一致）

3. 需要说明的其它问题

本 AC 相关条款为第 25.939 条 (a) 款，第 25.939 条 (c) 款的符合性验证指导不在本 AC 的范围内。

风速测量可参考第 25.237 条的相关指导。

AC 25.1307 其它设备适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.1307 条重点关注电源、电气保护系统、双向无线电通信和无线电导航系统等设备，上述设备其他条款中有所涉及，但本款与其他条款的关注重点不同，第 25.1307 条对设备数量提出了要求，其他条款通常关注设备的性能、可靠性和安装。审定局方认为运输类飞机必须具备两套通信和两套导航系统才能运行，所有运输类飞机的都必须执行这样的设计要求。

对第 25.1307 条 (d) 款规定的两套通信设备以及第 25.1307 条 (e) 款规定的两套导航设备没有提出独立性要求，只要能够表明具备足够的可靠性，则可以允许共享某些互连或组件，也可以使用公共天线。

1.2 条款的要求解析

第 25.1307 条的实质要求解析如下：

(1) 第 25.1307 条 (a) 款

本款保留。

(2) 第 25.1307 条 (b) 款

第 25.1307 条 (b) 款对飞机电源系统提出了要求。要求飞机具备两个或以上的结构和功能独立、互不影响的电源。此处的独立指构成电路设计上的完全独立，而不是仅要求功能上的独立。

(3) 第 25.1307 条 (c) 款

第 25.1307 条 (c) 款对 CCAR25 规定的电气保护装置提出了要求, 25 部规定的电气保护系统主要包括第 25.1351 条 (b) 款规定的发电系统故障保护装置、第 25.1355 条规定的配电系统保护装置、第 25.1357 条规定的电路保护装置。飞机应按规定安装断路器、熔断器、发电系统保护控制装置等电气保护装置。

(4) 第 25.1307 条 (d) 款

第 25.1307 条 (d) 款要求飞机应安装两套双向无线电通信系统, 每套系统可在每个驾驶员的工作位置进行控制操作, 一套系统失效时不影响另一套系统工作。如果飞机不能安装两个独立天线, 允许使用公共天线, 在考虑公共天线的失效概率的前提下, 必须表明通信系统的功能仍能满足飞机相应功能既定的可靠性指标。

(5) 第 25.1307 条 (e) 款

第 25.1307 条 (e) 款要求飞机应安装两套无线电导航系统, 每套系统可在每个驾驶员的工作位置进行控制操作, 一套系统失效时不影响另一套系统工作。如果飞机不能安装两个独立天线, 允许使用公共天线, 在考虑公共天线的失效概率的前提下, 必须表明导航系统的功能仍能满足飞机相应功能既定的可靠性指标。

(6) 第 25.1307 条 (f) 款

本款已删除。

(7) 第 25.1307 条 (g) 款

本款已删除。

(8) 第 25.1307 条 (h) 款

本款已删除。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC1 设计说明、MC2 分析/计算、MC3 安全性分析、MC5 地面试验、MC6 飞行试验。建议的符合性验证方法见表 25.1307-1。

表 25.1307-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.1307条 (b) 款	电子电气		1									
第25.1307条 (c) 款	电子电气		1	2								

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.1307条(d)款	电子电气		1		3		5	6				
第25.1307条(e)款	电子电气		1		3		5	6				

2.1 MC1 设计说明

应通过系统设计说明(报告、说明、图纸等)(MC1)的描述,表明具备两个或以上独立的电源,以表明对第25.1307条(b)款的符合性。此处的独立指构成电路设计上的完全独立,与功能独立不同,功能独立指功能需求不受同一个公共错误的影响,并不要求从设计上达到完全的独立。

应梳理飞机所有的电气保护系统,确认电气保护系统的构型设计已完整包括了发电系统、配电网络、用电电路的保护装置,符合25部规章的要求。通过系统设计说明(报告、说明、图纸等)(MC1)的描述,表明具备规定的电气保护系统,符合第25.1307条(c)款的要求。

应梳理双向无线电通信系统的具体设备组成,通过系统设计说明(报告、说明、图纸等)(MC1)的描述,表明具有两套可在每个驾驶员位置操控的、一套失效不影响另一套工作的双向无线电通信系统,且两套系统配备有足够可靠性的独立天线,若使用公共天线,应确保系统的功能仍能满足飞机相应功能既定的可靠性指标,符合第25.1307条(d)款的要求。

应梳理无线电导航系统的具体设备组成,通过系统设计说明(报告、说明、图纸等)(MC1)的描述,表明具有两套可在每个驾驶员位置操控的、一套失效不影响另一套工作的无线电导航系统,且两套系统配备有足够可靠性的独立天线,若使用公共天线,应确保系统的功能仍能满足飞机相应功能既定的可靠性指标,符合第25.1307条(e)款的要求。

2.2 MC2 分析/计算

应通过分析和计算(MC2),通过电气系统电网保护分析,表明具备符合条款要求的电气保护系统,符合第25.1307条(c)款的要求。

2.3 MC3 安全性分析

应通过通信系统的FHA/PSSA/SSA/FMEA等安全性分析报告(MC3),说明两套通信系统的可靠性状况,以表明对第25.1307条(d)款的符合性。

应通过导航系统的FHA/PSSA/SSA/FMEA等安全性分析报告(MC3),说明两套导航系统的可靠性状况,以表明对第25.1307条(e)款的符合性。

2.4 MC5 地面试验

系统装机后,按照局方批准的试验大纲进行机上地面试验(MC5),证明两套双向无线电通信系统装机后功能正常,安装位置符合操作习惯,且一套系统失效后不影响另一套系统的正常工作,符合第 25.1307 条(d)款的要求。

系统装机后,按照局方批准的试验大纲进行机上地面试验(MC5),证明两套无线电导航系统装机后功能正常,安装位置符合操作习惯,且一套系统失效后不影响另一套系统的正常工作,符合第 25.1307 条(e)款的要求。

2.5 MC6 飞行试验

系统装机后,按照局方批准的飞行试验大纲进行飞行试验(MC6),证明两套双向无线电通信系统装机后功能正常,安装位置符合操作习惯,功能正常,且一套系统失效后不影响另一套系统的正常工作,符合第 25.1307 条(d)款的要求。

系统装机后,按照局方批准的飞行试验大纲进行飞行试验(MC6),证明两套无线电导航系统装机后功能正常,安装位置符合操作习惯,功能正常,且一套系统失效后不影响另一套系统的正常工作,符合第 25.1307 条(e)款的要求。

AC 25.1310 电源容量和分配适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.1310 条对运输类飞机电源容量和分配原则提出了要求。

1.2 条款的要求解析

第 25.1310 条的实质要求解析如下:

(1) 第 25.1310 条(a)款

第 25.1310 条(a)款指出,被型号合格审定或运行规章所要求的,且需要用电的每个装置都是电源上的一个“重要负载”。此处的重要负载是指能够保持飞机飞行安全所必需的用电设备。电源和系统必须能够在可能的操作组合和可能的持续时间内提供下列负载供电,即:系统功能正常时连接到系统的负载;任一主驱动器、电源变换器或储能装置失效后需要供电的重要负载;在任何一个供电系统、配电系统或其他用电系统中出现

任何失效或失常后，需要替代电源供电的重要负载；在双发飞机的任何一台发动机以及三发或以上发动机飞机的任何两台发动机失效后的重要负载。

第 25.1310 条 (a) 款要求，在电源系统正常运行时，电源系统可以维持对所有汇流条的供电，在主驱动器、电源变换器或储能装置失效的情况下，电源系统的供电能力仍能满足飞机飞行所必须的重要负载的需要；在应急供电状态下，电源系统的供电能力仍能满足全部重要负载的需要。

(2) 第 25.1310 条 (b) 款

第 25.1310 条 (b) 款指出，在判定本条 (a) 款 (2) 项和 (a) 款 (3) 项的符合性时，用电负载可以被调整到一个经批准的符合安全性要求的等级并且受程序监控。要求在单台发电机运行状态时（对应第 25.1310 条 (a) 款 (2) 的要求状态）、或剩余任意两台发电机运行状态时（对应第 25.1310 条 (a) 款 (3) 项的要求状态），卸载部分非重要负载后，剩余发电机的容量可以满足剩余重要负载的需求。

当为系统和设备提供替代或备用系统和设备以满足第 25.1310 条 (a) 款的要求时，电路之间的分离应将引发所关注的系统的电路或供电多重失效的单个事件的风险降到最低，比如电缆线束或液压管路应进行隔离，以防止对主系统和备用系统及供电设备的损害。

2. 可接受的符合性方法

第 25.1310 条的符合性方法一般包括 MC1 说明性文件、MC2 分析/计算、MC3 安全评估、MC4 试验室试验、MC5 地面试验、MC6 飞行试验和 MC9 设备合格性。

表 25.1310-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.1310 条 (a) 款	电子 电气		1	2	3	4	5	6			9	
第 25.1310 条 (b) 款	电子 电气		1									

2.1 MC1 说明性文件

应通过说明性文件（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明电源

系统的架构组成、电源容量和分配,包括在可能的运行组合条件下和可能的持续时间内的系统运行情况、容量与用电的包容性、系统控制、电源分配以及负载管理功能,以表明对第 25.1310 条 (a) 款的符合性。

2.2 MC2 分析/计算

应通过分析/计算 (MC2),开展电气负载分析表明在电源系统正常运行、单台发电机或变压整流器失效、以及应急供电状态下,电源系统的供电能力都能够满足所有的重要负载,并且能够提供足够的电功率,表明对第 25.1310 条 (a) 款的符合性。

2.3 MC3 安全评估

应通过开展安全评估,表明在任何一个供电系统、配电系统或其他用电系统中出现失效或故障以后,电源系统有能力向重要负载供电,重要负载通过电源分配有能力安全运行,以及电源系统和重要负载的协调运行有能力保证飞机安全,以表明对第 25.1310 条 (a) 款的符合性。

2.4 MC4 试验室试验

应通过试验室试验 (MC4),验证电源容量、电源系统供电转换功能以及负载管理功能符合设计要求,以表明对第 25.1310 条 (a) 款的符合性。

2.5 MC5 地面试验

应通过地面试验 (MC5),验证电源系统的容量和分配能够表明对第 25.1310 条 (a) 款的符合性。

2.6 MC6 飞行试验

应通过飞行试验 (MC6),验证电源系统在不同运行状态下可以向相应的用电设备提供足够的电功率,以表明对第 25.1310 条 (a) 款的符合性。

2.7 MC9 设备合格性

应对电源系统中包含的各项设备开展设备鉴定试验,如变压整流器、静止变流器等,以表明其对第 25.1310 条 (a) 款的符合性。

AC 25.1316 电子电气系统闪电防护

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.1316 条 系统闪电防护对安全性分析确定为 A 级、B 级和 C 级的含电子电气的设备和系统提出了闪电防护要求。其中 (a) 款中所规定的电子电气系统是指由系统安全性评估确定为 A 级的系统; (b) 款中指的是由系统安全性评估确定为 B 级和 C 级的系统; (c) 款对系统闪电防护的符

合性步骤提出了指引。

2. 可接受的符合性方法

2.1 闪电感应瞬态的影响

闪电会在设备电路上感应电压和电流瞬态。设备电路阻抗和配置将会决定感应的瞬态是以电压为主还是以电流为主。这些瞬态电压和电流会使系统性能发生永久性的或暂时的降级，主要存在部件损坏和系统功能干扰两种类型的降级。部件损坏是指瞬态永久地改变某个电路电气特性的状态。出于此种原因，受损伤的部件无法再满足其性能规范。

2.1.1 部件损坏

在这种状态下瞬态会永久性地改变电路的电气特性。可能会遭受部件损坏的设备举例如下：

(1) 主动电子装置，尤其是高频晶体管、集成电路、微波二极管和电源部件；

(2) 被动电气和电子部件，尤其是那些具有较低的额定电压或额定功率的部件；

(3) 电爆装置，例如火花塞和引爆器；

(4) 电动机械装置，例如指示器、做动器、继电器和马达；

(5) 可以点燃或熔化的绝缘材料（例如印刷电路板和连接器中的绝缘材料）和电连接器。

2.1.2 系统功能干扰

(1) 功能干扰主要是一个由于电气瞬态所引起的系统问题。它可以永久性地或暂时地干扰一个信号、电路或一个系统部件。这足以对系统性能产生不利影响以至于威胁飞行安全。功能干扰会产生数字状态或模拟状态的一种变化，可能需要手动复位，也可能不需要。通常，功能干扰取决于电路设计和工作电压、信号特性和时序，以及系统和软件配置。

(2) 可能会遭受功能干扰的系统或装置包括计算机和数据/信号处理系统、电子发动机和飞行控制、电源发电和配电系统。

2.2 表明符合性的步骤

以下七步可表明符合第 25.1316 条中电子电气系统的闪电防护要求：

(1) 识别要评估的系统；

(2) 确定飞机闪电分区；

(3) 为每个分区建立闪电环境；

- (4) 确定与系统关联的闪电瞬态环境;
- (5) 建立设备瞬态设计电平 (ETDL) 和飞机实际瞬态电平 (ATL);
- (6) 验证对要求的符合性;
- (7) 在必要时采取纠正措施。

应通过采取上述步骤解决飞机电子电气系统线缆和设备中的闪电瞬态, 以及对飞机外部设备和连接到电子电气系统的传感器 (如无线电天线和大气数据探头) 造成的闪电损坏。

2.2.1 识别要评估的系统。

(1) 概述。应识别需要进行闪电评估的飞机系统, 解决可能导致或促成飞机受到不利影响的任何闪电相关的电子电气系统失效。因此, 在评估雷击的影响时, 所采用的方式应允许确定飞机和/或其系统安全可能受影响的程度。此评估应涵盖如下方面:

- (a) 飞机所有正常的操作模式、飞行阶段和工作条件;
- (b) 所有与闪电有关的故障情况及其对飞机运行和机组人员的后续影响。

(2) 安全性分析。应进行与闪电影响相关的安全性分析来识别系统失效状态并进行分类。根据安全性分析确定的失效状态分类, 应为系统分配适当的闪电取证等级, 如表 25.1316-1 所示。本咨询通告中所用的失效状态分类和术语与安全性分析过程是一致的。第 25.1316 条所要求的闪电影响相关的飞机特殊风险评估要优先于通用安全性评估过程。

表 25.1316-1 闪电失效状态和审定等级

25.1316 中规定的闪电要求	失效状态	系统闪电审定等级
(a) 对于其功能失效会妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每种电子电气系统.....	灾难性的	A
(b) 对于其功能失效会造成降低飞机能力或飞行机组处理不利运行条件能力的每种电子电气系统, ...。	危险的 较大的	B C

(a) A 级系统。系统安全性分析应当考虑具有较低失效分类的系统可能会产生的跟闪电相关的失效或异常的影响, 因为这可能会影响到 A 级系统的功能。申请人应表明当飞机暴露于闪电中时, 任何与 A 级系统通

过导线互联的系统都不会对 A 级系统执行的具有灾难性失效条件的功能造成不利影响。仅靠冗余是不够的，因为闪电产生的电磁场、传导电流和飞机中感应的电流可以在飞机的所有电导线中同时感应出瞬态。

(b) B 级或 C 级系统。对于飞机上分开安装的冗余的 B 级或 C 级系统，通常不考虑由于暴露在闪电环境中导致的同时发生和共因失效。这是由于飞机传递函数试验和服役经验已表明这些分开安装的冗余系统不会同时暴露于最大的闪电感应瞬态下。例如，冗余的外部传感器可减缓闪电直接附着损坏，如果传感器之间存在可接受的分离以阻止对多个传感器的损坏，那么此功能便可维持。因此，不需考虑所有这些冗余并且在空间上分开安装的 B 级或 C 级系统由于暴露于闪电环境导致的同时丧失。但是，如果多个 B 级或 C 级系统在设计和安装时位于飞机上的同一位置，或共用一个导线连接，则需要评估暴露于闪电环境导致的组合失效以确定这些组合失效是否是灾难性的。如果是，这些系统则被划分为 A 级系统。

(c) 失效状态。安全评估可能表明某些系统在不同的飞行阶段具有不同的失效条件。因此，对于不同的飞行阶段，系统应适用不同的闪电防护要求。例如，自动飞行控制系统在自动着陆时的失效条件可能是灾难性的，而在巡航时的失效条件可能是危险性的。

2.2.2 确定飞机闪电分区

闪电分区的目的是确定飞机上可能遇到闪电通道附着的区域以及可能在闪电附着点之间传导闪电电流的结构。附着点指闪电接触飞机的一个点。应根据飞机构型来确定闪电附着分区，因为分区依赖于飞机的几何形状、材料和运行参数。闪电分区通常根据飞机机型而变化。

2.2.3 为每个分区建立飞机闪电环境

闪电 1 区和 2 区标识了闪电可能附着的位置，并因此确定了流过飞机的闪电电流的入点和出点。应该确定适用于这些区域的闪电电压波形和电流分量。根据定义，3 区在初始附着点（或或扫略回击附着点）之间传导闪电电流，它可能包含来自于所有电流分量的贡献因素。审查方接受通过分析来估算源自于外部闪电环境的 3 区电流等级。外部闪电环境为：

- (1) 由闪电与飞机外部相互作用引起；
- (2) 用飞机表面的闪电流分量的组合波形表示。

2.2.4 确定与系统关联的闪电瞬态环境

- (1) 从电气和电子系统角度来看，闪电环境包括流过机身的闪电流产

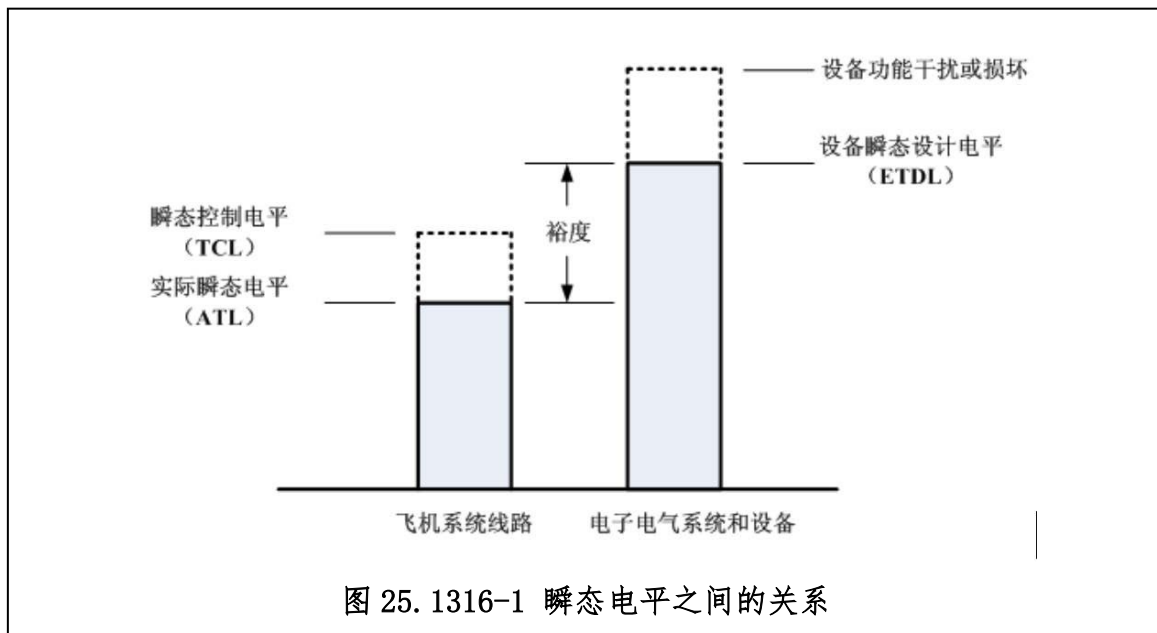
生的电压和电流。系统接口上出现的电压和电流是由于孔缝耦合，结构电压或闪电直接附着到设备和传感器产生的传导电流产生。孔缝指电磁屏蔽体或隔离物上可传播电磁场的开孔或不连续部分。耦合指通过射频源的辐射将电磁能量感应进入系统的过程。

(2) 确定在第 2.2.1 节定义的系统每个系统的电气和电子设备接口电路上可能出现的闪电电压和电流瞬态波形和幅值。申请人可以根据线束电流、系统线缆和设备接口电路上出现的开路电压和短路电流来确定闪电感应的瞬变。电压和电流瞬态波形和幅度取决于系统及其互连线路的环路阻抗。

2.2.5 建立设备瞬态设计电平 (ETDL) 和飞机实际瞬态电平 (ATL)

第 25.1316 条根据飞机电子电气系统执行的功能影响不同提出了不同的要求。从设计的角度来看，系统闪电防护由飞机结构及导线中的防护和设备中的防护二者共同承担。因此，飞机电子电气系统闪电防护要求的分配可基于 ETDL 和 ATL 的理念。

(1) 作为待评估系统的组成部分，应为电子电气设备规定和明确 ETDL。ETDL 为系统和设备设置了鉴定试验等级，它定义了在未产生不利影响情



况下系统和设备必须经受的电压和电流幅值和波形。某个特定系统的 ETDL 取决于系统和设备在飞机上的预期安装位置、导线束和结构的预期屏蔽性能，以及系统关键程度。

(2) ATL 为当飞机暴露于闪电时在飞机导线上实际产生的电压和电流

幅值和波形，它通常通过飞机试验、分析或相似性来确定。ETDL 和 ATL 之间的差值即为裕度。图 1 表明了 ATL 和 ETDL 之间的关系。申请人应评估飞机、互联线路和设备防护以确定提供可接受裕度的最有效的 ATL 和 ETDL 的组合。本 AC 第 2.3.9 节讨论了由于验证技术的不确定因素而可能需要确定的合适裕度。

(3) 通常，申请人应在通过飞机审定闪电试验或分析确定 ATL 之前就分配 ETDL。因此，预期的飞机瞬态必须基于现有飞机的闪电试验结果、工程分析，或可认知的评估。这些预期的飞机闪电瞬态水平被定义为瞬态控制电平 (TCL)。指定的 TCL 电压和电流幅值和波形取决于在飞机特定区域导线上将产生的运气闪电瞬态。TCL 应等于或大于飞机预期的最大 ATL。对于特定导线束的 TCL 取决于飞机构型、导线束及其安装。在飞机闪电防护设计时，应满足特定的 TCL。

2.2.6 验证对要求的符合性

(1) 应表明系统符合适用的第 25.1316 条的要求；

(2) 应表明 ETDL 按照审定计划中所确立的裕度高于 ATL；

(3) 可通过试验、分析或表明与之前审定过的飞机和系统的相似性来完成验证。第 2.3 节讨论了 A 级系统的审定过程，第 2.4 节讨论了 B 级和 C 级系统的审定过程；

(4) 在项目的早期就应向审查方提交审定计划以供评审。经验表明，尤其是针对采用了新技术或具有复杂系统的飞机，在审定计划上尽早达成一致对申请人和审查方均有益处。审定计划应定义审定过程中解决关键问题的可接受方法。审定过程中的分析和试验结果可为设计或验证方法中的更改提供依据。当有必要进行重大的变更时，应相应地更新审定计划。表 25.1316-2 中列出了审定计划中可能包含的条目。

表 25.1316-2 建议用于闪电取证计划的项目

项目	讨论
系统描述	描述系统的安装，包括罕见或独特的功能；系统失效条件分类；运行方面；闪电附着区；闪电环境；ETDL 和 TCL 的初步估计；ETDL 和 ATL 之间的可接受裕度。
符合性方法描述	描述如何进行符合性验证。验证方法通常包括相似性，分析和试验。如果使用分析方法，应表明如何去

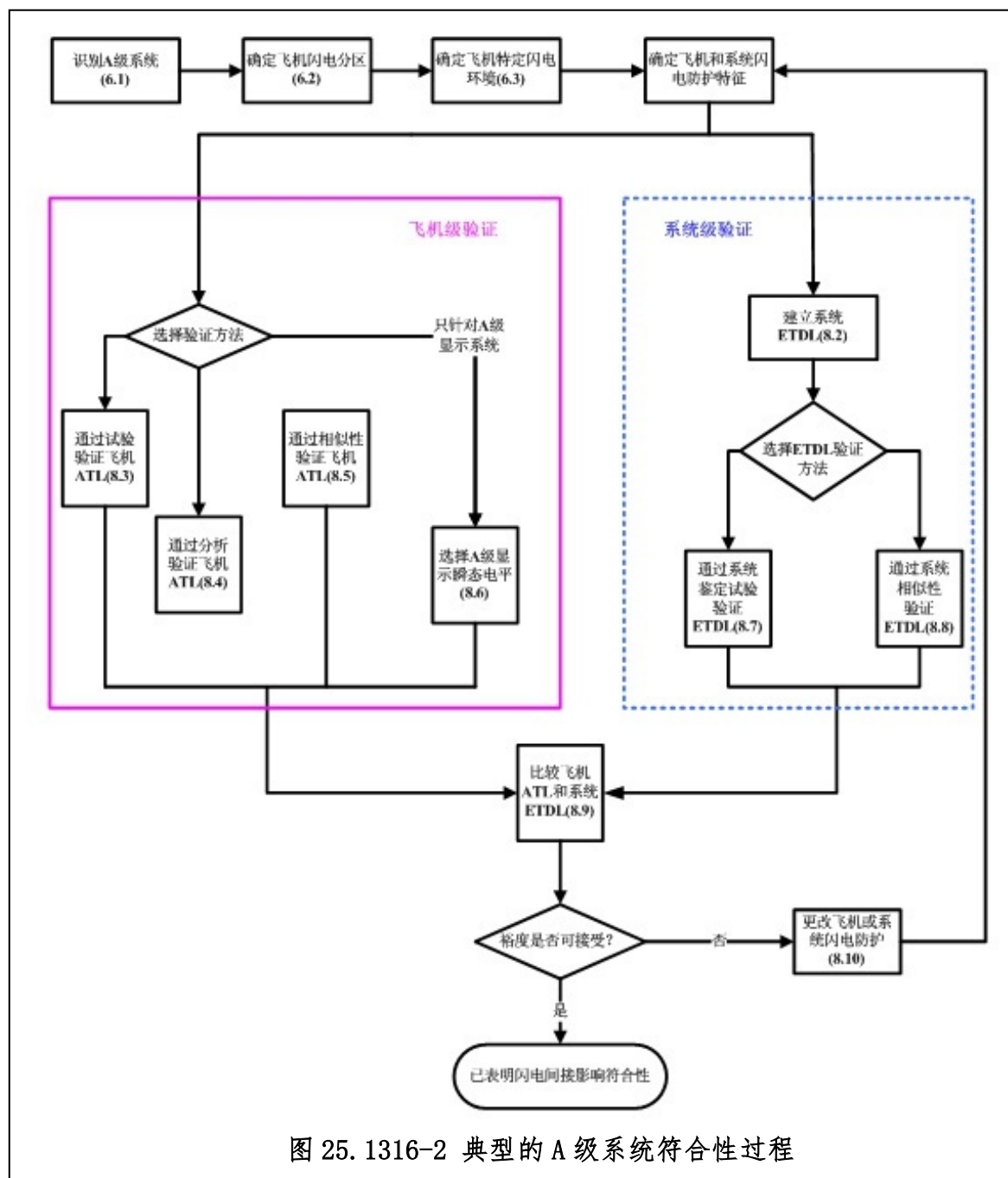
	验证。(参见本咨询通告第 8d 章。)
接受标准	通过分析系统的安全性来确定每个系统的合格判据。在进行此安全分析时, 请评估飞机的各种运行状态; 说明闪电造成的失效和中断模式。
试验计划	计划包括在审定过程中的每个试验。作为申请人, 应明确试验大纲是些独立的文件还是审定计划的一部分; 试验大纲中应给出试验顺序。

2.2.7 采取纠正措施

如果试验和分析表明系统不符合合格判据, 则应评估飞机、安装或系统设计, 并改进闪电防护措施。

2.3 A 级系统闪电审定

图 25.1316-2 给出了用于表明符合第 25.1316 条的 A 级系统的符合性过程。



2.3.1 识别 A 级系统

识别第 2.2.1 节中所描述的 A 级系统，定义详细的系统性能合格判据。申请人在开始试验或分析 A 级系统之前，应就此合格判据与审查方达成一致。申请人应识别与每个 A 级系统相关的特殊设备、部件、传感器、电源系统和线路，这些数据在进行第 2.3.7 节和第 2.3.8 节中讨论 ETDL 验证时将会用到。

2.3.2 建立系统 ETDL

ETDL 的确立源于对一个特定飞机的系统安装、结构和导线配置，通过对预期的闪电瞬态幅值和波形进行评估而得出。在确定 ETDL 时应保证其与 ATL 之间的可接受裕度。通常，一个复杂系统中将一个设备连接到另一个设备的所有导线束的 ETDL 是不尽相同的。可采用在现有的相似飞机上的闪电试验结果、工程分析结果，或公认的评估来建立合适的 ETDL。除了某些特殊的飞机构型和系统安装可能会导致 ETDL 具有不同于 RTCA/DO-160 第 22 节中所定义的幅值和波形，绝大多数 ETDL 都可以参考 RTCA/DO-160 第 22 节的信息。ETDL 必须按照规定的可接受裕度高于 ATL。

2.3.3 使用飞机试验确定 ATL

使用飞机试验确定 ATL 的指导，请参阅 SAE ARP 5415 和 SAE ARP 5416。

2.3.4 通过分析确定 ATL

通过分析确定 ATL 的指南，请参阅 SAE ARP 5415。申请人所选择的分析方法的可接受性取决于该方法的准确性。申请人应使用试验数据来确认分析方法的准确性，并且获得审查方对所选的分析方法的认可。

2.3.5 采用相似性来确定 ATL

(1) 以下情形时可采用相似性来确定 ATL：

(a) 与先前已取证的飞机和系统安装之间只有微小差异，并且飞机和系统已取证；

(b) 已取证的飞行器在服务历史中没有未解决的与闪电相关问题。

(2) 如果发现将会影响飞机 ATL 的重大差异，则应进行更多的试验和分析以解决这些开口问题。

(3) 为采用相似性，申请人必须评估可能会对系统敏感性产生不利影响的那些飞机、线路和系统安装方面的差异。敏感性指电子电气设备因电磁干扰可能导致工作性能降级的特性。当评估一个新的安装时，应考虑到会影响到飞机内部闪电环境的差异及对系统的影响。此评估应涵盖如下：

(a) 飞机型号、设备位置、机身构造、结构材料以及可影响外部闪电环境衰减的孔缝；

(b) 系统线路尺寸、长度和布局，导线类型（并行还是双绞线）、连接器、线路屏蔽和屏蔽终端；

(c) 防雷装置，例如瞬态抑制器和闪电捕捉器；

(d) 接地和搭接。

(4) 对于一个安装有新系统的新设计的飞机，不得采用相似性。

2.3.6 采用 RTCA/DO-160 第 22 节的指南确定 ETDL（只适用于 A 级显示系统）

(1) 可采用本节指南为 A 级系统选择 ETDL，无需特定的飞机试验或分析。A 级显示包含驾驶员将处于驾驶员/系统信息交流回路的功能。A 级显示系统通常包括显示、符号发生器、数据集中器，传感器（例如姿态、大气数据和航向传感器）、互联线路，以及相关的控制面板。

(2) 此方法不适用于其它 A 级系统（如 A 级控制系统），是因为那些 A 级系统的失效和失常与 A 级显示系统的失效和失常相比，可以更加直接和突然地促成一次灾难性的失效事件。因此，其它 A 级系统需要一个更加严格的闪电瞬态符合性验证大纲。

(3) 可采用表 25.1316-3 中的信息来评估飞机和系统安装特征以便为系统选择合适的 ETDL。表 25.1316-3 基于 RTCA/DO-160 第 22 节的表 22-2 和表 22-3 定义了 ETDL 的试验等级。申请人应向审查方提交一份关于飞机和显示系统安装特征的描述，并与表 25.1316-3 中的信息比较以证实针对其飞机和 A 级显示系统安装所选择的 ETDL。当采用表 25.1316-3 中的指南选择 ETDL 时，针对所安装的显示系统的预期 ATL 之间的可接受裕度已被集成到所选的 ETDL 中。

表25.1316-3 设备瞬态设计电平-A级显示

RTCA/DO-160 第 22 章等级	显示系统安装位置
电平 5	当所要考虑的设备、其相关的线束、或通过导线连接到设备的其它部件位于暴露到非常严酷的闪电瞬态的飞机区域时，采用此等级。这些区域是： · 屏蔽效果很差的复合材料所在区域 · 结构的搭接没有保证的区域 · 其他缺少屏蔽的开口区域 同时，也可采用此等级来覆盖安装的一个宽广范围。 当在混合导电结构区域有很大的电流密度时，可能需要设置更高的 ETDL，这些地区包括翼尖，发动机短舱外的尾翼等等。因

RTCA/DO-160 第 22 章等级	显示系统安装位置
	为系统的导线可能转移部分闪电电流。对于系统设计人员，应采取措施降低对较高 ETDL 的需求。
电平 4	当所要考虑的设备、其相关的线束、或通过导线连接到设备的其它部件位于暴露到严酷的闪电瞬态的飞机区域时，采用此等级。审查方将这些区域定义为机身外部 (例如机翼、整流罩、起落架、外挂架、控制面等)。
电平 3	当所要考虑的设备、其相关的线束、或通过导线连接到设备的其它部件位于暴露到中等的闪电瞬态的全部飞机区域时，采用此等级。审查方将这些区域定义为金属飞机结构或在没有改善屏蔽的情况下与金属飞机结构具有同等屏蔽效果的复合飞机结构内部。这些区域的例子诸如不带舱壁的电子舱、驾驶舱、以及大孔缝位置处 (即未装有 EMI 衬垫的门、窗户、访问面板等)。 这些区域中携带电流的导体 (例如液压管道、控制电缆、导线束、金属线托盘等) 不一定非要电接地在舱壁上。当少量的导线位于这些区域的出口时，应为这些导线设置一个较高的等级 (即电平 4 或电平 5) 或为其提供更多的防护。
电平 2	当所要考虑的设备、其相关的线束、或通过导线连接到设备的其它部件全部位于局部受保护的区域时，采用此等级。如果申请人采取措施来减弱闪电耦合到导线，则审查方将这些区域定义为金属飞机结构或与金属飞机结构具有同等屏蔽效果的复合飞机结构内部。 位于这些区域的线束穿过舱壁，并在舱壁连接器终端具有屏蔽。当一部分导线位于这些区域的出口时，应为这些导线设置一个较高的等级 (即电平 3 或电平 4) 或为其提供更多的防护。安装导线束时应尽可能地靠近接地面，以充分利用来自金属结构的其它内在屏蔽。携带电流的导体要电接地在所有舱壁处。
电平 1	当所要考虑的设备、其相关的线束、或通过导线连接到设备的

RTCA/DO-160 第 22 章等级	显示系统安装位置
	其它部件全部位于飞机防护良好的区域时，采用此等级。审查方将这些区域定义为电磁遮蔽区。

2.3.7 用系统鉴定试验验证系统的 ETDL

(1) 应识别与正进行 ETDL 验证试验的 A 级系统相关联的设备、部件、传感器、电源系统和导线，尤其是要考虑到其失效会导致灾难性事件的系统功能。对于复杂的 A 级系统，系统构型可能包括冗余设备、多电源、多传感器和作动器，以及复杂线束。应定义将用于 ETDL 验证试验的系统构型。用于 ETDL 鉴定试验的系统构型必须得到审查方的批准。

(2) 应通过在系统线束上进行单回击、多回击和多脉冲试验来验证 ETDL。为定义的 ETDL 选择波形设置和试验级别。表明在这些试验期间系统工作在所定义的通过/失败准则范围内。在利用定义的 ETDL 进行系统试验或单回击引脚注入试验期间不应有设备损伤发生。RTCA/DO-160 第 22 节提供了可接受的试验程序和波形设置定义。此外，SAE ARP 5416 为复杂的和综合的系统提供了可接受的试验方法。

(3) 应评估鉴定试验期间所观察到的任何系统影响以确保这些影响不会对系统的持续性能产生不利的影响。针对 A 级系统性能应评估其功能失效或异常会不会妨碍飞机继续安全飞行和着陆，对于其功能失效或异常会不会降低飞机能力或飞行机组处理不利运行条件能力的系统所执行的其他功能的评估应采用第 2.4 节中的指南。此评估必须得到审查方的批准。

2.3.8 采用现有的系统数据（相似性）验证系统的 ETDL

(1) 可将 ETDL 的验证建立在跟以前审定过系统的相似性的基础上，而不用进行更多的试验。当存在以下情形时可采用此种方法：

(a) 当以前审定的系统和安装与将要审定的系统和安装之间仅存在轻微的差异时；

(b) 以前审定的系统中不存在与雷击相关的未解决的服役历史问题；

(c) 以前审定的系统 ETDL 是通过鉴定试验来验证的。

(2) 若采用相似性，应评估之前审定的系统和安装与将要审定的系统和安装之间可对系统敏感性产生不利影响的差异。此评估应涵盖：

- (a) 系统接口电路;
 - (b) 导线尺寸、布线、排列(并行还是双绞)、连接器类型、导线屏蔽,以及屏蔽终端;
 - (c) 雷击保护装置,例如瞬态抑制器和闪电捕获器;
 - (d) 接地和搭接;
 - (e) 系统软件、软件(软硬件相结合)和硬件。
- (3) 如果不确定上述提到的差异将如何影响系统和安装,则应执行更多的试验和分析以解决这些开口问题。
- (4) 必须对每个系统进行评估,即使它采用了以前审定批准的设备和安装技术。
- (5) 对于一个装有新系统的新设计的飞机不得采用相似性。

2.3.9 符合性验证

应将所验证系统的 ETDL 与飞机 ATL 进行比较并确定 ETDL 与 ATL 之间是否存在可接受的裕度。裕度来源于验证方法中的不确定因素。如果验证方法的置信度增加,裕度可随之降低。ETDL 为 ATL 的两倍可作为 A 级系统的可接受裕度,前提是此裕度是通过飞机试验或飞机试验所支持的分析来验证的。对于 A 级显示系统,其 ETDL 是同采用表 3 中的指南来确定的,在表 3 中选择的 ETDL 已经包含了可接受的裕度。对于其它的验证方法,裕度的选择应得到审查方的同意。

2.3.10 纠正措施

(1) 当系统最终没能满足审定要求时,应采取纠正行动。对飞机所实施的更改或改装、系统安装或设备可能需要更多的试验和分析。

(2) 为满足审定要求,申请人可能需要重复系统鉴定试验或飞机试验和分析(全部或部分)。申请人可能同样需要更改系统或安装以获得审定。申请人应同审查方共同评审这些更改或改装以确定它们是否是重大的,如果是重大的,则应相应地应更新审定计划,并且更新的闪电审定计划应重新报审查方审批。

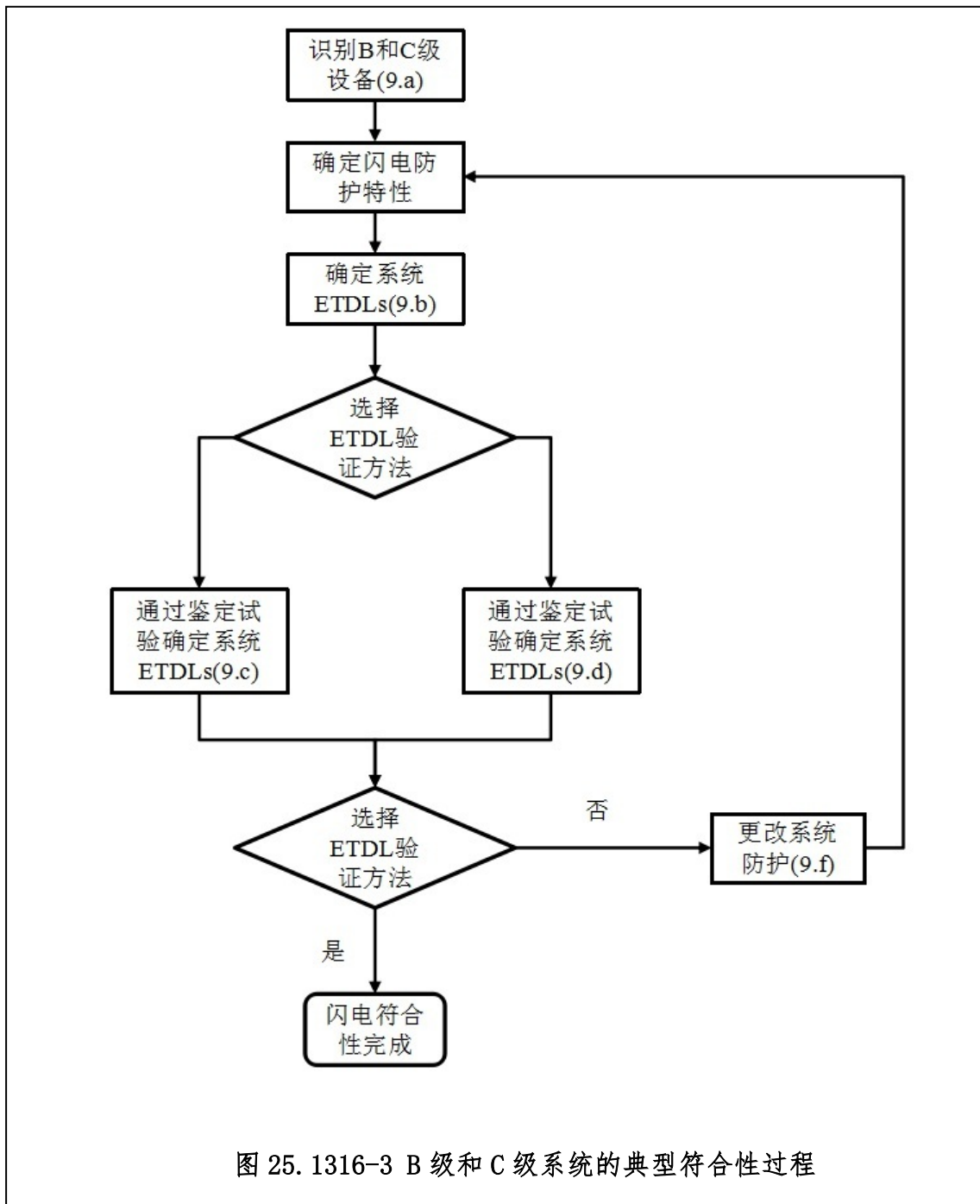
2.4 B 级和 C 级系统闪电审定

2.4.1 识别 B 级和 C 级系统

(1) 根据第 2.2.1 节的方法识别 B 和 C 级系统。

(2) 定义详细的系统性能合格判据。在开始对 B 级和 C 级系统进行试验和分析前应就此准则与审查方达成一致。

(3) 图 25.1316-3 给出了可用于表明 B 级和 C 级系统符合闪电防护要求的流程。



2.4.2 建立 ETDL

(1) 可采用对 A 级系统的飞机试验或对 A 级系统所进行的分析过程中确定的 ATL 来为 B 级和 C 级系统确立适当的 ETDL。或者，

(2) 可采用 RTCA/D0-160 第 22 节的定义为 B 级和 C 级系统选择适当

的 ETDL。此时，应考虑到以下方面：

(a) 对于大多数 B 级系统，可采用 RTCA/DO-160 第 22 节电平 3。

(b) 对于安装在具有严重闪电瞬态飞机区域的 B 级系统及其相关线路，可采用 RTCA/DO-160 第 22 节等级 4 或等级 5。具有较严重闪电瞬态飞机区域的例子有机身外部、具有较弱屏蔽效果的复合材料区域，以及其它开口区域。

(c) 对于大多数 C 级系统，可采用 DO-160 第 22 节中的电平 2。

(d) 对于安装在具有较严重闪电瞬态飞机区域的 C 级系统，可采用 DO-160 第 22 节电平 3。具有较严重闪电瞬态飞机区域的例子有机身外部、具有较弱屏蔽效果的复合材料区域，以及其它开口区域。

(e) 应向审查方提供对飞机及其系统安装特征的描述以证实为其系统所选择的 RTCA/DO-160 第 22 节中的电平等级。

2.4.3 采用设备鉴定试验来验证系统 ETDL

(1) 应采用所选的试验等级和单回击、多回击和多脉冲试验波形设置来进行设备鉴定试验。表明在试验期间设备工作在所定义的合格判据范围内。

(2) 应评估在鉴定试验期间所观察到的任何设备影响以确保这些影响不会对系统的持续性能产生不利影响。此评估必须得到审查方的批准。

(3) 如果某个分析表明设备对于干扰不敏感，或设备虽对于干扰敏感，但存在一个复位可及时地恢复设备所执行的功能，则不需要进行多回击试验和多脉冲试验。“及时地”取决于被评估的系统所执行的功能、特定的系统设计、系统与其他系统之间的交联，以及系统与飞行机组之间的交联。必须为每个特定系统和此系统执行的特定功能定义“及时地”。应在审定计划中包含对“及时地”的适当定义，以供审查方评审和批准。

2.4.4 采用现有的设备数据来验证系统 ETDL（相似性）

(1) 可通过与以前审定过系统的相似性来验证 ETDL，而无需进行更多的试验。当存在以下情形时可采用此种方法：

(a) 当以前审定的系统和安装与将要审定的系统和安装之间仅存在轻微的差异时；

(b) 以前审定的系统中不存在与闪电相关的未解决的服役历史问题；

(c) 以前审定的系统 ETDL 是通过鉴定试验来验证的。

(2) 评估应包含：

- (a) 设备接口电路;
 - (b) 导线尺寸、布线、排列(并行还是双绞)、连接器类型、导线屏蔽,以及屏蔽终端;
 - (c) 雷击保护装置,例如瞬态抑制器和闪电捕获器;
 - (d) 接地和搭接;
 - (e) 设备软件、韧件(软硬件相结合)和硬件。
- (3) 如果不确定上述提到的差异将如何影响系统和安装,则申请人应执行更多的试验和分析以解决这些开口问题。

2.4.5 验证对要求的符合性

应表明,在利用所选的系统 ETDL 进行鉴定试验期间,B 级和 C 级系统能满足其定义的可接受准则。

2.4.6 采取纠正措施

当系统最终没能满足审定要求时,申请人必须决定采取纠正行动。如果对系统或安装进行更改或改装,则可能需要重复进行设备鉴定试验。申请人应同审查方共同评审这些更改或改装以确定它们是否是重大的,如果是重大的,则应相应地更新闪电审定计划,并且更新的闪电审定计划应重新报审查方评审。

2.5 维护和监控

(1) 在持续适航文件中,应表明用于飞机电子电气系统闪电防护的最低维护要求。应定义对闪电防护设备或特征的周期性和状态性的维护和监控要求,以确保飞机服役期间可接受的防护性能。应避免使用那些可能会由于腐蚀、磨损、挠曲周期或其它原因而随时间退化的装置或特征。此外,还应识别何时去检查或更换这些设备。

(2) 应定义所需的检查手段和时间间隔以确保飞机和系统闪电防护在服役期间保持有效。同样,应识别自检设备、阻抗测量、周期性地或状态性地对整个系统进行持续检查或采取其它手段以确定系统的完好性。

(3) 关于飞机闪电防护维护和监控的更多信息可参考 SAE ARP 5415。

3. 需要说明的其他问题

AC25.1316 中裕度指设备瞬态设计电平(ETDL)与瞬态控制电平(TCL)之间的差值。

AC 25.1317 运行于高强辐射场(HIRF)环境中的运输类飞机电子电

气系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.1317 条高强辐射场 (HIRF) 防护对安全性分析确定为 A 级、B 级和 C 级的含电子电气的设备和系统提出了 HIRF 防护要求。

(a) 款中“其功能失效会影响或妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每个电子和电气系统”是指经系统安全性评估确认为 A 级的系统、(b) 款中“其功能失效后会严重降低飞机性能或飞行机组对不利运行条件的反应能力的电子和电气系统”是指经系统安全性评估确认为 B 级的系统、(c) 款中“其功能失效后会降低飞机性能或飞行机组对不利运行条件的反应能力的电子和电气系统”是指经系统安全性评估确认为 C 级的系统。条款中要求的系统或功能不会受到不利的影响，一般在具体型号中根据不同的系统构架和设计方案来确定具体指标。

2. 可接受的符合性方法

2.1 HIRF 防护符合性验证概述

对 HIRF 审定而言，下述步骤是合格审定的要素。在进行具体的项目符合性验证过程中，下列活动的顺序可以调整，也可以多次迭代。申请人应进行：

- (1) 确定被评估系统的功能等级；
- (2) 建立适用的外部 HIRF 环境；
- (3) 建立安装系统的试验环境；
- (4) 选择 HIRF 符合性验证的适用方法；
- (5) 验证 HIRF 防护的有效性。

2.1.1 确定需评估系统的功能等级

2.1.1.1 概述

确定要求进行 HIRF 评估的飞机系统的过程与第 25.1309 条表明符合性的安全性分析过程相似。应定义系统中完成一项功能的各个部件，同时考虑系统中的冗余或备份设备。对这些部件因遭遇 HIRF 环境而造成的、影响飞机安全飞行的任何系统故障，必须进行评估以确认对飞机及系统的安全性可能受影响的程度。系统运行应评估独立的、综合的，或与其它系统关联的状态。评估应包括：

- (1) 所有正常飞机运行模式，飞行阶段以及运行条件；
- (2) 所有失效状态及其对飞机运行和飞行机组的后续影响；

(3) 需要的纠正措施。

2.1.1.2 安全性评估

应进行关于 HIRF 的安全性分析以确定设备或系统的失效状态并对其进行分类。表 25.1317-1 中提供了相应的失效状态分类和系统 HIRF 验证等级。本咨询通告中所说的失效状态分类和术语与安全性分析过程中的相似。只有那些确定其故障会导致灾难性、危险性或较大失效状态的系统才需要满足 HIRF 规章要求。如表 25.1317-1 所示, 基于安全性分析所建立的失效状态分类, 系统应确定适当的 HIRF 验证等级。安全性分析必须考虑 HIRF 的共因影响, 特别是对高集成度系统和冗余设计的系统。

表 25.1317-1 HIRF 失效状态和系统 HIRF 验证等级

HIRF要求(引自CCAR 25.1317)	失效状态	系统HIRF验证等级
其功能失效会影响或妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每个电气和电子系统	灾难性的	A
其功能失效后会严重降低飞机性能或飞行机组对不利运行条件的反应能力的每个电气和电子系统	危险性的	B
其功能失效后会降低飞机性能或飞行机组对不利运行条件的反应能力的每个电气和电子系统	较大的	C

2.1.1.3 失效状态

安全性分析必须考虑由于系统失效、故障或错误信息引起的所有潜在不利影响。安全性分析可能表明某些系统在不同的飞行阶段有不同失效状态。因此, 在不同飞行阶段适用于系统的 HIRF 要求可能是不同。例如, 自动飞行控制系统在自动着陆阶段可能会出现灾难性失效状态, 而在巡航阶段时同样的失效可能仅判定为危险的失效状态。

2.1.2 建立适用的飞机外部 HIRF 环境

用于飞机 HIRF 合格审定的外部 HIRF 环境 I 和 II 分别示于表 25.1317-2, 和表 25.1317-3 中。HIRF 环境和 HIRF 设备测试水平的场强都是用调制周期内峰值的均方根表示。

表 25.1317-2 HIRF 环境 I

频段	场强(伏/米)	
	峰值	平均值
10kHz-2MHz	50	50
2MHz-30MHz	100	100

30MHz-100MHz	50	50
100MHz-400MHz	100	100
400MHz-700MHz	700	50
700MHz-1.0GHz	700	100
1.0GHz-2.0GHz	2000	200
2.0GHz-6.0GHz	3000	200
6.0GHz-8.0GHz	1000	200
8.0GHz-12.0GHz	3000	300
12.0GHz-18.0GHz	2000	200
18.0GHz-40.0GHz	600	200
表中，频段分割边沿点采用较高的场强值。		

表 25.1317-3 HIRF 环境 II

频段	场强 (伏/米)	
	峰值	平均值
10kHz-500kHz	20	20
500kHz-2MHz	30	30
2MHz- 30MHz	100	100
30MHz- 100MHz	10	10
100MHz- 200MHz	30	10
200MHz-400MHz	10	10
400MHz -1.0GHz	700	40
1.0GHz-2.0GHz	1300	160
2.0GHz-4.0GHz	3000	120
4.0GHz-6.0GHz	3000	160
6.0GHz-8.0GHz	400	170
8.0GHz-12.0GHz	1230	230
12.0GHz-18.0GHz	730	190
18.0GHz-40.0GHz	600	150
表中，频段分割边沿点采用较高的场强值。		

2.1.3 建立系统的试验环境

2.1.3.1 概述

外部 HIRF 环境会穿透飞机，使安装于机内的电气和电子系统暴露于外部 HIRF 环境所诱导的内部射频环境中。内部射频环境是多种因素综合的结果，比如飞机的接缝和开口，向飞机内部结构和导线的再辐射，以及飞机共振特性等。

2.1.3.2 A 级系统

A 级系统的内部 HIRF 环境是由飞机对 HIRF 环境 I 或 II（在 25 部附录 L 中定义）的衰减决定的。衰减程度根据飞机和区域而不同，应通过飞机级试验、分析或相似性而确定。A 级系统的 HIRF 符合性步骤在本咨

询通告第 2.4 节中给出。

2.1.3.3 B 级系统

B 级系统的内部 HIRF 环境为设备级 HIRF 试验电平 1 或 2，在 25 部附录 L 中定义。B 级系统 HIRF 的符合性步骤在本咨询通告第 2.5 节中给出。

2.1.3.4 C 级系统

C 级系统的内部 HIRF 环境为设备级 HIRF 试验电平 3，在 25 部附录 L 中定义。C 级系统 HIRF 的符合性步骤在本咨询通告第 2.5 节中给出。

2.1.4 选择 HIRF 符合性验证的适用方法

2.1.4.1 概述

表 25.1317-4 概要描述了第 25.1317 条中对飞机的性能要求 (a)，(b) 和 (c) 款) 与 HIRF 环境和试验电平之间的关系。对 HIRF 规章 (d) 款的符合性验证过程在下面第 2.7 节讨论。

表 25.1317-4 HIRF 验证要求概述

HIRF 失效状态 (来自 CCAR 25.1317 的规定)	性能要求	环境或适用等级适用的项目	HIRF 环境或试验电平
其功能失效会影响或妨碍飞机继续安全飞行和着陆的每个电气和电子系统必须设计并安装以使 -	在...中和之后每一功能不会受到不利影响	飞机	暴露于 HIRF 环境 I
	在...之后，每一电子电气系统能及时地自动恢复其功能的正常运行*	飞机	暴露于 HIRF 环境 I，除非系统的这种功能恢复与该系统其他运行或功能要求相冲突
	在...中和之后每一电子电气系统不会受到不利影响	飞机	暴露于 HIRF 环境 II
其功能失效后会严重降低飞机性能或飞行机组对不利运行条件的反应能力的电气和电子系统必须设计和安装--	当...时，系统不会受到不利影响	提供这些功能的设备	暴露于设备级 HIRF 试验电平 1 或 2
其功能失效后会降低飞机性能或飞行机组	当...时系统不会受	提供这些功能的设	暴露于设备级 HIRF 试验电平

HIRF 失效状态(来自 CCAR 25.1317 的规定)	性能要求	环境或适用等级适用的项目	HIRF 环境或试验电平
对不利运行条件的反应能力的每个电气和电子系统必须设计并安装以使 -	到不利运行	备	3

注：正常运行指系统按指令正常操作的功能。在 25.1317(a) (2) 中，正常运行是指保证继续安全飞行和着陆的功能正常运行，但不包括所有功能正常运行。

2.1.4.2 合格判据

根据每一系统与第 25.1317 条中性能准则的相关性，申请人应建立其明确的 HIRF 符合性合格判据。这些合格判据应提交给审查方以获得批准。申请人还应建立监控与这些准则相关的系统性能的手段并将其提交给审查方获得批准。用来定义合格判据的所有影响应基于对系统单独的或彼此依赖的运行特性的可识别的、可追踪的分析。这应包括可能使系统内任何内置冗余无效的失效，还应包括可能影响执行同一功能的多个系统的失效。

2.1.5 验证 HIRF 防护的有效性

申请人应表明由 HIRF 环境产生的、系统和设备导线束上的实际射频电流以及系统的实际射频场低于设备或系统 HIRF 合格鉴定等级(电平)。

2.1.6 基于以前颁布的 HIRF 专用条件的符合性

第 25.1317 条(d)款规定，在 2012 年 12 月 1 日之前，如果能表明预期安装的 A 级电气或电子系统以前已经符合了根据 CCAR-21 部第 21.16 条要求、于 2011 年 12 月 7 日之前颁发的专用条件，那么这一 A 级电气或电气系统可安装于飞机上。

2.2 裕度

采用合格审定试验方法来表明符合性的飞机型号和系统，一般不需要考虑验证裕度；当用相似性分析方法确定符合性时，需要考虑验证裕度；当所能提供的符合性资料有限时，根据可获得的证据需要考虑裕度情况。对裕度的选择方法和证明也是 HIRF 符合性验证计划（审定计划，下面第 6 章中讨论）的一部分。

2.3 HIRF 符合性验证

2.3.1 HIRF 合格审定计划

应建立一个全面的 HIRF 合格审定计划以明确识别和定义对 HIRF 验证的要求、HIRF 防护设计、以及预期作为符合性验证工作一部分的设计、试验和分析工作。这一计划应提供飞机系统的定义、安装、以及 HIRF 符合性防护设计的评估。HIRF 合格审定计划应与审查方进行充分讨论，并在实施验证工作前提交给审查方获得其批准。如果在审查方批准了 HIRF 合格审定计划后飞机、系统或者安装设计发生了变化，则应向审查方提交修改后的 HIRF 合格审定计划以获得再次批准。HIRF 合格审定计划应包括以下内容：

- (1) HIRF 合格审定计划概述；
- (2) 基于系统安全性评估所得出的与 HIRF 相关性的分类（见本 AC 第 2.1.1 节），确定与 HIRF 防护相关的飞机系统；
- (3) 飞机及所安装系统的 HIRF 环境；以及
- (4) 验证方法，比如试验、分析或相似性。

2.3.2 HIRF 验证试验、分析和相似性计划

2.3.2.1 概述

试验、分析和相似性都是可接受的 HIRF 验证方法。申请人必须选择最适合的方法，可参考本咨询通告第 2.4 节、第 2.5 节以及 SAE ARP 5583A。不同的系统或设备可能采用不同的符合性方法，申请人需要针对不同的系统或设备准备多个验证文件。

2.3.2.2 试验大纲

HIRF 试验大纲应包括设备、系统和/或飞机级试验目标，以获取数据以支持 HIRF 符合性验证。大纲应对每一系统试验要求的要素进行全面概述。试验大纲应包括下列要素：

- (1) 试验目的；
- (2) 被测飞机和/或系统的描述；
- (3) 系统构型图；
- (4) 建议的试验布置和方法；
- (5) 预期的试验电平、调制模式和频段；
- (6) 通过/失败判据；
- (7) 试验进度和试验地点。

试验大纲应包含 A 级、B 级和 C 级系统/设备。A 级系统可能同时要

求进行综合系统级试验室试验和飞机级试验。B 级和 C 级系统/设备只需要进行设备级试验。

试验大纲应描述被试系统及其安装的适当情况。另外，试验大纲也应反映 HIRF 符合性评估的整个过程中所进行的任何分析结果。

2.3.2.3 分析计划

HIRF 符合性分析计划应包括系统级和设备级的目标，以产生数据以支持 HIRF 符合性验证。对射频场与飞机系统和结构耦合的全面建模和分析是一门新兴的技术，因此，分析计划应与审查方协调以确定分析的可接受范围。分析计划应包括：

- (1) 分析的目的和范围；
- (2) 分析评估的飞机和/或系统的描述；
- (3) 系统构型描述；
- (4) 建议的分析方法；
- (5) 确认分析方法的结果；以及
- (6) 通过/失败判据，应包括考虑到分析不确定性时的裕度。

2.3.2.4 相似性计划

相似性计划应描述在建议的 HIRF 审定计划中使用已验证过的系统、设备和飞机的验证数据的方法。相似性计划应包括：

- (1) 相似性评估的目的和范围；
- (2) 采用相似性评估的特定系统；
- (3) 使用已验证过的系统、设备和飞机的数据；
- (4) 待验证的飞机和系统与待使用数据的已验证相似飞机和系统的显著差异；
- (5) 当数据的证明不充分时，应对裕度进行描述和论证以解决相似性评估的不确定性。

2.3.3 符合性报告

2.3.3.1 概述

在 HIRF 审定过程中，可能需要一份或多份符合性报告来记录试验、分析或相似性评估的结果。对于新飞机或有大改的飞机，HIRF 符合性报告可能包括许多系统级和设备级试验报告、飞机级试验报告、以及 HIRF 易损性分析报告。对这些类型的 HIRF 验证项目，可能需要符合性综述报告来概括试验和分析的结果。对简单系统相关的 HIRF 验证项目来说，一

份简单的符合性报告就足够了。

2.3.3.2 试验报告

当给出 HIRF 符合性试验结论时，应生成一个全面的试验报告。试验报告应包括在试验中试验设备或系统性能的显著方面、任何方面不符合 HIRF 要求的详细信息、纠正不符合项的措施、以及相似性声明。也需要提供在试验中观测到的与系统性能偏离有关的支持性材料。

2.3.3.3 分析报告

分析报告应描述分析建模的详细信息、用于分析的方法，以及分析的结果。报告应指出模型具有的不确定性，应在分析计划中论证设定的裕度。

2.3.3.4 相似性报告

相似性报告应记录进行相似性分析的飞机或系统与已完成 HIRF 验证的飞机或系统之间共同的设计和安装方面的显著特征。还应确定任何显著差异，以及评估这些差异对 HIRF 符合性的影响。相似性报告还应证明在相似性计划中所建立的裕度是正确的。

2.3.4 符合性验证方法

进行 HIRF 符合性验证可以选择不同的方法。审查方可接受的符合性方法在第 2.4 节和第 2.5 节中描述。图 25.1317-1 和 25.1317-2 概述了 A 级系统符合性验证流程。图 25.1317-3 概述了 B 级或 C 级系统符合性验证流程。这些图中所列出的步骤并不一定要按顺序来完成。在图中出现判定点的地方，申请人应根据第 2.4 节和第 2.5 节中的描述完成那一路径的步骤。

申请人也可使用其它 HIRF 符合性方法来表明系统在 HIRF 环境中的性能；但是，这些方法在使用前应获得审查方的批准。

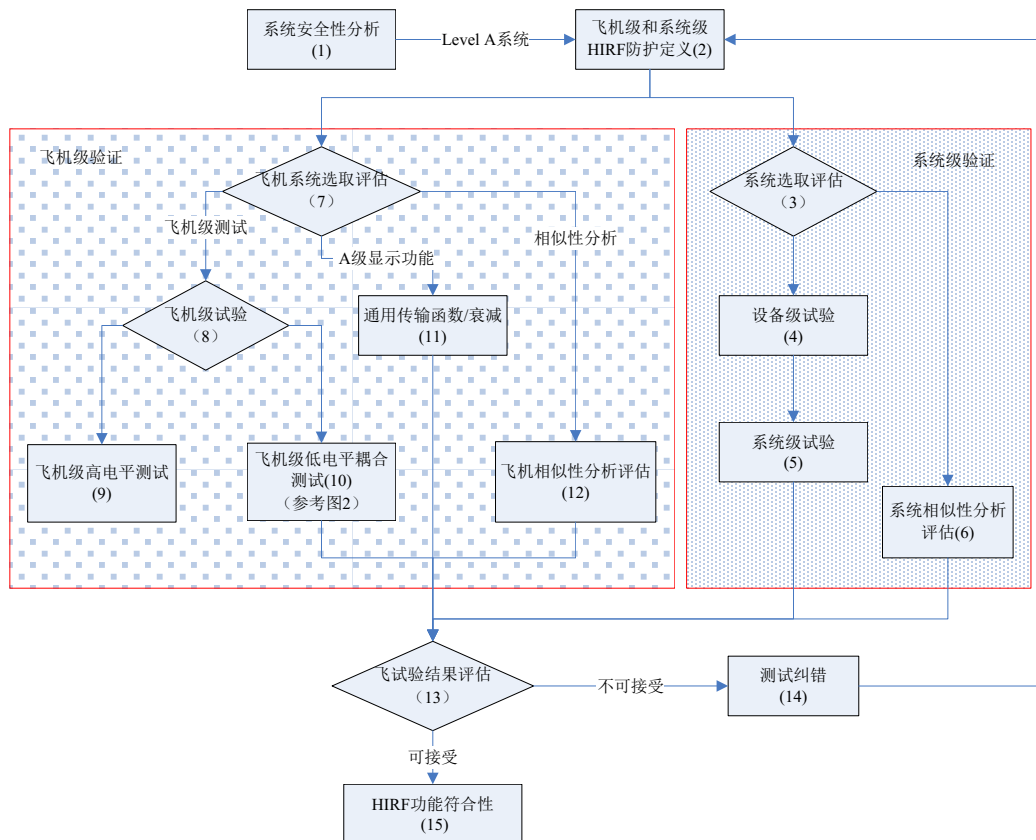


图 25.1317-1 A 级系统符合性验证流程

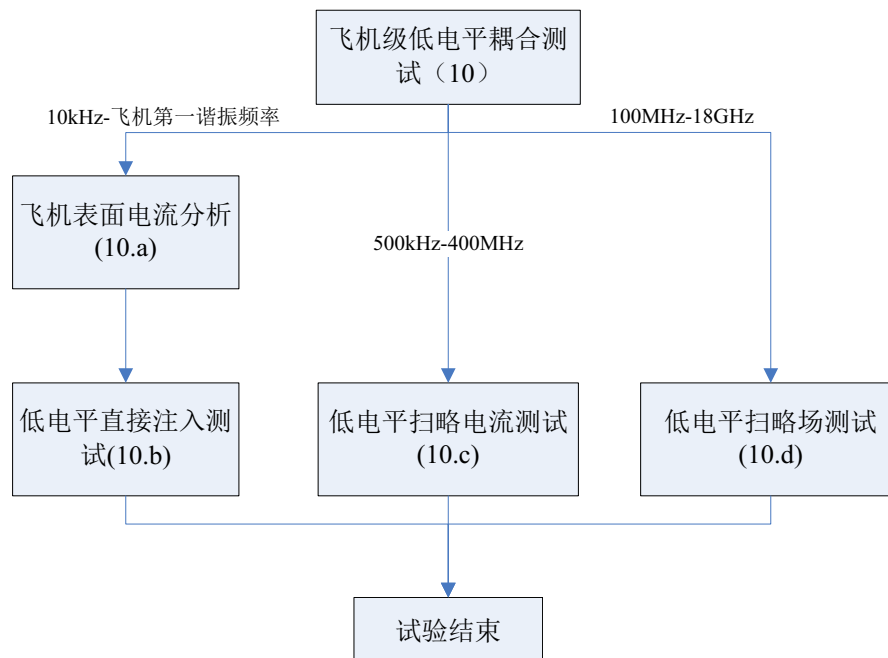


图 25.1317-2 A 级系统飞机级低电平试验流程

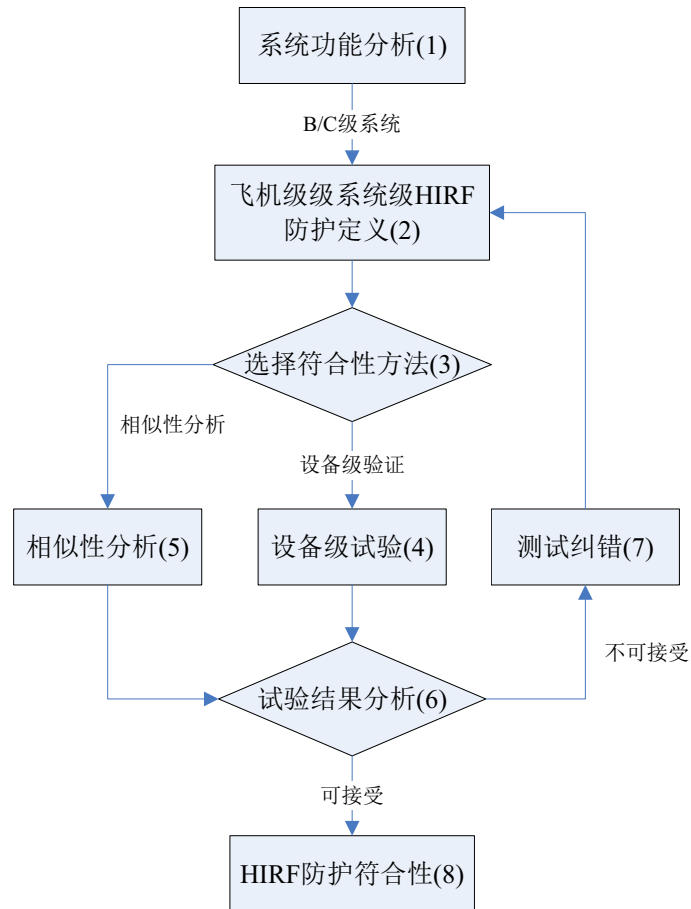


图 25.1317-3 B 级和 C 级系统符合性验证流程

2.4 A 级系统 HIRF 符合性验证步骤

2.4.1 步骤 1-安全性评估

采用第 2.1.1.2 节中讨论的系统安全性分析方法确定机载系统失效状态分类。对于分类为灾难性的失效状态的系统（A 级系统），需遵循下列步骤 2 到 15（见图 25.1317-1 和图 25.1317-2）。对于分类为危险性的或较大的失效状态的系统（B 级和 C 级系统），需遵循步骤见第 2.5 节。

2.4.2 步骤 2-飞机和系统 HIRF 防护定义

基于飞机及其 A 级系统适用的 HIRF 环境, 将 HIRF 防护要素结合到飞机和系统设计中。设备、系统和飞机 HIRF 防护设计通常在飞机级试验实施并确定真实内部 HIRF 环境之前就已开展。因此, 设备、系统和飞机的 HIRF 防护设计需要基于预估的内部 HIRF 环境, 考虑所有可能影响 HIRF 防护的飞机构型, 如起落架舱门打开（见步骤 7）。

2.4.3 步骤 3-系统评估方案

确定将要执行综合系统级 HIRF 试验的 A 级系统, 或是基于先前相似系统已实施的综合系统 HIRF 试验的系统验证。如果综合系统试验结果(见

步骤 5) 表明系统在 12GHz-18GHz HIRF 环境下满足合格判据, 并且系统没有电路工作在 18GHz-40GHz 的频率范围内, 则飞机和系统试验及评估不需要考虑高于 18GHz 的 HIRF 环境。

2.4.4 步骤 4-设备级试验

(1) 在进行步骤 5 综合系统试验室试验之前, 需要进行 RTCA/DO-160G (或最新版本) 20 节中规定的辐射和传导射频敏感性试验来建立对设备 HIRF 抗扰度的置信度。申请人应根据 RTCA/DO-160 第 20 节中的试验电平 (导线束电流和射频场强) 或使用适用的外部 HIRF 环境对飞机和设备位置处环境估算而得出的电平进行试验。

(2) 如适用, 设备级 HIRF 试验可以用于补充综合系统 HIRF 试验。如果被测试的设备的 HIRF 抗扰度已在综合系统级 HIRF 试验中进行评估 (步骤 5), 那么单独的设备级 HIRF 试验是非强制要求的。

2.4.5 步骤 5-综合系统试验

(1) A 级系统需要执行综合系统辐射和传导射频敏感性试验室试验。基于飞机外部 HIRF 环境衰减的评估 (步骤 10, 11 或 12), 确定试验的 HIRF 场强和线缆感应电流。在许多情况下, 综合系统试验是在飞机评估之前完成。这种情况下, 综合系统试验的场强和电流应基于预估的飞机衰减或传递函数。

(2) 综合系统试验室试验的安装细节应与飞机上的安装相似。例如, 系统的电搭接和接地, 导线尺寸, 敷设路径, 布置 (无论是平行线还是扭绞线), 连接器类型, 导线屏蔽和屏蔽端接, 以及相关的部件位置和试验室的接地平板都应尽可能相似于待取证飞机上的系统安装。因此, 试验室综合系统台架在进行符合性验证试验前应完成审查方制造符合性检查。

(3) 综合系统试验应处于系统运行状态, 且连接包括显示器, 传感器, 激励器和其它设备。设置系统多种运行模式以确定综合系统运行过程中极限的敏感性。如果连接的设备与功能的灾难性失效状态无关, 且测试装置能精确的体现传感器的终端负载电路阻抗, 这些设备可以用模拟测试装置替代。然而, 连接的设备应满足其失效状态分类对应适用的 HIRF 要求。

(4) 试验电平的选择应基于预期的飞机内部 HIRF 环境, 这一内部环境可对适用的外部 HIRF 环境通过飞机级试验 (见步骤 10)、一般传递函数和衰减 (见步骤 11), 或者飞机相似性评估 (见步骤 12) 确定。综合

系统试验程序详见 SAE ARP5583A。

(5) 线缆电流注入测试的频率范围是 10kHz-400MHz。射频电流通过电流探头注入到综合系统交联线缆上。系统的每一根电缆都需要注入并测量线缆上感应的电流。如果系统线缆有分叉,那就需要测量每一个线缆分叉。多余度或多通道构架的系统可以采用多线束同时注入电流。

(6) 高电平辐射敏感性试验应用的频率高于 100MHz。辐射天线需要足够远,以确保在试验过程中全部设备和至少半个波长的线缆同时被均匀照射。

(7) 基于系统安全性分析和适用的 HIRF 规章,定义系统合适的合格判据。任何系统敏感性,包括系统故障,如显示危险的错误指示信息、功能受扰或损坏,应该根据先前定义的合格判据来记录和评估。

(8) 仅采用被评估系统最敏感的调制模式可能会使测试时间最短。使用指南提供了调制模式选择、推荐的默认调制模式和驻留时间的指导。

(9) 步骤 4 中的设备级试验,应用 RTCA/DO-160G 或最新版本的第 20 节中的技术,对于表明步骤 5 的 HIRF 符合性来说通常是不充分的。然而,对于简单的系统来说,如果满足了本步骤 7.5 中 (2) 和 (3) 的要求,那么 RTCA/DO-160 第 20 节的标准试验可能是足够的。

2.4.6 步骤 6-系统相似性分析评估

(1) 在以前审定过的飞机型号的系统上进行的综合系统 HIRF 试验可用来表明对相似系统的符合性。即使系统可能使用以前审定过的飞机的设备和安装技术,但在采用相似性方法时,每个系统都需要单独评估。

(2) 用作相似性验证基础的系统必须已顺利完成综合系统 HIRF 试验。相似性评估要求对 HIRF 抗扰度有不利影响的设备和安装差异进行对比。分析评估应分析新系统与已完成 HIRF 验证系统的差异,以及组成系统的设备电路接口、线缆、接地、电搭接、连接器和导线屏蔽处理之间的差异。

(3) 如果分析评估发现待验证的新系统与已完成 HIRF 验证系统只存在很小的差异,且已完成 HIRF 验证的系统在飞机运营过程中没有未解决的 HIRF 问题,相似性分析可以作为系统级验证的基础,不需要进行额外的综合系统试验。如果两者差异存在不确定的影响,按需实施适当的补充试验和分析以解决不确定问题。补充的试验数量应与新系统和已完成验证系统之间的差异程度相匹配。如果发现有很大的差异,相似性分析不能

作为系统 HIRF 验证的基础。

2.4.7 步骤 7-飞机评估方案

(1) 飞机评估方案用来确定安装于飞机内部的 A 级系统的实际内部 HIRF 环境。确定方法可以选择采用飞机级试验,也可以采用相似分析中得到的相似机型耦合/衰减数据的方法。飞机级评估应确定飞机内部 A 级系统安装区域的实际内部 HIRF 环境。本咨询通告附录 A 中的通用传递函数和衰减仅适用于 A 级显示系统。飞机级评估也可以是一个试验,它将带着工作中的 A 级系统的整个飞机暴露于外部 HIRF 环境 I 或 II (分别为表 2 和 3) 中,以证明 A 级系统的性能满足要求。

(2) 综合显示系统包括显示器、控制板和提供显示信息的传感器。部分系统的传感器还提供信息给非显示的 A 级系统。例如,如果传感器同样提供信息给 A 级飞行控制系统,在表明这些传感器和飞行控制系统的符合性时必须使用实际的传递函数和衰减。

(3) 飞机级 HIRF 评估的其它方法,例如分析,也可以接受。然而,射频场耦合到飞机结构的综合建模和分析是一项新兴的技术。因此,仅采用单独的分析来表明 A 级系统的 HIRF 符合性目前还不够充分,需要增加试验。

(4) 如果分析用来表明飞机衰减和传递函数特性,应提供试验数据作为分析的支持。任何分析结果都需要重视分析的精度和准确性。重要的试验,包括飞机级试验,可用于支持分析。

(5) 如果数据和设计分析表明系统在 12GHz-18GHz 满足综合系统试验判据(见步骤 5),而且系统中没有电路运行于 18GHz 到 40GHz 的频段,则飞机/系统试验和评估不需要验证 18GHz 以上的 HIRF 环境。

2.4.8 步骤 8-飞机级试验方案

(1) 有多种飞机级试验程序可以用于收集数据支持 HIRF 符合性验证。飞机级试验的两种主要方法:飞机高电平试验(见步骤 9)和飞机低电平耦合试验(见步骤 10)。飞机高电平辐射场试验是使用按 HIRF 规章要求适用的外部 HIRF 环境同等的试验电平照射飞机。飞机低电平耦合试验是测试机体衰减和传递函数,因此得到内部 HIRF 电场和电流可以与综合系统试验电平进行对比。

(2) 因为飞机的尺寸和用适当外部 HIRF 环境照射整个飞机的可行性,不同的试验方法适用于不同的飞机尺寸。飞机低电平耦合试验可能比

高电平辐射场试验更适合大型飞机，因为后者要求用外部 HIRF 环境照射整个飞机。

2.4.9 步骤 9-飞机高电平试验

(1) 飞机高电平辐射场试验要求在飞机外部产生与适用的外部 HIRF 环境同等的射频场。

(2) 在 400MHz 以下频段，飞机与发射天线之间的距离应足够远以保证外部 HIRF 环境均匀照射飞机。发射天线应放置在飞机周围，不少于 4 个位置。对运输类飞机来说，天线典型的照射位置是机头、机尾和两个翼尖。在每一个位置用天线发射扫掠频率场照射飞机。分别用水平极化和垂直极化的发射天线方向进行扫掠频率。射频场应进行校准，需在飞机放置在试验场前测量试验场地中心位置的射频场强。

(3) 在 400MHz 以上频段，射频辐射应局限于被测系统，射频场均匀的照射系统的所有部件，和至少 1 个波长长度的交联线缆（如果线缆总长小于 1 个波长取总长度）。可能需要采用反射平面对飞机底部和顶部的相关开口进行照射。

(4) 为了保证被测系统在其最大敏感性状态下运行，A 级系统应全部运行，飞机应置于多种模拟运行模式。

(5) 为使测试时间最短，可以仅采用被测系统最敏感的调制模式。如果按此实施，选择最敏感调制方式的原因需要在 HIRF 试验大纲中说明。使用指南提供了调制模式选择、推荐的默认调制模式和驻留时间的指导。

(6) 作为一种测试频率低于飞机第一谐振频率的替代方法，可以采用飞机高电平直接驱动试验方法，直接在机身注入高电平电流。飞机蒙皮电流分析应按使用指南执行，或是通过低电平扫掠电流测试确定不同射频场极化和飞机照射角度的蒙皮电流分布，以便在试验过程中能准确模拟电流分布。虽然飞机高电平直接驱动试验只适用于频率范围从 10KHz 到飞机第一谐振频率，但它具有可以同时对所有系统进行测试的优点。

2.4.10 步骤 10-飞机低电平耦合试验

2.4.10.1 概述

飞机低电平耦合试验包括三个不同的试验覆盖 10KHz-18GHz 的频率范围（见图 25.1317-2）。在使用指南中有详细描述。申请人也可采用其它试验方法，但在使用之前必须与审查方沟通并得到批准。

频率在 400MHz 以下，采用低电平直接驱动试验（见图 25.1317-2 的步

骤 10b) 和低电平扫掠电流试验 (见步骤 10c) 方法。频率在 100MHz 以上, 采用低电平扫掠场试验 (见步骤 10c) 方法。低电平扫掠电流试验和低电平扫掠场试验有一段重叠的试验频率从 100MHz-400MHz。400MHz 的分界点并不是绝对的, 应把 HIRF 穿透设备壳体的频率作为一个主要的因素。

2.4.10.2 步骤 10a 和 10b-飞机蒙皮电流分析和低电平直接驱动试验

低电平直接驱动试验结合蒙皮电流分析用来确定蒙皮电流和单个设备线缆束电流之间的传递函数。低电平直接驱动试验特定用于频率范围从 10KHz 到飞机第一谐振频率。为成功应用低电平直接驱动试验, 需要得到三维飞机模型用于飞机蒙皮电流分析。使用三维飞机模型可以推导出适用于外部 HIRF 环境的飞机蒙皮电流模型。在使用指南中有关于蒙皮电流分析的指导。如果无论是从飞机蒙皮电流分析还是从低电平扫掠电流试验知道所有照射角度和极化形式下外部 HIRF 环境与蒙皮电流之间的关系, 则蒙皮电流可通过直接注入到机身上而获得。系统线束上的电流使用电流探头测量并归一化到 1 伏/米电场强度, 可以按比例扩展到适用的外部 HIRF 环境。在 10KHz 到飞机第一谐振频率, 低电平直接驱动试验比低电平扫掠电流试验更有效, 对于小飞机或高度机体屏蔽的飞机可能是必须的。

2.4.10.3 步骤 10c-低电平扫掠电流试验

低电平扫掠电流试验是用外部 HIRF 场对飞机进行照射以测量外部场与飞机和设备线束电流之间的传递函数。试验通常应用的频段为 500KHz-400MHz。传递函数在本质上是谐振, 依赖于飞机结构或系统安装。因为传递函数把线束电流与外部场关联起来, 感应线束电流注入试验电平也可与外部 HIRF 环境关联起来。

发射天线应放置在飞机周围, 不少于 4 个位置。飞机与发射天线之间的距离应足够远以保证外部 HIRF 环境均匀照射飞机。对固定翼飞机来说, 天线典型的照射位置是机头、机尾和两个翼尖。在每一个位置用天线发射扫掠频率场照射飞机, 频率范围是 500KHz-400MHz。分别用水平极化和垂直极化的发射天线方向进行扫掠频率。测量飞机线束上的感应电流。

计算出感应线束电流和天线照射场强间的比值, 然后将其归一化到 1 伏/米时的数值。这种计算提供了以单位外部场强对应的感应电流所表示

的传递函数。通过把传递函数乘以外部 HIRF 场强就可以得到适用 HIRF 环境的感应电流。对每条飞机线束在所有发射天线位置计算得到的 HIRF 电流进行评估，生成每条线束最坏情况下的感应电流。最坏情况下的感应电流可以与综合系统试验中的试验电流进行比较。

2.4.10.4 步骤 10d-低电平扫掠场试验

低电平扫掠场试验应用频率范围是 100MHz-18GHz。低电平扫掠场试验的试验程序与低电平扫掠电流试验相似，然而在低电平扫掠场试验中，测量的是设备附近的内部 RF 场而不是线束电流。为了保证测得设备附近最大的内部场，可以采用多种技术。基于飞机的尺寸和飞机客舱、驾驶舱和设备舱的尺寸，可以采用多位置测量或搅拌方式测得设备附近的最大内部场。详细的低电平扫掠场试验程序见 SAE ARP5583A。

2.4.11 步骤 11-通用传递函数和衰减-仅 A 级显示系统

(1) A 级显示系统包含系统信息直接显示给飞行员的功能。对 A 级显示系统，可通过对通用衰减和传递函数进行分析以确定飞机衰减数据。这种方法不能用于其它的 A 级系统，如 A 级控制系统，因为相比较于显示系统失效和故障来说，控制系统的失效和故障会更直接、更突然地引起灾难性故障事件；因此，其它的 A 级系统要求使用更严格的 HIRF 符合性验证程序。

(2) 步骤 5 要求的综合系统试验电平可以从不同机型的通用传递函数和衰减得到。可用于计算试验电平的传递函数曲线在附录 A 中给出。通用传递函数曲线显示的是在 1 伏/米的外部 HIRF 环境中，一般机型内部预估感应的峰值电流包络。电流电平线性乘以适用的 HIRF 环境 I，II 或 III，以确定综合系统试验的电平。

(3) 内部 HIRF 电场电平是在线性单位上外部 HIRF 环境除以适当的衰减。例如，20dB 或者 10 倍衰减意味着试验电平是适用的外部 HIRF 环境电场强度降低了 10 倍。

(4) A 级显示系统的内部 HIRF 环境也可以在飞机上用真实系统安装的低电平耦合测试（见步骤 10）。试验程序应提供更精确的信息，试验电平可以比按最坏情况估算的通用传递函数或衰减低。

2.4.12 步骤 12-飞机相似性评估

(1) 已取证飞机的飞机衰减和传递函数试验可以用来支持相似机型飞机级验证。飞机采用基于相似性的验证方法，必须具备先前完成的 HIRF

符合性验证，采用已验证飞机试验所得到的 HIRF 衰减和传递函数。

(2) 新飞机的相似性评估应该考虑飞机的差异可能会影响 A 级系统和相关线缆的内部 HIRF 环境。比较应考虑设备和线缆安装位置、机体材料和组成，以及开口会影响外部 HIRF 环境的衰减影响。

(3) 如果分析评估发现已验证的飞机和待验证的新飞机只存在很小的差异，且已完成 HIRF 验证的飞机没有在运营过程中有未解决的 HIRF 问题，相似性分析可以用于确定飞机衰减和传递函数，不需要进行额外的飞机级试验。如果两者差异存在不确定的影响，按需实施适当的补充试验和分析以解决不确定问题。补充的试验数量应与新飞机和已验证飞机之间的差异程度相匹配。如果发现有很大的差异，相似性分析不能作为飞机级验证的基础。

2.4.13 步骤 13-抗扰度评估

(1) 将步骤 5 综合系统试验的试验电平，与飞机低电平耦合试验（见步骤 10），通用传递函数和衰减（见步骤 11），或飞机相似性评估确定的飞机内部 RF 电流或 RF 场比较。实际飞机内部 RF 电流和 RF 场应比综合系统试验的试验电平低。HIRF 审定计划中应包含比较的方法。该方法应能够对系统试验电平和飞机内部设备或系统周围的 HIRF 环境进行直接比较，电流的频率是 10KHz-400MHz，电场的频率是 100MHz-18GHz。

(2) 如果用于综合系统试验（见步骤 5）RF 敏感性试验的试验电平比飞机感应电流（步骤 10b，10b，11 或 12）低很多，那就需要纠正测试（见步骤 14）。如果综合系统试验（见步骤 5）辐射 RF 敏感性的试验电平比飞机内部场（步骤 10d，11 或 12）低，那就需要纠正措施（见步骤 14）。

(3) 当低电平扫掠电流试验（步骤 10c）测得的电流和综合系统试验（步骤 5）的电流比较时，可能是不同的。这些不同是由于实际飞机安装和综合系统试验室布置的差异，如线束长度，屏蔽和接地，以及线束组成。最坏状态下，特定线束的电流信号应与在特定试验电平或出现设备故障的不连续频率范围感应的电流对比，如 50KHz-500KHz，500KHz-30MHz，以及 30MHz-100MHz。因为综合系统试验和飞机试验的响应频率可能不一样，这种比较应分成不连续的频率范围。

(4) 如果飞机 HIRF 验证使用飞机级高电平试验（见步骤 9）的方法，需要确定是否有 A 级系统存在敏感性。任何 A 级系统敏感性应基于试验

大纲中建立的通过/失败判据进行评估(见 2.3.2 节)。如果 HIRF 敏感性不可接受,那就需要纠正措施(见步骤 14)。

(5) 在飞机级高电平试验或综合系统试验室试验过程中观测到的 HIRF 敏感性可能不是预期的或是试验大纲通过/失败判据定义的。如果影响不会导致或引起 HIRF 条款规定的飞机功能或系统的不利影响,通过/失败判据可以调整。任何通过/失败判据的更改需要提供一个评估和原因支持材料,并得到审查方的批准。如果 HIRF 敏感性不能接受,则需采取纠正措施(见步骤 14)。

(6) 如果 A 级系统表明试验中源自适用 HIRF 环境 I 的试验电平没有产生不利影响,也证明了系统在 HIRF 环境 II 中的符合性。

(7) 如果综合系统试验(见步骤 5)结果在 12GHz-18GHz 中满足通过判据,而且设计分析表明系统中没有电路运行于 18GHz 到 40GHz 的频段,通过分析证明系统暴露在 18GHz 以上的 HIRF 环境中不会有不利影响。如果上述条件都满足,则飞机/系统试验和评估不需要验证 18GHz 以上的 HIRF 环境。

(8) 检查飞机上实际系统安装和综合系统试验(见步骤 5)的系统构型,如果发现有重大的构型差异,就需要纠正测试(见步骤 14)。

(9) 某些与天线连接的 RF 接收机不应期望在暴露于 HIRF 环境时不受影响,特别在 RF 接收机工作频段。对于不利影响定义和基于 RF 接收机系统功能的特定部分频谱的射频响应,参考单独的 RF 接收机最低性能标准作为额外的指南。然而,由于很多 RF 接收机最低性能标准是在 HIRF 要求执行之前制定的,RF 接收机的通过/失败判据应与审查方进行协调。

(10) 应提供相似性评估和相关支持材料给审查方批准。

2.4.14 步骤 14-纠正措施

如果系统不能满足 HIRF 抗扰度评估(步骤 13),应采取纠正措施。如果要求的飞机、设备、系统或系统安装进行变化或更改,补充试验需要验证更改的有效性。完整或部分的 RTCA/DO-160G 或最新版本第 20 章设备试验、综合系统试验和飞机级试验,可能需要重复以表明 HIRF 符合性。

2.4.15 步骤 15-HIRF 防护符合性

将试验结果和符合性报告提交给审查方以作为整个飞机合格审定或补充型号合格审定过程的一部分获得批准。

2.5 B级和C级系统 HIRF 符合性验证步骤

2.5.1 步骤 1-系统安全性分析

采用系统安全性分析确定机载系统失效状态分类。对于安全性分析为危险性或较大的失效状态的系统（B 级和 C 级系统），需遵循下列步骤 2 到 8。符合性验证步骤见图 3 所示，可不按顺序执行。

2.5.2 步骤 2-飞机和系统 HIRF 防护定义

基于飞机及其 B 级和 C 级系统适用的 HIRF 环境，将 HIRF 防护要素结合到飞机和系统设计中。设备、系统和飞机 HIRF 防护设计通常在飞机级试验实施并确定真实内部 HIRF 环境之前已开展。因此，设备、系统和飞机的 HIRF 防护设计需要基于预估的内部 HIRF 环境。

2.5.3 步骤 3-符合性方法选择

确定 B 级和 C 级系统选择执行设备 HIRF 试验，或者选择基于相似系统已完成的设备试验来表明符合性。

2.5.4 步骤 4-设备级试验

(1) B 级或 C 级系统不需要与 A 级系统进行同样程度的 HIRF 符合性试验，不需要进行飞机级试验。使用的试验电平应取决于系统被划分为 B 级还是 C 级系统。设备 HIRF 试验电平 1 或 2，适用于 B 级系统。RTCA/DO-160 20 章 RR 类（辐射敏感性采用可选的模式）满足设备 HIRF 试验电平 1 的要求。对于设备 HIRF 试验电平 2，可以采用第 2.4.11 节的方法来帮助确定 B 级系统可接受的飞机传递函数和衰减曲线。设备 HIRF 试验电平 3 仅用于 C 级系统。RTCA/DO-160 20 章 TT 类满足设备 HIRF 试验电平 3 的要求。试验电平 2 和试验电平 3 实际上是 HIRF 环境 II 耦合的结果。当试验调制信号时，试验电平是以试验信号的峰值形式给出的，试验信号是由以均方根（rms）指示的频谱分析仪的峰值检波器测得的。更详细的调制方式见用户指导（SAE ARP 5583A）。

(2) 基于系统安全性分析和适用的 HIRF 规章（见第 2.1.1 节），定义适用的设备判据。在设备级试验过程中发现的任何敏感性，包括设备故障、受扰或损坏，应参照定义的合格判据进行记录和评估。

2.5.5 步骤 5-相似性评估

(1) 以前在一个飞机型号上已对系统进行过设备级 HIRF 试验，可以用来验证相似系统的符合性。即使用的设备和安装与以前完成验证的内容相同，也应对每一考虑采用相似性方法验证的系统进行单独评估。

(2) 用作相似性验证基础的系统必须已顺利完成设备级 HIRF 试验,和在以前其它机型上的 HIRF 符合性验证。相似性评估要求对 HIRF 抗扰度有不利影响的设备和安装差异进行对比。分析评估应分析新系统与已完成 HIRF 验证系统的差异,以及组成系统的设备电路接口、线缆、接地、电搭接、连接器和导线屏蔽处理。

(3) 如果分析评估发现已完成 HIRF 验证系统与待验证的新系统只存在很小的差异,且已完成 HIRF 验证的系统没有在飞机运营过程中有未解决的 HIRF 问题,相似性分析可以用于系统级验证的基础,不需要进行额外的设备级 HIRF 试验。如果两者差异存在不确定的影响,按需实施适当的补充试验和分析以解决不确定问题。补充的试验数量应与新系统和已完成验证验证系统之间的差异程度相匹配。如果发现有很大的差异,相似性分析不能作为 HIRF 符合性验证的基础。

2.5.6 步骤 6-抗扰度评估

(1) 审查设备级试验的结果,确定是否满足合格判据。设备级 HIRF 试验过程中观测到的 HIRF 敏感性可能不是预期的或是试验大纲合格判据定义的。如果影响不会导致或引起 HIRF 条款规定的飞机功能或系统的不利影响,合格判据可以调整。任何通合格判据的更改需要提供一个评估和原因支持材料,并得到审查方的批准。如果 HIRF 敏感性不能接受,那就需要进行纠正措施(见步骤 7)。

(2) 检查飞机上实际系统安装和设备级试验(见步骤 4)的系统构型。如果发现有重大的构型差异,就需要进行纠正措施(见步骤 7)。

(3) 某些与天线连接的 RF 接收机在暴露于 HIRF 环境时不应受到不利影响,特别在射频接收机工作频段。对于不利影响的定义和基于射频接收机系统功能的特定部分频谱的射频响应,可参考单独的射频接收机最低性能标准作为额外的指南。然而,由于很多射频接收机最低性能标准是在 HIRF 要求执行之前制定的,合格接收机的合格判据应与审查方协商。

2.5.7 步骤 7-纠正措施

如果系统不能满足 HIRF 抗扰度评估(步骤 6),应采取纠正措施。如果要求对设备、系统或系统安装进行更改或改进,那么可能需要增加额外的试验以验证更改的有效性。

2.5.8 步骤 8-HIRF 防护符合性

作为飞机型号合格审查或补充型号合格审查的一部分,申请人应提

交试验结果和符合性报告给审查方以获得批准。

2.6 维修、防护保证和更改

(1) 应按照 25.1529 的规定在持续适航文件中确定支持 HIRF 合格审定的最低维修要求。专用设备或特定特征可被要求提供对设备或系统安装的 HIRF 防护。对这些设备或特征应定义恰当的维修程序以确保服役防护的完整性。为验证维修程序的充分性，可能需要 HIRF 防护保证大纲。用户指导（SAE ARP5583）提供了这些问题的更多信息。

(2) 维修程序应考虑腐蚀、磨损、挠曲周期或其它可能降低 HIRF 防护设备有效性的原因。在任何适当的时候，应确定这些设备的特定更换时间。

(3) 应对飞机或系统的更改进行评估以确定任何改进可能对 HIRF 防护产生的影响。这一评估应基于分析和/或测量。

3. 需要说明的其他问题

AC25.1317 中裕度指设备敏感性或鉴定电平与飞机内部 HIRF 环境之间的差值。确定裕度时可考虑设计、分析或试验的不确定性。

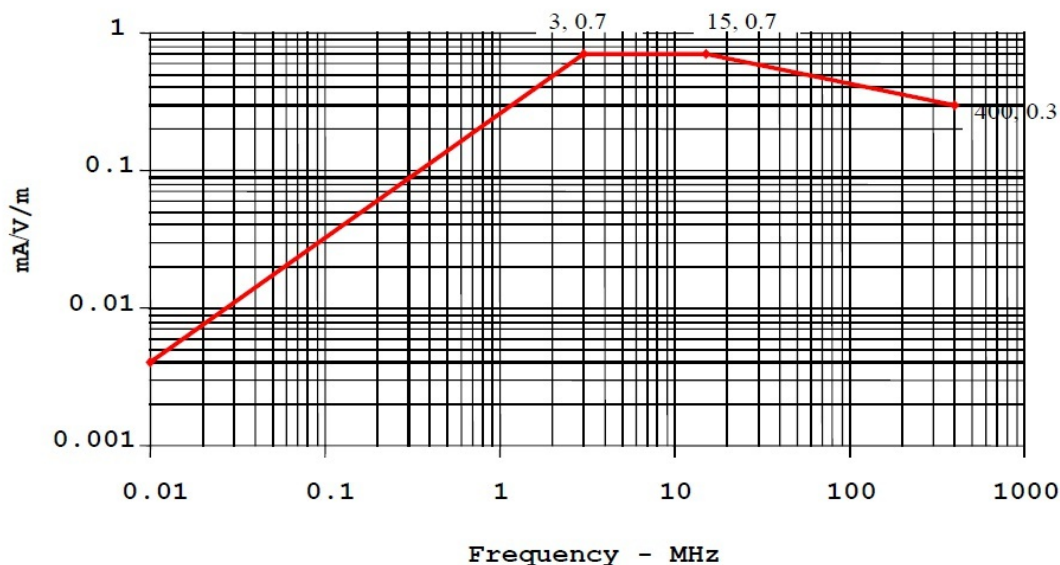
AC25.1317 附录 A

A.1 通用传递函数

(1) 合适的传递函数（如图25.1317-A-1到图25.1317-A-5）用于计算A级显示系统的大电流注入试验电平。这些曲线源自通过大量飞机试验结果获得的通用传递函数。这些试验结果经过了处理并建立95%的置信度。

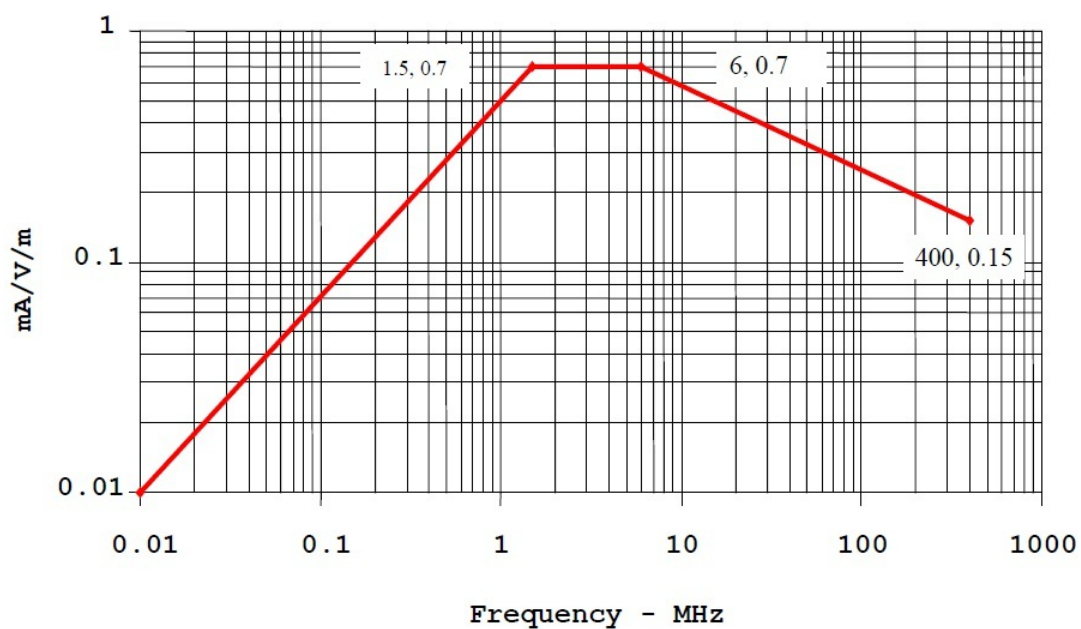
(2) 传递函数是归一化到1伏/米的HIRF环境，并线性乘以外部HIRF环境来建立大电流注入试验电平，频率范围要求从10 kHz到400 MHz。例如，如果HIRF环境在3MHz是100伏/米，则采用图25.1317-A-1，0.7 毫安/伏/米乘以100 伏/米得到试验电平70毫安。

(3) 使用通用传递函数的详细内容参考使用用户指导（SAE ARP 5583A）。



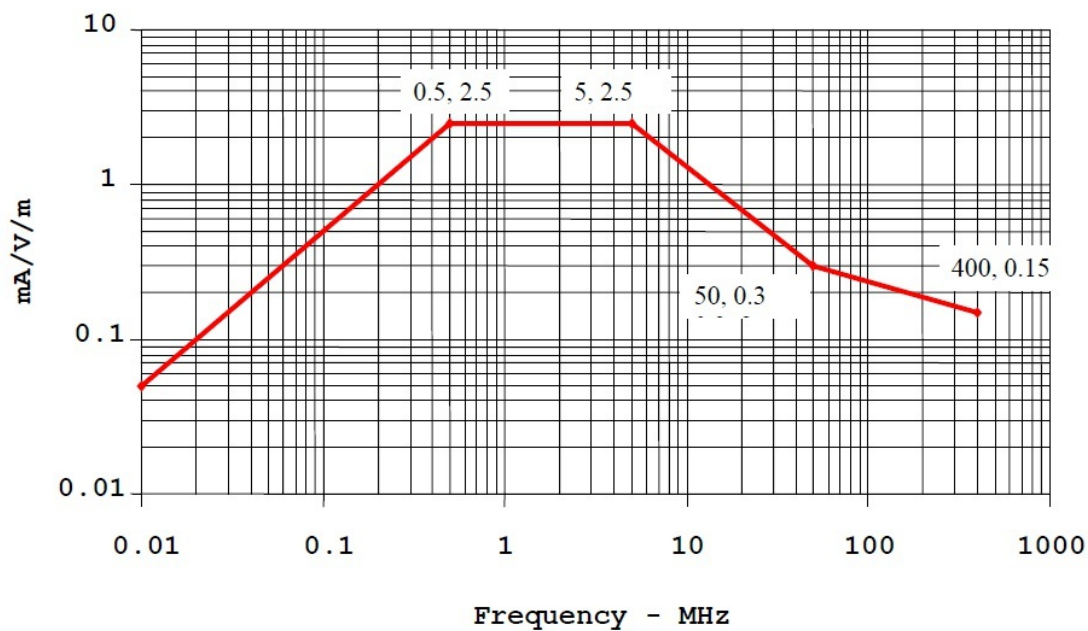
注：归一化到1V/m通用传递函数用于机身长度≤25m的飞机

图25.1317-A-1 通用传递函数-飞机



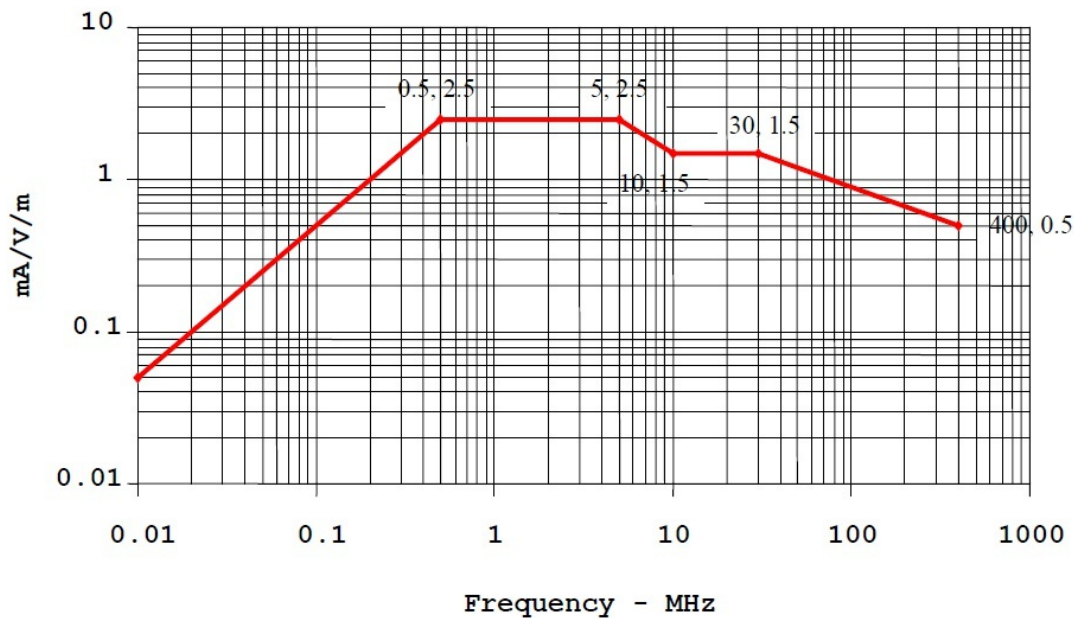
注：归一化到1V/m通用传递函数用于25m<机身长度≤50m的飞机

图 25.1317-A-2 通用传递函数-飞机



注：归一化到1V/m通用传递函数用于机身长度>50m的飞机

图25.1317-A-3 通用传递函数-飞机



注：归一化到1V/m通用传递函数用于所有航空器

图25.1317-A-4 通用传递函数-所有航空器

A.2 通用衰减

(1) 图A-6给出了频率范围从100MHz到18GHz的通用衰减，可以用于确定A级显示系统设备和交联线缆安装位置的内部HIRF环境。内部HIRF环境提供了综合系统辐射敏感性试验室试验的电平。外部HIRF环境应线性除以适用的衰减确定内部HIRF环境。例如，12dB或4:1衰减意味着试验电平是适用外部HIRF环境电场强度减少了4倍；

(2) 使用通用衰减的指南如下：

(a) 无衰减。无衰减可以用于位于飞机无 HIRF 屏蔽区域的 A 级显示设备和交联线缆，例如无防护的非导电复合材料结构区域，无结构电搭接区域，或其他无屏蔽的开放区域。对于广泛安装于飞机各区域的设备，可以选择使用无衰减；

(b) 6dB 衰减。这类衰减适用于位于飞机最低 HIRF 屏蔽区域的 A 级显示设备和交联线缆，例如在提供最低额外屏蔽的非导电复合材料机身里的驾驶舱，或机翼前后缘区域，或起落架舱；

(c) 12dB 衰减。这类衰减适用于完全位于飞机内部有部分 HIRF 屏蔽区域的 A 级显示设备和交联线缆，在金属机身内部或具有等效于金属屏蔽效能的复合材料机身内部。例如未被隔板封闭的电子设备架区域，驾驶舱，以及靠近窗口、接近口盖和没有 EMI 密封圈的舱门区域。这些区域

的载流导体，例如液压管路，控制电缆，线缆束，和金属导线支架，不全都在它们经过的隔板上进行电搭接；

(d) 20dB 衰减。这类衰减适用于完全位于飞机内部有适度 HIRF 屏蔽区域的 A 级显示设备和交联线缆，在金属机身内部或具有等效于金属屏蔽效能的复合材料机身内部。另外，线缆束经过这些区域的隔板，屏蔽必须电搭接到隔板上。线缆束安装靠近金属结构，利用金属结构提供额外的固有屏蔽特性。载流导体，例如液压管路，电缆，和金属导线支架，都在它们经过的隔板上进行电搭接；

(e) 32dB 衰减。这类衰减适用于完全位于飞机内部非常有效 HIRF 屏蔽并形成电磁密封区域的 A 级显示设备和所有进出设备的交联线缆；

(2) 不同的衰减值可能适用于不同的频率范围。例如，0dB 衰减可能用于频率范围 100MHz 到 400MHz，6dB 衰减用于频率范围 400MHz 到 1GHz，而 12dB 衰减用于频率范围 1GHz 到 18GHz。如果想要针对不同频率范围使用不同衰减值，则需要提供支持材料；

(3) 使用通用衰减的详细内容参考使用指南。

A.3 测试通用传递函数或衰减

可以基于自有机型的实际测试提出特有的通用传递函数和衰减用于 A 级显示系统。这些传递函数和衰减可以代替通用传递函数和衰减 (此附件所示) 作为 HIRF 符合性提交物。审查方鼓励这种做法，因为能更精确反映飞机真实内部 HIRF 环境。然而，如果想要提出特有的通用传递函数和衰减，则此方法必须在提交给审查方批准的 HIRF 审定计划中描述。

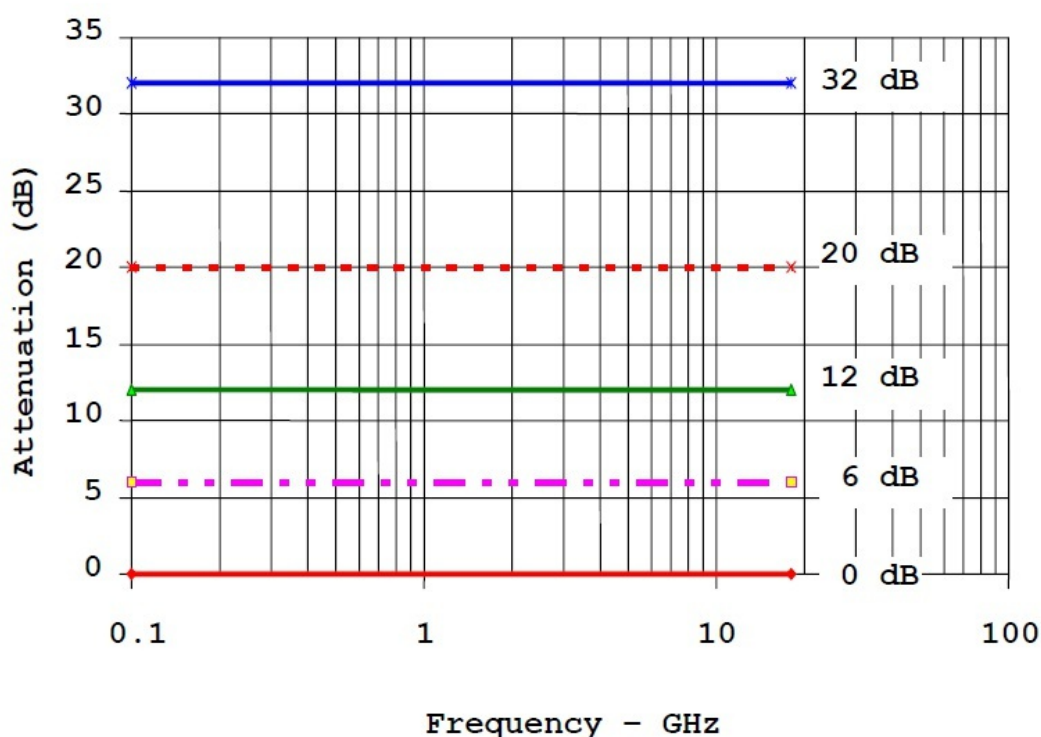


图25.1317-A-6 通用衰减值-所有航空器 (100MHz—18GHz)

AC 25.1329 飞行导引系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.1329 条飞行导引系统对自动驾驶仪接通/断开、自动推力接通/断开、飞行指引仪接通/断开、自动驾驶仪超控、自动推力超控、操纵器件、模式通告、告警、工作性能和速度保护等方面提出了要求。

2. 可接受的符合性方法

2.1 条款符合性说明

本咨询通告后续章节提供了对第 25.1329 条以及适用于飞行导引系统的其它第 25 部条款（如第 25.1301 条和第 25.1309 条）可接受的符合性方法。符合性方法的验证可能包括分析、试验室试验、飞行试验和模拟器试验的组合。申请人应通过审定计划在审定过程的早期与审查方协调，就符合性方法达成一致。

注 1：本咨询通告在讨论对咨询通告自身的符合性时，使用术语“应该”和“不应该”，因为对于第 25.1329 条，本咨询通告仅代表一种但不是唯一的符合性方法。

注 2：本咨询通告在讨论对第 25.1329 条和其它特定条款的符合性

时,使用术语“必须”和“不能”,因为对于条款的符合不具有可选择性。这种情况下,咨询通告中列出被讨论的特定条款的参考。

2.2 背景

2.2.1 总则

本咨询通告提供有关飞行导引系统(FGS)的信息,包括自动驾驶功能、飞行指引功能和自动推力控制功能,以及任何与控制增稳、配平功能相关的功能。

2.2.2 飞行导引系统的发展

(1)复杂性。飞行导引系统在技术和系统设计方面发生了巨大的变化,有更高程度的集成、自动化和复杂性。这些变化也重新定义了系统之间的功能分配和接口关系。

相对简单的、专用的系统已经被数字式多功能系统所取代,后者具有更多的模式且运行时能自动切换。电传飞控系统的引入给飞行导引系统提出了新的需要考虑的接口因素。

(2)指导考虑因素。这些新系统能够提供更好的性能,增加安全性,并降低工作负担。但如果在设计时没有考虑本咨询通告中的标准,那么这些系统可能会因飞行机组不能立即靠直觉理解而让机组感到困惑。新一代系统已经累积了重要的运行经验,基于这些运行经验给出了本咨询通告。

2.3 飞行导引系统概述

2.3.1 飞行导引系统的目的

飞行导引系统主要用于协助飞行机组进行飞机的基本操纵和策略性引导。飞行导引系统还可以为飞行员减轻工作负荷,并提供更精确的飞行航迹来支持特定运行要求,例如降低最小垂直间隔(RVSM)或基于性能的导航(RNP)。

2.3.2 飞行导引系统的组成

(1)定义中包含的部分。对于本咨询通告,“飞行导引系统”包括实现飞行导引系统功能的所有必要设备,包括传感器,计算机,电源,伺服电机/作动器和相关布线。还包括飞行员管理和监控系统所需的所有指示器 and 控制器。

(2)定义中不包含部分。在不使用飞行导引系统时,与主飞行控制或推进控制保持机械连接的任何设备或部件都被视为主飞行控制和推进系

统的一部分，且适用于此类系统的条款。

2.3.3 飞行导引系统的功能

(1) 飞行导引系统的基本功能。

(a) 飞行导引和操纵(例如自动驾驶、飞行指引的下视或平视显示)。

(b) 自动油门/自动推力系统。“自动推力”是广义的，包括螺旋桨驱动飞机的动力控制系统。

(c) 与增稳和配平系统的相互配合作用。

(d) 与飞行导引和操纵功能相关的告警、状态、模式通告和场景信息。

(2) 进近和着陆系统。飞行导引系统包括带有进近与着陆系统导引和控制所必需的那些功能，例如：

(a) 仪表着陆系统 (ILS)。

(b) 全球卫星导航着陆系统。

(3) 飞行管理系统 (FMS)。飞行导引系统还包括与飞行管理系统共同提供导引和操纵所必需的功能。飞行导引系统不包括飞行管理系统中的飞行计划、关联航路点生成的飞行轨迹和速度剖面和其它飞行计划相关内容。但是，它包括执行飞行轨迹和速度命令所需的飞行管理系统和飞行导引系统之间的接口界面。

(4) 设计理念。申请人应制定、编录并遵循一项设计准则，以支持以下预期的运行使用，包括飞行导引系统的运行状态、工作模式以及具有操纵、指示、告警和模式设计功能的人机界面。

(5) 飞行导引系统运行状态和操作的描述。飞行导引系统运行状态和操作的描述应从飞行机组和维护的角度体现在适用的文档和培训材料中。

2.4 飞行导引系统的接通、断开、指示和超控

2.4.1 自动驾驶的接通、断开和指示

自动驾驶的接通和断开应与其它机组操作程序和任务协调一致，并且不得要求过分关注。

2.4.1.1 自动驾驶的接通

(1) 单次接通操作。每个驾驶员都应能以单次开关动作来选择飞行导引系统的自动驾驶功能。该单次开关动作应能同时接通俯仰轴和横滚轴。

(2) 自动驾驶的接通状态。自动驾驶系统应向飞行机组明确的指示，表明系统已经接通。选择器开关的位置不能作为一种指示方式。参考第 25.1329 条 (i) 款。无论采用何种方法，自动驾驶的接通状态（以及状态

的切换)应被清楚地指示,不需要过度的注意或记忆。

注:如果操作需求要求分轴接通,那么每个轴向都需要提供通告或指示。

(3)多通道自动驾驶。如果飞行机组可以从多通道自动驾驶中单独选择某套自动驾驶,那么接通通告应能反映机组人员的选择。多通道自动驾驶不能同时接通不同的模式。对于多通道自动驾驶的工作模式,辅助的自动驾驶可以在模式选择时或模式预位后自动接通。应提供相应方法确保飞机具有充分的自动驾驶能力以支持预期的运行(例如,某些飞机使用“着陆模式 2”和“着陆模式 3”)。

(4)可接受的瞬变。接通自动驾驶时不能有可感知的瞬变。在动态条件下(包括机动飞行)可以接受微小的瞬变。但是在正常操作条件下,不能产生明显的瞬变。(参考第 25.1329 条(d)款)。

(5)飞行指引未接通。在飞行指引未接通时,初始的横向和纵向模式应与航迹的最小变动保持一致。例如,接通的水平模式可以使飞机横滚至机翼水平,然后保持飞机航向/航迹维持现有滚转角(在正常范围内)。如果已采取预防措施确保模式的选择能够反映当前飞行机组的意图,那么可以接通航向/航迹的预选功能。模式在接通时应有通告,并能显示相关的选定目标值。

(6)飞行指引接通。在飞行指引接通时,自动驾驶接通进入的模式应当与有效的飞行指引仪工作模式协调一致(如果可行就与之一致,或者不可行就与之兼容)。当任何一个飞行指引仪或两个飞行指引仪都存在大指令时,应当对自动驾驶接通将要进入的模式给予考虑。以下示例列出了一些考虑因素:

(a)自动驾驶应保留当前有效的飞行指引模式还是应接通基本默认模式?

(b)对于当前的飞行轨迹参考和目的是否有任何意义?

(c)是否会造成飞行机组混淆,或导致非预期的飞行路径和飞行模式更改?

注:设计应考虑以下可能性,驾驶员可能在正常飞行包线之外试图接通自动驾驶。自动驾驶不需要补偿正常飞行包线以外的非常规姿态和其它情况,除非这属于自动驾驶的预期功能。

2.4.1.2 自动驾驶的断开

(1) 总则。

(a) 正常条件。正常条件下，自动或手动断开自动驾驶不能出现可感知的瞬变或失配平，这与飞机在断开自动驾驶时实施机动不同。在正常条件下自动驾驶断开时不能产生比微小瞬变更大的瞬变。如果使用多通道自动驾驶，单套自动驾驶的所有断开方式所产生的瞬变都不能超过微小瞬变。参考第 25.1329 条 (d) 款。单套自动驾驶的断开不能对依旧接通的自动驾驶的运行产生不利影响。

(b) 除正常条件外。在正常条件以外（即罕见的正常条件或非正常条件），自动驾驶的断开所产生的瞬变均不能超过重大瞬变。罕见的正常条件指由于恶劣的环境条件（例如大风、紊流或不对称结冰），飞机鲜少遇到的无故障状态。参考第 25.1329 条 (e) 款。有关罕见的正常条件和非正常条件的讨论，请参考本咨询通告的第 2.6.3 节罕见的正常条件下的特性和第 2.6.5 节非正常条件下的特性。飞行机组应在不使用以下任何条件的情况下能够应对重大瞬变：

(i) 特殊的驾驶技巧、机敏或体力；

(ii) 超过第 25.143 条 (d) 款要求的驾驶员力量；或者

(iii) 会对有保护或无保护的乘员产生进一步危害的飞机的加速度或姿态。

(c) 重大瞬变的可能性。飞行机组应通过适当的警报或其它指示意识到断开时可能导致重大瞬变的状态和情景（例如，持续失配平）。参见第 2.5.4.4 节 潜在重大瞬变状态的感知 “恶行之前有恶声”。

注：有关正常条件、罕见的正常条件和非正常条件的讨论见本咨询通告第 2.6.2 节、第 2.6.3 节和第 2.6.5 节。

(2) 自动驾驶断开的告警。

(a) 告警的类型。驾驶员必须在自动驾驶断开（手动或自动）后立即采用手动操纵，因此必须给出警告（视觉上和听觉上均有）。见第 25.1329 条 (j) 款。

(b) 听觉警告的规范。必须及时给驾驶员提供与驾驶舱其它所有警告截然不同的听觉警告。见第 25.1329 条 (j) 款。警告持续的时间应足够长，以确保被飞行员和其它飞行机组成员听到和识别，但不能持续过长以至于妨碍机组成员之间的交流或者成为一种干扰。听觉警告应该持续，直到采取以下方式之一后才能停止：

(i) 启动自动驾驶快速断开操纵器件；

(ii) 重新接通自动驾驶；

(iii) 其它可接受的方法。

(c) 多通道自动驾驶系统。

(i) 当多通道自动驾驶系统中断开单个自动驾驶通道，在导致系统能力降级或系统冗余度等级的降低，需要飞行机组及时意识并采取可能的及时行动时，应该向飞行机组发出警戒级别告警；

(ii) 当多通道自动驾驶系统中断开单个自动驾驶通道，在仅需要飞行机组意识时，应该向飞行机组发出适当的提示级别告警。

(3) 快速断开操纵器件。

(a) 目的。快速断开操纵器件的目的是确保每个驾驶员以最小的驾驶员手/臂动作就能快速人工断开自动驾驶。

(b) 安装位置。快速断开操纵器件必须安装在每个驾驶盘或等效装置上。见第 25.1329 条 (a) 款。当驾驶员的手放在驾驶盘或其等效装置上的正常使用位置时，能在拇指或其它手指易于触及的范围内。

(c) 标准。快速断开操纵器件应：

(i) 当一只手在驾驶盘或其等效装置上，另一只手在推力杆上时，应当易于操作。见第 25.1329 条 (a) 款；

(ii) 在正常操作位置时可接近且易于操作，而不需要移动手的位置或紧握驾驶盘或其等效装置；

(iii) 驾驶员应该容易确定其位置，而不需要先依靠目视寻找其操纵器件；

(iv) 对于快速断开操纵器件的任何操作动作应设计成不会导致对驾驶盘（或其等效装置）产生非预期的输入；

(v) 应通过设计使误操作和其它附近驾驶盘（或其等效装置）开关/设备干扰（如无线电操纵器件或配平）的影响最小化。

注：当确定快速断开操纵器件的安装位置时，应考虑对驾驶盘（或其等效装置）发生大位移操纵或对驾驶盘施加大操纵力时快速断开操纵器件的可达性，以及需要用另一只手操作快速断开操纵器件的可能。

(4) 自动驾驶断开的其它方式。

(a) 考虑的因素。当第 25.1309 条评估表明需要另一种断开自动驾驶的方式时，应考虑以下因素：

- (i) 与主要的快速断开操纵器件相独立。
- (ii) 替代方式对于每名驾驶员是否易于达到。
- (iii) 这些替代方式的可靠性和潜在失效的可能性。
- (b) 可接受的方式。 以下替代的断开方式是可以接受的：

- (i) 将接通控制器置于“off”位。
- (ii) 在模式选择面板（MSP）上选择脱开杆。
- (iii) 激活驾驶盘上的配平开关。

注：使用断路器作为切断方式是不可接受的。

(5) 飞行机组俯仰配平输入。当自动驾驶接通时驾驶员手动进行俯仰配平输入，由于驾驶员的操作自动驾驶因设计而切断，自动驾驶断开时不能产生超过微小的瞬变。见第 25.1329 条(c)款。或者，抑制俯仰配平调整，从而消除瞬变的可能性。

2.4.2 飞行指引的接通、断开和指示

飞行指引的接通和断开应以与其它机组操作程序和任务协调一致，并且不得要求过分关注。

2.4.2.1 飞行指引的接通

(1) 总则。

(a) 选择。可以为每名驾驶员提供选择（打开）和取消（关闭）飞行指引的方法，并显示在其主飞行显示器（PFD）上。

(b) 接通。如果飞行指引被选择并显示了引导信息，则认为已经“接通”了飞行指引。

注：区分“接通”和“选择”，因为飞行指引可能被选中但不显示引导信息（例如，引导信息偏离了当前视图）。

(c) 飞行指引的连接状态。飞行指引的选择状态和飞行指引的引导源应该清晰明确。已选择的飞行指引失效时应有明确通告。

(d) 多通道飞行指引。如果配置了多通道的飞行指引并且对机组意识是必要的，应提供指示表明哪套飞行指引已接通（如飞行指引 1、飞行指引 2、平视显示器）。对于安装了多通道飞行指引的飞机，所有接通的飞行指引应始终工作在相同的预位和激活的飞行导引系统模式上。每名驾驶员对于每套飞行指引的选择状态应清晰明确。此外，应提供指示标注飞行指引独立性丧失（例如副驾驶侧选择机长侧的飞行指引）。

(e) 自动驾驶接通时。如果有已经接通的自动驾驶或飞行指引仪，那

么后面接通的飞行指引仪应当进入前者的现时模式与目标。当自动驾驶未接通时，飞行指引功能接通的基本模式应该与典型的飞行操作一致。

注：在“垂直速度”或“飞行航迹角”（模式）下接通俯仰轴以及在“航向保持”、“航向选择”或“滚转角保持”（模式）下接通水平轴被认为是可以接受的。

(f) 平视显示。平视显示可以显示飞行导引，应向每名驾驶员指示平视显示引导模式，并且应与运行中的下视飞行导引模式一致。

(g) 机动飞行。应考虑在机动飞行中的接通。

注：设计应考虑在正常飞行包线之外接通飞行指引的安全后果。飞行指引不需要补偿正常飞行包线以外的非常规姿态和其它情况，除非这属于飞行指引的预期功能。

(2) 引导信息。

(a) 显示。飞行引导指令信息通常按以下条件下显示：

(i) 选择了飞行指引并且能得到有效的引导指令，或

(ii) 飞行指引自动提供引导时。（见下文第 2.4.2.1(3) 节。）

(b) 接通指示。引导信息的显示（如飞行指引指示条）能充分表明飞行指引是接通的。

(c) 无效引导。当确定引导无效时，应能移除飞行指引的引导信息。

(3) 反应型风切变引导系统。对于安装了飞行指引风切变引导系统的飞机，飞行指引的接通应符合机载风切变警告系统的适航和运行批准要求。

2.4.2.2 飞行指引的断开

应提供能迅速取消选择每名驾驶员自己一侧飞行导引功能的方法。断开和取消选择时机组人员的意识很重要。仅消除引导信息不足以表明取消选择飞行引导功能，很多原因都会从视图中移除引导信息，包括无效引导或自动驾驶的接通。因此，飞行指引功能应该向飞行机组提供清晰明确的指示，表明该功能已被取消选择。

2.4.3 自动推力的接通、断开和指示

接通和断开应以与其它机组操作程序和任务协调一致，并且不得要求过份关注。

2.4.3.1 自动推力的接通

(1) 指示。自动推力功能必须向飞行机组提供有效指示表明系统已经

接通。见第 25.1329 条 (i) 款。

(2) 操纵器件的可达性。自动推力接通操纵器件对每名驾驶员都应是可达的。

(3) 误接通/断开。自动推力功能通常应设计成能防止地面和空中运行中误接通和对推力的误操作场景。例如可以提供分离的预位和接通功能。

(4) 自动接通。预期的自动接通是可以接受的，例如用于保护不安全速度的“唤醒”模式（参见本咨询通告第 2.6.6.2 节，低速保护）。如果发生这种自动接通，飞行机组应清楚自动接通已经发生。自动接通产生的瞬变不能大于微小瞬变。见第 25.1329 条 (c) 款。向接通状态的转换应该是平滑的，且不应引起俯仰姿态或俯仰力矩发生大的非预期的变化。飞行机组应清晰明确的知晓自动接通的原因。

注：设计应考虑以下可能性，当驾驶员在正常飞行包线以外或发动机推力过大或过低时试图接通自动推力功能。自动推力特征不包括补偿正常飞行包线或正常发动机运行范围之外的情况，除非这属于自动推力系统的预期功能。

2.4.3.2 自动推力的断开

(1) 断开的指示。自动推力功能断开的有效指示必须对飞行机组产生一个警戒级别的告警。见第 25.1329 条 (k) 款。应清除自动推力“接通”状态的通告。

(a) 视觉指示。

(i) 自动断开后：断开的视觉指示应持续到飞行机组的取消操作。

(ii) 手动断开后：如果有听觉告警，断开的视觉指示应持续一段最小时间。如果没有听觉告警，断开的视觉指示应持续到飞行机组的取消操作。

(b) 听觉告警。如果有听觉告警，听觉断开告警应具有足够的持续时间和音量，以确保飞行机组被警告已发生断开。但如果该告警会明显影响飞行机组的交流或无线电通信，那么在断开之后该听觉告警的再次出现是不能接受的。

(2) 误操作断开。自动推力通常应设计成在自动推力模式运行期间能防止误操作断开。

(3) 断开的影​​响。在正常状态下，自动推力断开产生的瞬变不能超过

微小瞬变。见第 25.1329 条 (d) 款。向断开状态的转换应该是平滑的，并且不会引起俯仰姿态或俯仰力矩的意外变化或引起明显的推力瞬变。自动推力的断开不应妨碍，抑制或干扰以下即时的推力变化，包括复飞，着陆和需要手动推力变化的其它机动。

(4) 自动推力快速断开操纵器件。必须为每名驾驶员在其侧的推力操纵器件（推力杆或其等效装置）上配备自动推力快速断开操纵器件。推力操纵器件上必须装有可依靠单次操作快速切断的开关，从而当驾驶员的另一只手在操纵盘（或其等效装置）上时可以进行断开操作。见第 25.1329 条 (a) 款。断开操纵器件的安装位置不能导致自动推力功能发生误操作断开。对于多发飞机将断开操纵器件安装在在推力操纵器件外侧是可接受的。在推力杆手柄端两侧安装的断开操纵器件，因方便每一位驾驶员使用，而被表明是优于那些为驾驶员手掌使用而设置的操纵器件的。

2.4.4 飞行导引系统的超控

2.4.4.1 总则

已接通的飞行导引系统功能的超控定义为飞行机组在没有首先切断飞行导引系统功能的情况下意图阻止，反向操作或改变一个由该功能执行的操作所采取的行动。

2.4.4.2 自动驾驶的超控。

(1) 自动断开可用。

(a) 超控力。当飞行机组对操纵器件施加一个明显的超控力时，自动驾驶应该断开。申请人应将“明显的”力理解为，任何一侧或两侧驾驶员压制自动驾驶的意图。自动驾驶在对操纵器件施加较小的力的应用场景中不能断开，例如在巡航期间驾驶员进入或离开驾驶座椅时轻触驾驶杆。

注：除部分机型的进近操作场景外，明显的超控力等级定义为对操纵杆或驾驶盘施加二十五磅（25lbs）的力。为了减少断开所引起的不良后果，对于某些飞机特定的进近，着陆和复飞操作使用更大的超控力是可以接受的。在操纵杆上施加断开自动驾驶的力不需要达到反向操作自动驾驶操纵器件所需的力（即引起升降舵运动）。不同侧杆操纵器件对应的超控力可能不同。

(b) 超控产生的瞬变。在正常运行条件下，当飞行机组向操纵器件施加超控力时，自动驾驶断开产生的瞬变不能超过微小瞬变。见第 25.1329 条 (d) 款。可以通过适当的告警和飞行机组程序来减小影响。

(c) 低于自动断开所需等级的持续超控力。低于切断阈值的持续力不能导致潜在危险。见第 25.1329 条 (1) 款。例如，如果自动驾驶准备自动断开或在手动断开时，自动配平工作不能够反作用于机组超控自动驾驶而导致不可接受的飞机运动。

(2) 自动断开不可用。

(a) 潜在危险。如果飞行导引系统没有设计成会响应任何超控力而断开，那么对超控的响应不能导致潜在的危险。持续超控力的场景不能导致潜在危险，例如当飞行机组突然释放操纵器件上的力时。见第 25.1329 条 (1) 款。可以通过适当的告警和飞行机组程序来减小影响。

注：“持续超控力的场景”是描述施加于操纵器件上可能是小的，缓慢的并且持续一段时间的力。这可能是机组的无意操作或是机组的有意操作，为了“协助”自动驾驶进行特定机动。（有关详细信息，参阅本咨询通告第 2.10.2.6 节 机组对 FGS 的超控）。

(b) 超控产生的瞬变。在正常运行条件下，当飞行机组向操纵器件施加超控力时，手动断开自动驾驶产生的瞬变不能超过微小瞬变。见第 25.1329 条 (d) 款。可以通过适当的告警和飞行机组程序来减小影响。

注 1：“超控力”是描述飞行机组在没有首先切断飞行导引系统功能的情况下意图阻止，反向操作或改变一个由该功能执行的操作所采取的行动。这个操作的一个可能原因是避免性机动，例如为响应交通告警和防撞系统 (TCAS) 的决策咨询需要飞行机组立即采取行动，并且通常需要机组人员给予快速和强制的输入。

注 2：有关操纵盘转向的注意事项，请参见本咨询通告第 2.7.7 节控制驾驶盘操纵（通过自动驾驶控制转向）。

2.4.4.3 自动推力超控

(1) 力的要求。驾驶员应能通过单手移动推力杆（或其等效装置）来轻易超控自动推力功能并设定推力。

(2) 对超控的响应。对飞行机组超控的自动推力响应不能产生潜在危险。见第 25.1329 条 (m) 款。对飞行机组超控的自动推力响应不应导致俯仰姿态的突然改变，俯仰力矩的突然改变或不受控的推力改变。

(3) 超控时的接通状态。自动推力功能可以设计成在驾驶员超控期间仍安全保持接通。或者，如果设计能防止无意的自动推力断开并且给予飞行机组足够的告警以确保驾驶员意识，那么自动推力功能可以受驾驶员

超控而断开。

2.4.5 飞行导引系统接通模式的兼容性

(1) 飞行导引系统接通理念。应在飞行机组培训材料中提供用于自动驾驶，飞行指引和自动推力功能在接通时各模式的准则描述。

(2) 连接模式的兼容性。不能选择不兼容的飞行导引系统命令或引导功能，例如同时通过升降舵和自动推力实现控制速度。

2.5 操纵器件、指示和告警

2.5.1 总则

(1) 人机界面 (HMI)。飞行导引系统的人机界面对于确保安全，有效和连续一致的飞行导引系统运行至关重要。面向飞行机组的飞行导引系统信息显示方式对于飞行机组的感知以及对飞行导引系统的安全运行至关重要。

(2) 操纵器件、指示和告警的设计。功能的设计特征必须将飞行机组错误和混淆降至最小。见第 25.1329 条 (i) 款。指示和告警的呈现方式应与飞行机组的程序和指定任务一致，并提供执行这些任务所需要的信息。指示必须分组并呈现出逻辑性和连续一致的特性，必须在所有预期的照明条件下从每名驾驶员的位置上都是可见的。见第 25.1329 条 (i) 款。颜色，字体，字体尺寸，位置，方向，指示的移动，图形布局和其它特性（如稳定或闪烁显示）的选择都应该有利于系统的有效性。操纵器件，指示和告警应以协调一致的方式实现。

(3) 飞行导引系统提供的信息评估。建议申请人评估飞行导引系统界面提供信息（即操纵器件、指示、告警和显示）的充分性和有效性，以确保机组人员知晓飞行导引系统的性能和运行。与之有关更多的适当分析讨论，见本咨询通告第 2.10 节，其中可能包括诸如作为评估基础的认知任务分析。

2.5.2 飞行导引系统的操纵器件

(1) 总则。飞行导引系统的设计和安装必须能防止机组人员错误，混淆和误操作。见第 25.1329 条 (i) 款。它们必须设计成能保证每名机组成员操作便利。为防止不当使用或混淆，每个操纵器件的功能和运动方向必须在其上或在其附近明显可见或清楚标示。见第 25.1329 条 (f) 款。第 25.777 条 (b) 款和第 25.779 条 (a) 款提供对于驾驶舱操纵器件运动方向的相关规定。基于飞行导引系统指令的操纵器件在选择目标值时适用于

这些规定,例如航向选择或垂直速度。第 25.781 条还规定了旋钮的形状。

(2) 设计考虑因素 FGS 的设计应解决以下具体考虑因素:

(a) 旋钮形状和安装位置的区分。飞行机组的错误包括混淆模式选择控制面板 (MSP) 上的速度旋钮和航向旋钮。

(b) 支持正确选择目标值的设计。使用诸如同心控制的单个操纵器件来选择基于多个指令的目标会导致目标值选择错误。

(c) 机型间的通用性。对不同的飞机中使用统一的操纵器件设计可防止操纵器件操作方面的学习转换产生的负面影响。当驾驶员从一种型号的飞机转到另一型号的飞机时,关于上一型号飞机上的操纵器件使用操作的理解会导致错误操纵。这种情况的一个例子是当在具有不同设计的操纵器件和安装位置的机型之间转换时,驾驶员会混淆起飞/复飞 (TOGA) 按钮和自动推力断开按钮。

(d) 操纵器件的安装位置 and 对应指示。独立的飞行导引系统操纵器件,飞行模式指示器 (FMA) 和相关的主飞行显示器 PFD 信息应尽可能处于合理实用的位置,使功能相关的器件具有类似的相关位置。由于飞行导引系统的布局与飞行模式指示器上的指示不一致,已有导致误解和混淆的情况发生。

(e) 误操作。飞行导引系统操纵器件的安装必须抑制或避免误操作,例如误接通和误断开。见第 25.777 条 (a) 款。除了操纵器件的安装位置,飞行导引系统操纵器件的进一步设计也应抑制或避免误操作。例如包括操纵器件的形状和所需的操作力。

2.5.3 飞行导引系统模式选择、通告和指示

(1) 飞行导引系统接通的通告。飞行导引系统的接通必须适当地告知每名驾驶员。见第 25.1329 条 (i) 款。本咨询通告的第 2.4 节“飞行导引系统的接通、断开、指示和超控”提供了指导。

(2) 飞行导引系统模式的描述。应向运营人提供飞行导引系统模式及其运行状态的相应描述。

(3) 飞行导引系统模式通告。模式通告必须表明系统的状态。见第 25.1329 条 (i) 款。模式通告应以与飞行机组程序/任务相容的方式呈现,并与特定机型的模式通告设计一致。即模式通告应与其它驾驶舱系统模式通告相容。模式选择器开关位置或状态不能作为单独的模式通告方式。见第 25.1329 条 (i) 款。模式与模式转换的呈现应能够引起飞行机组注意

和机组意识。

(a) 激活和预位模式。飞行导引系统模式通知必须有效且明确地指示激活和预位的运行模式。见第 25.1329 条 (i) 款。模式通告应尽可能简单并明确表达飞行导引系统它正在做什么（工作模式），它将要做什么（预位模式），以及目标信息（如选定的速度，航向和高度）从而使飞行机组意识达到要求。

(b) 安装位置。模式通告应位于前视区域内。例如，主飞行显示器是合适的安装位置。接通模式的通告位置应与预位模式不同以便于模式识别。

(c) 用于辨别的信息。在过去的使用中，以合适的方式呈现的颜色、字体类型、字体大小、位置、高亮显示和标识闪烁能作为良好的用于辨别的信息。飞行导引系统模式与状态信息的通告方式应选择字体和字体大小，使驾驶员位于其设计用眼位置进行查看时是可读取并理解的，且不会产生用眼疲劳。使用图形或符号（非文字信息）指示是可接受的。这些用于辨别的信息的实现应遵循适用的国际标准中已被接受的指导规范，并应评估其与驾驶舱设计的一致性和集成性。

(d) 颜色。颜色应以一致的方式使用，并确保与驾驶舱的整体颜色使用相容。应使用特定颜色，使飞行导引系统显示与其它驾驶舱系统（如飞行管理系统 FMS）相一致。如果能满足对飞行机组注意和机组意识方面的要求，可以使用单色显示器。接通模式应使用与预位模式不同的颜色进行通告以便于模式识别。

(4) 模式改变。

(a) 运行相关的模式改变。与运行相关的模式变化应予以清楚明确的通告以确保飞行机组意识，特别是模式复原和持续速度保护。例如高度捕获等运行相关模式应该予以通告，因为驾驶员在该模式短暂运行期间的操作可能对飞机造成不同的影响。对于持续速度保护的通告应该清晰明确，以确保飞行机组的意识。与运行无关的飞行导引系统子模式（例如飞行导引系统从仪表着陆系统航向道捕获到航向道跟踪过渡的子模式）则无需通告。

(b) 能引起注意力的设计特征。从预位模式到接通模式的转换时应提供额外的能引起注意力的设计特征以协助飞行机组意识，例如在电子显示屏上出现适当时长（例如 10 秒）且简洁的方框和闪烁。模式变化的听

觉通告应受限于一些特定的考虑因素。

(c) 告警的使用。在役运行经验表明，为了向飞行机组传达模式改变的信息，仅有模式通告可能是不充分的（不清楚或强制性不够），特别是在高工作负荷的情况下。因此，需要对飞行机组没有意识到模式变化所产生的的安全性后果予以考虑。必要时应使用适当的告警。

(5) 无法接通或预位。当驾驶员选择某个模式进行接通或预位失效的情况，应该能够是显而易见的。

(6) 飞行导引系统模式显示和指示。提供给飞行机组的模式信息应该充分详细，使飞行导引系统和飞行机组之间的交互结果明确且不存在歧义。当飞行导引系统与驾驶员的直接指令（如目标高度或速度设置）或者驾驶员的预设指令（如航路点交叉）不同时，飞行导引系统的接口界面应提供及时和明确的指示。当驾驶员给出的指令之间存在不一致或冲突时，接口界面也应该提供清楚的指示。例如当驾驶员接通正垂直速度然后选择了一个低于飞机高度的高度时。飞行导引系统采取的预设操作应该是清楚明确的。

2.5.4 飞行导引系统的告警：警告、警戒、提示和状态

2.5.4.1 总则

(1) 告警条款要求。告警信息必须遵循第 25.1322 条的条款要求。应参考与第 25.1322 条相关的咨询材料。本咨询通告第 2.4 节描述了飞行导引系统接通和断开的告警。

(2) 飞行导引系统能力的确定。当预期的运行需要使用飞行导引系统时，那么应当存在某种手段使飞行机组可以确定与监控飞行导引系统的可用性或能力（例如，遣派之前）。提供监测的方法应考虑到在预期运行中由于丧失自动驾驶功能而导致的危险。

2.5.4.2 速度保护告警

(1) 对机组的告警。在检测到持续速度保护状态时应提供告警确保机组意识。这个告警独立于因执行速度保护而产生的模式转换相关的所有通告。见本咨询通告的第 2.6.6 节 速度保护。

(2) 告警说明。

(a) 低速保护。低速保护告警应同时包括听觉和视觉内容。

(b) 高速保护。由于已有现行的高速音响告警要求存在，高速保护告警只需要包括视觉告警内容。但不排除在所要求的听觉告警之前给出一

个告警。有关超速告警规定见第 25.1303 条 (c) 款 (1) 项。

(2) 一致性。速度保护告警应与所提供的速度保护一致，且与驾驶舱内的其它告警相一致。

(3) 扰人告警。应当为速度保护的指示设置合适的值，而不会被飞行机组认为是干扰。

2.5.4.3 丧失自动驾驶进近模式

丧失进近模式需要立刻引起飞行机组的意识。这可以通过经审查方认可的断开自动驾驶的方式来实现。如果自动驾驶保持接通并复原到非进近模式，则应提供适当的听觉警告和/或视觉告警。

2.5.4.4 潜在重大瞬变状态的感知（“恶行之前有恶声”）

(1) 总则。会出现这样的情况，自动驾驶是接通的，且工作正常，但其在直至权限的极点上持续运行了一段很长的时间，而飞行机组人员没有意识到潜在的危险。运行经验表明，这种情况会导致在自动驾驶断开后飞机进入失控状态而飞行机组没有及时意识和操作，特别是在罕见的正常条件和非正常条件下。但是，如果有足够的飞行机组意识和驾驶员操作，可以防止失控。

(2) 飞行机组告警。当自动驾驶断开后需要特殊驾驶技巧和机敏的手动操作情况（如明显的失配平状态），为了帮助确保飞行机组的意识和及时操作，应向飞行机组提供合适的告警（通常是警戒或警告）。所需告警的数量和类型应根据当时的具体情况以及处理这些情况所需的机组程序来确定。任何告警都应清楚明确，并且应与其它驾驶舱告警保持一致和兼容。这些告警应注意设置适当的门限值，而不会被飞行机组认为是干扰。

(3) 需考虑设置告警的情况。

(a) 持续的水平操纵指令。如果自动驾驶在保持一个持续的水平操纵指令，那表明自动驾驶正在补偿一个非正常的运行状态。这种非正常的运行状态的例子有由于不对称的结冰，燃料不平衡或不对称推力导致的不对称升力和/或阻力。最严重的情况下，自动驾驶可能工作在或接近其某个方向的权限极点上。如果自动驾驶在保持这种横向配平时断开，结果将导致飞机承受一个突然的滚转力矩，且会使驾驶员毫无准备。因此，应考虑及时发出告警，以允许机组在任何可能由于该状况导致的自动切断前手动切断自动驾驶并进行控制。

(b) 持续的俯仰指令。如果自动驾驶在保持一个持续的俯仰指令，那

表明自动驾驶正在补偿一个非正常的运行状态(例如,无效的自动横向配平)如果自动驾驶在保持这个俯仰指令时断开,结果将导致飞机承受一个突然的俯仰变化,且会使驾驶员毫无准备。因此,应考虑及时发出告警,以允许机组在任何可能由于该状况导致的自动切断前手动切断自动驾驶并进行控制。

(c)滚转和俯仰角度。大多数自动驾驶在俯仰轴和横滚轴上都设计有运行限制,从而使飞机不会有意超出这些预定限制。如果飞机超过这些限制,则可能表明飞机处于需要飞行员干预的情况。本咨询通告第2.5.4.4(3)(a)或(b)节可能不包括这种情况。因此,应及时发出告警引起飞行机组的注意,以允许机组人员在任何可能导致的自动切断前手动切断自动驾驶并进行控制。

(4)自动断开。自动驾驶在飞机失去配平状态下仍保持连接是一种合适的方案。但是,如果自动驾驶因极度失配平导致自动断开的设计特征,自动断开应留有充足裕度允许飞行机组及时识别并手动切断,并在此之前生成告警。有关相关材料,另请参见本咨询通告第2.4.4节“飞行导引系统的超控”。

注1:本段并不要求对所有自动驾驶自动断开的情况都需要产生告警。它仅用于在自动驾驶自动断开未得到处理时会导致出现重大瞬变(或程度更大)的情况,并且驾驶员对此瞬变毫无准备。其目的是提供机组意识,使飞行机组做出准备将手置于操纵器件上并会在会导致潜在危险的飞机构型或状态情况之前采取适当的纠正措施。

注2:本段描述了会导致无意中失去配平的运行情况的告警要求。存在飞行导引系统功能会有意产生失去配平的情况。例如,对齐水平方向舵操作,或发动机失效补偿模式,在进近/着陆期间以提供抬头配平/拉平弹簧力偏移的俯仰配平操作,以及用于特定类型的空速/马赫速配平系统的俯仰配平操作。本段并不要求产生有意断开配平状况的功能都需要发出告警。应以适当的方式提供其它系统指示(如模式和状态通告),使机组人员意识到这些功能的运行状态。

2.5.5 飞行导引系统关于平视显示器(HUD)的考虑因素

2.5.5.1 总则

相比与安装在仪表板上的飞行显示器,平视显示具有独特的特性。大多数平视显示在合格审定时需要对其差异进行说明,无论他们是否提供

飞行导引功能。本节是对平视显示的差异将如何影响飞行导引系统功能进行说明。更多信息，见 SAE ARP5288。

2.5.5.2 平视显示导引的特点

(1) 显示系统使用的补充。如果平视显示被设计为显示系统使用的补充，那么它不能取代标准的显示飞行仪表数据的下视显示(HDD)的要求。平视显示用于在白天，夜晚，目视气象条件(VMC)和仪表气象条件(IMC)条件下的起飞，爬升，巡航，下降，进近和着陆期间使用。当可以合理预期驾驶员将主要参照平视显示器操作时，应该表明平视显示能完全满足对于飞机的手动控制和对于飞行导引系统的性能监控。

(2) 外部视觉参考。在特定照明和能见度条件下起飞和着陆时，与外部视觉参考相比，平视显示的符号体系会非常占优势。当视觉参考相对模糊时，极端活跃的字符动态特性和引导信息增强系统会导致飞行员做出过度强烈的修正操作。应该表明，如果不依靠外部视觉参考而参考平视显示的导引信息，将不会导致驾驶员采取不安全的操作。

(3) 干扰和覆盖。应该表明，主要飞行信息的指示与飞行导引信息的指示之间不存在相互干扰。在飞行导引系统的起飞，进近和着陆模式中，飞行导引的符号应具有覆盖优先权。即飞行引导的符号不应被主要飞行信息遮挡或覆盖。平视显示指引符号不应过度干扰驾驶员的前向视野，凭目视操纵飞机的能力，获得反向交通情况，以及观察跑道环境。

(4) 显示标准。一般来说，平视显示上引导显示的机理标准应该与下视显示的引导显示相同。见本咨询通告第 2.6 节。

(5) 一致的符号。与下视显示不同，平视显示能够显示某些与外部场景一致的符号，包括导引信息。因此，在快速变化的场景和大侧风状态下，这些一致符号(包括导引信息)的移动范围，会出现一定的挑战。在某些情况下，这些导引信息和主要参考信息的移动可能受到视野的限制。应该表明，在这种情况下导引信息仍然可用，并且有一个明确的指示表明它与外部场景已经不具有 consistency。

(6) 低能见度的进近。通常在以下场合使用平视显示的引导，例如低能见度进近，飞行员需要同时参考平视显示器上显示的信息和外部参照物。因此，应该表明平视显示信息的位置和呈现不会分散驾驶员的注意力或使驾驶员的外部视野模糊不清。例如，必须让驾驶员跟着引导追踪跑道，关于跑道参照物和沿跑道危害物的视野不会被平视显示符号遮挡。

(7) 显示杂乱度。平视显示应以清晰明确的方式呈现飞行指导信息。应尽量减少显示杂乱。对一些必要或关键的飞行导引数据内容,不能被任何去除杂乱的功能所移除。

2.5.5.3 平视显示/下视显示兼容性

(1) 总则。平视显示上飞行导引系统的符号系统应与其它飞行导引系统显示(例如下视电子飞行仪器)上的符号系统是一致且相容的。与飞行导引系统相关的显示参数应该是一致的,以避免对相似的信息发生错误理解,但显示表示方法不必相同。平视显示和下视主飞行显示的格式和数据源需要兼容,以确保在两个显示上显示相同的飞行导引系统相关信息具有相同的预期含义。

(2) 一致性和兼容性。虽然不是所有显示在平视显示上的信息都与飞行导引系统直接相关,但是驾驶员在使用平视显示显示的导引信息和飞行导引系统的通告时,很可能会使用所显示的大部分信息。因此,在适用的情况下,应尽可能遵循以下用于显示飞行导引系统相关显示信息的指南。由于与其它信息显示特征或平视显示特有的要求相冲突,对这些指南的某些偏离可能是适当的。这些可能包括显示杂乱的最小化,符号过度闪烁的最小化,以及某些与外部场景一致的信息的呈现。

(a) 符号系统。符号应具有相同的格式。例如,在下视显示中三角形指针在平视显示中应以三角形指针出现。然而,平视显示符号体系中的一些差异也是可以接受的,例如飞行指引中的“圆圈”与下视飞行指引上的“条形”或“楔形”。

(b) 位置。(符号)信息应出现在与其它信息相同的相对位置上。

(c) 字母数字数据。字母数字读数应具有相同的分辨率,单位和标记。例如,“垂直速度”的指令参考指示应与下视显示具有相同的每分钟步进量和相同的标记特征。

(d) 模拟刻度。模拟刻度尺或模拟表盘应具有相同的量程和动态运行特征。例如,平视显示中显示的下滑道偏差刻度尺应该与下视显示中显示的下滑道偏差刻度尺具有相同的量程,并且运动方向应该是一致的。

(e) 飞行导引系统模式的显示。除了颜色的使用外,应使用一致的方式将飞行导引系统模式和运行状态的转换显示在平视显示器上。即,使用下视显示中用以指示飞行指引模式从预位过渡到捕获状态的显示方法也应用于平视显示上。

(f) 信息源。同一驾驶员使用的平视显示和下视显示的信息源应保持一致。

(g) 飞行导引系统指令信息的显示。当在下视显示之外还在平视显示上显示飞行导引系统指令信息（如飞行引导指令）时，平视显示中信息描绘和偏离信息引导的缩放比例需要与下视显示中使用的一致。这是为了给驾驶员提供类似的操作效能与工作负荷，不管其使用平视还是下视显示器。

(h) 监控驾驶员（PM）侧的显示。在平视显示上对操纵驾驶员（PF）显示的关于当前平视显示系统模式，参考数据，运行状态的状态转换和告警信息也应同样显示在监控驾驶员的下视显示上。应使用一致的命名方式来确保对平视显示运行的认识没有歧义。

2.5.5.4 告警信息的相关问题

(1) 平视显示上显示的告警信息。虽然平视显示通常不被归类为机上集成的警戒和警告系统，但作为其飞行导引系统功能的一部分，它们可以显示警戒，警告和提示信息。在这方面，平视显示应提供与下视主飞行显示器相同的告警功能。飞行机组需要在主飞行显示器上持续关注的警告信息也应该出现在平视显示上（例如，交通告警和防撞系统 TCAS，风切变，和近地警告系统（GPWS）的警告通报）。如果在使用平视显示时驾驶员的视野范围内没有主告警指示，那么平视显示应提供通告使驾驶员知晓警戒和/或警告的情况。

(2) 单色平视显示。对于单色平视显示，为充分弥补通常用于区分警戒和警告并能引起注意的颜色上的缺失，必须合理使用能获取注意力的特性，如闪烁、轮廓框、亮度、大小和/或显示位置。

(3) 多色平视显示。对于多色平视显示，应避免使用红色，琥珀色或黄色作为与警戒和警告功能无关的符号，使区分真实警戒和警告信息的特征有效性不会降低。

(4) 单个平视显示器的安装。单个平视显示器安装需基于以下场景，即非操纵驾驶员将通过主飞行显示器以外的下视仪表和告警系统来监控系统、模式和功能故障。

(5) 双套显示器的安装。双套显示器的安装需要对告警系统有特殊考虑。应假设两名驾驶员将同时使用平视显示系统（全时或部分时间），特别是当平视显示器被用作主要飞行参考或者当平视显示器是执行操作所

需的设备时。如果在使用平视显示时在每名驾驶员的视野范围内没有主告警指示，那么每个平视显示器都应该提供通告并引导驾驶员注意力到下视告警显示上。触发平视显示主告警显示的信息类型是任何未从下视主显示器复制到平视显示器上的警戒或警告，以及任何警戒级别或警告级别的发动机指示或系统告警。

注：目标是为了避免在需要执行即时机动时（例如，交通防撞告警系统的解决方案咨询、风切变）驾驶员的注意力被引导到另一个显示器上。

(6) 平视显示上的近地告警系统 GPWS/交通告警和防撞系统 TCAS。如果安装了近地告警系统，风切变探测系统，风切变规避引导系统或交通告警和防撞系统，那么引导，告警和通告需作为这些系统的组成部分，并且通常要求显示在平视显示器上驾驶员的主视野中。

2.5.5.5 扰动/异常姿态恢复引导

(1) 引导信息。由于尾流紊流或其它环境条件引起的扰动可能导致俯仰和滚转角的瞬间偏移以及随后的某个异常姿态。如果平视显示设计提供从扰动或异常姿态中恢复的引导功能，那么恢复操作的转向引导指令应与方向符号系统（例如水平“指针”）有区别并且不能混淆。例如，操纵盘/杆向左的输入引导信息不应与指示最近水平方向的引导信息相混淆。如果引导信息在极端姿态（例如在显示的顶部，底部，滚转过大（例如，滚转角大于 90 度）或倒转）时无效，应删除引导信息。对于极端姿态，驾驶员转换到下视显示是可以接受的，只要从平视显示转换过来的引导信息清晰明确。

(2) 方向信息。如果平视显示设计在扰动或异常姿态期间仅提供方向（不提供引导信息），应设计那些方向信息，防止它们被误认为飞行操纵输入指令。

2.6 功能特性

2.6.1 总则

(1) 预期的功能。在飞机正常飞行包线内，FGS 应能够以一种安全且可预估的方式为实现工作模式的预期功能提供适当的导引或控制。当 FGS 在其性能边界或在显著环境条件下运行时，有需要特别考虑的因素。以下内容提供了可接受的符合性方法的标准，以及与这些考虑因素有关的解释性材料。

(2) 系统容差的影响。如果系统容差对自动驾驶权限限制有显著影响，

则应考虑自动驾驶性能的影响。考虑因素包括但不限于权限伺服容差、伺服离合器设置、“反应时间”设置、操纵器件摩擦和传感器容差。

2.6.2 正常特性

(1)总则。在飞机正常飞行包线内，FGS 应设计为能够以一种安全且可预估的方式为实现其激活模式的预期功能提供适当的导引或控制。

(2)考虑的条件。FGS 的设计应考虑表 25.1329-1 列出的正常条件。该表并没有完全定义飞机使用寿命周期内可能会遇到的所有情况，也没有对哪些可认为是“正常条件”进行明确地分类。准确的说，该表旨在给出一些示例，这些“正常条件”的示例将会用于系统的开发与测试。由于涉及现象的本质，因此对这些分类存在一些主观性。同时，相同的条件可能会以完全不同的方式影响到不同型号的飞机。因此在确认如何表征表中所列条件的严重性时，应考虑这些不同之处。

表 25.1329-1 正常条件

条件	示例
非故障状态	所有与飞机特性相关的系统都是完全可操作的。这些系统的故障将减弱 FGS 执行其功能的能力。
轻度至中度风	在特定方向上的稳定风，可能会导致与预期飞行航迹的轻微偏离，或空速与地速间的微小差距。
轻度至中度风梯度	风速的变化——作为高度、位置或时间的函数，可能会导致在期望的飞行航迹上产生轻微的不稳定或不可预测的变化。
轻度至中度阵风	风速的非重复性瞬时变化，可能会导致高度和/或姿态发生变化，但飞机仍然始终是完全可控的。
轻度紊流	会瞬间导致高度和/或姿态（俯仰、滚转或航向）发生轻微、不稳定变化的紊流。
中度紊流	与轻度紊流相似但更加强烈。导致高度和/或姿态发生改变，但飞机仍然始终是完全可控的。
轻度风突变	会导致轻微、快速且有一定规律颠簸，但不会引起高度或姿态产生可预测变化的紊流。
中度风突变	与轻度风突变相似但更加强烈。它引起快速的颠簸或摇晃，但不会引起飞机高度或姿态产生可预测的变化。

结冰	所有结冰条件包括在第 25 部附录 C 中,除了表 8-2 中“罕见的正常条件”讨论的“非对称结冰”和“大水滴结冰”。

注：典型环境影响等级的建立应与飞机预期的运行相一致

(3) 性能水平。

(a) 显著特征。任何在运行上重要或有限制的性能特征必须在飞机飞行手册 (AFM) 上有相应的说明或限制。参见第 25.1581 条。

(b) 构型变化。FGS 应能在飞机构型或推力变化时执行其预期的功能,包括使用辅助飞行控制系统和起落架构型。

(c) 符合性评估。对 FGS 性能的符合性评估,应基于其预期功能所需的最低性能水平。可以用主观的判断来解释那些从相似设备获得的经验,以及被最终用户确定的在操作上可接受的标准水平。

(d) 规定的性能水平。存在一些运行规则对性能水平有特定的要求。当 FGS 进行这类运行时,应表明 FGS 能满足这些特定的性能水平(例如,低能见度运行— II 类和 III 类运行, RVSM, RNP)。

(e) 等效的性能水平。FGS 预期功能的性能应至少与飞行员完成相似任务所预期的性能等效。当前版本的 SAE ARP5366 对验证 FGS 的一般特性可能是有用的。当 FGS 集成了导航 (NAV) 传感器或 FMS,则在使用这些系统执行所期望的功能时,应满足期望的飞行技术误差的容限。

(f) 自动驾驶。自动驾驶应提供平滑而精确的控制,而不会产生发散的或可察觉的持续的有害振荡。

(g) FD。对每个可用的显示上的 FD (例如单指引杆、十字杆,飞行航迹指令杆),指示应该是平滑和准确的,并且有合适的阻尼,以保证在不需要飞行员补偿或过度工作负荷的前提下达到令人满意的控制性能。

(h) 自动推力。自动推力功能应提供平滑而精确的推力控制,而不会出现明显的或持续振荡的推力变化或推力设置的过度超调。

(i) 自动配平。自动俯仰配平功能应足以消除操纵面的过度偏转或对控制权的过度限制,而不会与飞机自动控制产生不利的交互。如果安装了自动滚转和航向配平功能,则其工作不应给飞机自动控制带来不利的相互影响。

2.6.3 罕见的正常条件下的特性

(1) 总则。

(a) 条件范围。FGS 正常运行条件的范围广泛,其中一些条件可能是

罕见的，但对 FGS 能力的要求要高于平均水平。下文第 2.6.3(2) 节所述的特定环境条件就是很好的示例，在这样罕见的正常条件下应对 FGS 性能进行评估。

(b) 对性能的影响。罕见的正常条件可能会降低 FGS 的性能，但对 FGS 运行应是安全的。这些相对罕见的条件可能也会成为影响驾驶员能力的一个因素，其要求驾驶员察觉由于这些条件导致飞行导引系统任何受限制的性能并及时采取措施缓解其影响。

(2) 考虑的条件。FGS 的设计应考虑表 25.1329-2 列出的罕见的正常条件。该表并没有完全定义飞机使用寿命周期内可能会遇到的所有情况，也没有对哪些可认为是“罕见的正常条件”进行明确地分类。准确的说，该表旨在给出一些示例，这些示例将会用于系统的开发与测试。从涉及现象的本质上来说，这些分类带有一定的主观性。同时，相同的条件可能会以完全不同的方式影响到不同型号的飞机。因此在确认如何表征表中所列条件的严重性时，应考虑这些不同之处。

表 25.1329-2 罕见的正常条件

条件	示例
大风	在特定方向上的稳定的风，可能会导致与预期的飞行航迹或地速的大的偏离，或引起空速与地速间大的差异。
大风梯度	风速的变化——高度、位置或时间的函数，可能会导致在期望的飞行航迹上产生大的变化。
风切变/微暴流	这种量级的风梯度可能会导致飞机损坏。
大的阵风	风速的非重复性瞬间变化，可能会导致高度和/或姿态发生大的变化，飞机有可能瞬间失控。
剧烈的紊流	瞬间导致高度或姿态发生大的、突然的变化的紊流。它通常引起指示空速发生大的变化。飞机可能瞬间失控。
大水滴结冰	适用的结冰条件应与审查方在审定的过程中达成一致意见。
非对称结冰	导致冰积聚的结冰条件，会使 FGS（如果接通的话）发出持续的达到最大权限的俯仰、滚转或偏航指令来处理该结冰条件下的空气动力学影响。

注：飞机要满足 CCAR 121 部 121.358 条关于风切变警告和导引的要求需要 FD 风

切变导引。在风切变期间，FGS 可能仍要提供合适的自动驾驶控制。。

(3) 性能水平。

(a) 性能标准。对于罕见的正常条件，FGS 应设计为无论飞机是在正常飞行包线内还是短暂超出正常飞行包线都能以一种安全且可预测的方式为实现其工作模式的预期功能提供适当的导引或控制。如果已确认存在 FGS 不能安全运行的环境条件，应在 AFM 中给出相应的运行限制。

(b) 自动驾驶权限限制。在罕见的正常条件下运行 FGS，当接近自动驾驶权限限制时可能会导致自动地或飞行员触发的自动驾驶断开。罕见的正常条件下自动驾驶断开应满足本咨询通告第 2.4.1.2 节“自动驾驶的断开”中规定的安全性要求，以及第 2.5.4.4 节规定的飞行导引告警要求。

(c) 未告知的潜在风险。当遇到可能降低 FGS 性能的罕见的正常条件时，没有必要一直断开 FGS。在这种情况下，FGS 可能会显著地帮助机组人员。尽管如此，FGS 的设计应考虑并解决潜在的 FGS 未向机组人员告知飞机状态或延迟机组人员相应操作的风险。此类情况下的告警讨论，参见本咨询通告第 2.5.4 节内容，飞行导引系统的告警：警告、警戒、提示和状态。

2.6.4 正常和罕见的正常条件下的结冰考虑

(1) 对性能的影响。FGS 通常被设计成能为所有标准的飞机构型提供可接受的性能。飞机在结冰条件下运行（例如，在机翼、尾翼和发动机上的结冰）可能会对飞机的空气动力学特性产生重大影响，进而影响到 FGS 的性能。结冰可以是缓慢或快速的，可以是对称或不对称的。自动驾驶运行期间，机组人员可能不会察觉到逐渐增加的结冰状态或者冰层的积聚对飞机操纵品质的影响。

(2) 告警。当结冰状态开始对 FGS 性能产生影响时，应按照本咨询通告第 2.5.4 节的要求采取措施向机组人员告警。

(3) 对速度保护的影响。应评估结冰状态对速度保护的影响。如果因结冰状态调整了失速警告系统的阈值，同样应对 FGS 的低速保护阈值做相应调整，详见第 2.6.6.2 节。

2.6.5 非正常条件下的特性

(1) 总则。当飞机因故障或非标准转场构型在正常飞行包线外短暂飞行时，偶尔会需要运行 FGS。在这类情况下，应当表明飞行导引系统特性

和飞行机组与飞行导引系统的相互作用是安全的。

(2) 考虑的条件。表 25.1329-3 给出了非正常条件下的示例。该表并没有完全定义飞机使用寿命周期内可能会遇到的所有情况，也没有对哪些可以认为是“非正常条件”进行明确分类。准确的说，该表旨在给出一些示例，这些示例将会用于系统的开发与测试。从涉及现象的本质上来说，这些分类带有一定的主观性。同时，相同的条件可能会以完全不同的方式影响到不同型号的飞机。因此在确认如何表征表中所列条件的严重性时，应考虑这些不同之处。

表 25.1329-3 非正常条件

条件	项目
严重的燃油不平衡	两个机翼油箱（如果有装载，包括中央翼油箱和尾翼油箱）间燃油量存在较大偏差，致使 FGS（如果接通）使用接近系统最大权限的俯仰、滚转或偏航指令来抵抗燃油不平衡产生的空气动力学影响。
非标准的转场飞行构型	由非标准的转场飞行状态导致的可能的气动阻力（包括对称和不对称），例如锁定的高升力装置、起落架锁定在展开位置或一个机翼下携带了一个附加的不工作的发动机。
一台（或多台）发动机失效	丧失一台或多台发动机致使 FGS（如果接通）使用接近系统最大权限的俯仰、滚转或偏航指令来抵抗推力不同产生的空气空力学影响。
丧失一套或多套液压系统	丧失一套或多套液压系统，降至保持操纵系统的最小流量，在这个量上 FGS 被认定可以运行。
丧失冰探测/保护系统	飞机丧失装备的结冰探测/保护系统，而 FGS 在此故障结冰条件下被认定可以运行。

(3) 性能水平。

(a) 性能标准。对于非正常条件，FGS 应设计为无论飞机是在正常飞行包线内还是短暂超出正常飞行包线都能以一种安全且可预估的方式为实现其工作模式的预期功能提供适当的导引或控制。如果已确认存在 FGS 不能安全运行的非正常条件，应在 AFM 中给出相应的运行限制。

(b) 自动驾驶权限限制。非正常条件下运行 FGS，当接近自动驾驶权

限限制时可能会导致自动的或飞行员触发的自动驾驶断开。非正常条件下自动驾驶断开应满足本咨询通告第 2.4.1.2 节“自动驾驶断开”中规定的安全性要求，以及第 2.5.4.4 节规定的飞行导引告警要求。

(c) 未告知的潜在风险。当遇到可能降低 FGS 性能的非正常条件时，没有必要一直断开 FGS。在这种情况下，FGS 可能会显著地帮助机组人员。尽管如此，FGS 的设计应考虑并解决潜在的 FGS 未向机组人员告知飞机状态或延迟机组人员相应操作的风险。此类情况下的告警讨论，参见本咨询通告第 2.5.4 节。

2.6.6 速度保护

2.6.6.1 总则

(1) 速度偏移。对速度保护的要求基于一个前提，即认为在 FGS 运行时，仅依靠机组人员对空速指示的关注来避免不可接受的超出正常飞行包线速度范围的速度偏移是不够的。现有许多的 FGS 系统并没有要求规避正常飞行包线外的速度偏移。一些 FGS 会一直保持接通直到飞机减速至失速状态，同样，FGS 也会保持接通直到飞机加速至高于最大使用限制速度/最大使用限制马赫数（VMO/MMO）。

(2) 对第 25.1329 条 (h) 款的符合性。在 FGS 运行期间，对于机组人员干预并阻止不可接受的速度偏移，标准的失速告警和高速告警并不总是足够及时。第 25.1329 条 (h) 款的目的是为 FGS 所有运行模式提供速度保护功能，使得空速可以安全地保持在正常飞行包线速度范围可接受的裕度内。FGS 的设计可以通过以下任何一种方式或多种方式的组合提供可接受的速度保护：

(a) FGS 提供速度保护。以下是在这种情况下符合本条款的可接受方法：

(i) FGS 可检测速度保护状态，告警机组人员，并提供速度保护控制或导引；

(ii) FGS 可检测速度保护状态，告警机组人员，然后断开 FGS；

(iii) FGS 可检测速度保护状态，告警机组人员，在不提供速度保护控制或引导情况下，其在工作模式仍然保持接通状态。

(b) 其它系统提供速度保护。其它系统，如主飞行控制系统或 FMS（当处于垂直导航（VNAV）模式时）可提供等效的速度保护功能。

注：如果仅单独使用告警来表明符合性，则应表明告警的方式是适当

的且及时的，能够引起机组人员的注意，并使飞行员能够将飞机保持在正常飞行包线速度范围可接受的裕度内。有关速度保护告警的其它讨论，参见第 2.5.4.2 节“速度保护告警”。

(3) 设计标准。

(a) FGS 各组成相互影响。FGS 的设计应考虑在自动驾驶、FD 和自动推力同时运行时如何以及何时提供速度保护。应设置合适的值使得进入和退出速度保护不会给机组人员带来额外的负担。

(b) 俯仰和推力控制。速度保护功能应综合俯仰和推力控制功能。应考虑当速度保护功能被激活时能自动地激活自动推力功能。如不提供自动推力功能或者自动推力功能不可用，则应通过俯仰控制单独提供速度保护。

(c) 系统间相互影响。在设计速度保护功能时，应考虑自动推力与 FMS、主飞行控制系统以及推进系统（如果适用）各组成的作用与相互影响。

(d) 发动机失效。应考虑单发失效状态对速度保护性能的影响。

2.6.6.2 低速保护

(1) 总则。当 FGS 工作在任何模式下（按下文第 2.6.6.2 (3) 节所述，进近模式可能除外），其可用推力不足以维持安全的运行速度时，应启动低速保护功能以避免不安全的速度偏移。

(2) 考虑的因素。速度保护的激活应考虑如飞行阶段、紊流和阵风条件以及与给定速度一致性等因素。低速保护功能应以适当的余量在失速告警前激活以确保不会产生干扰性的告警。在以下飞行阶段对所有发动机工作和发动机失效情况下，考虑 AFM 中给出的运行速度：

(a) 起飞。

(b) 离地、爬升、巡航、下降和终端区域运行。在这些飞行阶段，给定的襟翼构型下飞机的速度通常等于或高于最小操纵速度。

注：对于在高空中飞行，如果 FGS（或其它综合传感器/系统）可以确定推力不足是由单发失效引起的，在给定的相应单发飘降速度中加入低速保护是合适的。

(c) 进近。

(d) 从进近到复飞以及复飞爬升的过渡阶段。

注：着陆襟翼构型下，速度约 $1.13V_{SR}$ （参考失速速度）时，低速告警以及到速度保护模式的过渡，已经证明是可接受的。

(3) 进近时的低速保护。

(a) 无干扰。速度保护不应在飞行的进近和着陆阶段有干扰。

(b) 自动推力运行。假定自动推力正常运行，在进近期间结合推力控制和俯仰控制足以保持速度和期望的垂直航迹。如果不足以提供保证，应提供及时的告警，使得机组人员采取相应的纠正措施。

(c) 确定的垂直航迹。对于垂直航迹确定的进近（例如，ILS、GLS、水平导航（LNAV）模式、VNAV 模式），如果推力不足以维持期望的飞行航迹和进近速度，则有多种方法可以达到低速保护的目的：

(i) 当飞机空速下降到低于期望的进近速度直至低速保护值时，FGS 会维持确定的垂直航迹。这种情况下，当飞机偏离了期望的垂直航迹时，FGS 将提供引导以维持低速保护值。FGS 模式恢复和低速告警应被激活以确保飞行员能够察觉。

注：飞行员应采取纠正措施以增加推力并使飞机返回到规定的垂直航迹或在必要时进行复飞。

(ii) 当飞机空速下降到低于期望的进近速度直至低速保护值时，FGS 会维持确定的垂直航迹。当飞机保持现有的 FGS 进近模式，FGS 将提供一个低速告警。

注：飞行员应采取纠正措施来增加推力使飞机加速至期望的进近速度，并维持在确定的垂直航迹或在必要时进行复飞。

(iii) 当飞机空速下降到低于期望的进近速度直至低速保护值时，FGS 会维持确定的垂直航迹。FGS 将提供低速告警并断开。

注：飞行员应在提示低速状态告警且自动驾驶断开时采取纠正措施以增加推力，并手动操作飞机返回到期望的垂直航迹或复飞。

(d) 垂直航迹无保护。如果在进近过程中启动了速度保护导致垂直飞行航迹未受保护，则应仔细考虑速度保护后 FGS 的运行。如果低速保护的激活足够迅速并且不会伴随大的速度或航迹偏移，则在进近期间启动低速保护、恢复进近模式，并重新捕获确定的垂直航迹可能是一个可接受的响应。

(4) 风切变改出导引。低速保护和风切变改出引导间的交互是一种特殊情况。如风切变改出导引能够提供必要的低速保护，则被认为是符合条款第 25.1329 条 (h) 款要求的。在启动风切变改出引导时，应断开自动驾驶，除非已经表明在这种情况下自动驾驶的运行是安全的，并提供有效

的、自动的能符合上述咨询通告中标准的风切变改出。

2.6.6.3 高速保护

(1)总则。第 25.1329 条(h)款规定当使用飞行导引系统时,必须提供措施以避免超出正常飞行包线速度范围可接受的裕度。 V_{MO} 和 M_{MO} 表示正常飞行包线的最大速度/马赫数限制。这不是为了要求或排除基于飞机构型(例如,襟翼展开)的高速保护。

(2)考虑的因素。

(a)空速偏移持续时间、空速变化率、紊流和阵风特性:

(i)在常规大气条件(例如轻微紊流)下运行在 V_{MO}/M_{MO} 处或附近是安全的。由自身原因短时间超出 V_{MO}/M_{MO} 的微小偏移并不是不安全。

(ii)设计 FGS 应尽力在提供足够的速度保护裕度和避免高速保护的有害启动间取得平衡。

注: 以下因素仅适用于通过 FGS 空速控制实现高速保护的设计。

(b)在高度保持模式下的高速保护:

(i)通过爬升控制空速是不可取的,因为离开指定的高度会影响空中交通管制(ATC)并存在潜在的危险(例如,在RVSM空域)。只要速度未超过 V_{MO}/M_{MO} 一定的裕量(例如6节),FGS 仍将保持在高度保持模式。

(ii)自动推力功能如果正常运行,将会参照正常速度包线(即等于或低于 V_{MO}/M_{MO}),通过限制其速度影响高速保护。

(iii)飞机基本的高速告警应足以使飞行员意识到超速状态并能采取纠正措施以减少推力。但如果空速超出 V_{MO}/M_{MO} 一定裕量(例如6节),则 FGS 会从高度保持模式转换到超速保护模式并偏离(即爬升高于)所选高度。

(c)爬升和下降阶段高速保护:

(i)当 FGS 的升降舵通道不对空速进行控制时,自动推力功能(如果接通)应根据需要减小推力并降至最小合适值,以防止超出 V_{MO}/M_{MO} (例如6节)的持续空速偏移。

(ii)当推力已是最小合适值或自动推力功能不运行时,FGS 应根据需要使用俯仰控制以实现高速保护。

(iii)如果遇到会导致空速偏移超过 V_{MO}/M_{MO} 的状况,则通过 FGS 将飞机平稳且正确地导引或控制回到正常飞行包线速度范围内是更可取的。

2.7 特定模式的特性

2.7.1 总则

FGS 一些运行模式在不同的飞机和系统中是以不同的方式实现的。下文提供了阐明这些模式运行目的得指南和解释性材料，并给出了表明当前运行是可接受的标准。本节的指南并不排除其它模式的运行。飞行员对模式运行状态的理解对于避免混淆特别重要。因此，如本咨询通告第 2.5.3 节 FGS 模式选择、通告和指示中所述，应对模式的运行状态进行清晰地通告。

2.7.2 水平模式

本节对 FGS 中执行的主要用于飞机的水平/航向控制的模式予以讨论。根据过去使用这些模式所获得的运行经验，下述标准明确了可接受的模式运行状态。

(1) 航向或航迹保持。在航向或航迹保持模式，FGS 应保持飞机的航向或航迹角。当接通航向或航迹保持模式时飞机带有滚转角，FGS 应使飞机滚转至机翼水平状态，并维持达到机翼水平时（特别是小于 5 度的滚转角）的航向或航迹角。

(2) 航向或航迹选择。在航向或航迹选择模式，FGS 应迅速捕获并维持“选择”的航向或航迹基准值，并符合驾驶者的舒适要求。当模式最初接通时，FGS 应以使航向（或航迹）变化最小的方式转动飞机以捕获新的航向（或航迹）。一旦航向/航迹选择模式激活，所选值的更改应引起航向/航迹的变化。FGS 必须使飞机的转向与所选航向的变化方向一致。详见第 25.779 条 (a) 款 (1) 项。也就是说，如果飞行员顺时针旋转航向选择旋钮，飞机也必须向右转动，即使最小的航向（或航迹）变化是反方向的。目标航向或航迹值应显示给机组人员。

(3) 水平导航 (LNAV) 模式。

(a) 水平飞行航迹。在 LNAV 模式，FGS 应捕获并维持由飞行管理功能（即飞行管理系统 (FMS) 或相当系统）指令控制的水平飞行航迹。

(b) 自动模式转换。当选择了 LNAV 模式，如果飞机不在期望的水平航迹上或不满足设计的航迹捕获标准，则 FGS LNAV 模式应进入预位状态。当飞机能够平稳地捕获并跟踪水平飞行航迹时，FGS 应从预位状态转换至接通状态。

(c) 起飞或复飞 (TOGA)。在 TOGA 阶段，对于 LNAV 模式的 FGS，设计时应明确规定起飞后即刻机动的能力以及可能存在的任何限制。TOGA 后，

飞机的机动能力应建立在性能基础上，其目标是在翼尖可能碰到跑道的情况下避免过度的横滚姿态，而当地形和/或推力限制存在时还要满足运行要求。

2.7.3 垂直模式

本节对 FGS 中执行的主要用于飞机的俯仰控制的模式予以讨论。下述确定的标准反映了过去使用这些模式获得的运行经验。

2.7.3.1 目标高度选择

当使用适用的垂直模式时，为避免不受约束的爬升或下降而过渡到任何高度，应在选择垂直模式之前将高度选择控制器设置为新的目标高度。如果设计允许在设置目标高度之前选择垂直模式，则应考虑到不受约束的爬升或下降导致高度违规或可控撞地（CFIT）的潜在风险。同时还应考虑对与之前选择高度的偏离和/或随后飞行员应采取的重置所选高度的行动给予适当的通告。

2.7.3.2 垂直速度

在垂直速度模式，FGS 应平稳地捕获并保持在某个选定的垂直速度上。应考虑所选值超出飞机性能的情况。另一种需要考虑的情况是使用不带自动推力的垂直速度模式，这可能会导致低速或高速的状态以及相应的飞行员在未察觉状态。有关这些情况的可接受的符合性方法讨论，参见本咨询通告第 2.6.6 节。

2.7.3.3 飞行航迹角

在飞行航迹角模式，FGS 应平稳地捕获并保持在选定的飞行航迹角度上。应考虑所选值超出飞机性能的情况。当使用不带自动推力的飞行航迹角模式，可能导致低速或高速的状态以及相应的飞行员在未察觉状态，这种情况也应予以考虑。可接受的符合性方法包括恢复包线保护模式或及时给出状态的通告。

2.7.3.4 指示空速/马赫数保持（升降舵控制速度）

在空速/马赫数保持模式，FGS 应保持模式接通时的空速或马赫数。

2.7.3.5 指示空速/马赫数选择（升降舵控制速度）

在空速/马赫数选择模式，FGS 应捕获并保持选定的空速或马赫数。所选空速或马赫数可以是预选择的或是与模式接通时的空速或马赫同步。

2.7.3.6 飞行高度层（FL）改变（升降舵控制速度）

在飞行高度层（FL）改变模式，FGS 应以与飞机推力控制协同的方式

改变高度。自动驾驶/飞行导引(FD)通常通过升降舵保持速度控制。自动推力功能(如果接通)应控制推力到适当的值爬升或下降。

2.7.3.7 高度捕获

(1)模式转换。高度捕获模式应指令 FGS 从垂直模式平稳地捕获并保持所选的目标高度,并考虑到爬升率和下降率的经验值。

(2)高度捕获模式指南。在役经验表明,某些模式的执行可能会导致飞行员的混淆从而导致高度违规。因此给出下述对高度捕获模式的指导。

(a)模式的自动预位。高度捕获模式应能自动预位以确保捕获所选高度。如果高度捕获模式一直处于预位状态,则不需要对预位状态进行通告。如果 FGS 在高度捕获模式,则应进行通告。

(b)从任一垂直模式接通。除进近中的规定外(例如,进近模式激活下滑道),如果计算出的飞行航迹能截获所选高度并满足高度捕获标准,则应可以自任何垂直模式接通高度捕获模式。

(c)更改爬升/下降参考指令。爬升/下降参考指令的变化(例如,垂直速度参考指令),除机组人员使用高度选择控制器给出的指令外,不应阻碍捕获目标高度。

(d)捕获选择的高度。高度捕获模式应使用可接受的加速度限制和俯仰姿态平稳地捕获选定的高度,并考虑乘员的舒适度。

(e)加速度超调最小化。在某些情况下,加速度限制可能导致高度超调。为使高度超调最小化,可以增加法向加速度限制,并考虑乘员的安全性。

(f)选择其它垂直模式。在高度捕获时,飞行员选择其它垂直模式不应在目标高度水平飞行有妨碍或不利影响。一种符合性方法是在高度捕获期间禁止转换到其它飞行员可选的垂直模式(不包括高度保持、复飞和进近模式),除非目标高度已经改变。如果在高度捕获期间满足下滑道捕获标准,则 FGS 应转换到下滑道捕获。

(g)改变目标高度。FGS 必须设计成在高度捕获期间当目标高度改变时,飞行机组对 FGS 的运行混淆最小。见第 25.1329 条(i)款。应有合适的通告,并适合当前的飞行阶段。

(h)气压调整。在高度捕获期间随时调整基准气压不应导致捕获模式的丧失。向气压高度的过渡应是平滑的。

(i)参考空速保持。如果在高度捕获期间激活自动推力功能,则应将

自动驾驶和自动推力功能设计成 FGS 能在平稳机动时保持在参考空速。例如，如果自动驾驶从速度模式转换为高度捕获或控制模式，则自动推力应转换到速度模式以保持参考空速。

2.7.3.8 高度保持

(1) 模式进入。可以通过由机组人员选择或从其它垂直模式转换进入高度保持模式。

(a) 飞行员选择

(i) 水平飞行。当飞行员在水平飞行时接通高度保持模式，该模式应提供导引或控制以保持模式接通时的高度。

(ii) 爬升或下降。当飞行员在飞机爬升或下降时接通高度保持模式，FGS 应立即进行俯仰变化以阻止爬升或下降，并在达到水平飞行时（例如，小于 200 英尺每分钟）保持当前高度。水平机动的强度应与乘员舒适性和安全性一致。

(b) 自动转换。当从高度捕获自动转换至高度保持模式时，高度保持模式应为所选择的高度提供导引或控制。

(2) 模式转换通告。当从其它垂直模式自动转换到高度保持模式时，应清楚地通告机组人员引起注意。

(3) 气压调整。因调整基准气压引起的任何飞机响应应是平稳的。

2.7.3.9 VNAV

(1) FMS 航迹。

(a) 捕获垂直航迹。在 VNAV 模式，FGS 应捕获并保持飞行管理功能（即 FMS 或等效系统）发出的垂直飞行航迹指令。如果选择 VNAV 模式时飞机未在期望的 FMS 航迹上，则 FGS VNAV 模式应进入预位状态或提供导引以平稳地捕获 FMS 航迹。机组人员应确定飞机在飞行剖面上以截获期望的 FMS 航迹。当 FGS 平稳地捕获并跟踪 FMS 航迹时，FGS 能够从预位状态转换到接通状态。

(b) 垂直航迹的偏离。如果飞机飞行在某个垂直航迹（例如，垂直导航（VNAV）航迹），则应在主视野内显示与该航迹的偏离，例如 PFD、导航显示（ND）或其它可接受的显示。

(2) 爬升或下降。

(a) 自动推力功能。当在爬升或下降时选择 VNAV，自动推力功能（如果安装且接通了）应保持适当的推力设置。在 VNAV 爬升或下降后进入水

平飞行时，自动推力功能应保持在目标速度。

(b) 禁止 VNAV 爬升。除非模式选择面板 (MSP) 的高度窗口被设置为高于当前高度的高度值，否则 FGS 应禁止 VNAV 爬升。

(c) 禁止 VNAV 下降。除非模式选择面板 (MSP) 的高度窗口被设置为低于当前高度的高度值 (在跑道终端进近除外)，否则 FGS 应禁止 VNAV 下降。

(d) 禁止穿过 MSP 高度。除在跑道终端进近外，FGS 不应允许通过 VNAV 爬升或下降穿过 MSP 设置的高度

注：参见本咨询通告第 2.7.6 节，对于选择了目标高度的 VNAV 进近运行的特殊考虑。

2.7.4 多轴模式

本节对 FGS 中执行的综合了飞机的俯仰、水平/航向控制和推力管理的模式予以讨论。下述确定的标准反映了过去使用这些模式获得的运行经验。

2.7.4.1 起飞模式

(1) 垂直导引。在起飞模式，FGS 的垂直单元应提供垂直导引，以便在初始抬前轮后获得并保持安全的爬升速度。

(2) 水平导引。在起飞模式，FGS 的水平单元 (如果处于工作状态) 应使飞机在离地后保持跑道航向/航迹或机翼水平。应提供单独的水平模式通告。

(3) 抬前轮导引。如果提供抬前轮导引，则该导引的使用不应导致尾翼碰地。应与满足 35 英尺离地距离 (AGL) 的起飞性能要求必需的起飞方法一致。如果不提供抬前轮导引，在起飞期间可以显示俯仰指令杆，但不应将其视为是在提供抬前轮导引，除非这是预期功能的一部分。

(4) 自动推力。自动推力功能应增加并保持发动机推力到选定的推力限制 (例如，最大起飞推力、减额定功率起飞)。

(5) 运行和性能。FGS 的设计应表明所有发动机工作状态和发动机失效状态都与下述离地后起飞系统性能特征一致。

(a) 飞行阶段之间的过渡。从起飞过程中的跑道部分到空中部分以及爬升途中的构型变化，起飞系统的运行应该是持续并平稳的。对于空中部分以及跑道部分，飞行员应该能够持续使用相同的主显示器。导引模式和显示格式的转换应是自动的。

(b) 俯仰姿态和爬升速度/正常运行。在正常运行期间，起飞系统的垂直导引应为考虑了下述因素的飞机提供适当的俯仰姿态和爬升速度：

(i) 飞机正常抬前轮速率至指令要求的 VR（抬前轮速度）-10 节的俯仰姿态（在发动机都运行状态下）以及 VR-5 节时的俯仰姿态（在单发失效状态下）不应导致尾翼撞地。

(ii) 系统应提供指令使飞机平稳地过渡到某个俯仰姿态，从而捕获并跟踪全发起飞爬升速度，即 V_2 （起飞安全速度）+ X，X 是 AFM 中规定的全发速度附加（通常为 10 节或更大值）。如果遇到俯仰限制状态，可以使用更大的爬升空速以达到要求的起飞航迹而不会超出俯仰限制。

(c) 单发失效运行。对于单发失效状态下的运行，系统应提供指令使飞机平稳地过渡到某个俯仰姿态，从而捕获并跟踪以下参考速度：

(i) V_2 ，当单发失效发生在 V_2 或低于 V_2 时。该速度应在飞机到达 35 英尺离地高度时获得。

(ii) 发生失效时的空速，当单发失效发生在 V_2 与 $V_2 + X$ 之间时。

(iii) $V_2 + X$ ，当失效发生在 $V_2 + X$ 或高于 $V_2 + X$ 时。或者，如果已经表明在该速度下仍能达到最低起飞爬升梯度，则可以使用发生失效时的空速。

(d) 起飞模式期间的水平指令。如果执行的话，起飞模式的水平单元应使飞机在离地后保持跑道航向/航迹或机翼水平，并提供单独的水平模式通告。

2.7.4.2 复飞模式

复飞模式的特征及其产生的飞行航迹应与人工复飞一致。

(1) 垂直部分。FGS 复飞模式的垂直模块应首先使飞机抬前轮，或提供导引使飞机抬前轮，以阻止有下降的速率。

(2) 速度。在爬升和飞机构型变化期间，FGS 应捕获并保持一个安全的速度。特别地，对于复飞爬升，安全速度为 V_2 ，但对于风切变改出，安全速度可能会有所不同。

(3) 自动推力。

(a) 爬升时的推力。如果安装了自动推力功能，则该功能应增加推力并保持推力，可以保持推力到特定推力限制或保持推力以完成足够推力的、安全的爬升。自动推力功能不应超过推力限制（例如，最大复飞推力或减额定功率复飞推力限制）。此外，自动推力功能不应减小推力使其小

于能进行足够推力的、安全的爬升所需的最小推力值，也不能降低推力杆位置使其低于警告系统被激活的位置。

(b) 复飞时的俯仰姿态。初始的复飞机动可能要求有明显的俯仰姿态变化。当已确定了安全的爬升梯度，为使乘客感到舒适而减小推力以降低俯仰姿态是可接受的。如果需要，飞行员应可以重新选择最大推力值。

(4) 接通。当飞行员选择了复飞，应接通复飞模式，即使 MSP 上选择的高度等于或低于初始复飞时的高度，飞机应一直爬升直至选择了另一垂直模式，或者将 MSP 高度调至高于当前飞机高度的高度。

(5) 全发和单发失效能力。FGS 复飞模式的设计应能处理全发工作和单发失效运行的状况。应考虑到单发失效导致复飞以及全发复飞时发生单发失效的情况。

2.7.4.3 进近模式

(1) 最终进近航迹。在进近模式，FGS 应从 NAV 或着陆系统，如果适用，例如 ILS、GLS、RNP、区域导航（RNAV）等，捕获并跟踪最终进近水平和垂直航迹。

(2) 模式通告。FGS 应对所有与运行相关的进近模式予以通告。除已激活的事先捕获的模式外，已预位的以及等待满足捕获标准的模式应给以通告。应对之前预位模式的捕获提供正确的指示。

(3) 子模式。FGS 可能会有一些子模式在没有机组人员选择的情况下自动激活。应对这些子模式的转换对机组人员的重要性进行评估。如果评估结果为重要的（例如，拉平），则应对其提供正确的通告。

(4) 模式接通顺序。在航向道捕获之前可能接通下滑道捕获模式。尽管如此，当跟随垂直导引后，飞机未能在最终水平航迹上时，机组人员有责任确保有适当的安全的障碍/地形间隙。

2.7.5 自动推力模式

本段对 FGS 中执行的主要用于控制飞机发动机的模式予以讨论。下述确定的标准反映了过去使用这些模式获得的运行经验。

(1) 推力模式。在推力模式，FGS 应指令自动推力功能以达到选定的目标推力值。

(2) 速度模式。在速度模式，假设所选速度在正常飞行包线速度范围内，FGS 应指令自动推力功能捕获并保持所选的目标速度值。在有风或紊流状态下进近时，自动推力系统可能会以比所选目标速度更大的空速飞

行。

(3) 收回模式。如果 FGS 执行收回模式，对于接通了自动推力功能的自动着陆和手动着陆，收回模式应以相同的方式工作。

2.7.6 对于选择了目标高度的 VNAV 进近运行的特殊考虑

(1) 进近运行。在错失某个进近高度值后，FGS 垂直模式应允许飞行员重新设置目标高度以捕获最终进近段。从最终进近段上方和下方捕获都是适用的。

(2) VNAV 航迹运行。在错失某个进近高度值后，应可以重新设置目标高度以确定至最终进近点的下降航迹以及从最终进近点至跑道的航迹。FMS 应给出相应的目标点和下降点。

2.7.7 控制驾驶盘操纵（通过自动驾驶控制转向）

2.7.7.1 总则

在控制驾驶盘操纵（CWS）模式，FGS 允许机组人员通过自动驾驶控制手动操纵飞机。由于 CWS 是 FGS 的特定功能，因此被认为是 FGS 的一个模式。但是，CWS 运行时，是飞行员而不是 FGS 在控制飞机。CWS 在 FGS 下的运行与在飞行员手动操纵下的运行是相同的。这两种情况，都是由飞行员控制飞机的飞行航迹和速度，唯一区别在于实际的飞行控制面如何移动的机理不同。在 CWS 运行时不涉及自动的 FGS 指令，但飞机自动配平功能可能除外。因此，本 AC 中的一些段落，例如讨论速度保护和性能目标的段落，应该仅适用于那些是由 FGS 控制飞机飞行航迹的自动驾驶模式。而这些段落内容并不适用于 CWS，除非当 FGS 处于 CWS 模式时有专门提供这些特征。

2.7.7.2 设计

CWS 模式（如有提供）应满足以下条件：

(1) 操纵力。在 CWS 模式接通状态下，飞行员能使用正常的飞行控制装置操纵飞机，并使得操纵力在满足 25.143(d) 可操纵性要求的前提下能达到最大可用的舵面偏转。不应出现可能对飞行航迹产生不利影响的过度的不连续的操控力。

(2) 滚转和俯仰姿态。在 CWS 运行时，能达到的最大滚转和俯仰姿态应限制在那些飞机正常运行所必须的范围內。

注 1：正常运行限制通常为滚转 35° 、俯仰 $+20^{\circ}$ 至 -10° 。

注 2：可以被飞行员的强控制命令进行物理克服的限制有时被称为

“软限制”。

(4) 控制性能。应能平稳而准确地施加所有正常操纵力而不会产生有害振动。还应能在可能使用 CWS 的飞行状态范围内抵消因构型或推力变化而导致的所有正常的配平变化。

(5) 失速和失速改出。飞机的失速和失速改出特性应是可接受的。应该假定从使用 CWS 产生的失速中改出，除非提供了自动驾驶的自动断开功能。

(6) 调节配平。在表明对第 25.143 条 (f) 款的符合性时，在可合理预期的机动过程中自动驾驶可能会调节配平，应对此予以考虑。如果减小的操纵力不会导致潜在的危险，在不寻常的持久机动状态下减小操纵力是可接受的。

(7) 起飞和着陆。如果允许使用 CWS 进行起飞和着陆，则应表明：

(a) 有足够幅度和速度且连续的操纵力。

(b) 适度的误操作不是危险的（例如，升降舵或副翼保持在失配平位置时接通自动驾驶）。

(c) 操纵器件滑移率和操纵力使得飞行员可以轻易地超控自动驾驶而不会使飞行航迹发生明显偏离。

(d) 对于预期的机动，任何由 CWS 模式引起的飞机响应滞后是可接受的。

(8) 自动回到 CWS 模式。当自动驾驶接通时，不应通过给驾驶杆或驾驶盘施加一个输入来自动回复到驾驶盘操纵模式，除非自动驾驶处于捕获模式（例如，高度捕获或航向道捕获）。当释放操纵力时，自动驾驶应返回之前接通的捕获模式或返回至航迹/航向保持模式。

2.7.7.3 术语和咨询材料的应用

当前工业使用的“CWS”涉及了若干不同的系统类型。以下描述了一些本质上与 CWS 相似，但功能不同的其它系统类型。本咨询通告第 2.7.7.2 节适用于第 2.7.7.1 节“总则”描述的系统，但不适用于第 2.7.7.3(1) 节和第 2.7.7.3(2) 节所述的那些系统。这些描述是一般性的，实际可能因不同飞机存在差异。

(1) 按压控制操纵 (TCS)。许多商用支线飞机上都装有 TCS 系统。使用 TCS 系统，飞行员能够从飞控系统中物理断开自动驾驶伺服系统（通常是通过按压并保持驾驶盘上的按钮），而不会使自动驾驶系统本身断开

或丧失其当前选择的模式。随后飞行员可按需使用飞机的飞控系统来操纵飞机（即，自动驾驶伺服系统已不在飞控系统的控制回路中）。飞行员之后还可以通过释放 TCS 按钮使自动驾驶伺服系统重新连接上飞控系统。自动驾驶以新的定向为基础将使用与选择 TCS 之前相同的模式选择来重新控制飞机。一些飞机上的这类系统有时也被称为 CWS。

(2) 监管超控。一些飞机上有一种被称为接通中的自动驾驶的“监管超控”的可用功能。这项功能使飞行员能够通过向驾驶舱操纵器件施加操纵力来物理超控接通的自动驾驶伺服系统。因为监管超控，自动驾驶不会因飞行员操纵力的输入而自动断开。这使飞行员不需要先断开自动驾驶就能按需使用驾驶舱操纵器件来定位飞机。当飞行员释放操纵力时，自动驾驶将使用与监管超控之前相同的模式选择来重新控制飞机。

2.7.8 对电传飞控系统与 FGS 集成的特殊考虑

(1) 速度保护。在电传飞控系统中可以实现速度保护的设计特征。但如果在 FGS 中也设计了速度保护，则应与电传飞控系统的包线保护功能兼容。FGS 的速度保护（正常飞行包线）应在飞控系统的限制范围内运行（限制飞行包线）。

(2) 系统降级。应向机组人员提供有关电传飞控系统降级对 FGS 影响的信息。

2.8 飞行导引系统集成

2.8.1 总则

在之前章节，认为 FGS 及其功能是独立的，且不同于飞机上其它系统和功能。一般认为，在复杂飞机设计中，飞行导引功能是与其它电子设备功能紧密结合的，并且这些系统的物理集成会影响到飞机级的安全性评估。以下段落为应在验证 FGS 预期功能、性能和安全性的范围内进行考虑的更复杂的飞机系统设计和接口中可能出现的 FGS 系统集成问题提供了指导。

2.8.2 系统集成问题

(1) 共模和级联失效模式。FGS 与其它飞机系统的集成有可能降低失效影响的独立性以及功能的分配。特别是当硬件和软件资源被不同系统和功能共享时（例如，飞机数据网络和综合模块化航空电子设备（IMA）架构）。除了考虑 FGS 作为单独系统时的可靠性和完整性外，可能考虑和处理 FGS 关于故障传播、检测和与其它系统的隔离的影响是很有必要的。

由共模或级联失效引发的单个系统失效状态的组合对飞机的总体影响可能比单个系统失效更严重。例如，当组合考虑第 25.1309 条中分类为“较小”或“重大”的失效状态时可能在飞机级会产生危险影响。对于失效隔离特别是失效组合，告警系统向机组人员提供清晰且明确信息的能力变得极为重要。（见本咨询通告第 11 节 安全性分析。）

(2) 错误风险。复杂且高度集成的航空电子系统存在更大的研制错误风险。对于非传统的人机交互系统 (HMI)，同样存在机组人员操作错误的可能性。此外，系统集成可能使出现不希望和非预期影响的可能性更大。

(3) 系统安全性分析。当资源共享或分区方案受到好评，应在系统安全性分析中说明并进行文件记录。在考虑系统功能性失效时，如不能表明此类分区方案能提供必要的隔离，则应考虑可能的组合失效模式。例如多轴主动失效，其多个轴向的控制算法是在一个单独的处理元件上。此外，控制功能的功能性集成如舵面配平、偏航通道和增稳，尽管严格来说不是 FGS 但仍应考虑。

2.8.3 功能接口

(1) 传感器接口。FGS 在其最简化的形式中可认为是带传感器的接口，用以提供必要的输入实现各功能的计算。通常，这些传感器包括大气和惯导数据、发动机控制和诸如仪表着陆系统 (ILS)、甚高频全向信标 (VOR) 和测距仪 (DME) 的 NAV 传感器。就发动机控制而言，还可以提供反馈回路。FGS 也可以提供内闭环回路到外回路的指令控制。最常见的是与 FMS 的接口，以方向指令的形式为 LNAV 和 VNAV 提供目标。

(2) 系统间潜在的冲突。在表明 FGS 和提供外回路指令的系统预期功能和性能时，申请人需要考虑两个不同系统限制之间潜在的不一致。例如 FMS 方位指令与基本 FGS 俯仰和滚转角限制之间存在可能的冲突。对这些问题处理不当会导致不连续、模式转换与复位，从而导致错误的 NAV 和其它可能的安全问题（例如，高海拔的抖振边界）。相似的问题出现在 FGS 与飞行控制之间功能接口的内回路中。对于电传飞控飞机，两系统间的不同步会导致模式异常和自动驾驶断开。

(3) 功能和性能。申请人应对所有可能的功能接口进行评估，验证 FGS 预期的功能和性能。还应对告警系统进行评估，以确保在处理功能接口故障时能向机组人员提供准确和充分的信息。

2.9 安全性评估

2.9.1 总则

(1) 基本的安全性要求。第 25.1309 条定义了飞机系统适航审批基本的安全性要求。本节对 FGS 的批准和第 25.1309 条的应用，提供了另外的指导和解释材料。

(2) 安全性分析。应进行安全性分析以确定失效状态，并进行影响等级的分类。同时，应确保失效状态发生的概率与其影响等级一致或者按预期减轻。安全性评估应包括所采用的 FGS 保护和监控的基本原理和适用范围。安全性分析还应包括对每个已识别的 FGS 失效状态适当的评估以及对共模/共因或级联故障的分析。此外，安全性分析应对用于降低集成组件或功能失效影响/可能性的任何功能性隔离方案给出理由和描述。

(3) 安全性分析的确认。一些情况下需要对安全性分析中识别出的失效状态的影响的严酷性进行确认。可以通过试验室试验、模拟器或飞行试验进行确认。对于每个确认试验，应根据特定标准选择试验设备，例如安装试验条件的难度、对飞机和试验人员潜在的危害，以及使用特定设备进行确认试验的有效性。

(4) 与审查方的协调。应在合格审定计划的初期与审查方就安全性分析计划和功能危险性评估进行协调。

2.9.2 FGS 失效状态

为建立系统对第 25.1309 条的符合性，第一步是识别与该系统相关的失效状态。失效状态的典型特征是系统的预期功能发生非预期变化。失效状态应确定受影响的功能以及对飞机和/或其乘员的影响，详细说明任何与飞行阶段有关的考虑，并确定任何机组人员操作或其它相关应对措施。

(1) 功能性。FGS 主要功能应包括以下内容：

(a) 利用飞机的气动舵面自动控制飞机的飞行航迹。

(b) 通过平视显示器 (HUD) 或下视显示器 (HDD) 系统显示的信息向机组人员提供导引，以实现特定的期望的飞行航迹或机动。

(c) 对飞机的推力控制。

(2) 失效状态的影响。根据特定 FGS 系统的功能，失效状态可能会对以下方面产生影响：

(a) 对飞机俯仰、滚转和航向轴的控制。

(b) 推力控制。

- (c) 向机组人员提供的导引和系统通告/告警的完整性和可用性。
- (d) 飞机结构完整性。
- (e) 机组人员应对不利运行状态的能力。
- (f) 机组人员的行为和工作负担。
- (g) 飞机乘员的安全。

2.9.3 失效状态的类型和严酷程度

2.9.3.1 失效状态的类型

FGS 失效状态的类型很大程度上取决于系统构架、设计原理和系统实现。失效状态的类型包括以下内容：

(1) 功能丧失。某个操纵器件或显示部件不再提供操纵、导引或系统通告/告警。

(2) 功能故障。某个操纵器件或显示部件以不适当的方式运行，包括以下子类型：

(a) 急偏。操纵器件或显示部件在短时间内完全偏离。这时对飞机航迹和乘员的影响以及可能的不利结构影响是主要关注点。

(b) 缓偏。操纵器件或显示部件在相对较长时间内偏离正确的操纵位置或显示值。这时对当期状态识别的潜在延迟以及对飞机航迹的影响是主要关注点。

(c) 振荡。操纵器件或显示部件被某个振荡因素干扰。除难以控制飞机飞行航迹外，可能对结构完整性和乘员安全产生影响。

2.9.3.2 原因

失效状态是以下功能不正常的一种表现：

- (1) 主要 FGS 组成部分，如自动驾驶、FD 或 HUD。
- (2) 与 FGS 的接口传感器，如惯导或大气数据。
- (3) 操纵器件和显示部件，如伺服机构或 PFD。
- (4) 接口系统，如 FMS 或主飞控系统。
- (5) 基本飞机设施，如电子设备或液压动力。

2.9.3.3 严酷度

FGS 失效状态的严酷度及其相关分类通常取决于飞机的构型、飞行阶段和当前的运行类型。应考虑控制系统差异性（例如，容差和装配）对失效状态的影响。不同的设计方案可以减缓失效状态的严酷程度。见第 2.9.4 节 失效状态的减缓。

2.9.3.4 失效状态的评估

(1) 功能失效。之前的飞机合格审定项目中已确定的失效状态的分类是被认可的。失效状态的分类应与审查方在对第 25.1309 条安全性评估的过程中达成一致意见。

(2) 机身载荷。除灾难性的失效状态外，导致不合理机身载荷的失效状态的分类应根据 25 部 C 分部结构和第 25.1309 条“设备、系统和安装”进行评估。该评估需要考虑在主动故障、恢复或失效状态下继续飞行期间产生的负载。

(3) 对失效总体影响评估。复杂集成系统可能要求对单一失效导致的总体影响进行评估。例如，一些失效可能导致了若干失效状态，如果单独评估这些失效状态可能只是重大的影响，但进行组合考虑时却可能是危险的影响。关于复杂系统集成的特殊考虑见本咨询通告第 2.8.2 节系统集成问题。

2.9.4 失效状态的减缓

(1) 总则。

潜在失效的传播以及它们的整个影响可以通过许多方法予以消除或缓解。这些方法包括但不限于以下内容：

- (a) 失效检测和监控。
- (b) 故障隔离和重构。
- (c) 冗余备份。
- (d) 权限限制。
- (e) 机组人员采取措施干预。

(2) 方法确认。应对一些方法进行确认，这些方法保证了任何系统设计减缓措施的持续性。该减缓措施应在安全性分析/评估文件中进行描述，或通过参考其它文件（例如系统描述文件）获得。

(3) FGS 取消选择。典型 FGS 的设计允许对控制和导引单元进行取消选择。可以通过取消选择 FGS 以减轻振荡失效引起的任何结构性影响，以及对乘客的长期影响。

2.9.5 失效状态的确认

(1) 总则。失效状态的确认方法取决于失效影响、假设条件以及任何相关风险。一些失效状态的严酷程度可能是明显的，而其它可能带有主观性。如果通过机组人员采取措施以减轻失效状态影响的传播，则应有信

息通告机组人员来采取相应的措施(例如,告警器件移动、告警和显示),并且应预设机组人员的反应。建议在早期与审查方协调,以确定任何必要的程序来确认这些假设。

(2) 确认方法。失效状态的确认方法包括以下内容:

(a) 分析。

(b) 试验室试验。

(c) 模拟试验。

(d) 飞行试验。

(3) 确认方法。确认试验和分析应考虑系统架构(例如,余度通道、高集成组件、速度限制/幅度限制等)。为符合第 25.1309 条对安全性评估概率方面的要求,多数失效状态可以通过分析来确认。有必要通过地面模拟器或飞行试验来验证失效状态影响的严酷程度,特别是在飞行员需要通过判断来识别失效状态时或者飞机的响应存在差异时。预计每飞行小时发生失效的概率应低于 10^{-7} ,失效状态不受其严酷程度的影响且无需通过飞行试验证明。本咨询通告 2.10 节提供了对传统失效状态的评估指南。新颖功能可能需要另外的与适航部门达成一致意见的评估方法。

2.9.6 特殊考虑

下述章节确定了针对不同飞行阶段的潜在失效状态应给予的特殊考虑。

2.9.6.1 地面阶段的 FGS 运行

当维护运行时,由于不适当的自动驾驶、自动推力或其它系统控制行为会导致潜在的 danger,应对这些危险进行评估。评估包括了当飞机停在登机口以及飞机在滑行时的状态。系统联锁装置或机组/维护程序以及标牌可以减轻这些危险。

2.9.6.2 接近地面的 FGS 运行

当飞机接近地面时,飞机对 FGS 失效的响应可能会影响到运行安全。在本咨询通告中,接近地面是指相对起飞点或着陆区或跑道的高度低于 500 英尺。如果允许在飞机接近地面时接通自动驾驶或处于接通状态,这种情况应进行特定的安全性分析。

(1) 起飞。如果要求在起飞后低于 500 英尺能够接通自动驾驶,则应就任何重大 FGS 失效状态对净垂直飞行航迹、速度控制和飞机滚转角的影响进行评估。起飞阶段自动驾驶最低接通高度应(在某种程度上)根据

飞机对失效的响应特性以及机组人员对失效状态察觉的可接受性来确定。可能要求飞行员对特定失效状态进行评估（见本咨询通告第 2.10 节）。应在飞机飞行手册（AFM）中提供由该评估给出的起飞阶段自动驾驶最低接通高度。

(a) 垂直轴评估。

(i) 初始爬升期间的运行目标是保持合适的爬升剖面以确保越障余度，以及在爬升时保持合适的速度剖面。（见本咨询通告第 2.7 节）。

(ii) FGS 失效可能会导致飞机在低于 500 英尺的净起飞航迹上有显著的高度下降，以及在俯仰姿态上有显著的增加致使飞机的速度下降至不可接受范围。因此应对该失效状态进行评估。

(iii) 对于发生概率高于 10^{-7} 飞行每小时或者在飞行员不干预情况下产生灾难性或危险影响的失效状态，应对飞行员充分进行干预的能力进行评估，如果这些失效状态要求有运行限制或机组程序，则应在 AFM 限度或程序中进行说明。

(b) 水平轴评估。

(i) 初始爬升期间的运行目标是保持合适的航向或航迹，与邻近跑道可能的运行进行隔离。

(ii) FGS 失效可能会产生一个滚转角，导致与跑道航迹或预期航迹显著的偏离，因此应对该失效状态进行评估。

(iii) 对于发生概率高于 10^{-7} 飞行每小时或者在飞行员不干预情况下产生灾难性或危险影响的失效状态，应对飞行员充分进行干预的能力进行评估。必要时应在 AFM 限度或程序中进行说明。

(2) 进近。

(a) 失效状态的评估。进近过程中，如果自动驾驶在相对着陆区高度低于 500 英尺的高度仍保持接通，则应就任何重大 FGS 失效状态对净垂直飞行航迹、速度控制以及飞机滚转角的影响进行评估。进近阶段自动驾驶最低接通高度应根据飞机对失效的响应特性以及机组人员对失效状态察觉的可接受性来确定。关于如何在进近阶段评估这些失效状态，详见本咨询通告第 2.10 节。

(b) 进近运行。

(i) 可以用自动飞行控制来导引进近运行，包括但不限于以下内容：

1) 仪表着陆系统（ILS）和全球卫星导航着陆系统（GLS）。

2) 区域导航 (RNAV), 例如水平导航 (LNAV) 和垂直导航 (VNAV)。

3) 导航 (NAV), 例如甚高频全向信标 (VOR)、航向信标 (LOC) 和背航道。

4) 开环飞行航迹管理, 例如垂直速度、飞行航迹角、航迹或航向选择。

(ii) 可以接通单通道自动驾驶导引进近运行, 也可以接通多个自动驾驶通道引导进近运行。接通多个自动驾驶通道可以帮助减轻某些失效状态的影响。应验证这些减缓方法的有效性。

(iii) 运行类型和能见度条件将决定特定飞行的决断高度 (DA (H)) 或最低下降高度 (MDA (H))。如果满足视觉要求, 可以继续使用自动飞行控制导引运行。

(iv) 自动驾驶应保持接通的最低高度可能会随导引运行的类型不同而变化。由任何重大失效状态导致的飞行航迹偏离都会影响自动驾驶最低运行使用高度。应在 AFM 中给出进近阶段最低使用高度 (MUH)。

(c) 垂直轴评估。

(i) 进近运行的目标是保持合适的下降剖面以确保越障余度, 并保持合适的速度剖面。

(ii) FGS 失效可能会导致飞机在相对着陆点高度低于 500 英尺的进近航迹上有显著的高度下降, 以及在俯仰姿态上有显著的增加致使飞机的速度下降至不可接受范围。因此应对该失效状态进行评估。

(iii) 对于发生概率高于 10^{-7} 飞行每小时或者在飞行员不干预情况下产生灾难性或危险影响的失效状态, 应对飞行员充分进行干预的能力进行评估, 如果这些失效状态要求有运行限制或机组程序, 则应在 AFM 限度或程序中进行说明。

(d) 水平轴评估。

(i) 进近运行的目标是保持合适的航迹角, 与跑道中线或预期的飞行航迹保持一致以支持着陆。

(ii) FGS 失效可能会产生一个滚转角, 导致与跑道航迹或预期航迹的显著偏离, 因此应对该失效状态进行评估。

(iii) 对于发生概率高于 10^{-7} 飞行每小时或者在飞行员不干预情况下产生灾难性或危险影响的失效状态, 应对飞行员充分进行干预的能力进行评估。必要时应在飞机飞行手册限制或程序中进行说明。

2.9.6.3 巡航阶段的运行

巡航期间主要关注飞机对失效状态的响应可能对飞机结构和乘客产生不利影响。至少应对任何失效状态下的加速度和姿态进行评估。通过机组人员减轻失效状态影响的快速程度可能不及在起飞和着陆阶段。本咨询通告第 2.10 节对本飞行阶段提供了指导和考虑因素。

2.9.6.4 自动推力运行期间的不对称推力

在自动推力运行期间,失效(例如发动机失效、油门杆卡阻或推力控制钢缆卡阻)可能会导致显著的不对称推力失效状态,该失效状态可能会因为自动推力系统的继续使用而影响加剧。由于 FGS 可能会通过横滚控制(也可能是偏航控制)来补偿不对称状态,飞行员可能不会立即察觉到该状态的情况。因此,应将告警视为一种减缓措施,以引起飞行员对 FGS 运行期间的不对称推力状态的注意。

2.9.7 断开 FGS 失效

要求快速断开自动驾驶和自动推力功能旨在为机组人员提供常规且具有直觉性的手段以能够快速断开这些功能。应评估对快速断开功能不利的失效状态的影响。见第 25.1329 条(b)款。该评估应考虑进近期间使用快速断开操作装置断开自动驾驶和/或自动推力功能失效的影响。应对本咨询通告第 2.4.1.2(4)节其它自动驾驶断开方法中给出的可选择的其它断开方法的可行性进行评估。如果评估表明在自动驾驶和/或自动推力接通情况下可以人工操纵飞机着陆,应在飞行试验中验证。

2.10 使用飞行试验和模拟器试验的符合性验证

2.10.1 总则

2.10.1.1 符合性验证方法

FGS 运行的性能和完整性确认主要通过分析、试验室试验,模拟器试验和飞行试验的组合来实现。本节对机组人员参与的飞行试验和模拟器试验的符合性验证进行说明。本节包括必要的评估来确认预期功能性能的可接受性,包括人机界面(HMI)和失效场景的可接受性。对飞行试验或模拟器试验评估的具体要求将考虑申请人的设计细节、支持工程的分析,以及申请人试验室试验的范围和深度。不同确认方法的类型和范围将受 FGS 功能、审定事项、申请人试验设施,以及其它一些实际限制和经济约束的影响。

2.10.1.2 表明符合性判断标准

用于表明对第 25.1301 条、第 25.1309 条和第 25.1329 条符合性的

标准在第 2.4 节至第 2.8 节中。

2.10.1.3 合格审定试飞要素

合格审定试飞项目应对 FGS 采用的典型的飞行阶段和飞机构型进行调查。应通过适当的操纵和在典型的环境条件下（包括紊流）对 FGS 所有模式进行评估。应考虑 FGS 要素组合（例如自动驾驶接通和自动推力断开）的情况。特定失效场景可能需要飞行或模拟器演示验证。飞机应配备足够的试验设备来记录试验参数。记录的参数包括法向加速度、空速、高度、俯仰和横滚角以及自动驾驶接通状态。飞行试验设备不应影响 FGS 或其它系统的运行。

2.10.1.4 驾驶员在环评估

驾驶员在环评估的一个重要内容是人为因素的确认。要求对 HMI 进行充分评估以确保飞行导引系统安全、有效和一致的运行。部分评估内容将在飞行试验中进行。使用典型的飞行模拟器来完成对人为因素和工作负担的评估。所采用的飞行模拟器等级和仿真度应与合格审定的置信区间相当，且模拟器的使用应得到审查方的批准。

2.10.2 性能验证（无故障）：第 25.1301 条

2.10.2.1 总则

(1) 合格审定计划。合格审定计划应明确 FGS 的特定功能。飞行试验和/或模拟器试验项目更应在典型的运行条件下（包括适用的飞机构型和典型的飞机重量、重心（CG）和运行包线范围）评估该功能。

(2) 性能评估。应对 FGS 每个导引和操纵模式下的性能做评估。FGS 性能的可接受性可基于试飞员的评估，并考虑了从相似设备的性能和飞机的一般性能中获取的经验。应对 FGS 的低速机动能力和高速机动能力进行评估。

(3) 对模式操纵器件、指示和告警兼容性的评估。应对 FGS 模式操纵器件、指示和相关告警的可接受性，以及与驾驶舱显示的兼容性进行评估。FGS 不应发生未预期的断开，并且当 FGS 模式转换时不应导致混淆。对人为因素评估的其它考虑见本咨询通告第 12.6 节 人为因素评估。

2.10.2.2 正常性能

(1) 验证。正常性能是指在飞机的飞行包线内，以及在常规大气和环境条件下良好运行时的性能。应在一系列能代表运行中遇到的典型状态的条件下来验证正常性能。

(2) 评估。应评估 FGS 以确定以下特征的可接受性:

- (a) 自动控制组件的稳定性和追踪性。
- (b) 导引组件的可控性和追踪性。
- (c) 捕获模式下飞行路径的捕获。
- (d) 模式整合的一致性。

(3) 预期的错误。应评估运行中出现合理预期的错误时（例如，进近速度的选择错误）的性能。

2.10.2.3 正常条件外的性能

除正常条件外，就是“罕见的正常”和“非正常”条件。正常条件外的性能是指在飞机运行期间不常遇到条件下系统的性能。本咨询通告第 8.3 节和第 8.5 节给出了罕见的正常和非正常条件下的例子。

(1) 试验程序。恰当时机时应在更具挑战的环境条件下（例如风、风梯度和不同程度的紊流）评估 FGS 的性能。罕见的环境条件下，FGS 可能在其性能极限状态下运行。目的是对 FGS 在使用过程中可能不经常遇到但要求更苛刻场景下评估 FGS 的性能。鉴于一些环境条件的严酷性，例如剧烈和极端的紊流或进入到剧烈的风切变区域，并不要求也不建议在这些条件下对 FGS 进行飞行评估，在模拟器上进行评估会更适合。

(2) FGS 评估。应对 FGS 评估以确定以下特征的可接受性:

- (a) 自动控制组件的稳定性以及在任何扰动后恢复跟踪的能力。
- (b) 导引组件的可控性以及在任何扰动后恢复跟踪的能力。
- (c) 模式转换和整体驾驶舱系统集成的可接受性。

(3) 风切变导引。如果 FGS 提供了风切变改出导引功能，则应进行性能验证。

2.10.2.4 特定性能条件

需要通过飞行试验和/或模拟器试验来评估的特定性能条件如下:

(1) 考虑结冰条件。结冰条件下 FGS 性能和安全性应通过飞行试验和/或模拟器试验来验证，必要时还应通过分析的方法支持验证。应对结冰条件下继续使用 FGS 自动飞行控制组件可能产生的潜在影响进行评估。飞机机翼和舵面上的累积冰会逐渐改变飞机的气动特性和稳定性。即使 FGS 能在这样的条件下安全运行，但 FGS 的继续使用可能会掩盖这一变化，反而可能会导致飞行员操纵困难，并可能在自动驾驶断开时（自动或人工）失去控制。

(a) 试验程序。试验程序应通过评估模拟冰型或自然结冰试验期间自动驾驶的性能，来评估 FGS 在结冰条件下潜在的脆弱性。

(i) 应进行充分的自动驾驶试验和分析，以确保自动驾驶的性能是可接受的。试验和分析应包括因结冰条件对失速告警参数进行调节的情况下对低速保护阈值的评估。更多信息见第 2.6.4 节，正常条件和罕见的正常条件下的结冰考虑。

(ii) 通常，评估自动驾驶没有必要包括所有重量、重心位置（包括水平不对称）、高度和减速装置构型。但如果飞机带有累积冰时与飞机干净构型时的自动驾驶性能存在显著差异，或试验表明为临界性能，则需要进行额外的试验。

(iii) 如果需要较大的自动驾驶输入去补偿结冰条件，则应对显著失配平状态指示的可接受性进行评估，并应确定自动驾驶断开时（人工或自动）飞机的后续响应。更多信息见第 2.4.1.2 节和第 2.5.4.4 节。

(b) 除冰。如果飞机配置有除冰系统，应验证自动驾驶在冰从飞机上脱落的过程中具有令人满意的性能。

(c) AFM 限制。当降级不足以要求更改自动驾驶系统或除冰/防冰系统时，则应在 AFM 中给出相应的限制和程序。

(2) 低速保护。应评估下列条件下 FGS 低速保护性能的可接受性：

(a) 模拟单发失效状态下的高空巡航。

(b) 在低高度模拟单发失效做爬升，进行高度捕获。

(c) 不充足爬升功率下的垂直速度。

(d) 进近速度偏离。

(3) 高速保护。应评估下列条件下 FGS 高速保护性能的可接受性：

(a) 带自动推力功能高高度水平飞行。

(b) 不带自动推力功能高高度水平飞行。

(c) 带自动推力功能高高度下降飞行。

(4) 复飞。

(a) 模式评估。复飞模式（见第 2.7.2(2) 节 复飞模式）的目标是从进近到着陆，再到安全爬升，期间能快速改变飞机的飞行航迹。该模式有助于低能见度条件下依据决断高度/决断高（DA（H））进行操作，如果在决断高度/决断高（DA（H））处未获得目视参照物，则复飞是必要的。因此，对复飞模式的评估可以结合 FGS 的评估一起，以支持低能见度下的

运行，并采用审查方接受的标准。

(b) 飞行评估。应进行飞行评估，以评估飞机的抬前轮特性以及飞机在捕获和维持安全飞行航迹时的性能。如果在复飞或中断着陆期间飞机与跑道发生接触，应对该情况的可接受性进行评估。

(i) 考虑的因素。应建立验证项目以确认可接受的运行，并考虑以下因素：

- 1) 飞机重量和重心 (CG)。
- 2) 不同着陆构型。
- 3) 使用人工推力或自动推力。
- 4) 减推力并选择复飞模式后果。
- 5) 启动复飞模式时单发失效。
- 6) 达到复飞功率后，复飞期间单发失效。

7) 复飞模式起始高度 (例如，拉平阶段有地效影响时和无地效影响时的起始高度)。

(ii) 应评估的特性：

- 1) 初始转换期间飞机的俯仰响应。
- 2) 飞机构型变化和急剧爬升期间的速度性能。
- 3) 综合使用自动驾驶和自动推力。
- 4) 过渡到复飞高度。
- 5) 单发失效时的水平性能。

(iii) 复飞初始高度。当复飞机动过程中掉高度明显或为支持批准的特定操作产生的掉高度，则应在 AFM 中给出经验证的不同复飞起始高度。

(5) 大角度进近 (特殊授权)。

(a) 飞行试验/模拟器试验验证。典型的进近下滑角在 2.75° 和 3.77° 之间。申请以大于 3.77° 的下滑角进近需要另行评估对于此类批准，FGS 飞行试验和模拟器试验应包括以下内容：

- (i) 进近航迹的捕获、跟踪和速度控制。
- (ii) 偏离时 (例如下滑角和速度偏离) 系统的恢复。
- (iii) 自动驾驶断开时瞬态的评估。
- (iv) 大角度进近到复飞模式的验证。

(b) 大角度进近时使用自动驾驶。当进近下滑角大于 4.5° 时使用自动驾驶，应满足对大角度进近的适航和转换准则。此外，应根据操作和低

能见度要求对禁止进近进行评估。

(6) 失配平状态下的指示和响应。应进行评估,以确定失配平通告和断开响应的可接受性。(见第 2.5.4.4 节)

2.10.2.5 FD/HUD

(1) 总则。FGS 导引由下视飞行导引(FD)或平视显示器(HUD)提供。下视显示器(HDD)通常使用 FD 的导引信息,该信息向飞行员提供方向指令(例如十字杆或单 V 型杆)。HUDs 通常显示飞行航迹矢量。矢量基于飞机能耗状态和方向向量给出,代表即时飞行航迹。各类新的显示媒介在逐步发展(例如视景增强系统(EVS)和模拟视觉系统),需要将导引功能与场景相结合。

(a) 飞行试验或模拟器试验项目。飞行试验或模拟器试验项目应验证在所有可适用模式下 FD 或 HUD 导引能提供平稳、准确和有阻尼的(Damped)导引,以达到令人满意的任务控制性能,而无需飞行员进行操作补偿或给飞行员增加过度的工作负担。

(b) 性能。FD 导引应能为飞机在下述状态下运行提供充分的性能保障,飞行员的适度补偿是可接受的。

(i) 增稳断开。

(ii) 如果有可选择的电传控制模式(例如,直接控制律)。

(iii) 单发失效。

(c) 非静态的跟踪参照。FD 的设计使用了非静态的跟踪参照(例如飞行路航迹角或飞行航迹矢量,通常与 HUD 导引一起使用),应将这些导引符号置入显示器视场限制区域的飞行条件下对 FD 进行评估。侧风以及空速、总重、CG 和襟/缝翼/起落架构型的一些特定组合可能会导致这种情况。因此,在这些限制下,对飞行员操纵输入响应的动态导引可能不同,并可能会对 FD 的跟踪性能、飞行员操纵补偿和工作负担产生潜在的不利影响。

(d) 主要仪表参照。应该验证 FD 及其跟踪参照在范围内的移动不会对主要仪表参照产生影响。动态移动或移动范围不会对飞行员认知导引和基本飞行信息的能力产生不利的影响。

(2) HUD 的特定验证。

(a) 符合性。这些验证旨在表明对以下段落的符合性:

(i) 第 2.4.2 节 FD 的接通、断开和指示。

(ii) 第 2.5.3 节 FGS 模式选择、通告和指示。

(iii) 第 2.5.5 节 FGS 对于 HUDs 的考虑。

(iv) 第 2.6.2 节 正常性能（特别地，对 FD 导引的标准）。

(b) 要求的验证。当操纵驾驶员（PF）使用 HUD 时，飞行员在 HUD 上观察基本飞行信息，不太可能再去查看下视显示器。因此，应验证以下内容：

(i) HUD 信息的位置和表达（例如，导引、飞行信息和告警/通告）不会分散飞行员的注意力或干扰飞行员的外部视野。例如，飞行员应能够跟踪 HUD 对跑道的导引，不会因 HUD 符号的模糊而不能准确认知飞行航迹上的跑道参照物或路障。

(ii) 飞行员对主要飞行信息、通告和告警的认知在使用任何 HUD 显示模式时都应是令人满意的。一些最小化“杂乱”的显示模式设计可能会减弱飞行员对基本信息的察觉。例如，“仅数字”式显示模式在高速下降期间可能无法提供充分的速度和高度信息。

(iii) 应证明，视野受限时的相似符号，飞行员能明确意识到该情况。

(iv) 为获得批准，进近模式导引（如有提供）应在整个预期的条件范围内令人满意，包括最小进近速度和最大侧风（由预期的阵风组成）条件。

(v) PF 在使用 HUD 时，应能立即察觉与 FGS 相关的视觉警戒和警告。

(vi) PF 应能在使用 HUD 时，立即响应风切变告警、近地告警、TCAS 告警和其它要求有立即操纵行为的告警（例如复飞），而无需去看下视显示器。

(c) 监控驾驶员（PM）。在特定的飞行阶段，PM 和机组人员能够察觉 PF 使用 HUD 时出现的问题很重要。因此，还应验证 PM 能够在适用飞行阶段立即察觉任何与 HUD 相关的视觉警戒和警告。

(d) 进近模式。为获得批准，应验证在整个预期的运行条件范围内进近模式导引（如有提供）具有令人满意的性能。例如，应在最小进近速度和最大侧风（由预期的阵风组成）条件下验证其性能。

(e) 改出导引。如果有提供改出引导功能，则应验证飞行员在使用 HUD 时能立即察觉异常姿态并从中恢复。如有相应指示符号，应表明其提供了明确的姿态状况（例如空中/地面、俯仰、滚转和水平）指示，并能正确引导飞行员至最近的水平方向。HUD 上飞行信息的呈现可能不像传统 HDD 那样在识别和改出上具有本质上的直观性（例如，颜色对比、区域显

示、阴影与线条等)。HUD 显示器的设计应能补偿这些差异, 以提供充分的飞行员认知和改出导引信息。

(3) HUD 的模拟器验证。如果在验证中使用飞行员在环飞行模拟器, 则通常要求设备的高质量和高仿真度。模拟器的级别会随所提供的功能和执行的操作类型不同而不同。以验证为目的的模拟器确认因素应包括以下内容:

- (a) 导引和控制系统接口。
- (b) 运动学基本公式是合适的。
- (c) 使用的稳定性导数估算是合适的。
- (d) 运动方程的任何简化假设是合适的。
- (e) 飞行操纵器件以及仿真的飞机对操纵输入响应的逼真度。应将模拟器性能与飞行试验的结果相关联。
- (f) 飞机性能仿真的逼真度。应将模拟器性能与飞行试验的结果相关联。
- (g) 驾驶舱设备和显示器是合适的。
- (h) 模拟器和显示对扰动或失效状态(例如, 单发失效、自动顺桨、电气汇流条转换)的瞬态响应是合适的。
- (i) 目视参照有效、逼真, 且滞后。
- (j) 能见度约束模型的适用性, 例如白天、夜晚和黄昏条件下开展试验时对目视参照进行适当的调整。
- (k) 任何其它与模拟器有效性相关的重要因素或限制的仿真度。

2.10.2.6 机组对 FGS 的超控

应进行飞行评估, 以验证对第 2.4.4 节的符合性。飞行评估应考虑不同系统构型在不同飞行阶段和不同操作的影响。

(1) 自动驾驶的超控。

(a) 影响评估。应对驾驶舱操纵装置(例如操纵杆或等效装置)在每个轴向上输入一个能导致 FGS 断开的设计阈值, 以评估机组超控 FGS 的影响。应逐步增加施加的操纵力, 反复评估, 以评估 FGS 的性能。对操纵装置施加力和放松时都应进行评估, 同时应考虑速度和高度的影响。

(b) 非自动断开。如果自动驾驶的设计不会因飞行员超控而自动断开, 应确认第 2.4.4 节详述的超控不会产生潜在的危险。

(c) 多通道连接。如果自动驾驶的设计为一些飞行阶段提供了多通道

连接导致更大的超控力，应对这些状态进行评估。

(2) 自动推力的超控。应在不同飞行阶段对机组超控自动推力系统的能力进行评估。评估应包括一只手在油门杆上而另一只手在驾驶盘(或等效装置)上操控飞机时对自动推力系统的超控。无论在超控期间还是在驾驶员松开油门杆后，这种行为都不能导致第 25.1329 条(m)款中给出的潜在危险。其它指南参见本咨询通告第 2.4.4 节。如果由于超控自动推力系统自动断开，则应对断开时产生的告警进行评估以确保机组人员能够察觉。

(3) 自动驾驶超控期间对俯仰配平系统的评估。

(a) 超控的影响。应对自动配平系统工作期间机组超控的影响进行评估。飞行员还应对驾驶舱俯仰操纵装置施加一个低于自动驾驶断开阈值的输入，验证自动俯仰配平系统是否满足第 2.4.4 节的内容。

(b) 不会自动断开。如果系统设计特征为超控自动驾驶时不会自动断开，则飞行员应有意图地在较长时间内超控飞机，随后通过快速断开按钮断开自动驾驶，并评估任何可能的瞬态响应以表明对第 2.4.4 节内容的符合性。还应评估减轻超控状态影响的任何告警的有效性和及时性进行评估。

2.10.3 要求确认的失效状态：第 25.1309 条

2.10.3.1 总则

(1) 安全性分析。安全性分析过程(见第 2.9 节)应确定飞机对任何失效状态的响应，应要求飞行员对上述失效状态影响的严酷程度进行评述，并对任何涉及飞行员认知和缓解失效状态的假设予以确认。失效状态的分类可能会因不同的飞行条件变化而不同，需要通过模拟器或飞行试验进行确认。

(2) 失效状态的评估。为了对这些失效状态进行飞行评估，本段提供了对试验判据的指导，包括对飞行员认知的考虑。另外，应验证一些可能的失效以评估 FGS 的性能和适用机组程序的充分性。

2.10.3.2 确认内容

(1) 评估。在第 11 节中描述的安全性分析确定了适合进行相应试验的 FGS 失效状态。对失效状态的分析如下：

(a) 加入失效状态。

(b) 飞行员对失效状态影响的认知。

(c) 飞行员反应时间。即飞行员感知到失效状态到开始采取措施之间的时间差。

(d) 飞行员采取措施修正。

(2) 失效状态。

(a) 自动驾驶。模拟出的自动驾驶失效状态应使得整个响应代表该失效状态对飞机及其系统的影响。失效状态应包括多轴失效和自动配平失效，前提是这些失效状态存在（考虑特定的 FGS 架构）且与安全性分析相关。

(b) 飞行指引。如果飞行指引失效状态与安全性分析相关，应确认失效状态。

(c) 最临界条件。加入失效状态的飞行条件应该是最临界的条件，例如重心、重量、襟翼设置、高度、速度、功率和推力。如果安装了自动推力系统，则应在自动推力系统接通或断开时较为不利的情况下进行试验。

(3) 飞行员感知。

(a) 总则。飞行员可能通过飞机运动信息或驾驶舱飞行仪表指示和告警察觉失效状态。具体的感知信息会随着飞行条件、飞行阶段和机组人员职责不同而变化。

(b) 强烈的偏离失效(Hardover)。对该失效的认知时间点应该是驾驶员在非目视条件下认识到需要采取措施的时刻。可以通过飞机运行姿态(例如飞机在俯仰轴上的运动和相关的法向加速信息，以及滚转轴上过度的滚转角)或适当的告警系统，来认知该失效的影响。仅靠驾驶杆或盘的运动不能用于感知失效。感知时间通常不应少于 1 秒。如果设置的感知时间小于 1 秒，则需要特定的理由证明。例如，需要附加试验来确保，根据飞行员可得信息识别到的感知时间具有代表性。

(d) 较慢的偏离失效(Slowover)。这类失效状态通常通过主飞行仪表（例如，航道偏离指示器(CDI)、高度表或垂直速度指示器）显示的航迹偏离来察觉到。重要的是，感知标准需要获得审查方的认可。以下给出了随飞行阶段不同而变化的感知标准确认示例：

(i) 巡航。对于垂直航迹偏离，可以通过高度告警系统感知。除非安装了滚转角告警系统，并且该较慢的偏离失效导致滚转角超出了告警系统的限制，否则可能在较长时间内无法察觉飞机的水平运动。

(ii) 爬升和下降。可以通过增加/降低垂直速度、俯仰姿态、滚转姿

态或航向来感知失效。

(iii) 有垂直航迹基准的进近。应为试验选择并确定一个位移感知阈值，以适用于待评估的显示和失效状态。

注 1：对于大风梯度条件下的 ILS 或 GLS 进近，认为 1 单位的 ILS / GLS 偏离刻度对机组的感知是合理的。在平稳大气条件下，稳定跟踪垂直飞行航迹保持在一个小于指针刻度若干分之一的范围内，则低于 1/2 单位刻度值的察觉和感知阈值可能是合适的。

注 2：对于不使用点刻度指示的 RNAV 系统，指针刻度（与设定的正常性能机组监控容差相关）的若干倍数值可能是合适的（例如，VNAV 刻度表上偏差的 3 倍指针宽度）。

注 3：如果可能，应采用过量的偏离告警值。

(iv) 没有垂直航迹基准的进近。可以采用与爬升/下降条件相似的标准。

(e) 振荡。假定涉及结构性影响的振荡失效在 25 部 C 分部第 25.1309 条中进行了考虑和处理。机组将断开任何产生不利振荡影响的 FGS 自动控制部件，并且不再跟随任何不利的受振荡影响的引导。但是，如果在振荡失效状态下 FGS 存在部件无法断开的情况，则需要评估对机组工作负担和乘客造成的长期影响。

(4) 飞行员反应时间。基于飞行阶段和机组职责，认为飞行员的反应时间取决于飞行员的注意力。以下假设是可接受的：

(a) 爬升、巡航、下降和保持。察觉失效 3 秒后开始采取恢复措施。

(b) 机动飞行。察觉失效 1 秒后开始采取恢复措施。

(c) 进近。故障演示应与非目视条件下的操作一致。可以假设飞行员谨慎监控飞机性能，并在察觉出故障后迅速作出反应。从察觉那一刻开始到采取恢复措施之间 1 秒的反应时间是适合该飞行阶段的。

注 1：对于着陆的最后阶段（例如，低于 80 英尺时），可以认为飞行员在察觉到故障后能立即做出反应。

注 2：对于飞行员使用驾驶盘/杆进行人工操纵的飞行阶段（如果执行该操作），可以认为飞行员在察觉到故障后就立即采取恢复措施。

(5) 飞行员恢复。

(a) 飞行员恢复措施。应在反应时间后执行恢复措施。反应时间之后，飞行员应能够完全通过人工控操纵下使飞机恢复到正常飞行姿态，且飞

机不会有任何危险的机动,操纵力不会超出第 25.143 条 (d) 款规定的值。期间,飞行员可能会超控自动驾驶或断开自动驾驶。

(b) 自动驾驶最低使用高度。为了确定进近阶段使用自动驾驶的最低高度,或进行高度损失评估,应执行适合该机型和飞行条件的典型的驾驶员恢复机动。该机动不应导致某个对于恢复正常飞行航迹是不安全的速度偏离。大约 0.5g 的法向加速度增量被认为是该机动的最大值。

2.10.3.3 起飞

(1) 最坏情况下的失效状态。对起飞阶段主要关注的是,由安全性分析确定的最坏情况失效状态在以下方面的影响:

(a) 起飞后对飞机飞行航迹的影响,以及

(b) 爬升时飞机的姿态和速度。

(2) 失效评估。应评估在起飞阶段导致飞机抬头、低头和滚转的失效,如果存在这些失效情况(考虑特定的 FGS 架构)并且与安全性分析相关的话。

(3) 跑道导引。如果 FGS 提供起飞阶段的跑道导引,则应评估该起飞导引的任何失效影响。

2.10.3.4 爬升、巡航、下降和保持

当安全性分析确定的失效状态需要飞行/模拟器试验或者驾驶员评估时,应确定合理的高度损失。

2.10.3.5 机动

当安全性分析确定的失效状态对飞机的滚转控制产生动态影响,则应在正常运行时的滚转角中引入该失效状态。当飞行员感知并应用前述确认恢复时间时,滚转角不应超过 60 度。

2.10.3.6 进近

关于进近运行的操作考虑因素的讨论见第 2.10.4 节“支持使用自动驾驶运行的标准”。本节确定了支持这些考虑因素的试验标准。安全性分析过程应确定在进近时期特定失效状态的验证。其故障验证过程应包括第 2.10.3(b) 节“确认内容”中确定的四个阶段。应在某个安全且具有代表性的高度加入失效状态。应给出适当的偏离航迹剖面图。

(1) 有垂直航迹基准的进近。

(a) xLS (即 ILS 或 GLS)。

(i) ILS 的运行通常按照符合终端仪表进场程序标准的仪表进近程序

进行。

(ii) 在评估自动驾驶运行期间失效的影响时，可使用一个与偏离剖面 1:29 的斜面穿入边界作为参考，以确定一个自动驾驶可继续运行的适当高度。已证明 1:29 的斜面能提供一个在进近障碍上可接受的裕度。

(iii) 由安全性分析确定的最严重失效状态，应根据偏离剖面标准和确定的最低使用高度(MUH)进行验证(见第 2.9.5 节 失效状态的确认)。

(b) 区域导航。

(i) 由于 RNAV 耦合了进近操作，将使用与 xLS 飞行航迹相似的垂直飞行航迹(例如，高于阈值 50 英尺开始的 3 度航迹)。然而，由于传感器特性，通常认为 RNAV 将在 DA(H) 或 MDA(H) 下进行，而 DA(H) 或 MDA(H) 将高于同一跑道上 xLS 进近的等效 MUH。另外，此类运行，应当注意 MUH 总是处于进近的目视航段中，因为察觉失效和恢复机动是飞行员在已确定外部目视参考的情况下实施的。

(ii) 为简化使用只获取一个 MUH 值，认为在 RNAV 运行中失效对自动驾驶的影响不比在 xLS 运行时严重，无需进一步确定或验证。但是，申请人应表明在安全性分析中已对自动驾驶 RNAV 和 xLS 输入的差异(例如，气压高度输入、FMS 位置和导引指令，以及它们的失效影响)做了充分的考虑。如果这些影响可以被限制或以其它方式处理，则 xLS 验证 MUH 的方法也可以认为是适用于 RNAV 运行的。

(iii) 如果这些影响不能在 xLS 运行范围内受限制或考虑，则应按下述“无垂直航迹基准进近”的方法确定 MUH。

(2) 无垂直航迹基准进近。对于没有垂直航迹基准的进近(例如，甚高频全向信标(VOR)、无向信标(NDB)、航向信标)，FGS 的运行模式通常是垂直速度/飞行航迹角(即巡航模式)。应验证进近构型中此类模式最严重情况下的失效状态，确定适当的高度损失。

(3) 大角度进近。为支持对在下滑角大于 3.77 度使用 FGS 的批准(见第 2.10.2.4(5) 节，大角度进近(特殊授权))，应对这类运行失效状态的影响进行评估。对于自动驾驶的使用，应根据本节所述的偏离剖面法确定适合的 MUH。对于评估，应根据批准的最大进近角调整与正常 3 度下滑角关联的障碍平面(1:29 斜面)。

2.10.3.7 特定状态

(1) 待评估的失效状态。以下列出的失效状态应被视为 FGS 评估计划

一部分：

(a) 进近时单发失效。继续进近至决断高度（DA）/最小下降高度（MDA）。

(b) 潜在的燃油不平衡。

(c) 影响 FGS 运行能力的飞机系统失效。例如液压系统、电气系统、主飞控和与 FGS 相关传感器的失效。如果可能，应对这些失效状态的评估进行飞行试验。但是，由于潜在的危险，一些失效状态最好通过高仿真的飞行模拟器进行评估。

(2) 断开失效。应通过安全性分析过程表明，进行快速断开操作时，FGS 某个组件断开的失效概率是可接受的。如果在 FGS 组件仍接通的情况下，即不使用任何其它断开控制器件，持续人工操作是可接受的，则需要做进近、着陆和滑行飞行试验进行验证。

2.10.4 支持使用自动驾驶运行的标准

2.10.4.1 典型的飞行操作（operations）

本段涉及的标准旨在确定在验证过程中设定的 FGS 功能如何用于支持典型的飞行操作。该标准基于传统系统验证计划和功能中获得的经验，而提供非传统功能的 FGS（使用新的或新颖的技术和/或实施架构）可能需要设定额外的标准。

2.10.4.2 近地运行

(1) 总则。低能见度下的运行，可能使用到多冗余的自动驾驶通道，并且可以通过该冗余提供的保护作用消除或较大幅度的最小化任何自动驾驶故障对飞行航迹的影响。下述段落中考虑的因素主要适用于单通道运行，其性能或完整性可能需要进一步考虑。失效状态下自动驾驶近地运行的特定考虑因素，见第 2.9.6.2 节“近地时 FGS 的运行”。

(2) 考虑因素。起飞后能接通自动驾驶的最低高度和进近过程中能使用自动驾驶的最低高度都应考虑以下因素：

(a) 失效及其影响（即失效状态）。

(b) 无故障性能。

(c) 任何特定运行的考虑因素和/或缓解措施。

(3) 起飞后自动驾驶接通的高度。

(a) 飞行航迹的偏离。由于失效状态的影响，飞机与预期飞行航迹间潜在的偏离可能会延迟自动驾驶的接通直到离场跑道上空一个可接受的

高度。

(b) 最严重情况下的偏离剖面。为支持最低接通高度的确定,如果识别出的自动驾驶失效状态将导致显著的低于预期垂直飞行航迹的偏离,则应确定最严重情况下的偏离剖面。该剖面 and 飞机的改出不应违背第 25.115 定义的净飞行航迹。

(c) 其它影响。如果失效状态对飞行航迹具有中性效应,但对起飞阶段的速度控制有影响,则使机组能察觉到状态的信息应具有可接受性。还应评估与飞机滚转角有关的任何失效状态的影响。上述所有情况中,都应考虑在重量、高度和温度(WAT)限制下运行飞机。

(d) 最低接通高度。通常会根据以下因素中的最大值来确定最低接通高度:

(i) 机组人员可以合理地使用自动驾驶的最低高度。在飞机抬前轮和离地期间(通常在 100 英尺或更高),应考虑正常的飞行机组任务。

(ii) 在基础的接通/模式转换期间,自动驾驶性能可接受性的限制。

(iii) 与飞机对已识别的自动驾驶失效状态的响应一致的最低高度。

(iv) 预位后失速识别系统的激活,例如推杆器(如有安装)。

(e) 偏离信息。如果在最严重情况下失效状态的响应导致了低于预期垂直飞行航迹的显著瞬变,则应在 AFM 中给出偏离信息。

(4) 进近阶段自动驾驶的接通。

(a) 飞行航迹的偏离。由于失效状态的影响,飞机与预期飞行航迹的潜在偏离可能需要飞机在进近到着陆的一个适当高度断开自动驾驶。

(b) MUH 进近。基于以下考虑,确定用于进近的 MUH 运行:

(i) 当自动控制的性能不再是可接受时的高度。

(ii) 与飞机对后续自动驾驶失效的响应一致的最低高度。

(iii) 任何特定运行的考虑。

(c) 带垂直航迹基准的进近。

(i) 带垂直航迹基准的进近包括 xLS 或 RNAV。采用 xLS 进近的运行被认为是国家导航机构必不可少的组成部分,其按照规定的飞行航迹进行导引。RNAV 进近的运行将使用能提供到跑道的导航飞行航迹的机载数据库进行导引。

(ii) 这类运行的考虑因素,关系到当继续使用自动驾驶时,对是否足以保持所需垂直飞行航迹的评估。考虑因素包括了飞机对自动驾驶故障

响应一致的最低高度。

(iii) 为支持这一决定，如果识别出的一个或多个自动驾驶失效状态导致了低于预期垂直飞行航迹的显著瞬态，则应采用第 2.10.3.6(1) 节“带垂直航迹基准的进近”中确定的方法确定最严重情况下的偏离剖面。如果失效状态对飞行航迹具有中性效应，则应使机组能察觉到状态的信息应具有可接受性。还应评估与飞机滚转角有关的任何失效状态的影响。

(iv) 为评估适航性，可以认为 xLS 和 RNAV 进近的垂直飞行航迹为穿过跑道端口上方 50 英尺 3 度的飞行航迹。第 2.10.2.4(5) 节提供了对大角度进近的考虑。

(v) xLS 进近的垂直飞行航迹控制将以导航服务定义的航迹为参照。RNAV 垂直飞行航迹通常以气压高度为参照。考虑到 RNAV 运行在垂直方向的精度，有必要对 MUH 做适当的调整。

注：温度效应补偿应视为运行批准的一部分。

(vi) 最低使用高度-进近，应采用可接受的方法确定的值。

(d) 不使用垂直航迹基准的进近。

(i) 不使用垂直航迹基准的进近，其运行由最终进近航迹中合适的目视航段导引。为能提供适当的自动控制以稳定进近，自动驾驶的最低使用高度应与下降所需的性能（例如，垂直速度/飞行航迹角）以及飞行员察觉自动驾驶失效并从中改出保持一致。

(ii) 为支持这一决定，如果识别出的一个或多个自动驾驶失效状态导致了低于预期垂直飞行航迹的显著瞬态，则应确定最严重情况下的偏离剖面。如果失效状态对飞行航迹具有中性效应但对进近阶段的速度控制有影响，则应使机组能察觉到状态的信息应具有可接受性。还应评估与飞机滚转角有关的任何失效状态的影响。

(iii) 对于失效防护的 FGS（即失效-安全），最低使用高度通常不会低于跑道标高 15 米（50 英尺）。但是，在确定此限制时，应考虑在重新获得人工控制时飞行员的操作任务，特别是在侧风条件限制时。

(iv) 对于没有失效防护的 FGS（即非失效-安全），进近阶段的最低使用高度验证通常会基于以下较大影响的因素进行考虑：

1) 跑道标高上 15 米（50 英尺）。

2) 两倍于飞机的高度损失。

(5) 盘旋进近。

(a) 基于本咨询通告的目的，可以认为盘旋进近有与该进近相关的以下目视航段：

(i) 不低于程序规定的与着陆跑道平行且相反方向最低限度的航段。

(ii) 与跑道对齐的转向航段，可以是水平的或部分下降的，和

(iii) 着陆时最终下降航段。

(b) 运行上，鉴于与安全性和减轻飞行机组工作负荷相关原因，即使脱离 MDA (H)，自动驾驶仍可能接通。该运行程序应与不可接受的性能或失效状态相匹配。由于该程序在目视航段，因此除非验证期间确定了与盘旋进近相关的特定的不可接受的性能或失效状态，否则对于该飞行阶段，有必要解除使用自动驾驶的限制。

2.10.4.3 爬升、巡航、下降和保持

在爬升、巡航、下降和保持飞行阶段使用自动驾驶减轻飞行机组工作负荷的效用应与自动驾驶的失效特性相平衡。除非验证期间确定了与爬升、巡航或下降阶段相关的特定的不可接受的性能或失效状态，对于这些飞行阶段，有必要解除使用自动驾驶的限制。

2.10.4.4 机动操作

除非验证期间确定了特定的不可接受的性能或失效状态，机动飞行期间有必要解除使用自动驾驶的限制。第 12.3.5 节“机动操作”为自动驾驶失效的机动飞行提供了评估标准。

2.10.5 自动驾驶的自动断开

多种原因会导致 FGS 自动断开，例如系统故障、传感器故障或异常的加速度。应在整个飞行包线内研究 FGS 的自动断开特性。为确定在试验期间能够验证这些自动断开状态，应对其进行分析。对于每个断开状态，应评估恢复状态的瞬变、告警和飞行员的工作负担，并且应确认对第 25.1329 条 (d) 款和 (e) 款的符合性。对于预期的会导致显著瞬变的所有状态，建议通过模拟器试验进行验证。

2.10.6 人为因素评估

2.10.6.1 总则

应通过评估 (evaluation)、验证和试验评估典型飞行员对 FGS 人机界面 (HMI) 的可接受性和潜在的飞行机组差错以及与 FGS 行为和操作有关的混淆。对正常和非正常 FGS 操作的评估应包括在机组精力或身体工作负荷方面的典型工况下，所需机组响应的及时性以及潜在的混淆或不

确定。设定的试验工况应代表着与操作相关的场景，同时应记录下关于飞行员培训和技能水平的设定。

2.10.6.2 飞行评估

(1) 合格审定阶段。合格审定阶段的飞行评估为最终评估，旨在确认设计。

(2) 合格审定之前。合格审定之前的评估通常以各种方式并在不同仿真度下进行，以便最终确认设计。可能包括以下内容：

- (a) 工程评估和任务分析（包括认知和物理任务分析）。
- (b) 工模评估和演示验证。
- (c) 专项评估和演示验证。
- (d) 模拟器评估、演示验证和试验。
- (e) 工程飞行评估、演示验证和试验。

(3) 建立 FGS 符合性的可信度。这些评估数据和经验有助于表明 FGS 对人为因素法规的符合性。另外，申请人可以使用经审定的相似设计以获得可信度（尽管此可信度不是确定的）。但对新设计的 FGS 飞行机组接口或功能有必要做额外的试验。

(4) 选择模拟器试验还是飞行试验。在一些工况下，如果用模拟器评估有助于降低潜在的机组差错和混淆以及对飞行员/FGS 界面有影响的其它人为因素，可以接受采用较少的飞行试验以表明符合性。

(a) 方法的选择。在许多工况下，评估、演示验证和试验场景（包括失效和与环境相关事件）决定了是在模拟器试验中还是在飞行试验中获取数据，这是考虑安全性或必要环境条件不可用。

(b) 高仿真模拟器试验。一些试验场景要求模拟器试验是高仿真度的。除第 2.10.2.5 (3) (b) 节“平台的适用性”给出的模拟器确认的注意事项外，根据 FGS 的功能，所使用的模拟器应包括以下特征：

(i) 与评估目标相关的所有飞行机组位置上的驾驶舱控制、显示器、指示器和告警装置的物理实现。

(ii) 相关设备（硬件和软件功能）包括引入故障能力的充分模拟。

(iii) 对天气的模拟，包括阵风、紊流、风切变和能见度。

(iv) 与拟评估的功能和飞行员任务相关的典型运行环境，包括与空中交通管理部门的联系、白天/夜晚运行等。

(v) 数据收集能力。

(c) 模拟器的符合性。在一些工况下, 由于对模拟器符合性的不确定, 采用模拟器进行试验也无法获得审定认可或表明符合性。因此, 在使用模拟器进行试验时模拟器的符合性应获得审定认可。

2.10.6.3 结构化的主观评价

模拟器评估和试验旨在生成客观和/或主观的数据。即使是在高仿真度的飞行试验或模拟器评估、演示验证或试验场景下, 也不是总能或必须获得衡量飞行机组性能的量化数据。在这些工况下, 评估程序应基于结构化的主观方法的使用, 例如评级标尺、问卷调查和/或谈话。当依据此类数据进行评估时, 应考虑适当数量的飞行员评价者, 并使用多种数据采集技术。

2.10.6.4 飞行员培训和经验

为保证评估的合理性, 应对飞行员进行适当的 FGS 操作和程序的培训。他们应具有针对 FGS 的操作和机型的经验。最后, 他们应熟悉 FGS 的预期功能、操作和设计理念, 以及这种理念如何与驾驶舱整体的操作和设计理念相适应。

2.10.6.5 对新的或独特设计功能的评估

应提供设计中涉及新的或独特特征的基本原理。应该确认评估中产生的数据以支持任何新的或独特功能的可接受性。

2.10.6.6 合格审定计划文件

合格审定计划文件应给出表明对 FGS 人为因素符合性的方法。

2.11 飞机飞行手册

2.11.1 总则

以下段落为 AFM 中的材料提供了指导, 确保与 FGS 操作相关的适用信息转化为了航空承运人的操作。

(1) 飞机飞行手册术语。 AFM 中使用的术语应与预期的使用操作一致。

(2) 低能见度运行。

2.11.2 支持自动驾驶的信息

2.11.2.1 总则

适航合格审定程序将评估第 2.9 节和第 2.10 节给出的自动驾驶失效状态的影响。如果确定的 MUH 是必要的, 则应在 AFM 限制章节中给出高度。如果一个或多个失效状态的影响不要求确定 MUH, 则应在 AFM 的正常

或非正常章节中给出相关的偏离剖面或高度损失信息（如果适用的话）。

2.11.2.2 最低使用高度的确定

如果 MUH 或高度损失值是适用的，则有如下：

- (1) 起飞——自动驾驶接通高度。
- (2) 巡航——高度损失。
- (3) 进近——MUH 或高度损失。

(a) 带垂直航迹基准的进近。应采用偏离剖面法确定的 1:29 平面净空来确定 MUH。

(b) 不带垂直航迹基准的进近。应采用高度损失法来确定高度损失。

(c) 评估带垂直航迹基准的进近。

2.11.2.3 最大位移偏离

如果未规定最低接通高度，则应在 AFM 正常程序章节或相关的飞行机组操作手册（FCOM）中给出适用的起飞飞行航迹和进近剖面的“最大位移偏离”信息。

2.11.3 限制

AFM 限制章节给出了这些在型号合格审定过程中设定的适用于飞机模型的 FGS 操作限制。AFM 中列出的 FGS 操作限制（如果存在）必须对任何构型/包线限制进行规定。详见第 25.1581 条(a)款(1)项和第 25.1583 条。

2.11.4 非正常/应急操作程序

AFM 必须包括合格审定程序中确定的适用于 FGS 的非正常或应急操作程序。见第 25.1581 条(a)款(1)项和第 25.1585 条(a)款(2)项和(3)项。

2.11.5 正常程序

(1) 正常程序文件。必须在 AFM 中记录使用 FGS 的正常程序。详见第 25.1581 条(a)款(1)项和第 25.1585 条(a)款(1)项。应在型号认证过程中验证这些程序。

(2) 最大位移偏离。可从指定的起飞航迹或指定的进近剖面规定飞机飞行手册的“最大位移偏离”值，用来代替最低接通高度（详见本咨询通告第 2.11.2 节）。该信息基于典型离场或进近航迹，与飞机型号和失效情况相适应，这些失效情况根据飞行导引系统的类型和使用的模式确定。

(3) 在结冰条件下使用 FGS 的程序。飞行手册应包括任何在结冰条件下（包括中度和重度结冰条件）使用 FGS 的必要程序。特别应包括无

论在操作上还是与 FGS 速度保护功能相关的设计特征所需的运行速度变化。例如，因除冰/防冰系统功能的选择、进近阶段的速度增量和紊流下的着陆的最小速度变化应该是程序文件的一部分。

(4) 已发布飞行机组操作手册的飞机。若制造商已发布 FCOM，则 AFM 必须包含正常操作程序的基本信息，这些操作程序被认为是该飞机型号特有的 FGS 操作程序，或者是安全运行必需的。详见第 25.1581 条(a)款(2)项。FCOM 应包括与整体驾驶舱设计理念一致的飞行导引系统的描述和完整性、规范及与飞行导引系统有关的操作程序等。如果适用，FCOM 可以以数字或图表的形式给出第 2.11.2 节描述的“最大位移偏离”信息。

(5) 未发布 FCOMs 的飞机。对于依据 AFM 作为唯一操作手册的飞机，AFM 必须包括足以供飞行机组参考的操作信息。见第 25.1581 条(a)款(2)项。FCOM 应包括集成了整体驾驶舱设计理念和规范的 FGS 描述和完整性，以及与 FGSs 相关的操作程序，以便经过适当培训的飞行机组可以在正常条件下操作 FGS。

AC 25.1353 电气设备及安装

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款主要对电气设备和控制装置的安装以及蓄电池的设计和安装等内容进行了规定。条款要求飞机的蓄电池，应该能够在指定的时间内提供基本服务，且不会对任何其他部件或系统产生不利的影响，同时对电池本身提出了具体要求。

本条各款及其对应的意图为：

(1) 第 25.1353 条(a)款：“电气设备和控制装置的安装，必须使任何一个部件或部件系统的工作不会对同时工作的、对安全运行起主要作用的其他系统和部件产生不利影响。飞机上任何可能产生的电气干扰不得对飞机或其系统产生危险的影响。”

意图：(a)款要求“飞机上可能存在的任何电气干扰均不得对飞机或其系统造成危险影响。”在第 25.1353 条(a)款中以及第 25.1707 条中，申请人必须对已安装的电气设备和控制装置进行定性设计评估，以确定任何电气干扰的后果都不会导致影响继续安全飞行和降落的后果。定性设计评估应使用合理的工程判断以及相关的服务历史进行。第 25.1353 条(a)款的要求不能代替其他适用的安全评估要求中包含的要求。

(2) 第 25.1353 条 (b) 款: “蓄电池必须按下列要求设计和安装:

(a) 在任何可能的充电或放电状态下, 单体蓄电池的温度和压力必须保持在安全范围之内。当蓄电池 (在预先安全放电之后) 在下列情况重新充电时, 单体蓄电池的温度不得有不可控制的升高:

(i) 以调定的最大电压或功率;

(ii) 最长持续飞行期间;

(iii) 服役中很可能出现的最不利的冷却条件。

(b) 必须通过试验表明符合本条 (b) 款 (1) 项的要求, 但是, 如果类似的蓄电池和安装方法的使用经验业已表明, 使单位蓄电池保持安全的温度和压力不存在问题, 则除外;

(c) 正常工作时, 或充电系统或蓄电池装置发生任何可能的故障时, 从任何蓄电池逸出的易爆或有毒气体, 在飞机内的积聚量不得达到危险程度;

(d) 蓄电池可能逸出的腐蚀性液体或气体, 均不得损坏周围的飞机结构或邻近的重要设备;

(e) 每个镉镍蓄电池装置必须有措施防止蓄电池或某个单体蓄电池短路时所发出的最大热量危及结构或重要系统;

(f) 镉镍蓄电池必须具有下列系统之一:

(i) 自动控制蓄电池充电速率的系统, 以防止蓄电池过热;

(ii) 蓄电池温度敏感和超温警告系统, 该系统具有一旦出现超温情况即可将蓄电池与其充电电源断开的措施;

(iii) 蓄电池失效敏感和警告系统, 该系统具有一旦发生蓄电池失效即可将蓄电池与其充电电源断开的措施。”

意图: 对于第 25.1353 条 (b) 款 (6) 项 (ii) 和 (iii) 目, 在安装温度感应和超温警告装置以表明其符合第 25.1353 条 (b) 款 (6) 项 (ii) 目或 (iii) 目的情况时, 应在商定的维护间隔内进行验证, 已表明其操作的正确性。同时, 还必须满足第 25.1309 条 (a)、(b) 款以及持续适航性说明的要求。持续适航性文件 (ICA) (第 25.1529 条和 25.1729 条要求) 必须包括所有必要的维护措施, 以确保电气系统组件在飞机的整个预期使用寿命中都保持其与第 25.1353 条要求的一致性。对于锂离子电池, 其电池自身特性、操作特性和维护要求与镍镉 (Ni-Cd) 和铅酸可充电电池不同。对于此类电池, 第 25.1353 条 (b) 款不适用, 需拟定专用条件。

(3) 第 25.1353 条 (c) 款：在具有接地电气系统的飞机上，其电气接地必须能够在正常和故障情况下，提供足够的电气回路。

意图：(c) 款要求电气回路应该具有足够的尺寸并且被适当地安装，以便其能承受预期会发生的最高水平的正常和故障电流水平。

2. 可接受的符合性方法

为表明符合性，电气设备及安装需通过设计说明、计算分析、试验室试验、机上地面试验、飞行试验、机上检查及设备鉴定充分表明其可以在各种预期的运行条件下完成预定功能，并达到预期的安全水平。建议的符合性方法如表 25.1353-1 所示。

表 25.1353-1 建议的符合性方法表

条款号	符合性方法										备注
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.1353 条 (a) 款		1				5	6			9	
第 25.1353 条 (b) 款		1	2		4	5		7		9	
第 25.1353 条 (c) 款		1			4			7		9	

2.1 设计说明 MC1

为表明对本条款及相关条款的符合性，在提供说明性文件时，应通过系统描述说明机上的电气设备、蓄电池，电气系统电磁兼容以及接地电气系统的设计符合条款要求。

2.2 分析计算 MC2

在蓄电池分析报告中，蓄电池在发动机起动、APU 起动时、应急供电或与应急供电有关的供电状态时的放电电流应与机上要求的蓄电池采购规范或技术条件的要求相适应，表明大电流放电状态下蓄电池的使用是安全的。

同时，通过分析表明蓄电池可能逸出的易爆或有毒气体在飞机内的积聚量不会达到危险程度；蓄电池可能逸出的腐蚀性液体或气体不会损坏周围的飞机结构或邻近的重要设备；蓄电池短路时发出的热量不会危及结构或重要系统。

2.3 试验室试验 MC4

当蓄电池直接接在直流电源上充电时（浮充电方式），在电气系统试验中应进行蓄电池超温的故障模拟试验，以验证蓄电池在超温情况下提供告警，并可将充电电源断开。

2.4 机上地面试验 MC5

机上地面试验过程中，对第 25.1353 条 (b) 款 (6) 项的验证是对镉镍蓄电池充电的蓄电池充电器能否控制蓄电池的充电状态，防止蓄电池过热，当蓄电池超温时，是否有蓄电池超温指示进行验证。故应进行蓄电池起动发动机或 APU 的大电流放电试验，由蓄电池充电器充电的状态试验，验证蓄电池在该状态下不会过热或在发生过热状态下有告警信息以及及时断开蓄电池。

2.5 飞行试验 MC6

在飞行试验中，重点验证在飞行的各个阶段，机载电气、机电及无线电系统/设备间是否能够在各种飞行状态下满足第 25.1353 条 (a) 款的要求。

同时，在进行飞行试验时，应进行模拟加载，以验证机载电气、机电及无线电系统/设备间是否能够在最严酷的情况下满足第 25.1353 条 (a) 款的要求。

2.6 机上检查 MC7

在进行机上检查时，对蓄电池安装情况进行检查，确认蓄电池的安装可以防止有害气体在飞机内的积聚，并且飞机上采取了充分的防腐蚀措施，可以防止蓄电池周围结构和重要设备受到蓄电池的腐蚀影响。对第 25.1353 条 (b) 款 (4) 项验证时，应检查蓄电池溅液的可能性，以确定蓄电池箱体的抗腐蚀能力。如果在设计中有排气管，应检查蓄电池箱是否安装有通入大气的排气管，以防易爆或有毒气体在飞机内积聚。

此外，如果是具有接地电气系统的飞机，应对接地电气系统进行机上检查。

2.7 鉴定试验 MC9

在对各个设备进行鉴定的过程中，为了表明对条款的符合性，对第 25.1353 条 (a) 款的验证：装机的电气设备和控制装置应按 D0-160 中的“电源输入试验”、“电压尖峰试验”、“电源线音频传导敏感性试验”、“感应信号敏感性试验”、“射频敏感性试验”、“射频能量发射试验”等章节的

试验要求，以验证被安装的设备符合干扰控制和抗干扰能力的要求。

对蓄电池开展设备鉴定试验，通过主蓄电池、飞控蓄电池及蓄电池控制器等设备鉴定表明其对第 25.1353 条 (b) 款的符合性。

如是具有接地电气系统的飞机，对接地电气系统部件进行环境鉴定及功能性能鉴定试验。如采用的部件为标准件，则无需开展鉴定试验。

AC 25.1355 配电系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

能力本条款对飞机电源的配电系统提出了要求。首先提出了飞机配电系统应包括的内容。其次，指出了如适用的规章要求需由两个独立的电源向某些特定的设备或系统供电，则这些设备或系统的一个电源一旦失效后，另一电源（包括其单独的馈电线）必须能自动或手动接通，以维持设备或系统的工作

本条各款及其对应的意图为：

(1) 第 25.1355 条 (a) 款：配电系统包括配电汇流条、与其相关联的馈电线及每一控制和保护装置。

意图：(a) 款对飞机的配电系统提出了要求。配电系统的主要功能是将发电机或其他电源的功率分配到各用电设备，应该能够将电可靠而有效地输送到各用电系统和设备的输入端。配电系统应该由汇流条、馈电线和控制与保护装置组成。配电系统发生局部故障，不能扩大并影响到未发生故障的部分，尤其不能影响到飞行安全。在对配电系统进行设计时，应注意馈电线的选择，并对其配以适当的保护装置，同时根据电气负载分析确定各配电点电压的变化范围，以满足用电设备的要求。

(2) 第 25.1355 条 (c) 款：如果中国民用航空规章要求由两个独立的电源向某些特定的设备或系统供电，则这些设备或系统的一个电源一旦失效后，另一电源（包括其单独的馈电线）必须能自动或手动接通，以维持设备或系统的工作。

意图：(c) 款中提到的“中国民用航空规章”，指的是运输类飞机相关的适航审定规章和运行规则，包括 CCAR25 部、91 部、121 部。(c) 款规定，如果规章要求需要两个独立的电源，则必须确保它们的电能供应。为确保在一个电源失效后另一电源能够自动或者手动的接通，其必须独立且具有单独的馈线。从汇流条到各配电点的馈线的布置、保护和控制，以

及各馈线上负载的分配，应使得在任何馈线或相关的控制电路上发生的单个故障都不会危及飞机。

2. 可接受的符合性方法

为表明符合性，配电系统需通过设计说明、试验室试验、机上地面试验及飞行试验充分表明其可以在各种预期的运行条件下完成预定功能，并达到预期的安全水平。建议的符合性方法如表 25.1355-1 所示。

表 25.1355-1 建议的符合性方法表

条款号	专业	符合性方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.1355 条(a)款	电源		1									
第 25.1355 条(c)款	电源		1			4	5	6				

2.1 设计说明 MC1

为表明对本条款及相关条款的符合性，在提供说明性文件时，需充分说明配电系统的设计、元器件的选择等方面内容。在审查过程中，重点关注的内容包括：

(1) 对于配电系统的设计说明文件，应关注配电汇流条的电压变化范围，馈电线的选用规则以及电气通用元器件的选择，包括自动保护装置（断路器或熔断器）与馈电线的匹配选择。同时，应关注汇流条的配置，其是否能够供全机各用电系统协调，并且应以此为基础开展电气系统负载分析以及电源容量分析。

(2) 结合第 25.1309 条，重点关注配电系统是否能够确保设备和电线在任何合理的可能故障情况下不会引起飞机的危险情况，设备能够满足预期的功能。配电系统应能够在任何一个单独的主电源故障后向全部的重要负载供电。

(3) 重点关注配电系统保护装置与发电系统的协调性，以及配电系统内各层级保护装置之间的匹配性。

(4) 对于馈电线的设计资料，如果是使用了复合材料的飞机，应关

注飞机内是否使用了独立的中线回路，以抵消电流不平衡状态引起的外部磁场影响。

2.2 试验室试验 MC4

(1) 需关注试验中所需的基本试验设备。包括模拟发动机的拖动台，模拟负载（负载的功率和电流），测试设备。试验中的所有电源设备都必须与机上完全一致，包括发电机之间的馈电线，各设备、汇流条间的连接接线。

(2) 在进行试验室试验时，为验证配电转换逻辑及其瞬态特性，需重点关注试验过程中的配电逻辑和转换过程瞬态特性。同时，电网压降、保护装置匹配特性也是配电系统的重点组成部分，在验证时需关注不同工作状态下各配电点电压的变化范围以及保护装置之间的匹配特性。

(3) 结合电气系统的相关条款，重点关注电气负载和电源容量分析。验证飞机所选取的电源系统容量以及各汇流条的配置能够合理的满足全机用电设备在各种工作状态下的要求。

2.3 机上地面试验 MC5

应验证配电系统在所有正常工作状态下都能实现电源的转换，对用电设备端的供电中断应在限制规定范围内。包括从外部电源到主发电机的电源转换，辅助发电机与主发电机之间的电源转换，外部电源与辅助发电机之间的电源转换。重点关注供电中断瞬时的瞬变。通过机上地面试验，验证电源系统可以实现自动供电转换，在一个电源失效后，由剩余可用电源代替其向相应的汇流条供电。

2.4 飞行试验

在飞行试验中，重点验证在飞行中电源系统可以实现自动供电转换，即当一个电源失效后，可由剩余可用电源代替其向相应的汇流条供电。

AC 25.1357 电路保护装置

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.1357 条款主要对飞机的电气系统的保护方式提出了要求，涵盖了发电系统、配电系统和电气负载。对于电气保护装置存在多种形式，无论何种形式，均应在电路存在故障状态时，能够及时断开电路切除故障点，从而避免对整个供电系统或其他负载带来损害。对于重要的机载系统

和设备，需要提供单独的电路保护。对于那些在工作中需要断开和复位的系统和设备，其电路的切断方式需要特别考虑。

1.2 条款的要求解析

第 25.1357 条 (a) 款要求，在选择和设计安装自动保护装置时，应表明环境温度变化对保护装置或保护装置所保护的设备的影响，不会造成危险的结果。

第 25.1357 条 (d) 款要求，如果复位或更换电路保护装置对飞行安全是必要的，那么电路保护装置必须是可达的。如果电路保护装置的断开会导致重大、危险或灾难性失效状态，则该电路保护装置被认为是飞行安全所必要的。可达的电路保护装置是指飞行机组在不离开座位的情况下，可以轻松复位或更换的电路保护装置。虽然 25.1357 (d) 款没有直接使用该术语，但本款中“这种断路器或熔断器的位置和标识必须使其在飞行中易被复位或更换”的含义也指那些物理上不可达却可以远程控制的电路保护装置，如果它的控制设备对于飞行机组是可达的，则认为那些电路保护装置是可达的。一个安全的设计在定义时应考虑包含了电路保护装置自动断开的单一失效和组合失效。任何用于持续供电的电路保护装置，包括用于保护汇流条或电源的电路保护装置对飞行安全是必要的，在飞行机组不离开座位的情况下必须是可达的。

经验表明，在电路保护装置自动断开后，飞行机组通过复位或更换电路保护装置来恢复电源的尝试，有时会产生火灾危险而且往往不会成功，因为大多数这种断开是由故障引起的且必须通过维护行动加以纠正。飞机设计上不应要求在飞行中复位或更换电路保护装置来应对任何故障情况，除非是作为批准的故障清除和隔离程序（包含在飞机飞行手册或适用的补充手册）的一部分，在此情况下如果断路器没有复位，飞行机组认为将会发生灾难性事件。

经验还表明，飞行机组试图清除和隔离单个负载水平上的故障，有时可能产生火灾危险，特别是当飞行机组无法准确断定故障的电路或部件，以及故障影响的限度时。很少有电路或元件的布置能支撑做出这样有把握的判断。因此设计中应允许在汇流条和电源层面所有必要的故障清除和隔离程序能够安全实现，通过断开这些程序中任意部分的任何汇流条或电源，都不会因为功能丧失而导致重大、危险或灾难性失效状态。

如果使用熔断器，条款要求在飞行中备用的熔断器数量，不少于保护

整个电路所需的每种额定熔断器数量的 50%。适用对象为那些具备可达性的熔断器。

第 25.1357 条 (e) 款要求, 每一重要负载电路必须具有单独的电路保护。传统的飞机重要系统的每个电路都有自己专用的电路保护装置, 这是因为每一重要系统都有自己的电源、设备和线路。然而现代飞机在不断利用高度集成的系统架构, 这意味着一个航电设备就能提供对安全运行所必要的多个飞机系统的控制功能。一般这些航电设备都是冗余的, 使用双余度或三余度的设备来形成功能冗余。在这种情况下, 对于电路的传统定义就不再适用了。在集成电路控制下, 每个飞机系统的电源、控制装置和线缆不再有一一对应关系。由于电路被定义为电路保护装置、执行集成功能的装置和相关线缆, 那么对于集成了多个功能的装置为了表明对于第 25.1357 条 (e) 款的符合性, 申请人必须证明整个电路具有单独的电路保护。同时也要满足其他条款要求, 如第 25.1357 条 (a) 款, 可能要求电路内的子系统也要提供电路保护。

第 25.1357 条 (f) 款要求, 对于那些在正常运行中必须能够断电或电源复位的飞机系统, 断路器不能作为断电或电源复位的主要手段, 除非特别设计作为开关使用。

(1) 本款的目的是并不是要求飞机上的每一电气系统都有除断路器以外的断电方法。需要区分正常运行过程中正常开启和关闭的飞机系统(如旅客便利系统)和那些一直都正常供电运行的系统(如驾驶舱多功能显示器或飞行管理计算机)。举例来说, 假如飞行管理计算机确实需要周期性加电和断电, 无论出于什么原因这个系统都需要使用断路器之外的方法来做到这一点, 除非这个断路器是特别设计作为开关使用。

(2) 在正常运行期间需要断电的系统, 在设计中应基于实际情况尽可能的让断点接近于系统供电点, 而不是简单地断开系统供电输入端。

(3) 一个独立的或集成的电源开关都可以用于表明对第 25.1357 条 (f) 款的符合性。如果使用集成开关(即控制多个飞机系统电源的开关), 则必须证明断电或电源复位这些系统不会对安全飞行产生不利影响。

(4) 如果在系统或断路器的服役期之内, 预期完成的开关周期数量被认定符合断路器的额定指标要求, 则可以把断路器当开关使用。

2. 可接受的符合性方法

为表明对第 25.1357 条款的符合性, 电路保护装置可以使用分析和

试验的方法，具体为说明性文件、分析/计算、试验室试验、航空器检查和设备合格性来充分表明其可以在各种预期的运行条件下完成预定功能，并达到预期的安全水平。建议的符合性方法如表 25.1357-1 所示。

表 25.1357-1 建议的符合性方法表

条款号	符合性方法										备注
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
25.1357 (a)		1	2		4					9	
25.1357 (b)		1			4					9	
25.1357 (c)		1			4					9	
25.1357 (d)		1						7			
25.1357 (e)		1	2								
25.1357 (f)		1									
25.1357 (g)		1	2								

2.1 MC1 说明性文件

通过配电系统原理图、接线图以及断路器和熔断器安装清单，每个系统/设备的输电线路采用了断路器或熔断器等电路保护装置。所选择的可复位型电路保护装置（如断路器）的性能应符合产品技术条件要求。对于飞行安全需要复位的断路器和熔断器，查证断路器板和熔断器板的安装图，验证这些电路保护装置是否安装在易于观察、易于复位和更换的位置，应确认这些电路保护装置处于接通和断开位置时，具有明显不同的标志，根据熔断器明细表和备用熔断器清单，确认备用熔断器数量满足条款要求。应查证重要系统/设备的接线图，以及断路器/熔断器清单，所有系统/设备都应有单独的断路器或熔断器作为电路保护装置。查证用电设备接线图，对需要安装电路保护装置的设备或系统均设置有电路保护装置。

2.2 MC2 分析/计算

基于供电系统构型，进行电源系统的电气负载分析。在选用配电系统的电路保护装置时，应按照分级选择的原则。对于电路保护装置的参数选择，应使得分断能力满足电路保护要求，并且满足前级电路保护装置的安秒特性高于后级的安秒特性。

2.3 MC4 试验室试验

可通过发电系统规范和技术条件以及条款规定的电气系统试验，验证发电系统具有对过压等故障的保护能力。在电气系统试验中列入发电系统故障试验项目，对飞机中可能出现的过压、欠压、过频、欠频和短路故障进行故障模拟试验，发电系统对这些故障均应进行保护。当系统/设备发生短路故障时，可复位型电路保护装置应具有对该短路电流的切断能力，通过电气系统试验，对模拟设备电路造成短路故障，可复位型电路保护装置应能够可靠的断开对应的电路。

2.4 MC7 航空器检查

那些飞行安全所必要的可复位断路器和熔断器，应查证他们具有明显的位置指示方式，对于断路器应能准确识别处于断开还是接通位置，对于熔断器应有方式识别其通断状态。每种规格备用的熔断器数量不得少于所需总量的 50%，且他们的安放位置应保证取用方便。

2.5 MC9 设备合格性

选择安装使用的断路器和熔断器，查证他们的设备鉴定证明文件，确认各项指标参数的有效性，且均能满足设计需求。

AC 25.1360 预防伤害适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

本条款主要是对预防触电和灼伤分别进行了规定。此处的灼伤是指由于热力或化学物质作用于身体，引起局部组织损伤，并通过受损的皮肤、粘膜组织导致全身病理生理改变的过程。第 25.1360 条 (a) 款对电气系统的设计提出了要求，必须要通过设计尽量减少机组人员、旅客、勤务人员和使用正常预防措施的维修人员发生触电的危险。第 25.1360 条 (b) 款对机组人员能够接触到的部件的温度提出了要求，即机组能够接触到的零件、部件的表面温度不能太热，以至于发生灼伤机组人员的情况。

1.2 条款的要求解析

第 25.1360 条的实质要求解析如下：

(1) 第 25.1360 条 (a) 款

第 25.1360 条 (a) 款要求在进行电气系统设计时，最大限度地降低对于机组、旅客、勤务人员和使用正常预防措施的维修人员造成电击的风险。

(2) 第 25.1360 条 (b) 款

第 25.1360 条 (b) 款要求机组人员能够接触的零部件不能太热以至于引起危险或伤害机组人员。即所有机组人员可能会接触到的零部件的表面温度均不能太热,以避免产生机组人员身体局部被灼伤,同时也绝不能产生可能会伤害到机组人员的条件反射行为。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC1 说明性文件、MC7 航空器检查和 MC9 设备合格性。

表 25.1360-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.1360条 (a) 款	电子 电气		1						7			
第25.1360条 (b) 款	电子 电气		1						7		9	

2.1 MC1 说明性文件

应通过说明性文件(报告、说明、图纸等)(MC1)的描述,表明在上电状态下可能与机组人员、旅客、勤务人员和维修人员发生接触的设备均有电压警告标记,并分析相应的防触电措施。同时需要说明机组人员可能接触到的设备表面温度不会伤害机组人员,以表明对第 25.1360 条的符合性。

(1) 电压警告。带有超过 50V 均方根电压的设备应该在设备外部或面板上注明电压,因为在飞机维修或服役期间,人员有可能通过面板可以接近设备。

(2) 电源插座标志。插座应注明输出电压和用途,例如在盥洗间设置电动剃须刀插座,以及作为电源供应系统的一部分用于便携式电子设备的插座。

(3) 电气隔离。当输出电压超过直流 100V 和(或)交流 50V(按均方根算),此时输出部分应该与飞机结构进行电气隔离或采取某种方式阻止其与带电部件意外接触。

(4) 客舱内电线和零部件的暴露。用于便携式电子设备的电源供电

系统或类似系统导线束和零部件贯穿于整个客舱，并且在某种情况下会暴露出来，各式各样危害的广泛暴露使得系统的这种潜在故障不断增加，例如座椅地轨中的箍缩线束、乘客踩到或踢到座椅电子盒或溢出的液体。由于这些系统更容易暴露于危害中，插座对人的潜在危害也增加了。为防止伤害到电源供电系统安装在座椅自身中的导线束，座椅式线路必须有适当的保护手段，采用管道保护是其中一种保护方式。

(5) 用于便携式电子设备的电源供电系统对乘客的危害。在客舱内与电源供电系统相关联的电路故障或系统短路可以导致系统过载或对乘客造成火烟危害和电击危害。这种故障可能是由液体溢出或插入插座的导体引起，电源供电系统插座的安装设计应该阻止液体进入电气线路或电源插座，同时这种设计也应最大限度地减少导体插入插座的可能性，如果不能，设计者应该有可以在这种情况下减轻危害的其他设计方法。

(6) 在正常使用期间，当由乘客和机组人员按照其设计方式操作时（如不使用工具进入），电气组件的安装（如在厨房和厕所布线区域的线路）应该受到保护并且不可接近。

(7) 在热表面周围应提供保护，如厨房器具或照明设备等，需正确地进行安装。

2.2 MC7 航空器检查

应通过航空器检查(MC7)，检查在上电状态下可能与机组人员、旅客、勤务人员和维修人员发生接触的设备是否有电压警告标记。

2.3 MC9 设备合格性

应通过设备合格性(MC9)，鉴定测试在正常飞行期间可能被飞行机组人员或乘客接触到的零部件的温度上升相对于周围环境不会超过 25 摄氏度，对于其他容易被机组人员和乘客接触到的安装在飞机部件上的设备，在周围环境温度为 20 摄氏度的情况下，其表面温度不会超过 100 摄氏度，以表明其对第 25.1360 条 (b) 款的符合性。

机舱内安装的照明系统设备要满足第 25.1360 条 (b) 款的要求，阅读灯灯面、按钮控制开关、调光控制器、灯座和照明镇流器不能过热，其外表面不能灼伤人。

AC 25.1362 应急状态供电适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.1362 条应急状态供电的安全意图是保证飞机在应急着陆或迫降后有必需的可用电源来为应急服务设备供电，并将失效风险降到最低程度。

1.2 条款的要求解析

第 25.1362 条应急状态供电的目的是保证在应急着陆或水上迫降后有必需的可用电源来为应急服务设备供电，可能需要电源供应的应急服务系统包括燃油切断阀、液压切断阀和发动机/APU 灭火系统等。应急着陆或水上迫降后，那些为启动的应急服务程序提供电源的部件及其安装，应该被充分和可靠地设计、保护和安装，使得在应急状态下这些服务失效的危险性降至最低。所选择的部件和设计安装，应考虑可能的失效状态，以帮助确认它们有能力关闭在失效状态下可能导致火灾的那些服务。

在应急程序完全结束前，应该提供一个适当的设计和/或清晰的 AFM 程序以防止对所需服务电源供应的断开。

2. 可接受的符合性方法

为表明对第 25.1362 条的符合性，可以使用分析和试验的方法，具体为说明性文件、分析/计算、安全评估、地面试验和设备合格性来充分表明服务电路可以在各种预期的运行条件下完成预定功能，并达到预期的安全水平。建议的符合性方法如表 25.1362-1 所示。

表 25.1362-1 建议的符合性方法表

条款号	符合性方法										备注
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.1362 条		1	2	3		5				9	

2.1 MC1 说明性文件

结合飞机应急程序要求，核查电源系统和配电系统的原理图、接线图和安装图，以及断路器和熔断器等电路保护装置，验证这些装置能够为应急程序所需的各项服务（重点关注燃油切断阀、液压切断阀和发动机/APU 灭火系统等）提供适当的电源。确认这些部件和装置设计合理、保护周到、安装可靠，在应急状态环境下均能正常工作，失效风险低。

2.2 MC2 分析/计算

基于应急状态下的供电系统构型进行电气负载分析及性能计算。验证应急服务中使用的各设备所需要的电源能够被正确供应，蓄电池、配电

装置和 EWIS 部件等电路组成部分均符合预期的工作能力，使得相关应急服务系统/设备的功能和性能满足设计要求不受影响。

2.3 MC3 安全评估

通过安全性评估工作来表明，电源系统相关设备、配电系统相关设备和 EWIS 部件等在应急着陆或水上迫降后，为应急服务提供电源的失效风险最小。

2.4 MC5 地面试验

在地面模拟应急着陆和水上迫降后飞机供电系统的构型，应能够为应急程序所需的各项服务提供适当的电源，防止那些服务所需的电源供应发生断开。

2.5 MC9 设备合格性

选择安装使用的电源系统相关设备、配电系统相关设备和 EWIS 部件等，查证他们的设备鉴定证明文件，确认各项指标参数的有效性，且均能满足设计需求。

AC 25.1363 电气系统试验适航符合性

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

第 25.1363 条主要对电气系统试验方面的要求进行了规定。第 25.1363 条(a)款要求，所有用于电气系统试验室试验的试验件都应尽可能与实际飞机取证构型一致。试验室试验中所采用的配电线路和模拟负载都应与实际飞机上电缆的尺寸、长度、阻抗、接地（机体）阻抗以及相关的接地面位置一致。第 25.1363 条(b)款要求，如果通过试验室试验或地面试验无法进行充分模拟，则应进行飞行试验。

1.2 条款的要求解析

第 25.1363 条的实质要求解析如下：

(1) 第 25.1363 条(a)款

第 25.1363 条(a)款要求电气系统必须进行试验室试验。通过试验室模拟试验，来验证电源系统设计是否符合 25 部中对于电气系统的其他条款要求，以及验证其供电特性、电气系统故障和保护特性。

(2) 第 25.1363 条(b)款

第 25.1363 条(b)款要求，如果在第 25.1363 条(a)款中无法进行充

分验证的试验,需要通过飞行试验来进行验证。电气系统的飞行试验应当包括正常工作状态、非正常工作状态以及应急工作状态下的试验。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC4 试验室试验、MC5 地面试验和 MC6 飞行试验。

表 25.1363-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.1363条(a) 款	电子 电气					4	5					
第25.1363条(b) 款	电子 电气							6				

2.1 MC4 试验室试验

应通过试验室试验 (MC4), 通过开展电源系统性能试验, 供电特性试验, 配电试验以及故障试验, 以表明对第 25.1363 条 (a) 款的符合性。

(1) 试验中用到的所有设备都应尽可能地代表实际飞机构型。特别是模拟应该包括正确地代表飞机电缆的尺寸、长度和阻抗, 正确的接地 (机体) 阻抗和相关的接地板位置, 以及可能会影响性能的与其他电缆或系统的位置。系统负载和发电机传动装置也应该被正确地模拟。

拖动台的转速输出应该可以调节, 其转速调整范围应大于发动机通过附件机匣输出给发电机或者传动装置的转换变化范围。拖动台应有调速精度装置, 即在试验过程中, 如果需某个定转速, 拖动台的稳态输出转速应在给定转速的某个精度范围内变化。如果拖动台转速调节系统的稳定性较差, 转速特性就不能模拟真实的发动机转速特性, 会对试验产生不良影响。

(2) 根据适用情况, 试验可以在模拟试验室的试验台上进行。

(3) 试验大纲应该涵盖每一个试验条件。

2.2 MC5 地面试验

应通过地面试验 (MC5), 验证电气系统在飞机各种工作状态下的功能和环境适应性, 包括正常工作状态、发动机起动、电源系统功能检查 (非正常和应急工作状态等), 以表明对第 25.1363 条 (a) 款的符合性。

进行故障试验时，要模拟飞机可能会出现故障。在选择故障点和故障模式前，应当通过电气系统 FMEA 来进行分析。故障试验应包括主电源故障试验，二次电源故障试验，用电设备电功率输入端故障试验等。

如果通过试验室试验或地面试验无法充分地模拟，则有必要进行飞行试验。

2.3 MC6 飞行试验

应通过飞行试验 (MC6)，验证飞机在各飞行状态下电气系统正常工作状态、非正常工作状态和应急工作状态的功能，以表明对第 25.1363 条 (b) 款的符合性。

(1) 设备进行温度试验时，应建立在所有的地面和飞行有充足的冷却介质条件下。

(2) 应进行相关测量，以确保所有设备都工作在其特定的环境条件下，尤其是飞机蓄电池。

(3) 飞行试验大纲应该涵盖所有的试验条件。

AC 25.1401 防撞灯系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

为了防止飞机在空中近距离交会和地面滑行时与其他飞机发生碰撞，第 25.1401 条 防撞灯系统对飞机防撞灯系统提出了灯光信号照射的作用范围、闪光特性、颜色要求、光强和最小有效光强等要求。

2. 可接受的符合性方法

2.1 背景

防撞灯系统是民用飞机外部照明的重要组成部分，它用于防止飞机在空中近距离交会和地面滑行时与其他飞机发生碰撞，也可提醒地勤人员注意避让，以免发生伤害。防撞灯系统由高强度频闪的白光和红光频闪灯组成，它与航行灯协同工作，使飞行员能及时发现附近的飞机。根据历史数据统计，白色防撞灯的灯光可以有效地减少飞行中鸟撞的次数。

2.2 防撞灯系统概述

运输类飞机防撞灯系统通常由红光防撞灯和白光防撞灯两套系统组成，每套系统有一个或几个防撞灯。通常运输类飞机典型布局是机身顶部和腹部各一个红光防撞灯，左右翼尖前缘及尾部各一个白光防撞灯，各防撞灯按一定的频率分别闪烁，频闪周期相同。

红光防撞灯又叫信标灯,在飞机推出及发动机运行时打开(只要飞机动就必开);白光防撞灯又叫高亮度白色频闪灯,以一定的频率闪烁,亮度很高。

2.3 运输类飞机防撞灯系统符合性验证概述

对运输类飞机防撞灯系统审定而言,下述步骤是合格审定的要素。申请人应进行:

- (1) 确认防撞灯系统架构。
- (2) 对防撞灯系统在实验室中进行性能测试;
- (3) 对防撞灯系统作用范围进行计算分析;
- (4) 对防撞灯设备进行鉴定试验;
- (5) 通过飞行试验评估防撞灯系统。

2.4 确认防撞灯系统架构

第 25.1401 条 (a) 款 (1) 项规定:“运输类飞机必须具备一个防撞灯系统,该系统由一个或几个经批准的防撞灯组成。”通常来说,运输类飞机防撞灯系统一般由红光防撞灯和白光防撞灯组成,两者可作为独立两套防撞灯系统,或是结合组成一套防撞灯系统。

为了减少因为一个防撞灯失效而导致停飞的可能性,出于提高签派率的考虑,多数主制造商都选择了将红光防撞灯和白光防撞灯作为两套防撞灯系统,两者互为冗余。

如果定义防撞灯系统由红光防撞灯系统和白光防撞灯系统两套独立组成,则红光防撞灯系统和白光防撞灯系统均需符合第 25.1401 条 (b) 款覆盖范围要求。

通常防撞灯系统的布置如下:

- (1) 一个上红光防撞灯;
- (2) 一个下红光防撞灯;
- (3) 一个左翼尖白光频闪灯, 一个右翼尖白光频闪灯;
- (4) 一个后白光频闪灯。

2.5 对防撞灯系统在试验室中进行性能测试

在试验室中,对防撞灯系统有效光强和闪光频率等参数进行测试,同时在测试过程中,需要记录输入电压以及输入电流。

2.5.1 有效光强

对于红光防撞灯和白光防撞灯,都需用以下关系式计算有效光强:

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t) dt}{0.2 + (t_2 - t_1)}$$

式中：

I_e 为有效光强（坎德位）；

$I(t)$ 为作为时间的函数的瞬时光强；

$t_2 - t_1$ 为闪光持续时间（秒）。

通常，选择 t_2 和 t_1 使有效光强等于 t_2 和 t_1 时的瞬时光强，即可得到有效光强的最大值。若能给定光强时间曲线，有效光强的计算会随着 t_2 和 t_1 的选择而变化。

一些防撞灯在短时间可以产生多次闪光，如果这些多次闪光间隔在 0.2 秒内，则可以使用两种方法来计算有效光强。

(1) 使用单次闪光的光强作为关系式中的分子，并将该闪光持续时间作为关系式中的分母，计算有效光强；

(2) 可使用短时间内的多次闪光光强之和作为关系式中的分子，在这种情况下， $t_2 - t_1$ 的应为第一次闪光开始到最后一次闪光结束的总时间。

如果定义防撞灯系统由红光防撞灯系统和白光防撞灯系统两套独立组成，则需注意，对于有效光强的测试，即使在共同作用区域，不能叠加红光防撞灯和白光防撞灯的光强。

2.5.2 闪光频率

根据第 25.1401 条 (c) 款要求，单个防撞灯闪光频率在 40 至 100 次/分之间。当系统有一个以上的光源时，对有效闪光频率的规定也适用于有重迭部分的灯光区。在重迭区内，闪光频率可以超过 100 次/分，但不得超过 180 次/分。

因此，通常在设计构架上保证红光防撞灯系统和白光防撞灯系统内部各自闪光的同步性。如果可以证明红光防撞灯系统和白光防撞灯系统在一个定时系统控制下工作，每个灯具均以固定的相互时间间隔发生闪光，则在共同作用方向上 0.2 秒内发生的所有可见闪光可记为一次有效闪光。

在试验室中分别对红光防撞灯和白光防撞灯的闪光频率进行测试，而后对红光防撞灯系统和白光防撞灯系统连试，按照上述规则对重迭区闪光频率进行测试。

2.6 对防撞灯系统作用范围进行计算分析

通过防撞灯安装位置,和真实飞机数模,计算飞机结构对防撞灯系统的遮挡,确定防撞灯作用范围,在计算过程中,一定要考虑应考虑灯具和遮蔽物(如天线、尾翼)的制造公差和安装公差,还需考虑天线、排液杆等设备对防撞灯的遮挡。

如果定义防撞灯系统由红光防撞灯系统和白光防撞灯系统两套独立组成,则需分别对红光防撞灯系统和白光防撞灯系统作用范围进行计算分析。

特别需要注意,飞机在航线运行过程中,可能发生一些改装工作,如增加 WIFI 天线或卫星通信天线等,这些新增的外部设备可能会对防撞灯的作用范围产生影响,因此此类加装天线等设计更改必须要表明对第 25.1401 条 (b) 款的符合性,同时需要考虑对相关 MMEL 清单的影响。

2.7 对防撞灯设备进行鉴定试验

按照 RTCA/DO-160G 的要求,对防撞灯设备进行鉴定试验,在进行、低温、高温、高度/压力、温度变化、湿度、冲击碰撞安全、振动、爆炸大气、防水、霉菌、磁效应、电源输入、电压尖峰、音频传导敏感度、闪电直接效应、闪电感应瞬态敏感度、结冰等鉴定试验。

其中对于安装在可燃液体泄露区的防撞灯灯具和设备,爆炸大气鉴定试验需按照 RTCA/DO-160G 中的 A 类要求进行。

除了上述鉴定试验外,还需对防撞灯色度进行鉴定,防撞灯颜色需满足第 25.1397 条对航空红色和航空白色的定义。

2.8 通过飞行试验评估防撞灯系统

通过夜间飞行,确认防撞灯工作时不会产生不利于飞行机组的眩光或光晕,尤其需要在夜间进行穿云飞行,以进行评估。

3. 需要说明的其它问题

SAE 在 SAE ARP 991C 中将红光防撞灯和白光防撞灯亮度区分要求,此时白光防撞灯将被定义为“必要的”防撞灯,红光防撞灯被定义为“补充的”防撞灯,对白光和红光防撞灯亮度要求如表 25.1401-1 所示。此时满足 SAE ARP991C 标准的红光防撞灯系统不符合 CCAR 25 部要求,不可作为适航的防撞灯系统。

表 25.1401-1 SAE ARP 991C 中对红光和白光防撞灯最小有效光强要求

自水平平面向上	最小有效光强	最小有效光强	最小有效光强

或向下的角度	(坎德拉) CCAR 25 要求	(坎德拉) 红光防撞灯	(坎德拉) 白光防撞灯
0° ~ 5°	400	100	600
5° ~ 10°	240	60	400
10° ~ 20°	80	20	120
20° ~ 30°	40	10	80
30° ~ 75°	20	5	40

注: 如果使用 100 坎德拉亮度的红光防撞灯, 红光防撞灯不满足 CCAR 25 部要求, 只有白光防撞灯系统满足 CCAR 25 部要求, 此时飞机实质上只有一套符合适航要求的防撞灯系统, 即白光防撞灯系统, 红光防撞灯不再作为白光防撞灯系统的冗余备份, 可能会影响航线飞机签派。

AC 25.1435 液压系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

液压系统是飞机上的公共能源系统, 为飞机的作动提供能源。第 25.1435 条是专门为液压系统安全制定的条款, 适用于飞机上的液压系统, 其中 (a) 款规定了液压系统元件设计要求, (b) 款规定了液压系统设计的要求, (c) 款规定了液压系统元件和系统试验要求。

2. 可接受的符合性方法

2.1 元件设计

2.1.1 第 25.1435 条 (a) 款 (1) 项

设计使用压力 (DOP) 是正常的最大稳定压力, 该压力不包含合理的公差和瞬态压力, 例如, 液压泵压力脉动, 对系统功能的反应所产生瞬态压力, 或者可能影响疲劳的瞬态压力等。本条款 (a) (4) 部分阐述影响疲劳的瞬态峰值压力。

低压元件 (如系统回油、泵壳体回油、吸油、液压油箱等) 的设计使用压力 DOP 是用户系统正常工作模式下预期的最大压力, 包括在用户系统 (如缝翼、襟翼、起落架、反推、飞行控制、能源转换装置等) 分别或同时工作时可能出现的瞬态压力。泵壳体回油指从液压泵内部转子泄漏到泵低压壳体腔通过管路排到液压油箱, 泵壳体回油对液压泵旋转附件的润滑和液压泵散热起重要作用。

可能发生在用户系统的选择和运行期间的短时瞬态压力若已开展了本咨询通告(a)(4)中所述的疲劳影响评估,则可以被排除。这种短时瞬态压力通常被称作压力尖峰(如因选择阀或方向控制阀的打开和关闭造成的瞬态压力等)

在系统和元件的局部,设计使用压力 DOP 会因为预期的飞机运行、动态和环境条件的范围,与上述 DOP 有所差别,这种差别应予以考虑。

在测试压力下,密封处泄漏不应超过在役期间最大允许泄漏率。当恢复到工作压力时,元件能完成其预期的功能。

对第 25.1435 条(a)款(1)项、(a)款(2)项和(a)款(3)项,压力和结构载荷应保持足够的时间来表明对其的符合性验证。第 25.1435 条(a)款(1)项中,一般情况测试压力保持时间为 2 分钟,但针对压力容器(例如,蓄压器、储压器),压力保持时间为 3 分钟;极限压力保持时间为 1 分钟。

测试压力试验后,不应出现永久变形和其他损坏的迹象,密封处泄漏不应超过允许的最大泄漏量。极限压力试验后,元件可发生永久变形,但不应产生破裂或引起灾难性破坏。

“压力容器”一般不含小容积元件,如导管、接头和量规等。对非金属或复合材料的元件,可能需要使用特殊系数。

2.1.2 第 25.1435 条(a)款(2)项

结构的限制载荷由第 25.301 条(a)款定义,应考虑 25 部 C 分部的载荷条件,包括但不限于飞行和地面运行,阵风和紊流工况。源自于这些情况的结构载荷应与包含瞬态压力的最大液压压力相组合。如有需要,在强度校核时还应考虑热负载。对装有液压锁或机械锁的液压作动器,如飞控作动器和转弯作动器,作动器和其它受载元件应能承受使用中可能出现的内、外载荷的最严酷组合载荷。对于随外载荷自由运动的液压作动器,如没有锁定装置,其结构载荷与液压作动器的载荷相同。在限制载荷下,密封处泄漏不应超过在役期间最大允许泄漏率。

2.1.3 第 25.1435 条(a)款(3)项

对于本款的符合性,应在施加 1.5 倍设计使用压力的情况下,计及那些可以同时发生的由第 25.301 条和第 25.303 条定义的结构极限载荷和设计使用压力组合影响。在这种条件下,元件应保持其结构完整性。但此时允许元件出现泄漏(但密封件不得脱出)、永久变形、运行或功能失效或任一组合。如有需要,热载荷也应计入强度校核。

2.1.4 第 25.1435 条(a)款(4)项

疲劳，即元件的重复负载循环，是元件失效的重要因素，液压元件主要承受压力负载，也可能受外部载荷循环（如结构、热等）。申请方应对每个元件定义载荷循环。应评估载荷循环次数以产生飞机全寿命期内所遇到的等效疲劳损伤或者支持用于符合第 25.1309 条所使用的假设。例如，如果系统的失效分析允许元件的失效可以在飞机的 1/4 寿命期内出现，那么元件的疲劳寿命应至少支持这一假设。

2.1.5 第 25.1435 条(a)款(5)项

液压系统元件应满足飞机运行环境条件，并在此条件下应具有预期的功能。环境条件应包含但不局限于：温度、湿度、振动、加速度力、结冰，气压、电磁效应，盐雾、清洁剂、电化腐蚀、砂尘和霉菌。这些液压元件有可能位于特定位置（例如，增压舱还是非增压区域）或通常位置（相对姿态而言）。必要时，应考虑环境条件的组合状态。环境条件与元件所处飞机区域有关。

2.2 系统设计

按照第 25.1435 条(b)款，系统的设计特征应当充分考虑不期望的条件及其影响：(a) 液压泵的设计和安装应使液压泵进出油液泄漏不会导致可能影响持续安全运行的危险事件发生。例如，发动机驱动泵轴密封失效或泄漏，组合液体排放通道阻塞，导致发动机齿轮箱被液压油污染，从而出现发动机故障。(b) 系统设计应能避免在故障状态下可能出现的异常高温所造成的危险。

2.2.1 第 25.1435 条(b)款(1)项

合适的系统参数可包括，但不限于液压泵或系统的温度和压力、油量，以及其他任何参数，这些参数给飞行员提供液压系统工作状态。

2.2.2 第 25.1435 条(b)款(2)项

符合性可通过系统和元件的设计能承受瞬时高压而不会损坏或失效，或通过液压泵压力调节装置、蓄压器、卸压阀等来实现。

2.2.3 第 25.1435 条(b)款(3)项

有害或危险的液体或蒸汽浓度是指可能导致飞行机组人员短时丧失能力或长期会影响机组或乘客的健康。符合性可通过采取设计预防措施，以最大限度减少释放的可能性，并在释放的情况下将浓度降到最低。基于工程判断，适当的措施包括空调和液压系统的隔离，切断液压管路的

能力，减少接头和元件的数量，增加保护罩等。在泄漏情况下，应有足够的排放措施。

2.2.4 第 25.1435 条 (b) 款 (4) 项

除非证明飞机上不存在可使液压油液在其任何物质形态（液态、雾化等）能被点燃的环境，否则液压油液被认为是可燃的。

2.2.5 第 25.1435 条 (b) 款 (5) 项

如果使用了不止一种经批准的液压油，术语“合适的液压油液”应包含可接受的混合物。液压系统中所有使用弹性密封的液压元件，如作动器、阀和油箱等，应当用典型液压油液标牌进行标示。

2.3 试验

按照第 25.1435 条 (c) 款，试验条件应能代表元件、子系统或系统在设计包线内可能暴露的环境，这包括载荷、温度、高度效应、湿度和其它影响（电气、气动等）。试验可在模拟器、单独的平台、综合试验平台或在飞机上进行。试验计划应描述目的和试验方法。飞机元件和试验设施的所有接口应全面表述。

2.3.1 第 25.1435 条 (c) 款 (1) 项

性能试验应表明系统满足飞机运行要求的速率和响应。疲劳试验（元件的重复性载荷循环）和耐久性试验（各部件相对运动的能力以持续执行预想的功能）应充分表明用于第 25.1309 条安全性分析的假设的正确性，但不必演示飞机的设计寿命。作为表明元件、子系统或系统具备预期功能的一部分，制造商（申请人）可以在可接受的企业标准、国家标准、军用标准或行业标准中选用程序和安全系数，前提是这些标准适合预期的应用。这些标准中指定的最小设计系数和要求是可以使用的，除非更保守的系数已获局方同意。

可接受的疲劳和耐久性试验步骤：

- (1) 定义预期的元件寿命；
- (2) 确定预计的元件工作循环；
- (3) 用预计的或等效的工作循环进行试验。

符合本条时，除了进行元件的疲劳和耐久性试验外，如适用还应进行系统试验。

2.3.2 第 25.1435 条 (c) 款 (2) 项

试验中应包含模拟液压系统的失效状态，以便研究失效的影响，并将

失效状态的影响与用于符合 25.1309 的失效状态相关联。用于试验的相关失效状态，一般是那些不能表明是极不可能的而且被评估为较大的、危险的、或有重大的系统交联或运行影响的失效状态。

2.3.3 第 25.1435 条 (c) 款 (3) 项

一般要求进行完整的全系统机上地面功能试验来表明对本条款的符合性，包括所有液压用户系统。该试验既可用飞机的机上泵源也可用其它压力源（如地面油车）提供试验压力，试验压力一般应刚好低于系统卸荷阀开启压力。系统回油压力和吸油压力允许通过对系统压力端施加试验压力来产生。

系统中的某些部分需要单独施加试验压力来保证试验的完整性。如果通过适当的间隙或危险性评估表明系统的某些部件属于非重要的部分，可以不做该试验。

AC 25.1455 易冻液体的排放

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 25.1455 条款规定了如果运输类飞机在飞行中或者地面运行时会有易冻液体排出机外的情况，则排放口的设计和位置必须能防止排出的易冻液体在飞机上结成危险量的冰。本条款针对的是在飞行或地面操作过程中通常从飞机排出的易冻结液体，其目的是防止冰脱落时对飞机造成损害。

在运输类飞机上，易冻液体一般有下列几种来源：

- (1) 供饮用、洗涤和清洗用的饮用水系统；
- (2) 马桶废水和来自盥洗盆、厨房、咖啡壶、地漏排出的残液；
- (3) 舱内冷凝水。

这些饮用水、废水、残液和冷凝水，可通过排放口排出机外，或收集到机上废水箱中。

若上述某种来源的易冻液体允许被排出机外，排放系统应设计成能确保排出的易冻液体不会撞击到飞机，否则允许排出的易冻液体应作为一个值得关注的问题。

2. 可接受的符合性方法

对于在飞行中通过排放口排放易冻液体的运输类飞机，应通过设计特征（如：排放口工作原理和安装布置位置、易冻液体排放量等）来说明

排出的易冻液体不会撞击飞机或者形成的冰脱落后不会对飞机造成损害，并应说明排放口不会因渗漏等原因形成危险量的冰。可以采用如下试飞方法来验证“没有过量的水撞击在机身上”，从而表明“排出机外的易冻液体不会在飞机上结成危险量的冰”这一要求。

(1) 在预计排放的水可能到撞击到的飞机各部位上（包括排放口本身），用可干的水溶性白色涂料（如滑石粉）涂覆，应使得涂层可以吸附试验溶液且不易被气流吹散。

(2) 试验溶液是无毒的水溶性染料水溶液。用不同的颜色来区别飞行状态和排放口。

(3) 飞机以两种飞行状态进行试验：典型的备降状态和典型的巡航状态，并且都应在排放液撞击机身前不大可能发生结冰的高度进行试验。试验应在干燥空气中进行，因为云层或雨水都可能使撞击图象模糊不清。记录空速、高度和外界大气温度。如果预计在做厨房清理过程中会倾倒大量残液（咖啡、饮料等），则还应进行初始进场（下降）形态的试验。

(4) 对每一种飞行状态，需从每个排放口排出试验溶液进行试验。可以利用盥洗室的盥洗盆进行这项试验。如果盥洗盆不方便使用或尚未安装，也可以直接使用排放系统。应以排放系统能适应的最快速度进行试验溶液的灌注，每种颜色溶液约 8 至 12 升。

(5) 撞击到白色涂料上的各种有色溶液可能变得混杂而难以辨别。因此，建议合理安排架次避免不同颜色的液体有重叠的撞击区域。

(6) 在飞机完成相应试验状态返回地面后，对机身上涂有白色涂料的部位进行拍照，照片作为正式记录文件。条件允许的话，建议在机上安装摄像头对关注区域进行拍摄。CAAC 还应在现场评估其结果，因为仅以照片作凭据常常难于作出结论。

(7) 出现试验溶液撞击到机身表面是允许的，即在没有外形突变（外形突变处容易造成积冰）部位上有轻微的雾湿状是允许的。

AC 25.1457 驾驶舱录音机

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

驾驶舱录音机能够记录通过无线电在飞机上发出或收到的通话，驾驶舱内飞行机组成员的对话，驾驶舱内飞行机组成员使用飞机内话系统

时的通话，进入耳机或扬声器中的导航或进场设备的通话或音频识别信号，飞行机组成员使用旅客广播系统时的通话，以及数据链信息。驾驶舱录音机具有极强的抗火、耐压、耐冲击振动、耐海水（或煤油）浸泡等能力。为了便于事故发生后顺利寻获，记录容器外观颜色鲜明，装有反射条和水下定位装置。

驾驶舱录音机能够记录飞机停止工作或失事坠毁前数小时的飞行机组与地面的通话、机组对话、机内通话、驾驶舱内的各种设备和环境声响，以及数据链信息等音频信息和数据，记录的音频信息和数据为认定事故和事故征候的原因提供了客观可信的技术依据，为调查人员对事故作出正确的结论具有关键作用。

本条款对驾驶舱录音机的安装和功能提出了具体的要求，驾驶舱录音机应严格按第 25.1457 条的要求安装，完整记录信息，供电安全可靠并具备独立电源，在事故发生后应能够完好保存，并能够记录准确、完整的音频信息和数据用于事故调查，同时具备便于陆地和水中搜寻的外观和水下定位装置。

1.2 条款的要求解析

第 25.1457 条的实质要求解析如下：

(1) 第 25.1457 条 (a) 款

第 25.1457 条 (a) 款规定了驾驶舱录音机必须经过批准，其安装必须能够记录条款要求的 6 种音频信息和数据，即飞机收发的无线电通话、驾驶舱内飞行机组的对话、驾驶舱内飞行机组使用内话系统时的通话、进入耳机或扬声器中的设备通话或音频识别信号、飞行机组使用旅客广播系统时的通话、数据链信息等。

(2) 第 25.1457 条 (b) 款

第 25.1457 条 (b) 款对记录驾驶舱飞行机组成员对话的区域话筒的安装位置提出了要求。要求在驾驶舱内安装一只区域话筒，用于记录驾驶舱内飞行机组成员间的对话，话筒安装的最佳位置应在正、副驾驶员正常工作座位正前方的垂直平面的中间位置（不应安装在位置较低的中央操纵台上），且朝向机组成员。应能够将风扇、风挡雨刷、气流等噪声的影响降至最低，应远离飞机蒙皮相连的结构和扬声器，不受其他物品的阻挡，且不易在机组人员进出驾驶舱时被损坏，以达到最佳的录音记录质量和可懂度。

(3) 第 25.1457 条 (c) 款

第 25.1457 条 (c) 款规定了四条通道应分别记录来自不同声源的信息, 四条通道分别是来自正驾驶工作位置的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式话筒、耳机或扬声器; 来自副驾驶工作位置的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式话筒、耳机或扬声器; 来自驾驶舱区域话筒; 来自第三和第四名机组成员工作位置的每个吊杆式、氧气面罩式或手持式话筒、耳机、扬声器或来自驾驶舱内与旅客广播系统一起使用的每个话筒。应将话筒收到的所有声音尽可能不间断地记录下来。本款对侧音的产生也提出了要求和限制, 要求只能在使用机内通话机、乘客广播系统或无线电发送机时才会对飞行机组产生侧音。本款中的侧音是指在终端设备中, 发端信号经处理后, 其中一部分回馈到自身接收端的信号, 即进行机内通话或使用广播系统的时候, 说话的人从设备中听到自己的声音。

(4) 第 25.1457 条 (d) 款

第 25.1457 条 (d) 款 (1) 项对驾驶舱录音机的供电提出了要求。条款中描述的“最为可靠的汇流条”并未强制指定具体的汇流条, 应根据实际设计和安装的具体情况, 通过电气负载分析和安全性评估等工作确定; 条款描述的“尽可能长时间保持电力”是指如果为重要负载或应急负载供电的汇流条容量不足以为记录系统供电, 应保证驾驶舱录音机是飞机上除了重要负载或应急负载之外, 能够最长时间保持供电的设备。

第 25.1457 条 (d) 款 (2) 项对数据抹除装置的正常工作提出了要求。驾驶舱录音机具有循环记录功能, 为避免数据抹除装置在事故发生后继续工作, 抹除对事故调查具有关键意义的音频信息和数据, 应具备自动装置, 在撞损冲击发生后的 10 分钟内能够使录音机停止工作并停止各抹除装置的功能。

第 25.1457 条 (d) 款 (3) 项对检查驾驶舱录音机正常工作的装置提出了要求。应能在飞行前检查录音机是否正常在存储装置中记录音频信息和数据, 飞机应具备音响或目视告警提示装置, 能够检测和指示录音机的异常工作状态。如果记录器需要执行多项记录功能 (即组合式记录器), 飞行前检查记录器是否正常运行的方法应能够指示哪个记录功能 (飞行记录器功能、驾驶舱录音机功能) 故障。飞行前检查还应包括检查驾驶舱录音机备用独立电源的可用性。

第 25.1457 条 (d) 款 (4) 项对驾驶舱录音机和飞行记录器工作的稳定性和可靠性提出了要求。要求记录器以外的单一电气故障不能同时影响飞行记录器和驾驶舱录音机的正常工作。

第 25.1457 条 (d) 款 (5) 项对驾驶舱录音机独立电源的功能和安装提出了要求。独立电源 (RIPS) 是能够独立于飞机电源汇流条并提供备用电

源的供电器件，在正常飞机电源中断等紧急情况下能够为录音机和区域话筒供电，确保录音机连续记录。第 25.1457 条 (d) 款 (5) 项 (i) 目要求具备能向驾驶舱录音机和驾驶舱区域话筒提供 10 ± 1 分钟的供电的独立电源。第 25.1457 条 (d) 款 (5) 项 (ii) 目中要求独立电源的安装位置尽可能靠近驾驶舱录音机，这样的设计是为了保证独立电源与驾驶舱录音机之间的导线数量最少，长度最短，能够有效降低电源故障、火灾或撞击时损坏线路的概率。第 25.1457 条 (d) 款 (5) 项 (iii) 目中“正常关闭”指指令性中断驾驶舱录音机正常电源汇流条的供电，“所有其他电源”指所有能够支持驾驶舱录音机正常运行的电源。如果实现驾驶舱录音机功能的是组合式记录器，备用电源应能够为组合式记录器的其他记录功能单元供电。如果安装了两个组合式记录器代替一个飞行记录器和一个驾驶舱录音机，那么只要求为符合驾驶舱录音机要求的组合式记录器（可放置在驾驶舱附近）配备独立电源。

第 25.1457 条 (d) 款 (6) 项对驾驶舱录音机和飞行记录器的安装和容器提出了要求。可安装一个飞行记录器和一个驾驶舱录音机，或两个组合式记录器，如果安装独立的飞行记录器和驾驶舱录音机，应将两者分别安置在单独的容器中。

(5) 第 25.1457 条 (e) 款

第 25.1457 条 (e) 款 (1) 项对记录容器的安装位置和组合形式提出了要求，旨在将容器破裂并毁坏记录的概率减至最小。从事故调查中获得的经验表明，将记录容器安装在增压舱的后部，但不包括在冲击时尾吊发动机可能撞坏容器的部位，则非弹出式记录容器能够在撞损冲击后保持完整性、避免严重的静力破坏载荷、避免起火损坏等方面达到最好的效果。飞机上可接受的安装位置应位于机身增压舱后部 15% 的范围以内，在飞机中心线处机身下部外形轮廓线上方至少 600 毫米（24 英寸）。

第 25.1457 条 (e) 款 (2) 项对于记录器的组合形式提了如下要求：如果安装了两个独立的组合式记录器，代替一个飞行记录器和一个驾驶舱录音机，则符合驾驶舱录音机功能要求的组合式记录器可放置在驾驶舱附近。

(6) 第 25.1457 条 (f) 款

第 25.1457 条 (f) 款对抹音装置安装设计的可靠性提出了要求。要求安装应满足误动和撞损冲击不应该使抹音装置工作，抹音装置的启动和操作应是严格的、不易混淆的。

(7) 第 25.1457 条 (g) 款

第 25.1457 条 (g) 款对记录容器的外观、颜色、反射条和容器上的水下定位装置以及定位装置的固定方式提出了要求。以往的事故经验表明,调查人员为搜寻坠入水中的记录器花费了大量的时间和费用。记录容器的鲜橙色、鲜黄色外观有助于发生事故后陆地目视搜寻,反射条和水下定位装置有助于发生事故后水下搜寻。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC1 设计说明、MC2 分析/计算、MC4 试验室试验、MC5 地面试验、MC6 飞行试验、MC7 机上检查和 MC9 设备合格性。建议的符合性验证方法见表 25.1457-1。

表 25.1457-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第25.1457 (a)	电子电气		1				5	6				
第25.1457 (b)	电子电气		1						7			
第25.1457 (c)	电子电气		1				5					
第 25.1457 (d) (1)	电子电气		1									
第 25.1457 (d) (2)	电子电气		1			4						
第 25.1457 (d) (3)	电子电气		1				5					
第 25.1457 (d) (4)	电子电气		1									
第 25.1457 (d) (5)	电子电气		1				5		7		9	
第 25.1457 (d) (6)	电子电气		1									
第25.1457 (e)	电子电气		1	2					7			
第25.1457 (f)	电子电气		1									
第25.1457 (g)	电子电气		1						7		9	

2.1 MC1 设计说明

应通过系统设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明驾驶舱录音机经过批准，且安装能够记录条款要求 6 种音频信息和数据，以表明对第 25.1457 条(a)款的符合性。

应通过系统设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明驾驶舱区域话筒的安装位置符合第 25.1457 条(b)款的要求。

应通过系统设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明驾驶舱录音机能够将来自不同声源的音频和通话信息分别记录在四个通道上，并要求使用机内通话机、乘客广播系统、无线电发送机时才会对飞行机组产生的侧音，以表明对第 25.1457 条(c)款的符合性。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明驾驶舱录音机的供电可靠，能够长时间保持电力，不危及重要应急负载的供电以及飞机的应急操作，以表明对第 25.1457 条(d)款(1)项的符合性。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，介绍录音机和抹音装置的供电方式以及录音机抹音装置的工作逻辑，表明抹音装置功能正常，录音机和抹音装置在撞击发生后能够在规定时间内停止工作，以表明对第 25.1457 条(d)款(2)项的符合性。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，详细介绍飞行前检查录音机的存储功能是否正常的具体方法和告警提示的方式，表明在飞行前能够检查确认录音机存储记录功能，如存在异常则应有相应音响或目视告警提示，符合第 25.1457 条(d)款(3)项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，介绍记录器的供电方式和主用供电失效切换的工作逻辑，表明驾驶舱录音机和飞行记录器工作可靠，不受单一电气故障影响，符合第 25.1457 条(d)款(4)项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明独立电源的安装位置和功能符合第 25.1457 条(d)款(5)项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明飞行数据记录器与驾驶舱语音记录器应分开放置在独立的容器中；也可安装一个组合式记录器以满足驾驶舱录音机的要求，表明对第 25.1457 条(d)款(6)项的符合性。此外，如使用两个组合式记录器替代一个驾驶舱录音机和一个飞行记录器，两个组合式记录器应该分别由独立的汇流条供电。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明记录容

器的安装和位置符合第 25.1457 条 (e) 款的要求, 以确保记录容器的安装位置使撞损冲击时使记录容器破裂及随之起火而毁坏记录的概率最小。如使用两个组合式记录器替代一个驾驶舱录音机和一个飞行记录器, 则符合驾驶舱录音机功能要求的组合式记录器可放置在驾驶舱附近, 以符合第 25.1457 条 (e) 款的要求。

应通过设计说明 (报告、说明、图纸等) (MC1) 的描述, 表明驾驶舱录音机的抹音装置的安装设计能够将误动概率、撞损冲击发生时的工作概率减至最小, 以符合第 25.1457 条 (f) 款的要求。

应通过设计说明 (报告、说明、图纸等) (MC1) 的描述, 表明记录容器外观颜色、反光条、水下定位装置的固定方式等符合第 25.1457 条 (g) 款的要求。

2.2 MC2 分析/计算

应通过分析和计算 (MC2), 确保选定的记录容器的安装位置能够最大程度减小撞损冲击发生时记录容器破裂以及随之起火而毁坏记录的可能性, 以符合第 25.1457 条 (e) 款的要求。

2.3 MC4 试验室试验

应通过试验室试验, 通过试验模拟撞损冲击发生后的 10 分钟内, 自动装置应能够能停止录音机和抹除装置的功能, 符合第 25.1457 条 (d) 款 (2) 项的要求。

2.4 MC5 地面试验

应通过机上地面试验 (MC5), 验证数据链信息使用经批准的数据信息集, 数据链信息能够作为通信设备的输出信号被记录, 且通信设备可将信号转换为可用数据, 以表明对第 25.1457 条 (a) 款 (6) 项的符合性。

应通过机上地面试验 (MC5), 验证驾驶舱录音机能够将来自不同声源的音频和通话信息分别记录在四个通道上, 并验证在使用机内通话机、乘客广播系统、无线电发送机时才会对飞行机组产生侧音, 以表明对第 25.1457 条 (c) 款的符合性。

应通过地面试验 (MC5) 的方法, 验证飞行前能够检查确认录音机存储记录功能是否正常, 若出现异常时应出现音响或目视告警且告警功能正常, 以表明对第 25.1457 条 (d) 款 (3) 项的符合性。

可参考的独立电源地面试验步骤: 接通电源至少 15 分钟, 检验录音机是否正常工作; 推动断路器断开飞机电源, 检查是否能够为录音机供电

10±1 分钟；接通飞机电源，通过飞机电源瞬变转换检验录音机是否连续正常工作，以表明对第 25.1457 条(d)款(5)项的符合性。

2.5 MC6 飞行试验

为确保驾驶舱录音机系统安装正确，能够记录第 25.1457 条(a)款要求的 6 类音频信号和信息，并验证所有通道上录制的音频信号的质量是否达到可以接受的水平，申请人应进行飞行试验。应评估获得的记录，以确认在正常飞行阶段（包括滑行、起飞、爬升、巡航、下降、进近、着陆和滑行）的典型场景下的记录质量是可接受的，以表明对第 25.1457 条(a)款的符合性。

2.6 MC7 机上检查

应通过机上检查（MC7）的方法，验证驾驶舱区域话筒的安装位置符合第 25.1457 条(b)款的要求。

应通过机上检查（MC7）的方法，验证驾驶舱录音机独立电源的安装位置尽可能靠近驾驶舱录音机，以表明对第 25.1457 条(d)款(5)项的符合性。

应上机检查（MC7）驾驶舱录音机记录容器的安装位置，确认已安装在飞机后部，若飞机装有尾吊发动机，则应避免安装在冲击发生时尾吊发动机可能撞坏记录容器的部位。若以证明对第 25.1457 条(e)款的符合性。

应通过机上检查（MC7）记录容器的外观，确认其外观为鲜橙色或鲜黄色，外表面固定有反射条，容器上安装固定的水下定位装置，且固定牢靠，在撞损冲击时不大可能与记录容器分离，符合第 25.1457 条(g)款的要求。

2.7 MC9 设备合格性

中国民用航空局针对驾驶舱录音机颁布了技术标准规定《驾驶舱音频记录器(CTS0-C123c)》，针对独立电源颁布了《记录器独立电源(RIPS) (CTS0-C155b)》。

驾驶舱录音机应按 CTS0-C123c 的要求设计和制造，应能通过环境鉴定试验，表明其在温度、湿度变化、湿热、冲击和坠撞、电磁等临界的环境条件下满足 RTCA DO-160G《机载设备环境条件和试验程序》的要求；能满足 EUROCAE ED-112A《抗坠毁机载记录器系统最低工作性能要求》相关章节的要求。记录容器的外观颜色、外表固定的反射条应符合上述标准的要求，水下定位信标的固定方式应保证将损伤信标的危险减至最小，在

强冲击试验后，应保证信标不会从记录容器防坠毁部件上脱离。

独立电源应按 CTS0-C155b 的要求设计和制造，应能通过环境鉴定试验，表明其在温度、温度变化、湿热、冲击和坠撞、电磁等临界的环境条件下满足 RTCA DO-160G《机载设备环境条件和试验程序》的要求；能满足 EUROCAE ED-112A《抗坠毁机载记录器系统最低工作性能要求》相关章节的要求。

AC 25.1459 飞行数据记录器

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 条款的安全意图

飞行数据记录器是安装在飞机上用于记录多种飞行信息的设备，飞机各机械部位和电子仪器仪表都装有传感器与之相连，记录的信息包括飞机的空速、高度、加速度、航向、燃油流量和消耗量、方向舵位置、与空中交通管制中心的联络信息，以及飞机系统之间的电子信号和各种开关和控制装置的激活等运行数据。飞行数据记录器具有极强的抗火、耐压、耐冲击振动、耐海水（或煤油）浸泡等能力。为了便于事故发生后顺利寻获，记录容器外观颜色鲜明，装有反射条和水下定位装置。

飞行数据记录器能够记录飞机停止工作或失事坠毁前数小时的飞行数据，记录的数据能够向调查人员提供出事前飞机的飞行状况和各系统的运行情况，为认定事故和事故征候的原因提供了客观可信的技术依据，为调查人员对事故做出正确的结论具有关键作用。

本条款对飞行数据记录器的安装和功能提出了具体的要求，飞行数据记录器应严格按第 25.1459 条的要求安装，供电安全可靠，在事故发生后应能够完好保存，并能够记录准确、完整的数据和信息用于事故调查，同时具备便于陆地和水中搜寻的外观和水下定位装置。

1.2 条款的要求解析

第 25.1459 条的实质要求解析如下：

(1) 第 25.1459 条 (a) 款

第 25.1459 条 (a) 款 (1) 项对飞行数据记录器获得的空速、高度、航向的数据精度提出了要求，飞行数据记录器获得空速、高度和航向数据来源应符合对应的第 25.1323、25.1325 和 25.1327 条款的要求。

第 25.1459 条 (a) 款 (2) 项对垂直加速度传感器的固定方式和安装位

置提出了要求。垂直加速度传感器应刚性固定,使其不受结构模态或振动的显著影响,如果安装刚度不够,其低阶频率较低,可能导致记录器记录到设备本身的振动信号,对记录数据的准确性产生影响;安装的纵向位置应在批准的飞机重心范围之内,或在这一范围前或后不超过飞机平均气动弦 25% 处,以获取精确的垂直加速度值。

第 25.1459 条(a)款(3)项对飞行数据记录器的供电提出了要求。条款中描述的“最为可靠的汇流条”并未强制指定具体的汇流条,应根据实际设计和安装的具体情况,通过电气负载分析和安全性评估等工作确定;条款描述的“尽可能长时间保持电力”是指如果为重要负载或应急负载供电的汇流条容量不足以为记录系统供电,应保证记录器是飞机上除了重要负载或应急负载之外,能够最长时间保持供电的设备。

第 25.1459 条(a)款(4)项对检查飞行数据记录器正常工作的装置提出了要求。应能在飞行前检查记录器是否正常在存储装置中记录数据,飞机应具备音响或目视告警提示装置,能够检测和指示记录器的异常工作状态。如果记录器需要执行多项记录功能(即组合式记录器),飞行前检查记录器是否正常运行的方法应能够指示哪个记录功能(飞行数据记录器功能、驾驶舱录音机功能)故障。

第 25.1459 条(a)款(5)项对数据抹除装置的正常工作的要求。此款不适用于由发动机驱动的发电机系统单独供电的记录器。飞行数据记录器具有循环记录功能,为避免数据抹除装置在事故发生后继续工作,抹除对事故调查具有关键意义的数据和信息,应具备自动装置,在撞损冲击发生后的 10 分钟内能够使具有数据抹除装置的记录器停止工作并停止各抹除装置的功能。

第 25.1459 条(a)款(6)项对记录飞行机组-空中交通管制中心联络的准确时间提出了要求。通过飞行数据记录器记录的信息,应能确定飞行机组同空中交通管制中心每一次无线电联络的时间。有经验表明,由于记录数据的时间与无线电通信的时间之间缺乏精确的关联,阻碍了以往的部分事故的调查。

第 25.1459 条(a)款(7)项对驾驶舱录音机和飞行数据记录器工作的稳定性和可靠性提出了要求。要求记录器以外的单一电气故障不能同时影响飞行数据记录器和驾驶舱录音机的正常工作。

第 25.1459 条(a)款(8)项对驾驶舱录音机和飞行数据记录器的安装和容器提出了要求。可安装一个飞行数据记录器和一个驾驶舱录音机,或两个组合式记录器,如果安装独立的飞行数据记录器和驾驶舱录音机,应将两者分别安置在单独的容器中;如果将组合式记录器作为驾驶舱录音

机安装在驾驶舱附近，也应在飞机后部安装组合式记录器以满足飞行数据记录器的要求，两个组合式记录器应该分别由独立的汇流条供电。

(2) 第 25.1459 条 (b) 款

第 25.1459 条 (b) 款对记录容器的安装位置提出了要求，旨在将容器破裂并毁坏记录的概率减至最小。从事故调查中获得的经验表明，将记录容器安装在增压舱的后部，但不包括在冲击时尾吊发动机可能撞坏容器的部位，则非弹出式记录容器能够在撞损冲击后保持完整性、避免严重的静力破坏载荷、避免起火损坏等方面达到最好的效果。飞机上可接受的安装位置应位于机身增压舱后部 15% 的范围以内，在飞机中心线处机身下部外形轮廓线上方至少 600 毫米（24 英寸）。

(3) 第 25.1459 条 (c) 款

第 25.1459 条 (c) 款要求必须确定飞行数据记录器的空速、高度和航向读数同正驾驶仪表上的相应读数之间的关系，并且要求该关系必须覆盖飞机飞行的空速范围、飞机的高度限制范围和飞机的 360° 的航向范围等。该款可通过地面试验、飞行试验进行验证。

(4) 第 25.1459 条 (d) 款

第 25.1459 条 (d) 款对记录容器的外观、颜色、反射条和容器上的水下定位装置以及定位装置的固定方式提出了要求。以往的事故经验表明，调查人员为搜寻坠入水中的记录器花费了大量的时间和费用。记录容器的鲜橙色、鲜黄色外观有助于发生事故后陆地目视搜寻，反射条和水下定位装置有助于发生事故后水下搜寻。

(5) 第 25.1459 条 (e) 款

第 25.1459 条 (e) 款要求对飞机的新颖或独特设计或使用特性进行评价，以确定是否需要新增飞行数据记录器记录的专用参数。

2. 可接受的符合性方法

本条款的符合性方法一般包括 MC1 设计说明、MC2 分析/计算、MC4 试验室试验、MC5 地面试验、MC6 飞行试验、MC7 机上检查和 MC9 设备合格性鉴定试验。建议的符合性验证方法见表 25.1459-1。

表 25.1459-1 建议的符合性验证方法

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
第 25.1459 (a) (1)	电子电气		1					6			9	
第	电子电气		1						7			

条款号	专业	符合性验证方法										备注
		0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
25.1459 (a) (2)												
第 25.1459 (a) (3)	电子电气		1									
第 25.1459 (a) (4)	电子电气		1				5					
第 25.1459 (a) (5)	电子电气		1			4						
第 25.1459 (a) (6)	电子电气		1					6				
第 25.1459 (a) (7)	电子电气		1									
第 25.1459 (a) (8)	电子电气		1									
第25.1459 (b)	电子电气		1	2					7			
第25.1459 (c)	电子电气		1				5	6				
第25.1459 (d)	电子电气		1						7		9	
第25.1459 (e)	电子电气		1									

2.1 MC1 设计说明

第 25.1323、25.1325、25.1327 条对运输类飞机空速指示系统仪表、静压系统气压高度表、磁航向指示器的精度和误差控制提出了要求，应通过系统设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明飞行数据记录器获得的空速、高度和航向数据符合上述相应条款给出的精度要求，满足第 25.1459 条(a)款(1)项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明垂直加速度传感器的安装和固定符合第 25.1459 条(a)款(2)项的要求。实际审查中，多个型号的运输类飞机的没有安装飞行数据记录器专用的垂直加速度传感器，或加速度传感器的安装位置不符合条款要求，应通过等效安全等方式表明对条款要求的安全水平的实际符合性。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）（MC1）的描述，表明飞行数

据记录器的供电可靠，能够长时间保持电力，不危及重要应急负载的供电以及飞机的应急操作，符合第 25.1459 条 (a) 款 (3) 项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）(MC1) 的描述，详细介绍飞行前检查记录器的存储功能是否正常的具体方法和告警提示的方式，表明在飞行前能够检查确认记录器存储记录功能，如存在异常则应有相应音响或目视告警提示，符合第 25.1459 条 (a) 款 (4) 项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）(MC1) 的描述，介绍记录器和数据抹除装置的供电方式以及记录器数据抹除装置的工作逻辑，表明数据抹除装置功能正常，记录器和抹除装置在撞击发生后能够在规定时间内停止工作，符合第 25.1459 条 (a) 款 (5) 项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）(MC1) 的描述，表明飞机与空中交通管制中心 ATC 无线电联络的时间能够被正确、完整记录，符合第 25.1459 条 (a) 款 (6) 项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）(MC1) 的描述，介绍记录器的供电方式和主用供电失效切换的工作逻辑，表明驾驶舱录音机和飞行数据记录器工作可靠，不受单一电气故障影响，符合第 25.1459 条 (a) 款 (7) 项的要求。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）(MC1) 的描述，表明飞行数据记录器与驾驶舱语音记录器应分开放置在独立的容器中；如安装组合式记录器，且将作为驾驶舱录音机的组合式记录器安装在驾驶舱附近，则应在飞机后部安装组合式记录器以满足飞行数据记录器的要求，以符合第 25.1459 条 (a) 款 (8) 项的要求。此外，两个组合式记录器应该分别由独立的汇流条供电。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）(MC1) 的描述，表明非弹出式记录容器的安装和位置符合第 25.1459 条 (b) 款的要求，以确保记录容器的安装位置使撞损冲击时使记录容器破裂及随之起火而毁坏记录的概率最小。

应通过设计说明（报告、说明、图纸等）(MC1) 的描述，表明具有可靠的方法确定飞行数据记录器记录的空速、高度和航向读数与正驾驶员仪表相应读数（考虑修正系数）的相互关系，且关系已覆盖飞机飞行的空速范围、飞机的高度限制范围和 360° 航向范围，符合第 25.1459 条 (c) 款的要求。

应通过设计说明(报告、说明、图纸等)(MC1)的描述,表明记录容器外观颜色、反光条、水下定位装置的固定方式等符合第 25.1459 条(d)款的要求。

应通过设计说明(报告、说明、图纸等)(MC1)的描述表明对第 25.1459 条(e)款的符合性,应分析评价飞机上使用的任何新颖或独特的设计或使用特性,说明有哪些专用参数必须记录在飞行数据记录器上以增加或代替现有要求。

2.2 MC2 分析/计算

应通过分析和计算(MC2),确保选定的记录容器的安装位置能够最大程度减小撞损冲击发生时记录容器破裂以及随之起火而毁坏记录的可能性,以符合第 25.1459 条(b)款的要求。

2.3 MC4 试验室试验

应通过试验室试验(MC4),验证对象为非发动机驱动的发电机系统单独供电的记录器,通过试验模拟撞损冲击发生后的 10 分钟内,自动装置应能够能停止记录器和抹除装置的功能,符合第 25.1459 条(a)款(5)项的要求。

2.4 MC5 地面试验

应通过地面试验(MC5)的方法,验证飞行前能够检查确认记录器存储记录功能是否正常,若出现异常时应出现音响或目视告警且告警功能正常,以表明对第 25.1459 条(a)款(4)项的符合性。

根据第 25.1459 条(c)款的要求,可在地面上用合适的方法确定飞行数据记录器记录的空速、高度和航向读数与正驾驶员仪表相应读数(考虑修正系数)的相互关系,且关系已覆盖飞机飞行的空速范围、飞机的高度限制范围和 360° 航向范围。可通过相关地面试验(MC5)验证表明对条款的符合性。

2.5 MC6 飞行试验

应进行飞行试验(MC6),通过分析对比飞行试验期间飞行数据记录器获取的数据,验证在所有正常飞行阶段(包括滑行、起飞、爬升、巡航、下降、进近、着陆和滑行)飞行数据记录器获得的空速、高度和航向数据符合相应第 25.1323、25.1325、25.1327 条的精度要求,满足第 25.1459 条(a)款(1)项的要求。

应进行飞行试验(MC6)并分析飞行试验期间飞行数据记录器获取的

数据，应包含能够确定飞行机组同空中交通管制中心进行每次无线电联络的时间的信息，满足第 25.1459 条 (a) 款 (6) 项的要求。

应在飞行试验 (MC6) 期间实时记录正驾驶员仪表的空速、高度、航向读数 (考虑修正系数)，并分析对比飞行试验期间飞行数据记录器获取的相应读数，进而确认两种方式记录的读数信息的相互关系和一致性，以表明对第 25.1459 条 (c) 款的符合性。相互关系的覆盖范围是：飞机实际飞行期间的空速范围、高度限制范围和 360° 航向范围。

2.6 MC7 机上检查

应采取机上检查 (MC7) 的方法，确认垂直加速度传感器已刚性固定，且安装位置符合第 25.1459 条 (a) 款 (2) 项的要求。

应上机检查 (MC7) 飞行数据记录器记录容器的安装位置，确认已安装在飞机后部，若飞机装有尾吊发动机，则应避免安装在冲击发生时尾吊发动机可能撞坏记录容器的部位，证明对第 25.1459 条 (b) 款的符合性。

应通过机上检查 (MC7) 记录容器的外观，确认其外观为鲜橙色或鲜黄色，外表面固定有反射条，容器上安装固定的水下定位装置，且固定牢靠，在撞损冲击时不大可能与记录容器分离，符合第 25.1459 条 (d) 款的要求。

2.7 MC9 设备合格性

中国民用航空局针对飞行数据记录器颁布了技术标准规定《飞行数据记录器 (CTS0-C124c)》，飞行数据记录器应按 CTS0-C124c 的要求设计和制造。应能通过环境鉴定试验，表明其在温度、温度变化、湿热、冲击和坠撞、电磁等临界的环境条件下满足 RTCA DO-160G《机载设备环境条件和试验程序》的要求；能满足 EUROCAE ED-112A《抗坠毁机载记录器系统最低工作性能要求》相关章节的要求，记录容器的外观颜色、外表固定的反射条应符合上述标准的要求，水下定位信标的固定方式应保证将损伤信标的危险减至最小，在强冲击试验后，应保证信标不会从记录容器防坠毁部件上脱离。

AC 25 专题 1 结冰条件下的飞行

1. 条款要求解析/规章安全意图

如果申请结冰条件下的飞行验证，飞机必须能在附录C确定的连续和间断的最大结冰状态下安全运行。为确认这一点：第25.1419条 (a) 款要求

必须通过分析确认，飞机在各种运行形态下其各种部件的防冰是足够的；第25.1419条(b)款要求飞机或飞机部件在试验室，干空气，或测定的自然大气结冰条件下进行试验，以表明结冰防护系统及其部件的有效性；第25.1419条(c)款要求在结冰防护系统没有正常工作时为飞行机组提供告警信息。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

结冰条件下的符合性验证可接受的符合性方法主要包括设计分析（包括性能分析和安全性分析）、地面试验（包括实验室试验和机上地面试验）、飞行试验（包括干空气条件下的飞行试验、干空气条件下的模拟冰型飞行试验和自然结冰条件下的飞行试验）。

2.2 分析

申请人应当通过分析来证实所选择的结冰防护系统的适用性。该分析应当清楚地声明飞机基本保护要求、分析假设和分析所使用的方法。所有的分析方法都应通过足够的试验结果进行检验和校准，或在申请人过往项目中得到验证，包括分析中所作假设和基本原理。若利用过往型号已验证过的分析方法，申请人应验证该方法适用于新型号。以下列出了在飞机结冰防护审定过程中需开展的分析项目：

2.2.1 防护区域和部件的防护

申请人应当检查下列区域，以确定所需保护程度：

- (1) 机翼前缘、翼梢小翼、翼根、水平和垂直安定面和其它升力表面；
- (2) 控制面配平区域的前缘(如果没有被遮蔽)；
- (3) 迎气流方向且/或由于冰积聚而受限的辅助冷却空气进口；
- (4) 天线和天线塔；
- (5) 外部油箱；
- (6) 外部铰链、导轨、门把手等；
- (7) 包括空速管（和天线）、静/动压口、攻角传感器和失速告警在内的仪器；
- (8) 机头整流罩和雷达罩；
- (9) 风挡玻璃；
- (10) 起落架；
- (11) 可收回的前着陆灯；

(12) 冲压空气涡轮；

(13) 探冰灯(如果申请符合第25.1403条)。

(14) 安装在升力表面的涡流发生器，以及失速改善装置，如失速条、扰流器等；

(15) 任何伸入自由气流的结构，如照相机、照相机安装座和录像设备。

注1：油箱通风、螺旋桨和发动机进气口的结冰保护在25部E分部-动力装置有相关条款规定。

注2：申请人可能会确定无需对上述一个或多个区域或部件进行结冰保护。该情况下，申请人应提供针对这些区域或部件不进行结冰防护的支持数据及合理性分析。申请人应当表明缺少这些区域或部件的防护不会对飞机的操纵品质或性能产生不利影响。

2.2.2 45 分钟待机

当确定影响飞机总体性能和操纵品质的临界冰型时，应当考虑45分钟待机所形成的冰型。申请人应当确定飞机在最大连续结冰条件下待机45分钟的影响。假设飞机会保持在一个矩形“赛道”航线，所有的转弯和飞行都在结冰云区。因此分析中无需考虑结冰云区在水平范围的长度上修正。申请人应证明，影响冰型形成的平均有效水滴直径、LWC和温度是临界的，同时应确定临界的冰型对飞机的性能和操纵品质的影响。根据45分钟待机确定的临界冰型应当与其它分析(如对于爬升、巡航和下降)得到的临界冰型进行比较，以得到用于干空气飞行试验使用的最临界的模拟冰型。不仅结冰厚度是重要的，冰型、位置和冰的粗糙度都会对气动特性产生不利影响。

注：45分钟待机会在未防护表面形成较大的冰型，仅从视觉直观评估，就会对飞机性能和操纵品质产生较大的影响。运行历史和风洞试验已经表明，结冰防护系统启动后，在达到正常工作之前在防护和未防护表面形成的冰可能也会对机翼和水平尾翼的升力和俯仰力矩特性产生不利的影响。对于采用周期性除冰防护的飞机，两次循环间隔期间在防护表面形成的冰积聚与45分钟待机在未防护表面上形成的冰积聚组合时，其对飞机性能和操纵品质的影响并非微不足道。

2.2.3 颤振分析

第25.629条(d)款(3)项要求对未经结冰条件下飞行审定的飞机意外

遭遇结冰条件并在结冰云区飞行进行了要求。

2.2.4 能量来源

申请人在结冰防护系统的设计过程中应对防除冰所需的能量来源进行评估(如电能、气源)。针对每种能源都需要进行负载分析或试验验证,以此来确定飞机提供给结冰防护系统和其它需要在结冰区工作的重要负载在飞行包线内能源是足够的。结冰防护系统部件故障对其它重要负载使用能源影响应根据第25.1309条进行评估。对于多发动机的飞机,所有影响发动机或发动机结冰防护系统能量供给的必须符合第25.903条(b)款要求。

2.2.5 故障分析

第25.1309条定义了系统安全性分析要求。结冰防护系统故障情况下的危害性等级通常通过分析和/或试验来确定。故障分析应当包括复杂电子硬件故障和功能不正常对系统故障的影响,并对硬件研制保证等级进行合理定义。

2.2.6 相似性分析

(1)在适航验证过程中,若利用过往已获得在结冰条件下运营的飞机型号数据进行相似性分析以表明符合性,申请人应详细说明参考飞机的型号和部件。应从物理特征、功能、热力学、气源、空气动力学和环境暴露等方面进行相似性分析。应通过分析来表明部件的安装、工作以及对飞机性能和操纵的影响与先前批准型号数据是等效的。

(2)相似性分析要求对可能影响系统性能的参数以及安装的差异进行评估。对安装的评估应当考虑差异之处对飞机和系统的影响。如果不能确定差异造成的影响,则需补充附加的试验和/或分析。

(3)可基于工程判断来确定结冰防护系统是否需要在测定的自然结冰条件下重新进行飞行试验。应评估结冰防护系统的差异对结冰防护系统功能的影响,以及对结冰条件下安全飞行的影响。如果不能确定差异造成的影响,则应完成在测定的自然结冰条件下的飞行试验。

注:申请人必须提供用于证明符合性的所有数据,包括作为相似性分析基础的参考机型的型号审定数据。

2.2.7 撞击极限分析

申请人应当对机翼、水平和垂直安定面、螺旋桨以及其它可能需要结冰防护的区域开展水滴运动轨迹和撞击极限分析。该分析应当考虑飞机

不同的飞行构型和飞行状态（包括襟缝翼状态、攻角、侧滑角等）。该分析应确定上下表面撞击极限，用于确定冰积聚的极限和结冰保护所需覆盖的区域。

2.3 干空气地面试验验证

根据结冰防护系统设计特征，可能需要进行一些干空气条件下的地面试验来验证各个设备的基本功能，并获得必要的数据来验证系统的设计。这些数据包括热能设备的工作温度、液体除冰的除冰液流量和流动形式，以及气动除冰部件的工作压力和膨胀率。

2.4 飞行试验验证

当在结冰条件下运行时，需考虑飞机性能和操纵品质的降级。对于要进行结冰条件下飞行的飞机，进行飞行试验的主要目的是评估性能降级后仍能保持足够的飞行品质，并且降级后的性能是可接受的。

根据33部，发动机的结冰防护审定应当在25部的发动机或机体结冰飞行试验前进行评审，以确定是否存在任何需要飞机/发动机在结冰条件下的特殊操作程序。飞行试验和分析应当：

- (1) 演示带结冰防护系统的飞机在非结冰条件下正常运行；
- (2) 演示安装有临界冰型的飞机的安全运行能力。应使用25部附录C规定的结冰条件来确定冰型；
- (3) 验证结冰防护系统能在附录C定义的结冰包线内实现其预定功能的预测分析；
- (4) 验证结冰防护系统在正常、非正常和应急情况下机组程序和限制是否合理；
- (5) 演示结冰防护系统失效时飞机在结冰条件下的运行，可能包含非对称结冰；
- (6) 确认在结冰条件下，所安装的动力装置(发动机、进气道和防冰系统等)能合适地工作。另外，如果APU执行重要的功能，需要评估APU在结冰条件下的性能。

2.5 符合性试验(飞行/模拟)

第25.1419条要求飞机必须能够在25部附录C定义的连续最大和间断最大结冰条件下安全运行，以下段落描述了通常用来表明第25.1419条符合性的飞行试验的要求。在结冰防护系统安装完成且功能正常时开展符合性验证。通常选择在飞机气动、结冰防护系统和动力装置系统的临界条

件下开展试验。在整个运行包线内，所有防冰和除冰设备都应能执行其预定的功能。

2.5.1 结冰飞行试验的三个典型阶段

- (1) 结冰防护设备工作状态下的干空气飞行试验；
- (2) 安装了模拟冰型的干空气飞行试验；
- (3) 自然结冰飞行试验。

2.5.2 结冰防护设备工作状态下的干空气飞行试验

干空气飞行试验通常是评估飞机结冰防护设备运行的第一步。干空气飞行试验用来验证结冰防护系统在晴朗的天气中工作不会影响飞机的飞行品质，并得到结冰防护系统热性能包线。以下讨论了几种常用的结冰防护系统和部件其在干空气飞行试验通常的做法。其它形式的设备应当根据其具体的设计要求进行评估。

2.5.2.1 热气防冰系统

进行干空气飞行试验来验证系统设计参数和热性能分析。

(1) 在系统部件上通过改装获取防冰的热气流量、供气温度和蒙皮表面温度。干空气飞行试验通常包括正常飞行剖面中的爬升、待机和下降阶段。由于湿气的存在会影响表面温度，试验应当在无可见湿气的空域进行；

(2) 热气流量和供气温度的测量可以用来确定系统的可用热量。通过对测量数据与整个附录C结冰包线内的理论分析数据的比较，可以证明结冰防护系统可提供足够的防护能力。例如，干空气中测得的蒙皮表面温度，可以用来推测结冰飞行中最大可能的蒙皮表面温度、系统的传热特性和结冰防护系统的可用热能。供气温度也可以用来验证在此热环境下所选择的结冰防护系统部件的材料是合理的。

2.5.2.2 热气除冰系统

通常热气系统是作为防冰系统来设计并进行审定。一些飞机制造商可能会推荐作为除冰系统来工作。一旦飞行员通过视觉提示感知到前缘结冰，或者当结冰探测系统探测到存在结冰时，可自动或飞行员手动开启系统进行除冰。对于这种形式的系统，应考虑采取与上节中描述的相同类型的验证试验。

2.5.2.3 气囊除冰

试验应当演示影响除冰效果的气囊压力上升和下降的过程。对于压

力上升的时间、每个气囊最大工作压力的验证过程应覆盖附录C所定义的整个高度范围内（例如，海平面至22,000英尺）。应验证除冰气囊在附录C包线中最低至-22°F环境温度，其性能满足要求并且在充气和放气期间不会发生破损。AFM中应定义除冰气囊工作时的飞机速度和温度限制（如果有）。除冰气囊的膨胀不应影响飞机的性能和操纵品质产生较大的影响。

2.5.2.4 螺旋桨电热除冰套

为了符合第25.901条(c)款、第25.903条(b)款、第25.929条和第25.1419条(c)款的规定：

(1) 在干空气中进行飞行试验时，应当监控以下系统参数确认其功能正常。建议监控系统电流、电刷电压（例如，每个输入电刷和接地电刷之间的电压）和系统工作循环，保证在除冰装置上施加有足够的电功率。干空气试验时应当测量表面温度。测量的表面温度可用来修正干空气条件下的温度预测模型，还可以作为系统或除冰设备工作状态的指示。

(2) 应在结冰条件下，对飞行所预期转速和螺旋桨桨距范围内的系统运行状态进行检查。试验过程中任何显著的振动应进行调查。

(3) 应对除冰装置通电时复合材料螺旋桨叶片所能遭受的最大温度进行考虑。监控除冰装置粘合侧的温度可能是有用的。在进行评估的时候，应当考虑在热天临界条件下（飞机在地面、螺旋桨不旋转）系统非预期通电工作的情况。

2.5.2.5 风挡防冰

第25.773条(b)款(1)项(ii)目要求如果飞机申请结冰条件下飞行的合格审定，飞机必须在第25.1419条规定的结冰条件下使得风挡玻璃保持有一清晰区域。应进行干空气飞行试验来验证热分析模型，且需对风挡玻璃防护区域的内外表面温度进行测量。分析结果应说明风挡加热具有能使得玻璃表面温度保持防冰所需的能力，且不对玻璃结构造成损伤。应在白天和晚上运行时，进行能见度评估，包括防护区域的畸变效应。此外，需对防护区域尺寸和位置是否能提供足够的视界范围进行评估，尤其是在飞行的进近和着陆阶段。

2.5.2.6 皮托静压管和静压口

第25.1323条(e)款要求为每个空速指示系统提供一个加热的皮托管或等效措施，以防止由于结冰造成功能不正常。第25.1325条(b)款要求静压口的设计和安装位置应能保证静压系统的空气压力与真实的外界大气

静压之间的关系不会由于飞机遭遇附录C所定义的结冰条件而受到影响。第25.1326条要求在皮托管加热系统不工作时,通过指示系统为飞行机组提供指示。对于每一个皮托管,可通过指示灯或在电子显示器上提供机组告警指示。应进行部件表面温度评估以验证热分析。

2.5.2.7 引气系统

应检查引气对发动机和飞机性能的影响,且在AFM性能数据中定义。对包括爬升、巡航、待机和下降的不同飞行阶段的表面热量分布进行分析。为了验证热分析,温度测量可能是必须的。根据第25.939条(a)款,在整个发动机功率范围内,结冰防护在最大引气时不应对发动机的运行造成有害的影响。

2.5.3 模拟冰型的干空气飞行试验

飞机上安装模拟冰型后可在临界冰型保持不变(例如,冰型不会像自然冰型那样由于侵蚀、脱落和升华等原因而改变),稳定的干空气中评估飞机的性能和操纵品质。模拟冰型的干空气飞行试验能显著减少自然结冰环境下的飞行试验的数量,如不开展模拟冰型的干空气飞行试验,就需在自然结冰条件下积聚冰型后,在稳定的空气中评估它们对飞机性能和操纵品质的影响。

(1)模拟冰型的形状和质地应当使用CAAC接受方法确定。通常的方式包括:使用计算代码计算水滴撞击极限并进行冰型预测、在测定的自然结冰条件下飞行确定、冰风洞试验确定和在测定的受控模拟冰云下(也就是在结冰喷水机后面)飞行确定。这些方法应当是保守的,并且应考虑25部附录C结冰包线对飞机的性能和操纵品质影响的临界条件。自然结冰飞行试验的目的不是要确认预测冰型的所有方面。应当在测定的自然结冰条件(在25部附录C的结冰包线范围内)下进行飞行试验,以确认模拟冰型大致的物理特性和对应位置的冰型,及其对飞机操纵品质的影响。

注:45分钟待机状态会在未防护表面形成较大冰型,仅通过视觉评估就能确定对飞行性能和操纵品质有剧烈的影响。运行历史和冰风洞试验已经表明,结冰防护系统启动并达到正常工作状态前在防护和未防护表面形成的冰对机翼和水平尾翼的升力和俯仰力矩特性可能也存在有害的影响。同样,对于具有周期性结冰防护系统的飞机,循环间隙在防护表面积聚的冰与45分钟待机时在未防护表面积聚的冰共同作用时,对飞机性能和操纵品质总的影响是需要考虑的。

(2) 应当确定冰型对失速速度和飞机爬升性能的影响。对失速告警边界和机动能力进行评估。如果有必要,应当调整运行速度、失速告警速度和AFM中性能信息,以确保飞机具备足够的操纵性能和失速告警边界。结冰对飞机性能的影响应当包括由于结冰防护系统的运行而造成的发动机功率或推力减小。通常,还应当确定结冰对引气的系统的影响。这些信息应出现在AFM中。

(3) 应对飞机的操纵品质进行研究,确认飞机处在可接受的安全水平。试验的结果可以用来支持飞机结冰条件下飞行AFM操作程序和限制。

(4) 结冰对皮托静压管、压力源、失速告警和攻角传感器的影响可能需要通过在未防护表面临界位置安装模拟冰型,并进行干空气试验来证实。应当证实靠近传感器安装位置的机体结冰不会对这些传感器的工作造成不利的影响。

注: 结冰对传感器的影响通常在自然结冰条件下评估。

(5) 带模拟冰型的试验应当非常谨慎地进行。如果充分的分析或与其它机型的相似设计分析不能为全尺寸冰型安装下的飞机性能和操纵品质评估提供足够的信心,应当考虑使用合适程序分析全尺寸冰型的影响。

2.5.4 结冰飞行试验

测定的自然结冰和使用模拟结冰环境(如结冰喷水飞机和冰风洞)下的飞行试验,通常用来演示结冰防护系统性能处在分析或试验所预测状态下。可以确认各种部件(如结冰探测器)工作状态和模拟冰型所使用的分析方法,还可用来确认与模拟冰型飞行试验所得到的结论的一致性。试验应当在25部附录C的结冰包线内完成,以验证分析预测的结冰位置和冰积聚的大致物理特性,特别是证实与模拟冰型对飞行操纵品质和性能影响的趋势性一致。

2.5.4.1 改装

应规划足够数量的改装来记录飞机、系统和部件的重要参数以及遭遇的结冰条件。应考虑以下参数:

(1) 高度、空速、发动机功率水平或速度和螺旋桨速度和桨距(如适用);

(2) 空气静温,发动机部件、发电设备、表面、夹层,以及其它受结冰防护设备工作和受冰积聚影响的表面温度,或是校准分析模型所必需的温度;

(3) 液态水含量，可以使用基于热线风速仪的仪器或其它等效的方法测量；

(4) 水滴平均有效直径。水滴平均有效直径通过更复杂的设备测量，如激光水滴测量和记录仪。经过培训的人员应当确认设备经过适当的校准并且在试验期间功能正常；

(5) 测量冰积聚的方法，如在机翼上安装结冰标尺以及在机翼上涂黑漆。

2.5.4.2 模拟结冰环境

(1) 模拟结冰环境下，如在冰风洞内或在结冰喷水机后面的试验，为预测结冰防护设备的部分区域的防护能力提供了一种途径。由于模拟结冰环境的尺寸有限，试验通常局限于具有较小暴露表面的部件，如加热的皮托管、天线、空气进气口（包括发动机进气口）、尾翼、其它具有较小前缘半径的表面和风挡。

(2) 模拟结冰环境可以通过使用飞机自带的安装在所需试验的部件前的喷嘴获得，或者可以将飞机飞入由结冰喷水机所产生的云层中。喷嘴可能难以获得小尺寸的水滴，使用该方法可能会产生大的冰积聚，与在25部附录C结冰包线内的自然结冰条件下所得到的冰型不同。应当对模拟结冰试验进行评估，保证模拟到所期望的结冰条件。

2.5.4.3 自然结冰环境

第25.1419条要求在测定的自然结冰条件下进行飞行试验，验证结冰防护的分析、检查结冰异常情况，并且演示结冰防护系统及其部件能实现其预定功能。至少需要在25部附录C的连续最大结冰包线内完成一次飞行试验。该暴露应当具有充分的稳定性以获得有效的数据。短暂的暴露时间通常难以获得稳定的温度，此时可能需要附加的暴露以支持通过分析方式进行包线内临界条件的确定。暴露期间获得的数据可用来校准分析方法和上述模拟结冰条件下的试验结果。

(1) 经验显示，在间断最大自然结冰条件下进行飞行试验时，可能会伴有严重的湍流或冰雹，会使试验飞机严重损伤。当分析结果表明结冰防护在临界设计点（如热载荷、临界冰型、冰积聚和积聚速度等）下是足够的，并且经过充分的地面或飞行试验数据来校验分析模型，那么间断最大结冰条件下的飞行试验不是必须的。

(2) 在自然结冰飞行试验期间，如果可能的话，应当观察在未防护区

域的冰积聚，并且获取足够的数据来建立自然结冰试飞与模拟冰型干空气试飞之间的关系。在试验飞机上或在追逐机上安装的远距离照相机用于记录试验机驾驶舱或客舱内无法观测到的区域的冰积聚。在自然结冰条件下可进行有限的试验，来表明模拟冰型干空气飞行试验结果与自然结冰飞行试验结果之间的总体关系。除冰（与防冰相对）部件需评估部件工作之前积聚的冰对飞行品质和性能的影响。依据申请人提供的AFM程序开启结冰防护系统。对于防冰系统，应考虑飞机无意中遭遇结冰条件的情况，即飞行员可能没有识别到飞机已经进入结冰条件，直到机体冰聚集被觉察到后才启动防冰系统。在这些试验中，应考虑防冰系统延迟打开场景，以模拟飞行机组未能及时识别出飞机正在结冰条件下飞行的场景。延迟打开时间应当基于飞机特定的结冰提示方式（如对冰积聚的视觉观察或使用结冰探测器）和推荐的机组操作程序。应当在25部附录C的连续最大结冰条件下，考虑机组延迟识别结冰条件所经历的时间，加上结冰防护系统达到其预定的功能所需的系统响应时间，来确定所形成的冰积聚。延迟打开场景下的冰聚集对操纵品质的影响应可接受，同时应使飞机具备安全运行能力。

(3)使用热能除冰系统进行结冰防护时，申请人可能需要在模拟结冰条件或自然结冰条件下演示除冰操作的有效性。试验通常包括表面温度-时间历程的参数测量。这个时间历程包括系统启动时间、表面达到有效温度的时间和大多数冰从前缘脱落的时间。应当演示飞机进入结冰条件至冰脱落期间的任何延迟所积聚的冰，不会导致飞行性能和操纵品质不可接受地下降。在飞行试验报告中应当记录这些数据。

2.5.4.4 液体防冰/除冰系统

飞行试验应当包括对液体流动路径的评估，确认在防护表面上有足够且均匀的液体分布。当系统工作时，应当确定防除冰液体与撞击水混合后的流动路径。在低温下，防除冰液体在没有撞击水时，其可能在防护区表面冻结。应当对液体流量、液体剩余数量等参数的指示方式进行评估，确定指示器对飞行员清晰可见，并且所提供的指示能被有效地读取。若使用防除冰液体是可燃液体，则系统应提供一个关断阀。液体防冰/除冰系统可以用在螺旋桨、风挡玻璃和机翼前缘的结冰防护。对风挡防冰系统所用的液体应当进行试验，演示其在低温环境下不会变得不透明。AFM中应当包含相关的信息使飞行机组知道储液器内保存的液体量会在多长时间

内耗尽。

2.5.5 性能和操纵品质

冰积聚对飞机性能和操纵品质降级的影响取决于冰积聚的类型、形状、尺寸和位置。很难通过建立一个标准的方法来演示这种性能降级程度是否满足要求。但是应当使用最少但足够量的试验来演示在25部附录C的结冰包线内的冰聚集不会影响飞机的安全运行特性或品质。

2.5.6 气囊除冰

许多飞机的AFM中规定了气囊除冰启动前的最少冰积聚厚度，因为人们认为如果除冰气囊过早地工作会形成冰桥。尽管除冰气囊的一个循环可能不会使冰完全脱落，但残留的冰通常会在随后的除冰气囊循环期间脱落而不会充当形成冰桥的基础。而要求飞行员基于特定厚度的结冰来开启防冰系统，在高工作负荷、夜间运行期间或者积聚的是明冰的时候是有困难的。历史上已经出现过由于飞行机组错误判断认为结冰没有达到必须启动结冰保护系统的厚度而引起的事故。因此，除冰气囊运行的AFM程序应规定第一眼看到冰聚集就使其工作，而不要等冰积聚到特定的量。

注：除冰气囊的启动通常会导致所有除冰气囊完成一个膨胀和收缩循环，但是不必在相同的时间完成。如果在除冰气囊循环完成前将结冰防护系统调整为“关闭”状态，即全机除冰气囊循环未全部完成（如，一些除冰气囊还没有轮到膨胀）。对于这样设计的系统，AFM中应当包含相关的信息，告警飞行机组将结冰防护系统设置为工作状态的时间至少应保持所有除冰气囊实现一个完整的循环。这个注意事项对于其它不在同一时间内启动所有区域除冰的系统也同样适用。

2.5.7 应急和非正常运行情况

应当通过飞行试验演示在结冰防护系统故障后，使用AFM应急/非正常程序能保证飞机继续安全飞行和着陆。在进行这些演示的时候，正常防护表面应当带有预期的残留冰。

2.5.8 结冰探测系统（主导式和咨询式）

结冰探测系统可直接探测飞机表面存在冰聚集，或探测到飞机在结冰条件中飞行。对于后者情况，通常进行飞行试验来建立飞机出现冰聚集与探测到结冰条件之间的前后关系。主导式结冰探测系统是决定结冰防护系统开启的主要依据。结冰防护系统可以自动或人工手动启动。当飞机安装有咨询式结冰探测系统时，由飞行机组决定何时启动结冰防护系统。

2.6 在结冰条件下执行预定的功能

当在结冰环境下运行时，飞机所有的系统和部件应当能够继续执行其预定的功能，如：

(1) 发动机和设备。在结冰试验期间，应当对发动机和设备（如在最大结冰防护载荷下的发电机和交流发电机）进行监控，检查其是否有足够的冷却（第25.1041条），并且在这种条件下的运行是可接受的（第25.1093条和第25.1301条）；

(2) 发动机备用气源。在结冰条件下，发动机备用气源应当仍然保持功能正常；

(3) 燃油系统通风。冰积聚不应导致燃油系统通风产生不利影响；

(4) 起落架。在遭遇结冰后，可回收式起落架应当能按照预期工作。起落架回收不应由于冰积聚而导致不安全迹象；

(5) 失速告警。如果失速告警和攻角传感器没有结冰防护，那么在這些设备上可能会形成冰。应当对传感器在附录C结冰条件下运行时的功能进行评估。飞机上有冰积聚时应当提供适当的失速告警（气动特性的或人机功效）。需要考虑的冰积聚在未防护表面、结冰防护系统开启前、除冰系统循环之间和一次除冰循环后残余的冰。如果飞机安装有失速告警和失速指示系统，当在结冰条件下运行时，其失速点可能会重置，以提供足够的失速告警边界或防止非预期的失速或飞机失去控制；

(6) 结冰探测提示。应当在预期的飞行高度，对结冰探测提示进行评估；

(7) 主/次飞行操纵面。暴露在结冰条件下，主和次飞行操纵面应当保持可操纵。应当演示在整个飞机运行包线内（重量、重心和速度），飞机的气动平衡面不会遭受到结冰，或者演示在这些操纵面上的冰不会干涉或限制其运动，包括收回缝翼，以便从着陆构型安全复飞；

(8) 冲压空气涡轮。冲压空气涡轮应当保持工作状态。如果其在冰风洞内完成了试验，则无需在自然结冰条件下开展试验；

(9) 驾驶舱视野。为了支持第25.773条的符合性，应当注意冰积聚对飞行员在驾驶舱内视野造成的影响。

2.7 探冰灯

第25.1403条要求提供措施来照亮或以其它方式确定机翼临界部位（从积冰观点考虑）的结冰情况，除非通过运行限制禁止飞机夜间在已知

或预报的结冰条件下运行。

- (1) 如果飞行机组无法观察到机翼结冰,一种可接受的符合性方式是在飞行机组可以观察到冰积聚的地方安装一个结冰探测杆。应当表明结冰探测杆比机翼更早或者与机翼同时结冰。应当考虑结冰探测杆的照明需求。
- (2) 应当对探冰灯在夜间进入和离开云层的工作情况进行评估,以确定关注的部件上有足够的照明,且不会过分刺眼、反光或出现其它使飞行机组分心的情况。这些试验可以在飞机符合性试飞期间完成。通常机上安装的照明设备被用作符合本条款的方式。使用手电筒会带来相应的工作负荷而不被认为是一种可接受的方式。应当在手册中恰当的定义飞行机组所预期观察到的结冰特征,并给出与观察结果相对应的机组操作。

2.8 冰污染的水平安定面失速

这种现象的发生是由于水平安定面下表面气流分离,该情况会在水平安定面的攻角超出失速攻角时发生,而水平安定面前缘即使出现少量冰也会导致失速攻角减小。水平安定面攻角的增大可以由飞机构型(如,缝翼伸出量的增加导致下洗角增大或者由于重心位置而造成的配平要求)和飞行条件(如,高进近速度导致缝翼下洗角增大、突风、机动或发动机推力设置改变)造成。冰污染的水平安定面失速是一种当飞机在结冰条件中运行或刚离开结冰条件后,俯仰控制或稳定性减小或丢失的特性。对于带无动力纵向控制系统的飞机来说,失速水平安定面上下表面的压差可能会导致很高的升降舵铰链力矩,迫使升降舵的后缘向下。这个逆反的升降舵铰链力矩会超出了机长和副驾驶的合力,足以将驾驶盘向前拉动。在一些飞机上,冰污染的水平安定面失速会由于从垂直安定面上分离的横向流动分量引起,这可能会在侧滑或者带横向分量的突风的情况下发生。应当对所有飞机的水平安定面升力减小的气动力影响进行考虑,包括带动力操纵的飞机。评估确定这种不安全的飞行状态是否可能发生。在水平安定面冰污染情况下具有接近零或者负水平安定面失速边界的飞机上容易发生这种现象。

2.9 告警信息

第25.1419条(c)款要求在结冰防护系统没有正常工作的时候为飞行机组提供告警信息。如果结冰防护系统的故障情况会导致危险,应当提供

告警信息。应当假设在失效期间遭遇结冰条件。告警信息是否提供不应取决于失效事件发生的概率（即使概率分析显示系统故障是不可能的或极不可能的，只要这种故障会导致危险的情况，就应当提供告警信息）。

- (1) 应当评估用于识别故障情况的传感器的布置位置，以保证传感器正确地获得结冰防护系统的故障数据。
- (2) 申请人应当提交数据来证实指示系统不会在系统功能正常时给出虚假指示。例如，如果除冰气囊要求有一个规定的最小压力和压力上升率来充分地使冰脱落，若最小压力和压力上升率没有达到规定要求时就应当提供告警信息。如果没有提供该告警信息，飞行机组可能会错误地相信除冰气囊正在正常地工作，而实际上除冰气囊可能没有足够的压力来膨胀或者膨胀的速率不足以使冰脱落。在气动系统上的结冰导致低气动除冰套压力或压力上升率不足的情况下，同样需要考虑告警信息的需求。

2.10 冰脱落

飞机前部结构上脱落的冰可能会损伤或损坏发动机或动力装置以及升力面、安定面和飞行操纵面的前缘。风扇和压气机叶片、涡轮叶片、进气口滤网以及螺旋桨，是一些易受冰脱落损坏的动力装置部件。对于安装在机身上的涡轮喷气发动机（以及非常靠近机身并且在机头很后面的推进式螺旋桨），从机身前部以及机翼上脱落的冰可能会导致其产生严重的损伤。从飞机部件（包括天线）上脱落的冰不应对包括在后侧安装的发动机和螺旋桨在内的其它部件造成超过外表的损伤（符合第25.1093条）。还应当考虑由于螺旋桨上的冰脱落对飞机的损伤。

升降舵、副翼、缝翼和扰流板等控制面也容易受到冰脱落的影响，特别是那些由薄金属、非金属或者复合材料构成的部件。轨迹和撞击分析可能不足以预测这种损伤，从前部区域（如雷达罩和前机翼（鸭翼））脱落的路径的不可预测性否定了这些分析结果，可采用相似分析方法来预测损伤的可能性。损伤分析应当考虑最临界的冰型脱落并撞击到所关心的区域。

2.11 飞机飞行手册 (AFM)

AFM中应当为飞行员提供操作结冰防护系统所需的信息，包括以下内容：

2.11.1 运行限制章节

给出飞机在每种正常构型下，当临界表面存在结冰时所保持的最小空速。

给出接近或高于结冰云层的高度时遇到仪表结冰条件时启动发动机防冰系统的指令。

应当给出由于结冰条件而导致的飞机升力、阻力、推力和运行速度变化而引起的着陆重量限制。这些重量限制可在 AFM 的性能信息章节给出，并且作为一种限制包含在 AFM 的限制章节中。

基于液体防冰/除冰系统的能力和流量，给出结冰防护设备运行时间限制。

对于装备有除冰气囊的飞机，飞行速度限制（如果有）和除冰气囊运行的最低温度。

对设备运行适用的环境限制（如除冰气囊运行的最低温度或最大高度）。

最低发动机转速，如果机体结冰防护系统低于这个转速时不能正常工作。

所需标牌的清单。

对于带无动力操控和使用气囊除冰的飞机，若环境条件超出审定基础附录 C 定义的结冰包线而导致的严重结冰，应提供告警提示。

2.11.2 操作程序部分

第 25.1585 条 (a) 款 (6) 项要求为飞行员提供使用结冰防护系统的建议程序。这个程序应当包括必要的起飞前的操作，以便将航途中发生的任何与结冰防护系统相关的紧急事件的可能性降至最低。应当对系统部件进行足够清晰和深入的描述，使飞行员能理解其功能。除非采用的是公认的正常飞行机组动作，CAAC 批准的 AFM、AFM 修订版或补充 AFM 中应当包含合适的程序。这些程序应当包含飞行员对驾驶舱告警合理的响应、诊断系统故障的手段以及系统的安全使用方法。

应当提供穿越结冰云区时优化飞机运行的程序，包括爬升、待机和进近的构型和速度。AFM 中应当定义何时需要启动结冰防护系统。

应当提供应急和非正常程序，包括结冰防护系统失效和/或告警、告警发生后的处置程序。

对于液体防冰/除冰系统，应当提供结冰防护系统剩余运行时间的信息和方法。

对于在发动机低转速时无法为所有系统提供足够电源的飞机，应当为飞行员提供在结冰条件下进近和着陆的负载卸载指导。

2.11.3 性能信息部分

应当提供确定结冰条件下最大着陆重量的数据，以及该重量受进近、着陆和爬升性能（分别为第 25.121 条 (d) 款和第 25.119 条）的限制。这些数据应当包括由于在防护区和未防护表面上残留冰造成的阻力影响、结冰防护系统运行相关的功率提取以及任何由于结冰造成的运行速度变化。应当说明由于进近速度和/或着陆构型的变化而对着陆距离造成的影响。