



咨 询 通 告

中国民用航空局航空器适航审定司

编 号：AC-23-AA-20XX-XX

下发日期：20XX 年XX月XX日

正常类飞机适航审定指南

正常类飞机适航审定指南

1. 目的

本咨询通告为按《正常类飞机适航审定规定》（CCAR-23-R4）进行的型号合格审定工作提供审定指南。

2. 依据

本咨询通告依据《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）制定。

3. 撤销

无。

4. 参考文件

《正常类飞机适航审定规定》（CCAR-23-R4）。

5. 背景说明

CCAR-23-R4与以往版本有较大的不同。首先，修订后的规章在飞机类别上做了改变，将23部飞机统称为正常类，不再按照正常类、实用类、特技类和通勤类进行划分。其次，修订后的规章根据飞机座位数量和性能划分安全性要求，不再按照重量和动力装置类型进行划分。再次，修订后的规章只保留了原规章中安全性要求的内容，删除了其它具体的设计指标和符合性方法要求。与原CCAR-23-R3相比，修订后的规章在安全方面要求没有发生实质性变化。

为便于理解，并利于新的符合性方法快速实施，通过对原CCAR-23部规定中的详细设计要求内容进行重新组织梳理，并结合局方和工业部门在23部飞机型号设计和审定工作中的经验，形成本咨询通告，作为后续正常类飞机型号合格审定实施过程中的指导。

本咨询通告按照修订后的CCAR-23-R4条款顺序，从“安全性要求要点”、

“一般符合性方法”和“审查要素和关注问题”三个方面对每个条款在具体型号合格审定中符合性验证工作的实施做了解释和说明。其中“安全性要求要点”内容是根据修订前、后规章之间的条款对应关系，将修订后条款在原规章中的对应条款内容进行了组织或要求提炼，形成针对新规章各条款的、细化的安全性要求。“一般符合性方法”和“审查要素和关注问题”这两部分内容针对条款的安全性要求要点，参考2019年发布的《CCAR 23部审定工作手册》中的相关内容编写，为修订后规章的具体符合性验证工作和局方审查工作提供指导。

本咨询通告主要给出修订后规章的安全性要求的解释，本通告中给出的符合性方法是正常类飞机型号审定中较为常用的方法，申请人如申请使用其他符合性方法，可以按CCAR-23-R4部第23.2010条的规定，以规定的格式和方式向局方提交申请。

6. 附则

本咨询通告由中国民用航空局航空器适航审定司负责解释。

本咨询通告自 20XX 年X 月X日起实施。

附录 A

总则

目 录

第 23.2000 条 适用范围及定义.....	A-2
第 23.2005 条 正常类飞机审定.....	A-2
第 23.2010 条 可接受的符合性方法.....	A-2

A 章 总则

第 23.2000 条 适用范围及定义

1. 安全要求要点

1.1. 第 23.2000 条(a)

本条目的是明确本规定作为颁发和更改正常类飞机型号合格证的适航标准。

1.2. 第 23.2000 条(b)

本条目的是明确“继续安全飞行和着陆”的定义，本规定的条款中涉及“继续安全飞行和着陆”的概念均遵守本条中的定义。

2 一般符合性方法

2.1. 说明性文件

根据飞机型号设计特征，梳理确认适用的本规定的条款，以确定型号合格审定基础。针对确定的型号合格审定基础，以型号合格审定计划为载体规划并实施相应的符合性验证工作。通过相应的条款符合性检查清单确认型号合格审定基础中所有条款的符合性验证工作均已完成，并能表明对审定基础条款的符合性，并且在整个符合性验证工作中，飞机是安全可操纵的，满足“持续安全飞行和着陆”的要求。

3 审查的重点要素和关注问题

(a) 通过条款符合性检查清单检查确认是否所有审定基础条款的符合性验证工作均已完成，并能表明对审定基础条款的符合性。

(b) 通过试飞报告结论检查确认试飞中飞机是安全可操纵的，满足“持续安全飞行和着陆”的要求。

第 23.2005 条 正常类飞机审定

1 安全要求要点

1.1. 第 23.2005 条(a)

本条规定了正常类飞机审定的适用范围为乘客座位数为 19 座或以下，及最大起飞重量为 8618kg（19000 磅）或以下的飞机。

1.2. 第 23.2005 条(b)

本条规定了飞机审定等级的分类标准，依据乘客座位数将飞机审定等级分为 1 级、2 级、3 级和 4 级共四个审定等级。

1.3. 第 23.2005 条(c)

本条规定了飞机性能等级的分类标准，依据 V_{NO} 或 V_{MO} 速度（校准空速/KCAS）或马赫数 M_{MO} 将飞机性能等级分为低速和高速共两个性能等级。

1.4. 第 23.2005 条(d)

本条规定了不按照特技审定的飞机可用于做正常飞行所需的任何机动，包括：

- (1) 失速（不包括尾冲失速）；和
- (2) 坡度不大于 60 度的缓 8 字、急上升转弯和急转弯飞行。

1.5. 第 23.2005 条(e)

本条规定了按照特技审定的飞机，除按本规定 G 章制定的限制外，可不受限制地用于完成做任何机动。

2 一般符合性方法

2.1 说明性文件

本条款说明性文件涉及飞机总体设计报告、型号规范、设计特征介绍等说明性文件，叙述飞机最大乘客座位数、最大审定起飞重量、飞行速度和机动限制等，说明飞机适用的审定等级和性能等级。

3 审查的重点要素和关注问题

型号规范等顶层文件中是否明确规定了飞机类别并加以说明。

第 23.2010 条 可接受的符合性方法

1 安全要求要点

1.1. 第 23.2005 条(a)

本条规定申请人应采用局方可接受的符合性方法表明对本规定的符合性。其中含义如

下:

- 1、申请人必须提出相应的符合性方法来表明对本规定的符合性。
- 2、公认标准应当是足够成熟的，可以普遍应用于型号合格审查项目并且被局方接受的，包括国家标准、军用标准、行业标准（譬如 ASTM 标准）等。
- 3、除公认标准外，若申请人提出其它的符合性方法，必须由申请人提供充分的说明材料已使局方接受申请人提出的符合性方法。

1.2. 第 23.2005 条(b)

本条规定申请人应按照局方规定的格式及方式向局方提供可接受的符合性方法。

2 一般符合性方法

2.1 说明性文件

包括但不限于 MOC 文件，行业标准、适航实践案例、试验方法、指导手册等等，以及与局方商讨过程中的会议纪要、问题纪要、邮件等文件表明申请人提出的符合性方法已被局方接受。

3 审查的重点要素和关注问题

- 1、申请人所提出的符合性方法对表明条款符合性是否充分
- 2、申请人所采用的标准规范是否是局方可接受的

附录 B

飞行

目 录

第 23.2100 条 重量和重心.....	B-2
第 23.2105 条 性能数据.....	B-6
第 23.2110 条 失速速度.....	B-8
第 23.2115 条 起飞性能.....	B-10
第 23.2120 条 爬升要求.....	B-14
第 23.2125 条 爬升性能资料.....	B-18
第 23.2130 条 着陆.....	B-20
第 23.2135 条 操纵性.....	B-22
第 23.2140 条 配平.....	B-29
第 23.2145 条 稳定性.....	B-31
第 23.2150 条 失速特性、失速警告和尾旋.....	B-36
第 23.2155 条 地面和水上操纵特性.....	B-41
第 23.2160 条 振动、抖振和高速特性.....	B-44
第 23.2165 条 在结冰条件下的飞行所要求的性能和飞行特性.....	B-46

第 23.2100 条 重量和重心

1. 安全要求要点

1.1. 装载分布限制

申请人必须按照以下要求制定合理的装载分布限制。

(a) 必须制定飞机可以安全运行的重量和重心范围，全机重心范围是指飞机纵向重心范围。如果某一重量与重心的组合仅允许落在某种横向装载分布限制内，而该限制又可能无意中被超过，则必须制定相应的重量和重心组合的限制。引起飞机横向重心位置明显变化的情况有以下几种：客运型载客时两侧载客数相差较大，或者货运型装载时货物偏离地板中心线距离较大，此外，燃油的不对称装载也会对飞机横向重心产生较大影响，因此要根据飞行试验和计算分析结果，针对可能影响飞机安全的装载情况作出额外限制。

(b) 装载分布限制不得超过下述任何一项限制：

(i) 不能超过详细设计阶段申请人选定的限制；

(ii) 必须在证明结构符合要求所使用的限制范围内，即：装载分布限制必须经载荷和强度计算，在符合结构限制要求的范围内。

(iii) 必须在本规定的性能、操纵性和机动性、配平、稳定性、失速、地面和水面操纵特性等每一科目试飞时确定的限制范围内。

1.2. 重量限制

(a) 最大重量：最大重量是指飞机在表明符合本规章每项适用要求（除了那些符合设计着陆重量的以外）时的最重的重量。所制定的最大重量必须符合下列条件：

(1) 最大重量不超过下列值：

(i) 申请人选定的最重的重量：最大重量必须大于考虑飞机的满客装载、装满工作液体、以及所需要的备份燃油量情况下的总重量；同时还必须大于需要考虑最小机组、装满工作液体和满燃油情况下的总重量。

(ii) 最大设计重量，即表明符合本章每项适用的结构载荷情况（除了那些符合设计着陆重量的以外）的最重的重量；

(iii) 表明符合每项适用的飞行要求的最重的重量。

(2) 最大重量不小于下列情况时的重量：

(i) 每个座椅均坐人，假定对于飞机上每个座椅上的乘员重量为 77 公斤（170 磅），而对于特技飞行审定的一级且失速速度小于 45 节飞机每个座椅上的乘员重量为 86 公斤（190 磅），除非不是驾驶员座椅并有标牌标明一个较轻的重量；并且

a. 滑油箱装满，和

b. 对批准昼间 VFR 的飞机，燃油量至少足以供给发动机在最大连续功率下工作 30 分钟；对批准夜间 VFR 和 IFR 的飞机，至少为 45 分钟；或

(ii) 所要求的最小机组，燃油箱及滑油箱装满。

(b) 最小重量：必须制定最小重量（表明符合本章每项适用的要求的最轻重量），使之不大于下列重量之和：

(1) 按 1.6 节确定的空机重量；

(2) 所要求的最小机组的重量（每个机组成员按 77 公斤（170 磅）计算）；对失速速度小于等于 45 节的 1 级飞机，乘员体重按 55 公斤（120 磅）计算。

(3) 以下重量：

(i) 对涡轮喷气飞机，为所检查的特定燃油箱布置总油量的 5%；

(ii) 对其他飞机，在最大连续功率下工作半小时所需要的燃油量。对于失速速度小

于等于 45 节的 1 级飞机，规定其燃油量至少应满足 1 小时的最大连续功率下工作时长。

1.3. 证明符合性的若干规定

(a) 本章的每项要求，在申请审定的装载状态范围内，对重量和重心的每种相应组合，均必须得到满足。证实时必须按下列规定：

(1) 用申请合格审定的该型号飞机进行试验，或根据试验结果进行与试验同样准确的计算；

(2) 如果由所检查的各种组合不能合理地推断其符合性，则应对重量和重心的每种组合进行系统地检查。为了确保符合性，应进行额外的试验。试验应对编入飞机飞行手册（AFM）中的正常和应急程序、性能数据和使用限制等进行确认。

(b) 在飞行试验中，对规定值的一般的允差如下表，但在一些特定试验中可容许更大的允差：

项目	允差	
重量	+5%	-10%
受重量影响的临界项目	+5%	-1%
重心	整个范围的 $\pm 7\%$	

需要说明的是，这些允差既不意味着可以在较小关键参数下安排常规试验计划或者允许在低于临界条件下证明符合性，也不能把允差看作允许测量误差（如空速校准时）。

1.4. 可卸配重

如果符合下列要求，在表明符合本章的飞行要求时，可允许申请人为实现特定重量重心使用非飞机构型组成部分的可卸配重，并在任务结束后，卸下配重：

(a) 安放配重的地方经过适当的设计和装备，并按本条 1.5 节的要求作了标记：

(b) 为每种需要使用配重的装载情况适当安放可卸配重，在飞机飞行手册、批准的资料或标记与标牌上，都对此有技术说明。

1.5. 其他标记和标牌

(a) 行李舱、货舱和配重位置：每个行李舱和货舱以及每一配重位置必须装有标牌，说明按装载要求需要对装载物(包括重量)作出的任何必要的限制。

(b) 座椅：如果一个座椅能承受的最大容许重量低于 77 公斤（170 磅），标注该较低重量的标牌必须永久地固定在座椅结构上。

(c) 燃油和滑油加油口：采用以下规定：

(1) 必须在燃油加油口盖上或其近旁作如下标记：

(i) 对以活塞发动机为动力的飞机：

(A) “活塞航空汽油”字样；

(B) 最低燃油标号。

(ii) 对以涡轮发动机为动力的飞机：

(A) “涡轮喷气燃油”字样；

(B) 许用燃油牌号或参见飞行手册中许用燃油牌号。

(iii) 压力加油系统最大许用加油压力和最大许用抽油压力。

(2) 在滑油加油口盖上或其近旁必须标有“滑油”字样及许用滑油牌号，或参见飞行手册中许用滑油牌号；

(3) 冷却液口盖上或其近旁必须标有“冷却液”字样。

(d) 应急出口标牌：每个应急出口标牌和操作手柄必须是红色的。每个应急出口控制器附近，必须有一个标牌清楚地指出出口的位置和其使用方法。

(e) 每个直流装置的外接电源插头附近，必须清楚地标示其系统电压。

1.6. 空机重量和相应的重心

(a) 空机重量与相应的重心必须用飞机称重的方法确定，称重时飞机上装有下列各项：

(1) 固定配重；

(2) 按以下要求确定的不可用燃油：

(i) 每个燃油箱的不可用燃油量必须不小于下述油量：对于需该油箱供油的所有预定运行和机动飞行，在最不利供油条件下，发动机工作开始出现不正常时该油箱内的油量。不必考虑燃油系统部件的失效。

(ii) 应该确定泵的失效对可用燃油的影响。

(3) 全部工作液体，包括下列各项：

(i) 滑油；

(ii) 液压油；

(iii) 机上系统正常工作所需的其他液体，但饮用水、厕所预注水和发动机用的喷水除外。

(b) 确定空机重量时的飞机状态必须是明确定义的并易于再现。

应当有文件或报告对称重飞机的构型明确定义，以保证飞机称重时的构型状态清晰、明确，以及当需要恢复至飞机称重状态时有记录可查。

1.7. 定飞机水平的设施

必须有确定飞机在地面处于水平位置的设施。

飞机运行或试飞过程，进行称重等工作前，通常使用调平测量点（定水平标记）和铅垂、水泡式倾斜仪等方法使飞机在地面上达到水平姿态。

2. 一般符合性方法

第 23.2100 条涉及内容包括装载分布限制、重量限制、可卸配重、空机重量和相应的重心等。一般采用说明性文件、分析/计算、地面试验、飞行试验和航空器检查等验证方法。

2.1. 说明性文件

说明性文件涉及型号设计规范、设计特征介绍、《飞机构型评估报告》、《制造符合性声明》等文件，对飞机重量和重心范围、重量限制、可卸配重形式及使用情况、空机重量状态定义、飞机水平测量设备及测量方法等内容进行说明，阐明条款符合性。

2.2. 分析/计算

编制质量分布和转动惯量计算报告，计算极限装载状态下的装载组合情况，包括前重心极限、后重心极限装载情况，确认这些临界装载是否超出了重量重心限制范围和装载分布限制。并且计算得出相应重量重心限制的理论转动惯量等质量特性数据。

计算并编制《理论空机重量和相应重心设计说明报告》，计算得出所定义状态的理论空机重量及相应的重心位置；根据称重记录数据进行计算分析，如果称重数据符合公差要求，则表明对该条款的符合性。

2.3. 地面试验

编写《飞机称重试验大纲》并通过全机地面称重试验，验证全机地面称重方法和称重程序的合理性与正确性，编写《飞机称重报告》，获得飞机的实际空机重量和相应的重心。

2.4. 飞行试验

编制《试飞大纲》，选取飞机重量-重心包线的拐点和特殊点进行飞行试验，用于验证在设计阶段所制定的纵向装载分布限制的合理性；进行横航向配平能力试飞，结合试飞结果分析验证横向装载限制的合理性。

通过飞行试验验证在设计阶段所制定的重量限制的合理性，即飞机的稳定性、操纵性和机动性等相关特性符合相应条款要求。

2.5. 航空器检查

根据飞机实际安装的定飞机水平的设施，编制机上检查大纲，按大纲规定的操作程序进行检查。对水平测量基准点、顶起支撑点等在飞机上的标识，以及铅垂、水泡倾斜仪等快速调平装置的安装等进行检查，确认是否合理、可用。通过调平基准点和快速调平装置等设施分别及其组合对飞机调水平过程与结果进行确认。

3. 条款审查的重点要素和关注问题

3.1. 装载分布限制

- (1) 验证试飞中对重量、重心的每一种组合是否全部覆盖；
- (2) 如何通过飞行试验对重量-重心包线下部分的拐点和特殊点进行验证；
- (3) 审定试飞是否是在推荐的各种临界组合状态下进行确认。

3.2. 重量限制

- (1) 载荷、强度、性能、操稳和噪声等相关专业在开展设计及验证工作时，是否将制定的重量限制作为输入或约束且未超出规定的限制值；
- (2) 飞行试验是否验证了在制定的重量限制下，飞机的稳定性、操纵性和机动性等相关特性符合相应条款要求。

3.3. 证明符合性的若干规定

- (1) 验证试飞中对重量、重心的每一种组合是否全部覆盖；
- (2) 审定试飞是否是在推荐的飞行变量各种临界组合状态下进行确认。

3.4. 可卸配重

- (1) 配重是否满足重量重心的要求；
- (2) 配重在飞机上的方案是否已获得适航审定批准。

3.5. 空机重量和相应的重心

- (1) 飞机的状态是否明确定义并易于再现；
- (2) 由申请方构型专业提供装机说明文件，在称重试验前对照该说明文件上机检查飞机状态，是否与定义的状态一致，多装、缺装件的数量、名称和重量重心数据是否记录清楚；
- (3) 称重时是否按 1.6(a)要求装有固定配重（按需）、不可用燃油及全部工作液体。
- (4) 称重方法与程序是否合理，称重仪器或设备误差是否满足要求。

第 23.2105 条 性能数据

1. 安全要求要点

1.1. 性能 总则

(a) 除非另有规定，必须按以下条件满足本章的性能要求：

(1) 静止空气和标准大气条件；确定性能外界大气条件，大气应该是稳定的，没有温度逆增和地形波动等情况。

(2) 1 级、2 级高速飞机和 3 级 4 级飞机使用包线内静止空气和外界大气条件，即静止的标准大气和静止的非标准大气。

(b) 确定性能数据必须不少于下列条件范围：

(1) 机场高度从海平面到 3,048 米（10,000 英尺）；和

(2) 对于最大重量不大于 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，温度从标准温度至标准温度以上 30 以；或

(3) 对于涡轮发动机飞机和最大重量大于 2,722 公斤（6,000 磅）的活塞发动机飞机，温度从标准温度至标准温度以上 30 摄氏度，或者，如果更低时，符合冷却试验所表明的最高周围大气温度。

(c) 确定性能数据必须使发动机罩通风片或其他控制发动机冷却空气供应的装置处于冷却试验所用的位置。

(d) 可用推进力必须与不超过批准的功率扣除下列损失后的发动机功率相对应：

(1) 安装损失；

(2) 特定外界大气条件和特定的飞行状态下由附件及辅助装置所吸收的功率（当量推力）。

(e) 受发动机功率或推力影响的性能必须基于相对湿度确定，湿度对发动机功率影响曲线由发动机制造商提供，在飞行试验时测定空气湿度，对湿度进修正：

(1) 在等于和低于标准温度时，相对湿度为 80%；

(2) 从标准温度时的 80%，线性变化到标准温度加 28 摄氏度（50 度 F）时的 34%。

(f) 除非另有规定，在确定起飞和着陆距离时，改变飞机的构型、速度和功率必须按照申请人使用操作所制定的程序进行。这些程序必须能够由具有中等技巧的机组在遇到合理预期的使用中外界大气条件时一贯地执行

(g) 下列相关距离必须在平坦、干燥和硬质的道面上确定：

(1) 第 23.2115 条的起飞距离；

(2) 第 23.2115 条的加速停止距离；

(3) 第 23.2115 条的起飞距离和起飞滑跑距离；和

(4) 第 23.2130 条的着陆距离。

注：其他类型道面（如草地、碎石）干燥时对这些使用距离的影响可以被确定或推算出来，并且这些道面可以按第 23.2620 条列入飞行手册。

(h) 对于 3 级、4 级高速多发飞机，还须满足下列要求：

(1) 除非另有规定，申请人必须选择飞机起飞、航路、进近和着陆的构型；

(2) 飞机构型可以随重量、高度和温度变化，其变化范围要同本节(h)(3)要求的操作程序相一致；

(3) 除非另有规定，在确定临界推力损失的起飞性能、起飞飞行航迹、加速停止距离时，改变飞机的构型、速度和功率必须按照申请人制定的使用操作程序进行；

(4) 必须制定与第 23.2120 条中规定的条件相应的执行中断进近和中断着陆的程序；

(5) 按本节(h)(3)和(h)(4)所制定的程序必须:

- (i) 能够由具有中等技巧的机组在遇到合理预期的使用中周围大气条件时一贯地执行;
- (ii) 采用安全可靠的方法或装置;
- (iii) 包括执行这些程序时可合理预期的时间滞后。

2. 一般符合性方法

说明性文件

符合性说明需要包含概述、相关条款、相关条款的符合性说明和结论部分。概述需要说明飞机基本情况,该条款验证的支持文件如试飞大纲、试飞报告等;相关条款为该条款内容;相关条款的符合性说明应依据飞机类型选择相适应的条款,依据支持文件对条款的符合情况进行说明;结论部分给出对该条款的符合情况结论。

第 23.2105 条的说明内容主要包含:

- (a) 依据飞机类别,通过飞行试验和计算分析得到飞机性能的大气条件、高度、温度范围,是否与条款要求一致。
- (b) 明确飞机构型、速度、功率变化与飞机操作程序相一致,并能够由具有中等操作水平的机组正确、正常、反复执行。
- (c) 在干燥、平坦和硬质的道面上起飞距离、加速停止距离、起飞滑跑距离和着陆距离,如有必要,通过计算分析或试验的方法确定其他跑道类型对距离的影响。
- (d) 3 级、4 级多发高速飞机构型、速度、功率变化等的额外说明。
- (e) 发动机冷却装置、安装损失、附件提取及湿度对发动机功率影响等,以及在性能确定过程中应扣除其影响,或明确表明性能相对应的发动机状态。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 确定性能的大气条件、高度、温度范围是否满足要求。
- (b) 确定性能的发动机状态,是否按要求考虑了相关影响。
- (c) 原型机构型、速度、功率变化是否明确,并与操作程序保持一致。
- (d) 确定起飞、着陆相关距离的跑道道面情况。

第 23.2110 条 失速速度

1. 安全要求要点

失速速度

(a) V_{S0} 和 V_{S1} 是在下列状态下的失速速度或最小定常飞行速度，以节计（校准空速），在该速度下飞机是可操纵的：

(1) 对活塞发动机飞机，发动机慢车、油门关闭或在不超过 110%失速速度时处于零推力所需的功率；

(2) 对涡轮发动机飞机，在失速速度下推力不大于零，或，如果所产生的推力对失速速度没有显著影响，则发动机慢车并且油门关闭；

(3) 螺旋桨处于起飞构型状态；

(4) 飞机处于 V_{S0} 和 V_{S1} 试验时所处状态；

(5) 重心处于导致最大 V_{S0} 和 V_{S1} 值时的位置；

(6) 重量为以 V_{S0} 和 V_{S1} 作为因素来确定是否符合所要求的性能标准时采用的重量。

(b) V_{S0} 和 V_{S1} 必须由飞行试验来确定，用第 23.2150 条规定的程序并满足该条飞行特性要求。

(c) 除(d)的规定外，对于下列情况，最大重量时的 V_{S0} 和 V_{S1} 不得超过 61 节：

(1) 单发飞机；和

(2) 在临界推力损失的情况下，不能满足第 23.2120 条规定的最小爬升率要求的，最大重量等于或小于 2,722 公斤（6,000 磅）的多发飞机。

(d) 所有单发飞机和最大重量等于或小于 2,722 公斤（6,000 磅）的多发飞机， V_{S0} 超过 61 节不能满足第 23.2120 条规定的最小爬升率要求，必须符合第 23.2270 条规定。

(e) 第 23.2110 条在确定失速速度或最小定常飞行速度时，应该包括正常飞行过程中可能用到的所有构型，其中对发动机设定的要求在本节(a)(b)款进行规定，其他构型要求需要考虑以下因素：

(1) 螺旋桨应处于起飞构型状态；

(2) 襟翼位置：起飞、着陆以及任何申请的中间位置；

(3) 起落架（如可收放）：收上、放下位置；

(4) 发动机整流罩通风片：与各飞行阶段相一致；

(5) 减速板（如有）：打开、关闭；

(6) 最不利重量；

(7) 最不利重心。

(f) 第 23.2110 条(b)款是对第 23.2110 条(a)款分部式推进系统的规定，要求在保证推进系统、飞控系统、增升装置正常工作的情况发动机的功率设定应该为最小推力状态。

2. 一般符合性方法

第 23.2110 条是对如何确定失速速度的要求，一般采用说明性文件、分析计算和飞行试验等验证方法。

2.1. 说明性文件

说明确定失速速度的飞行试验程序符合相应的标准要求，并通过相应的试飞报告说明试飞构型、功率设定满足条款要求。

2.2. 分析/计算

本条款分析/计算可能涉及到零拉力分析计算、试飞数据的分析计算等。

零拉力分析计算主要依据螺旋桨厂家数据和飞行试验数据，计算零拉力状态，如对应的转速、扭矩等。

由于失速速度为飞机大迎角状态速度，仅依靠计算分析很难得到准确的结果，失速速度的分析/计算主要是对试飞数据的处理分析，以及依据试飞得到的最大升力系数计算其他重量失速速度。

2.3. 飞行试验

飞行试验主要考虑以下的因素：

- (a) 选择能够在大迎角姿态下准确测量空速的系统。
- (b) 应包含所有飞机构型，包括起飞、爬升、巡航、进近、着陆的襟翼与起落架状态组合。
- (c) 飞机的重量重心，应选择临界重量重心（得到较大失速速度）进行试验，通常应选择重心包线的所有重量拐点进行试飞。
- (d) 零拉力状态试飞或者采用功率修正的方法得到零拉力失速速度。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 飞机的类别及搭载推进系统形式。
- (b) 飞行试验的构型、重量、重心等是否满足本条标准要求。
- (c) 飞行试验的程序是否满足本条标准要求。
- (d) 用于测量飞机失速速度的空速系统有效性。
- (e) 采用的数据数据处理方法及扩展计算方法是否合理。
- (f) 失速速度试飞过程中慢车功率的设定是否合理。
- (g) 失速速度试飞是否在零拉力状态或功率修正方法合理性。

第 23.2115 条 起飞性能

1. 安全要求要点

1.1. 起飞速度

(a) 对单发飞机和 1 级、2 级、3 级低速多发飞机，抬前轮速度 V_R 是驾驶员做出操纵想使飞机升离道面或水面的速度。

(1) 对 1 级、2 级、3 级低速多发飞机， V_R 必须不小于 $1.05V_{MC}$ 或 $1.1V_{S1}$ 中的大者。

(2) 对单发飞机， V_R 必须不小于 V_{S1} 。

(3) 对水上和水陆两用飞机从水面起飞， V_R 是在包括紊流和临界推力损失的所有合理预期情况下表明安全的速度。

(b) 对单发飞机和 1 级、2 级、3 级低速多发飞机，达到高于起飞表面 15 米（50 英尺）时，飞机达到的速度必须不小于：

(1) 对 $V_{S0} \leq 45$ 节的 1 级低速飞机， $1.3V_{S1}$ ；

(2) 对 1 级、2 级、3 级低速多发飞机，下列中大者：

(i) 在包括紊流和临界推力损失的所有合理预期情况下，表明能继续安全飞行（或应急着陆，如适用）的速度。

(ii) $1.10V_{MC}$ ；或

(iii) $1.2V_{S1}$ 。

(3) 对 $V_{S0} > 45$ 节的 1 级飞机和所有 2 级、3 级、4 级单发飞机，下列中大者：

(i) 在包括紊流和临界推力损失的所有合理预期情况下，表明安全的速度。

(ii) $1.2V_{S0}$ ；或

(c) 对 1 级、2 级、3 级高速多发飞机，和所有 4 级多发飞机，以下规定适用：

(1) V_1 必须根据以下规定基于 V_{EF} 确定：

(i) V_{EF} 是假定临界推力损失时的校正空速。 V_{EF} 必须由申请人选择，但不小于按第 23.2135 条确定的 V_{MC} 的 1.05 倍，或由申请人选择，不小于按第 23.2135 条确定的 V_{MCG} 。

(ii) 起飞决断速度 V_1 是指地面校正空速。在此速度下，由于发动机失效或其他原因，驾驶员必须做出继续起飞或中断起飞的决断。起飞决断速度 V_1 必须由申请人选择，但不小于 V_{EF} 加上在下述时间间隔内临界推力损失时飞机的速度增量。时间间隔指从临界损失发生瞬间至驾驶员意识到推力损失并做出反应的瞬间。后一瞬间以驾驶员按本条 1.3 节加速—停止决断中采取最初的减速措施为准。

(2) 抬前轮速度 V_R ，以校正空速表示，必须由申请人选定并不得小于下列中大者：

(i) V_1 ；

(ii) 按第 23.2135 条确定的 V_{MC} 的 1.05 倍；

(iii) $1.1V_{S1}$ ；或

(iv) 按本条 1.4(c)(2)确定的速度。此速度允许在高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）以前，达到初始爬升速度 V_2 。

(3) 对于任何一组给定条件，例如重量、高度、构型和温度，必须用同一个 V_R 值来表明符合临界推力损失和全发工作两种起飞要求。

(4) 起飞安全速度 V_2 ，以校正空速表示，必须由申请人选定，以提供第 23.2120 条所要求的爬升梯度，但不得小于 $1.1V_{MC}$ 或 $1.2V_{S1}$ 。

(5) 必须表明在按照本节(c)(2)所确定的 V_R 小 5 节的速度下以正常抬头率抬头时，临界推力损失后的起飞距离不超过按 1.4 节和 1.5 节所制定的 V_R 对应的单发不工作起飞距离，起飞应按本条 1.4 节要求进行，否则必须保证飞机在高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）处，

速度比确定的 V_2 最多小 5 节的情况下还能继续安全起飞。

(6) 申请人必须表明, 在全发工作时, 不会由于飞机抬头过度或失配平状况使按本条 1.5 节所确定的预定起飞距离显著增加。

1.2. 起飞性能

(a) 对 $V_{SO} \leq 45$ 节的 1 级低速单发飞机, 在海平面静止空气和标准大气条件下, 使用 1.1 节(a)和(b)确定的起飞速度, 从干燥、水平、硬质道面爬升至 15 米 (50 英尺) 越障高度的起飞距离必须不超过 500 米 (1,640 英尺), 并满足下列条件:

- (1) 发动机在批准的使用限制内工作;
- (2) 发动机整流罩通风片在正常起飞构型状态。

(b) 对其他单发飞机和 1 级、2 级、3 级低速多发飞机, 起飞并爬升至高于起飞表面 15 米 (50 英尺) 所需的距离必须在下列条件下针对起飞运行限制内的每一重量、高度、温度确定, 并使用本条 1.1 节(a)和(b)确定的起飞速度:

- (1) 每台发动机为起飞功率;
- (2) 襟翼位于起飞构型状态;
- (3) 起落架放下。

(c) 对 1 级、2 级、3 级高速多发飞机和所有 4 级多发飞机, 起飞性能必须按本条 1.3 节至 1.5 节的规定在工作发动机经批准的使用限制内确定。

1.3. 加速-停止距离

对 1 级、2 级、3 级高速多发飞机和所有 4 级多发飞机必须按下述规定确定加速-停止距离:

- (a) 加速-停止距离是下列所需距离之和:
 - (1) 全发工作从静止起点加速到 V_{EF} ;
 - (2) 假定在 V_{EF} 临界推力损失, 飞机从 V_{EF} 加速到 V_1 ;
 - (3) 从达到 V_1 点继续至完全停止。
- (b) 可使用机轮刹车以外的手段来确定加速-停止距离, 只要这种手段:
 - (1) 安全可靠;
 - (2) 在正常运行条件下可望获得一贯的效果;
 - (3) 对操纵飞机不需要特殊技巧。

1.4. 起飞航迹

对 1 级、2 级、3 级高速多发飞机和所有 4 级多发飞机, 起飞航迹如下:

(a) 起飞航迹从静止点起延伸至飞机起飞过程中高于起飞表面 457 米 (1,500 英尺) 的那一点, 在该高度或达到该高度之前必须完成从起飞到航路构型的转变;

- (1) 起飞航迹必须基于第 23.2105 条规定的程序;
- (2) 飞机必须在地面加速到 V_{EF} , 在该速度点出现临界推力损失, 并在起飞其余过程中保持临界推力损失状态;
- (3) 在达到 V_{EF} 后, 飞机必须加速到 V_2 。

(b) 在加速到 V_2 过程中, 前轮可在不小于 V_R 的速度时抬起离地。但在飞机腾空之前不得开始收起落架。

(c) 按本条 1.4 节(a)和(b)确定起飞航迹过程中:

- (1) 起飞航迹空中部分的斜率在每一点上都必须不为负;
- (2) 飞机在达到高于起飞表面 10.7 米 (35 英尺) 前必须达到 V_2 , 并且必须以尽可能接近但不小于 V_2 的速度继续起飞, 直到飞机高于起飞表面 122 米 (400 英尺) 为止;
- (3) 从飞机高于起飞表面 122 米 (400 英尺) 那点开始, 沿起飞航迹每一点的可用爬升梯度不得小于 1.2%;

(4) 直到飞机高于起飞表面 122 米（400 英尺）为止，除收起落架和螺旋桨自动顺桨外，不得改变飞机构型，而且驾驶员不得采取动作改变动力。

(d) 飞机在达到高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）的起飞航迹必须由连续的演示起飞来确定。

(e) 飞机在高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）后的起飞航迹必须由分段综合法来确定。并且：

(1) 分段必须明确定义，而且必须在构型、功率或推力以及速度方面有清晰可辨的变化；

(2) 飞机的重量、构型、功率或推力在每一分段内必须假定不变，而且必须相应于该分段内主要的临界的状态；

(3) 该飞行航迹必须基于飞机无地面效应的性能。

1.5. 起飞距离和起飞滑跑距离

对 1 级、2 级、3 级高速多发飞机和所有 4 级多发飞机，必须确定起飞距离和起飞滑跑距离（在申请人选择时）：

(a) 起飞距离是下述距离中的大者：

(1) 沿着按本条 1.4 节所确定的起飞航迹，从起飞始点到飞机高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）的一点所经过的水平距离；

(2) 全发工作，沿着与本条 1.4 节一致的程序所确定的全发起飞航迹，从起飞始点到飞机高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）的一点所经过的水平距离的 115%。

(b) 起飞滑跑距离为下述距离中的大者：

(1) 沿着按本条 1.4 节确定的起飞航迹，从起飞始点到下列两点的中点所经过的水平距离，一点为起飞离地点，另一点为飞机高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）；或

(2) 全发工作，沿着与本条 1.4 节一致的程序所确定的全发起飞航迹，从起飞始点到下列两点的中点所经过的水平距离的 115%，一点为起飞离地点，另一点为飞机高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）。

1.6. 起飞飞行航迹

对 1 级、2 级、3 级高速多发飞机和所有 4 级多发飞机，起飞飞行航迹必须按下述要求确定：

(a) 起飞飞行航迹从按 1.5 节确定的起飞距离末端处高于起飞表面 10.7 米（35 英尺）的一点计起。

(b) 净起飞飞行航迹数据必须为真实起飞飞行航迹（按本条 1.4 节及本节(a)确定）在每一点减去下列数值的爬升梯度：0.8%

(c) 沿起飞飞行航迹飞机水平加速部分的加速度减少量，可使用上述规定的爬升梯度减少量的当量值。

2. 一般符合性方法

2.1. 说明性文件

本条款说明性文件涉及符合性说明等，内容主要包含：

第 23.2115 条起飞性能的符合性说明，包括相应的起飞速度、起飞距离、加速-停止距离、起飞航迹、起飞滑跑距离和起飞飞行航迹的试飞状态和试飞结论。

2.2. 分析计算

本条款分析计算包括：

依据 V_S 和 V_{MC} 的试飞结果，确定起飞速度 V_{EF} 、 V_1 、 V_R 和 V_2 ，并依据起飞性能试飞结果和条款要求合理调整起飞速度。

对试飞数据修正，以及依据试飞数据进行扩展计算，得到不同高度、温度、重量的起飞距离，对计算结果和试飞结果进行相关性分析，保证计算结果的误差在 5%以内，并且 50% 的计算结果相对于试飞结果是保守的。

2.3. 飞行试验

按照本条款要求及相应标准进行飞行试验，得到起飞性能，为扩展计算提供飞行试验数据基础。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 起飞的试验重量、重心、高度、温度条件是否满足相关标准要求
- (b) 选择的起飞速度是否符合相关标准要求
- (c) 在起飞性能试验中是否按照定义的起飞性能完成试飞
- (d) 采用的数据处理方法及扩展计算方法是否合理

第 23.2120 条 爬升要求

1. 安全要求要点

1.1. 爬升-总则

必须按照下列规定表明爬升要求的符合性：

- (1) 无地效；
- (2) 不小于演示符合动力装置冷却试验时的速度；
- (3) 除非另有规定，临界推力损失时，飞机坡度不超过 5 度。

1.2. 爬升-全发工作

(a) 对 $V_{SO} \leq 45$ 节的 1 级低速飞机，在海平面对陆上飞机必须至少具有 8.3% 的定常爬升梯度，对水上和水陆两用飞机必须至少具有 6.7% 的定常爬升梯度，必须：

- (1) 不超过起飞功率；
- (2) 起落架在收上位置；
- (3) 襟翼处于起飞构型状态；
- (4) 发动机整流罩通风片处于冷却试验时的位置。

(b) 对 $V_{SO} > 45$ 节的 1 级低速飞机和 2 级低速飞机，在海平面对陆上飞机必须至少具有 8.3% 的定常爬升梯度，对水上和水陆两用飞机至少具有 6.7% 的定常爬升梯度，必须：

- (1) 每台发动机不超过其最大连续功率；
- (2) 起落架在收上位置；
- (3) 襟翼处于起飞构型状态；
- (4) 对多发飞机爬升速度不小于 $1.1V_{MC}$ 和 $1.2V_{S1}$ 中之大者，对单发飞机爬升速度不小于 $1.2V_{S1}$ 。

(c) 对 1 级和 2 级高速飞机，所有 3 级飞机和 4 级单发飞机，起飞后必须至少具有 4% 的定常爬升梯度，必须：

- (1) 每台发动机为起飞功率；
- (2) 起落架在放下位置，除非起落架可以在不超过 7 秒内收上，则试验可在起落架收上位进行；
- (3) 襟翼处于起飞构型状态；和
- (4) 爬升速度按本条 1.2(b)(4) 的规定。

1.3. 爬升：局部推力损失

(a) 对 1 级和 2 级低速多发飞机，以下规定适用：

(1) 不满足单发适坠性要求的每架飞机必须能在 1,524 米（5,000 英尺）压力高度上保持至少 1.5% 的定常爬升梯度，必须：

- (i) 临界推力损失，包括适用的任何快速设定的推进阻力变化；
- (ii) 其余发动机不超过其最大连续功率；
- (iii) 起落架在收起位置；
- (iv) 襟翼处于收起位置；
- (v) 爬升速度不小于 $1.2V_{S1}$ 。

(2) 对于满足单发适坠性的每架飞机，必须按下列条件确定在 1,524 米（5,000 英尺）压力高度上的定常爬升或下降梯度：

- (i) 临界推力损失，包括适用的任何快速设定的推进阻力变化；
- (ii) 其余发动机不超过其最大连续功率；
- (iii) 起落架在收起位置；

- (iv) 襟翼处于收起位置；和
 - (v) 爬升速度不小于 $1.2V_{S1}$ 。
- (b) 对 1 级、2 级高速多发飞机和 3 级低速多发飞机，以下规定适用：
- (1) 在下列条件下，起飞表面以上 122 米（400 英尺）时的定常爬升梯度必须不小于 1%：
- (i) 临界推力损失，包括适用的任何快速设定的推进阻力变化；
 - (ii) 其余发动机为起飞功率；
 - (iii) 起落架在收起位置；
 - (iv) 襟翼处于起飞构型状态；和
 - (v) 爬升速度等于按第 23.2115 条 1.2 节演示在 15 米（50 英尺）时达到的速度。
- (2) 在下列条件下，高于起飞或着陆表面（适用时）457 米（1,500 英尺）时的定常爬升梯度不少于 0.75%：
- (i) 临界推力损失，包括适用的任何快速设定的推进阻力变化；
 - (ii) 其余发动机不超过其最大连续功率；
 - (iii) 起落架在收上位置；
 - (iv) 襟翼处于收上位置；
 - (v) 爬升速度不小于 $1.2V_{S1}$ 。
- (c) 对 3 级高速多发飞机和所有 4 级多发飞机，下列要求适用：
- (1) 起飞—起落架放下— 在下列条件下，起飞表面高度上的定常爬升梯度，必须是可测出的正值：
- (i) 临界推力损失，包括适用的任何快速和自动设定的推进阻力变化；
 - (ii) 其余发动机起飞功率；
 - (iii) 起落架在放下位置，所有起落架舱门打开；
 - (iv) 襟翼处于起飞构型状态；
 - (v) 机翼水平；
 - (vi) 爬升速度等于 V_2 。
- (2) 起飞—起落架收上— 在下列条件下，飞机高于起飞表面 122 米（400 英尺）时的定常爬升梯度必须不小于 2%：
- (i) 临界推力损失，包括适用的任何快速和自动设定的推进阻力变化；
 - (ii) 其余发动机起飞功率；
 - (iii) 起落架在收上位置；
 - (iv) 襟翼处于起飞构型状态；和
 - (v) 爬升速度等于 V_2 。
- (3) 航路爬升— 在下列条件下，飞机在高于起飞或着陆（适用时）表面 457 米（1,500 英尺）高度上的定常爬升梯度必须不小于 1.2%：
- (i) 临界推力损失，包括适用的任何快速设定的推进阻力变化；
 - (ii) 其余发动机不大于最大连续功率；
 - (iii) 起落架在收上位置；
 - (iv) 襟翼处于收上位置；和
 - (v) 爬升速度不小于 $1.2V_{S1}$ 。
- (4) 中断进近：在下列条件下，飞机在高于着陆表面 122 米（400 英尺）高度上的定常爬升梯度必须不小于 2.1%：
- (i) 临界推力损失，包括适用的任何快速设定的推进阻力变化；
 - (ii) 其余发动机起飞功率；

- (iii) 起落架在收上位置;
- (iv) 襟翼处于进近构型状态, 该位置的 V_{S1} 不超过相应的全发工作着陆位置 V_{S1} 的 110%;
- (v) 按正常着陆程序确定的爬升速度但不超过 $1.5V_{S1}$ 。

1.4. 中断着陆

- (a) 对 $V_{S0} \leq 45$ 节的 1 级和 2 级低速飞机, 必须能保持下列性能:
下列条件下, 在海平面必须能够保持至少 3.0% 的定常爬升梯度:
 - (1) 所有发动机均为起飞功率;
 - (2) 起落架在放下位置;
 - (3) 襟翼处于着陆构型状态; 但是, 如果可以在 2 秒钟或更短的时间内安全收起襟翼, 且没有高度损失和突然的迎角变化或特殊的驾驶技巧, 则襟翼可以收起; 和
 - (4) 爬升速度等于相应构型下的 V_{REF} 。或者
- (b) 下列条件下, 高度 915 米 (3000 英尺), 速度为能够演示安全过渡至中断着陆的水平飞行:
 - (1) 所有发动机均为起飞功率;
 - (2) 起落架在放下位置;
 - (3) 襟翼处于着陆构型状态; 但是, 如果可以在 2 秒钟或更短的时间内安全收起襟翼, 且没有高度损失和突然的迎角变化或超常的驾驶技巧, 则襟翼可以收起; 和
 - (4) 爬升速度等于相应构型下的 V_{REF} 。
- (c) 对 $V_{S0} > 45$ 节的 1 级和 2 级飞机, 在下列条件下, 必须能够保持至少 3.0% 的定常爬升梯度:
 - (1) 每台发动机功率不大于将功率杆从最小飞行慢车位置开始移动后 8 秒时的可用功率;
 - (2) 起落架在放下位置;
 - (3) 襟翼处于着陆构型状态; 但是, 如果可以在 2 秒钟或更短的时间内安全收起襟翼, 且没有高度损失和突然的迎角变化或超常的驾驶技巧, 则襟翼可以收起; 和
 - (4) 爬升速度等于相应构型下的 V_{REF} 。
- (c) 对 1 级和 2 级高速飞机, 所有 3 级和 4 级飞机, 在下列条件下, 必须能保持至少 3.0% 的定常爬升梯度。此时:
 - (1) 发动机功率不大于将功率杆从最小飞行慢车位置开始移动后 8 秒时的可用功率;
 - (2) 起落架在放下位置;
 - (3) 襟翼处于着陆构型状态; 和
 - (4) 爬升速度等于相应构型下的 V_{REF} 。

2. 一般符合性方法

2.1. 说明性文件

本条款说明性文件涉及符合性说明等, 内容主要包含:

条款符合性说明, 包括飞行试验中地效状态、速度状态、发动机工作状态、飞机构型状态是否与相关标准一致以及试飞试验结论。

2.2. 分析计算

本条款分析计算包括:

对试飞结果修正和扩展计算。计算在最大起飞重量, 海平面标准大气条件下爬升梯度, 表明其是否满足相应条款要求。通过试飞数据处理得到爬升极曲线, 依据极曲线和发动机功率数据, 按照爬升梯度要求计算重量限制曲线, 从而满足条款要求。

2.3. 飞行试验

通过飞行试验验证其爬升性能，对于正常类飞机，爬升性能通常采用锯齿爬升方法，在要求的起落架状态、襟翼状态、发动机功率和爬升速度下进行试飞。前重心通常为临界状态。通过飞行试验为分析计算提供数据基础，按照条款要求的方法和内容对数据分析处理和扩展计算，验证飞机满足条款要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 试飞状态是否临界状态；
- (b) 临界发动机的判断是否合理；
- (c) 试飞科目是否符合条款定义的状态和构型；
- (d) 采用的数据处理方法及扩展计算方法是否合理；
- (e) 使用锯齿形爬升来确定 V_Y 时，航向与风向成 90 度并分别进行正反航向的爬升飞行，从而使任何风切变影响降低到最低程度。所有爬升试验必须在平稳的气流中进行。

第 23.2125 条 爬升性能资料

1. 安全要求要点

1.1. 起飞爬升：局部推力损失

(a) 对 3 级低速多发飞机，必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度、温度内确定定常爬升或下滑梯度：

- (1) 临界推力损失，包括适用的任何快速设定的推进阻力变化；
- (2) 其余发动机起飞功率；
- (3) 起落架在放下位置，除非起落架可以在不超过 7. 秒内收上，则试验可在起落架收上位进行；
- (4) 襟翼处于起飞构型状态；
- (5) 机翼水平；
- (6) 爬升速度等于按第 23.2115 条 1.2 节演示在 15 米（50 英尺）时达到的速度。

1.2. 航路爬升/下降

(a) 全发工作：必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度和外界大气温度下确定定常爬升梯度和爬升率：

- (1) 每台发动机不超过最大连续功率；
- (2) 起落架在收上位置；
- (3) 襟翼收上；和
- (4) 爬升速度不小于 $1.3V_{SI}$ 。

(b) 推力损失：必须在申请人确定的运行限制内的每一重量、高度和外界温度下确定定常爬升/下降梯度和爬升/下降率：

- (1) 临界推力损失，其螺旋桨处于最小阻力位置；
- (2) 其余发动机不超过最大连续功率；
- (3) 起落架在收上位置；
- (4) 襟翼收上；和
- (5) 爬升速度不小于 $1.2V_{SI}$ 。

1.3. 滑翔：单发飞机

必须确定在静止空气中每损失 1000m 高度所需的最大水平距离，以公里为单位；或者每损失 1000ft 高度所需最大水平距离，以海里为单位，以及获得此距离所需的速度，此时，发动机不工作，发动机和飞机在最佳滑翔构型。

2. 一般符合性方法

2.1. 说明性文件

本条款说明性文件涉及符合性说明等，内容主要包含：

包括条款的符合性说明及依据，相应科目的试飞报告，试飞状态说明及试飞结论说明

2.2. 分析计算

进行试飞结果修正和扩展计算。通常可以通过试飞数据处理得到爬升极曲线，依据极曲线和发动机性能数据扩展计算得到运行限制内的每一重量、高度和外界大气温度下的定常爬升梯度和爬升率。对计算结果和试飞结果进行相关性分析，保证计算结果的误差在 5% 以内，并且 50% 的计算结果相对于试飞结果是保守的。

2.3. 飞行试验

通过飞行试验验证其爬升性能，对于正常类飞机，爬升性能通常采用锯齿爬升方法，在要求的起落架状态、襟翼状态、发动机功率和爬升速度下进行试飞。前重心通常为临界状态。

通过飞行试验为分析计算提供数据基础，按照条款要求的方法和内容对数据分析处理和扩展计算，验证飞机满足条款要求。对于滑翔性能，主要测试飞机在静止空气中每损失 1,000 米高度滑行的最大水平距离（公里）或者每损失 1,000 英尺（305 米）高度滑行的最大水平距离（海里）和获得此距离所需的速度。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (1) 试飞状态是否临界状态；
- (2) 临界发动机的判断；
- (3) 试飞程序是否符合条款要求；
- (4) 采用的数据处理方法及扩展计算方法是否合理。

第 23.2130 条 着陆

1. 安全要求要点

1.1. 参考着陆速度

(a) 对 1 级和 2 级低速飞机，参考着陆速度 V_{REF} ，不得小于按第 23.2135 条在襟翼处于最大起飞构型状态确定的 V_{MC} 和 $1.3V_{SI}$ 中之大者；

(b) 对 1 级、2 级高速飞机和 3 级低速飞机，参考着陆进近速度 V_{REF} ，不得小于按第 23.2135 条在飞机着陆构型下确定的 V_{MC} 和 $1.3V_{SI}$ 中之大者；

(c) 对 3 级高速飞机和 4 级飞机，参考着陆进近速度 V_{REF} ，不得小于按第 23.2135 条在飞机着陆构型下确定的 V_{MC} 的 1.05 倍和 $1.3V_{SI}$ 中之大者。

1.2. 着陆距离

(a) 必须在着陆运行限制内标准温度下的每一重量和高度，确定飞机从高于着陆表面 15 米（50 英尺）的一点到飞机着陆并完全停止（或者对于水上飞机和水陆两用飞机，达到接近 5.6 公里/小时（3 节）的速度）所需的水平距离，并满足如下条件：

(1) 以不小于 1.1 节确定的 V_{REF} 稳定进近，直至下降至 15 米（50 英尺）高度，并且：

(i) 在降至 15 米（50 英尺）的高度前，稳定下滑进近梯度必须不大于 5.2% (3 度)；

(ii) 此外，申请人可以通过试验进行演示，在降至 15 米（50 英尺）的高度前，大于 5.2% 的最大定常下滑梯度是安全的。下滑梯度必须作为一项使用限制加以规定，并且必须能够通过适当的仪表将必要的下滑梯度指示信息提供给驾驶员。

(b) 在整个机动中必须保持构型不变；

(c) 着陆时必须避免大的垂直加速度，没有弹跳、前翻、地面打转、海豚运动或水上打转的倾向；

(d) 在最大着陆重量或者对应于第 23.2120 条 1.3 和 1.4 节的高度和温度的最大着陆重量下，必须表明飞机能从 15 米（50 英尺）高度所处的状态，安全过渡到第 23.2120 条 1.4 (a) 的中断着陆状态；

(e) 刹车的使用不得导致轮胎或刹车的过度磨损；

(f) 可以使用除机轮刹车以外符合下列条件的其他减速手段：

(1) 安全可靠；

(2) 使用时能在服役中获得始终如一的效果；

(3) 如果使用了依赖任一发动机工作的装置，且在该发动机不工作着陆时着陆距离将增加，则必须按该发动机不工作的情况来确定着陆距离，除非采取了其他补偿措施使着陆距离不超过全发工作时的距离。

2. 一般符合性方法

2.1. 说明性文件

条款符合性说明，包括依据的试飞报告，着陆性能试飞试验结论等。

2.2. 分析计算

依据 V_S 和 V_{MC} 的试飞结果，按照本条款的要求确定参考着陆进近速度 V_{REF} 。

对着陆距离试飞数据的分析处理、扩展计算，以及如果采用其他减速装置，对这些装置计算分析等。为了便于分析，通常把着陆距离分为三段进行处理，从 15m（50ft）到主轮接地作为空中段，主轮接地到刹车开始工作作为过渡段，刹车开始工作到完全停止作为刹车段，通过对三段试飞数据统计分析，建立合适的计算模型，通过扩展计算得到运营限制内的所有重量、高度、温度的着陆性能。对计算结果和试飞结果进行相关性分析，保证计算结果的误差在 5% 以内，并且 50% 的计算结果相对于试飞结果是保守的。

2.3. 飞行试验

通过飞行试验获得该条款要求的各临界形态下飞机的着陆性能，对 V_{REF} 进行验证。飞行试验时考虑的关键参数包括：重量、重心、速度、飞机构型等。通过着陆距离试飞验证下降梯度、构型、接地后跑道滑行状况，验证对条款的符合性，通过中断着陆演示能够从着陆安全过渡到中断着陆，并统计在此过程中的高度损失。如果采用了其他减速措施，对这些措施的相对试飞验证。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 试飞状态是否临界状态；
- (b) 试飞程序是否符合条款要求；
- (c) 选择的参考着陆进近速度是否符合条款要求；
- (d) 在试验中是否按照定义的参考着陆进近速度完成试验；
- (e) 在着陆性能试验中是否按照定义的着陆性能完成试验；
- (f) 采用的数据处理方法及扩展计算方法是否合理；
- (g) 如采用机轮刹车以外的减速手段是否满足标准要求。

第 23.2135 条 操纵性

1. 安全要求要点

CCAR 第 23.2135 条规定了正常类飞机的操纵性要求。

1.1. 飞行特性 总则

在不超过第 23.2610 条规定的最大使用高度下，飞机在申请合格审定的所有实际的载荷条件和使用高度上必须满足本条 1.2 至 1.9 节的各项要求，而不需要特殊的驾驶技巧、警觉和体力。

1.2. 操纵性和机动性 总则

(a) 在所有飞行阶段，飞机必须可以安全地操纵并可以安全地进行机动：

- (1) 起飞；
- (2) 爬升；
- (3) 平飞；
- (4) 下降；
- (5) 复飞；和
- (6) 襟翼展态和收态下的着陆（有动力和无动力）。

(b) 必须能从一种飞行状态平稳地过渡到另一种飞行状态（包括转弯和侧滑），并在任何可能的使用条件下（包括多发飞机正常使用中可能遇到的任何发动机突然发生故障）没有超过限制载荷系数的危险。

(c) 如果存在与所需的驾驶员体力有关的临界情况，则所需的操纵力必须用定量试验予以表明，且在本节(a)和(b)规定的情况下操纵力均不得超过下表中规定的限制：

施加在驾驶盘或方向舵脚蹬上的力，以牛顿（公斤；磅）计	俯仰	滚转	偏航
(a) 短暂作用			
驾驶杆	267(27; 60)	134(13.5; 30)	
驾驶盘（双手在轮缘）	333(34; 75)	222(22.7; 50)	
驾驶盘（单手在轮缘）	222(22.7; 50)	111(11.4; 25)	
方向舵脚蹬			667(68; 150)
(b) 持续作用	44(5; 10)	22(2; 5)	89(9; 20)

1.3. 纵向操纵

(a) 飞机尽可能配平于 $1.3V_{S1}$ ，必须有可能使机头下沉，以便使空速很快加速到该配平速度，飞机状态如下：

- (1) 每台发动机均为最大连续功率；
- (2) 发动机无动力；和
- (3) 襟翼和起落架在下列位置：
 - (i) 收起位置；
 - (ii) 放下位置。

(b) 除非另有要求，不需要施加超过本文 1.2(c)规定的用单手施加的操纵力就能完成下述机动，并且机动中不得改变配平操纵：

(1) 起落架在放下位置，襟翼在收起位置，飞机尽可能配平于 $1.4V_{S1}$ 。尽快放下襟翼，使空速从 $1.4V_{S1}$ 变化到 $1.4V_{S0}$ ；

- (i) 发动机无动力；和
- (ii) 保持在初始状态下平飞所需的功率。

(2) 起落架和襟翼在放下位置，发动机无动力，飞机尽可能配平于 $1.3V_{S0}$ 。尽快施加起飞功率并尽可能快的收起襟翼至推荐的复飞设定状态，允许空速从 $1.3V_{S0}$ 变化到 $1.3V_{S1}$ ；当建立了正爬升率时收起落架。

(3) 起落架和襟翼在放下位置，水平飞行，功率为在 $1.1V_{S0}$ 保持水平飞行必需功率，飞机尽可能配平，当尽快收襟翼并同时施加不大于最大连续功率的发动机功率时，必须有可能保持近似的水平飞行。如果提供了襟翼分档位置，则收襟翼演示可分阶段进行，功率和配平可重设定在保持 $1.1V_{S1}$ 平飞的初始构型状态，在每一阶段：

- (i) 从全放下位至最大分档限定位；
- (ii) 过渡分档限定位之间，如适用；和
- (iii) 从最小分档限定位到全收上。

(4) 发动机无动力，起落架和襟翼在收起位置，飞机尽可能配平于 $1.4V_{S1}$ ，迅速施加起飞功率同时保持相同空速。

(5) 发动机无动力，起落架和襟翼在放下位置，飞机尽可能配平于 V_{REF} ，获得并保持空速在 $1.1V_{S0}$ 和 $1.7V_{S0}$ 或 V_{FE} （取小者）之间，不需要施加超过本条 1.2(c)规定的双手操纵的力。

(6) 发动机最大起飞功率，起落架在收起位置，襟翼在起飞构型状态，飞机尽可能配平于相应起飞襟翼位置的 V_{FE} ，尽可能快的收起襟翼同时保持空速不变。

(c) 在空速超过 V_{MO}/M_{MO} 直到第 23.2160 条表明的最大速度，必须演示 $1.5g$ 的机动能力，提供从颠倾和不利的速度增量中改出的余量。

(d) 起落架和襟翼都在放下位置时的无动力下滑期间，驾驶员必须有可能用不超过 44 牛（4.5 公斤，10 磅）的操纵力维持不大于 V_{REF} 的速度，重量为直到并包括最大重量的任何重量。

(e) 通过正常的飞行和功率控制，在飞机姿态适合于有控制的着陆时，必须有可能操纵飞机实现零下降率而不至超过飞机的使用限制和结构限制。对于(e)(1)和(e)(2)所述的状态，上述要求也应满足：

(1) 单发飞机和多发飞机，不使用纵向主操纵；

(2) 多发飞机：

(i) 不使用航向主操纵系统；

(ii) 如果任一连杆或传动节出现单个故障，就同时影响纵向和航向主操纵时，则不使用纵向和航向主操纵系统。

1.4. 航向和横向操纵

(a) 多发飞机在保持机翼 5 度以内水平时，必须能安全地向左右突然改变航向。必须在下列条件下演示在 $1.4V_{S1}$ 改变航向直到 15 度（但不必超过方向舵脚蹬力达本条 1.2 节的限制值时的航向偏转量）：

(1) 临界推力损失，其螺旋桨处于最小阻力位置；

(2) 其余发动机处于最大连续功率状态；

(3) 起落架在：

(i) 收起位置；

(ii) 放下位置。

(4) 襟翼在收上位置；

(b) 在临界发动机突然完全失效时，视情开始改出动作前允许 2 秒延迟，多发飞机必须能重新获得对飞机的完全控制而不超过 45 度坡度，且不会达到危险的姿态或遇到危险的特性，飞机在开始是配平的并处下列状态：

(1) 全部发动机在最大连续功率状态；

- (2) 襟翼在收起位置;
- (3) 起落架在收起位置;
- (4) 速度等于已表明符合第 23.2125 条的速度; 和
- (5) 所有螺旋桨操纵处于已表明符合第 23.2125 条的位置。

(c) 在任何全发构型和经批准的使用包线内的任何速度任何高度下, 所有飞机必须表明不用主横向操纵系统就可安全操纵。还必须表明飞机的飞行特性不会削弱到低于允许继续安全飞行所必要的水平和保持合适姿态可控着陆的能力, 并且不超出飞机的运行和结构限制。

如果横向操纵系统的任何连接或传送环节的单一失效还会导致辅助操纵系统的丧失, 则上述要求的符合性必须在也假定该辅助操纵系统不工作的情况下演示。

1.5. 最小操纵速度

(a) V_{MC} 是校正空速, 在该速度, 当突然失去临界推力时, 能在该情况下保持对飞机的操纵, 在相同的速度下维持坡度不大于 5 度的直线飞行。用于模拟失去临界推力的方法, 必须体现在服役中预期的对操纵性最临界的动力装置失效模式。

(b) 起飞 V_{MC} 不得超过 $1.2V_{SI}$, 该 V_{SI} 是在最大起飞重量下确定的。确定 V_{MC} 必须在最不利的重量和重心位置, 飞机离地, 地面效应可忽略, 起飞构型如下:

- (1) 全部发动机在初始最大可用起飞功率;
- (2) 飞机配平在起飞状态;
- (3) 襟翼在起飞构型状态;
- (4) 起落架收起; 和
- (5) 所有螺旋桨操纵一直处于推荐的起飞构型状态。

(c) 除最大重量不超过 2,722 公斤 (6,000 磅) 的活塞发动机飞机外, 所有飞机还必须在下述着陆构型下满足本节(a)的规定:

- (1) 初始时全部发动机在最大可用起飞功率;
- (2) 飞机配平在进近状态, 全发工作, 以 V_{REF} 速度, 以演示第 23.2130 条着陆距离用的最陡梯度进近;
- (3) 襟翼在着陆位置;
- (4) 起落架放下; 和
- (5) 所有螺旋桨操纵处于全发工作进近时的推荐位。

(d) 必须确定一个有意实施失去临界推力的最小速度, 并指定为安全和有意推力失去速度 V_{SSE} 。

(e) 在 V_{MC} , 保持操纵所需的方向舵脚蹬力不得超过 667 牛 (68 公斤; 150 磅) 并且无需降低工作发动机的功率。在机动中, 飞机不得出现任何危险的姿态并能防止大于 20 度航向改变。

(f) 在申请人选择时, 为符合第 23.2115 条的要求, 可以确定 V_{MCG} 。 V_{MCG} 是地面最小操纵速度, 是起飞滑跑时的校正空速, 在该速度当突然失去临界推力时, 能够只用方向舵操纵 (不用前轮转弯) 保持对飞机的操纵, 操纵力限制到 667 牛 (68 公斤; 150 磅), 横向操纵的使用仅限于保持机翼水平使飞机能继续安全起飞。在确定 V_{MCG} 时, 假定飞机全发工作加速的航迹是沿着跑道中心线, 从失去临界推力那一点到安全改出至航向平行于该中心线的那一点之间的航迹, 其上任何一点相对中心线的横向偏离不得超过 9.144 米 (30 英尺)。 V_{MCG} 必须在下列条件下制定:

- (1) 飞机的每一起飞构型或申请人选择的最临界的起飞构型;
- (2) 工作发动机为最大可用起飞功率;
- (3) 最不利重心位置;
- (4) 飞机配平在起飞状态; 和

(5) 在起飞重量范围内最不利的重量。

1.6. 特技机动

凡按特技飞行审定的飞机，都必须能安全地完成飞机申请合格审定的特技机动。必须确定所有特技机动安全进入速度。

1.7. 着陆操纵

必须有可能用不大于 1.2(c)所规定的单手操纵力安全地完成进近后的着陆动作，飞机处于着陆构型。上述要求必须在下列条件下予以满足：

- (a) 速度为 V_{REF} 减 5 节；
- (b) 飞机处于配平或尽可能接近配平，在整个机动过程中，不移动配平操纵器件；
- (c) 进近梯度等于第 23.2130 条演示着陆距离所用的最陡梯度；和
- (d) 仅允许在以 V_{REF} 进近正常着陆时进行的功率改变，如果有的话。

综上，飞机在以比正常着陆进近速度小 5 节的速度进近及着陆时有足够的拉平能力，克服可能产生的任一过大的下沉率，能够安全着陆且不导致实质性损害或严重损伤，不超过单手操纵力的限制，进近梯度为经批准的最陡进近梯度。

1.8. 机动飞行中升降舵的操纵力

(a) 为达到正的限制机动载荷系数所需的升降舵操纵力不得小于下列值：

(1) 对于盘式操纵， $W/100$ （ W 是飞机最大重量）或 89 牛（9 公斤；20 磅），取大值，但不需大于 222 牛（23 公斤；50 磅）；

(2) 对于杆式操纵， $W/140$ （ W 是飞机最大重量）或 67 牛（7 公斤；15 磅）取大值，但不需大于 156 牛（16 公斤；35 磅）。

(b) 本节(a)的要求，必须在襟翼和起落架都在收起位置，对于活塞发动机为 75%最大连续功率，或者对于涡轮发动机为最大连续功率，以及在下列每一条件下得到满足：

(1) 在转弯时，飞机在 V_O 作机翼水平配平；和

(2) 在转弯时，飞机在最大机翼水平平飞速度上配平，但此速度不得超过 V_{NE} 或 V_{MO}/M_{MO} ，根据相应情况而定。

(c) 在杆力与机动载荷系数曲线上随载荷系数增加不得有显著的杆力梯度降低。

综上，要求飞机在巡航形态下有足够大的正每 g 杆力，以防止飞行员在机动飞行中的无意操纵使飞机承受过度应力；对达到正的限制机动载荷系数所需的升降舵操纵力应满足标准相关要求；在要求载荷系数和速度的范围内，升降舵操纵力应该逐渐地随着载荷系数的增加而增大，在杆力与机动载荷系数曲线上随载荷系数增加不得有显著的杆力梯度降低。

1.9. 滚转率

(a) 起飞：必须能使用有利的操纵组合，将飞机在下列规定的时间内，从 30 度坡度的定常转弯中滚过 60 度进入反向转弯：

(1) 最大重量等于或小于 2,722 公斤（6,000 磅）的飞机，从开始滚转起 5 秒钟；

(2) 最大重量大于 2,722 公斤（6,000 磅）的飞机，时间为：

$$\frac{W+230}{590} \left(\frac{W+500}{1300} \right) \text{ 秒，但不大于 10 秒。式中 } W \text{ 为飞机重量，公斤（磅）。}$$

(b) 本节(a)的要求，必须在下列状态下在左右两个方向上滚转飞机得到满足：

(1) 襟翼在起飞构型状态；

(2) 起落架在收起位置；

(3) 对单发飞机，发动机为最大起飞功率；对多发飞机，临界推力损失，其螺旋桨在最小阻力位置，其余发动机为最大起飞功率；

(4) 在直线飞行情况下，飞机在 $1.2V_{S1}$ 或 $1.1V_{MC}$ 两者之中较大的速度上配平或尽可

能接近配平。

(c) 进近：必须能使用有利的操纵组合，使飞机在下列规定的时间内，从 30 度坡度的定常转弯中滚过 60 度进入反向转弯：

- (1) 最大重量等于或小于 2,722 公斤（6,000 磅）的飞机，从开始滚转起 4 秒钟；
- (2) 最大重量大于 2,722 公斤（6,000 磅）的飞机，时间为：

$$\frac{W+1270}{1000} \left(\frac{W+2800}{2200} \right) \text{ 秒，但不大于 7 秒。式中 } W \text{ 为飞机重量，公斤（磅）。}$$

(d) 本节(c)的要求，必须在下列状态下在左右两个方向上滚转飞机得到满足：

- (1) 襟翼在着陆位置；
- (2) 起落架在放下位置；
- (3) 全部发动机在 3 度进近相应功率；
- (4) 飞机在 V_{REF} 速度上配平。

2. 一般符合性方法

第 23.2135 条可接受的符合性方法一般采用说明性文件和飞行试验的验证方法。

2.1. 说明性文件

符合性说明文件，主要包括：符合性说明的依据，如相应科目的试飞报告；各分条款的试验状态和试验结论；结合条款要求和试验结论表述条款的符合性。

2.2. 计算/分析

最小操纵速度：在确定的静态最小操纵速度试飞的试验数据基础上，将空中最小操纵速度外推至海平面标准大气和最临界重量条件，验证该情况下最小操纵速度未超过最大起飞重量条件下的 $1.2V_{SI}$ 。

2.3. 飞行试验

(1) 纵向操纵

(a) 近失速操纵飞行试验，在规定的试飞状态下拉杆使飞机减速至近失速速度后，进行推杆操纵，验证飞机是否能实现机头下沉，并快速增速至初始配平速度；

(b) 机动飞行操纵性飞行试验，在规定的试飞状态下按条款要求进行一系列收放襟翼、变化速度和功率的操纵，验证机动过程中飞机的升降舵操纵力是否超出 1.2 节中规定的单手操纵力或双手操纵力限制；

(c) 超速改出飞行试验，在规定的试飞状态下，演示 1.5g 的机动能力，验证机动过程中飞机的最大速度是否超出 V_D ，并提供该最大速度与 V_D 之间的余量；

(d) 进近期间操纵力飞行试验，在规定试飞状态下保持下滑，并使用升降舵配平装置配平升降舵操纵力，验证其剩余操纵力是否超过 44 牛（4.5 公斤，10 磅）；

(e) 对 $V_{SO}>45$ KCAS 的 1 级飞机和 2、3、4 级飞机，进行主操纵失效的着陆操纵飞行试验：在规定的试飞状态下，模拟主操纵失效状况下的着陆操纵，验证飞机在不使用主操纵系统，仅使用正常的配平装置和功率调整的情况下，是否能够实现零下降率而不超出飞机的使用限制和结构限制。

(f) 对 $V_{SO}\leq 45$ KCAS 的 1 级飞机，演示在要求的配平状态，飞机能够起飞、爬升、下降和着陆，不出现操纵反逆，有可接受的操纵力。

(2) 航向和横向操纵

(a) 航向操纵：演示在条款规定的构型下，使用副翼保持机翼 5 度以内水平，使用方向舵突然向左右改变航向，检查飞机偏航及侧滑飞行时是否出现危险特性。

(b) 发动机突然故障后的操纵能力：演示在条款规定的构型下模拟临界发动机突然完全失效，延迟 2 秒恢复操纵，能重新获得对飞机的完全控制且飞机姿态不超过 45 度坡度，

机动过程中飞机不出现危险的姿态或特性。

(c) 横向主操纵系统失效：说明性文件应包括操纵系统的说明和分析，需说明飞机的横向配平系统情况，分析表明横向主操纵系统失效导致的最临界的连动装置失效情况。飞行试验演示不使用横向主操纵系统，仅使用正常的横向配平操纵及纵向、航向和动力控制，能够安全地操纵飞机，进行真实或模拟着陆，实现零下降率而不超过飞机的使用限制和结构限制。

(3) 最小操纵速度

(a) 静态空中最小操纵速度的飞行试验：确定临界发动机后，使用标准规定的飞机构型，在临界推力损失时，将工作发动机调整到最大起飞功率(推力)，保持飞机航向并使飞机减速直到达到下列限制因素：方向舵或副翼满偏，或方向舵和副翼操纵力达到的限制值。

(b) 海平面外推：在确定的静态最小操纵速度试飞的试验数据基础上，将空中最小操纵速度外推至海平面标准大气和最临界重量条件，验证该情况下最小操纵速度未超过最大起飞重量条件下的 $1.2V_{S1}$ 。

(c) 动态最小操纵速度的飞行试验：确定静态最小操纵速度后，将其按照试验日的温度以及预定的试验高度，反推出动态停车速度；突然关闭临界发动机，进行动态演示；飞机应能恢复到以恒定的航向飞行，且不超过标准的要求。

(d) 地面最小操纵速度：需说明申请人是否选择确定地面最小操纵速度。地面最小操纵速度飞行试验：应只用方向舵来完成飞机操纵，副翼不允许用来补偿方向舵效率，仅能用来修正飞机的姿态变化和保持机翼水平状态；应测量最大跑道横向偏离，确定地面最小操纵速度。

(4) 特技机动

针对申请特技飞行审定的飞机。申请人应为试验机提供最近校准过的空速系统、空速表、加速度表和转数表。应对申请的每种特技机动动作进行演示，并确定特技机动安全进入速度。

(5) 着陆操纵

在规定的状态下使飞机处于配平或尽可能接近配平，验证飞机在以 V_{REF} 减 5 节速度进近后的着陆过程中，升降舵操纵力是否超出公布的纵向单手操纵力限制，着陆过程中是否有足够的拉平能力。

(6) 机动飞行中的操纵力

此飞行试验中应逐渐增大法向过载直至达到飞机的正限制机动载荷系数，机动过程中测量每个试验点的升降舵操纵力和法向过载系数。验证正限制机动载荷系数相应的升降舵操纵力和每 g 杆力梯度是否满足条款要求。

(7) 滚转率

本条包括起飞滚转率和进近滚转率要求。滚转率的飞行试验前应确定飞机的最小操纵速度，在条款规定的起飞和进近状态配平飞机，分别建立左、右 30 度坡度的定常转弯，使用合适的操纵组合，使飞机滚转 60 度达到相反方向 30 度坡度。验证飞机完成滚转机动的时间满足条款要求，副翼操纵力和脚蹬力都不超规定的操纵力限制。

3. 审查的重点要素和关注问题

审查中需要关注的一般要素和审查重点如下：

3.1. 纵向操纵

(1) 在近失速操纵飞行试验中，在飞机减速至近失速速度后，是否能实现机头下沉，并快速增速至初始配平速度；

(2) 在机动飞行操纵性飞行试验中，升降舵操纵力是否超出本条 1.2 节中规定的单手操纵力或双手操纵力限制；

(3) 在超速改出飞行试验中，机动中最大法向过载系数是否接近 $1.5g$ ，改出过程中出现的最大速度是否超过 V_D ；

(4) 进近期间操纵力飞行试验中，在机动过程中出现的最大升降舵操纵力是否超过 44 牛（4.5 公斤，10 磅）；

(5) 在主操纵失效的着陆操纵飞行试验中：不使用主操纵系统，仅使用正常的动力和配平系统的操纵，飞机是否能够实现零下降率而不超出飞机的使用限制和结构限制。

(6) 对 $V_{SO} \leq 45$ KCAS 的 1 级飞机，飞机进行规定的起飞、爬升、下降和着陆，是否出现操纵反逆，升降舵操纵力是否超出本条 1.2 节限制。

3.2. 航向和横向操纵

(1) 在航向操纵飞行试验中，快速蹬舵过程中的方向舵操纵力变化，不能有方向舵“锁死”现象；

(2) 在“发动机突然故障的操纵能力”飞行试验中，模拟临界推力丧失的方法是否符合条款要求；恢复动作前的延迟时间是否满足 2 秒要求；整个机动过程飞机姿态不能超过 45 度坡度；恢复过程中的副翼操纵力不能超过限制值；

(3) 仅使用正常的横向配平操纵及纵向、航向、动力控制，是否能够安全地操纵飞机，实现零下降率而不超过飞机的使用限制和结构限制。

3.3. 最小操纵速度

临界发动机是否体现最临界的影响；海平面外推方法是否合理；在动态 V_{MC} 的演示飞行中，如果动态情况更加严重，则外推出的静态 V_{MC} 值应按该增加数值予以增加。

3.4. 特技机动

申请批准的机动动作是否都进行了演示，并确定安全进入速度。

3.5. 着陆操纵

演示的进近梯度是否符合最陡梯度的要求；着陆过程中出现的升降舵操纵力是否超纵向单手操纵力限制，着陆过程中是否有足够的拉平能力。

3.6. 机动飞行中的操纵力

试飞状态是否为临界状态；采用的数据处理方法及扩展计算方法是否合理；达到飞机的正限制机动载荷系数时的升降舵操纵力是否满足要求；随着载荷系数的增加，“杆力-机动载荷系数”曲线上是否存在显著的杆力梯度降低现象。

3.7. 滚转率

在飞行演示中飞机滚过 60 度所需要的时间是否满足条款要求；机动中使用的副翼操纵力是否超过所规定的限制值。

第 23.2140 条配平

1. 安全要求要点

(a) 总则：每架飞机配平后必须满足本条配平要求，不必由驾驶员或自动驾驶仪对主操纵或其相应的配平操纵进一步施加压力或移动。另外，必须能在其他载荷、构型、速度、和功率下保证驾驶员不会过度疲劳或需要施加超过第 23.2135 条中 1.2(c)持续作用力要求的剩余操纵力而分散精力。这适用于飞机的正常运行，以及适用时，用于确定性能特性的与推力损失有关的情况。

(b) 横向和航向配平：飞机的起落架和襟翼收上，并在下列条件下平飞时必须能保持横向和航向配平：

(1) 对于 1 级、2 级和 3 级飞机，速度为 $0.9V_H$ 、 V_C 或 V_{MO}/M_{MO} ，取小值；

(2) 对于 4 级飞机，速度为从 $1.4V_{S1}$ 到 V_H 或 V_{MO}/M_{MO} 取小值的所有速度。

(c) 纵向配平：飞机在下列每一情况下，必须保持纵向配平：

(1) 在下列条件下爬升：

(i) 起飞功率，起落架收上，襟翼在起飞构型状态，按确定本章第 23.2120 条所要求的爬升性能时所使用的速度；

(ii) 最大连续功率，按确定本章第 23.2125 条要求的爬升性能时的构型和速度。

(2) 起落架收上，襟翼收上，速度从 V_H 和 V_{NO} 或 V_{MO}/M_{MO} （如果适用）中的小值到 $1.4V_{S1}$ 的所有速度下水平飞行。

(3) 起落架和襟翼收上，以 V_{NO} 或 V_{MO}/M_{MO} 中适用者无动力下降。

(4) 进近，起落架放下：

(i) 3 度下滑角，襟翼收上，速度为 $1.4V_{S1}$ ；

(ii) 3 度下滑角，襟翼在着陆位，速度为 V_{REF} ；和

(iii) 进近梯度等于演示第 23.2130 条着陆距离所用的最陡梯度，襟翼在着陆位，速度为 V_{REF} 。

(d) 此外，在下列条件下，每一多发飞机必须能保持纵向和航向配平，横向操纵力在符合第 23.2120 条（如果适用）所用的速度下不得超过 2.27 公斤（5 磅）：

(1) 临界推力损失，并且如果适用，其螺旋桨在最小阻力位置；

(2) 其余发动机处于最大连续功率；

(3) 起落架在收上位置；

(4) 襟翼在收上位置；和

(5) 飞机坡度不大于 5 度。

(e) 此外，在按第 23.2115 条确定起飞航迹时，以 V_2 速度、起飞构型爬升至起飞表面 122 米（400 英尺）以上的每一 4 级飞机，在下列条件下 V_2 速度时，纵向和横向操纵力必须能分别减少至 4.54 公斤（10 磅）和 2.27 公斤（5 磅），航向操纵力不超过 22.7 公斤（50 磅）：

(1) 临界推力损失，其螺旋桨在最小阻力位置；

(2) 其余发动机处于起飞功率；

(3) 起落架在收上位置；

(4) 襟翼在起飞构型状态；和

(5) 飞机坡度不大于 5 度。

2. 一般符合性方法

第 23.2140 条配平可接受的符合性方法一般采用说明性文件和飞行试验的验证方法。

2.1. 说明性文件

本条款说明性文件主要包括：

- (a) 第 23.2140 条的符合性说明的依据，如相应科目的试飞报告；
- (b) 第 23.2140 条各分条款的试验状态和试验结论；
- (c) 结合条款要求和试验结论表述对第 23.2140 条的符合性。

2.2. 飞行试验

第 23.2140 条的飞行试验，主要记录副翼偏度、方向舵偏度、升降舵偏度，纵向、横向和航向操纵力，三向配平调整片的偏度等；按条款要求的状态演示飞机配平能力；通过时间历程曲线或飞行员评语表明飞机对第 23.2140 条的符合性。

依据飞机类别，通过试飞验证飞机的横向和航向配平能力。1 级、2 级和 3 级飞机，起落架和襟翼收起时，通过飞行试验演示，速度为 $0.9V_H$ 、 V_C 或 V_{MO}/M_{MO} （取小值）时具有横航向的配平能力；对于 4 级飞机，起落架和襟翼收起时，通过飞行试验演示速度为从 $1.4V_{S1}$ 到 V_H 或 V_{MO}/M_{MO} （取小值）的速度范围内都具有横航向配平能力。

纵向配平验证：23 部飞机按速度分为两类，第一类 $V_{S0} \leq 45 \text{KCAS}$ 的 1 级飞机，第二类 $V_{S0} > 45 \text{KCAS}$ 的 1 级飞机和 2 级、3 级、4 级飞机，依据飞机类别，按照标准规范中的构型要求，通过试飞分别验证飞机在爬升、平飞、下降和进近时的纵向配平能力。

通过试飞验证在可能的非正常或应急操作中的配平能力。对于多发飞机和 4 级飞机，需要验证在特定构型下，失去临界推力时的配平能力，即使无法完全配平，应能保证飞机剩余操纵力符合标准中第 1(e)款中的要求，保证剩余操纵力不会使飞行员疲劳或分心。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 是否依据飞机类别，按照条款和标准要求选择飞机构型验证横向、航向和纵向的配平能力，配平能力是否满足条款和标准要求。

(b) 试飞验证时重量重心是否为临界组合。

(c) 配平制动装置的行程限制是否调整到最小允许值。

(d) 要求使用最大连续功率的试验是否在一个尽可能低的实际可行的高度上进行。

(e) 多发飞机和 4 级飞机在特定构型下，失去临界推力时，操纵力能否配平到要求的范围内。

第 23.2145 条稳定性

1. 安全要求要点

第 23.2145 条是对飞机稳定性的要求，是纵向、航向和横向稳定的。其具体要求如下：

1.1. 总则

飞机必须按照第 1.2 至 1.5 节的规定，是纵向、航向和横向稳定的。此外，如果试飞表明对安全运行有必要，则在服役中正常遇到的任何条件下，必须表明有合适的稳定性和操纵感觉（静稳定性）。

1.2. 纵向静稳定性

在第 1.3 节中规定的条件下，按指定的要求配平，升降舵操纵力和操纵系统摩擦力必须有如下特性：

(a) 为获得并维持低于所规定的配平速度的速度，必须用拉力；为获得并维持高于所规定的配平速度的速度，必须用推力。该特性必须在能够获得的任何速度予以证实，但杆力不必超过 178 牛（18 公斤；40 磅），速度不必超过最大允许速度或低于定常不失速飞行的最小速度；

(b) 当从本节(a)规定的速度范围内的任何速度缓慢地松除操纵力时，空速必须回复到对适用飞机类别所规定的允差范围内。该适用的允差为：

(1) 空速必须回复到初始的配平速度的 $\pm 10\%$ 的范围内；

(2) 对于 4 级飞机，在按 1.3(b)规定的巡航状态下空速必须回复到初始配平速度的 $\pm 7.5\%$ 范围内。

(c) 杆力必须随着速度的变化而变化，任何明显的速度改变都应产生使驾驶员能明显感受的杆力。

1.3. 纵向静稳定性的演示

(a) 爬升：飞机速度在下述状态配平速度的 85%至 115%之间时，杆力曲线均必须具有稳定的斜率：

(1) 襟翼在收起位置；

(2) 起落架在收起位置；

(3) 最大连续功率；和

(4) 飞机配平于演示第 23.2125 条确定爬升性能要求所用的速度。

(b) 巡航：起落架和襟翼收上，功率为平飞相应功率，飞机配平于有代表性的高高度和低高度巡航速度上，直到包括适用时 V_{NO} 或 V_{MO}/M_{MO} ，但速度不必超过 V_H ：

(1) 对于 1 级、2 级和 3 级飞机，在配平速度附近的下列速度范围内，杆力曲线必须具有稳定的斜率。该速度范围为：从配平速度分别上下扩展配平速度的 15%加产生的自由回复速度带或 40 节加产生的自由回复速度带，两者取大者。但在下列条件下斜率不必稳定：

(i) 速度低于 $1.3V_{SI}$ ；或

(ii) 按第 23.2610 条确定 V_{NE} 的飞机，速度大于 V_{NE} ；或

(iii) 按第 23.2610 条确定 V_{MO}/M_{MO} 的飞机，速度大于 V_{FC}/M_{FC} 。

(2) 对于 4 级飞机，在配平速度附近的下列速度范围内，杆力曲线必须具有稳定的斜率。该速度范围为：从配平速度上下分别扩展 50 节加产生的自由回复速度带。但在下列条件下斜率不必稳定：

(i) 速度低于 $1.4V_{SI}$ ；或

(ii) 速度大于 V_{FC}/M_{FC} ；或

(iii) 在某速度下需要大于 22.7 公斤（50 磅）的杆力。

(c) 着陆：杆力曲线在 $1.1V_{S1}$ 和 $1.8V_{S1}$ 之间必须有稳定的斜率，此时：

- (1) 襟翼在着陆位置；
- (2) 起落架在放下位置；和
- (3) 飞机配平于：
 - (i) V_{REF} 或最小配平速度如其更高，发动机无动力；和
 - (ii) V_{REF} 并保持 3 度下滑相应功率。

1.4. 航向和横向静稳定性

(a) 航向静稳定性：用方向舵松浮时，飞机从机翼水平侧滑中改出的趋势来表示，对相应于起飞、爬升、巡航、进近和着陆构型的任一起落架位置和襟翼位置必须为正的。直到最大连续功率的对称动力状态，速度从 $1.2V_{S1}$ 直到所试验的状态下的最大允许速度，必须表明是稳定的。试验时的侧滑角范围必须与飞机型号相适应。对更大的角度，直到相应于蹬满舵或方向舵脚蹬力达第 23.2135 条 1.2 节的操纵力限制值的角度（取先出现之值）为止，且速度从 $1.2V_{S1}$ 到 V_O 时，方向舵脚蹬力不得有反逆现象。

(b) 横向静稳定性：用从侧滑中抬起下沉机翼的趋势来表示，对任一起落架位置和襟翼位置均须正值。直到 75% 的最大连续功率的对称功率状态，当速度从大于起飞构型的 $1.2V_{S1}$ 和其他构型的 $1.3V_{S1}$ 到所试验状态的最大允许速度之间，相应于起飞、爬升、巡航和进近构型，均必须表明。对着陆构型功率为与飞行相协调的保持 3 度下滑角相应的功率。在起飞构型的 $1.2V_{S1}$ 和其他构型的 $1.3V_{S1}$ 速度横向静稳定性不得为负。试验时的侧滑角范围必须与飞机型号相适应，但在任何情况下不得小于 10 度坡度可以获得的侧滑角值，或者如果更小，用方向舵全偏或 68 公斤（150 磅）舵力可获得的最大坡度。

(c) 本节(b)不适用于特技飞行飞机倒飞的审查。

(d) 在速度为 $1.2V_{S1}$ 的直线定常侧滑飞行中，任一起落架位置和襟翼位置，以及直到 50% 的最大连续功率的对称功率状态，副翼和方向舵的操纵行程和操纵力，必须随着侧滑角的增加而稳定地增加（但不必是线性的），直到与飞机型号相适应的最大侧滑角值。对更大角度，直到副翼和方向舵用到满偏度或操纵力达到第 23.2135 条 1.2 节中的限制值的角度为止，副翼和方向舵移动方向和杆力随侧滑角增加不得有反逆现象。快速进入和退出与飞机相适应的最大侧滑角，不得产生不可控制的飞行特征。

(e) 横向/航向连动操纵的飞机的稳定性：对于双操纵（或简化操纵）的飞机，在规定的构型和状态下，航向稳定性必须用从 45 度坡度快速地滚到相反方向的 45 度坡度而不出现任何危险的侧滑特征来表明，横向稳定性必须用放弃操纵 2 分钟而不会出现危及飞机及其乘员的发散的纵向稳定性来表明。

1.5. 动稳定性

(a) 在相应于飞机构型的失速速度和最大允许速度之间产生的任何短周期振荡（不包括横向—航向的组合振荡），在主操纵处于下列状态时，必须受到重阻尼：

- (1) 松浮状态；
- (2) 固定状态。

(b) 在相应于飞机构型的失速速度和最大允许速度之间产生的任何横向—航向组合振荡（荷兰滚），在主操纵处于下列状态时，其振幅必须在 7 周内衰减到原来的 1/10：

- (1) 松浮状态；
- (2) 固定状态。

(c) 如果确定增稳系统（见第 23.2605 条(c)、第 23.2300 条(a)(2)、第 23.2510 条）的功能需要满足本章飞行特性的要求，则本节(a)(2)和(b)(2)的主操纵要求不适用于需要验证该系统可接受性的试验。

(d) 考虑 1.3 节规定的状态，当保持飞机在偏离配平速度至少 $\pm 15\%$ 的速度需要的纵向操

纵力突然解除，飞机不得表现出任何危险特性或与解除的操纵力大小有关的过度响应。飞行航迹的任何长周期振荡时，飞机不得出现不稳定到导致驾驶员工作负荷增加或危及飞机及其乘员的发散的纵向稳定性。

2. 一般符合性方法

第 23.2145 条可接受的符合性方法一般采用说明性文件和飞行试验的验证方法。

2.1. 说明性文件

各相关条款说明性文件一般为符合性说明，主要包括：试飞报告、试验状态和试验结论、结合条款要求和试验结论表述对相应条款的符合性。

2.2. 飞行试验

各相关条款规定的构型和状态进行飞行试验演示，以验证飞机对相应条款的符合性。

(1) 纵向静稳定性

按 1.2 节规定的试验状态和试验程序对飞机的纵向静稳定性进行演示，记录飞行速度和升降舵操纵力等参数，通过检查升降舵操纵力和空速回复情况是否满足 1.2 节要求来验证本条的符合性。

飞机应在规范要求的爬升、巡航和着陆状态下在平稳的气流中配平，基于配平状态在规范要求的速度范围内，进行一系列推杆和拉杆操纵试验，通过验证升降舵舵偏-速度曲线、升降舵操纵力-速度曲线以及速度回复情况是否满足规范要求来检查其符合性。

(2) 纵向静稳定性的演示

按 1.3 节规定，分别进行爬升纵向静稳定性、巡航纵向静稳定性和着陆纵向静稳定性试验。试验中，在规定的配平状态下配平飞机，施加拉杆力将飞机稳定在较低的试验速度点上，直到达到稳定、不失速飞行的最小速度，或者对应此形态所要求的最小速度。对于每一组试验点，都应逐渐松除驾驶杆力以便让飞机缓慢向配平速度和零杆力回复，在此过程中记录配平状态和试验点的速度、升降舵舵偏和升降舵操纵力，以及回复速度。通过验证升降舵舵偏-速度曲线、升降舵操纵力-速度曲线以及速度回复情况是否满足第 1.2 和 1.3 节要求来检查其符合性。飞机施加推杆力增速的程序和评价标准与上述施加拉杆力减速的程序和评价标准相通。

(3) 横向和航向静稳定性

(a) 1.4(a)的飞行试验，主要记录方向舵操纵力、方向舵偏度（脚蹬行程）、副翼操纵力、副翼偏度（驾驶盘角度）、侧滑角、倾斜角、飞行速度等参数。在规定的构型下，演示飞机的航向静稳定性。通过航向和横向操纵特性时间历程曲线或试飞员评语表明：飞机松浮方向舵具有从机翼水平侧滑中改出的趋势，飞机在蹬舵进入侧滑的过程中方向舵操纵力没有反逆现象。

试验应考虑最大允许不平衡装载。试验中，飞机应在规范要求的状态下配平飞机，基于配平状态操纵方向舵使飞机在两个方向上缓慢偏航，并保持机翼水平，通过验证松浮方向舵时飞机回复到直线飞行状态的情况来检查其符合性。

(b) 1.4(b)的飞行试验，主要记录方向舵操纵力、方向舵偏度（脚蹬行程）、副翼操纵力、副翼偏度（驾驶盘角度）、侧滑角、倾斜角、飞行速度等参数。在规定的构型下，演示飞机的横向静稳定性。通过航向和横向操纵特性时间历程曲线或试飞员评语表明：飞机能够达到 10 度以上的坡度，或用方向舵全偏或 68 公斤（150 磅）舵力可获得的最大坡度；飞机松开副翼后，下沉机翼有抬起的趋势。

试验应考虑最大允许不平衡装载。试验中，操纵飞机分别进入稳定航向的左、右侧滑飞行，倾斜角达到规定值，固定方向舵脚蹬不动，缓慢松浮副翼操纵，通过验证松浮副翼时下沉机翼抬起的趋势来检查其符合性。

(c) 1.4(d)的飞行试验，主要记录方向舵操纵力、方向舵偏度（脚蹬行程）、副翼操纵

力、副翼偏度（驾驶盘角度）、侧滑角、倾斜角、飞行速度等参数；在规定的构型下，操纵飞机进入定常直线侧滑飞行，并逐渐增大侧滑角，开操纵，评定飞机的恢复特性；在每个状态下，快速进入和退出与飞机相适应的最大侧滑角，评定飞机的响应。通过航向和横向操纵特性时间历程曲线或试飞员评语表明：在与飞机相适应的侧滑角范围内，副翼、方向舵的操纵位移和操纵力应随侧滑角增加而稳定增加；对更大的侧滑角，直到副翼和方向舵用到满偏度或操纵力达到第 23.2135 条 1.2 节表格中所规定的限制值的角度为止，副翼和方向舵的操纵力不反向；对于大的动态方向舵输入机动有足够的航向稳定性，不会产生方向舵锁死等不可控的现象。

试验应考虑最大允许不平衡装载。试验中，在规定的构型和状态下，操纵飞机在速度为 $1.2V_{SI}$ 进行直线定常侧滑飞行，直到与飞机型号相适应的最大侧滑角值。通过验证副翼和方向舵的操纵行程和操纵力随着侧滑角的变化来检查其符合性。

(d) 横向/航向连动操纵的飞机的稳定性：试验应考虑最大允许不平衡装载。对于双操纵（或简化操纵）的飞机，在规定的构型和状态下，操纵飞机进行从 45 度坡度快速地滚到相反方向的 45 度坡度的机动，通过考察期间的侧滑特征来检查其航向稳定性；进行放弃操纵 2 分钟试验，通过考察期间的飞机姿态与速度来检查其横向稳定性。

(4) 动稳定性

按 1.5 节进行飞行试验，主要试验内容为：纵向短周期动稳定试验、纵向长周期动稳定性试验和横向-航向组合振荡（荷兰滚）试验。按 1.5 节中描述的试验状态和程序进行试验并记录相关试验参数，通过验证飞机的纵向短周期振荡、纵向长周期振荡和横向-航向组合振荡（荷兰滚）等模式是否满足规范要求来验证本条的符合性。

(a) 纵向动稳定性

(i) 短周期模式稳定性：在规定的构型和状态下，以适合的操纵输入激发飞机的短周期振荡模式，通过验证主操纵处于松浮状态和固定状态时的短周期振荡模式的特性来检查短周期模式稳定性。

(ii) 长周期模式稳定性：在规定的构型和状态下，当保持飞机在偏离配平速度至少 15% 的速度需要的纵向操纵力突然解除，通过验证上述操纵力突然解除后的长周期振荡对飞行安全的影响来检查长周期模式的符合性。

(b) 横航向动稳定性

在规定的构型和状态下，以适合的操纵输入激发飞机的荷兰滚振荡模式，通过验证主操纵处于松浮状态和固定状态时的荷兰滚模式的振幅衰减的情况来检查荷兰滚模式稳定性。

详细内容参见 1.5 节

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 总则

飞机是否满足第 23.2145 条全部适航条款的规定。

3.2. 纵向静稳定性

在规定的爬升、巡航和着陆状态下配平飞机后，应关注为获得并维持低于所规定的配平速度的速度是否用拉力，为获得并维持高于所规定的配平速度的速度是否用推力，在规定的速度范围内杆力曲线是否必须具有稳定的斜率；当从规定的速度范围内的任何速度缓慢地松除操纵力时，应关注空速是否回复到规定的速度范围内。

3.3. 纵向静稳定性的演示

(1) 试飞状态是否临界状态；

(2) 试飞程序是否符合条款要求；

(3) 在 1.3 节要求的条件下，从配平速度增速是否需要施加推力，从配平速度减速是否需要施加拉力，升降舵偏度-速度曲线和升降舵操纵力-速度曲线是否有稳定的斜率；

(4) 空速回复情况是否满足 1.2 节要求。

3.4. 横向和航向静稳定性

(1) 航向静稳定性：在规定的航向静稳定性试验中，应关注松浮方向舵时飞机是否有回复到直线飞行状态的趋势，试验中方向舵脚蹬力随侧滑角的变化是否有反逆现象，在飞行试验时是否达到相应于蹬满舵或方向舵脚蹬力达规定的操纵力限制值的飞机侧滑角。

(2) 横向静稳定性：在规定的横向静稳定性飞行试验中，应关注飞机是否达到 10 度坡度；若飞机不能达到 10 度以上坡度，是否满足方向舵全偏或用规范规定的方向舵短暂操纵力限制（取先达到者）可获得的最大坡度；在松开副翼操纵后，在飞行员不操纵副翼的情况下，下沉机翼是否有抬起的趋势。

(3) 直线定常侧滑：在规定直线定常侧滑飞行试验中，应关注是否进行至副翼和方向舵用到满偏度或操纵力达到规定的限制值（选先达到者）时的侧滑角度；试验中副翼和方向舵操纵力是否有反逆现象；应当明确与飞机相适应的侧滑角。

(4) 横向/航向连动操纵的飞机的稳定性：在规定的试验中，应关注飞机从 45 度坡度快速地滚到相反方向的 45 度坡度的机动中是否出现危险的侧滑特征；放弃操纵 2 分钟，飞机是否会出现危险的姿态与速度。

3.5. 动稳定性

(1) 纵向动稳定性

(a) 短周期模态稳定性：在规定的试验中，应关注其短周期振荡在主操纵处于松浮状态和固定状态时是否均受到重阻尼。

(b) 长周期模态稳定性：在规定的试验中，应关注当保持飞机在偏离配平速度至少 15% 的速度需要的纵向操纵力突然解除，飞机是否表现出任何危险特性或与解除的操纵力大小有关的过度响应；飞行航迹的长周期振荡是否出现不稳定导致驾驶员的工作负荷增加或危及飞机。

(2) 荷兰滚模态稳定性

在规定的试验中，应关注荷兰滚模态在主操纵处于松浮和固定状态时，其振幅是否在规定的周数内衰减到原来的 1/10。

第 23.2150 条 失速特性、失速警告和尾旋

1.安全要求要点

1.1. 机翼水平失速

(a) 直到飞机失速时为止，必须能使用横向操纵产生和修正滚转，必须能使用航向操纵产生和修正偏航，两者均不得出现反操纵现象。

(b) 飞机的机翼水平失速特性必须按下述要求在飞行中进行演示：在至少高于失速速度 10 节开始，必须先拉升降舵操纵器件使减速率不超过每秒一节，直到失速发生，可用下列任一表明：

- (1) 飞机出现不可控制的下俯运动；
- (2) 防失速装置（如：推杆器）激发了飞机的下俯运动；或
- (3) 操纵器件达到止动点。

(c) 在本节(b)(1)或(b)(2)的飞机下俯运动明确无误地表现出来之后，或操纵器被保持在止动点不少于 2 秒或用于确定第 23.2110 条最小定常飞行速度所采用的时间（取大者）后，允许用正常的升降舵操纵改出失速。

(d) 在进入和改出机动时，必须有可能使用正常的操纵手段就能防止大于 15 度的滚转和偏航。

(e) 应按下列条件演示符合本条要求：

- (1) 襟翼：收上、全放下和每一正常操纵的中间位置；
- (2) 起落架：在收起和放下位置；
- (3) 发动机整流罩通风片：相应于飞机构型；
- (4) 功率：

(i) 无动力；和

(ii) 75%最大连续功率。但是，如果功率-重量比在 75%最大连续功率导致极高的机头向上的姿态，则试验可在着陆构型最大着陆重量和 $1.4V_{S0}$ 速度时平飞相应功率下进行，但该功率不能小于 50%最大连续功率。

(5) 配平：尽可能靠近 $1.5V_{S1}$ 速度上配平；

(6) 螺旋桨：无功率状态时处于转速增量最大的位置。

1.2. 转弯飞行失速和加快转弯失速

转弯飞行失速与加快转弯失速必须按下列方法在飞行试验中演示：

(a) 建立并保持 30 度坡度的协调转弯，使用升降舵稳定地并且逐渐地缩小半径进行减速，直到飞机失速，如 1.1(b)所定义的。减速率必须按下列要求保持常值：

- (1) 对于转弯飞行失速，不得超过每秒 1 节；
- (2) 对于加快转弯失速，为每秒 3 至 5 节，并且稳定地增加法向过载。

(b) 当飞机已经达到 1.1(b)所定义的失速，飞机必须有可能通过正常使用飞行操纵恢复机翼水平飞行，但不增加功率也无下列特征：

- (1) 过多的高度损失；
- (2) 不恰当的上仰；
- (3) 不可控制的尾旋趋势；
- (4) 对于转弯失速，不允许超过转弯同方向 60 度或相反方向 30 度的横滚；
- (5) 对于加快转弯失速，不允许超过转弯同方向 90 度或相反方向 60 度的横滚；
- (6) 超过最大允许速度或允许的限制载荷系数。

(c) 必须在下列条件下表明符合本条要求：

(1) 襟翼：对于转弯和加快进入失速，在收起位置和完全放下位置和每一正常操作的中间位置；

(2) 起落架：收起位置和放下位置；

(3) 发动机罩通风片：与飞机构型相适应；

(4) 动力：

(i) 无动力：和

(ii) 75%最大连续功率。但是，如果功率-重量比 75%最大连续功率导致极高的机头向上的姿态，则试验可在着陆构型最大着陆重量和 $1.4V_{S0}$ 速度下平飞相应功率下进行，但该功率不得小于 50%最大连续功率。

(5) 配平：尽可能靠近 $1.5V_{S1}$ 速度上配平；

(6) 螺旋桨：无功率状态时处于增速的最大位置。

1.3. 失速警告

(a) 在直线和转弯飞行中，襟翼和起落架在任一正常位置，必须要有一个清晰可辨的失速警告。

(b) 警告可以通过飞机固有的气动力品质来实现，也可以借助在预期要发生失速的飞行状态下能作出清晰可辨的警告的装置（如振杆器）来实现。但是，仅用要求驾驶舱内机组人员给予注意的目视失速警告装置是不可接受的。

(c) 在进行 1.1(b)和 1.2(a)(1)所要求的失速试验期间，必须在大于失速速度的某一范围内开始发出失速警告，并一直持续到失速发生。此范围不小于 5 节。

(d) 当遵照第 23.2620 条提供的程序进行时，在全发起飞、一发不工作继续起飞或进近着陆期间不得发生失速警告。

(e) 在进行 1.2(a)(2)所要求的失速试验期间，失速警告必须在失速前足够早开始以提醒飞行员在失速警告一开始后对失速采取措施。

(f) 对按特技飞行审定的飞机，人工失速警告如果在起飞期间自动进预备位并且在进近构型自动再进预备位，则其可以是可抑制的。

1.1、1.2、1.3 节要点分析

对于所有类别的飞机，在机翼水平失速、转弯飞行失速和加快转弯失速过程中都应该考虑：

(1) 具有可控的失速特性，这包括以下几方面的要求：

(a) 在进入改出失速的整个过程中可以正常使用操纵器控制飞机的姿态。

(b) 操纵器件的使用不应超出操纵力的限制。

(c) 在进入和改出失速的整个过程不应超过飞机的限制。

(2) 飞机应具有失速警告的功能，且失速告警应满足以下要求。

(a) 失速警告必须足够清晰以便能引起飞行员的注意。

(b) 失速警告必须区别于其他警告信号，而不会使飞行员与其他警告混淆。

(c) 失速警告必须在飞机失速前足够早触发，保证飞行员有足够的时间采取行动避免飞机进入失速状态。

(d) 失速警告一旦触发就会持续存在，直到飞机的重新回到警告前的安全飞行状态才会消除。

1.4. 尾旋

(a) 飞机必须在使用了改出操纵后，在不超过一圈附加尾旋中从单圈尾旋或 3 秒尾旋（取时间长者）中改出，或演示符合本条可选择的抗尾旋要求。

(1) 下列要求适用于单圈尾旋或 3 秒尾旋：

(i) 在襟翼收态和展态两种情况时均不得超过相应的空速限制以及正的限制机动载

荷系数:

(ii) 在尾旋或改出过程中, 操纵力或特性不得对迅速改出产生不利的影响;

(iii) 在进入尾旋或尾旋发生阶段使用任何飞行或发动机动力操纵器件时, 不得有不可改出的尾旋发生;

(iv) 对于襟翼展态情况的尾旋, 在改出过程中襟翼可以收上, 但不得在旋转结束之前收上。

(2) 在申请人选择时, 可以用下列方法来演示飞机是抗尾旋的:

(i) 在 1.1 节中的失速机动期间, 必须将俯仰操纵器件拉回并保持为止动点, 然后朝正确的方向操纵副翼和方向舵, 飞机必须能够在 15 度坡度内保持机翼水平飞行, 并能实现从一个方向 30 度坡度到另一个方向 30 度坡度的横滚;

(ii) 使用俯仰操纵器件, 以大约 1.85 公里/小时/秒 (1 节/秒) 的变化率降低飞机速度直至达到俯仰操纵止动点, 然后在俯仰操纵器件被拉回并保持为止动点的情况下, 使用全方向舵操纵在 7 秒内或以 360 度航向改变的方式 (取先出现者) 加速进入尾旋。若 360 度航向改变先出现, 则其时间不得少于 4 秒。这种机动动作必须首先在副翼中立时进行, 然后, 再以最不利方式将副翼偏转到与飞机转向相反的方向进行。在此机动期间, 发动机功率或推力及飞机构型必须按 1.1(e) 的要求调定而不得改变。在 7 秒或 360 度航向改变结束时, 飞机必须对所施加的初始飞机操纵有迅速、正常的反应, 以获得无侧滑、非失速飞行而没有操纵反效且不超过第 23.2135 条规定的瞬时操纵力;

(iii) 必须在飞机带侧滑飞行时进行第 23.2150 条的符合性演示。侧滑角为相应于侧滑指示器上一个球的宽度的位移。若方向舵全偏转时不能获得一个球宽度的位移, 则除外。此时应使用方向舵全偏转来进行演示。

(b) 飞机必须满足本节(a)的要求。若申请进行尾旋飞行则必须满足本节(c)和第 23.2315 条(b)款的要求;

(c) 飞机必须满足本节(a)和第 23.2315 条(b)款的要求。另外, 若申请进行尾旋飞行则必须在每一构型满足下述要求:

(1) 在作出正常的尾旋改出操纵后, 飞机必须用不超过一圈半的附加旋转, 从尾旋的任意一点上改出。在作出正常改出操纵以前, 尾旋试验必须要进行六圈或申请审定的任何更多圈数。但是, 当出现螺旋特性时, 尾旋可以在 3 圈后中止;

(2) 对于襟翼展态构型, 不得超过使用空速限制和机动限制载荷系数, 改出期间不得收上襟翼;

(3) 在进入尾旋或尾旋期间, 使用任何飞行或发动机功率操纵器件必须不得出现不可改出的尾旋。

(4) 尾旋期间不得有使得飞行员迷失方向或失能而可能妨碍成功改出的特性 (如过快的旋转或极度的振动)。

本节要点分析

(1) 对于不申请进行尾旋机动的单发飞机, 不应有进入不可控的飞行状态的趋势, 即此类飞机不应该有进入尾旋的趋势:

(a) 从飞机的气动特征方面考虑, 飞机应该具有良好的低速操纵特性。

(b) 从机载设备、系统方面考虑, 飞机应该能给飞行员足够多的、清晰可辨的指示和预警信息, 以便能在飞机进入不可控的飞行状态前提醒飞行员采取纠正措施, 避免进入尾旋。

(c) 若飞机不可避免的会进入尾旋, 且不能按规定改出, 则可以通过其他手段来降低飞机坠落速度, 降低坠撞过程中对机上人员造成的伤害, 例如整机伞降系统。

(2) 对于不申请进行尾旋机动的 1 级和 2 级多发低速飞机, 不可控的飞行状态主要是指临界推力损失后的低速飞行状态, 该要求需要考虑:

(a) 当飞机的失速速度 V_{S0} 不超过 61 节时, 确定在 5000 英尺压力高度临界推力损失后的爬升梯度不小于 1.5%。

(b) 最小操纵速度 $V_{MC} < V_{S1}$ 。

(3) 对于申请进行尾旋机动的特技飞机, 需要考虑:

(a) 此处需要明确申请进行尾旋机动的特技飞机的概念, 特技飞机并不都具备尾旋机动的能力, 仅申请进行尾旋机动的飞机需要符合此条款的要求;

(b) 申请进行尾旋机动的特技飞机的尾旋是一种可控的飞行状态, 飞机可以在尾旋过程中的任一点改出尾旋;

(c) 在进行尾旋飞行试验时, 改出前飞机至少应完成 6 圈尾旋;

(d) 在完成尾旋改出操作后, 飞机应该在不超过 1 圈半的附加尾旋内改出。

(4) 对于申请进行尾旋机动的特技飞机, 还需要考虑:

(a) 在进入、尾旋和改出尾旋过程中, 都不允许超过飞机的使用限制, 如: 过载限制、速度限制等;

(b) 在进入、尾旋和改出尾旋过程中, 正常或非正常的操纵输入都不会使飞机变得不可控制, 如: 操纵系统返效或操纵力过大等情况;

(c) 在进入、尾旋和改出尾旋过程中, 过载及飞机姿态的剧烈变化不会对使飞行员产生严重的不适或对其生理机能造成影响。

2. 一般符合性方法

2.1. 说明性文件

符合性说明文件, 主要包括符合性说明的依据, 如相应科目的试飞报告、各分条款的试验状态和试验结论, 结合条款要求和试验结论表述对本条款的符合性。

2.2. 飞行试验

(1) 机翼水平失速

按 1.1 节规定进行机翼水平失速特性飞行试验。飞行试验中, 在规定的试验状态下配平飞机后, 拉杆使飞机减速, 并从大致高于失速速度 10 节的速度开始使飞机的减速率不大于 1 节/秒, 直至 1.1(b)(1)或(b)(2)中描述的飞机下俯运动明确无误地表现出来之后, 或操纵器被保持在止动点不少于 2 秒或用于确定第 23.2110 条最小定常飞行速度所采用的时间(取大者)后, 操纵飞机改出失速。在试验过程中, 记录飞行高度、飞行速度、发动机参数、各操纵面偏度及操纵力、俯仰角、滚转角、偏航角和失速警告启动标记等参数。

(2) 转弯飞行失速和加快转弯失速

按 1.2 节规定进行转弯飞行失速和加快转弯失速特性飞行试验。

转弯飞行失速特性试验中, 在规定的试验状态下, 分别建立向左和向右 30 度坡度的协调转弯后, 保持倾斜角基本不变的情况下, 拉杆使飞机减速, 减速率不大于 1 节/秒, 直至 1.1(b)(1)或(b)(2)中描述的飞机下俯运动明确无误地表现出来之后, 或操纵器被保持在止动点不少于 2 秒或用于确定第 23.2110 条最小定常飞行速度所采用的时间(取大者)后, 操纵飞机改出失速。在试验过程中, 记录飞行高度、飞行速度、发动机参数、各操纵面偏度及操纵力、俯仰角、横滚角、偏航角和失速警告启动标记等参数。

加快转弯失速特性试验程序与转弯飞行失速特性试验程序的区别在于进入失速过程中的减速率为每秒 3 至 5 节, 并且稳定地增加法向过载, 其他部分程序及记录参数二者一致。

(3) 失速警告

在第 23.2110 条失速速度、1.1 节机翼水平失速、1.2 节转弯失速和加快转弯失速, 以及第 23.2125 条起飞爬升: 推力损失的飞行试验中, 记录失速警告启动和关闭相关参数。通过失速警告工作情况和失速警告裕度是否满足 1.3 节要求来验证其符合性。

(4) 尾旋

进行飞机尾旋试验，试验机应装有校准过的空速表、加速度表和高度表；通过时间历程曲线和试飞员评语表面飞机的尾旋特性及改出尾旋的能力。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 机翼水平失速

- (1) 进入失速时，是否从高于失速速度 10 节的速度开始使飞机减速率不超过每秒 1 节；
- (2) 是否按 1.1 节判定飞机失速，施加改出失速操纵时，飞行状态是否满足 1.1(c)要求；
- (3) 在进入和改出失速过程中，是否能使用横向操纵产生和修正滚转，是否能使用航向操纵产生和修正偏航，两者是否出现操纵反逆，使用正常的操纵是否能防止大于 15 度的滚转和偏航；
- (4) 是否按 1.1(e)规定的状态要求进行机翼水平失速特性的试验。

3.2. 转弯飞行失速和加快转弯失速

- (1) 转弯飞行失速试验中，进入失速过程中，减速率是否超过每秒 1 节，改出失速过程中，是否出现超过转弯同方向 60 度或相反方向 30 度的横滚；
- (2) 加快转弯失速试验中，进入失速过程中，减速率是否为每秒 3 至 5 节，是否稳定的增加法向过载，改出失速过程中，是否出现超过转弯同方向 90 度或相反方向 60 度的横滚；
- (3) 在转弯飞行失速和加快转弯失速试验中，是否出现过的高度损失和不恰当的上仰，是否出现不可抑制的尾旋，飞行速度是否超出最大允许速度，载荷系数是否超出允许的限制载荷系数；
- (4) 是否按 1.2(e)规定的状态要求进行转弯飞行失速和加快转弯失速特性的试验。

3.3. 失速警告

- (1) 在失速速度和失速特性试验中，失速警告是否清晰可辨；
- (2) 失速警告形式不能仅为目视失速警告；
- (3) 在 1.1 节机翼水平失速和 1.2 节中的转弯失速特性试验中，失速警告裕度是否大于 5 节；
- (4) 在试验中，按第 23.2620 条提供的程序进行的全发起飞和进近着陆期间是否出现失速警告，在一发不工作的起飞爬升过程中是否出现失速警告；
- (5) 在 1.2 节中的加快转弯失速试验中，失速警告裕度是否能保证飞行员有足够的时间操纵飞机改出失速；
- (6) 对于按特技飞行审定的飞机，在起飞过程和进近构型下其失速警告系统是否自动进预备位。

3.4. 尾旋

- (1) 研究起落架、襟翼、动力、加速进入和误操纵的影响；
- (2) 当装有复杂的测试仪器的时候，例如翼尖支杆或者大型遥测系统，该测试仪器可能影响改出特性。临界的尾旋试验应该在拆除这些仪器之后予以重新进行。
- (3) 在飞机装与不装选装设备，如除冰套、不对称雷达吊舱、机翼外挂油箱或翼梢小翼等情况下进行合格审定时，应进行足够的试验，以保证两种形态下的符合性。

第 23.2155 条 地面和水上操纵特性

1. 安全要求要点

1.1. 纵向稳定性和操纵性

(a) 陆上飞机在任何可合理预期的运行条件下，包括着陆或起飞运行期间发生回跳，不得有不可控制的前翻倾向。机轮刹车工作必须柔和，不得引起任何过度的前翻倾向。

(b) 水上飞机和水陆两用飞机，在水面上的任何正常使用速度上，不得有危险的或不可控制的海豚运动特性。

1.2. 航向稳定性和操纵性

(a) 必须确定风速的 90 度侧向分量，且不得小于 $0.2V_{S0}$ ，并演示在此分量下滑行、起飞和着陆是安全的；

(b) 陆上飞机在按正常着陆速度作无动力着陆时，必须有满意的操纵性，而不要求特殊的驾驶技巧或机敏，无需利用刹车或发动机动力来维持直线航迹，直到速度减至接地速度的 50%；

(c) 飞机在滑行时必须有足够的航向操纵性；

(d) 水上飞机必须在本节(a)规定的最大风速下演示其水上航向稳定性和操纵是令人满意的。

1.3. 在无铺面的道面上的使用

在正常运行中可合理预期的最粗糙地面上滑行及在最粗糙的无铺面跑道起飞和着陆时，飞机必须演示具有满意的特性，并且减震机构不得损伤飞机的结构。

1.4. 水上运行

水上飞机和水陆两用飞机必须规定经演示能安全运行的浪高和必要的水上操作程序。

1.5. 喷溅特性

水上飞机或水陆两用飞机，在滑行、起飞和着水的任何时候，喷溅不得危险地模糊驾驶员的视线或损坏螺旋桨或飞机的其他部件。

2. 一般符合性方法

第 23.2155 条用地面以及水面操纵特性”规章可接受的符合性方法一般采用说明性文件和飞行试验的验证方法。

2.1. 说明性文件

本条款说明性文件主要包括：符合性说明的依据，如相应科目的试飞报告、各分条款的试验状态和试验结论，结合条款要求和试验结论表述对本条款的符合性

2.2. 飞行试验

(1) 纵向稳定性和操纵性

按 1.1 节要求进行飞行试验，主要试验内容一般为：在规定的试验跑道或水面，选择临界的重量和重心组合，在相应构型下，演示正常程序的滑行起飞和着陆。考察飞机在起飞和着陆过程中在地面或水面的纵向稳定性和操纵性。通常基于飞行员评语验证本条的符合性。

陆上飞机应在适用于该型号飞机的所有类型的跑道上进行试验，评定飞机的滑行、起飞和着陆操纵时其纵向稳定性和操纵性的可接受性。水上飞机应在直到适合于该型飞机最大浪高的实际可行的各种不同水面情况下进行试验，评定飞机的滑行、起飞和着陆操纵时其纵向稳定性和操纵性的可接受性，还要评定多发水上飞机运行过程中推力损失的影响。

(2) 航向稳定性和操纵性

(a) 1.2(a)的飞行试验，为演示飞机在风速不小于 $0.2V_{S0}$ 的 90 度侧风中滑行、起飞、着陆过程中的航向稳定性和操纵性；主要记录方向舵操纵力、方向舵偏度（脚踏行程）、副

翼操纵力、副翼偏度（驾驶盘角度）、侧滑角、倾斜角、飞行速度以及风速、风向等参数；本条对符合性的确定主要是定性评定，通过试飞员评语表明飞机在条款要求的侧风条件具有满意的航向稳定性和操纵性，能够安全地起飞、着陆。

(b) 1.2(b)的飞行试验，可通过试飞员评语表明飞机在按正常着陆速度作无动力着陆时，有满意的操纵性，不要求特殊的驾驶技巧或机敏，无需利用刹车或发动机动力来维持直线航迹。

(c) 1.2(c)的飞行试验，可通过试飞员评语表明陆上飞机在地面，水上飞机在水面以及水陆两用飞机在地面以及水上进行滑行操作时，飞机有足够的航向操纵性。

(d) 1.2(d)的飞行试验，为演示水上飞机在风速不小于 $0.2V_{S0}$ 的 90 度侧风中滑行、起飞、着陆过程中的航向稳定性和操纵性；主要记录方向舵操纵力、方向舵偏度（脚蹬行程）、副翼操纵力、副翼偏度（驾驶盘角度）、侧滑角、倾斜角、飞行速度以及风速、风向等参数；本条对符合性的确定主要是定性评定，通过试飞员评语表明水上飞机在条款要求的侧风条件具有满意的水上航向稳定性和操纵性，能够安全地在水面起飞、着陆。

演示在不低于 $0.2V_{S0}$ （或 10 节，取大者）的正侧风中能够安全滑行、起飞和着陆。因为要求的最小值可能远小于飞机的实际能力，可按申请人的选择，在较大的侧风下进行试验。经试验满意的 90 度侧风分量的最大值应作为性能资料列入飞机飞行手册中。如果在演示中发现受到侧风限制，应该在飞机飞行手册的第二章中进行说明。

陆上飞机应演示通过转向操纵、差动刹车、不对称动力以及操纵面输入，验证飞机具有足够的航向操纵，以使飞机能够在其“演示的最大侧风”值下进行滑行。

演示水上飞机在预定的水面条件下正常使用的所有形态（包括可能出现的发动机停车、不平衡装载以及螺旋桨反转力矩对航向操纵性的影响等）进行滑行、起飞、着水是安全的。

(3) 在无铺面的道面上的使用

对 1.3 节的飞行试验，演示在合理预期的最粗糙地面上滑行，演示在合理预期的最粗糙的无铺面跑道起飞和着陆。通过飞行员评语表明，飞机在粗糙地面滑行和在无铺面跑道起飞和着陆时具有满意的特性。对减震机构及飞机结构进行检查，表明减震机构不损伤飞机的结构。

在合格审定飞行试验过程中，飞机应在各种跑道上，包括那些被认为是适合于该型飞机的最恶劣的跑道上进行演示，减震机构不得有损伤飞机的结构的迹象。

(4) 水上运行

按 1.4 节要求进行飞行试验，主要试飞内容一般为：在各种不同水面条件（浪高）的水面，选择临界的重量和重心组合，在相应构型下，演示滑行、起飞和着水的程序。考察飞机在起飞和着水过程中在水面的操作程序。通常应结合试飞员评语验证本条的符合性。

(5) 喷溅特性

按 1.5 节要求进行飞行试验，主要试飞内容一般为：在各种不同水面条件（浪高）的水面，选择临界的重量和重心组合，在相应构型下，通过演示滑行、起飞和着水等试飞科目，考察飞机在滑行、起飞和着水过程中的喷溅特性，特别是喷溅是否模糊驾驶员的视线，是否会造成螺旋桨或飞机的其他部件的损坏。通常应结合试飞员评语验证本条的符合性。

3. 审查的重点要素和关注问题

审查中需要关注的一般要素和审查重点如下：

3.1. 纵向稳定性和操纵性

在规定的试验状态下，陆上飞机在滑行起飞和着陆过程中，应关注飞机在地面上是否出现回跳而导致的不可抑制的前翻倾向；水上飞机和水陆两用飞机在水面上起飞和着陆过程中是否有危险的不可抑制的海豚运动。

3.2. 航向稳定性和操纵性

演示风速的 90 度侧向分量是否满足不小于 $0.2V_{SO}$ （或 10 节，取大者）的要求。除此之外，还应演示在较大侧风条件下的起飞和着陆。演示过程中方向舵、副翼的操纵力是否满足所规定的限制值要求。利用发动机动力、刹车装置和空气动力操纵面是否能够控制飞机在侧风中打转的倾向。无动力着陆时，陆上飞机在地面和水上飞机在水面是否具有满意和足够的航向操纵性。

3.3. 在无铺面的道面上的使用

应关注试飞状态是否是临界状态；试飞程序是否符合条款要求；提供演示时的地面粗糙度是否达相应的粗糙程度；减震机构是否损伤飞机的结构。并由试飞员评定飞机在无铺面跑道起飞和着陆时的特性。

3.4. 水上运行、喷溅特性

- (1) 必须提供演示试飞时的水面条件（浪高）；
- (2) 试飞状态是否临界状态；
- (3) 试飞程序是否符合要求；
- (4) 由试飞员评定在水面起飞和着水时的特性。

另外，还要注意水上飞机和水陆两栖飞机在水上运动有以下几个特点：

(a) 在静水面滑行、起飞和着水过程中，如果俯仰姿态过大或过小都会出现纵摇或跳跃，一般设计要求水上飞机在具有不少于 3 度的稳定范围；

(b) 喷溅是水上飞机在水面滑行产生的一种伴随性现象，低速滑行阶段产生的喷溅对飞机的影响最严重，喷溅的严重程度与飞机的重量、水面的抨击程度大小等因素有关，因此，喷溅符合性表明要关注飞机满载状态下喷溅特性；

(c) 波浪水面运动时，飞机受波浪的干扰，不可避免的会发生纵摇、横摇和垂荡，并且浪高越大，飞机的颠簸越严重，操控飞机越困难，因此，水上飞机在波浪水面运动操稳品质要求一般达到可接受的程度即可；

(d) 飞机在水面没有刹车系统，遇到障碍物只有通过机动转弯避让，低速机动性也是水上飞机重要的性能之一；

(e) 在侧风水面滑行时，由于没有起落架的支撑，飞机会发生横倾和偏航，一旦飞机在高速滑行时，如果翼下浮筒触水过深会引起飞机航向失稳，导致急剧转弯发生危险，这对飞机横向操纵能力要求很高；

(f) 高速滑行时，临界发动机停车会引起飞机横倾和偏航，并可能诱发纵摇运动的产生，因此，对飞机在水面运行任何速度下发生临界发动机失效后的稳定性和操纵性验证也至关重要。

第 23.2160 条 振动、抖振和高速特性

1. 安全要求要点

1.1. 振动和抖振

在直到 V_D/M_D 的任何相应的速度和功率状态，不得存在严重的振动和抖振导致结构损伤，飞机的每一部件必须不发生过度的振动。另外，在任何正常飞行状态，不得存在强烈程度足以干扰飞机良好操纵、引起飞行机组过度疲劳或引起结构损伤的抖振状态。在上述限度以内的失速警告抖振是允许的。

1.2. 高速特性

如果最大使用速度 V_{MO}/M_{MO} 按第 23.2610 条的要求来制定，则必须满足下述的增速特性和速度恢复特性：

(a) 很可能引起无意中增速（包括俯仰和滚转颠簸）的运动状态和特性，必须用配平在直至 V_{MO}/M_{MO} 的任一很可能使用的巡航速度的飞机来模拟。这些运行状态和特性包括突风颠簸、无意的操纵动作、相对于操纵系统摩擦较低的杆力梯度、旅客的走动、由爬升改平及由 M 数限制高度下降到空速限制高度。

(b) 计及有效的固有或人为速度警告发出后驾驶员作出反应的时间，必须表明在下述条件下能够恢复到正常的姿态，并且速度降低到 V_{MO}/M_{MO} ：

(1) 不超过按 1.1 节规定的最大速度 V_D/M_D 及各种结构限制；

(2) 不出现会削弱驾驶员判读仪表或操纵飞机恢复正常的能力的抖振。

(c) 在直到按 1.1 节规定的最大速度的任一速度，不得有绕任一轴的操纵反逆现象。

升降舵操纵力的反逆现象，或飞机俯仰、滚转或偏航的倾向必须轻微，并可用正常的驾驶技巧即刻控制。

1.1、1.2 节要点分析：

(1) 对高速飞机及最大使用高度大于 25,000 英尺（7,620 米）压力高度的所有飞机，巡航构型在 1g 状态下及速度直至 V_{MO}/M_{MO} ，除失速抖振外，不得有可感知的抖振。

(2) 确定高速飞机在使用包线巡航构型，在可感知抖振点的正机动载荷系数。且无意中超出该边界不应导致结构损坏。

(3) 高速飞机必须具有从可能导致结构损伤或失去控制状态恢复的特性。

2. 一般符合性方法

第 23.2160 条涉及内容包括振动、抖振、高速特性。一般采用说明性文件、分析计算和飞行试验等验证方法。

2.1. 说明性文件

本条款说明性文件主要包括：符合性说明的依据，如相应科目的试飞报告、各分条款的试验状态和试验结论，结合条款要求和试验结论表述对本条款的符合性。

2.2. 飞行试验

(1) 振动和抖振

应进行干净构型和襟翼展态构型下的振动与抖振试验：

(a) 干净构型下的试验：应在襟翼收起、最大连续功率下的水平飞行状态下配平飞机，逐渐增加俯冲，使速度增加，直到达到 V_D/M_D 。在整个机动过程中，应尽量配平飞机。在最大速度状态下保持足够长的时间，测试飞机是否存在过分的抖振、振动或影响操纵的问题；

(b) 襟翼展态构型下的试验：应分别在各襟翼档位、以低于 V_{FE} 的速度的水平飞行状态下配平飞机，以小角度俯冲，使飞机达到并稳定在 V_{FE} 速度状态，进行与干净构型下的试验中内容相同的测试。

通常结合上述试验中的试飞员评语来验证 1.1 节的符合性。

(2) 高速特性

应进行高速特性试验，高速特性试验主要包括：重心移动试验、无意间操纵移动试验、纵向颠倾试验、横向颠倾试验、双轴颠倾试验、爬升改平试验，以及从马赫数限制高度向空速限制高度的下降试验（如适用）。在上述试验中记录飞行高度、飞行速度、俯仰角、法向加速度等参数，通常验证上述试验中最大飞行速度是否超出 V_D/M_D 、最大法向过载系数是否超出 1.5g、是否出现影响安全飞行的抖振以及是否出现操纵反逆等，来验证 1.2 节的符合性。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (1) 是否满足本规定的标准。
- (2) 试飞状态是否临界状态。
- (3) 振动和抖振的测量位置的选取。
- (4) 在规定的飞行试验中，飞机是否存在过度的抖振和振动，引起结构损伤，或者干扰飞机正常操纵。
- (5) 是否按规定状态和程序演示飞机的高速特性。
- (6) 从配平到改出的机动过程中，空速是否超出 V_D/M_D ，法向加速度是否超出 1.5g，抖振是否削弱飞行员判读仪表或操纵飞机恢复正常能力。
- (7) 从配平到改出的机动过程中，是否出现操纵反逆现象：如有升降舵操纵力反逆现象，或俯仰、滚转或偏航倾向，其现象是否严重，是否能用正常的驾驶技巧控制。

第 23.2165 条 在结冰条件下的飞行所要求的性能和飞行特性

1. 安全要求要点

如果申请带有防冰设施的合格审定，必须表明满足本条和本规定中其他适用条款的要求：

(a) 必须根据飞机的运行需要进行分析，以确认防冰系统足以满足飞机不同部件的防冰要求。另外，防冰系统必须通过试验来演示飞机能够在 CCAR-25 附录 C 第 I 部分或申请人要求的其他附加大气结冰条件下确定的连续和间断最大结冰状态下安全运行。所用的“能够安全运行”，是指飞机的性能、操纵性、机动性和稳定性不会低于本规定 B 章的要求。

(b) 除本节(c)的规定外，在本节(a)的分析和实际评估后，为表明防冰系统及其部件的有效性，必须对飞机或其部件在经测定的自然大气结冰条件下进行飞行试验，而且在必要时，还应采用下列的一种或几种试验，以确定防冰系统的能力是足够的：

- (1) 对部件或部件的模型进行试验室干燥空气试验或模拟结冰试验，或两者的组合；
- (2) 对整个防冰系统或单独对系统部件在干燥空气中进行飞行试验；
- (3) 对飞机或飞机部件在测定的模拟结冰条件下进行飞行试验。

(c) 如果以前审定合格的飞机已完成了防冰审定且其设计中所包括的部件在热力学和空气动力学上与新飞机设计中所采用的等效，可以依据以前按本节(a)和(b)做过的试验来完成这些等效部件的防冰审定，只要申请人考虑到了这些部件的所有安装差异。

(d) 必须给定或提供一种措施来确定飞机关键部位上的冰聚积情况。为在夜间使用该措施，必须提供足够的照明。同时，当防冰设备的使用需要飞行机组监视飞机外表面时，还必须提供足够夜间监视所需的外部照明。所采用的任何照明方式均不得产生妨碍机组成员执行其任务的眩光或反光。飞机飞行手册或其他经批准的手册资料中，必须说明确定冰聚积的方法，并给出在结冰条件下飞机安全运行所需的信息。

(e) 要求申请人必须提供使用限制，不能随意飞行。

2. 一般符合性方法

一般采用说明性文件、分析/计算、试验室试验、地面试验、飞行试验等验证方法。

2.1. 说明性文件

本条款说明性文件涉及防冰系统相关的设计报告、图纸。

(1) 设计报告表明：

- (a) 该飞机防冰系统的组成、技术参数、功能、工作原理、安装位置；
- (b) 该飞机易结冰区域有防护措施及防护要求；
- (c) 该飞机防冰系统满足各部件对防冰系统要求；
- (d) 该飞机在结冰条件能够正常运行。

(2) 图纸表明：

- (a) 该飞机防冰系统确定的防护区域；
- (b) 该飞机具有监视飞机表面结冰情况的监测装置，且昼夜有效。

2.2. 分析/计算

对于所选用防冰系统类型和功能与以前审定合格的飞机已完成了防冰审定相似的飞机，通过相似性分析的方法（通常使用数据计算模拟软件，譬如 CFD）表明机翼结冰和机头冰脱落不会影响发动机的安全工作，申请合格审定。

2.3. 试验室试验

本条款试验室试验通常为冰风洞试验，试验大纲和报告应表明：

- (1) 通过试验室试验设定的飞行试验的结冰条件，根据试验结果及时调整飞机气动外

形。

(2) 通过试验室试验,对飞机在起飞、爬升、巡航、下降、待机和着陆阶段的整个空速范围、攻角范围、以及飞行高度范围分别进行试验,从中选出一种或几种最严重的临界的冰形。

(3) 通过试验室试验验证防冰系统和它的部件是有效的。

2.4. 地面试验

防冰系统的地面试验大纲和报告应表明:

防冰系统在进行地面联试过程中,验证防冰系统各部件的功能正常,性能满足要求。

2.5. 飞行试验

防冰系统的飞行试验大纲和报告应表明:

(1) 合格审定的飞行试验足够广泛,飞行试验过程中的结冰条件应在 CCAR25 附录 C 规定的范围内。

(2) 通过干空气飞行试验,验证飞机在失速速度和失速警告、起飞、爬升、参考着陆进近速度和着陆距离、中断着陆、尾翼失速敏感性、纵向操纵、航向和横向操纵、着陆进近最小操纵速度、着陆操纵、机动飞行中升降舵的操纵力、滚转率、纵向静稳定性、稳定侧滑、动稳定性、机翼水平失速特性及失速警告、转弯飞行失速特性及失速警告、失速警告退出、机动裕度、地面稳定性和操纵性试验过程中,飞机防冰系统各部件的功能正常,飞机的性能、操纵性、机动性和稳定性满足飞机运行要求,性能设计满足要求。

(3) 通过自然结冰试验,证明飞机的操纵响应正常,没有出现异常的运动倾向,没有出现抖振;在自然结冰飞行试验中发动机、发电机等设备和滑油的冷却情况正常;结冰检查灯照明范围、亮度能够满足结冰检查的要求;机体前沿的冰脱落对机身没有产生影响;螺旋桨的冰脱落对机身主结构并没有损伤;升降舵、方向舵、和副翼的操纵灵活,无结冰卡滞;风挡玻璃、总压管、失速警告器防冰能力正常。试验过程中,观察和记录飞机未防护部位的结冰情况。

(4) 验证飞机除防系统的工作能力,检查结冰对飞机性能、特性、相关系统及对机组工作负荷的影响,试验结果应表明防冰系统满足飞机不同部件的防冰要求。

(5) 验证飞机在试验过程中,操纵响应正常,没有出现异常的运动倾向,没有出现抖振,证明该飞机在结冰条件和其整个包线内能够正常安全运行。

3. 审查的重点要素和关注问题

(1) 是否满足本条标准。

(2) 结合飞机飞行需求,结冰对飞行性能的影响分析,来确定飞机防除冰的防护区域。

(3) 当飞机的翼型、使用高度、飞行特性、发动机特性以及所选用防冰系统类型和功能等方面与已取得型号合格证的飞机相似时,可采用相似对比分析方法(通常使用数据计算模拟软件,譬如 CFD)进行适航审定分析。

(4) 通过冰风洞试验,对飞机在起飞、爬升、巡航、下降、待机和着陆阶段的整个空速范围、攻角范围、以及飞行高度范围分别进行试验,从中选出一种或几种最严重的临界的冰形。

(5) 通过冰风洞试验、自然结冰飞行试验、干燥空气飞行试验、模拟结冰环境下飞行试验的中一种或几种验证防冰系统性能,确保飞机安全飞行,试验过程中需使用结冰探测设备、测试仪器和数据采集设备。

(6) 通过模拟带冰形的干空气飞行试验,表明飞机的性能、操纵性、机动性和稳定性满足飞机运行要求,性能设计满足要求。

(7) 通过自然结冰试验,证明飞机的操纵响应正常,没有出现异常的运动倾向,没有出现抖振;在自然结冰飞行试验中发动机、发电机等设备和滑油的冷却情况正常;结冰检查灯

照明范围、亮度能够满足结冰检查的要求；机体前沿的冰脱落对机身没有产生影响；螺旋桨的冰脱落对机身主结构并没有损伤；升降舵、方向舵、和副翼的操纵灵活，无结冰卡滞；风挡玻璃、总压管、失速警告器防冰能力正常。试验过程中，观察和记录飞机未防护部位的结冰情况。

(8) 为保证飞机安全飞行，防冰系统应具有监视飞机结冰情况的监测装置，便于飞行机组需时刻了解飞机表面的结冰情况。同时，还需提供飞机夜间飞行时的外部照明，保证夜间飞行机组能观察关键部位的冰聚积情况，且无炫光和反光。

(9) 飞机应具有探测结冰情况的装置，用于确定关键部件结冰情况。对飞机结冰探测系统的灵敏性进行检查，对机上防冰系统的功能性能进行检查，确保功能正常，试验结果有效。

(10) 飞机在结冰条件下运行，发动机不会熄火，不会遭受明显的功率损失或损害；不会因积冰影响严重缩短零部件寿命问题；操纵品质、性能、能见度和各系统的运行都符合要求，无不可接受的恶化；冰脱落对飞机和推进力的影响；油箱通气口、冷却通风口、天线等必须经过结冰试验验证。

(11) 飞行手册中需要编入飞机在结冰情况下的处置措施，包括使用限制、正常操纵程序、应急操作程序、警告说明等内容。

附录 C

结构

目 录

第 23.2200 条 结构设计包线.....	C-2
第 23.2205 条 系统和结构间的相互影响.....	C-6
第 23.2210 条 结构设计载荷.....	C-9
第 23.2215 条 飞行载荷条件.....	C-9
第 23.2220 条 地面载荷和水载荷情况.....	C-16
第 23.2225 条 部件载荷情况.....	C-26
第 23.2230 条 限制和极限载荷.....	C-32
第 23.2235 条 结构强度.....	C-32
第 23.2240 条 结构耐久性.....	C-35
第 23.2245 条 气动弹性.....	C-38
第 23.2250 条 设计和构造原理.....	C-39
第 23.2255 条 结构保护.....	C-46
第 23.2260 条 材料和工艺.....	C-46
第 23.2265 条 特殊安全系数.....	C-49
第 23.2270 条 应急情况.....	C-51
附录.....	C-56
X1.简化设计载荷准则.....	C-56
X2.操纵面载荷计算的可接受方法.....	C-61
X3.主操纵系统载荷计算的可接受方法.....	C-66
X4.操纵面载荷.....	C-66
X5.基本着陆情况.....	C-71
X6.机轮起旋和回弹载荷.....	C-73
X7. 座椅、安全带和肩带.....	C-74

第 23.2200 条 结构设计包线

1. 安全性要求要点

1.1. 总则

(a) 飞行载荷系数是气动力分量（垂直作用于假设的飞机纵轴）与飞机重力之比。正载荷系数是当气动力相对于飞机向上作用时的载荷系数。

(b) 必须按下列各条表明符合本章的飞行载荷要求：

(1) 在飞机可以预期的运行范围内的每一临界高度。

(2) 从设计最小重量到设计最大重量的每一重量。

(3) 对于每一要求的高度和重量，按手册（第 23.1583 条至第 23.1589 条）规定的使用限制内可调配载重的任何实际分布。

(c) 当压缩性影响显著时，则必须予以考虑。

1.2. 飞行包线

(a) 总则 对于飞行包线（与本条(d)款所示的相类似）的边界上和边界内的空速和载荷系数的任一组合，均必须表明符合本章的强度要求。该飞行包线表示分别由本条(b)和(c)机动和突风准则所规定的飞行载荷情况的范围。

(b) 机动包线 除受到最大(静)升力系数的限制外，假定飞机经受对称机动而产生下列限制载荷系数：

(1) 在直到 V_D 的各速度时，为第 1.4 条(a)规定的正机动载荷系数。

(2) 在直到 V_C 的各速度时，为第 1.4 条(b)规定的负机动载荷系数。

(3) 载荷系数从 V_C 时的规定值随速度线性变化到 V_D 时的 0.0；对正机动载荷系数大于 3.8 的飞机，载荷系数从 V_C 时的规定值随速度线性变化到 V_D 时的 -1.0。

(c) 突风包线

(1) 假定飞机在平飞时遇到对称的垂直突风，由此引起的限制载荷系数必须对应于按下述突风速度确定的情况：

(i) 高度在海平面与 6,100 米(20,000 英尺)之间时，在速度为 V_C 时的正（向上）、负（向下）突风速度必须取为 15.25 米/秒(50 英尺/秒)。突风速度可线性地从 6,100 米(20,000 英尺)处的 15.25 米/秒(50 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)处的 7.60 米/秒(25 英尺/秒)。

(ii) 高度在海平面与 6,100 米(20,000 英尺)之间时，在速度为 V_D 时的正、负突风速度必须取为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)。突风速度可线性地从 6,100 米(20,000 英尺)处的 7.60 米/秒(25 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)处的 3.80 米/秒(12.5 英尺/秒)。

(iii) 此外，对于 4 级飞机，高度在海平面和 6,100 米(20,000 英尺)之间，在速度 V_B 时的正(向上)和负(向下)的强突风速度必须考虑为 20.1 米/秒(66 英尺/秒)。突风速度可线性地自 6,100 米(20,000 英尺)时的 20.1 米/秒(66 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)时的 11.6 米/秒(38 英尺/秒)。

(2) 必须作下列假设：

(i) 突风形状为：

$$U = \frac{U_{de}}{2} (1 - \cos \frac{2\pi s}{25\bar{C}})$$

其中：

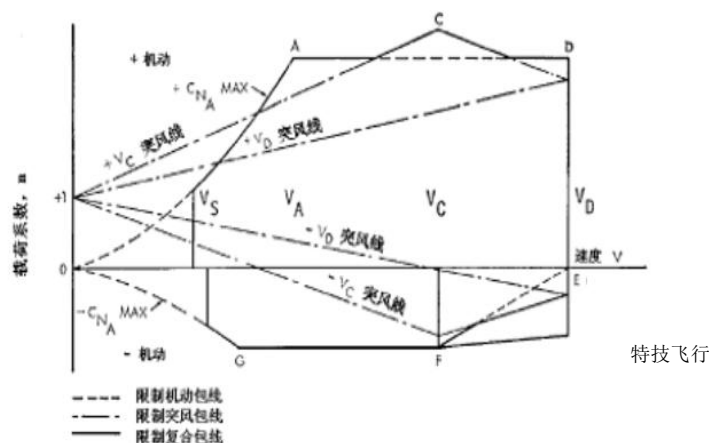
s 为进入突风区的距离，米(英尺)；

$\bar{C}$ 为机翼的平均几何弦长，米(英尺)；

U_{de} 为按本条(C)(1)得到的突风速度；

(ii) 在 V_C 和 V_D 之间突风载荷系数随速度按线性变化。

(d) 飞行包线



注 1—如果检查了第 4.14 条中规定的补充情况，就不需要检查 G 点。

1.3. 设计空速

除本条(a)(4)的规定外，所取的设计空速均为当量空速(EAS)。

(a) 设计巡航速度 V_C 对于 V_C ，采用下列规定：

(1) 此处 W/S =设计最大起飞重量时的翼载时， V_C (节)不得小于：

(i) $4.77\sqrt{Wg/S}$ ($14.9\sqrt{W/S}$ ； $33\sqrt{W/S}$)；和

(ii) $5.20\sqrt{Wg/S}$ ($16.3\sqrt{W/S}$ ； $36\sqrt{W/S}$) (批准进行特技飞行的飞机)；

(2) 在 $Wg/S(W/S)$ 值大于 958 牛/米^2 (97.7 公斤/米^2 ； 20 磅/英尺^2)时，上述两个系数可以随 $Wg/S(W/S)$ 线性下降到 $Wg/S(W/S)$ 等于 $4,790 \text{ 牛/米}^2$ (488 公斤/米^2 ； 100 磅/英尺^2)时的 $4.13(12.9；28.6)$ 。

(3) 在海平面， V_C 不必大于 $0.9V_H$ 。

(4) 在已制定了 M_D 的高度上，可选定一个受压缩性限制的巡航速度 M_C 。

(b) 设计俯冲速度 V_D 对于 V_D ，采用下列规定：

(1) V_D/M_D 不得小于 1.25 倍的 V_C/M_C 。

(2) 对于要求的最小设计巡航速度 V_{Cmin} ， V_D (节)不得小于下列数值：

(i) $1.40 V_{Cmin}$ ；

(ii) $1.55 V_{Cmin}$ (批准进行特技飞行的飞机)；

(3) 在 $Wg/S(W/S)$ 值大于 958 牛/米^2 (97.7 公斤/米^2 ； 20 磅/英尺^2)时，本条(b)(2)中的系数可以随 $Wg/S(W/S)$ 线性下降到 $Wg/S(W/S)$ 等于 $4,790 \text{ 牛/米}^2$ (488 公斤/米^2 ； 100 磅/英尺^2)时的 1.35。

(4) 如果选择的 V_D/M_D ，使 V_C/M_C 与 V_D/M_D 的最小速度差值大于下列值的较大者，则不必表明符合本条(b)(1)和(2)：

(i) 从 V_C/M_C 定常飞行的初始情况开始，飞机颠簸，沿着一条比初始飞行航迹低 7.5° 的飞行航迹飞行 20 秒，然后以 1.5 的载荷系数($0.5g$ 的加速度增量)拉起飞机时得到的速度增量。在开始拉起之前，对活塞发动机必须假定至少为 75%最大连续功率，对涡轮增压发动机至少为最大巡航功率(推力)，如果取较小的功率(推力)，则在开始拉起之前对两种发动机也必须至少为 V_C/M_C 时的所需功率(推力)，拉起开始时可以减少功率并使用驾驶员操纵的阻力装置，并且符合下列要求之一：

(ii) $0.05 M$ (在已制定了 M_D 的高度上)；或

(iii) $0.07M$ ，对于 4 级飞机（在已制定了 M_D 的高度上），除非用合理的分析考虑了所有自动系统的影响得到了更低的余度。如果采用了合理的分析，最小速度余度必须足以应付大气条件的变动(如横向突风)和穿过急流或冷锋、仪表误差、飞机机体的制造偏差，并且不得小于 $0.05M$ 。

(c) 设计机动速度 V_A 对于 V_A ，采用下列规定：

(1) V_A 不得小于 $V_S\sqrt{n}$ ，其中：

(i) V_S 是在所考虑的特定重量或设计最大起飞重量下，襟翼收起时的 1g 计算失速速度，通常根据飞机最大法向力系数 C_{N_A} 来计算。

(ii) n 是用于设计的限制机动载荷系数。

(2) V_A 值不必超过用于设计的 V_C 值。

(d) 对应最大突风强度的设计速度 V_B 对于 V_B ，采用下列规定：

(1) V_B 不得小于由最大正升力系数 $C_{N_{\max}}$ 曲线与强突风速度线在突风 $v-n$ 图上的交点所确定的速度，或不得小于 $V_{S1}\sqrt{n_g}$ ，两者中取小值，式中：

(i) n_g 为飞机在所考虑的特定重量下，由于对应于速度 V_C 的突风引起的正突风载荷系数。

(ii) V_{S1} 为在所考虑的特定重量下，襟翼收起时的 1g 失速速度。

(2) V_B 不必大于 V_C 。

1.4. 限制机动载荷系数

(a) 正限制机动载荷系数 n 不得小于下列数值：

(1)

$$2.1 + \frac{10886}{W(\text{公斤}) + 4536} \quad \left(2.1 + \frac{24000}{W(\text{磅}) + 10000} \right)$$

式中： W 为设计最大起飞重量，但 n 不必大于 3.8；

(2) 对于批准进行特技飞行的飞机，6.0。

(b) 负限制机动载荷系数不得小于下列数值：

(1) 0.4 倍正载荷系数。

(2) 对于批准进行特技飞行的飞机为 0.5 倍正载荷系数。

(c) 如果飞机具有的设计特征使其在飞行中不可能超过本条规定的机动载荷系数，则可采用小于本条规定的值。

1.5. 设计燃油载重

(a) 可调配载重的各种组合必须包括从零燃油到选定的最大燃油载重范围内的每一燃油载重。

(b) 如果燃油装在机翼内，且机翼油箱零燃油时的飞机最大许用重量小于最大重量，则必须选用它作为“最大零机翼燃油重量”。

(c) 对于 4 级飞机，可选定不超过在最大连续功率下运行 45 分钟所需要的燃油作为结构储油情况。如果选定了某种结构储油情况，则该情况必须作为最小燃油重量情况用来表明符合本规章规定的飞行载荷要求，此外还要求：

(1) 结构必须设计成能承受机翼内零燃油的情况，此情况的限制载荷相应于下列规定：

(i) 第 1.4 条规定的机动载荷系数的 90%；和

(ii) 第 1.3 条(c)规定的突风速度的 85%。

(2) 结构的疲劳评定必须计及由本条(c)(1)的设计情况所获得的任何使用应力的增量。

(3) 颤振、变形和振动要求也必须在机翼零燃油情况下得到满足。

2. 一般符合性方法

2.1. 总则

(a) 用文件说明在分析/计算中的飞行载荷系数为垂直飞机纵轴的气动力分量与飞机重量之比, 正载荷系数向上。

(b) 选取飞机速度-高度包线上和重量-重心包线的角点、内部点或特殊点作为设计飞行载荷情况的计算点。选取的高度要考虑海平面 0 高度, 最高高度, 或其它需要特殊考虑的高度。载荷计算考虑飞机各种不同重量重心、计算高度、设计速度、载荷系数和飞机构型的组合情况, 充分考虑载荷情况的各种可能性。

(c) 当压缩性影响显著时, 则必须予以考虑。

2.2. 飞行包线

(a) 根据第 1.3 条要求计算出当量飞行速度, 根据第 1.4 条要求计算出限制机动载荷系数。

(b) 确定机动包线时, 按不同的重量重心, 取对应的全机最大法向力系数(正方向 $C_{\max}$ 和负方向 $C_{\min}$) 进行计算。机动包线左边界上部分由曲线 $n = \frac{\rho_0 C_{\max} S}{2Mg} \cdot V^2$ 确定; 上边界由正

限制机动载荷系数确定; 左边界下部分由曲线 $n = \frac{\rho_0 C_{\min} S}{2Mg} \cdot V^2$ 确定; 下边界由负限制机

动载荷系数确定, 然后按照本条要求给出机动包线。

(c) 按不同重量重心和高度给出突风包线。

2.3. 设计空速

(a) 设计巡航速度 V_C

确定 V_C 时, 使 $V_C \geq$ 利用第 1.3(a)条公式求出的相应数值。

在海平面时, $V_C \leq 0.9V_H$ 。

对于已制定了 M_D 的高度上, 可选定一个受压缩性限制的巡航速度 M_C 。

(b) 设计俯冲速度 V_D

在确定 V_C 速度后, 可以利用第 1.3(b)(1)、(2)、(3)条确定 V_D 的速度值。通常, 这样确定的 V_D 太大, 则需要详细研究第 1.3(b)(4)条中规定的方法。

(c) 设计机动速度 V_A

确定 $V_A \geq V_S \sqrt{n}$, V_S 是在设计重量和襟翼收态的计算失速速度, 通常根据飞机最大法向力系数 C_{N_A} 来计算; n 是用于设计的限制机动载荷系数。

(d) 对应最大突风强度的设计速度 V_B

令 $V_{B1} \geq$ 由最大正升力系数 $C_{N_{\max}}$ 曲线与强突风速度线在突风 $V-n$ 图上的交点所确定的速度。

令 $V_{B2} \geq V_{S1} \sqrt{ng}$ 。

V_B 取 V_{B1} 和 V_{B2} 两者中的小值。

2.4. 限制机动载荷系数

飞行包线上正限制机动载荷系数由第 1.4 条(a)提供的公式确定, 负限制机动载荷系数由第 1.4 条(b)确定。

2.5. 设计燃油载重

(a) 对于飞行载荷计算所选取的重量, 应考虑燃油载重的各种组合情况。对于燃油装在机翼内, 需考虑“最大零机翼燃油重量”情况。

(b) 对于 4 级飞机, 需考虑不超过在最大连续功率下运行 45 分钟所需要的燃油作为结构储油情况; 对于机翼零燃油情况, 机动载荷系数可降低为第 1.4 条规定的载荷系数的 90%, 突风速度可降低为第 1.2(c)条规定突风速度的 85%; 对机翼零燃油情况进行疲劳分析时, 考虑第 1.5 条(c)(1)中获得的任何使用应力的增量; 对机翼零燃油情况进行颤振、变形和振动分析。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 总则

- (a) 计算飞行载荷时载荷系数方向是否垂直于飞机的纵轴。
- (b) 飞机速度-高度包线、重量-重心包线等选取是否合理，不会遗漏载荷临界状态。
- (c) 是否考虑了压缩性影响。

3.2. 飞行包线

- (a) 机动包线是否按第 1.2(b)条实施；
- (b) 突风包线是否按第 1.2(c)条实施。

3.3. 设计空速

- (a) 是否按 1.3(a)款确定设计巡航速度 VC；
- (b) 是否按 1.3(b)款确定设计俯冲速度 VD；
- (c) 是否按 1.3(c)款确定设计机动速度 VA；
- (d) 是否按 1.3(d)款确定对应最大突风强度的设计速度 VB。

3.4. 限制机动载荷系数

是否按第 1.4 条(a)和(b)计算正限制机动载荷系数和负限制机动载荷系数。

3.5. 设计燃油载重

- (a) 飞机进行载荷分析时，所考虑的各种载重情况，是否从零燃油到满燃油范围内的每一燃油载重情况。
- (b) “最大零机翼燃油重量”是否按第 1.5(b)条确定。
- (c) 对 4 级飞机，是否考虑结构储油情况；对于机翼零燃油情况，是否满足第 1.5 条(c)(1)(i)机动载荷系数和(ii)突风速度；对机翼零燃油的结构进行疲劳计算分析时，是否考虑第 1.5 条(c)(1)中获得的任何使用应力的增量；是否对机翼零燃油的情况进行颤振、变形和振动分析。

第 23.2205 条 系统和结构间的相互影响

1. 安全性要求要点

1.1. 定义

(a) 结构系统：其功能用于改变飞机结构设计包线，其失效或故障可对结构性能造成不利影响。包括但不限于主动操纵系统、增稳系统、载荷减缓系统、颤振控制系统、飞行包线保护系统、操纵面限制系统、方向舵偏置系统(rudder bias system)、自动驾驶系统以及燃油管理系统。

(b) 极不可能：基于评估等级和灾难性失效情况分类的定量允许概率值。

(c) 失效情况：影响飞机结构性能的结构系统失效情况。

(d) 结构性能：指飞机满足适用结构要求的能力。

1.2. 系统和结构的相互影响

(a) 适用性

对于装有结构系统的飞机，必须考虑这类系统正常和失效情况对结构性能的影响。

(b) 总则

对结构系统评估的准则必须被适航审定部门接受。

(1) 本节所定义的准则仅涉及系统响应和性能对结构的直接结果，必须作为整体进行飞机的安全评估，而不能将其分开考虑。这些准则仅适用于其失效能妨碍飞机继续安全飞行和着陆的结构。确定当系统功能减弱或处于不正常工作模式时，可接受的操纵品质或稳定性要求限制的详细准则不属于本节内容。

(2) 飞机的具体特性不同，可能需要进行超出本准则要求的额外研究工作，以演示飞机的性能满足其他真实情况，例如安装了载荷减缓系统飞机的需要用可替代的突风或机动载荷确定方法。

(c) 系统功能正常时

(1) 必须确定系统所有正常运行构型，在所有飞行、地面(水面)限制条件下的限制载荷，并考虑飞机直到限制载荷时该系统特殊的性能或相关功能，或任何对结构性能的影响。而且，必须考虑到任何实际当中的显著非线性(操纵面偏转率，门槛值，或其它系统非线性)或当根据限制条件制定限制载荷时保守方法。

(2) 飞机必须满足所适用情况下的静强度要求, 使用规定的系数, 并基于 a) 节确定的限制载荷推导极限载荷。必须研究超出限制条件情况时的非线性影响, 以确保系统在超出限制情况时不会表现异常。然而, 当能够表明飞机具有不允许超过这些限制情况的设计特性时, 可以不考虑超出限制情况的情况。

(3) 飞机必须满足本规章要求的气动弹性稳定性要求。

(4) 飞机必须满足本规章要求的结构耐久性要求。

(d) 系统处于失效状态时

对任何不能表明结构系统失效情况是极不可能时, 系统必须满足:

(1) 失效发生时——建立从 1-g 平飞状态开始的真实失效情况, 包括飞行员的纠正措施, 以确定失效发生时刻和发生瞬时之后的载荷。

(i) 对静强度符合性证明, 这些载荷乘以适当的安全系数作为设计所考虑的极限载荷, 该安全系数与失效发生的概率相关。(缺少安全系数确定的方法) 该系数至少为 1.5。

(ii) 对于结构耐久性符合性证明, 飞机必须能够承受三分之二的 i) 节所确定的极限载荷。对于增压舱, 这些载荷必须与正常运行时压差相组合。

(iii) 必须表明直到本规章要求的速度时飞机没有气动弹性不稳定性, 直到 V_D/M_D 时不发生颤振、操纵反效和发散。对于失效情况导致速度增加并超过 V_D/M_D 时, 必须证明直到所增加的速度不会发生气动弹性不稳定性, 以表明能够保持本规章要求的气动弹性安全边界。

(iv) 系统失效导致的结构受迫振动不得产生可导致主要结构有害变形的载荷。

(2) 继续飞行——对处于系统失效状态的飞机, 在任何适当的重新构型和飞行限制下, 满足以下要求:

(i) 由下述飞行情况(或其他适用情况), 直到 V_C/M_C 或其他规定的后续飞行速度所产生的载荷。

a) 本规章中规定的限制对称机动情况, 如“对称飞行情况”、“飞行包线”、“增升装置”、“水平翼面上产生的机动载荷”以及“外侧小翼或翼尖小翼”。

b) 本规章中规定的限制突风和湍流情况, 如“突风载荷系数”, “增升装置”, “水平翼面的突风载荷”, “垂直翼面的突风载荷”以及“外侧小翼或翼尖小翼”。

c) 本规章中规定的限制滚转和非对称情况, 如“滚转情况”、“非对称载荷”以及“外侧小翼或翼尖小翼”。

d) 本规章中规定的限制偏航机动情况, 如“偏航情况”和“外侧小翼或翼尖小翼”。

e) 本规章中规定的限制地面载荷情况, 如“地面载荷情况和假设条件”。

(ii) 对于静强度符合性证明, 结构的每个部件必须能够承受 i) 中确定的限制载荷乘以基于处于该失效状态的概率所确定的安全系数的极限载荷。

(iii) 对于结构的耐久性符合性证明, 飞机必须能够承受三分之二的第 ii) 节中确定的极限载荷。对于增压舱, 这些载荷必须与正常运行时压差相组合。

(iv) 如果失效状态引起的载荷对结构耐久性有显著影响, 在进行结构耐久性符合性证明时必须考虑该影响。

(v) 必须表明直到 V_D/M_D 时, 没有气动弹性不稳定性。

(vi) 必须表明在任何可能的系统失效与损伤容限评定中确定的损伤组合情况下, 直到 V_D/M_D 时没有气动弹性不稳定性。

(e) 失效指示——结构系统的失效探测和指示必须满足如下要求:

(1) 对于除极不可能失效以外的其他系统, 必须检查系统失效状态。

(2) 对于在飞行中, 任何系统失效状态可显著影响飞机的结构性能, 但是通过采取适当的飞行限制可最小化该失效对适航性的降低时, 必须有针对性该系统失效的飞行机组指示措施。

(f) 带有已知失效状态的额外飞行

额外飞行定义为在着陆后, 或在飞行前准备期间, 有系统失效发现和报告后, 仍然带有该系统失效的继续飞行。

如果带有影响结构性能或影响剩余系统维持结构性能完整性的系统失效状态进行额外飞行时, 必须满足:

(1) 带有结构失效时,在飞行限制以及预期的运行限制范围内能够满足结构功能正常时的所有载荷、强度、耐久性和气动弹性稳定性等要求。

(2) 满足处于失效时本条款的要求。

2. 一般符合性方法

2.1. 在结构功能正常时

(a) 确定系统所有正常运行构型,在所有飞行、地面(水面)运行条件下的限制载荷,并考虑飞机直到限制载荷时该系统特殊的性能或相关功能,或对结构性能的任何影响。

(b) 飞机必须满足所适用情况下的静强度要求,包括限制载荷和极限载荷。同时考虑超出限制载荷时,可能的非线性影响。

(c) 分析或试验表明带有结构系统的设计能够满足规章中气动弹性稳定性的要求。

(d) 分析或试验表明带有结构系统的设计能够满足规章中结构耐久性的要求。

2.2. 系统发生失效时

2.2.1 分析表明结构系统失效情况是极不可能的。

2.2.2 如果不能表明结构系统失效是极不可能的,可进一步表明系统设计满足以下要求以验证对规章的符合性。

(a) 失效发生时——

(1) 确定从 1-g 平飞状态开始的真实失效情况,包括飞行员的纠正措施,基于真实失效情况确定失效发生时刻,以及发生瞬时之后的限制载荷。

(2) 基于第(1)条确定的限制载荷,极限载荷验证结构静强度符合性证明,其中安全系数需要基于系统失效发生的概率,通过分析确定,如果不进行合理的分析,安全系数可以取 1.5 作为保守系数。

(3) 验证结构系统失效后的结构耐久性符合性要求。此时飞机必须能够承受第(2)条确定的极限载荷的三分之二的作为极限载荷。对于增压舱,这些载荷必须与正常运行时压差相组合。

(4) 验证结构系统失效后的气动弹性稳定性要求。通过分析表明失效后,速度是否会增加并超过 V_D/M_D 。然后通过进一步分析表明在系统失效后,直到在最大可能速度时飞机没有气动弹性不稳定性。

(5) 通过分析或试验表明系统失效产生的结构受迫振动不会产生可导致主要结构有害变形的载荷。

(b) 继续飞行——

(1) 对处于系统失效状态的飞机,在任何可能的重新构型和飞行限制下,满足以下要求:

(i) 分析确定系统失效后,结构应承受规章规定的,直到 V_C/M_C 或其他规定的后续飞行速度所产生的载荷。

(ii) 通过分析或试验表明系统失效后结构的每个部件必须能够承受极限载荷。极限载荷是基于 i) 中确定的限制载荷,再乘以基于处于该失效状态的概率所确定的安全系数。

(iii) 对于结构的耐久性符合性证明,飞机必须能够承受三分之二的第 ii) 节中确定的极限载荷。对于增压舱,这些载荷必须与正常运行时压差相组合。

(iv) 分析失效状态引起的载荷对结构耐久性是否有显著影响,如果有显著影响,在进行结构耐久性符合性证明时必须进行考虑。

(v) 通过分析或试验表明直到 V_D/M_D 时,飞机没有气动弹性不稳定性。同时,还需要考虑失效与损伤容限评定中确定的损伤的组合情况。

2.3. 失效指示

(a) 通过系统设计描述或分析,表明对于除极不可能失效以外的其他系统,建立了检查系统失效状态的措施或等效方法。

(b) 通过系统描述或分析表明,已经为在飞行中任何系统失效状态可显著影响飞机的结构性能,但是通过采取适当的飞行限制可最小化该失效对适航性影响的类似系统,设计了/建立了失效指示措施。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 在表明对规章要求的符合性验证时,考虑了系统的完好状态和失效状态。

(b) 分别针对系统完好状态和失效状态确定了系统的限制载荷和极限载荷。

- (c) 在系统失效状态时, 确定其极限载荷的安全系数是基于系统的失效概率而制定的。
- (d) 分别在系统完好状态和失效状态表明了系统对静强度、气动弹性和结构耐久性要求。
- (e) 在失效状态下进行气动弹性稳定性符合性证明时, 对系统失效后飞机的速度是否会超过 VD/MD 进行了分析, 并分析表明直到最大速度不会发生气动不稳定性。同时在进行气动稳定性分析时考虑了系统失效以及损伤容限分析确定的损伤的组合情况。
- (f) 对于除极不可能失效以外的其他系统, 已经建立了检查系统失效状态的措施, 并设计有向飞行员提供系统失效状态的指示措施(如适用)。

结构载荷

第 23.2210 条 结构设计载荷

1. 安全性要求要点

1.1. 载荷

(a) 除非另有说明, 所规定的空中、地面和水面载荷必须与计及飞机每一质量项目的惯性力相平衡。这些载荷的分布必须保守地近似于或接近地反映真实情况。除非表明确定受载情况的方法是可靠的或在所考虑的飞机布局上是保守的, 否则用以确定鸭式和串列式机翼布局载荷大小及分布的方法必须通过试飞测量来证实。

(b) 如果载荷作用下的变位会显著地改变外部载重或内部载重的分布, 则必须考虑载重的这种重新分布。

(c) 在附录规定的限制范围内, 附录 X1-X4 提供了一种简单的确定符合本指南第 23.2215 条中多条要求的方法, 并且其可以用作一种(但并非仅一种) 符合性方法。

1.2. 鸭式或串列式机翼布局

鸭式或串列式机翼布局的前部结构必须:

- (a) 满足本规章 C、D 章适用于机翼的所有要求;
- (b) 满足适用于这些翼面所执行功能的所有要求。

1.3. 飞行载荷系数

飞行载荷系数是气动力分量(垂直作用于假设的飞机纵轴) 与飞机重力之比。正载荷系数是当气动力相对于飞机向上作用时的载荷系数。

2. 一般符合性方法

(a) 根据设计重量、质量分布、气动力分布数据等进行分析, 并与相应的惯性力相平衡, 所采用的分析方法必须是可靠的或保守的。

(b) 选取各情况适用的飞机速度、高度、重量重心、载荷系数等参数的角点、内部点或特殊点作为设计飞机载荷情况的计算点。

(c) 飞机结构变形后外载荷重新分布, 考虑全机平衡, 通过弹性修正方法分析计算得到外载荷。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 要考虑飞机所有可能的重量、重心和质量分布, 速度以及外部环境等。
- (b) 在结构变形较大有可能影响载荷分布时, 应充分考虑结构变形的影响。
- (c) 确定鸭式或串列式翼面布局受载情况的方法的合理性证明。

第 23.2215 条 飞行载荷条件

1. 安全性要求要点

1.1. 第 23.2215 条(a)安全要求要点

1.1.1. 突风包线

(1) 假定飞机在平飞时遇到对称的垂直突风, 由此引起的限制载荷系数必须对应于按下述突风速度确定的情况:

(i) 高度在海平面与 6,100. 米(20,000 英尺)之间时, 在速度为 V_C 时的正(向上)、负(向下) 突风速度必须取为 15.25 米/秒(50 英尺/秒)。突风速度可线性地从 6,100 米(20,000)英尺处的 15.25. 米/秒(50 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000. 英尺)处的 7.60. 米/秒(25 英尺/秒);

(ii) 高度在海平面与 6,100 米(20,000. 英尺)之间时, 在速度为 V_D 时的正、负突风速度必须取为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)。突风速度可线性地从 6,100 米(20,000 英尺)处的 7.60 米/秒(25 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)处的 3.80 米/秒(12.5 英尺/秒)。

(iii) 此外, 对于第 4 级飞机, 高度在海平面和 6,100 米(20,000 英尺)之间, 在速度 V_B 时的正(向上) 和负(向下)的强突风速度必须考虑为 20.1 米/秒(66. 英尺/秒)。突风速度可线性地自 6,100 米(20,000 英尺)时的 20.1 米/秒(66 英尺/秒)减少到 15,200 米(50,000 英尺)时的 11.6 米/秒(38 英尺/秒)。

(2) 必须作下列假设:

(i) 突风形状为:

$$U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi s}{25C} \right) \quad U = \frac{U_{de}}{2} \left(1 - \cos \frac{2\pi s}{25C} \right)$$

其中:

s 为进入突风区的距离, 米(英尺);

C 为机翼的平均几何弦长, 米(英尺);

U_{de} 为按本条(1)得到的突风速度。

(ii) 在 V_C 和 V_D 之间突风载荷系数随速度按线性变化。

1.1.2. 突风载荷系数

(a) 飞机必须设计成能承受由本条 1.1.1 规定的突风在每个升力面上产生的载荷。

(b) 必须用合理分析的方法计算鸭式布局或串联式机翼布局的突风载荷。如果表明计算的净载荷相对于本条 1.1.1 中的突风准则是保守的, 则可以按照本条(c)计算。

(c) 在缺少更合理的分析时, 突风载荷系数必须按下列公式计算:

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

式中

$$k_g = \frac{0.88\mu_g}{5.3 + \mu_g}, \quad \text{为突风缓和系数;}$$

$$\mu_g = \frac{2(Wg / S)}{\rho C a g}, \quad \text{为飞机质量比;}$$

U_{de} 为根据本条 1.1.1 得到的突风速度, 米/秒;

ρ 为大气密度, 公斤/米³;

Wg/S 为具体载荷情况下的适用的飞机重量产生的翼载, 牛顿/米²;

C—为平均几何弦长, 米;

g 为重力加速度, 米/秒²;

V 为飞机当量速度, 米/秒;

a 如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时, a 即为飞机法向力系数 CNA 曲线的斜率(1/弧度); 如突风载荷仅作用在机翼上, 而平尾的突风载荷作为单独情况处理时, 则可采用机翼升力系数 CL 曲线的斜率(1 / 弧度)。

$$n = 1 + \frac{K_g U_{de} V a}{498(W / S)}$$

英制:

式中:

$$K_g = \frac{0.88u_g}{5.3 + u_g}, \text{ 为突风缓和系数;}$$

$$u_g = \frac{2(W/S)}{\rho C a g}, \text{ 为飞机质量比;}$$

U_{de} 为根据本条 1.1.1. 得到的突风速度, 英尺/秒;

ρ 为大气密度, 斯拉格/英尺³;

W/S 为具体载荷情况下适用的飞机重量产生的翼载, 磅/英尺²;

$\bar{C}$ 为平均几何弦长, 英尺;

g 为重力加速度, 英尺/秒²;

V 为飞机当量速度, 节;

a 如果突风载荷以合理的方式同时作用在机翼和水平尾面上时, a 即为飞机 3 法向力系数 C_{na} 曲线的斜率(1/弧度); 如突风载荷仅作用在机翼上, 而平尾的突风载荷作为单独情况处理时, 则可采用机翼升力系数 CL 曲线的斜率(1/弧度)。

1.1.3. 水平翼面突风载荷

(a) 每一水平翼面(非主翼)必须按下列情况产生的载荷来设计:

(1) 襟翼收起, 本条 1.1.1 所规定的突风速度;

(2) 在速度 V_F, 对应于本指南第 23.2225 条第 1.4. (a) (2)规定的情况, 名义强度为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)的正负突风。

(b) 按本条(a)规定的情况确定水平翼面的总载荷时, 必须首先确定在相应的设计速度 V_F、V_C 和 V_D 下, 稳定无加速飞行的初始平衡载荷。在初始平衡载荷上必须加上由突风引起的载荷增量以得到总载荷。

(c) 在缺少更合理的分析时, 由突风产生的载荷增量必须按下式计算, 除非表明使用该公式是保守的, 否则该式仅适用于后水平尾翼布局的飞机。

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{1.63} \left(1 - \frac{d_e}{d_a} \right)$$

其中:

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量, 牛顿;

K_g 为本条 1.1.2 定义的突风缓和系数;

U_{de} 为得到的突风速度, 米/秒

V 为飞机当量速度, 米/秒;

a_{ht} 为后平尾升力曲线的斜率, 1/弧度;

S_{ht} 为后平尾的面积, 米²;

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

公制:

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{16.0} \left(1 - \frac{d_e}{d_a} \right)$$

其中:

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量, 公斤;

K_g 为本条 1.1.2 定义的突风缓和系数;

U_{de} 为得到的突风速度, 米/秒;

V 为飞机当量速度, 米/秒;

a_{ht} 为后平尾升力曲线的斜率, 1/弧度;

S_{ht} 为后平尾的面积, 米²;

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

英制：

$$\Delta L_{ht} = \frac{K_g U_{de} V a_{ht} S_{ht}}{498} \left(1 - \frac{d_e}{d_a}\right)$$

其中：

ΔL_{ht} 为平尾的载荷增量，磅；

K_g 为本条 1.1.2 定义的突风缓和系数；

U_{de} 为得到的突风速度，英尺/秒；

V 为飞机当量速度，节；

a_{ht} 为后平尾升力曲线的斜率；1/弧度；

S_{ht} 为后平尾的面积，英尺²；

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

1.1.4. 垂直翼面突风载荷

(a) 垂直翼面必须设计成当速度为 V_c 的非加速飞行时，能够承受本条 1.1.1 中 V_c 时所规定的横向突风。

(b) 此外，对于第 4 级飞机，假定飞机以 VB、VC、VD 及 VF 作非加速飞行时，遇到垂直于对称平面的突风。必须研究本条 1.1.2 和第 23.345 条中所确定情况相应的突风和飞机速度。突风形状必须按本条 1.1.1(2)(i) 的规定。

(c) 在缺少更合理的分析时，必须按下式计算突风载荷：

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V a_{vt} S_{vt}}{1.63}$$

其中：

L_{vt} 为垂直翼面载荷，牛顿；

$K_{gt} = \frac{0.88 \mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$ 为突风缓和系数；

$\mu_{gt} = \frac{2W}{\rho c_l g a_{vt} S_{vt}} \frac{K^2}{l_{vt}}$ 为侧向质量比；

U_{de} 为规定的突风速度，米/秒；

ρ 为空气密度，公斤/米³；

W 为在特定载荷情况下适用的飞机重量，公斤；

S_{vt} 为垂直翼面面积；米²；

$\bar{c}_l$ 为垂直翼面平均几何弦长，米；

a_{vt} 为垂直翼面升力曲线斜率，1/弧度；

K 为偏航方向回转半径，米；

l_{vt} 为从飞机重心到垂直翼面压心的距离，米；

g 为重力加速度，米/秒²；

V 为飞机当量空速，米/秒。

公制：

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V a_{vt} S_{vt}}{16.0}$$

其中：

L_{vt} 为垂直翼面载荷，公斤；

$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$ 为突风缓和系数；

$\mu_{gt} = \frac{2W}{\rho c_t g a_{vt} S_{vt}} \frac{K^2}{l_{vt}}$ 为侧向质量比；

U_{de} 为规定的突风速度，米/秒；

ρ 为空气密度，公斤·秒²/米⁴；

W 为在特定载荷情况下适用的飞机重量，公斤；

S_{vt} 为垂直翼面面积，米²；

$\bar{c}_t$ 为垂直翼面平均几何弦长，米；

a_{vt} 为垂直翼面升力曲线斜率，1/弧度；

K 为偏航方向回转半径，米；

l_{vt} 为从飞机重心到垂直翼面压心的距离，米；

g 为重力加速度，米/秒²；

V 为飞机当量空速，米/秒。

英制：

$$L_{vt} = \frac{K_{gt} U_{de} V a_{vt} S_{vt}}{498}$$

其中：

L_{vt} 为垂直翼面载荷，磅；

$K_{gt} = \frac{0.88\mu_{gt}}{5.3 + \mu_{gt}}$ 为突风缓和系数；

$\mu_{gt} = \frac{2W}{\rho c_t g a_{vt} S_{vt}} \frac{K^2}{l_{vt}}$ 为侧向质量比；

U_{de} 为规定的突风速度，英尺/秒；

ρ 为空气密度，斯拉格/英尺³；

W 为在特定载荷情况下适用的飞机重量，磅；

S_{vt} 为垂直翼面面积，英尺²；

$\bar{c}_t$ 为垂直翼面平均几何弦长，英尺；

a_{vt} 为垂直翼面升力曲线斜率，1/弧度；

K 为偏航方向回转半径，英尺；

l_{vt} 为从飞机重心到垂直翼面压心的距离，英尺；

g 为重力加速度，英尺/秒²；

V 为飞机当量空速，节。

1.2. 第 23.2215 条(b) 安全要求要点

1.2.1. 对称飞行情况

(a) 在确定与本条规定的任何对称飞行情况相对应的机翼载荷和线惯性载荷时，必须用合理的或保守的方法计及相应的平尾的平衡载荷。

(b) 由于机动和突风引起的平尾载荷的增量，必须以合理的或保守的方法用飞机的角惯性力来平衡。

(c) 确定飞机载荷时必须考虑气动面的交互影响。

1.2.2. 飞行包线

(a) 总则 对于飞行包线(与本指南第 23.2200 条第 1.2(d)款所示的相类似)的边界上和边界内的空速和载荷系数的任一组合，均必须表明符合本章的强度要求。该飞行包线表示分别由本条 1.2.2(b)和本条 1.1.1 机动和突风准则所规定的飞行载荷情况的范围。

(b) 机动包线 除受到最大(静)升力系数的限制外, 假定飞机经受对称机动而产生下列限制载荷系数:

- (1) 在直到 V_D 的各速度时, 为本指南 22.2200 条第 1.4 规定的正机动载荷系数。
- (2) 在直到 V_C 的各速度时, 为本指南 22.2200 条第 1.4 规定的负机动载荷系数。
- (3) 对正常类和通勤类, 载荷系数从 V_C 时的规定值随速度线性变化到 V_D 时的 0.0; 对特技类和实用类, 载荷系数从 V_C 时的规定值随速度线性变化到 V_D 时的-1.0。

1.2.3. 非对称飞行情况

(a) 假定飞机经受到本条 1.2.4 和本条 1.2.5 的非对称飞行情况。对重心的不平衡气动力矩, 必须由惯性力以合理的或保守的方法予以平衡, 认为此惯性力由主要质量提供。

(b) 按快滚机动(急横滚)进行审定的特技类飞机, 必须按照作用在机翼和水平尾翼上的附加的非对称载荷进行设计。

1.2.4. 滚转情况

机翼和机翼的支撑结构必须按下列载荷情况来设计:

(a) 与飞机类别相应的非对称机翼载荷。除非下列值导致不符合实际的载荷, 滚转加速度可以由本指南第 23.2200 条第 1.2(d)规定的对称飞行情况按下述方法加以修正而得到:

(1) 对于特技类, 在 A 和 F 情况, 假定 100% 的半翼展机翼气动载荷作用在对称面的一侧, 60% 作用在另一侧。

(2) 对于正常类、实用类和通勤类飞机, 在 A 情况, 假定 100% 的半翼展机翼气动载荷作用在飞机的一侧, 75% 作用在另一侧。

(b) 由本指南第 23.2225 条第 1.5 规定的副翼偏转和速度所产生的载荷, 至少同用于设计的正机动载荷系数的 2/3 相组合。除非下列值导致不符合实际的载荷, 副翼偏转对机翼扭矩的影响, 可以在本指南第 23.2200 条第 1.2(d)确定的临界情况下, 用翼展上副翼所占部分内的基本翼型力矩系数附加下列增量的方法来计算:

$$\Delta C_m = -0.01\delta$$

其中:

ΔC_m 是力矩系数增量, 和;

δ 是在临界情况下副翼向下偏转的度数。

1.2.5. 偏航情况

飞机必须按照本条 1.2.9 至本指南第 23.2225 条第 1.19 规定的载荷在垂直翼面上产生的偏航载荷来设计。

1.2.6. 平衡载荷

(a) 水平翼面平衡载荷是在任何规定的没有俯仰加速度的飞行情况下, 维持平衡所必须的载荷。

(b) 水平平衡翼面必须按限制机动包线上的任一点和第 23.2225 条第 1.4 规定的襟翼情况所产生的平衡载荷来设计。

1.2.7. 水平翼面机动载荷

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

(a) 在速度为 V_A 时, 将俯仰操纵器件突然向后移动到最大和突然向前移动到最大, 直至操纵止动点或驾驶员限制作用力, 取两者中之最临界情况。

(b) 在速度大于 V_A 时, 将俯仰操纵器件突然向后移动随后向前移动, 产生下表中法向加速度和角加速度的组合。

情况	法向加速度 (n)	角加速度 (弧度/秒 ²)
抬头	1.0	$+(39/V) n_m(n_m-1.5)$
低头	n_m	$-(39/V) n_m(n_m-1.5)$

其中:

(1) n_m 为用于飞机设计的正限制机动载荷系数;

(2) V 为初始速度, 节。

本条情况包括了在“校准机动”(在这种机动飞行中, 将俯仰操纵器件突然向一个方向移动, 然后又突然反向移动) 中可能出现的相应载荷, 但“校准机动”的偏度和时间要避免超过

限制机动载荷系数。对抬头和低头两种情况，水平翼面的总载荷是在速度 V 和规定的法向载荷系数 n 时的平衡载荷，加上由于规定的角加速度所引起的机动载荷增量。

1.2.8. 水平翼面非对称载荷

(a) 水平翼面(非主翼)及其支撑结构必须按偏航和滑流影响引起的非对称载荷与本条规定的飞行情况载荷的组合来设计。

(b) 在缺少更合理的资料时，对发动机、机翼、水平翼面(非主翼)和机身外形按常规的相对位置布局的飞机，采用下列规定：

(1) 可以假定对称飞行情况最大载荷的 100% 作用于对称面一侧的水平翼面上。

(2) 必须将下列百分比的载荷施加于另一侧。

百分比 = $100 - 10(n - 1)$ ，其中 n 是规定的正机动载荷系数，但此百分比不得大于 80%。

(c) 对于非常规布局的飞机(如水平翼面(非主翼)有较大上反角或水平翼面支撑在垂尾上的飞机)，各翼面及支撑结构必须按单独考虑的每一种规定的飞行情况中同时产生的垂尾和平尾载荷的组合来设计。

1.2.9. 垂直翼面机动载荷

(a) 在直至 V_A 的各速度，垂直翼面必须设计得能承受下列各种情况，在计算载荷时可以假定偏航角速度为零：

(1) 飞机在无偏航非加速飞行时，假定方向舵操纵器件突然移动到操纵止动器或由驾驶员限制作用力所限制的最大偏度。

(2) 假定飞机以本条(a)(1)规定的方向舵偏度偏航到过漂侧滑角。可以假定过漂角等于本条(a)(3)的静侧滑角的 1.5 倍来代替分析。

(3) 15° 的偏航角，方向舵保持在中立位置(受驾驶员作用力限制者除外)。

(b) 对于通勤类飞机，必须按照下列附加的机动情况进行设计，速度范围从 V_A 到 V_D/MD 。在计算尾翼载荷时：

(1) 飞机必须偏航到可得到的最大稳态静侧滑角，方向舵处于以下任何一项引起的最大偏转位置：

(i) 操纵面止动器。

(ii) 最大可用的助力器作用。

(iii) 下图所示的驾驶员操纵方向舵的最大的力：

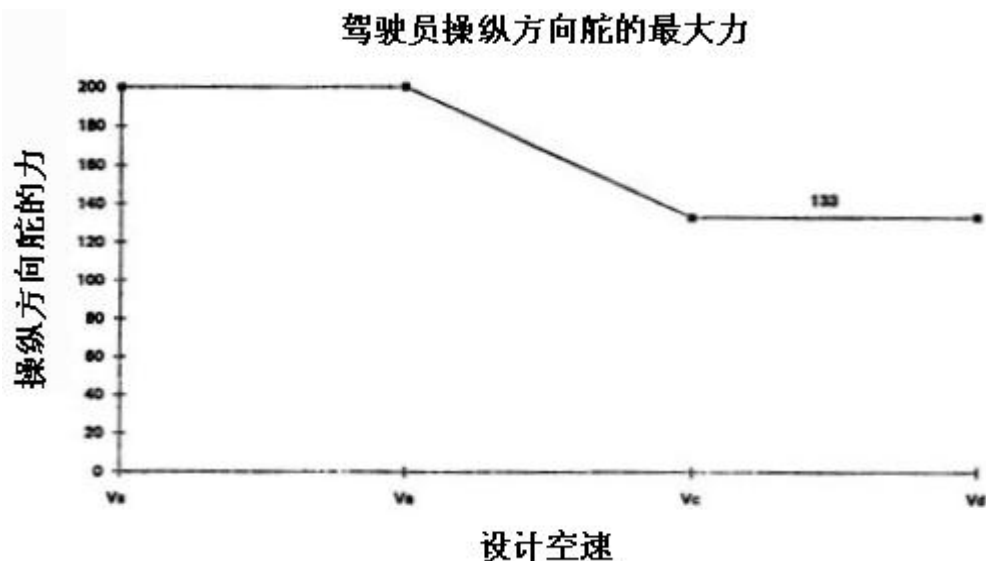
(2) 方向舵必须从最大偏转位置突然回到中立位置。

(c) 对于某特定速度，(a)(3)所选定的偏航角如果在下列情况中不会被超过，则本条(a)(3)规定的偏航角可以减小：

(1) 稳定侧滑情况；

(2) 从大坡度飞行产生的非协调滚转；

(3) 临界发动机突然失效，而纠正动作又有延迟。



1.3. 第 23.2215 条(c) 安全性要求要点

1.3.1. 对称飞行情况

(a) 涡轮螺旋桨飞机必须按临界发动机失效所引起的非对称载荷进行设计, 其中包括下述情况与螺旋桨阻力限制系统单个故障的组合, 并考虑驾驶员在飞行操纵器件上预期的纠正动作:

(1) 在 V_{MCA} 和 V_D 之间的各种速度下, 由于燃油流动中断而引起功率丧失所产生的载荷作为限制载荷。

(2) 在 V_{MCA} 和 V_D 之间的各种速度下, 由于发动机压气机和涡轮脱开或由于涡轮叶片失落所产生的载荷作为极限载荷。

(3) 上述发动机失效引起的推力减小和阻力增加的时间历程, 必须由试验或其他适用此特定发动机—螺旋桨组合的资料予以证实。

(4) 对于驾驶员预期的纠正动作的时间和纠偏量的大小, 必须保守地加以估计, 此时要考虑特定发动机—螺旋桨组合的特性。

(b) 可以假定驾驶员的纠正动作在达到最大偏航速度时开始, 但不早于发动机失效后两秒钟。纠偏量的大小可以根据本指南第 23.2225 条第 1.9 中规定的限制操纵力确定, 但如果分析或试验表明较小的力能够控制由上述发动机失效情况所产生的偏航和滚转, 也可以取较小的力。

1.4. 特殊安全要求要点

对于满足相关条件的 1, 2 级飞机可采用附件 A 简化设计载荷准则进行载荷计算。

2. 一般符合性方法

2.1. 第 23.2215 条(a)

(a) 突风包线随着重量重心以及高度的不同是不同的, 因此首先针对不同重量重心和高度进行计算, 然后取临界的外包线作为计算情况。

(b) 突风载荷系数: 根据各种重量、重心、高度, 给出对应的突风载荷, 然后分别选取最大正、负突风载荷作为临界载荷设计机翼和平尾。一般采用分析/计算验证方法。

2.2. 第 23.2215 条(b) 条款表明符合性的要点

在进行载荷分析计算时需要依据可靠的力学理论, 建立运动方程, 按照本条款的要求, 进行机动载荷求解。

2.3. 第 23.2215 条(c)

“发动机失效引起的非对称载荷”一般采用分析/计算验证方法。确定发动机失效后, 推力减小和阻力增加的时间历程, 建立飞机侧向运动方程, 输入方向舵操纵规律, 确定部件载荷。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 第 23.2215 条(a) 条款审查要点

(a) 突风包线

(b) 气动数据和机动飞行运动力学方程

(c) 动力装置失效后, 推力减小和阻力增加的时间历程。

第 23.2220 条 地面载荷和水载荷情况

1. 安全性要求要点

1.1 地面载荷

1.1.1. 地面载荷总则

本章规定的限制地面载荷是作用在飞机结构上的外载荷和惯性力。在每个规定的地面载荷情况下, 必须用合理的或保守的方法使外部反作用力与线惯性力和角惯性力相平衡。

1.1.2. 地面载荷情况和假定

(a) 除了第 23.2220 条第 1.4、1.5 和 1.6 条可以按本条(b)和(c)允许的设计着陆重量(以最大下沉速度着陆时的最大重量)来表明其符合性外, 必须按最大设计重量来表明其符合本章的地面载荷要求。

(b) 设计着陆重量可以低至下列数值:

(1) 如果最小油量等于设计最大重量与设计着陆重量之差加上足以保证在最大连续功率下至少工作半小时所消耗的油量, 则可取为 95% 的最大重量; 或

(2) 设计最大重量减去 25% 总燃油重量。

(c) 如果下列两项成立, 则多发飞机的设计着陆重量可以小于本条(b)的规定:

(1) 飞机符合第 23.67 条(b)(1)或(c)的一台发动机不工作情况下的爬升要求; 和

(2) 飞机表明符合第 23.1001 条中应急放油系统的要求。

(d) 对本章规定的地面载荷情况, 飞机重心处所选定的限制垂直惯性载荷系数, 不得小于用 $0.510(Wg/S)^{1/4}$ 米/秒 ($0.902(W/S)^{1/4}$ 米/秒; $4.4(W/S)^{1/4}$ 英尺/秒) 的下沉

速度(V)着陆时所能得到的值, 但此下沉速度不必大于 3.05 米/秒(10 英尺/秒), 也不得小于 2.13 米/秒(7 英尺/秒)。

(e) 可以假定在整个着陆过程中, 机翼升力不超过飞机重量的 2/3, 并作用在重心处。地面反作用力载荷系数可以等于惯性载荷系数减去上述假定的机翼升力与飞机重量的比值。

(f) 如果用能量吸收试验来确定对应于所要求的限制下沉速度的限制载荷系数, 则这些试验必须根据本指南第 23.2235 条第 1.2.5. (a)的要求进行。

(g) 在设计最大重量时, 用于设计的限制惯性载荷系数不得小于 2.67, 限制地面反作用力载荷系数也不可小于 2.0, 除非在使用中预期会遇到的粗糙地面上, 在直到起飞速度的滑行中, 上述两系数不会被超过。

1.1.3. 起落架布置

第 23.2220 条第 1.4 至 1.6 条或附录 X5 中的情况, 适用于常规布局的主、前起落架或主、尾起落架飞机。

1.1.4 水平着陆情况

(a) 对于水平着陆, 假定飞机处于下列姿态:

(1) 对于尾轮式飞机, 处于正常水平飞行姿态。

(2) 对于前轮式飞机, 其姿态为下列两种:

(i) 前轮和主轮同时接触地面。

(ii) 主轮接地和前轮稍离地面。

本条(a)(2)(i)项的姿态可以用于要求按本条(a)(2)(ii)进行的分析中。

(b) 在研究着陆情况时, 必须把阻力分量与相应的瞬时垂直地面反作用力恰当地组合起来, 阻力分量为模拟把轮胎和机轮加速到着陆速度(起旋)所需要的力。起旋阻力载荷(回弹)迅速减小引起的向前作用的水平载荷必须在向前的载荷达到峰值时与垂直的地面反作用力相组合, 假定机翼升力, 且轮胎滑动摩擦系数为 0.8。然而, 阻力载荷不得小于最大垂直地面反作用力的 25%(忽略机翼升力)。

(c) 在确定着陆情况的机轮起旋和回弹载荷时, 如果缺乏具体的试验或更为合理的分析, 则必须使用附件 D 中阐述的方法。如果使用了附录 X6, 则设计时采用的阻力分量不得小于附录 X5 中给出的值。

(d) 对带有翼尖油箱或由机翼支持的大型外挂质量(如涡轮螺旋桨或喷气发动机)的飞机, 其翼尖油箱和支撑油箱或大型外挂质量的结构, 必须根据本条(a)(1)或(a)(2)(ii)水平着陆情况的动态响应的影响来设计。在计算动态响应的影响时, 可以假定飞机升力等于飞机重量。

1.1.5. 尾沉着陆情况

(a) 对尾沉着陆, 假定飞机处于下列姿态:

(1) 对于尾轮式飞机, 主轮和尾轮同时接地。

(2) 对于前轮式飞机, 失速姿态或相应于除主轮外飞机所有部分均不触地时所允许的最大迎角, 两者中取迎角较小者。

(b) 对尾轮式或前轮式飞机, 假定在最大垂直载荷出现以前, 机轮的圆周速度已达到了飞机的水平速度, 地面反作用力为垂直的。

1.1.6. 单轮着陆情况

对于单轮着陆情况, 假定飞机处于水平姿态, 以一侧主起落架接地。在这种姿态下, 该侧地面反作用力必须与第 23.2220 条第 1.4 条所得到的一侧主起落架载荷相同。

1.1.7. 侧向载荷情况

(a) 对侧向载荷情况, 假定飞机处于水平姿态, 仅以主轮接地, 减震支柱和轮胎处于静态位置。

(b) 限制垂直惯性载荷系数必须为 1.33, 垂直地面反作用力在主起落架间平均分配。

(c) 限制侧向惯性载荷系数必须为 0.83, 侧向地面反作用力在两主起落架之间分配如下:

(1) 0.5(w)作用在一侧主起落架上, 方向向内。

(2) 0.33(w)作用在另一侧主起落架上, 方向向外。

(d) 假定本条(c)规定的侧向载荷作用在接地点上, 并且可假定阻力为零。

1.1.8. 滑行刹车情况

对滑行刹车情况, 减震支柱和轮胎在静态位置, 并采用下列规定:

(a) 限制垂直载荷系数必须为 1.33。

(b) 姿态和接地状态, 必须符合第 23.2220 条第 1.4 条所述的水平着陆情况。

(c) 阻力方向的反作用力等于机轮垂直反作用力乘上数值为 0.8 的摩擦系数, 它必须作用于每个带刹车机轮的接地点上, 但是阻力方向的反作用力不必超过按限制刹车扭矩所决定的最大值。

1.1.9. 尾轮补充情况

在确定尾轮及受其影响的支撑结构的地面载荷时, 采用下列规定:

(a) 对于障碍载荷, 在机尾下沉着陆情况下得到的限制地面反作用力, 假设是向上和向后 45° 通过轮轴作用。可以假定减震支柱和轮胎在静态位置。

(b) 对于侧向载荷, 假定等于尾轮静载荷的限制垂直地面反作用力与等值的侧向分力相组合。此外采用下列规定。

(1) 如果尾轮可偏转, 则假定尾轮相对飞机纵轴转动 90°, 其合成地面载荷通过轮轴。

(2) 如果装有锁、转向操纵装置或减摆器, 仍假定尾轮处于拖曳位置, 并且侧向载荷作用于轮胎接地点上。

(3) 假定减震支柱和轮胎在静态位置。

(c) 如果采用尾轮、缓冲器或吸能装置来表明对 E 指南第 23.2400 条(c)(2)的符合性, 则要满足下列要求:

(1) 必须针对尾轮、缓冲器或吸能装置确定适当的设计载荷; 和

(2) 尾轮、缓冲器或吸能装置的支持结构必须设计成能承受本条(c)(1)的载荷。

1.1.10. 前轮补充情况

在确定前轮及受其影响的支撑结构的地面载荷时, 假定减震支柱及轮胎处于静态位置, 下列要求必须得到满足:

(a) 对于向后载荷, 轮轴上的限制力分量必须为下述载荷:

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍。

(2) 阻力分量为垂直载荷的 0.8 倍。

(b) 对于向前载荷, 轮轴上的限制力分量必须为下述载荷:

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍。

(2) 向前的分量为垂直载荷的 0.4 倍。

(c) 对于侧向载荷, 接地点上的限制力分量必须为下述载荷:

(1) 垂直分量为机轮静载荷的 2.25 倍。

(2) 侧向分量为垂直载荷的 0.7 倍。

(d) 对于带有由液压或其他动力操纵的可转向操纵式前轮的飞机, 在设计起飞重量、前轮处于任一转向操纵位置时, 必须假定其承受满操纵扭矩的 1.33 倍与等于作用在前起落架上的最大静反作用力 1.33 倍的垂直反作用力的组合载荷。如果装有扭矩限制装置, 则可将操纵扭矩降至该装置允许的最大值。

(e) 如果可转向操纵式前轮与方向舵脚蹬有直接的机械连接, 则该机构必须设计成能承受本指南第 23.2225 条第 1.9。

规定的驾驶员最大操纵力引起的转向操纵扭矩。

1.1.11. 滑橇式飞机

在确定滑橇式飞机地面载荷时，假定飞机停在地面上，一个主滑橇冻住在静止状态，而其他滑橇可自由滑动，在尾部组件附近必须施加一个相应于设计最大重量 0.036 倍的限制侧向力，安全系数为 1.0。

1.1.12. 千斤顶载荷

(a) 飞机必须按以设计最大重量支承在千斤顶上所产生的载荷来设计。对于起落架千斤顶支承点，飞机为三点姿态；对于主飞机结构千斤顶支承点，飞机为水平姿态。假定支承点的载荷系数如下：

(1) 垂直载荷系数为静反作用力的 1.35 倍。

(2) 前、后和侧向载荷系数为静反作用力的 0.4 倍。

(b) 在千斤顶支承点上的水平载荷必须受惯性力的反作用，以使千斤顶支承点上的合成载荷方向不改变。

(c) 必须考虑水平载荷与垂直载荷的所有组合。

1.1.13. 牵引载荷

本条牵引载荷必须应用于牵引接头和与其直接连接的结构的设计。

(a) 必须分别考虑本条(d)规定的牵引载荷。这些载荷必须作用于牵引接头上，并且它们的作用方向必须和地面平行。此外，采用下列规定：

(1) 必须考虑作用于重心上等于 1.0 的垂直载荷系数。

(2) 减震支柱和轮胎必须处于静态位置。

(b) 对于牵引点不在起落架上但靠近飞机对称平面的情况，采用为辅助起落架规定的阻力和侧向牵引载荷分量。对于牵引点位于起落架外侧的情况，采用为主起落架规定的阻力和侧向牵引载荷分量。在不能达到规定的旋转角的情况下，必须采用可能达到的最大旋转角度。

(c) 本条(d)规定的牵引载荷必须受到下列载荷的反作用：

(1) 作用在主起落架上的牵引载荷的侧向分量，必须受到一个侧向力的反作用，此侧向力作用于承受此载荷的机轮的静地面线上。

(2) 作用在辅助起落架上的牵引载荷，以及作用在主起落架上的牵引载荷的阻力分量，必须受到下列载荷的反作用：

(i) 在承受牵引载荷的机轮轴线上，必须施加一个反作用力，其最大值等于垂直反作用力。为达到平衡，必须施加足够的飞机惯性力。

(ii) 所有载荷必须由飞机惯性力相平衡。

(d) 规定的牵引载荷如下，表中 w 是设计最大重量：

牵引点	位置	载荷大小	载荷序号	载荷方向
主起落架		$0.225w$	1	向前，平行于阻力轴线
			2	向前，与阻力轴线成 30°
			3	向后，平行于阻力轴线
			4	向后，与阻力轴线成 30°
辅助起落架	转向前	$0.3w$	5	向前
			6	向后
	转向后	$0.3w$	7	向前
			8	向后
	从前面转 45°	$0.15w$	9	在机轮平面内向前
			10	在机轮平面内向后
	从后面转 45°	$0.15w$	11	在机轮平面内向前
			12	在机轮平面内向后

1.1.14. 多轮起落架装置上的非对称载荷

(a) 回转载荷 假定飞机在下述状态围绕一侧主起落架回转：

(1) 在回转组件上的刹车是刹死的；

(2) 相应于限制垂直载荷系数 1.0 和摩擦系数 0.8 的载荷, 施加于这个主起落架及其支承结构上。

(b) 非均匀轮胎载荷 第 1.1.1 至第 1.1.6 条确定的载荷必须以 60% 和 40% 的分配关系, 依次施加于每个双轮起落架的双轮和轮胎上。

(c) 泄气轮胎载荷 对泄气的轮胎情况如下:

(1) 必须将第 1.1.1 至第 1.1.6 条确定的载荷的 60%, 依次施加于起落架的每一个机轮上。

(2) 第 1.1.7 条和第 1.1.8 条确定的限制阻力和侧向载荷的 60% 和限制垂直载荷的 100% 或 1.1.14(c)(1) 所得到的较小的垂直载荷, 必须依次施加于双轮起落架的每一个机轮上。

1.1.15. 机轮

(a) 每一机轮的最大静载荷额定值, 不得小于下列情况对应的地面静反作用力:

(1) 设计最大重量; 和

(2) 临界重心位置。

(b) 每一机轮的最大限制载荷额定值, 必须不小于按本规定中适用的地面载荷要求确定的最大径向限制载荷。

1.2 水载荷

1.2.1. 水载荷情况

(a) 水上飞机和水陆两用飞机的结构必须根据在很可能遇到的最恶劣海上条件下正常运行时很可能出现的任何姿态, 以相应的向前和下沉速度起飞和着水过程中所产生的水载荷进行设计。

(b) 除非申请人对水载荷作出了更合理的分析, 否则采用 1.16.1-1.16.8 规定的方法。

1.2.2 设计重量和重心位置

(a) 设计重量: 必须在直到设计着水重量的各种运行重量下满足水载荷要求。但对于 1.16.5 条中所述的起飞情况, 必须采用水面设计起飞重量(水面滑行和起飞滑跑的最大重量)。

(b) 重心位置: 必须考虑在申请合格审定的重心限制范围内临界重心, 以获得水上飞机结构每一部分的最大设计载荷。

1.2.3 载荷的假定

(a) 除非另有规定, 否则假定水上飞机作为整体承受与第 1.16.3 条规定的载荷系数相应的载荷。

(b) 在施加按第 1.16.3 条中规定的载荷系数得到的载荷时, 可以用不小于第 1.16.5 条(c) 中规定的压力把该载荷分布于整个船体或主浮筒的底部(以避免在水载荷作用部位出现过大的局部剪切载荷和弯矩)。

(c) 对于双浮筒水上飞机, 每个浮筒必须作为一架假想的水上飞机的一个等效船体, 其重量等于该双浮筒水上飞机重量的一半。

(d) 除第 1.16.4 条的起飞情况外, 在着水时, 假定水上飞机的气动升力为水上飞机重力的 2/3。

1.2.4. 载荷和主浮筒载荷系数

(a) 水面反作用载荷系数 n_w 必须以下列方法计算:

(1) 对于断阶着水情况

$$n_w = \frac{C_1 V_{SO}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}}$$

(2) 对于船首和船尾着水情况:

$$n_w = \frac{C_1 V_{SO}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}} \times \frac{K_1}{(1 + r_x^2)^{2/3}}$$

(b) 其中的各参数采用下列值:

(1) n_w 为水面反作用载荷系数(即水面反作用力除以水上飞机重力);

(2) $C_1 = 0.0092$ 条 2(公制: $C_1 = 0.0092$ 条 2; 英制: $C_1 = 0.012$), 为水上飞机操纵经验系数(但此系数不得小于为获得断阶载荷系数最小值 2.33 所需要的数值);

(3) V_{SO} 为襟翼打开在相应的着水位置, 不考虑滑流影响的水上飞机失速速度, 节;

- (4) β 为在确定载荷系数的纵向站位处的斜升角,度。载荷按图第 23.2220 条.1 来确定;
 (5) W 为水上飞机设计着水重量, 公斤(磅);
 (6) K_1 为船体站位的经验加权系数, 按图 22.2220 条.2;
 (7) r_x 为平行于船体基准轴, 从水上飞机重心到进行载荷系数计算的船体纵向站位的距离与水上飞机的俯仰回转半径之比。船体基准轴为一条在对称平面内与主断阶处龙骨相切的直线。

(c) 对于双浮筒水上飞机, 由于浮筒与水上飞机连接的柔性影响, 可以将船首和船尾处的系数 K_1 减少到图第 23.2220 条.2 所示值的 80%, 这种减少仅适用于传力构架和水上飞机机体结构的设计。

1.2.5. 船体和主浮筒着水情况

(a) 对称断阶、船首和船尾着水

对于对称断阶、船首和船尾着水, 水面反作用限制载荷系数按第 1.16.3 条计算确定。此外, 采用下列规定:

- (1) 对于对称断阶着水, 水载荷的合力必须在龙骨上, 通过重心且与龙骨线垂直;
- (2) 对于对称船首着水, 水载荷的合力必须作用在从船首到断阶的纵向距离 1/5 处的龙骨上, 且与龙骨线垂直;
- (3) 对于对称船尾着水, 水载荷的合力必须作用在从断阶到尾柱的纵向距离 85% 处的龙骨上, 且与龙骨线垂直。

(b) 非对称着水: 船体式水上飞机和单浮筒水上飞机必须检查非对称的断阶、船首和船尾着水情况。此外, 采用下列规定:

- (1) 每一情况的载荷均由向上分量和侧向分量组成, 其值分别等于相应的对称着水情况合力乘以 0.75 和 $0.25\tan\beta$;
- (2) 载荷向上分量的作用点和方向与对称情况相同, 侧向分量的作用点在向上分量的同一纵向站位处, 作用于龙骨线和舳线之间的中点, 但方向朝内并垂直于对称平面。

1.2.6 船体和主浮筒起飞情况

对于机翼及其与船体或主浮筒的连接, 采用下列规定:

- (a) 假定机翼的气动升力为零;
- (b) 必须施加向下的惯性载荷, 其对应的载荷系数按下式计算:

$$n = \frac{C_{TO} V_{S1}^2}{(\tan^{2/3} \beta) W^{1/3}}$$

式中:

n 为惯性载荷系数;

$C_{TO}=0.0030$ 条 7(公制: $C_{TO}=0.0030$ 条 7; 英制: $C_{TO}=0.004$), 为水上飞机操作经验系数;

V_{S1} 为襟翼打开在相应的起飞位置, 在水面设计起飞重量下的水上飞机失速速度, 节;

β 为断阶处的斜升角, 度;

W 为水上设计起飞重量, 公斤(磅)。

1.2.7 船体和主浮筒底部压力

(a) 总则 必须按本条规定设计船体和主浮筒结构, 包括构架、隔框、长桁和底板。

(b) 局部压力 对于底板、长桁及其与支承结构连接的设计, 必须采用下列的压力分布:

- (1) 对于无舳弯的船底, 舳处的压力为龙骨处压力的 75%, 龙骨与舳之间的压力按图 3 成线性变化。龙骨处的压力按下式计算:

$$P_K = C_2 \times \frac{K_2 V_{S1}^2}{\tan \beta_K}$$

式中:

P_K 为龙骨上的压力, 帕(公斤/厘米²; 磅/英寸²);

$C_2=14.7$ (公制: $C_2=0.0001$ 条 5; 英制: $C_2=0.0021$ 条 3);

K_2 为船体站位加权系数, 按图 2;

V_{S1} 为襟翼打开在相应的起飞位置, 水面设计起飞重量下的水上飞机失速速度, 节;

β_K 为在龙骨处的斜升角, 度。按图 1。

(2) 对于带舦弯的船底，舦弯起点处的压力与无舦弯船底的压力相同。舦和舦弯起点之间的压力按成线性变化。压力分布与本条(b)(1)无舦弯船底的规定相同，但舦处的压力按下式计算：

$$P_{ch} = C_3 \times \frac{K_2 V_{S1}^2}{\tan \beta}$$

式中：

P_{ch} 为舦处的压力，帕(公斤/厘米²；磅/英寸²)；

$C_3=11.0$ (公制： $C_3=0.0001$ 条 13；英制： $C_3=0.0016$ 条)；

K_2 为船体站位加权系数，按图 2；

V_{S1} 为襟翼打开在相应的起飞位置，水面设计起飞重量下的水上飞机失速速度，节；

β 为相应站位处的斜升角，度。

在压力作用区域内必须模拟船体或浮筒受高度集中的撞击时所产生的压力，但不必扩大到对框架或整个结构会引起关键性应力的那些区域。

(c) 压力分布对于框架、龙骨和舦结构的设计，采用下列压力分布：

(1) 对称压力按下式计算：

$$P = C_4 \times \frac{K_2 V_{S0}^2}{\tan \beta}$$

P 为压力，帕(公斤/厘米²；磅/英寸²)；

$C_4=700.0C_1$ (公制： $C_4=0.0054$ 条 9 C_1 ；英制： $C_4=0.078C_1$)。 C_1 按第 1.16.3 条计算；

K_2 为船体站位加权系数，按图 2；

V_{S0} 为襟翼打开在相应的着水位置，不考虑滑流影响的水上飞机失速速度，节；

β 为相应站位处的斜升角，度。

(2) 非对称压力分布由本条(c)(1)规定的作用在船体或主浮筒中心线一侧的压力和作用在船体或主浮筒中心线另一侧的该压力的一半组成，按图第 23.2220 条.3。

(3) 这些压力是均匀的，且必须同时作用于整个船体或主浮筒底部，所得到的载荷必须传给船体本身的侧壁结构，但不必作为剪切和弯曲载荷向前后传递。

1.2.8 辅助浮筒载荷

(a) 总则

辅助浮筒和其连接以及支承结构，必须按本条规定的情况进行设计。在本条(b)至(e)规定的情况中，为避免局部载荷过大，可将规定的水载荷分布于整个浮筒底部，所采用的底部压力不小于本条(g)规定的数值。

(b) 断阶载荷

水载荷的合力必须作用在浮筒的对称平面内，作用点位于从筒首到断阶的距离的 3/4 处，方向必须与龙骨垂直，限制载荷的合力按下式计算，但 L 值不必超过浮筒完全浸没时排水量的三倍：

$$L = \frac{C_5 V_{S0}^2 W^{2/3}}{(\tan^{2/3} \beta)(1 + r_y^2)^{2/3}}$$

式中：

L 为限制载荷，牛顿(公斤；磅)；

$C_5=0.0399$ 条(公制： $C_5=0.0089$ 条 8；英制： $C_5=0.0053$ 条)；

V_{S0} 为襟翼打开在相应的着水位置，不考虑滑流影响的水上飞机失速速度，节；

W 为水上飞机设计着水重量，公斤(磅)；

β 为从筒首到断阶的距离的 3/4 站位处的斜升角，但不必小于 15 度；

r_y 为重心和浮筒对称面之间的横向距离与滚转时的回转半径之比。

(c) 筒首载荷

限制载荷的合力必须作用在浮筒的对称平面内，作用点位于筒首到断阶的距离的 1/4 处；方向必须与通过该点的龙骨线的切线垂直，载荷合力的大小为本条(b)规定的值。

(d) 非对称断阶载荷

水载荷的合力由等于本条(b)规定载荷的 75% 的向上分量和等于本条(b)规定载荷乘以 $0.25\tan\beta$ 的侧向分量组成。侧向载荷必须作用于龙骨和舳之间的中点并垂直于浮筒的对称平面。

(e) 非对称筒首载荷

水载荷的合力由等于本条(c)规定载荷的 75% 的向上分量和等于本条(c)规定载荷乘以 $0.25\tan\beta$ 的侧向分量组成。侧向载荷必须作用于龙骨和舳之间的中点并垂直于浮筒的对称平面。

(f) 浮筒浸没情况

载荷的合力必须作用在浮筒横截面的形心上，且位于从筒首到断阶距离的 1/3 处，限制载荷分量如下：

$$\text{垂直载荷} = \rho g V$$

$$\text{向后载荷} = C_x \frac{\rho}{2} V^{2/3} (K V_{so})^2$$

$$\text{侧向载荷} = C_y \frac{\rho}{2} V^{2/3} (K V_{so})^2$$

式中：

ρ ——水的质量密度，公斤/米³(公斤·秒²/米⁴；斯勒格/英尺³)；

V ——浮筒体积，米³(英尺³)；

$C_x=0.0124$ 条(公制： $C_x=0.0124$ 条；英制： $C_x=0.133$)，阻力系数；

$C_y=0.0098$ 条(公制： $C_y=0.0098$ 条；英制： $C_y=0.106$)，侧向力系数；

$K=0.8$ ，如果表明，在正常操作情况下，速度为 $0.8V_{so}$ 时浮筒不能浸没，则可用较小的数值；

V_{so} ——襟翼打开在相应的着水位置，不考虑滑流影响的水上飞机失速速度，节；

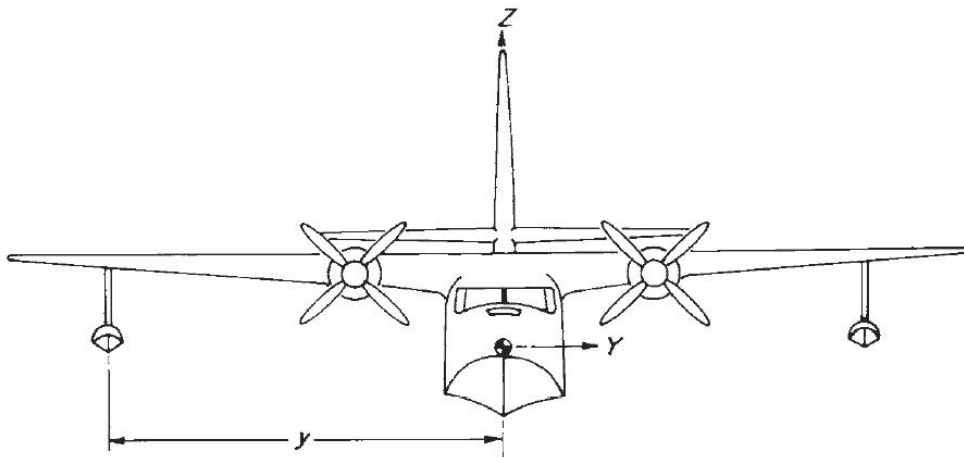
g 为重力加速度，米/秒²(英尺/秒²)；

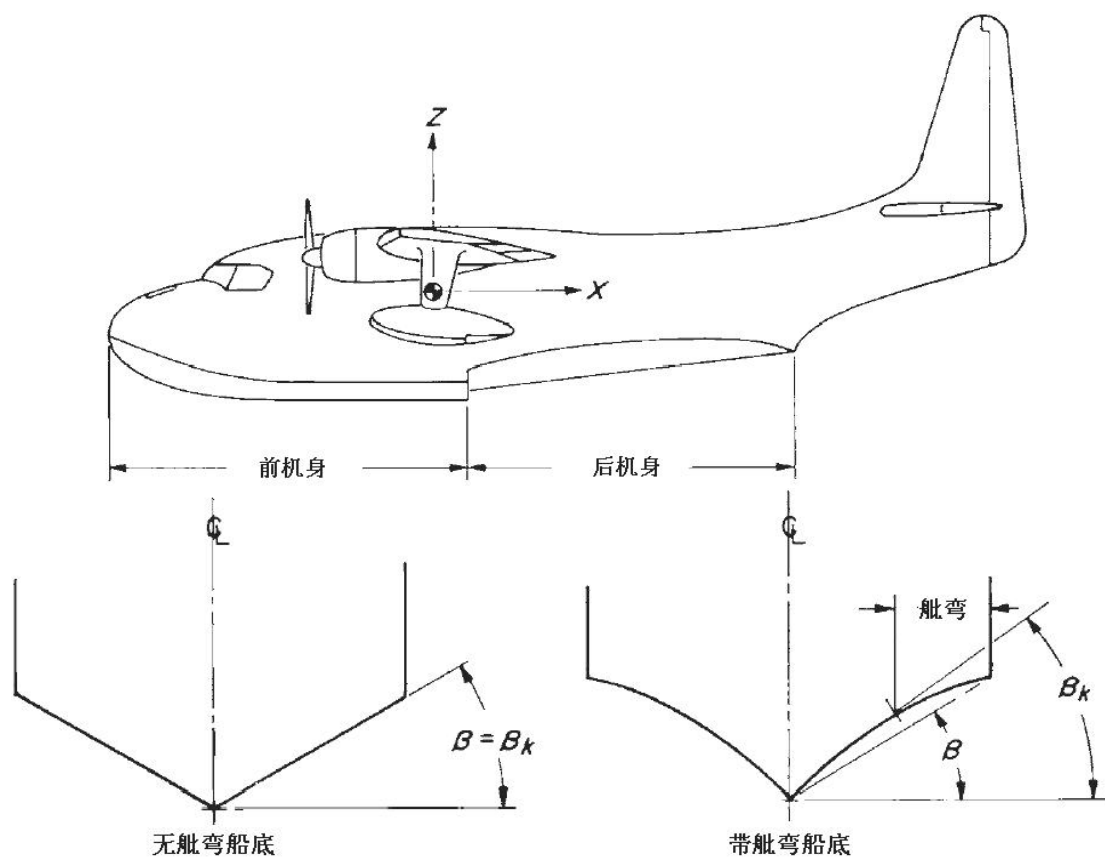
(g) 浮筒底部压力

浮筒底部压力必须根据第 2.6 条制定，但公式中的 K_2 值取为 1.0。用以确定浮筒底部压力的斜升角按本条(b)规定。

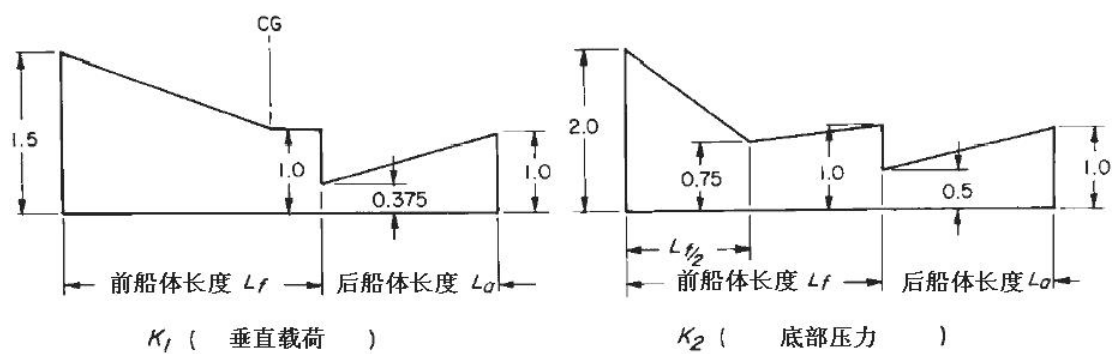
1.2.9 水翼载荷

用于设计的水翼载荷必须根据适用的试验数据得出。

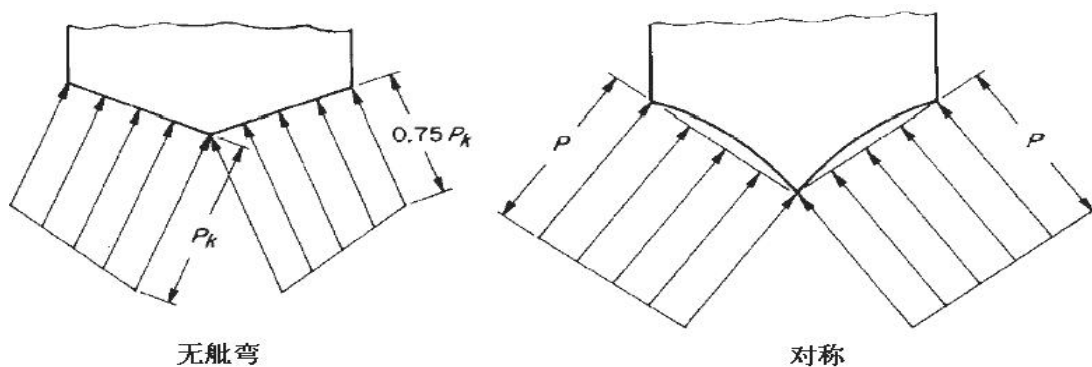


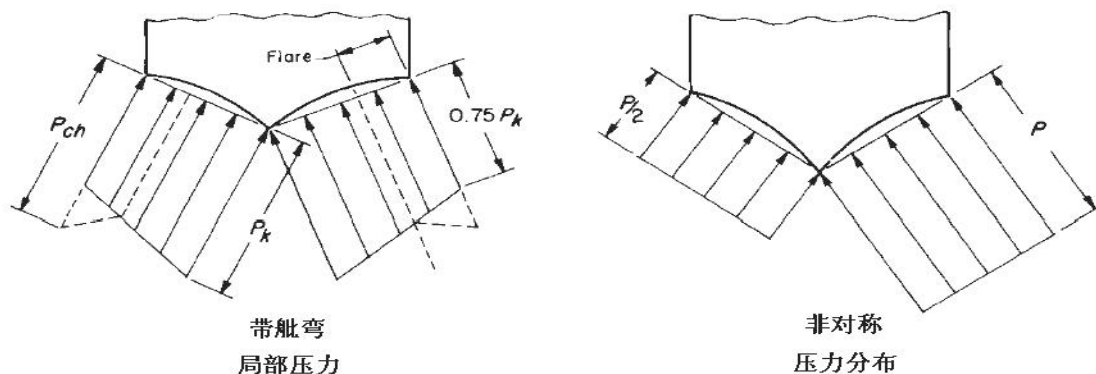


图第 23.2220 条.1. 水上飞机的角度、尺寸和方向的图解定义



图第 23.2220 条.2. 船体各站位加权系数





图第 23.2220 条.3. 横向压力分布图

2. 一般符合性方法

2.1 地面载荷情况

2.1.1. 地面载荷总则

计算规定的地面限制载荷时，将动力学问题依据达朗贝尔原理转变为静力学问题处理，使飞机在气动力、地面反力、惯性力的作用下满足平衡要求。

2.1.2. 地面载荷情况和假定

通过落震试验，验证起落架的动态特性。落震试验选取设计着陆重量或设计最大重量中产生较大着陆冲击能量的重量状态，试验中要考虑水平、尾沉着陆姿态及阻力载荷的模拟。

2.1.3. 起落架布置

通过图纸表明飞机的起落架布置属于常规布局，适用于本条款地面载荷要求。

2.1.4. 水平着陆情况

水平着陆情况载荷计算，需考虑最大垂直载荷、起旋和回弹情况。

2.1.5. 尾沉着陆情况

按规定的尾沉着陆姿态和载荷方向计算尾沉着陆情况下的起落架载荷。

2.1.6. 单轮着陆情况

飞机保持两点水平姿态仅以一侧主起落架触地。飞机重心处选定的限制垂直惯性载荷系数满足地面载荷情况和假定的要求。每一不平衡的外载荷必须由飞机的惯性力以合理的或保守的方式予以平衡。

2.1.7. 侧向载荷情况

飞机为水平着陆姿态，且仅以主轮着地，减震支柱和轮胎处于静态位置。限制垂直惯性载荷系数取 1.33，垂直载荷在两个主轮之间平均分配。限制侧向惯性载荷系数必须为 0.83。假设阻力为零。

2.1.8. 滑行刹车情况

飞机为水平着陆姿态，减震支柱和轮胎处于静态位置，限制垂直载荷系数取 1.33，包括两点 and 三点水平姿态的滑行刹车。若证实在每一可能受载情况下，有效阻力载荷均不能达到垂直反作用力的 80%，则阻力载荷可取限制刹车扭矩所确定的最大值，否则阻力方向的反作用力为 0.8 倍的垂直载荷。垂直载荷与阻力载荷组合。

2.1.9. 尾轮补充情况

确定机尾下沉着陆情况下限制地面反作用力，用以计算尾轮障碍载荷；确定尾轮静载荷的限制垂直反作用力，用以计算尾轮侧向载荷；确定尾轮是否处于自由或受限状态，明确侧向载荷加载位置。

2.1.10. 前轮补充情况

确定向后、向前、侧向载荷的限制力分量。对于带有由液压或其他动力操纵的可转向操纵式前轮的飞机，垂直反作用力必须与满操纵扭矩组合作用。按照本指南第 23.2225 条第 1.9 规定的最大驱动力设计可转向操纵式前轮与方向舵脚蹬之间的机械连接机构。

2.1.11. 滑橇式飞机补充情况

飞机处于停机状态，固定其主滑橇，其余滑橇处于自由状态。在尾部附近施加最大设计重量的 0.336 倍的侧向载荷，必须考虑所有可能的侧向载荷作用方向，安全系数为 1.0。

2.1.12. 千斤顶载荷

对于起落架千斤顶支承点,飞机为三点姿态;对于主飞机结构千斤顶支承点,飞机为水平姿态。垂直载荷系数为 1.35,前、后和侧向载荷系数为 0.4。千斤顶支承点上的水平载荷必须与惯性力平衡。必须考虑水平载荷与垂直载荷的所有组合。

2.1.13. 牵引载荷

牵引载荷施加于牵引接头上,且平行于地面。根据飞机设计最大重量和牵引点的位置确定牵引载荷。

2.1.14. 多轮起落架装置上的非对称载荷

(a) 回转载荷,假定回转组件上的刹车是刹死的,垂直载荷系数取 1.0,摩擦力取 0.8。

(b) 双轮起落架的非均匀轮胎载荷,考虑 60%和 40%的分配关系。

(c) 泄气轮胎载荷。将第 1.1.1 至第 1.1.6 条确定的载荷的 60%,依次施加于起落架的每一个机轮上;第 1.1.7 条和第 1.1.8 条确定的限制阻力和侧向载荷的 60%和限制垂直载荷的 100%或 1.1.14(c)(1)所得到的较小的垂直载荷,必须依次施加于双轮起落架的每一个机轮上。

2.1.15. 机轮

进行机轮最大静载荷额定值和最大限制载荷额定值的计算,并据此进行机轮结构的强度分析和试验。

2.2. 水载荷情况

(a) 明确水载荷的设计符合水上飞机和水陆两用飞机正常运行时很可能遇到的最恶劣的水面环境,可能出现的任何姿态和相应的前进速度、下沉速度。

(b) 如果申请人未对水载荷作出更合理的分析,可按 1.2.1(b)条规定的方法计算水载荷。

(c) 申请人可以采用模型试验,并进行合理的分析,表明符合本条要求。3. 审查的重点要素和关注问题

3.1 地面载荷

(1) 载荷计算中采用的设计着陆重量、设计最大重量,是否用能量吸收试验来确定限制载荷系数。

(2) 关注刹车时阻力大小的确定

(3) 多轮起落架装置上的非对称载荷的分配比例。3.2 水载荷情况

(a) 水上飞机和水陆两用飞机水载荷设计参数,如水面环境、重量重心、姿态角、前进速度、下沉速度等的选取合理并准确。

(b) 申请人对水上飞机和水陆两用飞机的水载荷分析是否包含了飞机正常运行时可能遇到的最严重载荷情况。

第 23.2225 条 部件载荷情况

1. 安全性要求要点

1.1. 发动机扭矩

(a) 每个发动机架及其支承结构必须按下列组合效应进行设计:

(1) 相应于起飞功率和螺旋桨转速的发动机限制扭矩和第 23.2200 条中飞行情况 A 的限制载荷的 75%同时作用。

(2) 本条(c)规定的发动机限制扭矩和第 23.2200 条中飞行情况 A 的限制载荷同时作用;和

(3) 对于涡轮螺旋桨装置,除本条(a)(1)和(a)(2)规定的情况外,相应于起飞功率和螺旋桨转速的发动机限制扭矩乘以下述系数后和 1g 平飞载荷同时作用。该系数是用于考虑螺旋桨操纵系统故障(包括快速顺桨),在缺少详细分析时,必须取为 1.6。

(b) 对涡轮发动机装置,发动机架及其支承结构必须设计成能承受下列每一种载荷:

(1) 由于故障或结构损坏(例如压气机卡阻)造成发动机突然停车所产生的发动机限制扭矩载荷。

(2) 发动机最大加速所产生的发动机限制扭矩载荷。

(c) 本条(a)考虑的发动机限制扭矩,必须由平均扭矩乘以下列系数得出:

(1) 对涡轮螺旋桨装置,为 1.25。

(2) 对四冲程发动机:

(i) 有 5 个或更多汽缸的发动机,为 1.33。

- (ii) 有 4、3、2 或 1 个汽缸的发动机, 分别为 2、3、4 或 8。
- (3) 对二冲程发动机:
 - (i) 有 3 个或更多汽缸的发动机, 为 2。
 - (ii) 有 2 或 1 个汽缸的发动机, 分别为 3 或 6。
- 1.2. 发动机架的侧向载荷
 - (a) 发动机架及其支承结构必须按作用于该发动机架上的侧向载荷来设计, 此侧向载荷限制系数不小于下列数值:
 - (1) 1.33; 或
 - (2) 飞行情况 A 限制载荷系数的 1/3。
 - (b) 可假定本条(a)规定的侧向载荷与其它飞行情况无关。
- 1.3. 陀螺和气动载荷
 - (a) 每个发动机架及其支承结构, 必须按发动机和螺旋桨(如适用)在最大连续转速和在下列任一情况下所产生的陀螺载荷、惯性载荷和气动载荷来设计:
 - (1) 第 23.2215 条中规定的偏航和俯仰机动情况, 或;
 - (2) 下列情况所有可能的组合:
 - (i) 偏航角速度 2.5 弧度/秒;
 - (ii) 俯仰角速度 1 弧度/秒;
 - (iii) 法向载荷系数 2.5; 和
 - (iv) 最大连续推力。
 - (b) 对于批准进行特技机动的飞机, 每个发动机架及其支承结构必须满足本条(a)的要求, 并且必须设计成能承受最大偏航和俯仰角速度组合作用下所预期的载荷系数。
 - (c) 对 4 级飞机, 每个发动机架及其支承结构必须满足本条(a)以及本规章第 23.2215 条规定的突风情况的要求。
- 1.4. 增升装置
 - (a) 如果装有益于起飞、进场或着陆的襟翼或类似的增升装置, 则在速度 V_F 襟翼完全伸展形态下, 假定飞机经受对称机动和对称突风, 其范围由下列条件确定:
 - (1) 机动到正限制载荷系数 2.0, 和;
 - (2) 垂直作用于水平飞行轨迹的正、负突风速度为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)。
 - (3) 然而, 如果使用了襟翼载荷自动限制装置, 则飞机可按装置所允许的空速和襟翼位置的临界组合情况来设计。
 - (b) 必须假定 V_F 不小于 $1.4V_S$ 或 $1.8V_{SF}$ 两者的大者, 其中:
 - (1) V_S 是在设计重量下襟翼收态时 1g 飞行的计算失速速度。
 - (2) V_{SF} 是在设计重量下襟翼完全伸展时 1g 飞行的计算失速速度。
 - (c) 当把飞机作为一个整体来确定其外载荷时, 可以假定推力、滑流和俯仰加速度为零。
 - (d) 襟翼、其操纵机构及其支撑结构必须设计成能承受本条(a)规定的情况。此外, 在速度 V_F 、襟翼完全放下时, 必须分别考虑下述情况:
 - (1) 速度为 7.60 米/秒(25 英尺/秒)(EAS)的迎面突风与 75%的最大连续功率所对应的螺旋桨滑流同时作用。和
 - (2) 最大起飞功率所对应的螺旋桨滑流影响。
 - (3) 检查滑流影响时, 可以假定载荷系数为 1.0。
- 1.5. 速度控制装置
 - 如果装有供航路飞行中使用的速度控制装置(例如扰流板和阻力板), 则采用下列规定:
 - (a) 飞机必须按第 23.2200 条和第 23.2215 条中规定的对称机动和突风, 以及第 23.2215 条中规定的偏航机动和横向突风进行设计。此时速度控制装置在该装置所标明的展态速度以下的各种速度都处于展态。
 - (b) 如果速度控制装置具有自动操纵或载荷限制机构, 则飞机必须根据该机构所允许的各种速度和相应的速度控制装置的位置, 按本条(a)规定的机动飞行和突风情况进行设计。
- 1.6. 操纵面载荷
 - 第 1.9 至第 1.16 条中规定的操纵面载荷, 是假定在第 23.2210 条至第 23.2215 条规定的情况下产生的。

1.7. 平行于铰链线的载荷

(a) 操纵面及支承铰链架必须设计成能承受平行于铰链线作用的惯性载荷。

(b) 在缺少更合理的资料时，可以假定此惯性载荷等于 KWg (公制，和英制：KW)，式中：

(1) $K=24$ ，对于垂直的操纵面。

(2) $K=12$ ，对于水平的操纵面。

(3) W 为可动操纵面的重量(g 为重力加速度)。

1.8. 操纵系统载荷

(a) 飞行操纵系统及其支持结构，必须按第 1.6 至第 1.16 条规定的情况，用至少为计算的操纵面铰链力矩的 125% 的载荷进行设计。此外，采用下列规定：

(1) 系统的限制载荷，不必超过由驾驶员和自动装置操纵所能产生的载荷的较大者。但是，自动驾驶仪的力不必加到驾驶员的力上去。系统必须按驾驶员或自动驾驶仪两者中的较大作用力来设计。此外，如果驾驶员和自动驾驶仪作用力方向相反，则它们之间的系统部件可以按两者中小者的最大作用力进行设计。用于设计的驾驶员作用力不必超过第 1.9 条(b)中所规定的最大力。

(2) 系统必须设计成在任何服役使用情况下都结实耐用，要考虑到卡住、地面突风、顺风滑行、操纵惯性和摩擦力。可以用第 1.9 条(b)中规定的最小力产生的载荷进行设计来表明符合此款的要求。

(b) 设计升降舵、副翼和方向舵操纵系统时，计算的铰链力矩必须采用 125% 的系数。然而，如果铰链力矩根据精确的飞行试验数据，则可以用低至 1.0 的系数，系数的减少量，应根据试验数据的精确性和可靠性而定。

(c) 假定用于设计的驾驶员作用力施加在相应的驾驶杆握把或脚蹬板上(应如同在飞行中一样)并在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

(d) 对于满足第 X4.1 条中限制的飞机，方向舵操纵系统必须按每脚蹬 1000 牛顿(225 磅)同时向前作用在两个脚蹬上的载荷进行设计。

1.9. 限制驱动力和扭矩

(a) 在操纵面飞行受载情况中，操纵面上的气动载荷和相应的偏度，不必超过施加本条(b)规定范围内的任何驾驶员作用力所可能达到的载荷和偏度。在应用此准则时，必须考虑操纵系统助力和伺服机构的影响和调整片的影响。如果仅用自动驾驶仪的力能够比人驾驶产生更高的操纵面载荷，则必须用它设计。

(b) 驾驶员限制作用力和扭矩如下：

操纵器件	对于设计最大起飞重量等于或小于 2,268 公斤(5,000 磅)最大作用力或扭矩 ⁽¹⁾	最小作用力或扭矩 ⁽²⁾
副翼：		
驾驶杆	298 牛(30.4 公斤； 67 磅)	178 牛(18.1 公斤； 40 磅)
驾驶盘 ⁽³⁾	222D 牛米 ⁽⁴⁾ (22.7D 公斤·米； 50D 磅·英寸)	178D 牛 米 (4)(18.1D 公斤·米； 40D 磅·英寸)
升降舵：		
驾驶杆	743 牛(75.8 公斤； 167 磅)	445 牛(45.4 公斤； 100 磅)
驾驶盘(对称)	890 牛(90.7 公斤； 200 磅)	445 牛(45.4 公斤； 100 磅)
驾驶盘(非对称) ⁽⁵⁾		445 牛(45.4 公斤； 100 磅)
方向舵：	890(牛(90.7 公斤； 200 磅)	668 牛(68.1 公斤； 150 磅)

(1) 对于设计最大起飞重量(W)大于 2,268 公斤(5,000 磅)的飞机，规定的最大作用力或扭矩，必须随重量线性地增加到设计最大起飞重量 8, 618 公斤(19,000 磅)时为规定值的 1.35 倍。

(2) 如果操纵系统的任何个别装置或操纵面的设计使得规定的最小作用力或力矩不能适用，则可以采用从第 1.14 条得到的相应的铰链力矩数值，但不得小于所规定的最小力或扭矩的 0.6 倍。

(3) 驾驶盘副翼操纵系统部分还必须按单个切向力进行设计，此切向力的限制值等于表中确定的力偶力的 1.25 倍。

(4) D 为驾驶盘直径，米(英寸)。

(5) 非对称力必须作用在驾驶盘周缘的一个正常握点上。

1.10. 双操纵系统

(a) 双操纵系统必须设计成能承受两个驾驶员反向施加的作用力，此时所采用的每个驾驶员作用力不小于下列载荷中的较大者：

(1) 按第 1.8 条所得载荷的 0.75 倍。

(2) 按第 1.9 条(b)规定的最小作用力。

(b) 双操纵系统必须设计成能承受两个驾驶员同向施加的作用力，此时所采用的每个驾驶员作用力不小于按第 1.8 条所得载荷的 75%。

1.11. 次操纵系统

次操纵器件，如机轮刹车、扰流板和调整片的操纵器件，均必须按照驾驶员很可能施于该操纵器件的最大作用力进行设计。

1.12. 配平调整片的影响

配平调整片对操纵面设计情况的影响，只有在操纵面载荷受到驾驶员最大作用力的限制时才必须计入。在这些情况中，认为配平调整片朝帮助驾驶员的方向偏转，其偏度必须与所考虑情况的速度中预期的最大程度的失配平相对应。

1.13. 调整片

在任何可用的受载情况下，操纵面调整片必须按飞行包线内很可能得到的空速和调整片偏度的最严重的组合来设计。

1.14. 地面突风情况

(a) 操纵系统必须按下列地面突风和顺风滑行产生的操纵面载荷进行设计：

(1) 如果按本条(a)(2)不要求检查操纵系统地面突风载荷情况，但是申请人选定按这些载荷来设计操纵系统的某一部分，则只需把这些载荷从操纵面操纵支臂传到最近的止动器或突风锁及其支撑结构上。

(2) 如果设计采用的驾驶员作用力小于第 1.9 条(b)中规定的最小值，则必须按下式检查地面突风和顺风滑行引起的操纵面载荷对整个操纵系统的影响：

$$H = KcSq$$

其中：

H 为限制铰链力矩，牛·米(公斤·米；磅·英尺)；

c 为铰链线后操纵面的平均弦长，米(英尺)；

S 为铰链线后操纵面面积，米²(英尺²)；

q 为动压，帕(公斤/米²；磅/英尺²)，其相应的设计速度不小于 $0.643\sqrt{Wg/S} + 4.45$ 米/秒($2.01\sqrt{W/S} + 4.45$ 米/秒； $14.6\sqrt{W/S} + 14.6$ 英尺/秒)，其中 W/S 为设计最大重量下的翼载，但设计速度不必大于 26.8 米/秒(88 英尺/秒)(W 为飞机最大重量，公斤(磅)；g 为重力加速度，米/秒²；S 为机翼面积，米²(英尺²)；

K 为本条(b)给出的地面突风情况限制铰链力矩系数(对于副翼和升降舵，K 为正值时表示力矩使操纵面下偏，K 为负值时表示力矩使操纵面上偏)。

(b) 地面突风限制铰链力矩系数 K 必须取自下表：

操纵面	K	操纵器件位置
(a)副翼	0.75	(a)驾驶杆锁定或系住在中立位置
(b)副翼	± 0.50	(b)副翼全偏：一个副翼为正力矩，另一个副翼为负力矩
(c)升降舵	± 0.75	(c)升降舵向上全偏(—)
(d)升降舵		(d)升降舵向下全偏(+)
(e)方向舵	$\pm$	(e)方向舵在中立位置

	0.75	
(f)方向舵		(f)方向舵全偏

(c) 在相关手册规定的从空重到最大重量的所有系留重量下，规定的系留点及其周围结构、操纵系统、操纵面及相关的突风锁都必须能承受飞机系留时由任何方向的直到 120 公里/小时(65 节)水平风引起的限制载荷。

1.15. 副翼

(a) 副翼必须按它们经受的下列载荷来设计：

(1) 在对称飞行情况时副翼处于中立位置。

(2) 在非对称飞行情况时，副翼处于下列偏度(受驾驶员作用力限制者除外)：

(i) 在 V_A 时，副翼操纵器件突然移动至最大偏度。可以适当考虑操纵系统的变形。

(ii) 在 V_C 时，此处 V_C 大于 V_A ，副翼的偏度足以产生不小于本条(a)(2)(i)得到的滚转率。

(iii) 在 V_D 时，副翼的偏度足以产生不小于本条(a)(2)(i)得到的滚转率的 1/3。

(b) 对于满足第 X4.1 条中限制的飞机，可使用附录 X4 第 X4.3 条和附录 X4 图 X4.1 中的平均载荷，以及附录 X4 图 X4.8 中的载荷分布。

1.16. 特殊装置

对于采用气动操纵面的特殊装置(例如缝翼和扰流板)，其受载情况必须由试验数据确定。

1.17. 质量平衡

操纵面的集中质量、配重的支承结构和连接件，必须按下列条件设计：

(a) 24g，垂直于操纵面平面。

(b) 12g，向前和向后。

(c) 12g，平行于铰链轴线。

1.18. 增压舱载荷

对于增压舱采用下列规定：

(a) 飞机结构必须有足够的强度来承受飞行载荷和压差由零到释压活门最大调定值的载荷的组合作用。

(b) 必须计及在飞行中的外部压力分布以及应力集中。

(c) 如果允许机舱带压差着陆，则着陆载荷必须和由零到着陆期间所允许的最大压差载荷相组合。

(d) 飞机结构必须有足够的强度来承受下述压差载荷，该载荷为相应于释压活门最大调定值的压差载荷的 1.33 倍，并略去其他载荷。

(e) 如果增压舱被隔框或地板分成两个或更多的隔舱，主结构必须按任一个有外部门或窗的隔舱内压力突然下降的效应来设计。此情况必须研究隔舱最大开口损坏的效果。可以考虑各隔舱之间通风的效应。

1.19 外置垂直翼面或翼尖小翼

(a)如果在水平翼面或机翼上安装了外置垂直翼面或翼尖小翼，则水平翼面或机翼必须根据其大载荷与这种垂直翼面或小翼所引起的载荷以及因此而导致的作用在水平翼面或机翼上的力和力矩的组合来设计。(b)当水平翼面（或机翼）将外置垂直翼面或翼尖小翼分成上下两部分时，则垂直翼面的临界载荷（按本指南第 23.2215 条第 1.2.9 和本指南第 23.2215 条第 1.1.4 确定的单位面积载荷）必须按下列规定施加：(1)水平翼面（或机翼）以上和以下的垂直翼面面积分别受 100%和 80%的载荷；(2)水平翼面（或机翼）以上和以下的垂直翼面面积分别受 80%和 100%的载荷。(c) 指南第 23.2215 条第 1.2.9 和本指南第 23.2215 条第 1.1.4 的偏航情况应用于本条(b)所述的垂直翼面时，必须计及外置垂直翼面或翼尖小翼的端板效应。(d)在使用合理的方法进行载荷计算时，对于结构载荷情况必须同时施加本指南第 23.2215 条第 1.2.9 中作用在垂直翼面上的机动载荷和 1g 的水平翼面或机翼载荷，包括垂直翼面在水平翼面或机翼上产生的诱导载荷和作用在水平翼面或机翼上的力或力矩。

1.20. 机翼后撑杆

(a)如果采用机翼后撑杆，它必须设计成能承受下列设计速度下的逆流情况：

$$V = 1.26\sqrt{Wg/S} + 8.7 \quad (V = 3.94\sqrt{Wg/S} + 8.7; \quad V = 8.7\sqrt{Wg/S} + 8.7), \text{ 节。}$$

式中：

W/S =设计最大起飞重量下的翼载。

(b)必须采用该特定机翼剖面的气动数据，或采用 CL 等于-0.8，弦向压力为三角形分布，后缘为峰值，前缘为零。

2. 一般符合性方法

2.1. 发动机扭矩

说明计算发动机扭矩时所选系数的依据，并进行发动机扭矩分析。

2.2. 发动机架的侧向载荷

取侧向载荷系数为 1.33. 和飞行情况 A 限制载荷系数的 1/3. 两者的大值。

2.3. 陀螺和气动载荷

按 1.3 进行陀螺和气动载荷分析。

2.4. 增升装置

襟翼或类似的增升装置处于放下位置时，应开展相应载荷分析，如果假定飞机作为一个整体来确定其外载荷时，可以假定推力、滑流和俯仰加速度为零。必须考虑迎面突风和螺旋桨滑流作用。

2.5. 速度控制装置

计算速度控制装置打开情况的飞机飞行载荷，包含对称机动、偏航机动和突风情况。如果速度控制装置设计成自动操纵或载荷限制机构，则飞机飞行载荷计算时需考虑该机构所允许的各种速度和相应的速度控制装置的位置。

2.6. 操纵面载荷

所采用的分析方法必须是可靠的或经过飞行载荷测量验证过的。

2.7. 平行于铰链线的载荷

按 1.7 要求计算平行于铰链线的载荷。

2.8. 操纵系统载荷

依据 1.8 规定的载荷计算方法，综合考虑飞机操纵系统的具体形式，对操纵系统载荷进行计算分析。

2.9. 限制驱动力和扭矩

根据飞机重量确定限制驱动力放大系数，按照 1.9(b)条中表格规定的进行计算限制驱动力和扭矩。确认飞机是否有自动驾驶仪，对比自动驾驶仪载荷与驱动力的大小，选取二者较大的作为限制载荷。

2.10. 双操纵系统

依据 1.10 载荷计算方法对具有双操纵系统的飞机的操纵系统载荷进行计算分析。

2.11. 次操纵系统

次操纵系统内部各部分的载荷计算方法与主操纵系统相同，根据传动比可分别计算出各部分的载荷。

2.12. 配平调整片的影响

根据操纵系统的传动比和最大驱动力，计算相应的舵面铰链力矩，把此力矩值与配平调整片全偏度偏转所产生的帮助驾驶员操纵的铰链力矩相加，根据此两者的和以及飞行速度和操纵面铰链力矩系数，可求出舵面在配平调整片帮助下所能达到的最大偏转角，用于机动载荷计算。

2.13. 调整片

按照空速与调整片偏度的最严重组合情况计算调整片载荷。

2.14. 地面突风情况

按照 1.14 规定计算操纵面载荷，选取铰链力矩系数 K 值，计算地面系留时的风载。

2.15. 副翼

按 1.15 进行飞机滚转机动载荷分析。

2.16. 特殊装置

采用气动操纵面的特殊装置载荷分析,筛选出最严重载荷工况。通过飞行试验,获得采用气动操纵面的特殊装置所承受的载荷。

2.17. 质量平衡

按 1.17 要求进行操纵面的集中质量、配重的支撑结构及其连接件强度计算。

2.18. 增压舱载荷

开展增压舱载荷分析计算,包括飞行载荷结合压差载荷以及对应的局部载荷组合、压差载荷与着陆情况载荷的组合、单独作用的极限压差载荷、泄压载荷等。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 计算发动机扭矩所选系数是否合理。

(b) 计算操纵系统载荷时,是否考虑了自动驾驶装置的操纵载荷。如果铰链力矩的系数选择 1.0,则需考虑飞行试验数据是否精确可靠。

3.9. 限制驱动力和扭矩

(c) 操纵系统限制驱动力和扭矩是否根据飞机设计重量确定了放大系数。

(d) 用于气动操纵面和系统的特殊装置(例如,缝翼和扰流板)的载荷是否由试验数据确定。

(e) 增压舱载荷是否按要求对带压差的着陆情况,将着陆载荷和压差载荷组合。

第 23.2230 条 限制和极限载荷

1. 安全性要求要点

(a) 强度的要求用限制载荷(服役中预期的最大载荷)和极限载荷(限制载荷乘以规定的安全系数)来规定。除非另有说明,所规定的载荷均为限制载荷。

(b) 除非另有规定,安全系数必须取1.5。

2. 一般符合性方法

在飞机设计规范性文件中明确定义限制载荷和极限载荷。

3. 审查的重点要素和关注问题

在型号相关的规范性文件、计算报告、静强度试验大纲/报告中已按要求明确所采用的安全系数。

结构性能

第 23.2235 条 结构强度

1. 安全性要求要点

1.1. 强度和变形

(a) 结构必须能够承受限制载荷而无有害的永久变形。在直到限制载荷的任何载荷作用下,变形不得妨害安全运行。

(b) 结构必须能够承受极限载荷至少三秒钟而不破坏,但是如果结构能够承受要求的极限载荷至少三秒钟,则在限制载荷与极限载荷之间产生局部失效或结构失稳是可接受的。但是当用模拟真实载荷情况的动力试验来表明强度的符合性时,则此三秒钟的限制不适用。

1.2. 结构符合性的证明

(a) 必须表明每一临界受载情况下均符合第1.1节强度和变形的要求。只有在经验表明某种分析方法对某种结构是可靠的情况下,对于同类结构,才可用结构分析来表明结构的符合性。否则,必须进行载荷试验来表明其符合性。如果模拟该用于设计的载荷情况,则动力试验包括结构飞行试验是可以接受的。

(b) 结构的某些部分必须按照规定进行试验。

1.2.1. 机翼强度符合性的证明

承力蒙皮机翼的强度，必须用载荷试验或用结构分析与载荷试验相结合的方法验证。

1.2.2. 操纵面强度符合性的证明

(a) 对各操纵面要求进行限制载荷试验，这些试验必须包括与操纵系统连接的支臂或接头。

(b) 在结构分析中，必须用合理的或保守的方法考虑张线的装配载荷。

1.2.3. 操纵系统限制载荷静力试验

操纵系统必须按下列规定进行试验，来表明满足本规定限制载荷的要求：

(a) 试验载荷的方向应在操纵系统中产生最严重的受载状态。

(b) 试验中应包括每个接头、滑轮和用以将系统连接到主要结构上的支座。

1.2.4. 增压试验

整个增压舱，包括门、窗、座舱盖和活门，必须作为一个压力容器按本规定第 23.2225 条(c)(3)规定的压差进行试验。

1.2.5. 起落架减震试验

(a) 必须表明，根据本指南第23.2220条第1.2的规定分别按起飞和着陆重量所选定的用于设计的限制载荷系数不会被超过。这一点必须用能量吸收试验来表明。但是如在原先已批准的起飞和着陆重量的基础上加大重量，则可以使用分析的方法，该分析必须以能量吸收特性相同的起落架系统所作过的试验为依据。

(b) 起落架在演示其储备能量吸收能力的试验中不得损坏，但可以屈服。此试验模拟的下沉速度为1.2倍的限制下沉速度，并假定机翼升力等于飞机重量。

1.2.6. 起落架限制落震试验

(a) 如果用自由落震试验来表明满足本条 1.2.5. (a)的要求，则必须用完整的飞机或用位置正确的机轮、轮胎及缓冲器组成的装置进行试验，自由落震的高度不小于用下列公式确定的值：

$$h = 0.0414(W/S)^{1/2}, \quad (h = 3.6(W/S)^{1/2})$$

但是，自由落震高度不得小于 0.234 米(9.2 英寸)，也不需大于 0.475 米(18.7 英寸)。

(b) 如果在自由落震试验中，考虑了机翼升力影响，则起落架必须用下述有效重量进行落震：

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

式中：

W_e 为落震试验中使用的有效重量，公斤(磅)。

h 为规定的自由落震高度，毫米(英寸)。

d 为轮胎(充以批准的压力)在受撞击时的压缩量加上轮轴相对于落震重量位移的垂直分量，毫米(英寸)。

$W = W_M$ ，用于主起落架，公斤(磅)，等于飞机水平姿态下作用在此起落架上的静重量(如为前轮式飞机，前轮离地)。

$W = W_T$ ，用于尾轮，公斤(磅)，等于飞机尾沉姿态下作用在尾轮上的静重量。

$W = W_N$ ，用于前轮，公斤(磅)，等于作用在前轮上的静反作用力的垂直分量，假定飞机的质量集中在重心上，并产生 1.0 的向下载荷系数和 0.33 的向前载荷系数。

L 为假定的机翼升力与飞机重力之比，不大于 0.667。

(c) 必须用合理或保守的方法来确定限制惯性载荷系数。在落震试验中，起落架装置的姿态和施加的阻力载荷应模拟着陆情况。

(d) 计算本条(b)中的 W_e 所用的 d 值不得超过落震试验中实际达到的值。

(e) 限制惯性载荷系数必须根据本条(b)的自由落震试验按下列公式确定：

$$n = n_j \frac{W_e}{W} + L$$

式中：

n_j 为落震试验中达到的载荷系数(即落震试验中所记录到的用 g 表示的加速度 dv/dt)加 1.0。

W_e 、 W 和 L 的定义与落震试验所用的相同。

(f)按本条(e)确定的 n 值不得超过本指南第 23.2220 条第 1.2 着陆情况所用的限制惯性载荷系数。

1.2.7. 起落架地面载荷动态试验

(a) 如果用落震试验在动态条件下表明满足本指南第23.2220条1.4至第1.6地面载荷要求，则必须进行一次符合本条1.2.6落震试验。但是落震高度必须符合下列规定之一：

(1) 本条 1.2.6. (a)中规定的落震高度的 2.25 倍。

(2) 足以产生限制载荷系数的 1.5 倍的高度。

(b) 强度符合性证明必须使用本指南第23.2220条第1.4至第1.6规定的各设计情况的临界着陆情况。

1.2.8. 起落架储备能量吸收落震试验

(a)如果用自由落震试验来表明满足本条1.2.5. (b)规定的储备能量吸收要求，则落震高度不得小于本条1.2.6规定值的1.44倍。

(b)如果考虑了机翼升力作用，则装置必须以下列有效重量进行落震：

$$W_e = W \left(\frac{h}{h + d} \right)$$

符号意义与本条 1.2.6 相同。

1.2.9. 起落架收放机构

(a) 总则 对于装有可收放起落架的飞机，采用下列规定：

(1) 每个起落架收放机构和支承结构必须按下列载荷设计：起落架收起时的最大飞行载荷系数；襟翼收上状态，在直到 $1.6V_{S1}$ 的任何空速下收起过程中产生的摩擦、惯性和刹车扭矩及气动载荷的组合；以及襟翼放下情况的任何载荷系数，直到本指南第 23.2225 条第 1.4 中的相应规定。

(2) 起落架和收放机构，包括机轮舱门，必须能承受至少到 $1.6V_{S1}$ 的任何速度下，起落架在放下位置襟翼在收上位置时出现的飞行载荷，包括本指南 23, 2215 第 1.2.5 中规定的所有偏航情况下引起的载荷。

1.2.10. 滑橇

每一滑橇的最大限制载荷额定值必须不小于按本规定适用的地面载荷要求所确定的最大限制载荷。

1.2.11. 液压系统

液压系统及其元件，必须能承受液压载荷并加上预期的结构载荷而不产生屈服。

2. 一般符合性方法

依据载荷计算报告，筛选各部件的严重载荷情况，进行结构强度分析或试验，表明符合结构强度要求。

对于增压试验，增压舱必须作为一个整体压力容器按规定载荷进行强度试验。

起落架试验包括限制能量落震试验和储备能量落震试验

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 强度分析计算中，临界载荷筛选是否充分、结构强度许用值是否合理。

(b) 如果机翼内有油箱，结构分析和静力试验中应考虑油压作用。

- (c) 操纵面必须进行限制载荷试验, 试验件应包括与操纵系统连接的支臂或接头。
- (d) 增压试验中的压差载荷。
- (e) 起落架试验

(1) 起落架的着陆惯性载荷系数确定的方法, 通过落震试验获得限制载荷系数不应超过本指南第 23.2220 条第 1.2 的规定值。

(2) 在储备能量吸收落震试验中起落架结构可以屈服, 但不能损坏。

(3) 落震试验的有效重量的确定。

第 23.2240 条 结构耐久性

1. 安全性要求要点

1.1. 金属结构

1.1.1. 总则

第 1.1.2 条和第 1.1.3 条中列出的结构部件必须能够承受服役中预期的变幅重复载荷。

1.1.2. 增压舱结构

(a) 经合格审定在小于等于 12500 米(41000 英尺)的高度操作—增压舱金属结构的强度、细节设计及制造, 必须按下列任何一种方法进行评定:

(1) 对于 1 级、2 级和 3 级飞机, 采用第 1.1.4 条、第 1.1.5 条或第 1.1.6 条中的方法。

(2) 对于 4 级飞机, 采用第 1.1.6 条中的方法。

(b) 经合格审定在超过 12500 米(41000 英尺)的高度操作—如果申请对超过 12500 米(41000 英尺)高度的增压舱进行合格审定, 必须对机身增压边界执行第 1.1.6 条中的损伤容限评定。

(c) 当机舱突然泄压, 包括由于门和窗失效引起的突然泄压, 飞机必须能够持续地安全飞行和着陆。

1.1.3. 机翼、尾翼和相连接结构

(a) 除非从疲劳的观点衡量已表明该结构、使用应力水平、材料和预期的使用与已有广泛而满意的服役经验的设计相类似, 否则对那些破坏后可能引起灾难性后果的机体结构件的强度、细节设计及制造, 必须按下列任何一条进行评定。

(1) 对于 1 级、2 级和 3 级飞机, 采用第 1.1.4 条、第 1.1.5 条或第 1.1.6 条中的方法。

(2) 对于 4 级飞机, 采用第 1.1.6 条中的方法进行评定。

(b) 第 1.1.3 条中要求的评定必须:

(1) 包括典型的载荷谱(如滑行、地-空-地循环、机动、突风等);

(2) 计及任何由于气动面的交互作用而导致的显著影响;

(3) 考虑由于螺旋桨滑流载荷和旋涡碰撞抖振导致的显著影响。

1.1.4. 疲劳强度评定

用试验或有试验支持的分析方法表明, 结构能够承受在服役中预期 的变幅重复载荷。安全寿命期限应该是证明的试验寿命除以适当的分散系数。

对于非增压 1 级飞机, 必须有足够的证据表明, 危及安全的结构元件具有达到足够的安全寿命的强度能力。危及安全的结构元件是主要结构, 其破损被认为是危及安全的、会伤害乘员的和/或导致飞机损失的。足够的证据可能是基于相似结构构型和材料的疲劳试验数据证明的低应力水平。

1.1.5. 破损安全强度评定

用分析、试验或两者兼用的方法表明, 当一个主要结构元件出现疲劳破坏或明显的局部破坏后, 结构不可能发生灾难性破坏, 并且其余结构能够承受 1.1.7.(a)条中的剩余强度载荷。必须采用附加程序防止破损安全能力或带损伤结构件的持续运行能力的损失。

1.1.6. 损伤容限评定

必须包括确定由疲劳、腐蚀或意外损伤引起的损伤的可能位置和模式, 分析时应确认损伤模式, 以显示被评定损伤的程度, 必须用有试验依据支持的分析和服役经验(如果有服役经验)来确定。如果设计的结构有可能产生疲劳引起的多部位损伤, 则必须考虑这类损伤。评定必须包括有试验依据支持的重复载荷和静力分析。在飞机的使用寿命期内任一时刻的剩余强度所对应的损伤范围必须与初始可检性及随后在重复载荷下的扩展量相一致。剩余强度

评定必须表明, 剩余结构能够承受 1.1.7 条中剩余强度载荷, 并且此时的可检损伤范围与损伤容限评定结果一致。如果申请人确定损伤容限准则对某个结构不可行, 则该结构必须按照第 1.1.4 条进行评定。

1.1.7. 剩余强度

对于损伤容限评定, 剩余结构须能承受本条(a) 至(c)中确认的载荷。载荷要求同样适用于第 1.1.5 条中的破损安全评定。

(a) 临界限制飞行载荷, 作为极限载荷。

(b) 作为(a)的附加载荷, 对于增压舱结构, 需考虑正常使用压差和预期的外部气动压力相结合, 并与本条规定的飞行载荷情况同时作用。

(c) 作为(a)的附加载荷, 对于增压舱结构, 需考虑 1g 飞行时预期的外部气动压力与等于 1.1 倍正常使用压差的座舱压差相组合, 不考虑其他载荷。

1.2. 复合材料结构

1.2.1. 总则

复合材料机体结构必须按本条要求进行评定, 而不用第 1.1.4 条。除非表明不可行, 否则申请人必须用本条 1.2.2 规定的损伤容限准则对每个机翼(包括鸭式、串列式机翼和翼尖小翼)、尾翼及其贯穿结构和连接结构、可动操纵面及与其连接结构、机身和增压舱中失效后可能引起灾难性后果的复合材料机体结构进行评定。如果申请人确定损伤容限准则对某个结构不可行, 则该结构必须按照本条 1.2.3 进行评定。如果使用了胶接连接, 则必须按照 1.3 条进行评定。在本条要求的评定中, 必须考虑材料偏差和环境条件对复合材料的强度和耐久性特性的影响。

1.2.2. 损伤容限评定

(a) 必须用试验或有试验支持的分析表明, 在所使用的检查程序规定的初始可检门槛值对应的损伤范围内, 剩余结构均能承受极限载荷。

(b) 必须用试验或有试验支持的分析确定, 在服役中预期的重复载荷作用下, 由疲劳、腐蚀、制造缺陷、或冲击损伤引起的损伤扩展率或不扩展。

(c) 必须用剩余强度试验或有剩余强度试验支持的分析表明, 带有可检损伤的结构能够承受临界限制飞行载荷(作为极限载荷), 该可检损伤范围与损伤容限评定结果相一致。对于增压舱, 必须承受下列载荷:

(1) 正常使用压力与预期的外部气动压力相组合, 并与临界限制飞行载荷同时作用。

(2) 1g 飞行时预期的外部气动压力与等于 1.1 倍正常使用压差的座舱压差相组合, 不考虑其他载荷。

(d) 在初始可检性与剩余强度验证所选的值之间的损伤扩展量(除以一个系数就得到检查周期)必须能够允许制定一个适于操作和维护人员使用的检查大纲。

1.2.3. 疲劳强度评定

(a) 必须用试验或有试验支持的分析表明, 在所使用的检查程序规定的初始可检门槛值对应的损伤范围内, 剩余结构能承受极限载荷。

(b) 对于表明无法采用损伤容限方法的结构部件, 必须用部件疲劳试验或有试验支持的分析表明其能够承受服役中预期的变幅重复载荷; 必须完成足够多的部件、零组件、元件或试片试验以确定疲劳分散系数和环境影响。在验证中必须考虑直至可检性门槛值和极限载荷剩余强度的损伤范围。应使用适当的载荷放大系数(LEF)和寿命系数(N), 通过试验确定安全寿命期限。

1.3 胶接结构剩余强度

对于 2 级、3 级和 4 级飞机上的复合材料机体结构, 胶接连接件的剩余强度需要满足以下要求: 对于任何胶接连接件, 如果其失效可能会造成灾难性后果, 则必须用下列方法之一验证其限制载荷能力:

(a) 必须用分析、试验或两者兼用的方法确定每个胶接连接件能承受第 1.1.7 或预防开胶范围超出临界值。必须用分析、试验或两者兼用的方法确定每个胶接连接件能承受第 1.1.7 条或第 1.2.2(c)条的剩余强度载荷的最大脱胶范围。对于大于该值的情况必须从设计上加以预防; 或

(b) 对每个将承受临界限制设计载荷的关键胶接连接件的批生产件都必须进行验证检测; 或

(c) 必须确定可重复的、可靠的无损检测方法, 以确保每个连接件的强度。

1.4. 损伤容限(离散源)评定

飞机必须设计成使由非包容发动机或旋转机械失效产生的高能碎片导致的飞机结构损伤危险最小。

1.5 检查及其他方法

基于本条评定要求来确定检查方法, 确定部位、周期或其他方法以避免灾难性破坏, 并且必须将之纳入本规定第 23.2625 条要求的持续适航文件的适航性限制章节中。

2. 一般符合性方法

(a) 疲劳强度

结构必须尽可能地设计成避免在正常服役中很可能出现变幅应力超过疲劳极限的应力集中点。

(b) 金属结构疲劳强度评定

(1) 对于 1 级的非增压飞机, 必须有足够的证据表明危及安全的结构元件能达到安全寿命强度能力。

(2) 对于本条要求适用于采用疲劳强度评定的飞机结构, 可通过计算/分析和试验相结合的方法来验证该条款的适航符合性。

(c) 金属结构破损安全强度评定

(1) 对于本条要求适用于采用破损安全强度评定的飞机结构, 可通过选用典型的破损-安全设计构型、计算/分析和试验相结合的方法来验证对该条款的符合性。

(2) 对于增压舱飞机, 当机舱突然泄压, 包括由于门和窗失效引起的突然泄压, 飞机必须能够继续安全飞行和着陆。

(d) 金属结构损伤容限评定

对于本条要求适用于采用损伤容限评定的飞机结构, 可通过计算/分析和试验相结合的方式表明金属结构的损伤容限适航符合性。

(e) 复合材料结构损伤容限和疲劳评定
对于复合材料机体结构, 可通过分析/计算与试验相结合的方式验证复合材料结构件的适航符合性。

(f) (离散源)损伤容限评定

飞机必须设计成由非包容发动机或旋转机械失效产生的高能碎片导致的飞机结构损伤风险最小。

(g) 检查和其他方法

根据本条要求的评定来确定检查方法, 确定部位、周期或其他方法以避免灾难性破坏, 并且必须将之纳入本规定第 23.2625 条要求的持续适航文件的适航性限制章节中。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 金属结构安全寿命评定

(1) 载荷谱编制, 试验谱简化。

(2) 主要结构单元(PSE)筛选。

(3) 疲劳计算和试验的分散系数选取。

(b) 金属结构破损安全评定

(1) 多传力路径结构识别是否准确。

(2) 对于增压舱结构, 门和窗失效失压后, 飞机是否满足破损安全强度设计要求。

(c) 金属结构损伤容限评定

(1) 随机载荷谱编制, 试验谱简化。

(2) 主要结构单元(PSE)筛选。

(3) 典型结构和关键连接区疲劳损伤容限分析方法是否经试验验证。

(4) 耐久性计算和试验的分散系数选取。

(5) 检查周期确定, 分散系数选取。

(6) 增压舱快速失压临界裂纹尺寸评估。

(d) 复合材料机体结构损伤容限评定

(1) 带有可检损伤的结构是否满足剩余强度设计要求。

(2) 复合材料结构验证是否考虑环境影响。

(e) 损伤容限(离散源损伤)评定

- (1) 是否依据离散源损伤分析结果对机体剩余强度进行评估。
- (2) 是否评估离散源损伤对机体损伤容限评定的影响。

(f) 检查和其他方法

飞机主要结构件疲劳评定结果,包括使用寿命、检查间隔、检查方法等是否都已经写入持续适航文件的适航性限制章节中。

第 23.2245 条 气动弹性

1. 安全性要求要点

(a) 必须用本条(b)和(c)或(b)和(d)规定的方法,来表明在 $V-n$ 包线以内的任何运行情况和直到所选择方法所确定的速度以内的所有速度下,飞机不发生颤振、操纵反效和发散。同时需符合下列规定:

(1) 对影响颤振的参数如速度、阻尼、质量平衡和操纵系统刚度的量,必须制定足够的允差。

(2) 除 VD 达到 260 公里/小时 CAS 和总重量达到 750kg 的 1 级飞机以外,其余审定级别飞机主要结构部件的自然频率,必须通过振动试验或其他批准的方法来确定。

(b) 必须用飞行颤振试验表明飞机没有颤振、操纵反效和发散,并表明:

(1) 在直至 VD/MD(或 VDF/MDF,对于喷气式飞机)的速度范围内采取了合适的和足够的步骤来激发颤振。

(2) 试验中结构的振动响应表明不发生颤振。

(3) 在速度 VD/MD(或 VDF/MDF,对于喷气式飞机)时阻尼有合适的余量。

(4) 接近 VD/MD(或 VDF/MDF,对于喷气式飞机)时阻尼没有大而迅速的衰减。

(c) 用于预计不发生颤振、操纵反效和发散的任何合理的分析必须覆盖直到 $1.2VD/1.2MD$ 的所有速度,对于所有亚音速飞机,限于 1.0 马赫数。

(d) 如果符合下列条件,则可以用满足航空结构和设备工程报告 No.45(修正版)“简化防颤振准则”(美国联邦航空局出版)(4~12. 页)中的刚度和质量平衡的准则,来表明飞机不发生颤振、操纵反效或发散:

(1) 飞机的 VD/MD 小于 482. 公里/小时(260. 节)(EAS); 并且马赫数小于 0.5。

(2) 以机翼扭转刚度和副翼质量平衡准则表示的机翼和副翼的防颤振准则,只限于在沿机翼展向没有大的集中质量(如发动机、浮筒或机翼外侧的油箱)的飞机上使用。

(3) 飞机布局必须符合下列条件:

(i) 没有 T 型尾翼或其他非常规尾翼构型。

(ii) 没有影响准则适用性的异常质量分布或其他非常规的设计特点。

(iii) 有固定式垂直安定面和固定式水平安定面。

(e) 对涡轮螺旋桨动力飞机的动态评定必须包括:

(1) 回旋模态自由度,该自由度要考虑螺旋桨旋转平面的稳定性和重要的弹性力、惯性力和空气动力。

(2) 与特定形态相关的螺旋桨、发动机、发动机架和飞机结构刚度和阻尼的变化情况。

(3) 根据试验或类似设计的先前经验,制造者必须通过试验证明并分析螺旋桨不会在飞机的正常运行包线范围内受到颤振的不良影响。

(f) 必须在下列情况表明直到 VD/MD 不发生颤振、操纵反效和发散:

(1) 对于符合本条(d)(1)到(d)(3)准则的飞机,要考虑任何调整片操纵系统中任何单个元件的损坏、失效或断开的情况。

(2) 对于本条(f)(1)规定以外的飞机,要考虑在主飞行操纵系统、某一调整片操纵系统或某一颤振阻尼器中任何单个元件的损坏、失效或断开的情况。

(3) 除非弹簧的损坏不会引起颤振或不安全的飞行特性,否则操纵系统内所使用的任何弹簧装置必须通过模拟服役条件的试验来确定其可靠性。

(4) 调整片操纵必须是不可逆的,但调整片已作适当的平衡和没有不安全的颤振特性者除外。不可逆调整片,从调整片到不可逆装置在飞机结构连接处之间的系统部分,必须具有足够的刚性和可靠性。

(g) 对于符合本指南第 23.2240 条第 1.1.1 至 1.1.5 破损-安全准则的飞机, 必须用分析表明, 主要结构件发生疲劳破坏或明显的局部失效后, 飞机在直到 V_D/M_D 的速度范围内不发生颤振。

(h) 对于符合本指南第 23.2240 条第 1.1 和 1.2 损伤容限准则的飞机, 必须用分析表明, 当产生经剩余强度验证的损伤时, 飞机在直到 V_D/M_D 的速度范围内不发生颤振。

(i) 当型号设计更改可能影响颤振特性时, 必须表明符合本条(a)的要求, 除非可以仅以经批准的数据为基础用分析表明, 在直到所选择方法所确定的速度以内的所有速度下, 飞机不发生颤振、操纵反效和发散。

(j) 如果申请带有防冰设施的合格审定, 需要分析在结冰条件下不发生颤振。

2. 一般符合性方法

该条款的各项要求一般采用设计说明、分析/计算、试验室试验、飞行试验等验证方法。

(a) 开展部件和整机的振动特性分析, 开展颤振分析、发散分析、操纵反效分析、螺旋颤振分析、刚度和质量平衡分析, 表明飞机直至 $1.2V_D/1.2M_D$ 范围内不会发生颤振、操纵反效或发散。颤振分析要考虑结构可能的质量变化、刚度变化对颤振的影响。对于是按照疲劳和损伤容限设计的飞机, 要进行结构疲劳破坏失效和裂纹扩展损伤情况下的颤振分析。操纵面、调整片也要进行颤振分析, 以及操纵系统单个原件(弹簧、调整片)失效情况下的颤振分析。申请带有防冰设施的合格审定的飞机, 要进行结冰情况下的颤振分析。

(b) 进行地面共振试验和操纵面自由间隙测量试验。通过地面振动试验校准颤振分析动力学模型, 校准合格后的动力学模型才可以用于颤振分析。通过操纵面自由间隙测量试验, 用于说明操纵面自由间隙满足相关规范的要求。

(c) 颤振飞行试验, 采用合适激振方法, 从小速度开始直到速度达到 V_D 激发出全机颤振临界模态。并且根据测试数据结合驾驶员评定, 表明整机直到速度达到 V_D 范围内不会发生颤振、操纵反效或发散, 满足产品技术规范的要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 气动弹性分析要包括全机所有升力面, 包括机翼、尾翼、操纵面和调整片、螺旋桨、发动机和螺旋桨系统。

(b) 在气动弹性分析中要考虑以下质量和刚度变化情况:

- (1) 机身装载质量和机翼燃油质量可能的组合情况。
- (2) 操纵系统(主操纵和调整片操纵)失效情况, 单个发动机支持元件失效情况。
- (3) 燃油管理错误引起的任何临界燃油载荷情况。
- (4) 机翼和尾翼结冰情况。
- (5) 主要结构件发生疲劳破坏或明显的局部失效的情况, 破损构型要合理。
- (6) 主要结构产生经剩余强度验证的损伤情况, 损伤构型来自于试验或分析结果。

(c) 全机地面振动试验时飞机支持方式要满足要求, 质量分布状态要考虑空机、满载、零油、满油、中间质量状态, 操纵面的支持刚度要进行调整。

(d) 颤振试飞试验时采用合理有效的方法进行颤振激励, 通过数据分析, 表明激发了颤振临界模态。必须通过试飞数据分析表明飞机在 V_D/M_D 时, 阻尼有合适的余量。速度接近 V_D/M_D 时, 阻尼没有大而迅速的衰减。

第 23.2250 条 设计和构造原理

1. 安全性要求要点

1.1. 总则

对飞机运行的安全有重要影响的每个有疑问的设计细节和零件的适用性必须通过试验确定。

1.2. 材料和工艺质量

(a) 其损坏可能对安全性有不利影响的零件所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求:

- (1) 由经验或试验来确定。
- (2) 符合经批准的标准, 保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能。
- (3) 考虑服役中预期的环境条件, 如温度和湿度的影响。

(b) 工艺质量必须是高标准的。

1.3. 紧固件

(a) 如果可卸的紧固件的丢失可能妨碍继续安全飞行和着陆, 则其必须有两套锁定装置。

(b) 紧固件及其锁定装置不得受到与具体安装相关的环境条件的不利影响。

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

1.4. 弹簧装置

除非弹簧的损坏不会引起颤振或不安全的飞行特性, 否则操纵系统内所使用的任何弹簧装置必须通过模拟服役条件的试验来确定其可靠性。

1.5. 人为失速阻挡系统

如果用人为失速阻挡器(如:推杆器)的功能来表明对机翼水平失速的符合性, 则该系统必须符合下列要求:

(a) 根据使用情况调整该系统, 必须确定产生向下俯仰操纵时的正负空速。

(b) 考虑本条(a)确定的正负空速允差, 必须选择产生向下俯仰操纵时的空速, 且充分大于发生不良的失速特性时的空速以保证安全。

1.6. 风挡和窗户

(a) 增压飞机的风挡、窗户和舱盖, 必须根据在高空运行的特殊因素来设计, 包括:

(1) 持续和循环增压载荷的影响。

(2) 所用材料的固有特性。

(3) 温度和温度梯度的影响。

(b) 对于增压飞机, 如果申请在直到 7,600. 米(25,000. 英尺)(含)的高度上运行的合格审定, 必须用一个带有代表性结构安装的舱盖进行专门试验, 试验要考虑持续和循环的增压载荷与飞行载荷的组合影响, 或者必须表明符合本条(c)破损安全要求。

(c) 如果申请在 7,600. 米(25,000. 英尺)以上运行的合格审定, 则风挡、窗玻璃和舱盖要具有足够的强度, 当风挡、窗玻璃或舱盖的任一承载元件损坏后, 必须能经受住座舱最大压差载荷与临界气动压力和温度影响的联合作用。

1.7. 旅客门

旅客门不得位于任何螺旋桨旋转平面或其他有潜在危险之处, 以免使用此门时对人产生危害。

1.8. 空速指示系统

(a) 每个空速指示仪表必须加以校准, 在施加相应的总压和静压时以尽可能小的仪表校准误差指示真空速(海平面标准大气下)。

(b) 每个空速系统必须在飞行中校准, 以确定系统的误差。在下列速度范围内, 系统误差(包括位置误差, 但不包括空速指示仪表的校准误差)不得超过校准空速的 3% 或 5 节, 两者中取大值:

(1) 从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{MO} / M_{MO} 或 V_{NE} (取其适合者), 襟翼在收上位置。

(2) 从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{FE} , 襟翼在放下位置。

(c) 每个空速指示系统的设计和安装必须有可靠的措施来排放空速管静压管路的湿气。

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

(e) 此外, 对于 4 级飞机, 空速指示系统必须加以校准, 以确定加速起飞地面滑跑过程中的系统误差。地面滑跑校准必须按照经批准的高度和重量范围, 在 V_1 最小值的 0.8 倍和 V_1 最大值的 1.2 倍之间进行。进行地面滑跑校准时, 假定一台发动机在 V_1 最小值时失效。

(f) 对于 4 级飞机, 如果要求有两套空速表, 则其各自的空速管之间必须相隔足够的距离, 以免鸟撞时两个空速管都损坏。

1.9. 静压系统

(a) 除了本条(b)(3)的说明外, 每个带静压膜盒的仪表与外界大气的连通方式, 必须使飞机速度、窗户开闭、气流变化、湿气或其他外来物对这些仪表准确度的影响最小。

(b) 如果一个静压系统是为仪表、系统或装置的功能所必需的, 则应符合本条(b)(1)至(b)(3)的规定。

(1) 静压系统的设计和安装必须符合下列规定:

- (i) 备有可靠的排放水分的措施。
 - (ii) 要避免导管擦伤和在导管弯曲处过分变形或严重限流。
 - (iii) 所用的材料应是耐久的，适合于预定用途并能防腐蚀。
- (2) 必须以下列方法进行验证试验，以演示静压系统的完整性：
- (i) 非增压飞机 将静压系统抽气到压差约为 3,400. 帕(25. 毫米汞柱；1 英寸汞柱)，或高度表读数高于试验时飞机的海拔高度 300 米(1,000 英尺)，停止抽气一分钟后，指示高度的减小值不得大于 30 米(100 英尺)。
 - (ii) 增压飞机 将静压系统抽气到压差等于飞机型号合格审定时批准的最大座舱压差。停止抽气一分钟后，指示高度的减小值不得大于最大座舱压差当量高度的 2% 或 30 米(100 英尺)，两者中取大值。
- (3) 如果按照民用航空规章运行规则的要求为任何仪表、装置或系统配置静压系统时，每个静压孔的设计和位置必须使在飞机遇到结冰情况时，静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度表读数与主静压系统的高度表读数相差 15 米(50 英尺)以上时，必须为备用静压系统提供一个修正卡片。
- (c) 除本条(d)规定的情况外，如果静压系统包括有主静压源和备用静压源，则静压源选择装置的设计必须满足下列要求：
- (1) 选用任一静压源时，另一个静压源断开。
 - (2) 两个静压源不能同时断开。
- (d) 对于非增压飞机，如果能够用演示表明，在选用任一静压源时，静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化，则本条(c)(1)的规定不适用。
- (e) 每个静压系统必须在飞行中校准，以确定系统误差。在海平面标准大气下所指示的气压高度的系统误差(不包括仪表校准误差)，在 $1.3V_{SO}$ (襟翼展态)至 $1.8V_{SI}$ (襟翼收态)速度范围内对应的飞机构型下，每 100. 节不超过 ± 10 米(± 30 英尺)。速度小于 100 节时，该误差允许为 ± 10 米(± 30 英尺)。

1.10. 液压系统

- (a) 设计 液压系统必须按下列要求进行设计：

必须有手段来保证系统中任何部分的压力，包括瞬时(冲压)压力不会超过大于设计工作压力的安全限制，并防止所有管道中由于足够长时间的封闭，很可能产生液压油体积变化而引起的超压；

- (b) 蓄压器 如果满足下列要求，蓄压器或蓄液箱可以安装在防火墙的发动机一侧：

- (1) 它们是发动机或螺旋桨系统整体的一部分，或
- (2) 蓄液箱是非增压的，并且所有这种非增压蓄液箱的总容积不大于 0.946 升(1 美制夸脱)。

1.11. 对功能与安装的要求

型号认证或运行规则中所要求的飞机系统和设备，必须按照飞机操作和环境条件的要求进行设计和安装。

1.12. 钢索系统

- (a) 使用的每种钢索、钢索接头、松紧螺套、编结接头和滑轮，必须满足经批准的技术要求。此外还应满足下列要求：

- (1) 主操纵系统不得采用直径小于 3.2 毫米(1/8 英寸)的钢索。
- (2) 钢索系统的设计必须在各种运行情况和温度变化下在整个行程范围内使钢索张力没有危险的变化。

- (3) 必须能对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

(b) 每种滑轮的型式和尺寸必须与所配用的钢索相适应。每个滑轮必须装有紧靠的保护装置，以防止钢索松弛时的错位或缠结。每个滑轮必须位于钢索通过的平面内，使钢索不致磨擦滑轮的凸缘。

- (c) 安装导引件而引起的钢索方向变化不得超过 3° 。

- (d) 在操纵系统中需受载或活动的 U 形夹销钉，不得仅使用开口销保险。

(e) 连接到有角运动的零件上的松紧螺套，必须能确实防止在整个行程范围内发生卡滞。

(f) 调整片操纵钢索不是主操纵系统的一部分，当调整片处于在最不利位置而飞机尚能安全操纵的飞机上，调整片钢索直径可以小于 3.2. 毫米(1/8. 英寸)。

1.13. 减震试验

(a) 必须表明，根据本指南第 23.2220 条第 1.1.2 的规定分别按起飞和着陆重量所选定的用于设计的限制载荷系数不会被超过。这一点必须用能量吸收试验来表明。但是如在原先已批准的起飞和着陆重量的基础上加大重量，则可以使用分析的方法，该分析必须以能量吸收特性相同的起落架系统所作过的试验为依据。

(b) 起落架在演示其储备能量吸收能力的试验中不得损坏，但可以屈服。此试验模拟的下沉速度为 1.2. 倍的限制下沉速度，并假定机翼升力等于飞机重量。

1.14. 储备能量吸收落震试验

(a) 如果用自由落震试验来表明满足本节 1.13 规定的储备能量吸收要求，则落震高度不得小于以下值的 1.44. 倍： $h=0.0414$ 条 $(W/S)^{1/2}$. 米，($h=3.6(W/S)^{1/2}$. 英寸)，但是，自由落震高度不得小于 0.234 米(9.2 英寸)，也不需大于 0.475 米(18.7. 英寸)。

(b) 如果考虑了机翼升力作用，则装置必须以下列有效重量进行落震：

$$W_e = W \left(\frac{h}{h+d} \right)$$

式中：

W_e 为落震试验中使用的有效重量，公斤(磅)。

h 为规定的自由落震高度，毫米(英寸)。

d 为轮胎(充以批准的压力)在受撞击时的压缩量加上轮轴相对于落震重量位移的垂直分量，毫米(英寸)。

$W=WM$ ，用于主起落架，公斤(磅)，等于飞机水平姿态下作用在此起落架上的静重量(如为前轮式飞机，前轮离地)。

1.15. 机轮

(a) 每一机轮的最大静载荷额定值，不得小于下列情况对应的地面静反作用力：

- (1) 设计最大重量；和
- (2) 临界重心位置。

(b) 每一机轮的最大限制载荷额定值，必须不小于按本规定中适用的地面载荷要求确定的最大径向限制载荷。

1.16. 刹车

在临界发动机处于起飞功率时，刹车必须能防止机轮在铺筑的跑道上滚动，但无需防止机轮刹死时飞机在地面的移动。

1.17. 轮胎

(a) 每个起落架机轮轮胎经批准的轮胎额定载荷(静态和动态)不得被下列载荷超过：

(1) 在设计最大重量和临界重心位置时，作用在每个主轮轮胎上的地面静反作用载荷(用经批准的这些轮胎的静额定载荷作比较)。

(2) 在下述情况下作用在前轮轮胎上的反作用力载荷(用经批准的轮胎的动额定载荷作比较)，假定飞机的质量集中的在最临界的重心位置，并作用一个 $1.0W$ 向下和 $0.31W$ 向前的力(W 是设计最大重量)，按静力学原理分配作用在前轮和主轮上的反作用力，仅在有刹车的机轮上施加地面阻力反作用力。

(b) 如果使用特殊构造的轮胎，则机轮必须清楚和明显地标明其特点。标记必须包括制造厂名、尺寸、帘线层数与该轮胎的识别标记。

(c) 可收放起落架系统上所装的每个轮胎，当处于服役中的该型轮胎预期的最大尺寸状态时，与周围结构和系统之间必须具有足够的间距，以防止轮胎与结构或系统的任何部分发生接触。

1.18. 燃烧加热器的防火

通风管道 通过任何火区的每根通风管道必须是防火的。此外还必须满足下列要求：

(a) 除非备有防火阀或等效装置进行隔离，否则处于每个加热器下游的通风管道，必须有足够长的一段是防火的，以保证能包容加热器内的任何起火。

(b) 通风管道通过具有可燃液体系统的区域的每一部分,必须与该系统隔离,或构造成在该系统任何部件发生故障时,可燃液体或蒸气不会进入通风气流。

(c) 燃烧空气管道 每根燃烧空气管道必须有足够长的一段是防火的,以防止回火或反向火焰蔓延而引起损坏。此外还必须满足下列要求:

(1) 燃烧空气管道与通风气流不得使用共同的开口,除非在任何工作条件下,包括倒流或者加热器或其有关部件发生故障时,回火或反向燃烧的火焰不会进入通风气流。

(2) 燃烧空气管道不得限制有害的回火迅速释放,以免损坏加热器。

(d) 加热器操纵装置 总则 必须有措施,防止在任何加热器操纵部件、操纵系统导管或者安全控制装置上及其内部产生冰或水的危险积聚。

(e) 加热器安全控制装置

(1) 每个燃烧加热器必须有下列安全控制装置:

(i) 每个加热器必须备有与正常连续控制空气温度、空气流量和燃油流量的部件无关的独立装置。当发生下列任一情况时,能在远离加热器处自动切断该加热器的点火和供油:

(A) 热交换器的温度超过安全限制。

(B) 通风空气的温度超过安全限制。

(C) 燃烧空气流量变得不适于安全工作。

(D) 通风空气流量变得不适于安全工作。

(ii) 必须有措施,能在任何加热器(其供热对安全运行是至关重要的)被本条(e)(1)(i)规定的自动装置切断后向机组发出警告。

(2) 为满足本条要求所设的任何单个加热器的安全控制装置必须符合下列规定:

(i) 与其他加热器(其供热对安全运行是至关重要的)所用的部件无关。

(ii) 能保持加热器断开,直到由机组重新启动为止。

(f) 空气进口 每个供燃烧和通风用的空气进口的设置,必须使得在下列任何工作条件下不会有可燃液体或蒸气进入加热器系统:

(1) 正常工作期间。

(2) 任何其他部件发生故障后。

(g) 加热器排气系统必须符合规章中关于排气系统的规定。此外,在加热器排气系统设计中,必须采取措施使燃烧产物安全排出以防发生下列情况:

(1) 排气中的燃油渗漏到周围舱内。

(2) 废气冲撞周围的设备或结构。

(3) 因排气而点燃可燃液体(如果是在装有可燃液体管路的舱内排气)。

(4) 排气限制了回火的迅速释放,以至引起加热器损坏。

(h) 加热器燃油系统 每个加热器的燃油系统,必须满足对动力装置燃油系统的要求中涉及加热器安全工作的各项要求。通风气流中每个加热器的燃油系统部件,必须用外罩保护,使其漏油不能进入通风气流。

(i) 排放装置 必须有排放装置,安全排放可能积聚在燃烧室或热交换器中的燃油。该装置必须符合下列规定:

(1) 排放装置在高温下工作的任何部分,必须具有与加热器排气部分相同的保护。

(2) 每个排放装置必须防止在任何运行条件下出现危险的结冰。

1.19. 氧气分配系统

(a) 除从氧气出口到分氧装置的柔性管路或经表明适合于该安装的其他地方外,在飞行期间通常会加压的任何氧气管路不得采用非金属管材。

(b) 非金属氧气管路不得敷设在因任何可能的失效而遭遇温升、电弧放电和可燃液体泄漏的地方。

1.20. 操作试验

(a) 必须用操作试验表明,当系统承受本条(b)规定的载荷时,从驾驶舱进行操纵,系统不出现下列情况:

(1) 卡阻;

(2) 过度摩擦;

(3) 过度变形。

(b) 试验载荷按下列规定:

(1) 对于整个系统,在舵面上有相当于限制气动载荷的载荷;或在规章中要求的驾驶员限制作用力,两者中取小者。

(2) 对于辅助操纵系统载荷,应不小于规章中关于“次操纵系统”的要求所确定的驾驶员最大作用力。

1.21. 舱门

(a) 每扇旅客或机组使用的外部舱门必须满足下列要求:

(1) 舱门必须有措施锁定并保险,以防止在飞行中被人或货物无意打开或因机械故障打开。

(b) 4级飞机上的每个外部舱门,其它类别飞机上位于发动机或螺旋桨前面的外部舱门,增压飞机上增压舱的每个舱门,必须满足下列要求:

(1) 每个外部舱门(包括货舱和服务性舱门)必须有措施锁定和保险,以防止在飞行中被人或货物无意打开,或是由于在关闭过程中或关闭后机构损坏或单个结构元件损坏而打开。

(2) 必须有对锁定机构作直接目视检查的装置,来确定那些打开时首先作非向内运动的外部舱门是否完全关闭并锁定,在机组乘员使用手电筒或等效光源的工作照明条件下,必须能看清该装置。

(3) 如果外部舱门没完全关闭并锁定,必须有目视警告装置来告知飞行机组成员。对于打开时首先作非向内运动的舱门,该装置必须设计成使导致误示关闭和锁定的任何故障或综合故障是不可能的。

1.22. 应急出口

舱门和出口对于4级飞机,采用下列要求:

必须有措施锁定并保险每个应急出口以防止飞行中因人为疏忽或机械损坏而打开。此外,必须有供直接目视检查锁定机构的措施,以确定初始开启运动向外的每个应急出口是否完全锁好。

2. 一般符合性方法

2.1. 总则

对飞机运行的安全有重要影响的每个有疑问的设计细节和零件的适用性必须通过试验确定。

2.2. 材料和工艺质量

编制飞机所用材料规范及工艺规范等。

2.3. 紧固件

通过说明性文件表明经受转动的任何螺栓,至少采用一套非摩擦锁定装置,或者通过航空器检查进行机上验证。

2.4. 弹簧装置

对操纵系统中所使用的所有弹簧装置进行故障影响分析,说明该弹簧装置失效产生的影响,如颤振、操纵抖动或振动等不会危及航空器安全使用。

2.5. 人为失速阻挡系统

进行安全性分析,确定当人为失速阻挡系统失效时对机继续安全飞行和着陆可能产生的影响。

2.6. 风挡和窗户

按需进行增压载荷试验。按1.6(c)要求选取最大压差载荷与临界气动压力和温度影响联合作用下的载荷工况进行强度分析,证明风挡、窗玻璃和舱盖满足破损安全的设计要求。

2.7. 旅客门

编制说明性文件或提供总体布置图,说明旅客门相对螺旋桨(或其他潜在危险)的相对位置信息。

2.12. 钢索系统

通过飞行试验验证调整片操纵采用钢索时,驾驶员能安全操纵飞机着陆。

2.16. 轮胎

按1.17(c)要求通过说明性文件和地面试验,验证可收放起落架在收放过程中轮胎与周围结构的间隙符合相关标准及设计要求。

2.17. 刹车

(a) 通过符合性说明文件, 对于刹车装置的结构形式、工作原理、性能指标等进行描述, 说明最大静刹车力矩额定值、着陆刹车能量额定值、中断起飞刹车吸收能量等性能指标满足条款要求。

(b) 对刹车装置进行相应的试验室试验和飞行试验, 表明刹车装置的性能指标满足设计要求

2.20. 操作试验

(a) 通过符合性说明文件, 说明飞行操纵系统的组成、布置、功能以及工作原理和飞行操纵系统操作试验内容等, 表明对规章条款的符合性。

(b) 按 1.20 条要求确定操作试验所采用的载荷。

(c) 通过地面试验验证飞行操纵系统的符合性。

2.21 舱门

(a) 通过说明性文件, 说明供旅客和机组人员使用的舱门锁定装置、采用的保险措施的结构形式、工作原理及标记方法等, 说明每个外部舱门均有锁定装置和保险机构。

(b) 对舱门结构及锁机构进行安全性分析, 表明单一元件的失效不会导致舱门打开。对每个外部舱门的锁定和保险措施进行机上检查。

2.22. 应急出口

通过说明性文件和机上检查, 说明对 4 级飞机, 客舱应急出口的数量、布置、锁闭机构及目视检查措施满足要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 总则

关注新设计和借用以往型号设计的具体情况。

3.2. 材料和工艺质量

(a) 新材料的标准应进行验证。

(b) 如果零部件涉及复合材料, 要充分考虑产品的使用环境, 通过试验来验证复合材料性能数据, 建立材料标准并经过批准, 同时生产复合材料零件的工艺规范需符合要求。

3.3. 紧固件

(a) 关键连接部位使用的可卸紧固件是否具有两套锁定装置。

(b) 紧固件及其锁定装置的拆卸安装是否有操作空间, 是否能有效防止振动、温度、湿热、霉菌、盐雾、酸性大气等产生的不利影响。

3.6. 风挡和窗户

对 4 级飞机:

(a) 鸟撞试验中, 撞击点、鸟弹的重量、入射角及速度的选取是否正确, 是否能如实反映运营中的极端危险状态。

(b) 单侧风挡的视界的丧失是否能满足飞机安全飞行和着陆的基本要求。

3.12. 钢索系统

(a) 在运行情况和温度变化下, 在整个行程范围内使钢索张力没有危险的变化。

(b) 如果调整片钢索直径小于 3.2 毫米(1/8 英寸), 应开展试飞试验验证调整片处于最不利位置时飞机安全可操纵。

3.16. 轮胎

确定轮胎与周围结构或部件之间的间隙时, 是否考虑了轮胎使用中可能达到的最大尺寸。

3.17. 刹车

根据轮胎滚动半径, 飞机尺寸参数、临界发动机功率等参数计算刹车装置所需的静刹车力矩, 满足防止临界发动机功率达到起飞功率时阻止轮胎在跑道上滚动。

3.21. 舱门

(a) 对 4 级飞机, 当飞机内乘员拥堵于舱门上时是否影响舱门从内、外正常开启, 辅助锁定装置的设计是否满足要求。

(b) 4 级飞机上的每个外部舱门, 其他类别飞机上位于发动机或螺旋桨前面的外部舱门, 增压飞机上增压舱的每个舱门, 其锁定装置和保险措施是否满足要求, 是否按要求设置了目视告警装置, 并且该装置是否会产生误告警。

第 23.2255 条 结构保护

1. 安全性要求要点

1.1. 第 23.2255 条(a)

- (a) 如果可卸紧固件的丢失可能妨碍继续安全飞行和着陆, 则其必须有两套锁定装置。
- (b) 紧固件及其锁定装置不得受到与具体安装相关的环境条件的不利影响。
- (c) 使用过程中经受转动的任何螺栓都不得采用自锁螺母, 除非在自锁装置外还采用非摩擦锁定装置。
- (d) 每个结构零件必须有适当的保护, 以防止使用中由于任何原因而引起性能降低或强度丧失, 这些原因中包括:
 - (1) 气候;
 - (2) 腐蚀;
 - (3) 磨损。

1.2. 第 23.2255 条(b)

每个结构零件必须有足够的通风和排水措施。

1.3. 第 23.2255 条(c)

- (a) 对需要维护、检查或其他保养的每个部件, 必须在设计中采取适当的措施, 以便完成这些工作。
- (b) 操纵系统设计必须能够对每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查。

2. 一般符合性方法

- (a) 通过设计描述、航空器机上检查及使用环境分析表明符合零件符合本条要求。
- (b) 通过飞机结构图纸或系统安装图纸, 或者系统设备描述文件对有维护需求的各个对象的可达性措施进行说明, 表明维护操作的可接近性和易操作性。
- (c) 通过对钢索系统进行设计描述或航空器机上检查表明结构设计提供了对钢索系统的每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套进行目视检查的措施。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 如果可卸紧固件的丢失可能妨碍继续安全飞行和着陆的关键连接部, 使用的可卸紧固件是否具有两套锁定装置。
- (b) 使用过程中经受转动的任何螺栓至少采用一套非摩擦锁定装置。
- (c) 有害气体和液体积聚的区域, 结构是否采取了通风和排水措施, 所采取的措施是否有效。
- (d) 对应的维护口盖/维护通道的设置是否合理, 对于执行任务是否易于接近。
- (e) 钢索系统的每个导引件、滑轮、钢索接头和松紧螺套维护是否可以目视检查。

第 23.2260 条 材料和工艺

1. 安全性要求要点

1.1. 材料和工艺质量

- (a) 其损坏可能对安全性有不利影响的零件所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求:
 - (1) 由经验或试验来确定。
 - (2) 符合经批准的标准, 保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能。
 - (3) 考虑服役中预期的环境条件, 如温度和湿度的影响。
- (b) 工艺质量必须是高标准的。

1.2. 制造方法

- (a) 采用的制造方法必须能生产出一个始终完好的结构。如果某种制造工艺(如胶接、点焊或热处理)需要严格控制才能达到此目的, 则该工艺必须按照批准的工艺规范执行。
- (b) 飞机的每种新制造方法必须通过试验大纲予以证实。

1.3. 材料的强度性能和设计值

- (a) 材料的强度性能必须以足够的材料试验为依据(材料应符合标准), 在试验统计的基础上制定设计值。

(1) 如果生产商不能提供令人满意的统计推断, 尤其复合材料制造情况, 则可以按照本指南第 23.2265 条第 1.2.4 规定采用安全系数以保证达到具有下列特征 1 级飞机的统计值:

- (i) 单发动机;
- (ii) 审定的最大起飞重量不超过 750. kg(1654lb);
- (iii) 着陆构型的失速速度不超过 83. km/h(45. 节)(CAS);
- (i) 非增压机身; 和
- (v) 非特技飞行。

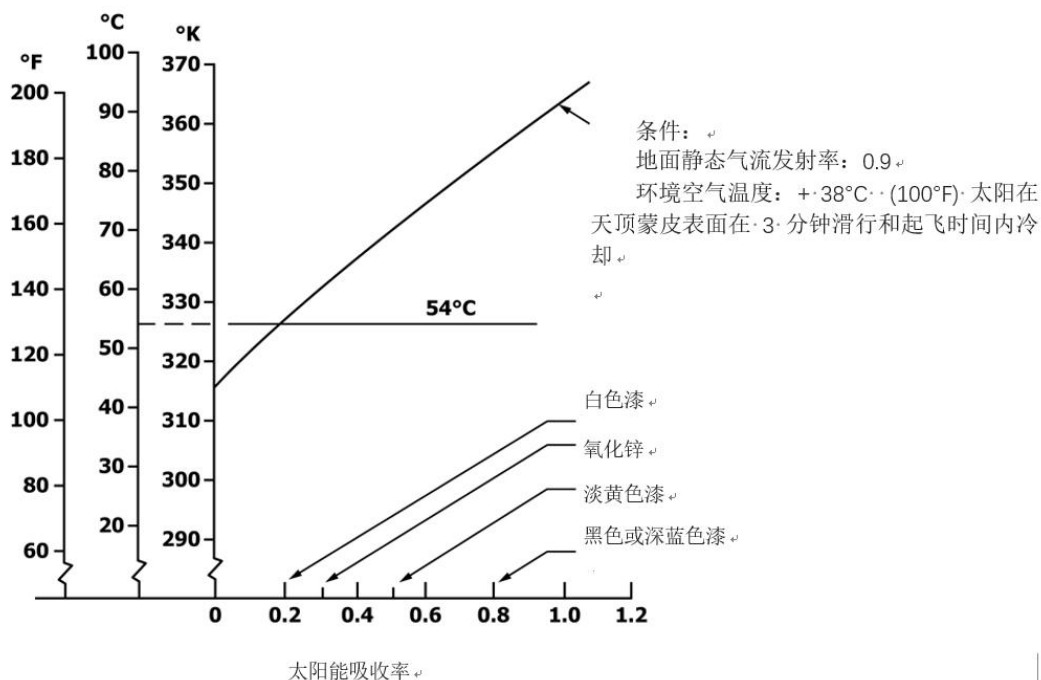


图 2260.1. 试验温度

(2) 适用于下列复合材料

- i) 环氧树脂玻璃纤维或碳纤维结构; 和
- ii) 木制结构。

(b) 设计值的选择必须使因材料偏差而引起结构破坏的概率降至最小。除非本节(e)或(a)(1)另有规定, 否则必须通过选择确保材料强度具有下述概率的设计值来表明符合本款的要求:

(1) 如果所加的载荷最终通过组件内的单个元件传递, 而该元件的破坏会导致部件失去结构完整性, 则概率为 99%, 置信度 95%。

(2) 对于单个元件破坏将使施加的载荷安全地分配到其他承载元件的静不定结构, 概率为 90%, 置信度 95%。

(c) 至关重要的部件或结构在正常运行条件下热影响显著的部位, 必须考虑温度对设计许用应力的影响。

(1) 对于在(a)(1)中定义的用在(a)(2)中复合材料结构的飞机, 合规准则应显示为:

(i) 在白漆表面和 54°C 垂直阳光的试验温度下, 其他颜色表面的试验温度可以根据图 1 中 NASA 会议出版物 2036. 和 NASA 合同报告 3290. 的温度曲线确定。

(ii) 本指南第 23.2265 条第 1.2.4 中的安全系数可以代替(a)(1)(i), 白漆表面 54°C。

(d) 结构的设计, 必须使灾难性疲劳破坏的概率减至最小, 特别是在应力集中处。

(e) 对于一般只能用保证最小值的情况, 如果在使用前对每一单项取样进行试验, 确认该特定项目的实际强度性能等于或大于设计使用值, 则通过这样“精选”的材料采用的设计值可以大于本条要求的保证最小值。

2. 一般符合性方法

2.1. 材料和工艺质量

(a) 可采用经验来表明材料(包括金属和非金属)能抵抗环境影响引起的磨损和性能降低。

(b) 应尽可能采用满足已被广泛接受的规范的材料和由经验或试验证明可用的材料。

2.2. 制造方法

(a) 要求的经批准的规范, 可以是政府或工业部门制定的规范, 也可以是公司研究制定的专有规范。

(b) 除符合性方法中提到的制造工艺(如胶接、点焊或热处理)外, 还应准备除点焊以外的焊接形式、金属镀层、保护涂层(不是装饰层)、密封层和复合材料采用的工艺项目的规范。

(1) 要求的试验大纲应考虑适用于该工艺的静强度、疲劳和环境的影响。

(2) 先进复合材料制造, 应考虑制造缺陷(如脱胶、空隙和孔隙率等)的影响。

2.3. 材料的强度性能和设计值

(a) 结构设计时, 对于单路传力结构的设计值采用材料的 A 值, 对于多路传力结构的设计值可以采用材料的 B 值, 不得使用名义值。

(b) 条款要求设计值的选择必须保证任何结构由于材料(包括金属和非金属)偏差而引起强度不足的可能性极其微小, 根据元件承载特性, 选择条款要求的概率和置信度进行设计值选取。

(c) 条款要求材料必须进行足够多的试验, 以便在统计的基础上确定强度设计值, 且该设计值必须是得到官方批准的数值。

(d) 结构设计时, 各零部件所用材料的强度性能应取自材料标准给出的数值。

(e) 针对 1 级飞机, 见本指南第 23.2265 条。

(f) 考虑温度对设计许用应力的影响。

条款允许通过取样试验进行“精选”。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 材料和工艺质量

(a) 重点要素:

(1) 由经验或试验来确定。

(2) 符合经批准的标准。

(3) 考虑服役中预期的环境条件的影响。

(b) 关注问题:

(1) 材料标准是否经过局方批准: 尤其新材料的标准应进行验证。

(2) 如果涉及金属结构胶粘, 应充分考虑湿热老化对结构胶粘性能的影响, 必要时, 应进行湿热老化验证试验。

(3) 确定的零组件所用材料的适用性和耐久性的验证方法。

(4) 如果零部件涉及复合材料, 要充分考虑产品的使用环境, 通过试验来验证复合材料性能数据, 建立材料标准并经过批准, 同时生产复合材料零件的工艺规范需符合第 23.2260 条(b)条的要求。

(5) 发动机舱或高温区域应考虑温度对材料性能的影响。

(6) 考虑可能受化学品影响、外界紫外线影响的材料性能。

3.2. 制造方法

(a) 重点要素:

(1) 采用的制造方法必须能生产出一个始终完好的结构。

(2) 飞机的每种新制造方法必须通过试验大纲予以证实。

(b) 关注问题:

(1) 依据设计构型, 编制出型号采用的所有制造工艺。

(2) 筛选出需要严格控制并需要批准的制造工艺。

(3) 按照批准的工艺规范生产出的产品是否具备设计特征并具有工艺稳定性。

(4) 针对新工艺编制的试验大纲需考虑适用于该工艺的静强度影响、疲劳强度影响和环境影响。

(5) 在先进复合材料制造中, 应考虑制造异常(脱胶、孔隙、孔隙率)的影响。

- (6) 每种新的制造方法必须开展试验大纲评审和工艺实施的验证。
- 3.3. 材料的强度性能和设计值
- (a) 重点要素：
- (1) 根据飞机的级别来确定审查重点。
 - (2) 试验验证关键区域的选取、关键设计特征的确定。
 - (3) 试验件的设计及失效模式的模拟。
 - (4) 考虑温度对设计许用应力的影响。
 - (5) 是否是对材料加以“优选”确定的设计值。
- (b) 关注问题：
- (1) 优选方法和试验确定设计值方法需要经局方批准。
 - (2) 材料的设计值是否源于局方可接受的技术标准或手册，对于不在局方接受范围内的材料设计值，其确定依据和确定方法是否为局方可接受的方法。
 - (3) 要求对于一些重要部件或结构考虑温度对材料性能的影响，比如发动机舱等。
 - (4) 复合材料性能数据应充分考虑温度/湿度等使用环境、制造工艺的影响。

第 23.2265 条 特殊安全系数

1. 安全性要求要点

1.1. 第 23.2265 条(a)

对于任一零件、部件、装配件，如果属于下列任一情况，则需确定特殊安全系数：

- (a) 无法准确确定临界设计值。
- (b) 在正常更换前，其强度在服役中很可能降低。
- (c) 由于制造工艺或检查方法中的不确定因素，其性能容易有显著变化。

1.2. 第 23.2265 条(b)

1.2.1. 铸件系数

(a) 在铸件质量控制所需的规定以外，还必须采用 (b)至(d)规定的系数、试验和检验。检验必须符合经批准的规范，除作为液压或其他流体系统的零件而要进行充压试验的铸件和不承受结构载荷的铸件外，铸件系数(c)和(d)适用于任何结构铸件。

(b) 支承应力和支承面(c)和(d)规定的铸件的支承应力和支承面，其铸件系数按下列规定：

- (1) 不论铸件采用何种检验方法，对于支承应力取用的铸件系数不必超过 1.25。
- (2) 当零件的支承系数大于铸件系数时，对该零件的支承面不必采用铸件系数。

(c) 关键铸件 对于其损坏将妨碍飞机继续安全飞行和着陆或严重伤害乘员的每一铸件，采用下列规定：

- (1) 每一关键铸件必须满足下列要求之一。

(i) 具有不小于 1.25. 的铸件系数；100%接受目视、射线和磁粉、渗透或其他经批准的等效无损检验方法之一的检验。或

(ii) 具有不小于 2.0. 的铸件系数，100%接受目视和经批准的无损检验方法的检验。如果已制定质量控制程序并经批准，且可接受的统计分析表明可以减少无损检验量，则无损检验量可以从 100%下调，并且采用抽样原则。

(2) 对于铸件系数小于 1.50. 的每项关键铸件，必须用三个铸件样品进行静力试验并表明下列两点：

(i) 在对应于铸件系数为 1.25. 的极限载荷作用下满足本规定第 23.2235 条(b)条的强度要求。

(ii) 在 1.15. 倍限制载荷作用下满足本规定第 23.2235 条(a)条的变形要求。

(3) 典型的关键铸件有：结构连接接头、飞行操纵系统零件、操纵面铰链和配重连接件、座椅、卧铺、安全带、燃油箱和滑油箱的支座和连接件以及座舱压力阀。

(d) 非关键铸件除铸件系数(c)或(e)规定的铸件外，对于其他铸件采用下列规定：

- (1) 除铸件系数(d)(2)和(3)规定的情况外，铸件系数和相应的检验必须符合下表：

铸件系数	检验
等于或大于 2.0	100%目视

小于 2.0 大于 1.5	100% 目视和磁粉或渗透, 或等效的无损检验方法
1.25 至 1.50	100% 目视、磁粉或渗透和射线, 或经批准的等效的无损检验方法

(2) 如果已制定质量控制程序并经批准, 铸件系数(d)(1)规定的非目视检验的铸件百分比可以减少。

(3) 对于按照技术条件采购的铸件(该技术条件确保铸件材料的机械性能, 并规定按抽样原则从铸件上切取试件进行试验来证实这些性能), 规定如下:

(i) 可以采用 1.0. 的铸件系数。和;

(ii) 必须按铸件系数(d)(1)中铸件系数为“1.25. 至 1.50”的规定进行检验, 并按铸件系数(c)(2)进行试验。

(e) 非结构铸件非结构铸件不要求进行评定、试验或详细检验。

1.2.2. 支承系数

每个有间隙(自由配合)并承受敲击或振动的零件, 必须有足够大的支承系数以计及正常的相对运动的影响, 具体安全要求如下:

(1) 铰链

(i) 操纵面铰链, 除滚珠和滚柱轴承铰链外, 对于用作轴承的最软材料其极限支承强度的安全系数必须不小于 6.67。

(ii) 对于滚珠或滚柱轴承铰链, 不得超过批准的轴承的载荷额定值。

(2) 关节接头

(i) 角运动的操纵系统的关节接头(在推拉系统中), 除了具有滚珠和滚柱轴承的关节接头外, 用作支承的最软材料的极限支承强度必须具有不低于 3.33. 的特殊安全系数。对于钢索操纵系统的关节接头, 该系数允许降至 2.0。对滚珠和滚柱轴承, 不得超过经批准的载荷额定值。

(ii) 作角运动的操纵系统的关节接头, 必须用分析或单独的载荷试验表明满足特殊系数的要求。

1.2.3. 接头系数

对于接头(用于连接两个构件的零件或端头)需满足如下要求:

(a) 未经限制载荷和极限载荷试验(试验时在接头和周围结构内模拟实际应力状态)证实其强度的接头, 接头系数至少取 1.15。这一系数必须用于下列各部分:

(1) 接头本体。

(2) 连接件或连接手段。

(3) 被连接构件上的支承部位。

(b) 以全面试验数据为依据进行的接头设计, 不必采用接头系数(如金属钣金的连续接合、焊接和木质件中嵌接)。

(c) 对于整体接头, 一直到截面性质成为其构件典型截面为止的部分必须作为接头处理。

(d) 对于座椅、卧铺、安全带、肩带, 它们与结构的连接件必须通过分析、试验或两者兼用, 来表明其能承受预期的惯性力再乘上 1.33 的接头系数。

(e) 对每一位乘员都必须提供符合下列要求的座椅或卧铺:考虑承受经批准的飞行包线内确定的特殊飞行和地面载荷情况下的最大载荷系数时, 每一座椅和约束系统及其支撑结构必须按乘员体重至少 97. 公斤(215. 磅)进行设计。此外, 在确定所有接头和下列连接的强度时, 必须将这些载荷乘以 1.33 的系数:

(1) 每个座椅与机体结构的连接。

(2) 每根安全带和肩带与座椅或机体结构的连接。

1.2.4. 基于构型的特殊系数

如果生产商不能提供令人满意的统计推断, 则用于满足 1 级飞机复合材料强度性能统计值的安全系数要求如下:

(a) 在潮湿条件下取样以额外系数 1.2 在最高服役温度下进行测试, 证明正在使用一个确立的制造与质量控制程序。

(b) 不设具体的温度湿度条件下, 取样以额外系数 1.5 进行测试。

(1) 对于常温固化结构, 可假设完整结构在完全潮湿条件下。

(2) 如基于变异系数, 则以上额外系数可以依据样本变异系数进行选取。

(c) 对于 54°C 下白色喷漆的表面可用 1.25 的额外系数。

1.3. 第 23.2265 条(c)

(a) 申请人在设计每个结构零件时, 每一限制载荷和极限载荷必须乘以最高的相应特殊安全系数。

(b) 如果没有相应的限制载荷, 如应急情况下载荷, 则仅适用于极限载荷。

2. 一般符合性方法

(a) 明确需要考虑特殊安全系数的结构零件、部件或装配件。

(b) 明确铸件系数, 支承系数, 接头系数等特殊安全系数的选取满足本规定第 23.2265 条 (b) 的要求。

(c) 说明在变形和强度验证中考虑相应的最高特殊安全系数。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 关节接头(在推拉系统中)、铰链、轴承、接头(用于连接两个构件的零件或端头)、铸件已按要求考虑了特殊安全系数。

(b) 1 级飞机复合材料结构可按构型要求考虑材料系数。

第 23.2270 条 应急情况

1. 安全性要求要点

1.1. 应急情况静载荷安全要求要点

1.1.1. 虽然飞机在应急着陆情况中可能损坏, 但飞机必须按本条规定进行设计, 以在此情况中保护乘员。

1.1.2. 结构的设计必须能在下列条件下给每一乘员以避免严重伤害的一切合理的机会。

1.1.2.1. 正确使用在设计中规定的座椅、安全带和肩带。

1.1.2.2. 乘员经受与以下极限载荷系数相对应的静惯性载荷:

(1) 向上, 3.0g, 经批准用于特技类飞机为 4.5g。

(2) 向前, 9.0g。

(3) 侧向, 1.5g。

(4) 向下, 6.0g。

1.1.2.3. 舱内可能伤害乘员的质量项目经受与下列极限载荷系数相对应的静惯性载荷:

(1) 对于 V_{SO} 不超过 83 公里/小时(45 节)的 1 级飞机:

(a) 向上, 3.0g。

(b) 向前, 9.0g。

(c) 侧向, 1.5g。

(2) 对其 2、3 和 4 级飞机:

(a) 向上, 3.0g。

(b) 向前, 18.0g。

(c) 侧向, 4.5g。

1.1.3. 具有可收放起落架的飞机, 必须设计成在下列情况着陆时为每个乘员提供防护:

1.1.3.1. 机轮收上。

1.1.3.2. 中等下沉速度。

1.1.3.3. 在缺乏详细的分析时, 假定经受到下述载荷:

(1) 向下的极限惯性载荷系数为 3g。

(2) 地面摩擦系数为 0.5。

1.1.4. 如果不能确定应急着陆时飞机翻倒是不大可能的, 则结构必须按如下所述设计成能在飞机完全翻倒时保护乘员。为了确定在翻转后施加的载荷, 在没有更合理分析的情况下, 必须使用 3.0g 的向上极限惯性载荷系数和 0.5 的地面摩擦系数。

1.1.4.1. 对于 1 级飞机, 必须假定可能有翻转。

1.1.4.2. 对于 2 至 4 级的飞机, 可以用分析方法表明在下列情况下飞机翻倒的可能性:

(1) 重量和重心位置的最不利组合。

(2) 纵向载荷系数为 9.0g。

(3) 垂直载荷系数为 1.0g。

(4) 对前三点起落架的飞机, 前轮支柱失效且机头触地。

1.1.5. 除了用于运输货物的飞机的规定外, 支承结构必须设计成在不超过第 1.1.2.3 条规定值的各种载荷下, 能约束住那些在轻度撞损着陆时脱落后可能伤害乘员的每个质量项目。

1.1.6 飞行机组在应急时所需使用的安全设备(例如救生筏自动投放装置)必须备有存放设施, 该存放设施必须防止安全设备由于受到 1.1.2.3 条中所规定的极限静载荷系数对应的惯性载荷而导致损坏。

1.2. 应急情况动载荷安全要求要点

1.2.1. 每个座椅和约束系统, 必须设计成在应急着陆时并在下列条件下能保护乘员:

1.2.1.1. 正确使用在设计中规定的座椅、安全带和肩带。

1.2.1.2. 乘员受到本条规定条件所产生的载荷。

1.2.2. 除了要符合第 1.2.4 或 1.2.5 条的座椅/约束系统以外, 供机组和乘客在起飞和着陆过程中使用的每一个座椅和约束系统, 必须按照下述每一条件成功地完成动力试验或者用有动力试验支持的合理分析来证明。进行动力试验必须用 49. CFR 第 572 部 B 章认可的拟人试验模型(ATD)或局方批准的等效物模拟乘员, 其名义重量为 77. 公斤(170. 磅), 坐在正常的向上位置。

1.2.2.1. 对于第一次试验, 速率的变化不得小于 9.4. 米/秒(31 英尺/秒)。座椅和约束系统的取向必须是相对飞机的名义位置。飞机的水平面相对撞击方向上仰 60 度无偏转。安装在飞机内第一排的座椅和约束系统, 最大负加速度必须在撞出后 0.05. 秒内出现, 并且最小必须达到 19g。对于所有其他座椅和约束系统, 最大负加速度必须在撞击后 0.06. 秒内出现, 并最小达到 15g。

1.2.2.2. 对于第二次试验, 速率的变化不得小于 12.8. 米/秒(42. 英尺/秒)。座椅和约束系统的取向必须是相对飞机的名义位置。飞机垂直对称面相对撞击方向偏转 10. 度无俯仰, 处于对肩带产生最大载荷的方向上。对于安装在飞机内第一排的座椅和约束系统, 最大负加速度必须在撞击后 0.05. 秒内出现, 并最小达到 26g。对于所有其他座椅和约束系统, 最大负加速度必须在撞击后 0.06. 秒内出现, 并最小达到 21g。

1.2.2.3. 考虑到地板变形, 在进行第 1.2.2.2 条中所规定的试验之前, 必须预加载使得用于将座椅和约束系统连接到机体结构的连接装置或地板导轨相对垂直偏移至少 10. 度(即俯仰不平行)。并且必须预加载使导轨或连接装置之一滚转 10. 度。

1.2.3. 按照第 1.2.2 条进行动力试验, 必须表明符合下列要求:

1.2.3.1. 尽管座椅和约束系统部件可能受到设计上的预期的变形、延伸、位移或撞损, 但座椅和约束系统必须约束住拟人试验模型(ATD)。

1.2.3.2 尽管座椅结构可能变形, 但座椅和约束系统与试验固定装置间的连接必须保持完好。

1.2.3.3. 撞击过程中, 每一肩带必须保持在 ATD 的肩上。

1.2.3.4. 撞击过程中, 安全带必须保留在 ATD 的骨盆上。

1.2.3.5. 动力试验结果必须表明乘员不受到严重的头部损伤。

(1) 如果乘员可能触及邻近的座椅、结构或其他舱内物件, 则必须给乘员提供保护, 以使头部伤害判据(HIC)不超过 1000。

(2) HIC 值用下列公式确定:

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\}_{Max}$$

式中:

t_1 = 积分初始时间(秒)。

t_2 = 积分终止时间(秒)。

$a(t)$ = 头部重心处合成负加速度(以 g 重力加速度的倍数表示)。

(3) 必须在按第 1.2.2.1 条和 1.2.2.2 条规定的动力试验时测定头部所受的撞击以表明符合 HIC 限制值; 或用试验或分析方法单独表明符合头部伤害判据。

1.2.3.6. 作用于单肩带系带上的载荷不得超过 7784 牛(1750. 磅)。若用双系带来约束上部躯干, 则系带总载荷不得超过 8896 牛(2000. 磅)。

1.2.3.7. 在 ATD 骨盆和腰椎柱之间测得的压缩载荷不得超过 6,672 牛(1,500 磅)。

1.2.4. 对于在最大重量下 V_{SO} 大于 113 千米/小时(61 节)的所有单发飞机, 以及不符合第 23.2005 条(b)(c)的最大重量不超过 2,722 公斤(6,000 磅)、在最大重量下 V_{SO} 大于 113 千米/小时(61 节)的多发飞机, 必须符合下列要求。

1.2.4.1. 第 1.1.2 的极限载荷系数必须乘以增大的失速速度与 113 千米/小时(61 节)的比值的平方。增大后的极限载荷系数不必大于 V_{SO} 为 146 千米/小时(79 节)时所能达到的值。第 23.2005 条(d)规定的飞机向上的极限载荷系数不必超过 5.0g。

1.2.4.2. 本部分第 1.2.2.1 条要求的座椅/约束系统试验必须按照下列准则进行:

(1)速度的变化量不得低于 9.4 米/秒(31 英尺/秒)。

(2)19g 和 15g 的最大负加速度必须乘以增大的失速速度与 $V_{\text{normalize}}=113$ 千米/小时(61 节)的比值的平方:

$$g_p = 19.0 (V_{SO}/V_{\text{normalize}})^2 \text{ 或 } g_p = 15.0 (V_{SO}/V_{\text{normalize}})^2$$

(a)最大负加速度不必超过 V_{SO} 为 146 千米/小时(79 节)时所能达到的值。

(3)最大负加速度必须在 t_r 时间内出现, t_r 必须按照下式计算:

$$t_r = \frac{31}{32.2 (g_p)} = \frac{0.96}{g_p}$$

其中:

g_p =根据第 1.2.4.2(2)条计算得到的最大负加速度; 和

t_r =达到最大负加速度所需要的时间(秒)

1.2.5. 对于最大起飞重量不超过 750 公斤(1653 磅), 着陆配置失速速度不超过 83 公里/小时(45 节)的 1 级飞机, 如果满足以下条件则不需要再满足 1.2.2 和 1.2.3 要求:

1.2.5.1. 每个座椅及其支撑结构必须为至少重达 86 公斤(190 磅)的乘员设计, 并且对应于规定的飞行和地面载荷条件(包括 1.1.2.2 中规定的应急着陆条件)的最大载荷系数。

1.2.5.2. 当乘员经受 1.1.2.2 规定的惯性力时, 必须通过安全带和肩带保护每个乘员免受严重的头部伤害(参见附录 X7)。

1.3. 乘员保护安全要求要点

1.3.1. 对每一位乘员都必须提供符合下列要求的座椅、卧铺、担架、安全带或肩带:

1.3.1.1. 考虑承受经批准的飞行包线内确定的特殊飞行和地面载荷情况下的最大载荷系数时, 每一座椅和约束系统及其支撑结构必须按乘员体重至少 98 公斤(215. 磅)进行设计。此外, 在确定所有接头和下列连接的强度时, 必须将这些载荷乘以 1.33. 的系数:

(1) 每个座椅与机体结构的连接。

(2) 每根安全带和肩带与座椅或机体结构的连接。

1.3.1.2. 1 至 3 级的飞机上每个向前或向后的座椅和约束系统, 必须由座椅、带金属对金属锁扣的安全带和肩带组成, 以提供第 1.2 条所要求的保护乘员措施。对于其他方向的座椅, 必须能提供与装有安全带和肩带的向前或向后座椅同等保护乘员的安全水平, 并且提供满足第 1.2 条要求的保护措施。

1.3.1.3. 对于 4 级飞机, 考虑承受第 1.1.2.2 条规定的极限静载荷系数所对应的惯性载荷时, 每个座椅及其支撑结构必须按乘员体重至少 77 公斤(170. 磅)进行设计, 并且对前排座椅必须装有带金属对金属锁扣的安全带和肩带, 对非前排座椅必须装有带金属对金属锁扣的安全带或安全带和肩带, 以便承受这些载荷系数所对应的惯性载荷时能保护每个乘员, 使之头部不致严重损伤。

1.3.1.4. 每一约束系统必须有一个便于乘员撤离的单点脱扣装置。

1.3.1.5. 用于机组成员的约束系统, 必须使机组成员在就坐并系紧安全带和肩带后能执行所有必要的飞行操作功能。

1.3.1.6. 每个驾驶员座椅必须设计成能承受在主飞行操纵器件上施加驱动力所引起的反作用力。

1.3.1.7. 必须有措施在每个安全带和肩带不使用时将其固定，以防止妨碍对飞机的操作和在紧急情况下的迅速撤离。

1.3.1.8. 除非另有规定，用于超过 60° 的坡度，旋转和特技类飞机上的每个座椅必须设计成能容纳带有降落伞的乘员。

1.3.1.9. 每个座椅的周围舱内区域，包括结构、内壁、仪表板、驾驶盘、脚踏和座椅，在乘员头部和躯体(已用约束系统系紧)撞击距离之内必须没有可能致伤的物体、锐边、突出物和硬表面。如果采用能量吸收的设计或设施来满足这一要求，则当承受第 1.1.2.2 条规定的极限静载荷系数所对应的惯性力时，必须保护乘员不受严重伤害，或者必须按 1.3.1.2 和 1.3.1.3 条要求，满足第 1.2 条规定的乘员保护措施。

1.3.1.10. 每个座椅轨道必须装有止动器以防止座椅滑出轨道。

1.3.1.11. 每一座椅和约束系统可采用诸如某些部件撞损或分离的设计特点来减小在演示符合第 2.2 条要求时乘员的载荷，否则，系统必须保持完整。

1.3.1.12. 就本条而言，前排座椅是指安装在飞行机组成员位置上的，或与之并排的座椅。

1.3.1.13. 每个沿飞行轴线平行方向安装的卧铺或担架设施，必须设计成前部具有带包垫的端板、帆布隔挡或等效措施，在受到第 1.1.2.2 条规定的极限静载荷系数所对应的惯性力时，可承受体重 98 公斤(215 磅)的乘员。此外：

(1)每个卧铺或担架必须有乘员约束系统，并不得有在应急情况下可能对乘员引起严重伤害的棱角和突出物。

(2)对卧铺和担架，乘员约束系统的连接必须能承受第 1.1.2.2 条规定的极限静载荷系数所对应的惯性力。

1.3.1.14. 批准作为型号设计一部分的座椅和卧铺及其安装是否符合本条静强度要求，可用下列方法来表明：

(1) 如结构与常规飞机的形式相同，且已有可靠的分析方法，则可用结构分析方法。

(2) 结构分析和限制载荷静力试验的组合。

(3) 极限载荷静力试验。

1.4. 行李舱和货舱安全要求要点

1.4.1. 每个行李舱和货舱必须符合下列要求：

1.4.1.1. 根据其标明的最大载重及本规章规定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计。

1.4.1.2. 必须有措施防止货舱内装载物因移动而造成危险，对于任何操纵装置、电线、管路、设备或附件，如其破坏或损伤将影响安全使用，则必须有防护措施。

1.4.1.3. 对位于乘员后面并有结构与乘员分开的货舱和行李舱，必须有措施，在极限向前惯性载荷系数为 9g，并且假定舱内载有允许的最大重量行李或货物条件下，保护乘员免受货舱或行李舱装载物的伤害。

1.4.2. 对货物和行李与旅客在同一舱内的设计，必须有措施在货物受到第 1.1.2.3 规定的极限静载荷系数所对应的惯性力的作用时，并且假设舱内载有允许的最大重量货物或行李的情况下，保护旅客免受伤害。

1.4.2.1. 对于 V_{SO} 不超过 83 公里/小时(45 节)的 1 级飞机，如果行李与乘员舱之间没有结构，位于乘员后面的行李物品和可能成为碰撞危险物品的行李必须保证限制在 $1.33 \times 9g$ 。

2. 一般符合性方法

2.1. 应急情况静载荷

通过试验或分析证明座椅和约束系统对乘员的保护能力。

对于 2、3 和 4 级飞机必须对其特定的翻倒条件进行说明和规定，通过分析或试验表明对乘员的保护能力。

2.2. 应急情况动载荷

(a) 编制座椅和约束系统应急着陆动态情况说明文件及试验假人使用说明文件，确定座椅和约束系统试验条件，通过试验验证或分析确定座椅和约束系统在应急着陆动态情况下对乘员的保护能力。

(b) 分别编制第 1 排座椅和约束系统(通常为驾驶员座椅)和其他排次座椅和约束系统第 1 次和第 2 次动态试验说明文件, 确定上述类别的座椅和约束系统的最严酷试验情况, 通过试验验证或分析确定座椅和约束系统在应急着陆动态情况下对乘员的保护能力。

(c) 根据第 1.2.3 条阐述的乘员损伤判据编制座椅和约束系统动态试验判据, 通过与座椅和约束系统动态试验数据对比, 确认与判据的符合性, 从而确定座椅和约束系统在动态试验情况对乘员的保护能力。

(d) 对于 V_{S0} 大于 113 公里/小时(61 节)的单发飞机和不符合本指南第 23.2005 条(b)(c)的最大重量不超过 2,722 公斤(6,000 磅)、在最大重量下 V_{S0} 大于 113 千米/小时(61 节)的多发飞机应按照第 1.2.4 条款要求编制应急着陆静载荷和动载荷第 1 次试验说明文件, 通过试验验证或分析确认座椅和约束系统对乘员的保护能力。

(e) 根据 1.2.4 条款阐述的本指南第 23.2005 条(d)的飞机静载荷要求, 选择该系列飞机集成的座椅和约束系统的适用的向上极限载荷系数并通过说明文件进行规定, 通过试验验证或分析确认座椅和约束系统在该情况下对乘员的保护能力。

(f) 根据第 1.2.5 条阐述, 编制对于最大起飞重量不超过 750 公斤(1653 磅), 着陆配置失速速度不超过 83 公里/小时(45 节)的 1 级飞机不选择符合动载荷要求而符合特定的静载荷说明文件, 通过试验验证或分析确认座椅和约束系统在该安装机型时对乘员的保护能力。

2.3. 乘员保护

(a) 对于飞行包线内确定的特殊飞行和地面载荷系数, 乘员体重及接头系数要求需落实到座椅和约束系统相关设计说明文件中, 确保特殊要求得到落实, 以及座椅和约束系统的特殊要求得到试验验证或分析, 从而乘员的保护要求得到落实。

(b) 对于 1 至 3 级飞机每个前向或后向的座椅和约束系统必须由座椅、带金属对金属锁扣的安全带和肩带组成, 其他方向的座椅需提供与装有安全带和肩带的向前或向后座椅同等保护乘员的安全水平, 并且得到动载荷验证或分析, 确保乘员在应急动载荷情况下得到保护。

(c) 对于 4 级飞机座椅和约束系统的静载荷条件下确保使用乘员的重量和安全带构型满足要求, 编制安全带构型及试验假人使用说明文件, 通过试验验证或分析确保对乘员的保护能力得到确认。

(d) 对于安全带和肩带应编制说明文件, 确保每个安全带和肩带不使用时将其固定并且不妨碍对飞机的操作和紧急情况下的迅速撤离要求, 保证驾驶员操作飞机及乘员应急撤离需求。

(e) 除非另有规定, 对于特技类飞机上, 当用于超过 60° 坡度的每个座椅必须设计成能容纳带有降落伞的乘员, 确保乘员在应急情况下有措施保证能够获得保护。

(f) 对于飞机座椅周围区域应该考虑避免乘员的伤害, 通过设计文件进行说明, 通过试验验证或分析确保乘员在应急条件下能够得到保护。

2.4. 行李舱和货舱

(a) 对于行李舱和货舱应根据其标明的最大载重及本条规定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来确定其设计载荷, 通过试验验证或分析, 确保行李舱和货舱满足规定的载荷要求。

(b) 应该对行李舱和货舱需约束的质量项目约束方案进行说明, 通过试验验证或分析, 确保质量项目能够被约束, 从而避免乘员受到伤害。

(c) 应对行李舱和货舱中可能影响安全操作的控制装置、电线、线路、设备或附件提出保护方案, 通过确认或分析确保, 上述部件得到保护。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 应急情况静载荷

(a) 座椅和约束系统的验证试验是否充分, 使用本条款规定的载荷时, 座椅本身和机体结构可以不考虑 1.33 连接系数, 但座椅与机体结构的连接、每根安全带和肩带与机体结构的连接必须考虑 1.33 系数。

(b) 分析评估舱内质量项目脱落后对乘员的危害, 对可能伤害到乘员的舱内大质量项目及其固定结构的强度应进行验证试验, 比如: 客舱行李箱、盥洗室等。

(c) 在应急着陆时遭遇第 23.2270 条规定的静惯性载荷时, 安全设备的存放设施是否能保护其设备不会损坏。

3.2. 应急情况动载荷

(a) 当采用分析计算方法来验证座椅和约束系统的强度和刚度时, 必须有类似座椅和约束系统的动力试验结果作为依据, 或者结合座椅系统工业动态仿真推荐的通过计算机模拟分析技术验证飞机结构(包括座椅)动态性能的符合性方法进行分析计算。

(b) 冲击试验中, 冲击角度不得低于本条款规定的角度, 同时应保证在规定的时间内出现的加速度最大值不低于本条款规定的加速度。

3.3. 乘员保护

(a) 每个座椅的周围舱内区域, 在乘员头部和躯体(已用约束系统系紧)撞击距离之内, 是否有可能致伤的物体、锐边、突出物和硬表面等危险源。

(b) 安全带和肩带组合是否为单点脱扣形式, 使用时是否会影响驾驶员飞行操作, 不使用时是否有固定措施; 安全带和肩带的组合是否能有效防止头部触及任何致伤物体。

(c) 座椅、卧铺、担架、安全带和肩带与机体结构的连接是否满足强度要求。

3.4. 行李舱和货舱

(a) 对货舱和行李舱在适当的最大载荷系数下的临界载荷分布分析计算是否合理可靠;

(b) 货物和行李物品与旅客舱在同一舱内, 最大重量的货物或行李是否会脱落伤及旅客;

(c) 确定是否需要对货舱和行李舱内的操纵装置、电线、管路、设备或附件等采取保护措施。

附录

(非强制性资料)

X1.简化设计载荷准则

X1.1 限制条件

X1.1.1 本附录提供了一种仅适用于 1 级和 2 级飞机的符合性方法 (但不是唯一的方法)。

X1.1.2 此方法适用于满足下列限制的飞机, 且不需要额外理由:

X1.1.2.1 除涡轮动力装置以外的单发;

X1.1.2.2 主机翼比后置的、装在机身上的尾翼更靠近飞机重心;

X1.1.2.3 主机翼的 $1/4$ 弦后掠角不大于 $\pm 15^\circ$;

X1.1.2.4 主机翼装有后缘操纵面 (副翼或襟翼, 或两者都有);

X1.1.2.5 主机翼展弦比不大于 7.0;

X1.1.2.6 未配备有翼尖小翼、外置垂直翼面或其他翼尖装置的主机翼;

X1.1.2.7 平尾展弦比不大于 4.0;

X1.1.2.8 平尾容积系数不小于 0.34;

X1.1.2.9 垂尾展弦比不大于 2.0;

X1.1.2.10 垂尾平台面积不大于机翼平台面积的 10%;

X1.1.2.11 平尾和垂尾必须采用对称翼型。

X1.1.3 如果有证据证明用此方法能获得安全和可靠的结果, 可在第 X1.1.2 条的限制之外使用本附录。

X1.1.4 具有以下任何设计特征的飞机不得使用本附录:

X1.1.4.1 升力面为鸭式、串列式机翼、近耦或无尾翼的布局;

X1.1.4.2 双翼或多翼布局;

X1.1.4.3 V 形尾翼或水平安定面由垂直安定面支撑的任何布局 (T 型尾翼、十字形尾翼 (+) 等);

X1.1.4.4 具有缝式升力面的机翼;

X1.1.4.5 全动水平和垂直安定面。

X1.2 缩略语

- n_1 . =飞机正限制机动载荷系数。
- n_2 . =飞机负限制机动载荷系数。
- n_3 . = V_C 时飞机正突风限制载荷系数；
- n_4 . = V_C 时飞机负突风限制载荷系数；
- n_{flap} = V_F 时襟翼全放下飞机正限制载荷系数；

V_{Fmin} =最小设计襟翼速度= $11.0\sqrt{n_1 W/S}$, 节；

V_{Amin} =最小设计机动速度= $15.0\sqrt{n_1 W/S}$ 节（但是，此速度不必超过设计中使用的 V_C ）

V_{Cmin} =最小设计巡航速度= $17.0\sqrt{n_1 W/S}$ 节（但是，此速度不必超过 $0.9V_H$ ，见 X1.3.5.2）

V_{Dmin} =最小设计俯冲速度= $24.0=\sqrt{n_1 W/S}$ 节（但是，此速度不必超过 $1.4V_{Cmin} \sqrt{n_1/3.8}$ ）

X1.3 飞行载荷

X1.3.1 可以认为每组飞行载荷与高度无关，除死重项目的局部支承结构外，仅必须检查最大设计重量情况。

X1.3.2 必须采用表 X1.1 来确定相应于最大设计重量的 n_1 、 n_2 、 n_3 和 n_4 的数值。图 X1.1 中给出了通用的飞行包线。

X1.3.3 必须采用图 X1.2 和 X1.3 来确定相应于最小飞行重量的 n_3 和 n_4 值，并且， 如果这些载荷系数大于设计重量下的载荷系数，则死重项目的支承结构必须按较高的载荷系数验证。

X1.3.4 每个规定的机翼和尾翼载荷与重心范围无关。但是申请人必须选定一个重心范围，而且必须在所选定的重心范围内按最不利的死重载荷情况检查基本机身结构。

X1.3.5 下列载荷和受载荷情况是结构强度必须保证的最低限度：

X1.3.5.1 飞机平衡 可以认为机翼气动力载荷垂直作用于相对气流，对于正向飞行情况，其值为飞机法向载荷（按第 X1.4.2 条和第 X1.4.3 条确定）的 1.05 倍；对于负向飞行情况，其值等于飞机法向载荷。必须考虑该机翼载荷的弦向和法向每个分量。

X1.3.5.2 最小设计空速 最小设计空速可由申请人选择，但不得低于根据第 X1.2 条得出的最小速度。另外， V_{Cmin} 不必大于在海平面实际获得的 $0.9V_H$ 值，而此 V_H 值对应于合格审定的最小设计重量。在计算这些最小设计空速时， n_1 不得小于 3.8。

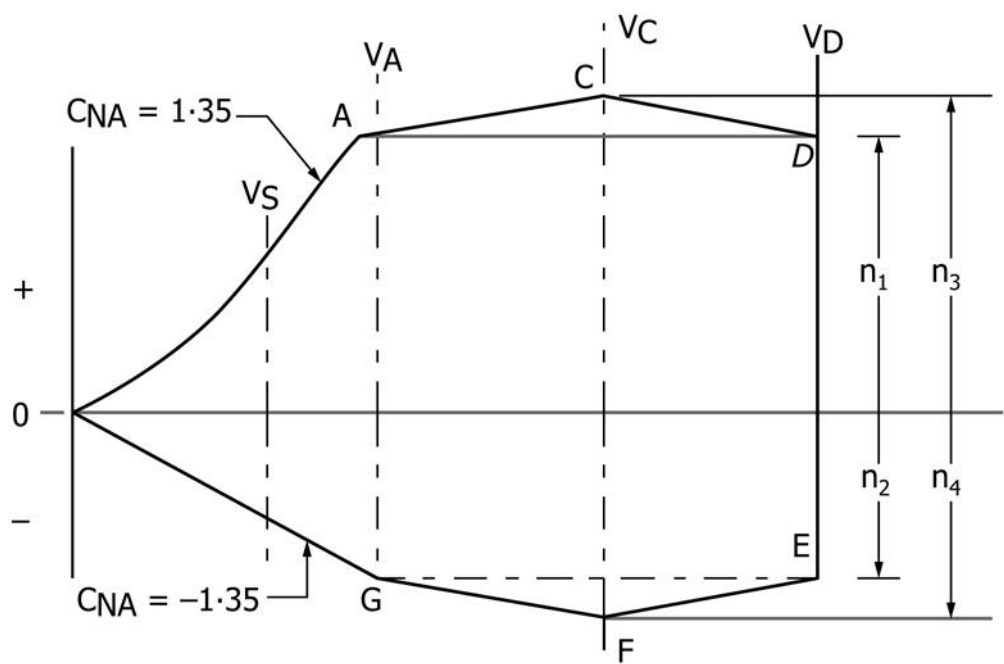
X1.3.5.3 飞行载荷系数 表 X1.1 规定的限制飞行载荷系数，表示气动力分量（垂直于假设的飞机纵轴）与飞机重力之比。当气动力相对于飞机向上作用时，飞行载荷系数为正。

表 X1.1 最小设计限制飞行载荷系数

飞行载荷系数		非特技类飞机	特技类飞机
襟翼收起	n_1	3.8	6.0
	n_2		- 0.5 n_1

	n_3	从图 X1.2 中得到 n_3
	n_4	从图 X1.3 中得到 n_4
襟翼放下	n_{flap}	$0.5n_1$
	n_{flap}	0^*

*可以假定机翼的垂直载荷为零，只有机翼的襟翼部分需按此情况进行检查。



注 1—只有当 n_3W/S 大于 n_1W/S 或 n_4W/S 大于 n_2W/S 时，才需要检查“C”或“F”情况。

注 2—若检查了第 4.14 条中规定的补充情况，就不需要检查“G”情况。

图 X1.1. 通用飞行包线

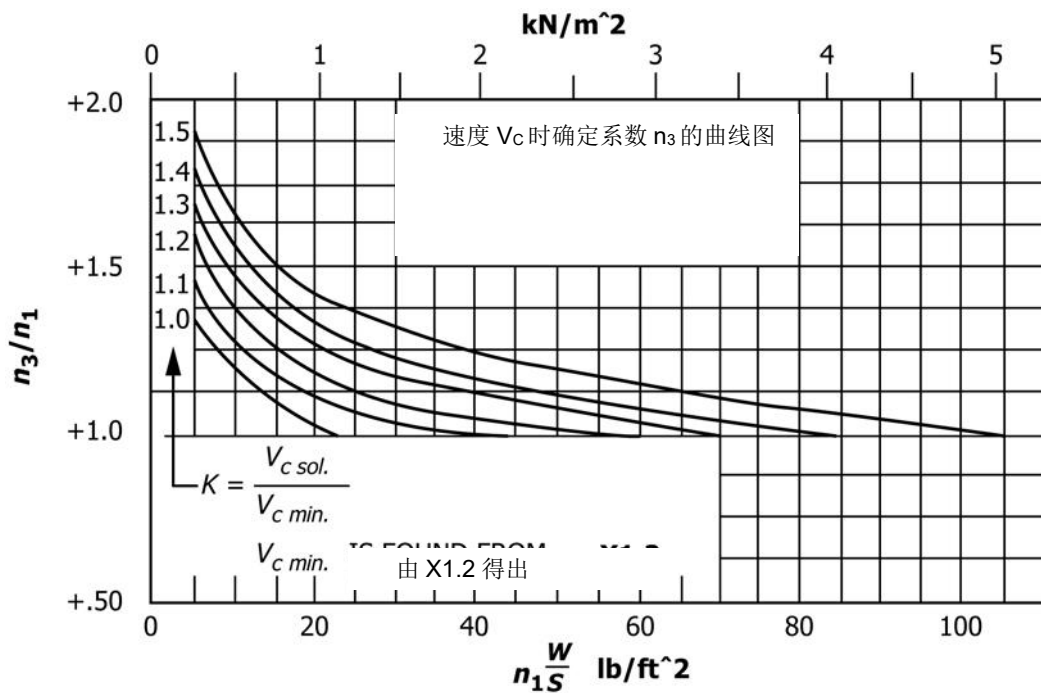


图 X1.2 在速度 V_c 时确定系数 n_3 的曲线图

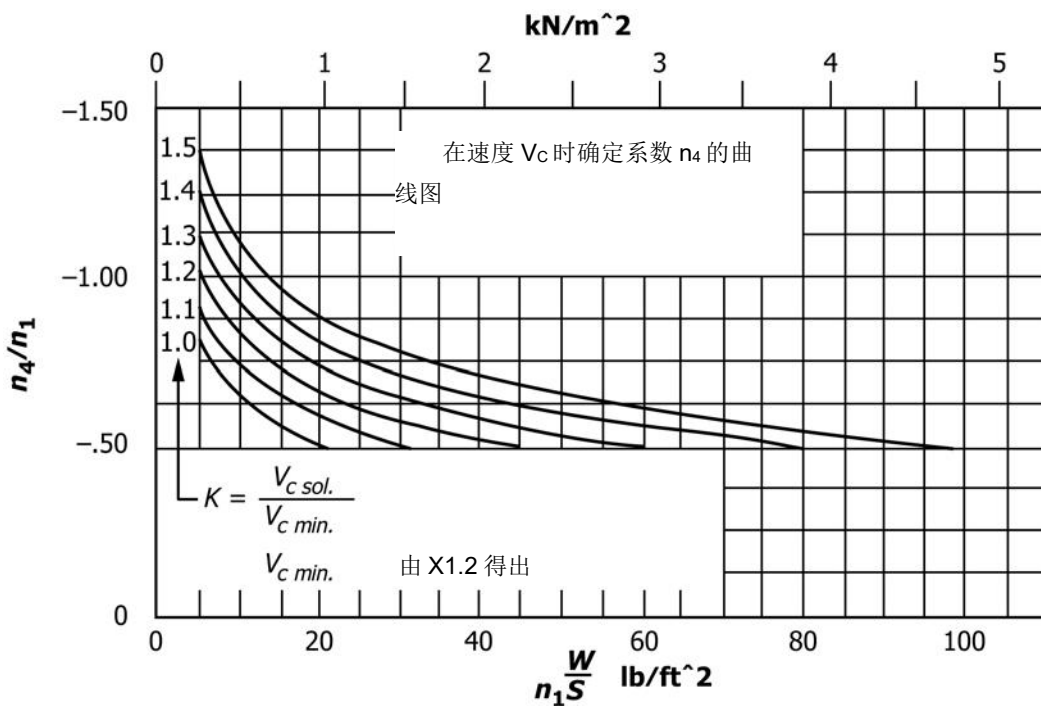


图 X1.3 在速度 V_c 时确定系数 n_4 的曲线图

X1.4 飞行情况

X1.4.1 总则—必须采用 X1.4.2 条和第 X1.4.4 条的每个设计情况，以保证在飞机 V-n 包线（与图 X1.1 相似）的边界上或其内的每种速度和载荷系数情况下具有足够的强度。此包线

还必须用于制定按 14CFR 第 23 部分第 23.1501 条 (c) 至第 23.1513 条和第 23.1519 条所规定的飞机结构使用限制。

X1.4.2 对称飞行情况—飞机必须按下述对称飞行情况进行设计：

X1.4.2.1 飞机必须至少按图 X1.1 飞行包线所示的 4 种基本飞行情况“ A ”、“ D ”、“ E ”和“ G ”进行设计。此外，采用下列规定：

(1) 与图 X1.1 的“ D ”和“ E ”情况相应的设计限制飞行载荷系数，必须至少和表 X1.1 和图 X1.1 所规定的载荷系数一样大，这些情况的设计速度必须至少等于由第 X1.2 条所得出的 V_{Dmin} 值；

(2) 对于图 X1.1 的“ A ”和“ G ”的情况，载荷系数必须和表 X1.1 所规定的相符，设计速度必须用这些载荷系数和申请人所确定的最大静升力系数 C_{NA} 来计算。然而，在缺乏更精确计算时，后者可以基于 $C_{NA} = \pm 1.35$ ，并且“ A ”情况的设计速度可以低于 V_{Amin} 。

(3) 图 X1.1 的“ C ”或“ F ”情况，只有在当 $n_3 W/S$ 或 $n_4 W/S$ 大于 $n_1 W/S$ 或 $n_2 W/S$ 时才需要个别地进行检查。

X1.4.2.2 如果装有在进场、着陆和起飞阶段较低空速时使用的襟翼或其他增升装置，飞机必须按表 X1.1 所规定的相应于襟翼展态的限制系数的两种飞行情况来设计，此时襟翼在不低于第 X1.2 条的襟翼设计速度 V_{Fmin} 时完全放下。

X1.4.3 非对称飞行情况—每个受影响的结构必须按下列非对称载荷来设计：

X1.4.3.1 后部翼身连接必须按第 X2.2.3.1 条和第 X2.2.3.2 条所确定的临界垂直尾翼载荷设计。

X1.4.3.2 机翼和机翼贯穿结构必须按下述载荷进行设计：在对称面一边按“ A ”情况加载 100%，在另一边加载 70%，或在另一边加载 60%（对批准进行特技飞行的飞机）。

X1.4.3.3 机翼和机翼贯穿结构必须按对称面的两边为 75% 正机动机翼载荷及由副翼偏转引起的最大机翼扭矩的组合来设计。用翼展的副翼部分经过修正的基本翼型力矩系数（ C_{mo} ）来考虑副翼偏转对 V_C 或 V_A 的机翼扭矩的影响时，必须按下列方法计算：

(1) $C_m = C_{mo} + 0.01 \delta_u$ （副翼上偏一侧）机翼基本翼型；

(2) $C_m = C_{mo} - 0.01 \delta_d$ （副翼下偏一侧）机翼基本翼型；

其中： δ_u 是副翼上偏偏度， δ_d 是副翼下偏偏度。

X1.4.3.4 $\Delta_{临界}$ 的临界值（其值是 $\delta_u + \delta_d$ 的总和），必须按下述方法计算：

(1) 用下列公式计算 Δ_a 和 Δ_b ：

$$\Delta_a = \frac{V_A}{V_C} \times \Delta_p \quad (X1.1)$$

$$\Delta_b = 0.5 \frac{V_A}{V_D} \times \Delta_p \quad (X1.2)$$

式中：

Δ_p 为 V_A 时的最大总偏角（两副翼偏角的和）， V_A 、 V_C 和 V_D 在第 X1.3.5.2 条中有说明。

(2) 用下式计算 K ：

$$K = \frac{(C_{mo} - 0.01 \delta_b) V_D^2}{(C_{mo} - 0.01 \delta_a) V_C^2} \quad (X1.3)$$

式中：

δ_a = 相应于第 X1.4.3.4 条 (1) 中计算 Δ_a 的副翼下偏偏度；

δ_b = 相应于第 X1.4.3.4 条 (1) 中计算 Δ_b 的副翼下偏偏度。

(3) 如果 K 小于 1.0， Δ_a 为 $\Delta_{\text{临界}}$ 且必须用于确定 δ_u 和 δ_d 。在此情况， V_C 是临界速度，必须用它来计算翼展的副翼部分的机翼扭转载荷。

(4) 如果 K 等于或大于 1.0， Δ_b 为 $\Delta_{\text{临界}}$ 且必须用于确定 δ_u 和 δ_d 。在此情况， V_D 是临界速度，必须用它来计算翼展的副翼部分的机翼扭转载荷。

X1.4.4 补充情况： 机翼后撑杆、发动机扭矩、发动机架上的侧向载荷——必须检查下列每个补充情况：

X1.4.4.1 在设计机翼后撑杆时，可以检查第 4.14 条所规定的情况，来代替图 X1.1 的“G”情况。

X1.4.4.2 每个发动机架及其支承结构必须按下列要求进行设计：

(1) 相应于最大起飞功率（MTO 功率）和螺旋桨转速的发动机最大限制扭矩与最大正机动飞行载荷系数 n_1 所产生的限制载荷的 75% 同时作用；

(2) 相应于最大连续飞功率（MCP）和螺旋桨转速的发动机最大限制扭矩与最大正机动飞行载荷系数 n_1 所产生的限制载荷同时作用；且

(3) 对于具有 5 个或更多个气缸的发动机，必须采用 1.33 的系数乘以平均扭矩得到最大限制扭矩；对于具有 4、3 和 2 个气缸的发动机，此系数必须分别为 2、3 和 4。

X1.4.4.3 每个发动机架及其支撑结构必须按不小于 1.47 的侧向限制载荷系数引起的载荷来设计，对批准进行特技飞行的飞机此系数不小于 2.0。

X2. 操纵面载荷计算的可接受方法

X2.1 限制条件

X2.1.1 本附录提供了一种仅适用于 1 级和 2 级飞机的符合性方法（但不是唯一的方法）。

X2.1.2 此方法适用于满足下列限制的飞机，且不需要额外理由：

X2.1.2.1（操纵面）前缘前掠或后掠角不超过 15 度；

X2.1.2.2 平尾和垂尾必须采用对称翼型；

- X2.1.2.3 主机翼无翼尖小翼、外置垂直翼面或其他翼尖装置的飞机的副翼和襟翼。
- X2.1.3 如果有证据证明用此方法能获得安全和可靠的结果，可在第 X2.1.2 条的限制之外使用本附录。
- X2.1.4 具有以下任何设计特征的飞机不得使用本附录：
- X2.1.4.双翼或多翼布局飞机的襟翼和副翼；
- X2.1.4.2V 形尾翼布局上的安定面和操纵面；
- X2.1.4.3 水平安定面由垂直安定面（T 型尾翼、十字形尾翼（+）等）支撑的任何布局的垂直安定面；
- X2.1.4.4 三角机翼飞机的襟翼和副翼。
- X2.1.4.5 具有缝式升力面的翼面及其相关操纵面。
- X2.1.4.6 全动水平和垂直安定面。

X2.2 操纵面载荷

- X2.2.1 总则—每个操纵面载荷必须按第 X2.2.2 条的准则确定并必须在第 X2.2.3 条的简化载荷的范围内。
- X2.2.2 驾驶员限制作用力—对第 X2.2.3-X2.2.5 条所规定的每个操纵面载荷情况，操纵面上的气动载荷和相应的偏度不必超过在飞行中使用第 7.4.2 条表中规定的驾驶员最大限制作用力所产生的值。如果操纵面载荷受到该驾驶员最大限制作用力的限制，则必须考虑调整片偏转到最大行程（在有助于驾驶员作用力的方向上），或者在所考虑情况的预期速度下，调整片偏转到“失配平”所需的最大角度。但是，调整片载荷不必超过表 X2.1 所规定的值。

X2.2.3 操纵面载荷情况—必须按下列规定检查每个操纵面的载荷情况：

- X2.2.3.1 在表 X2.1 和图 X2.1 和 X2.2 中规定了平尾、垂尾、副翼、襟翼和配平调整片简化的操纵面限制载荷及其分布。如果给出了超过一种载荷分布，必须对每种分布进行研究。图 X2.1 仅限适用于展弦比小于 2.5 的垂尾，展弦比小于 5 且容积系数大于 0.4 的平尾。

表 X2.1 操纵面平均限制载荷

操纵面	载荷方向	载荷大小	弦向分布
I 水平尾翼	(a) 向上和向下	图X2.1曲线（2）	见图X2.3
	(b) 非对称载荷 (向上和向下)	$\bar{W}$ 的 100% 作用在飞机中心线的一侧， $\bar{W}$ 的 65% 作用在飞机中心线的另一侧。对批准进行特技飞行的飞机，见第X2.2.3条。	
II 垂直尾翼	向右和向左	图X2.1曲线（1）	同上

(4) 为确保在较高的前缘载荷作用下仍有足够的强度，水平安定面和垂直安定面必须考虑最严重的载荷，10%弦长处以前的载荷增大 50%，后面的载荷适当减小，保持总载荷不变。

(5) 升降舵和方向舵的最严重载荷必须按抛物线分布来考虑（见图 X2.4），在升降舵和方向舵前缘处分别为其操纵面（水平安定面和升降舵、或垂直安定面和方向舵）平均载荷分布的三倍，后缘处为零，并按下式计算：

$$P(x) = 3(\bar{w}) \frac{(c - x)^2}{c_f^2} \quad (X2.1)$$

式中：

$P(x)$ 为沿弦向 x 处的局部压力，

c 为尾翼弦长，

c_f 分别为升降舵和方向舵的弦长，和

$\bar{w}$ 为操纵面平均载荷分布，按图 X2.1 的规定。

(6) 副翼、襟翼和配平调整片的弦向载荷分布按表 X2.1 的规定。

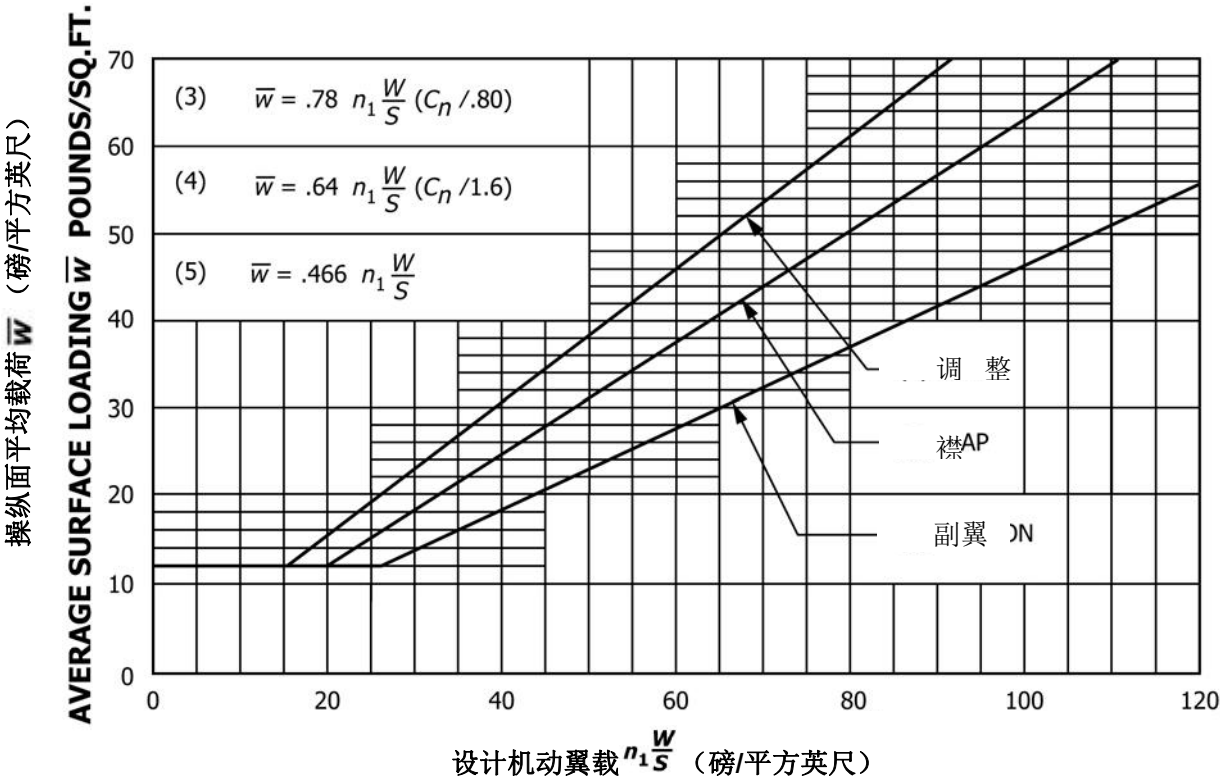


图 X2.2 操纵面平均限制载荷

升降舵或方向舵前缘

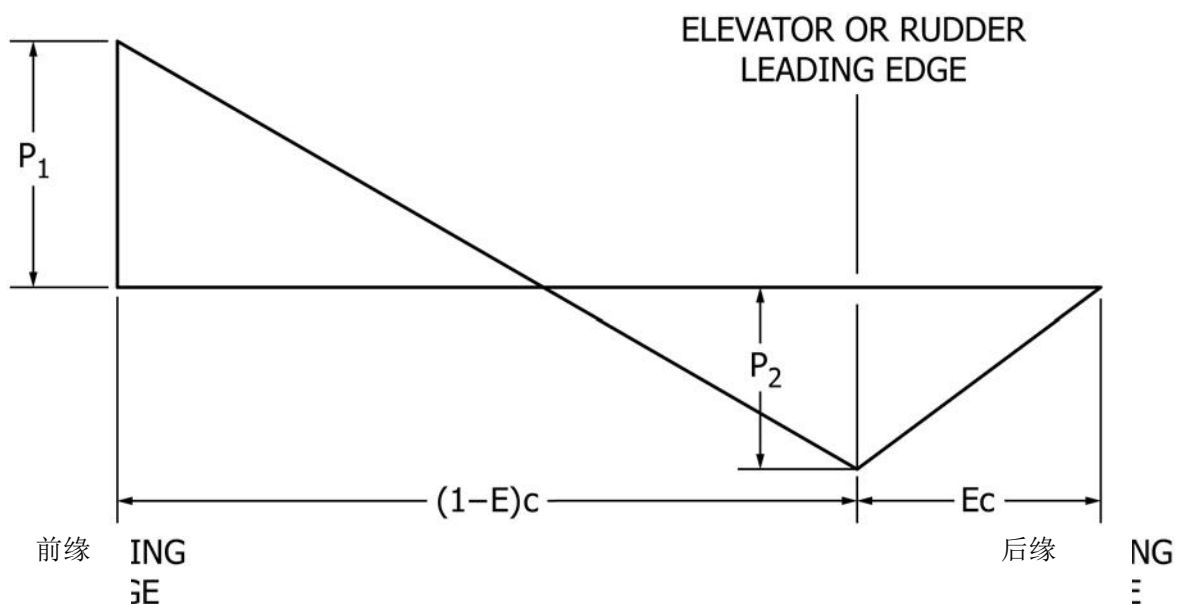


图 X2.3. 水平安定面和升降舵或垂直安定面和方向舵的弦向载荷分布

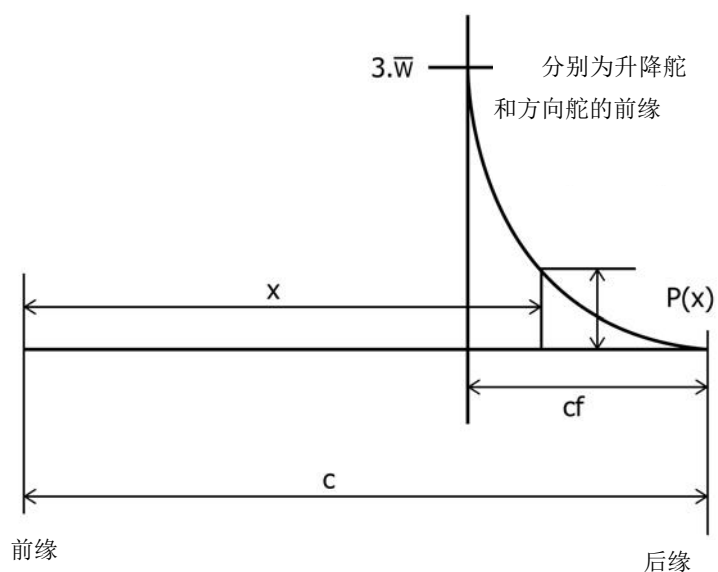


图 X2.4. 升降舵或方向舵弦向载荷抛物线分布

X2.2.3.2 对于批准进行特技飞行的飞机，必须对平尾的非对称载荷情况进行研究， $\bar{w}$ 的 100% 作用在飞机中心线的一侧，50%作用在飞机中心线的另一侧。

X2.2.4 外侧垂直安定面——外侧垂直安定面必须符合第 4.22 条的要求。

X2.2.5 T 形和 V 形尾翼——T 形和 V 形尾翼必须符合第 4.19 条的要求。

X2.2.6 特殊装置——特殊装置必须符合第 4.26 条的要求。

X3.主操纵系统载荷计算的可接受方法

X3.1 限制条件

X3.1.1 本附录提供了一种仅适用于 1 级和 2 级飞机的符合性方法（但不是唯一的方法）。

X3.1.2 这些要求仅适用于主操纵系统，此主操纵系统直接对飞机进行纵向、横向或偏航轴方向上的操纵。

X3.2 操纵系统载荷

X3.2.1 主飞行操纵器件和系统—主飞行操纵器件和系统必须按下列规定来设计：

X3.2.1.1 飞行操纵系统及其支撑结构，必须按第 X2.2 条规定情况计算的活动操纵面铰链力矩的 125% 的载荷来设计。此外，还必须满足下列要求：

- （1） 系统限制载荷不必超过由驾驶员和自动驾驶装置推动操纵器件所能产生的载荷；
- （2） 设计必须为实际使用（包括卡住、地面突风、顺风滑行、操纵惯性和摩擦）提供一个坚实的系统；

X3.2.1.2 升降舵、副翼和方向舵操纵器件可能受的驾驶员最大和最小限制作用力在第 7.4.2 条的表中示出。这些驾驶员载荷必须假定按飞行情况作用在相应的操纵器件握点或脚蹬板上，并且在操纵系统与操纵面操纵支臂的连接处受到反作用。

X3.2.2 双操纵系统—如果装有双操纵系统，该系统必须按两个驾驶员反向操纵的情况来设计，所采用的单个驾驶员作用力等于按第 X3.2.1 条所得载荷的 75%，但是，单个驾驶员作用力不得低于第 7.4.2 条表中所示的驾驶员最小限制作用力。

X3.2.3 地面突风情况—地面突风情况必须满足第 7.9 条的要求。

X3.2.4 辅助操纵器件及其系统—辅助操纵器件及其系统必须满足第 7.6 条的要求。

X4.操纵面载荷

X4.1 限制条件

X4.1.1 本附录提供了一种仅适用于 1 级飞机的符合性方法（但不是唯一的方法）。

X4.1.2 这些方法适用于第 X1.1.2 条中限制的飞机，且不需要额外理由。

X4.1.3 如果有证据证明用此方法能获得安全和可靠的结果，可在第 X1.1.2 条的限制之外使用本附录。

X4.1.4 具有第 X1.1.4 条中所列出任何设计特征的飞机不得使用本附录。

X4.2 总则

X4.2.1 如果第 4 和 7 条中的特殊要求允许，可使用本附录中的操纵面载荷值，确定第 4.16 条到第 4.26 条以及第 7.4 条到第 7.9 条的详细合理要求，除非发现这些值产生不符合实际的载荷。

X4.2.2 在第 X4.3 条中的操纵面载荷情况下，在活动操纵面上的气动载荷不必超过在飞行中施加第 7.4.2 条中规定的驾驶员最大限制作用力所能得到的载荷。如果操纵面上的载荷受到驾驶员最大限制作用力的限制，则必须考虑：

X4.2.2.1 调整片朝帮助驾驶员操纵的方向偏转到最大行程；或者

X4.2.2.2 在所考虑情况的速度下，调整片偏转到“失配平”的预计最大角度。

X4.2.3 如果下述各项成立，则对陆上飞机改型为水上飞机，可以用陆上飞机机翼载荷确定操纵面的限制机动载荷（根据第 X4.3 条和图 X4.1）：

X4.2.3.1 水上飞机的发动机功率不超过陆上飞机的发动机功率；

X4.2.3.2 水上飞机标示的机动速度不超过陆上飞机标示的机动速度；

X4.2.3.3 水上飞机的最大重量未比陆上飞机的最大重量超出 10%；

X4.2.3.4 陆上飞机的服役经验表明没有任何严重的操纵面载荷问题；且

X4.2.3.5 陆上飞机有足够广泛的服役经验，能相当准确地肯定不会在水上飞机上发生严重的操纵面载荷问题。

X4.3 操纵面载荷

X4.3.1 操纵面的限制平均机动载荷的可接受值，可按照下列规定从图 X4.1 中得出：

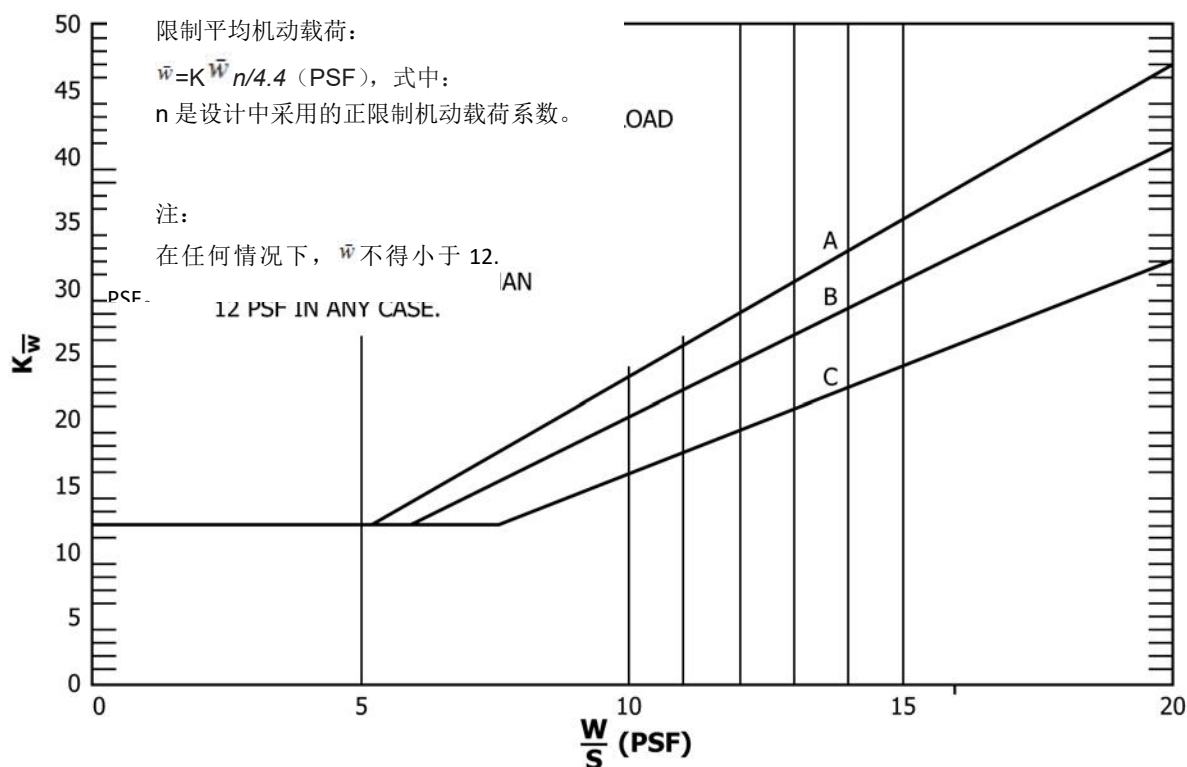


图 X4.1. 操纵面限制平均机动载荷

X4.3.2 对平尾翼面：

X4.3.2.1 在第 4.17.1.1 条的情况下，使用下述方法根据 W/S 和操纵面偏度求出 $\bar{W}$ ：

- (1) 对于小于等于 10° 偏度，用图 X4.1 中曲线 C；
- (2) 对于 20° 偏度，用图 X4.1 中曲线 B；
- (3) 对于大于等于 30° 偏度用图 X4.1 中曲线 A；
- (4) 对于所有其他偏度，可以插值求得；
- (5) 用图 X4.6 的载荷分布；

X4.3.2.2 在第 4.17.1.2 条的情况下，使用图 X4.6 中的载荷分布，从图 X4.1 中的曲线 B 得到 $\bar{W}$ 。

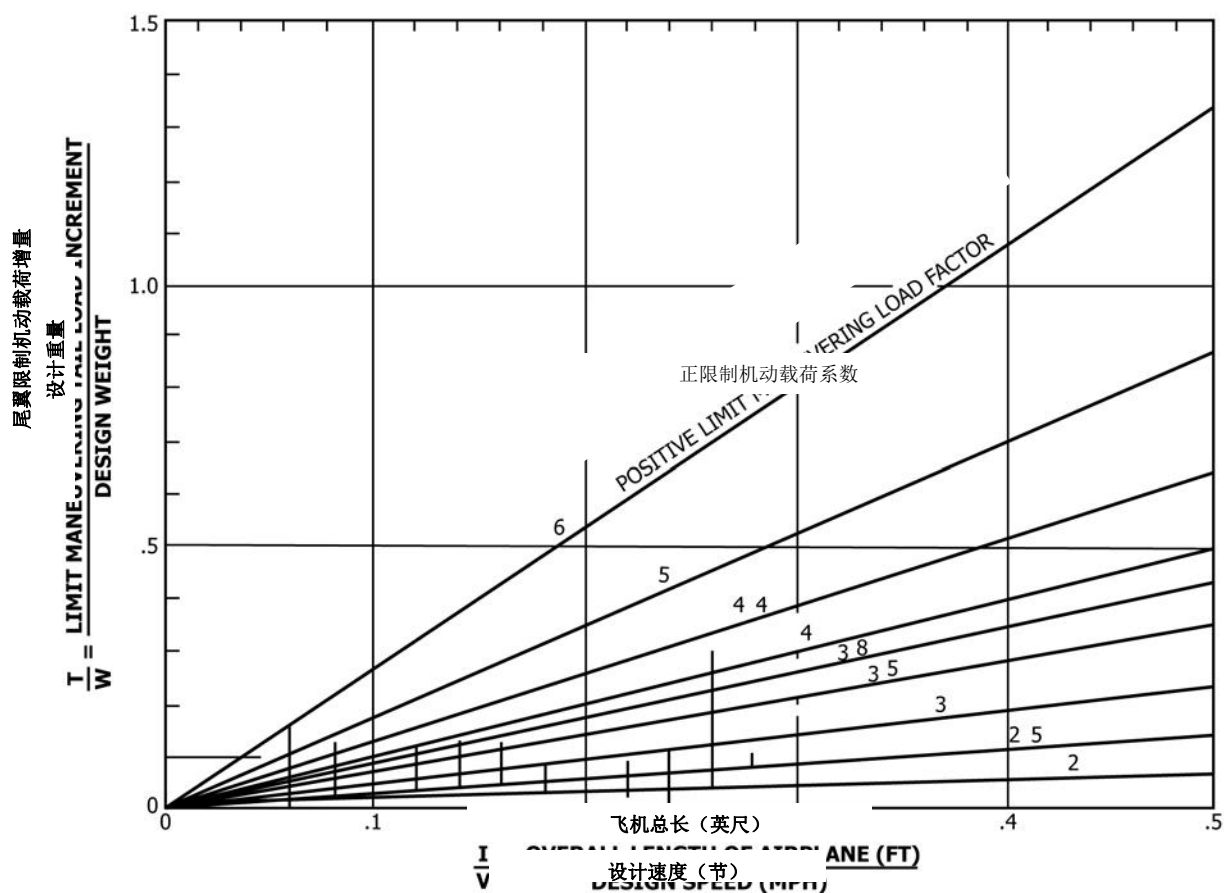
X4.3.3 对垂尾翼面：

X4.3.3.1 在第 4.20.1.1 条的情况下，使用与第 X4.3.2.1 条中相同的方法，根据 W/S 和操纵面偏度求出 $\bar{W}$ ；

X4.3.3.2 在第 4.20.1.2 条的情况下，使用图 X4.5 中的分布从曲线 C 得到 $\bar{w}$ ；

X4.3.3.3 在第 4.20.1.3 条的情况下，使用图 X4.7 中的分布从曲线 A 得到 $\bar{w}$ 。

X4.3.4 对副翼，使用图 X4.8 中的分布，从曲线 B 求出向上和向下两个方向上的 $\bar{w}$ 。



注 1—作为图 X4.2 的替代，可使用下式：

$$\frac{T}{W} = \frac{k^2}{g l_t V} \times 20.1 n_1 (n_1 - 1.5)$$

式中：

k = 飞机的俯仰轴回转半径，

l_t = 飞机重心与平尾压心之间的距离，

V = 飞机速度，米/秒

图 X4.2 尾翼机动载荷增量（向上或向下）

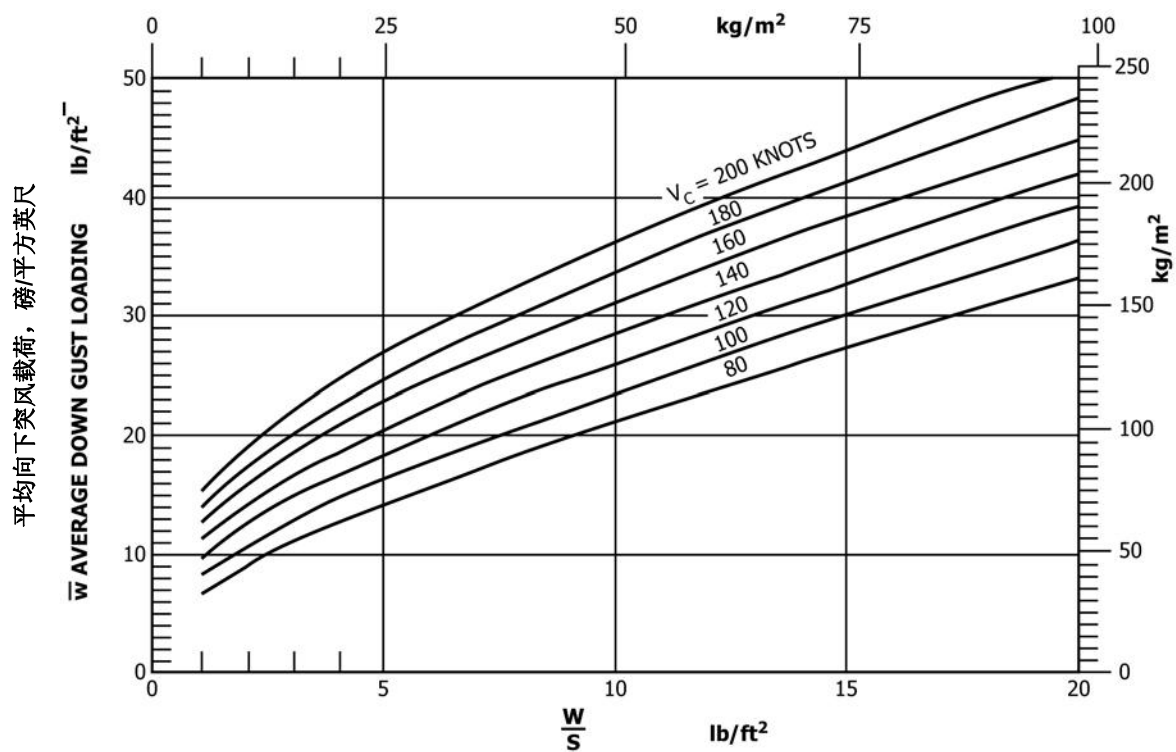


图 X4.3 水平翼面向上和向下突风载荷

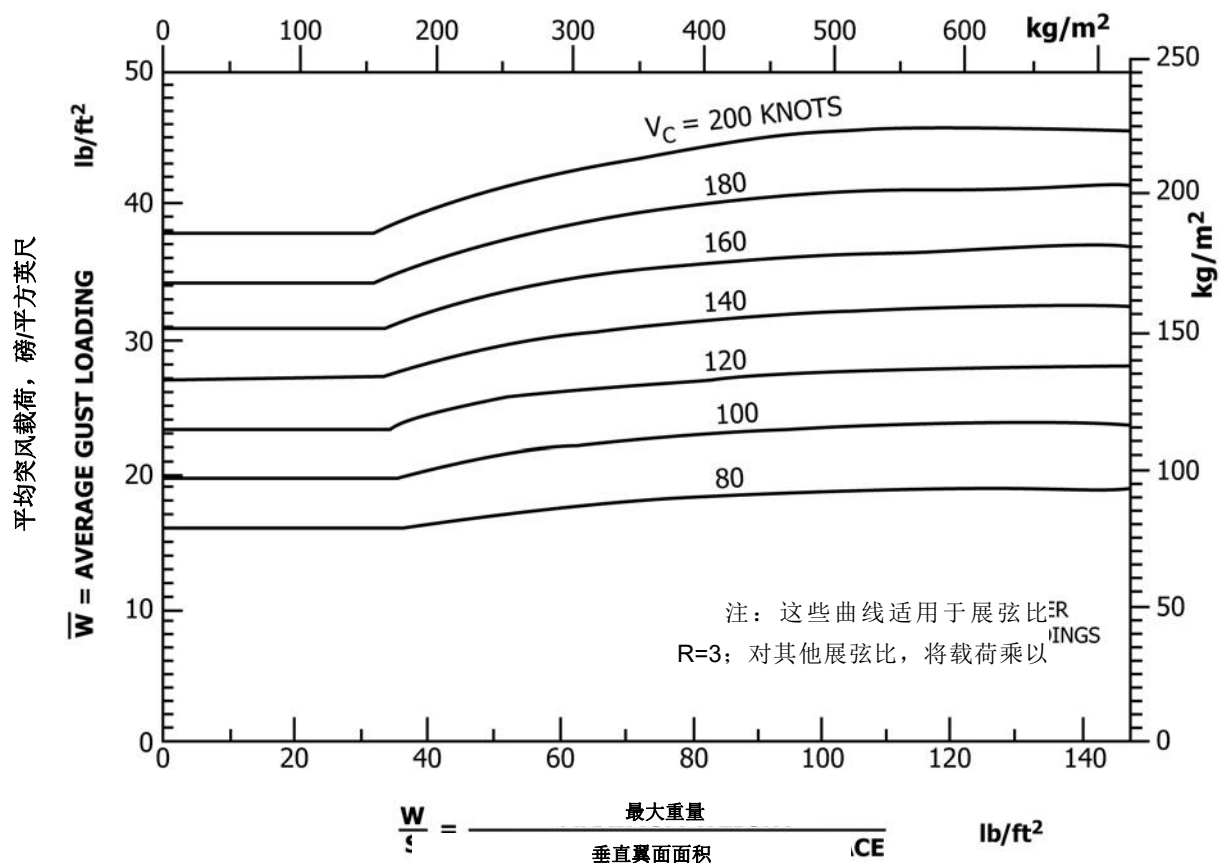
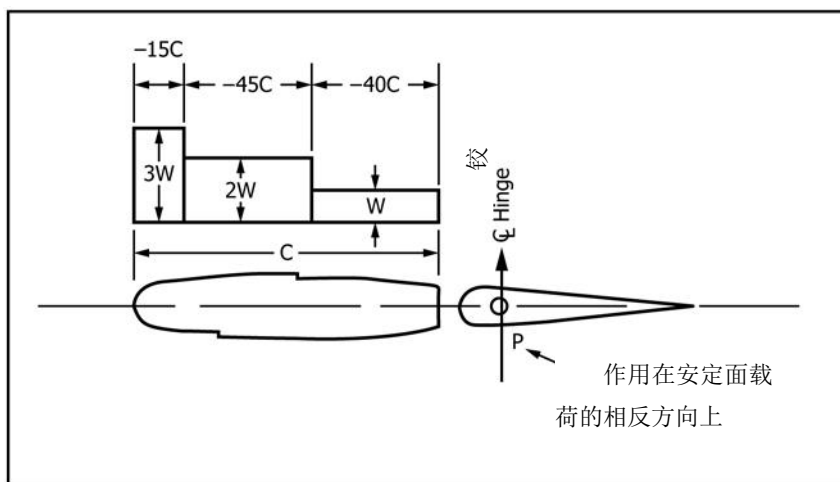


图 X4.4 垂直尾面突风载荷



注：

(a) 在第 4.16 条的平衡情况下， P =净平衡载荷的 40%（襟翼收起）； $P=0$ （襟翼放下）。

(b) 在第 4.20.1.2 条的情况下， P =净尾翼载荷的 20%。

(c) 固定翼面上的载荷必须按下列情况来确定：

- (1) 注 (a) 中的襟翼收起情况下，为净平衡载荷的 140%；
- (2) 注 (a) 中的襟翼偏转情况下，为净平衡载荷的 100%；
- (3) 注 (b) 中的情况下，为净平衡载荷的 120%。

图 X4.5 尾翼载荷分布

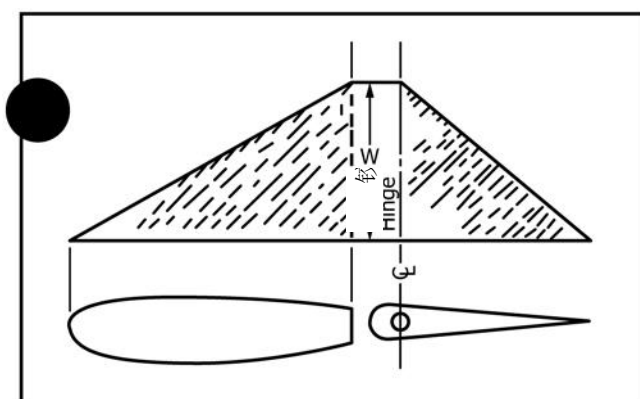


图 X4.6. 尾翼面载荷分布

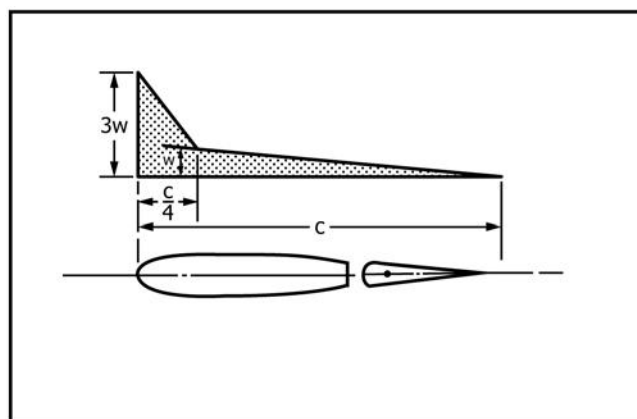


图 X4.7 尾翼面载荷分布

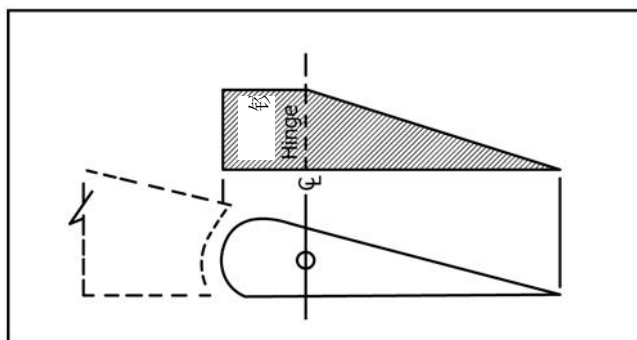


图 X4.8 副翼载荷分布

X5.基本着陆情况

X5.1 基本着陆情况

X5.1.1 表 X5.1 和图 X5.1 给出了在符合第 8 条中要求时可以使用的基本着陆情况。

表 X5.1 基本着陆情况

情况	尾轮式		前轮式		
	水平着陆	尾沉着陆	有斜反力的 水平着陆	前轮稍离地面 水平着陆	尾沉着陆
参考条文	8.4.1.1	8.5.1.1	8.4.1.2(1)	8.4.1.2(2)	8.5.1.2和8.5.2
重心处的垂直分量	nW	nW	nW	nW	nW
重心处向前和向后的分量	KnW	0	KnW	KnW	0

重心处的侧向分量	0	0	0	0	0
减震支柱伸长（液压式缓冲器）	注（2）	注（2）	注（2）	注（2）	注（2）
减震支柱压缩量（橡皮或弹簧式）	100%	100%	100%	100%	100%
轮胎压缩量	静态	静态	静态	静态	静态
主起落架载荷（两个）（ V_r ）	$(n-L)W$	$(n-L)Wb/d$	$(n-L)Wa'/d'$	$(n-L)W$	$(n-L)W$
主起落架载荷（两个）（ D_r ）	KnW	0	$KnWa'/d'$	KnW	0
尾（前）起落架载荷（ V_f ）	0	$(n-L)Wa/d$	$(n-L)Wb'/d'$	0	0
尾（前）起落架载荷（ D_f ）	0	0	$KnWb'/d'$	0	0
注	(1)(3)(4)	(4)	(1)	(1)(3)(4)	(3)(4)

注 1— K 可以确定如下： W 等于或小于 1361 公斤[3000 磅]时 $K=0.25$ ； W 等于或大于 2722 公斤[6000 磅]时， $K=0.33$ 。在上述重量之间时， K 为线性变化。

注 2—对设计而言，除非另有说明，在减震支柱从 25%~100% 的整个压缩行程内，假定最大载荷系数均可出现，并且必须按起落架每一元件所选取的减震支柱最临界的伸长位置来施加该载荷。

注 3—不平衡力矩必须采用合理的或保守的方法加以平衡。

注 4— L 的定义见 14. CFR 第 23 部分第 23.725 条（b）。

注 5— n 为飞机重心处的限制惯性载荷系数，取自第 8.2.4、8.2.6 和 8.2.7 条。

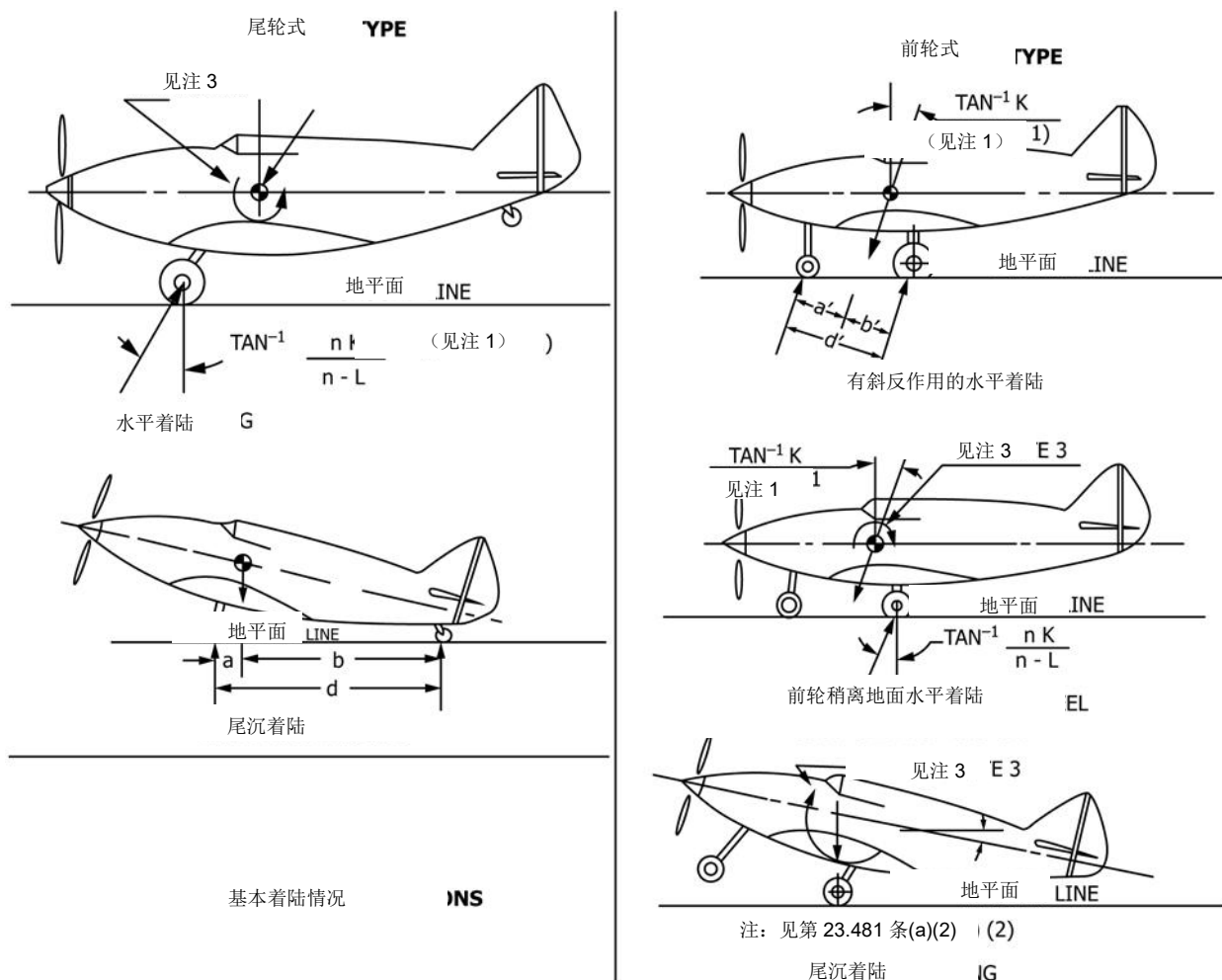


图 X5.1 基本着陆情况

X6. 机轮起旋和回弹载荷

X6.1 机轮起旋载荷

X6.1.1 确定着陆情况下机轮起旋载荷的下述方法是基于 NACA T.N. 863。然而，设计所采用的阻力分量不得小于第 8.4.2 条规定的阻力载荷。

$$F_{Hmax} = \frac{1}{r_e} \sqrt{\frac{2I_w(V_H - V_C)nF_{Vmax}}{t_z}} \quad (X6.1)$$

其中：

F_{Hmax} 为作用在机轮上的最大向后水平力，磅；

r_e 为在以推荐的轮胎工作压力撞击时，机轮的有效滚转半径（可以假定等于在 $n_j W_e$ 静载荷作用下的滚转半径），英尺；

I_w 为滚动组件的转动惯量，斯拉格英尺；

V_H 为与地面接触瞬时，平行于地面的飞机线速度（假定为 $1.2V_{so}$ ，英尺/秒）；

V_C 为预先旋转的轮胎的圆周速度（必须有一个可靠的预先旋转方法才可以考虑预先旋转），英尺/秒；

n 为有效摩擦系数（可用 0.80）；

F_{Vmax} 为机轮上的最大垂直力，其值等于 $n_j W_e$ ，磅；其中 W_e 和 n_j 在 14CFR 第 23 部分

第 23.725 条中规定：

t_z 为从与地面接触至机轮达到最大垂直力之间的时间间隔，秒。（然而，如果从上述公式得出的 F_{Vmax} 值超过 $0.8F_{Vmax}$ ，则 F_{Hmax} 必须采用 $0.8F_{Vmax}$ 的值。）

X6.1.2 该公式假定载荷系数随时间为线性变化一直达到最大载荷为止。在这种假定下，该公式确定了在半径 r_e 上的机轮圆周速度等于飞机速度时的阻力。多数减震支柱不能精确地保证载荷系数随时间作线性变化，因此，必须有合理或保守的余量来补偿上述偏差。在大多数起落架上，对于特定的下沉速度和前进速度，机轮起旋时间应小于达到最大垂直载荷系数所需的时间。对于特别大的机轮，在最大垂直载荷达到时，机轮圆周速度可能还未达到飞机速度。但是，如上所述，阻力方向的起旋载荷不必超过 0.8 倍的最大垂直载荷。

X6.1.3. 机轮开始加速时，起落架及其周围结构的动态回弹可能会产生显著的向前作用的动态载荷，必须在水平着陆情况下确定其影响，并假定用本附件中的方法计算的机轮起旋载荷是反向的。对于机轮质量较大或着陆速度较高的起落架，动态回弹有可能成为临界载荷情况。

X7. 座椅、安全带和肩带

X7.1 肩带安装

X7.1.1. 图 X7.1-X7.3 表明了这种约束形式的推荐的安装几何位置。

X7.1.2. 建议在可能之处安装负 g 或叉形条带，否则在粗暴减速期间肩带会从臀部周围向胃部提升带子部分（除非调整得很紧），这样会使系坐者在带子的搭接部分下面滑动。

X7.1.3. 在肩带附着点和椅背顶部之间的带子超过 0.5 米（0.5 英尺）之处，应提供限制侧向移动的装置（例如导环），以便保证符合规定，并保证足够地与肩带分离，以使系坐者的颈部伤害或擦伤减至最小。

X7.1.4. 椅背有足够强度且其高度使肩带相对于肩的几何位置符合图 X7.1（即 0.65 米 [25.5 英寸]）时，允许将肩带联结在椅子背上，或穿过导环连到飞机地板上。

X7.1.5. 椅背有足够强度时，装置（例如有足够强度的导环）要能限制规定的应急着陆加速期间发生的侧向滑动。

X7.2. 单斜跨肩带构成的安全带（ODS 安全带）

X7.2.1. 图 X7.4 和 X7.5 表明了对种形式约束推荐的安装几何位置。

X7.2.2. 为了在紧急着陆载荷下减少织带伸长的影响，斜跨肩带的总长度应尽可能短。

X7.2.3. 椅背有足够强度且其高度使肩带相对于肩的几何位置符合图 X7.4（即 0.65 米 [25.5 英寸]），允许将肩带联结在椅子背上，或穿过导环连到飞机地板上。

X7.2.4 安装应使受伤或擦伤系坐者的脖子的危险减至最小；一只导环可以帮助达到此目的。

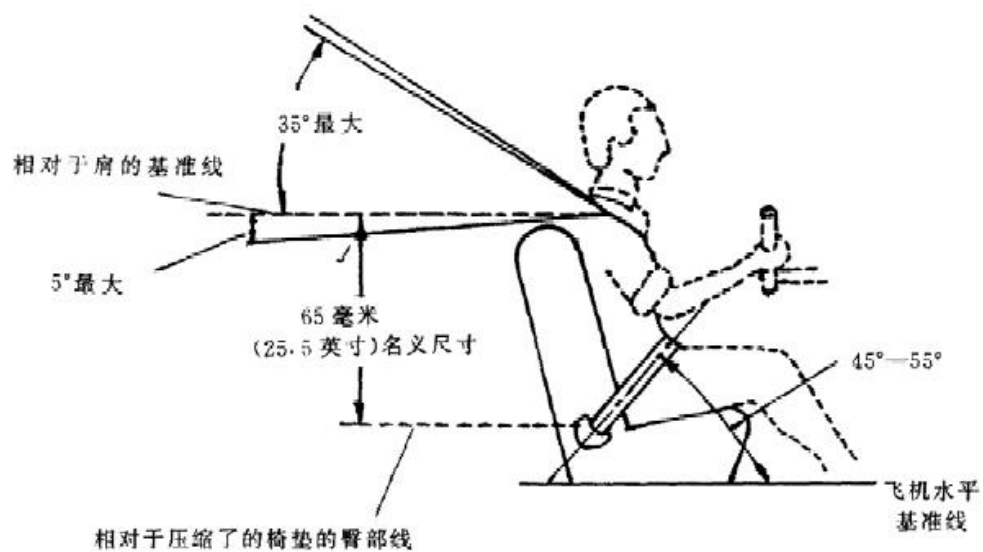


图 7.1 推荐的肩带安装几何位置

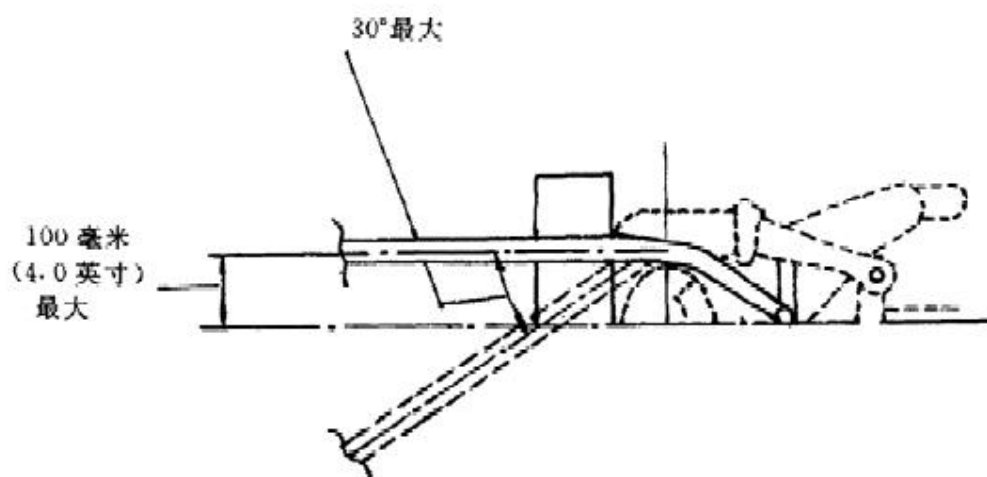


图 7.2 推荐的肩带安装几何位置

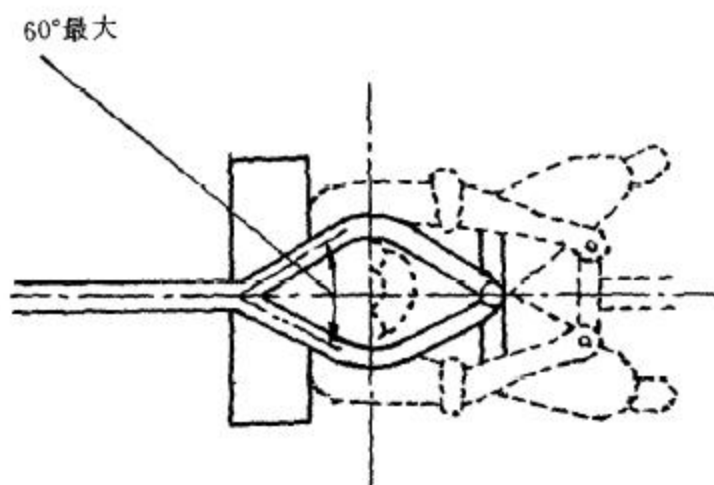


图 7.3 推荐的肩带安装几何位置

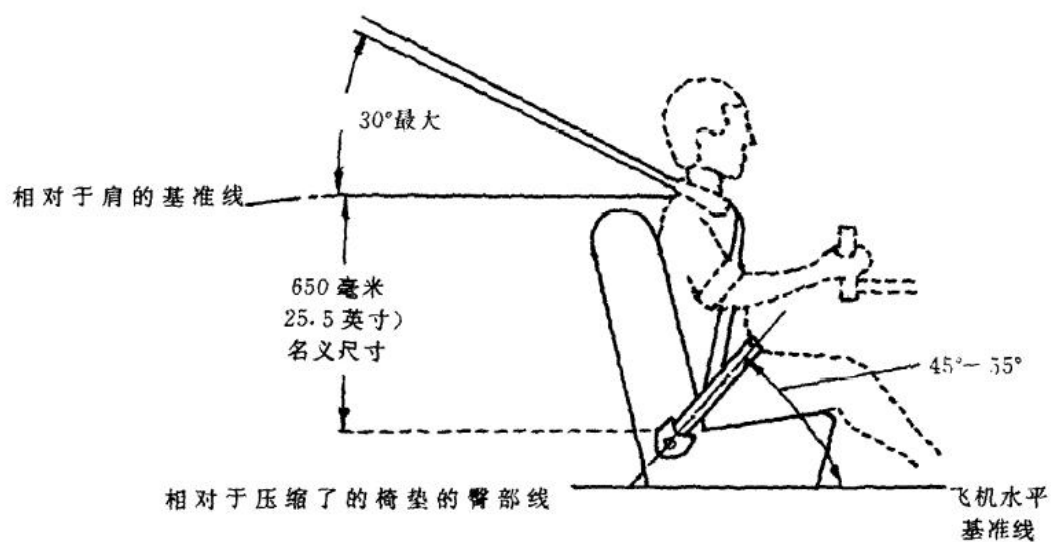


图 7.4 推荐的 ODS 安全带安装几何位置

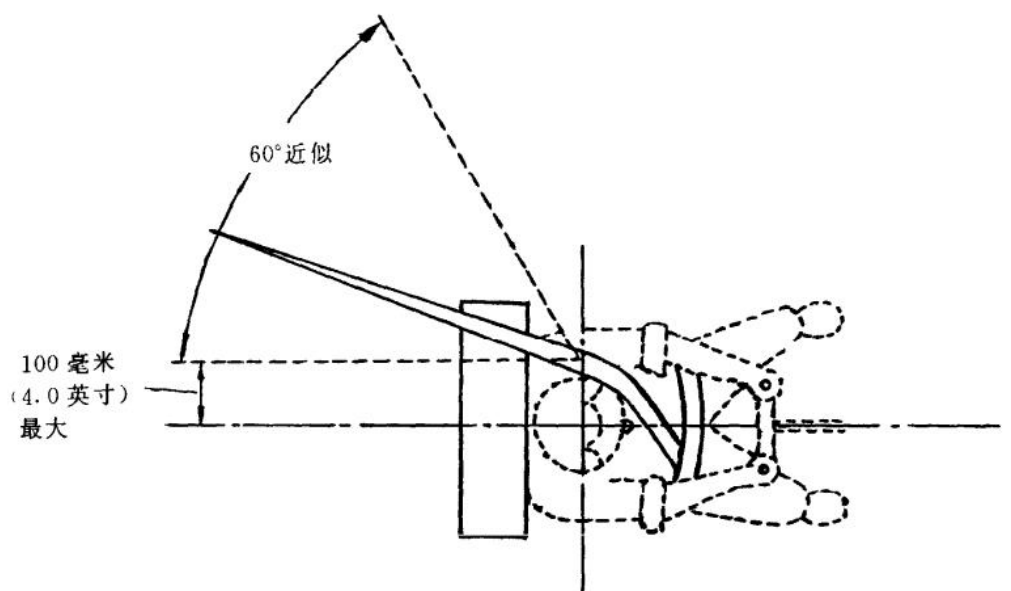


图 7.5 推荐的 ODS 安全带安装几何位置

附录 D

设计和构造

目 录

第 23.2300 条 飞行操纵系统.....	D-2
第 23.2305 条 起落架系统.....	D-6
第 23.2310 条 水上飞机和水陆两用飞机的浮力.....	D-9
第 23.2315 条 撤离设施和紧急出口.....	D-11
第 23.2320 条 乘员物理环境.....	D-16
第 23.2325 条 防火.....	D-25
第 23.2330 条 指定火区和邻近区域的防火.....	D-31
第 23.2335 条 闪电防护.....	D-31
附件 A 试验方法.....	D-33

第 23.2300 条 飞行操纵系统

1. 安全性要求要点

1.1. 第 23.2300 条(a) (1)

(1) 操纵系统每个操纵器件的操作必须保证简便、平稳和确切，以完成功能要求。

(2) 襟翼操纵器件必须设计成：当襟翼处在符合本手册性能要求的任何位置时，除非襟翼操纵器件作了调整或者被襟翼载荷限制装置自动地移动，襟翼不会从该位置移开。

(3) 在空速、发动机功率和姿态的定常或变化的条件下，襟翼随驾驶员操纵或自动装置的动作的运动速率，必须具有满意的飞行特性和性能。

(4) 如果需要襟翼收到未完全收上的位置（规章第 23.2135 条要求），则必须正确地选择相应的襟翼操纵手柄位置，使得在选择超出这些位置以外的其他位置时，手柄的运动方向必须有明确的变化。

(5) 如果自动驾驶仪系统设计成驾驶员能迅速确实地断开自动驾驶仪以防其干扰驾驶员操纵飞机，快速断开（应急）操纵器件必须装在驾驶盘上远离油门杆的一侧或驾驶杆上（如果飞机可分别从两个驾驶员座位处操纵，就应装在两个驾驶盘上或两个驾驶杆上），无需将手离开正常控制位置就能够操纵它。

(6) 自动驾驶仪系统的每个手动操纵器件必须是驾驶员易于接近的，每个操纵器件的操作必须与规章第 23.2600 条规定的驾驶舱操纵装置的运动平面和方向相同，运动的方向必须清楚地标在每个操纵器件上或其近旁。

1.2. 第 23.2300 条(a) (2)

(1) 可动操纵面的安装必须使得当某一操纵面处在极限位置而其余各操纵面作全角度范围的运动时，任何操纵面、其张线或相邻的固定结构之间没有干扰。

(2) 如果水平安定面是可调的，则必须有止动器将其行程限制在能安全飞行和着陆的范围内。

(3) 增稳系统或任何其他自动或带动力的操纵系统如果发生故障，必须使驾驶员对故障可以采取初步对策而无须特殊的驾驶技巧或体力，采取的对策可以是切断整个系统或出故障的一部分系统，也可以是以正常方式移动飞行操纵器件来超越故障。

(4) 必须表明，在增稳系统或任何其他自动或带动力的操纵系统发生任何单个故障后，符合下列规定：

(a) 当故障或功能不正常发生在批准的使用限制内且对于该故障类型是临界的任何速度或高度上时，飞机仍能安全操纵。

(b) 在飞机飞行手册中规定的实际使用的飞行包线（例如速度、高度、法向加速度和飞机形态）内，仍能满足规章所规定的操纵性和机动性要求。

(c) 飞机的配平、稳定性以及失速特性不会降低到继续安全飞行和着陆所必需的水平以下。

(5) 操纵系统必须设置能确实限制由该系统操纵的每一可动气动面运动范围的止动器。

(6) 操纵系统每个止动器的位置，必须使磨损、松动或松紧调节产生的操纵面行程范围的变化不会对飞机的操纵特性产生不利影响。

(7) 操纵系统每个止动器必须能承受与操纵系统设计情况相应的任何载荷。

(8) 配平装置必须设计成当主飞行操纵系统任一连接或传动元件损坏时，用下列方法可以提供安全飞行和着陆的足够操纵：

(a) 对单发的 2、3、4 级飞机使用纵向配平装置。

(b) 对多发飞机使用纵向和航向配平装置。

(9) 如果有一种在地面或水上锁住操纵系统的装置，该装置必须具有防止它在飞行中可能被无意锁住的措施。

(10) 必须用操作试验表明，当系统承受规定的载荷时，从驾驶舱进行操纵时，操纵系统不出现卡阻、过度摩擦和过度变形。

(11) 操纵系统的每个细节必须设计和安装成能防止因货物、旅客、松散物或水气凝冻引起的卡阻、摩擦和干扰。

- (12) 驾驶舱内必须有措施在外来物可能卡住操纵系统的部位防止其进入。
- (13) 必须有措施防止钢索或管子拍击其他零件。
- (14) 飞行操纵系统的每个元件必须具有一定的设计特征，或具有明显的永久性标志，使由于不正确装配而引起操纵系统出故障的可能性减到最小。
- (15) 除非弹簧的损坏不会引起颤振或不安全的飞行特性，否则操纵系统内所使用的任何弹簧装置必须通过模拟服役条件的试验来确定其可靠性。
- (16) 如果用人为失速阻挡器（如：推杆器）的功能来表明对规章第 23.2150 条的符合性，每个系统的设计必须能使驾驶员迅速而正确地将人为失速阻挡器脱开，以避免在按照规章第 23.2300 条(a) 的要求快速脱开（应急）操纵器件时飞机发生不希望的向下俯仰。
- (17) 如果用人为失速阻挡器（如：推杆器）的功能来表明对规章第 23.2150 条的符合性，必须制定对人为失速阻挡系统的飞行前检查要求，并在飞机飞行手册(AFM) 中规定这一检查程序。对飞机安全性至关重要的飞行前检查必须纳入 AFM 的限制章节中。
- (18) 如果用人为失速阻挡器（如：推杆器）的功能来表明对规章第 23.2150 条的符合性，对于带有自动驾驶仪的飞机：(1)可以按照规章第 23.2300 条(a)安装快速脱开（应急）操纵系统以满足本条(16)的要求；(2)可用该系统的俯仰伺服器产生失速向下俯仰动作。
- (19) 主襟翼及作为同一系统的有关可动表面，必须：
- (a) 用可动襟翼表面之间的独立于襟翼驱动系统的机械连接（或经批准的等效方法）来保持同步；或
- (b) 在设计中采取措施，使因襟翼系统失效而可能导致飞机产生不安全飞行特性的概率极小。
- (20) 必须表明在各个可动表面（机械交连表面被认为是单个表面）极限位置的任何组合情况下，飞机均具有安全的飞行特性。
- (21) 如果多发飞机上采用襟翼交连，则其设计必须考虑由于对称面一边的发动机不工作而其余发动机为起飞功率（推力）时飞行所产生的不对称载荷。对于单发飞机和襟翼不受滑流影响的多发飞机，不包括失速速度为 L 类的 1 级飞机，可以假定 100%的临界气动载荷作用在一边，另一边则是 70%。
- 1.3. 第 23.2300 条(b)
- (1) 配平系统的设计应能防止无意的、非正常的或粗暴的配平操作。
- (2) 在配平操纵器件的近旁，必须设置指示装置向驾驶员指示与飞机运动有关的配平操纵器件的运动方向。
- (3) 所有配平系统必须向驾驶员指示配平装置在其可调范围内所处的位置，对于横向和航向配平情况，还要指示其中立位置。
- (4) 配平系统的指示装置必须能被驾驶员观察到，其位置和设计必须防止混淆。
- (5) 俯仰配平指示器必须清晰地标出，在每个经批准的起飞襟翼位置 and 所有重心位置下，经验证的安全起飞位置或范围。

2. 一般符合性方法

2.1. 第 23.2300 条(a) (1)

(1) MC1 说明性文件

编制说明性文件，说明飞行操纵系统（包含自动驾驶系统）的组成、功能、工作原理。

(2) MC2 分析/计算

进行分析/计算，通过飞行特性和性能分析证明襟翼的收放过程、速率能使飞机具有满意的飞行特性和性能。

(3) MC5 地面试验

进行地面试验，证明驾驶员在飞行操纵系统全行程范围内操作操纵器件时满足条款要求。

(4) MC6 飞行试验

进行飞行试验，证明驾驶员在飞行操纵系统全行程范围内操作操纵器件时满足条款要求，且襟翼的收放过程、速率能使飞机具有满意的飞行特性和性能。

(5) MC7 航空器检查

进行航空器检查,评估系统相关的驾驶舱操纵装置的人机功效,其操作符合驾驶员操作要求,易于识别、便于操作。

2.2. 第 23.2300 条(a) (2)

(1) MC1 说明性文件

编制操纵面安装、飞行操纵系统、人为失速阻挡系统的说明性文件,说明飞行操纵系统(包含自动驾驶系统)的组成、功能、工作原理。表明各项安全要点的符合性。

(2) MC2 分析/计算

进行分析/计算。通过强度分析、计算以确定飞行操纵系统操作试验的载荷。表明襟翼交联机构及其支撑结构能够承受上述载荷;以及襟翼在临界载荷条件下,飞机仍具有安全的飞行特性。证明系统中所配置的弹簧在一定载荷和工作环境下是“非危险的”。保证飞行操纵系统止动器能承受与飞行操纵系统设计情况相应的任何载荷,而不产生有害变形甚至破坏等。

(3) MC3 安全性分析

进行安全评估。分析增稳系统、自动和带动力操纵系统故障原因及影响,确定系统涉及的机载设备的安全性等级。说明襟翼失效导致的飞机产生不安全的概率极小。对弹簧装置进行故障影响分析,说明在其损坏的情况下对飞机安全产生的影响。说明人为失速阻挡系统失效对继续安全飞行和着陆可能产生的影响。

(4) MC4 试验室试验

进行试验室试验。验证在机体结构上施加限制载荷时,可动操纵面的每条运动包线之间不会发生干涉;以及在机体结构上施加限制载荷时,止动器能有效限制可调水平安定面行程。

(5) MC5 地面试验

进行地面试验。验证飞行操纵系统在规定的试验载荷下,系统不出现卡阻、过度摩擦和过度变形。验证襟翼操纵系统能满足飞机的功能要求,襟翼警告和预防系统可以正常工作,并且在规定载荷下的试验,系统零部件满足强度设计要求。对不能表明是“非危险的”弹簧,或是危及使用安全的弹簧进行地面试验验证其可靠性。

(6) MC6 飞行试验

进行飞行试验。验证主操纵系统故障后,驾驶员可以通过操纵配平装置可以安全操纵飞机并着陆。证明襟翼在各个可动表面极限位置组合情况下,飞机具有安全的飞行特性。验证对于装有自动驾驶仪系统的飞机在规章要求的飞行条件下,可安全操纵。

(7) MC7 航空器检查

进行航空器检查。验证可调水平安定面在实际操作时,止动器能有效限制可调水平安定面行程。确保操纵系统锁给驾驶员的无误警告能使驾驶员清楚地知晓操纵系统锁处于锁闭状态。

2.3. 第 23.2300 条(b)

(1) MC1 说明性文件

编制配平系统的符合性说明文件,说明对该条款的符合性。

(2) MC6 飞行试验

进行飞行试验,俯仰配平指示器可以清晰的指示出,在每个经批准的起飞襟翼位置和所有重心位置下,经验证的安全起飞位置或范围。

(3) MC7 航空器检查

进行航空器检查。验证配平系统能够防止无意的、非正常的或粗暴的调整片操作,其指示装置满足条款要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 第 23.2300 条(a) (1)

(1) 相关试验是否能表明驾驶员在驾驶舱内可以全行程操作操纵器件,能够简单直接的操作,操作过程平滑无滞点,操纵器件的动作可使飞机舵面准确运动到相应位置。

(2) 襟翼操纵手柄如果有分档设计,操纵方向应有明显的变化。

3.2. 第 23.2300 条(a) (2)

(1) 操纵面进行的试验室试验是否能表明任何操纵面、其张线或相邻的固定结构之间没有干扰。

(2) 增稳系统及自动和带动力的操纵系统的安全评估确定的故障模式是否完备，不同故障模式的影响分析结果是否准确。

(3) 增稳系统及自动和带动力的操纵系统开展飞行试验时，是否对系统故障时的警告信号可辨别程度进行评估，飞行试验选取的故障状态是否能够涵盖所有故障状态，制定的带故障飞行时的实际限制使用包线是否满足飞机飞行特性的要求。

(4) 操纵系统的止动器是否采取必要措施防止其磨损、松动等。

(5) 开展的飞行试验是否能够验证当主操纵系统失效后，驾驶员通过操纵配平系统可保证飞机安全着陆。

(6) 操纵系统锁的设置应能够给驾驶员或者地面人员以明确警告。

(7) 飞行操纵系统操作试验结果是否满足条款要求。

(8) 飞行操纵系统的钢索和拉杆与结构以及其他系统是否有足够的间隙。

(9) 对有可能产生水气凝聚的操纵系统细节部位，是否采取相应措施防止水汽凝聚引起卡阻。

(10) 操纵系统的每个元件是否采用了防差错设计。

(11) 系统中安装的弹簧是否进行了分析，以确定弹簧的危险程度；是否开着安全评估表明弹簧损坏对飞机安全产生的影响。

(12) 如果无法通过分析说明条款的符合性，是否进行了模拟实际使用条件下的试验来验证弹簧装置的可靠性。

(13) 进行飞行试验时，人为失速阻挡系统是否可以快速断开。

3.3. 第 23.2300 条(b)

(1) 进行飞行试验时，俯仰配平指示器是否可以清晰的指示出，在每个经批准的起飞襟翼位置和所有重心位置下，经验证的安全起飞位置或范围。

(2) 配平系统操纵器件是否采取预防措施，防止无意的、非正常的或粗暴的调整片操作。

第 23.2305 条 起落架系统

1. 安全性要求要点

1.1. 第 23.2305 条(a) (1)

(1) 如果装有前轮/尾轮操纵装置,必须证明在起飞和着陆期间发生侧风或一台发动机失效时,驾驶员不需要特殊的驾驶技巧就能使用该装置;否则,必须限制该装置只能在低速机动时使用。

(2) 如果装有前轮/尾轮操纵装置,驾驶员操纵器件的移动不得导致妨碍起落架收放的情况。

1.2. 第 23.2305 条(a) (2)

(1) 对于 4 级飞机,主起落架必须设计成:如果在起飞和着陆过程中起落架因超载而损坏(假定超载向上向后作用),其损坏模式不大可能导致从燃油系统任何部分溢出足够量的燃油而构成起火危险。

(2) 对于装有可收放起落架的 4 级飞机,当有任何一个或一个以上的起落架支柱未放下时,飞机在可操纵情况下在有铺面的跑道上着陆,其结构元件的损坏不大可能导致溢出足够量的燃油而构成起火危险。

(3) 对于装有可收放起落架的飞机,如果起落架舱内除起落架外还有其他设备,则该设备的设计和安装必须将轮胎爆破或石块、水和雪等进入起落架舱内造成设备损坏的程度降至最低。

1.3. 第 23.2305 条(b)

(1) 如果提供刹车,则每个主轮刹车装置的着陆刹车动能容量额定值不小于按下列方法之一确定的动能吸收要求:

(a) 必须根据对设计着陆重量下着陆时预期会出现的事件序列所作的保守的分析确定刹车动能吸收要求。

(b) 每个主轮刹车装置的动能吸收要求,可按下列公式计算,以代替推理分析。

$$KE = \frac{0.0135WV^2}{N} \text{ 公斤} \cdot \text{米} \quad (KE = \frac{0.0443WV^2}{N} \text{ 磅} \cdot \text{英尺})$$

式中: KE 为每个机轮的动能(公斤·米)(磅·英尺);

W 为设计着陆重量(公斤)(磅);

V 为飞机速度(节)。V 必须不小于 V_{SO} , V_{SO} 为海平面设计着陆重量和着陆形态下飞机无动力失速速度;

N 为装有刹车的主轮个数。

(2) 在临界发动机处于起飞功率时,刹车必须能防止机轮在铺筑的跑道上滚动,但无需防止机轮刹死时飞机在地面的移动。

(3) 在确定第 23.2130 条要求的着陆距离时,机轮刹车系统压力不得超过刹车制造商规定的压力。

(4) 对于 4 级飞机,每个主轮刹车装置的中断起飞动能容量额定值不得小于用下列方法确定的动能吸收要求:

(a) 必须根据对最大起飞重量下中断起飞时预期会出现的事件序列进行保守的分析。

(b) 如果不用分析,每个主轮刹车装置的动能吸收要求可按下列公式计算。

$$KE = \frac{0.0135WV^2}{N} \text{ 公斤} \cdot \text{米} \quad (KE = \frac{0.0443WV^2}{N} \text{ 磅} \cdot \text{英尺})$$

式中:

KE 为每个机轮的动能(公斤·米)(磅·英尺);

W 为设计起飞重量(公斤)(磅);

V 为与按第 23.2115 条 (C) (1) 确定；

N 为装有刹车的主轮个数。

1.4. 第 23.2305 条(c) (1)

对于带有起落架作动系统的飞机，应具备可靠的措施将起落架保持在着陆位置。

1.5. 第 23.2305 条(c) (2)

可收放起落架的陆上飞机，若不能手动放下起落架，则必须具有措施在下列情况下放下起落架：

(1) 正常起落架收放系统中任何合理可能的失效。

(2) 动力源的任何合理可能的失效导致正常起落架收放系统不能工作。

2. 一般符合性方法

2.1. 第 23.2305 条(a) (1)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件，描述前轮/尾轮操纵装置的机构组成、工作原理、控制逻辑等，说明对于规章条款的符合性情况。

(2) MC5 地面试验

进行地面试验，在起落架收放过程中操作前轮/尾轮操纵装置，证明操纵器件的移动，不会妨碍起落架的收放。

(3) MC6 飞行试验

进行滑行试验，证明起落架系统的设计和操作易于驾驶员掌握，满足规定的使用场景下对飞机转弯控制的操作要求。

2.2. 第 23.2305 条(a) (2)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件，说明起落架的布局、结构形式，发动机及燃油箱的布置情况等等，说明起落架系统对该条款的符合情况。

(2) MC2 计算/分析

进行分析和计算，证明主起落架的超载损坏模式不会导致油箱或管路的破裂，证明起落架未放下情况着陆的损伤不会导致油箱或管路的破裂。

(3) MC3. 安全评估

进行安全性分析，对起落架系统可能的失效模式进行分析，对起落架舱内其他设备进行特定危险分析，表明其损坏后不会对飞机安全造成危害。

(4) MC4. 试验室试验

进行试验室试验，模拟主起落架超载损坏及起落架未放下状态着陆情况，证明不会溢出足够量的燃油而构成起火危险。

(5) MC7 航空器检查

进行航空器检查，检查起落架舱内是否有其他设备，以及这些设备的布置和防护情况。

2.3. 第 23.2305 条(b)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件，证明起落架系统对该条款的符合情况。

(2) MC2 计算/分析

进行分析和计算，证明着陆刹车动能容量额定值、中止起飞刹车能量额定值、静刹车力矩额定值等指标满足要求。

(3) MC4. 试验室试验

进行试验室试验，对刹车装置的性能指标进行验证。

(4) MC6 飞行试验

进行飞行试验，对刹车系统的功能和性能进行验证。

(5) MC9 设备合格性

进行设备合格鉴定，对刹车系统满足 CTSO-C26 的情况进行审查。

2.4. 第 23.2305 条(c) (1)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件,描述起落架收放系统的机构组成、工作原理、控制逻辑等,说明对于规章条款的符合性情况。

(2) MC4. 试验室试验

进行试验室试验,验证起落架锁机构功能可靠性。

(3) MC5. 地面试验

进行地面试验,证明起落架锁机构功能正常。

(5) MC6. 飞行试验

进行飞行试验,证明起落架锁机构功能正常。

2.5. 232305(c) (2)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件,证明起落架系统对该条款的符合情况。

(2) MC5. 地面试验

进行地面试验,证明起落架正常收放和应急放系统功能正常。

(3) MC6. 飞行试验

进行飞行试验,证明起落架正常收放和应急放系统功能正常。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 第 23.2305 条(a) (1)

(1) 飞机在地面运行期间起落架提供的方向控制方式。

(2) 如果飞机装有前轮/尾轮操纵装置,应明确是仅在低速机动时使用,还是允许高速滑行时使用。如果允许高速滑行时使用,应证明在起飞和着陆期间发生侧风或一台发动机失效时,驾驶员不需要特殊的驾驶技巧就能使用该装置。

(3) 如果装有前轮/尾轮操纵装置,应表明驾驶员操纵器件的移动不会影响起落架的收放和锁定。

3.2. 第 23.2305 条(a) (2)

(1) 是否进行了安全性分析,表明起落架的设计考虑了可能的系统失效和可能的操作环境。

(2) 对于 4 级飞机,应考虑主起落架因超载而损坏的各种损伤模式及引起的飞机机体结构的附加损伤,是否会使油箱或管路等燃油系统部件损坏而导致泄漏足够量的燃油构成起火危险。

(3) 对于装有可收放起落架的 4 级飞机,是否考虑了起落架未放下的各种故障模式,对每种模式都应表明着陆时不会构成起火危险。

(4) 对于装有可收放起落架的飞机,起落架舱内除起落架外是否还有其他设备,如果有,是否对该设备进行了相应的防护,或者通过分析表明其损坏后不会对飞机安全造成危害。

3.3. 第 23.2305 条(b)

(1) 是否采用了刹车或其它装置在着陆时使飞机停止,该装置是否具有充分的动能吸收能力。

(2) 刹车装置的着陆刹车动能容量额定值是否满足规章的要求并进行了惯性台试验。

(3) 刹车装置的静刹车力矩是否满足在临界发动机处于起飞功率时,防止机轮在铺筑的跑道上滚动的要求,并进行了惯性台试验。

(4) 对于 4 级飞机,刹车装置的中断起飞动能容量额定值是否满足规章的要求并进行了惯性台试验。

(5) 刹车系统是否符合相应技术标准(CTSO-C26) 的规定并经过批准,技术指标是否满足型号要求。

3.4. 第 23.2305 条(c) (1)

是否有可靠的措施将起落架保持在着陆位置。对于可收放起落架,其下位锁是否可靠且不应通过液压压力保持。

3.5. 第 23.2305 条(c) (2)

对于不能手动放下起落架的陆上飞机应设计有起落架的应急放下系统。应急放下系统应与正常收放系统进行隔离。

第 23.2310 条 水上飞机和水陆两用飞机的浮力

1. 安全性要求要点

1.1. 第 23.2310 条(a)

具有比在淡水中承托该水上飞机或水陆两用飞机最大重量所需该浮筒浮力大 80%。

1.2. 第 23.2310 条(b)

(1) 具有足够的裕度，当浮筒或船体可能浸水时，飞机能浮在平静的水面上而不倾覆。

(2) 对于通过水密舱室保证浮力的水上和水陆两用飞机：

(a) 对于浮筒型飞机，有足够的水密隔舱来合理保证在任一主浮筒的任何两个隔舱注满水时，水上飞机和水陆两用飞机仍能浮在水面上而不倾覆。

(b) 对于浮筒型飞机，每个主浮筒必须具有不少于 4 个体积大致相等的水密隔舱。

(c) 最大重量等于或大于 680 公斤（1,500 磅）的船体式水上飞机或水陆两用飞机，其船体必须有水密隔舱，其设计和安排应使船体辅助浮筒和气囊（假如使用气囊）能在下列情况时保持飞机漂浮在淡水中而不倾覆：

(i) 对于最大重量等于或大于 2,268. 公斤（5,000. 磅）的飞机，任何两个相邻的水密隔舱注满水时。

(ii) 对于最大重量为 680. 公斤（1,500. 磅）直到（但不包括）2,268. 公斤（5,000. 磅）的飞机，任何单个水密隔舱注满水时。

(d) 对于船体式飞机，为了隔舱间互通，可以用带水密门的舱间隔板。

(e) 辅助浮筒的安排，必须保证当其全部浸没在淡水中所提供的恢复力矩，至少为水上飞机或水陆两用飞机倾斜时产生的倾覆力矩的 1.5 倍。

2. 一般符合性方法

2.1. 第 23.2310 条(a)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件，描述浮筒设计，船体设计等，说明对于规章条款的符合性情况。

(2) MC2 计算/分析

计算、分析浮筒、船体等所能提供浮力的结果，表明浮筒、船体的设计对条款的符合性。

2.2. 第 23.2310 条(b)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件，描述在浮筒或船体可能浸水时，保证浮力的结构设计。说明对于规章条款的符合性情况。

(2) MC2 计算/分析

根据浮筒或船体设计，计算和分析浮筒或船体破损后飞机的浮性和稳性。计算分析浮筒或船体所提供的恢复力矩与倾覆力矩之比，给出计算报告。

(4) MC4 试验室试验（视情开展）

开展试验室试验，验证主浮筒或船体破损后的剩余浮力能够支撑飞机的重量，不会发生沉没和倾覆。

3. 审查的重点要素和关注问题

(1) 提供的浮力应不小于飞机最大重量的 180%。

(2) 当浮筒或船体浸水时，如何保证飞机浮在平静的水面上而不倾覆。对于通过水密舱室保证浮力的水上和水陆两用飞机，水密区域选择是否合理，舱室大小和个数是否合适。

(3) 浮筒或船体破损后的浮性需考虑飞机横向不对称装载的影响。

(4) 倾覆力矩包括飞机自身重量产生的倾覆力矩、不少于最大允许 90°侧风力矩、不对称装载产生的力矩以及螺旋桨反转力矩等。

第 23.2315 条 撤离设施和紧急出口

1. 安全性要求要点

1.1. 2315(a)

- (1) 每个装载旅客的封闭舱，必须至少有一扇足够大小和易于接近的外部舱门。
- (2) 旅客门不得位于任何螺旋桨旋转平面或其他有潜在危险之处，以免使用此门时对人产生危害。
- (3) 每扇旅客或机组使用的外部舱门必须满足下列要求：
 - (a) 当内部锁定装置位于锁定位置时，舱门必须能从内部和外部打开。
 - (b) 开门装置必须简单明显，其设置及内部和外部的标记必须使得即使在黑暗中也易于辨别位置和操作。
 - (c) 舱门必须满足飞机对标记的要求。
 - (d) 舱门必须能合理地避免在应急着陆时因机身变形而卡住。
 - (e) 可以使用从飞机外部操作的辅助锁定装置，但这种装置必须能用正常的内部打开方法开启。
- (4) 对于 4 级飞机，每个旅客和机组使用的外部舱门必须符合下列要求：
 - (a) 即使在飞机内侧有人拥挤在门上，每扇舱门必须能从内外两侧开启。
 - (b) 如果使用向内打开的舱门，必须有措施防止旅客拥在门上影响开门。
- (5) 对于 4 级飞机，每个旅客登机门必须能作为与地板齐平的应急出口。该应急出口必须为不小于 609 毫米（24 英寸）宽 1,220 毫米（48 英寸）高的矩形出口，圆角半径不大于出口宽度的 1/3。如果旅客登机门上装有整体式梯子，则该梯子必须设计成能承受第 23.2270 条要求的惯性载荷，并且在一个或多个起落架支柱折断后不会降低旅客通过登机门应急撤离的有效性。
- (6) 厕所的门必须设计成能防止乘员被困闭在厕所内。如果装有门锁机构，必须能够从厕所外部开启。
- (7) 每个行李舱和货舱必须符合下列要求：
 - (a) 根据其标明的最大载重及本规章规定的飞行和地面载荷情况所对应的最大载荷系数下的临界载荷分布来设计。
 - (b) 必须有措施防止货舱内装载物因移动而造成危险，对于任何操纵装置、电线、管路、设备或附件，如其破坏或损伤将影响安全使用，则必须有防护措施。
 - (c) 对位于乘员后面并有结构与乘员分开的货舱和行李舱，必须有措施，在极限向前惯性载荷系数为 9.0，并且假定舱内载有允许的最大重量行李或货物条件下，保护乘员免受货舱或行李舱装载物的伤害。
- (8) 对货物和行李与旅客在同一舱内的设计，必须有措施在货物受到第 23.2270 条要求的惯性力的作用时，并且假设舱内载有允许的最大重量货物或行李的情况下，保护旅客免受伤害。
- (9) 对于仅用于装货的飞机，在任何装载情况下，飞行机组应急出口必须符合 2315(a) (2) 和 2250 条的要求。
- (10) 对于 4 级飞机，
 - (a) 必须以合格审定的最大乘员人数进行撤离演示。演示必须在模拟黑夜条件下进行，仅使用飞机最临界一侧的应急出口。参加者必须代表普通的航线旅客，不得有预先的实践或为演示的排练。撤离必须在 90 秒内完成。
 - (b) 此外，如果申请按照本条(15)(c)的应急出口规定进行合格审定，则在本条(a)要求的应急撤离过程中只可用本条(20)要求的应急照明系统为客舱内部提供照明。
- (11) 对于旅客应急出口与飞行机组区的靠近程度不能为飞行机组撤离提供方便和易于接近的措施的飞机，必须符合下列要求：
 - (a) 在飞机两侧必须各有一个出口，或在飞行机组区有一个顶部应急出口。

(b) 每个应急出口的位置必须能使机组迅速撤离，其尺寸和形状至少为 483×510 毫米 (19×20 英寸) 的无障碍矩形出口。和

(c) 对于每个离地距离不小于 6 英尺的应急出口，必须提供辅助设施。该辅助设施可以是绳索或任何其它经过演示表明适合于此用途的设施。如果辅助设施是绳索或一种经过批准的等效装置，则必须满足下列要求：

(i) 辅助设施应连接在应急出口顶部（或顶部上方）的机身结构上，对于驾驶员应急出口窗上的设施，如果设施在收藏后或其接头会减小飞行中驾驶员视界，则也可连接在其它经批准的位置上。

(ii) 辅助设施（连同其接头）应能承受 1,765 牛（80 公斤；400 磅）的静载荷。

(12) 数量和位置 应急出口的安排，必须在任何可能的撞损姿态下保证乘员不拥挤地撤离，飞机必须至少有下列应急出口：

(a) 所有两座或两座以上的飞机，设有多个座舱盖的飞机除外，至少有一个应急出口设在本条(3)、(4)、(5)要求规定的机舱主舱门的对面一侧。

(b) 如果驾驶舱与客舱用门隔开，且在轻微撞损时很可能堵塞驾驶员撤离，则驾驶舱必须有一个出口。此时，对于旅客舱，本条(a)要求的出口数量，必须根据该舱的座位数量单独确定。

(c) 应急出口不得位于任何螺旋桨旋转平面或其他有潜在危险之处，以免危害使用此出口的人。

(13) 型式和使用 应急出口必须是可从飞机内外开启的窗户、壁板、座舱盖或外部舱门，并可提供畅通无阻的开口，其大小足够通过 483×660 毫米（19×26 英寸）的椭圆。用于保证飞机安全的辅助锁定装置必须设计成从内部用一般的方法来打开。此外，每一应急出口必须符合下列规定：

(a) 应急出口在应急情况时是易于接近的，不需要特别敏捷的动作就能使用。

(b) 具有简单明了的打开方法。

(c) 布置和标示成，即使在黑暗中也易于找到和使用。

(d) 有合理的措施防止由于机身变形而被卡住。

(14) 必须通过试验表明每个应急出口能达到其合适的功能。

(15) 对于 4 级飞机：

(a) 除旅客出入舱门外，在(i)总客座量等于或小于 15 座时，客舱每侧要求有一个应急出口；(ii)总客座量为 16 至 19 座时，要求有三个本条(10)规定的应急出口，其中一个与出入舱门同侧，两个在另一侧。

(b) 要求的每个应急出口（齐地板高度的出口除外），必须位于机翼上方，或者，如果离地不小于 6 英尺，则必须有帮助乘员下到地面的可接受措施。应急出口必须布置得尽可能均匀，并考虑旅客座椅布局。

(c) 除非申请人已符合本条(a) 的要求，否则必须有一个应急出口设在旅客登机门对面一侧。该应急出口满足如下要求：应急出口至少为 510×910 毫米（20×36 英寸）的矩形出口，圆角半径不大于出口宽度的 1/3，机内跨上距离不大于 20 英寸。如果该出口位于机翼上方，机外跨下距离不超过 27 英寸。

(16) 对于多发飞机，必须按下列要求提供水上迫降应急出口，除非应急出口符合下列要求：

(a) 在适用情况下，飞机每侧水线以上有一个符合本条(13)或(15)尺寸要求的应急出口。

(b) 如果侧面的应急出口不能在水线以上，则必须有易接近的矩形顶部出口，尺寸不小于 510. 毫米（20. 英寸）宽 910. 毫米（36. 英寸）高，圆角半径不大于出口宽度的 1/3。

(c) 作为本条(b)的替代，如任意一侧的应急出口不能在水线之上，则在水上迫降前，可在每个这样的出口边放置一个装置。当飞机在水上迫降打开该出口时，该装置必须能减慢水的流入。对于 4 级飞机，此类出口的净开口必须符合本条(15)中规定的要求。

(17) 每个客舱内的应急出口和舱门，必须在外部作标记，并且采用下列规定使之从飞机外面易于识别：

(a) 有明显的目视识别图形。

(b) 在应急出口上或邻近处,有永久的图案或标牌示出打开应急出口的方法。如果适用,也包括其他任何特殊的指示。

(18) 对于 4 级飞机,应急出口和舱门必须在内部作标记,25.4 毫米(1 英寸)高的白色“出口”二字衬于 51 毫米(2 英寸)高的红底上,这些标志还必须是自身发亮或独立的内部电照明,并且其最小亮度至少是 160 微朗伯。如果客舱内照明基本相同的话,上述配色可以相反。

(19) 如果按本条(15)(c)审定的飞机,则必须满足下列要求:

- (a) 每个旅客应急出口的接近通路和开启措施,必须有醒目的标记。
- (b) 必须能从距离等于座舱宽度处认清每个旅客应急出口及其位置。
- (c) 必须有措施协助乘员在浓烟中找到出口。
- (d) 操作手柄的位置和从机内开启出口的说明,必须有一个从相距 760 毫米(30 英寸)处可辩读的标记。

(e) 每个旅客登机门的操作手柄必须符合下列要求:

- (i) 自身发亮,其初始亮度至少为 0.51 坎每平方米(160 微朗伯)。
- (ii) 位于醒目处,并且即使有乘员拥挤在出口近旁也能被应急照明灯照亮。
- (f) 旅客出入舱门的锁定机构如果是靠转动手柄来开启的,则必须作标记如下:
 - (i) 绘有红色圆弧箭头,箭身宽度不小于 19 毫米(3/4 英寸),箭头两倍于箭身宽度,圆弧半径约等于 3/4 手柄长度,圆弧范围至少为 70°。
 - (ii) 当手柄转过全行程并开启锁定机构时,手柄的中心线落在箭头尖点 25 毫米(1 英寸)的范围内。

(iii) 在靠近箭头处,用红色水平地书写“开”字,字高为 25 毫米(1 英寸)。

(g) 除符合本条(17)的要求外,每个应急出口的外部标记还必须符合下列规定:

- (i) 包括一条圈出该出口的 51 毫米(2 英寸)宽的色带。
- (ii) 具有与周围机身表面形成鲜明对比的、容易区别的颜色。其对比度必须为:如果深色的反射率等于或小于 15%,则浅色的反射率必须至少为 45%;“反射率”是物体反射的光通量与它接收的光通量之比。如果深色的反射率大于 15%,则深色的反射率和浅色的反射率必须至少相差 30%。

(20) 应急照明

按照本条(15)(c)对应急出口进行合格审定时,必须符合下列要求:

(a) 必须设置独立于主座舱照明系统的应急照明系统。但是,如果应急照明系统的电源与主照明系统的电源是独立分开的,则应急照明和主照明两个系统中提供座舱一般照明的光源可以共用。

(b) 驾驶舱内必须有机组警告灯,当飞机电源接通而应急照明控制未处在准备状态时,该灯发亮。

(c) 必须能在飞行机组所处位置操纵应急照明灯,并且必须有自动启动功能。驾驶舱控制装置必须有“接通”、“断开”和“准备”位置,当驾驶舱选择“准备”位置时,应急照明灯将由自动启动功能进行控制。

(d) 必须有保险措施以防止处于“准备”或“接通”位置的控制装置被误动。

(e) 驾驶舱控制装置必须有措施使应急照明系统在任何需要的时刻都能操纵到准备或启动状态。

(f) 处于准备位置时,在下列情况下,应急照明系统必须启动并保持照明:

- (i) 飞机失去正常电源;或
 - (ii) 飞机受到撞击,负加速度大于 2g,并且速度的变化量大于 3.5 英尺/秒,作用于飞机纵轴方向;或
 - (iii) 必须能自动启动应急照明来帮助乘员撤离的其他应急情况
- (g) 在自动启动后,飞行机组必须能将应急照明系统关掉或重置。
- (h) 应急照明系统必须能提供内部照明,包括:

- (i) (包括本条(18)要求的)发亮的应急出口标记和位置标示;
- (ii) 座舱一般照明光源,平均照度不小于 0.538 勒(0.05 英尺-烛光),沿着主旅客通道的中心线、座椅扶手高度进行测量时,在任何一点的照度不小于 0.108 勒(0.01 英尺-烛光);和

(iii)地板附近应急撤离通道标记，当高于座舱通道地板 1.2 米（4 英尺）以上的所有照明光源完成被遮蔽时，为飞机上的乘员提供应急撤离指示。

(i)每个应急照明装置的能源在启动应急照明系统后的临界环境条件下，必须能按照度要求提供至少 10 分钟的照明。

(j)如果用蓄电池作为应急照明系统的能源，它们可由飞机主电源系统充电，其条件是充电电路的设计能防止蓄电池无意中向充电电路放电的故障。如果应急照明系统没有充电电路，则要求必须有电池状态监控器。

(k)应急照明系统的部件，包括电池、线路、继电器、灯和开关，在经受第 23.2270 条规定的极限载荷系数引起的惯性力后，必须能正常工作。

(l)应急照明系统必须设计成，在坠撞着陆情况下，发生任何机身的单个的横向竖直分离后，能满足下列要求：

(i)本条要求的所有电照明应急灯中，至少有 75%仍能工作；

(ii)除由于机身分离而直接损坏者外，本条(18)和(19)要求的每个电照明出口标示仍能继续工作

(21) 应急出口通道

(a) 通向窗口型的应急出口通道不能被座椅或座椅靠背挡住。

(b)此外，如果按本条(15)(c)的要求对应急出口进行合格审定，则必须提供下列应急出口通路：

(i) 从过道到旅客出登机门的通道不得有障碍物，宽度至少为 510 毫米（20 英寸）。

(ii) 旅客的登机门附近必须提供足够的空间，便于协助旅客撤离，且不得使通道的无障碍宽度低于 510 毫米（20 英寸）。

(iii) 如果从客舱中任一座椅到达任何规定的应急出口要经过客舱之间的通道，则该通道必须是无障碍的。但可以使用不影响自由通行的帘布。

(iv) 如果客舱之间的隔板上装有门，则此门必须具有将其闩住在打开位置的措施。锁闩装置必须能承受当门受到第 23.2270 条的极限静载荷系数引起的惯性载荷。

(v) 如果从任一旅客座椅到达任何规定的应急出口必须经过将客舱与其它区域分开的门口区，则此门必须具有将其闩住在打开位置的措施。当门受到第 23.2270 条的极限静载荷系数引起的惯性载荷时，锁闩装置必须能承受门所引起的载荷。

(22) 过道宽度

(a)除本条(b)规定的情况外，对于 4 级飞机，座椅之间的旅客主过道宽度在任何一点处必须等于或超过下表中的值：

表 2315.1. 旅客主过道宽度

旅客主过道最小宽度	
离地板小于 635 毫米 (25 英寸)	离地板等于或大于 635 毫米 (25 英寸)
229 毫米 (9 英寸)	381 毫米 (15 英寸)

(b)如果按照第本条(15)(c)的应急出口规定进行合格审定，必须符合下列要求：

表 2315.2. 旅客主过道宽度

旅客主过道最小宽度	
离地板小于 635 毫米 (25 英寸)	离地板等于或大于 635 毫米 (25 英寸)
305 毫米 (12 英寸)	508 毫米 (20 英寸)

注 1：如果通过了民航总局认为必要的试验，则可批准使用较窄的宽度，但不得低于 229 毫米（9 英寸）。

1.2. 第 23.2315 条(b)

(1) 申请批准为特技飞行的飞机，应急出口应使每个乘员能在 V_{SO} 与 V_D 之间的任何速度下弃机离开。

(2) 对于按尾旋审定的飞机，应急出口应允许每个乘员在飞机审定的机动动作可能达到的最大速度下弃机离开。

2. 一般符合性方法

2.1. 2315(a)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件，描述应急出口、舱门及其机构、旅客门的布置、尺寸及标记；描述通道宽度和座椅、螺旋桨的布置；应急照明系统的组成、功能和安装等；描述行李舱结构、容积、货物系留等。

(2) MC2 计算/分析

分析表明舱门不会在应急着陆情况被机身卡住；对应急照明系统的电源容量及分配进行分析计算；分析照明系统相关部件和安装满足强度要求。对行李舱和货舱的结构强度及系留装置的承载能力进行计算/分析；对辅助撤离装置的各组成元件进行强度分析。

(3) MC3 安全评估

对舱门、舱门锁闭机构及电气告警装置进行安全性分析

(4) MC5 地面试验

应急撤离演示。

(5) MC7 航空器检查

应急照明系统的功能、布置；撤离通道尺寸。

检查出口的布置、开口尺寸、标识，以及舱门锁定机构、保险措施的设置、操作及指示等。

2.4. 2315(b)

(1) MC2 分析/计算

对弃机离开的可能性进行分析。

(2) MC6 飞行试验

进行飞行试验。对于特技类飞机，选取 V_{SO} 与 V_D 之间的任一速度，按大员数进行弃机飞行试验；对于按尾旋审定的实用类飞机，选取飞机审定的机动动作可能达到的大速度，按大员数进行弃机飞行试验。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 2315(a)(1)

(1) 舱门、应急出口的布置、尺寸、打开方式、标记；锁定机构的打开方式。

(2) 应急照明系统功能，安装。

(3) 舱门、应急出口易于接近程度。

(4) 通道要求。

(5) 应急撤离演示试验。

(6) 应舱门是否会因机身变形而卡滞。

(7) 对货舱和行李舱的分析计算。

(8) 是否存在对人员安全使用的不利影响因素。

3.4. 2315(b)

弃机试验。

第 23.2320 条 乘员物理环境

1. 安全性要求要点

1.1. 第 23.2320 条(a)(1) 飞行机组与乘客能清晰交流

(1) 如果飞行机组与旅客用隔板分开，则必须提供一通口，或能开启的窗或门，以便飞行机组与旅客之间的联络；

(2) 如果飞行机组成员不能看到其他乘员的座位或飞行机组舱与旅客舱是分开的，则必须至少有一个发亮的标示（用文字或图形）通知所有旅客系紧安全带。通知系紧安全带的标示必须符合下列要求：

(a) 发亮时，在所有可能的舱内照明条件下，旅客舱内坐着的每个人都能看清。

(b) 其安装使坐在飞行机组成员位置的飞行机组成员能够打开和关闭。

(3) 如果飞行机组和旅客之间的联络要依赖电能，那么飞行机组对旅客的单向联络必须要考虑为基本的电力负载。

1.2. 第 23.2320 条(a)(2)

动力操纵器件（不包括钢索和操纵拉杆）的设置，必须根据螺旋桨的位置，使驾驶员和操纵器件的任何部分都不在任一内侧螺旋桨通过其桨毂中心与螺旋桨旋转平面前和后成 5° 夹角的锥面之间的区域内。

1.3. 第 23.2320 条(a)(3)

风挡和窗户的内层板，必须采用非碎裂性材料，如非碎裂性安全玻璃。包括但不限于：

(1) 非碎裂安全玻璃；或

(2) 合成树脂。

1.4. 第 23.2320 条(b)

对于 4 级飞机，驾驶员正常工作时，驾驶员前面的风挡玻璃及这些玻璃的支承结构必须承受 2 磅鸟的撞击而不会被击穿，此时飞机（沿飞机航迹相对鸟）的速度为最大进场襟翼速度。

1.5. 第 23.2320 条(c)

(1) 每个客舱和驾驶舱必须适当通风，一氧化碳在空气中的浓度不得超过 1/20,000。

(2) 对于增压飞机，驾驶舱和客舱内的通风空气，在通风、加温、增压或其他系统和设备正常工作和合理可能的失效或故障时，并且没有害或危险浓度的气体和蒸气。如果在驾驶舱区域有合理可能积聚危险数量的烟，则必须能在完全增压的情况下迅速排烟，而释压不超出安全限度。

(3) 对于飞行高度在 12,497 米（41,000 英尺）以上的飞机，在正常飞行条件下以及任何对空气流通产生不利影响的系统中出现的任何可能的失效状态下通风系统必须向旅客提供合理的舒适性。

(4) 对于飞行高度在 12,497 米（41,000 英尺）以上的飞机，在正常飞行条件下，任何系统可能的失效状态，对空气流通产生不利影响的，通风系统必须提供足够的未被污染的空气，使得机组成员能够完成其职责而不致过度不适或疲劳。

(5) 对于飞行高度在 12,497 米（41,000 英尺）以上的飞机，在正常飞行条件下，通风系统的设计必须确保应向每一乘员提供的新鲜空气不得少于每分钟 0.25 公斤（0.55 磅）。

(6) 在符合(5)时，如果失去了一种新鲜空气的来源，对于超过 5 分钟的任何周期内，其新鲜空气的供应每分钟不得少于 0.18 公斤（0.40 磅）。

(7) 对于飞行高度在 12,497 米（41,000 英尺）以上的飞机，对乘客和机组人员舱环境条件造成不利影响的其他可能及不可能的环境控制系统失效情况，其均不会对机组人员的职责履行造成影响，不会妨碍机组人员履行持续安全飞行和着陆的职责。

(8) 对于飞行高度在 12,497 米（41,000 英尺）以上的飞机，对乘客和机组人员舱环境条件造成不利影响的其他可能及不可能的环境控制系统失效情况，其均不会对乘客造成影响，或造成永久性的生理性伤害。

(9) 如果申请在 7,620 米 (25,000 英尺) 以上运行的合格审定, 则飞机必须在增压系统发生任何可能的失效或故障的情况下能保持座舱压力高度不大于 4,572 米 (15,000 英尺)。在验证上述释压符合性时, 座舱压力高度不能超过 10 秒在 4,572 米 (15,000 英尺) 且不能出现在 7,620 米 (25,000 英尺)。

(10) 增压座舱必须至少有下列控制座舱压力的活门、控制器和指示器:

(a) 使压差能迅速平衡的装置

(b) 一个自动调节器或人工调节器, 能控制进气或排气, 或控制两者, 以维持要求的内压和空气流量;

(11) 如果申请 13,716 米 (45,000 英尺) 以上, 15,545 米 (51,000 英尺) 以下的运行审定, 则增压座舱必须在正常操作条件下, 在飞机的最大操作高度处提供不超过 2,438 米 (8,000 英尺) 的舱压高度。

1.6. 第 23.2320 条(d)

(1) 增压座舱必须至少有下列控制座舱压力的活门、控制器和指示器:

(a) 两个释压活门, 当压力源提供最大流量时能将正压差自动限制在预定值 (当内压大于外压时, 压差为正值)。释压活门的组合排气量必须足以保证任一活门的失效不会引起压差显著升高。正压差是内压大于外压。

(b) 两个负压差释压活门 (或其等效装置), 能自动防止会损坏结构的负压差出现。然而, 如果设计能合理地预防其故障, 则一个活门即可。

(c) 使压差能迅速平衡的装置。

(d) 假如在出现发动机带动的座舱压气机继续转动或从任何压气机的引气继续供气将造成危险故障时, 那么就需要一种措施停止压气机的转动或从座舱将气排走。

(2) 如果要求在 12,497 米 (41,000 英尺) 以上且不超过 13,716 米 (45,000 英尺) 高度运行, 那么在任何可能的增压系统故障释压后, 结合任何未被发现的潜在加压系统故障, 飞机必须防止座舱压力高度超过以下要求:

(a) 为表明该(2)的符合性, 如果释压分析显示座舱高度不超过 7,620 米 (25,000 英尺), 则增压系统必须防止座舱高度超过图 2320.1 所示的高度-时间关系。释压过程中座舱高度超过 3,048 米 (10,000 英尺) 时开始计时。

(b) 为表明该(2)的符合性, 最大座舱高度限制在 9,144 米 (30,000 英尺)。如果座舱高度超过 7,620 米 (25,000 英尺), 则座舱高度可能超过 7,620 米 (25,000 英尺) 的最长时间为 2 分钟。从座舱高度超过 7,620 米 (25,000 英尺) 时开始计时, 到回到 7,620 米 (25,000 英尺) 时结束。

(3) 如果要求在 12,497 米 (41,000 英尺) 以上和不超过 13,716 米 (45,000 英尺) 的飞行高度审定, 在任何由于增压系统单点故障或可能的机体结构损坏后造成的释压下, 飞机必须防止座舱压力高度超过以下要求。

(a) 表明(3)的符合性时, 如果释压分析显示客舱高度不超过 11,278 米 (37,000 英尺), 则增压系统必须防止座舱高度超过图 2320.2 所示的高度-时间关系。座舱高度超过 3,048 米 (10,000 英尺) 时开始计时。

(b) 表明(3)的符合性时, 最大座舱高度限制在 12,192 米 (40,000 英尺)。如果座舱高度超过 11,278 米 (37,000 英尺), 则座舱高度可能超过 7,620 米 (25,000 英尺) 的最长时间为 2 分钟; 时间从座舱高度超过 7,620 米 (25,000 英尺) 时开始计时, 到回到 7,620 米 (25,000 英尺) 时结束。

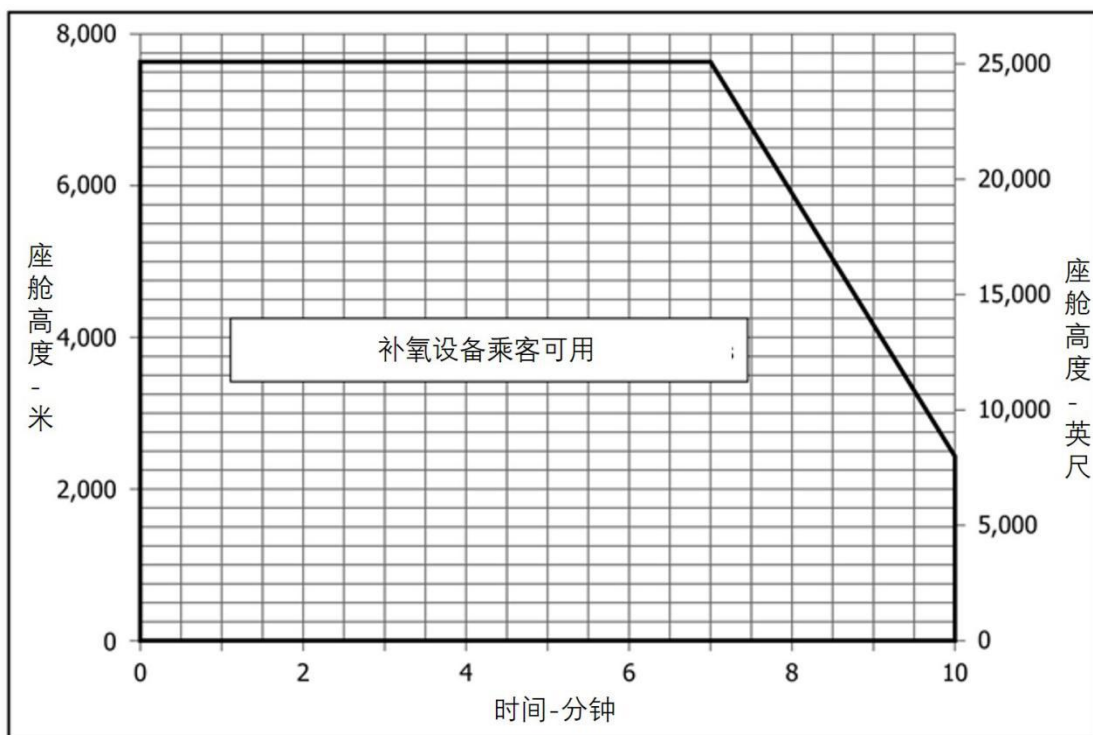


图 2320.1. 座舱高度时间关系

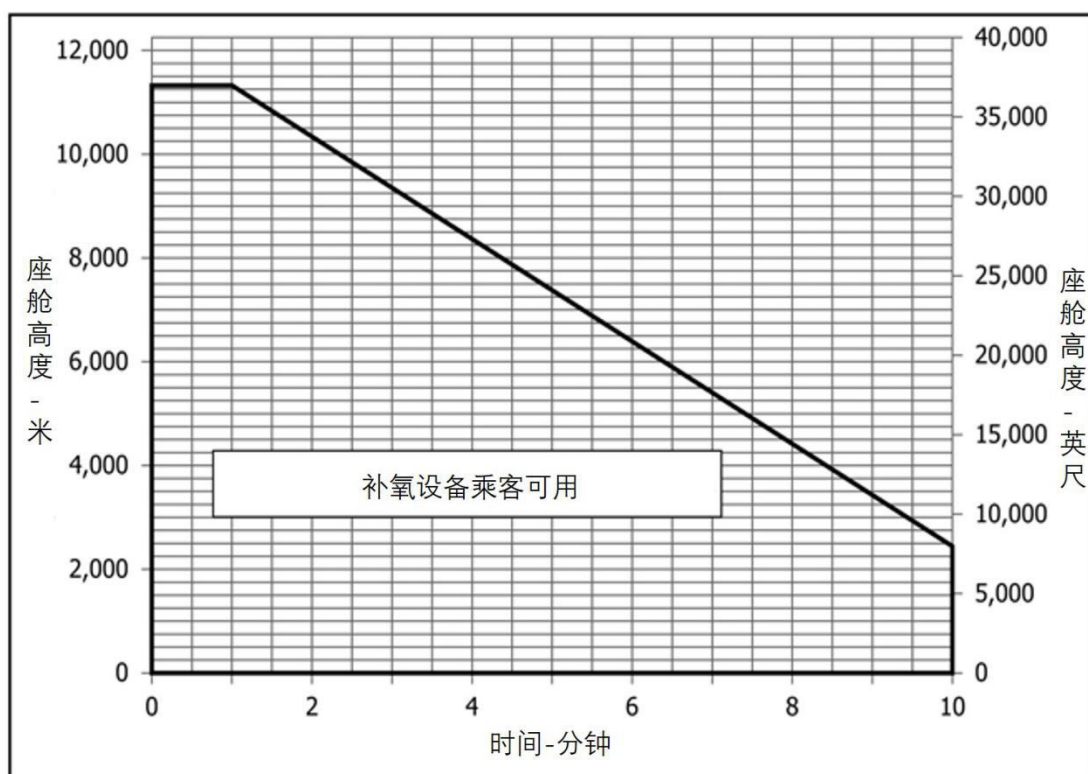


图 2320.2. 座舱高度时间历程

(4) 表明(2)和(3)的符合性时，可假定紧急下降是由经批准的紧急程序进行的。必须在座舱高度警告和紧急迫降启动之间应用 17 秒的飞行机组识别和反应时间。在评估座舱释压时应考虑机身结构、发动机和系统的失效。

(5) 如果要求在超过 13,716 米 (45,000 英尺) 且不超过 15,545 米 (51,000 英尺) 的运行审定, 则在正常工作条件下必须配备增压舱以保证飞机的最大客舱高度不超过 2,438 米 (8,000 英尺)。

(6) 如果要求超过 13,716 米 (45,000 英尺) 且不超过 15,545 米 (51,000 英尺) 的运行审定, 在任何未表明极其不可能的故障情况下的释压后飞机必须符合以下要求:

(a) 表明该要求符合性的情况下, 飞机必须防止座舱压力高度超过 7,620 米 (25,000 英尺) 超过 2 分钟。

(b) 表明该要求符合性的情况下, 飞机必须在任何时间内防止座舱压力高度超过 12,192 米 (40,000 英尺)。

(7) 如果要求超过 13,716 米 (45,000 英尺) 且不超过 15,545 米 (51,000 英尺) 的运行审定, 则评估座舱释压时应考虑机身结构、发动机和系统故障。

(8) 功能试验必须进行下列功能试验:

(a) 正、负压差释压活门和应急释压活门的功能和排气量试验, 以模拟调节器活门关闭的影响。

(b) 增压系统试验, 以表明直到申请合格审定的最大高度的每种可能的压力、温度和湿度条件下功能正常。

(c) 飞行试验, 以表明在定常和逐级爬升及下降时压力源、压力和流量调节器、指示器和警告信号的性能、爬升和下降的速率应相当于飞机使用限制内能够达到的最大值, 高度直至申请合格审定的最大高度为止。

(d) 每一舱门和应急出口的试验, 以表明它们在经受本条(3)规定的飞行试验后工作正常。

1.7. 第 23.2320 条(e)

1.7.1. 氧气设备和供氧

(1) 如果申请装有补氧设备的合格审定, 或飞机经批准的使用高度按民用航空运行规章要求补氧, 则该设备必须满足(2)-(8), (2)-(5)的要求。如果表明手提式设备满足本条要求并在飞机型号设计中加以明确, 而且其存放设施满足应急着陆情况的要求, 可以用手提式氧气设备来满足这些要求。

(2) 如果安装, 氧气系统本身必须没有危害。

(3) 如果安装, 氧气系统的使用方法必须是无危害的。

(4) 如果安装, 氧气系统对其他部件的影响无危害。

(5) 如果安装了氧气系统, 则必须有一种装置, 使机组在飞行中能迅速确定每个供氧源的可用氧量。

(6) 如果飞机按 7,600 米 (25,000 英尺) 以上的运行高度进行审定, 每个需要的飞行机组人员必须配备肺式氧气设备。

(7) 如果飞机按 12,190 米 (40,000 英尺) 以上的运行高度进行审定。则必须为每个所需飞行机组成员提供压力肺式氧气设备。

(8) 如果安装了氧气系统, 必须有易于机组在飞行中操作的措施来接通或关断高压氧源的供氧。本要求不适用于化学氧气发生器。

1.7.2. 最小补氧流量

(1) 如果飞机按 12,495 米 (41,000 英尺) 以上的运行高度审定, 则必须为每位乘客提供连续供氧设备。

(2) 如果装有连续供氧设备, 申请人必须满足以下(a)-(c)的要求。

(a) 为表明对(2)的符合性, 对于每一乘客, 在不同座舱压力高度上所需的最小补氧流量, 不得小于在使用所提供的氧气设备 (包括面罩) 时保持下述吸气平均气管氧分压所需的氧流量, 表 2320.1 中规定了平均气管氧分压。

(b) 为表明对(2)的符合性, 对于每位飞行机组成员, 最小补氧流量不得小于保持下述吸气平均气管氧分压所需的氧流量: 在每分钟呼吸 15 升 (BTPS, 即体内温度 37°C, 周围压力及饱和水气) 且保持固定呼吸时间间隔的最大潮气量为 700 毫升时, 平均气管氧分压为 19,865 帕 (149 毫米汞柱)。

表 2320.1. 乘客氧气管分压

高度范围		平均乘客氧气管分压	呼吸率(BTPS)	潮气量
以上	直到并包括			
3,048 米 (10,000 英尺)	5,639 米 (18,500 英尺)	13.33kPa (100. mmHg)	15L/min	700cc
5,639 米 (18,500 英尺)	12,192 米 (40,000 英尺)	11.17kPa (83.8mmHg)	30L/min	1,100cc

(c)为表明对(2)的符合性，在低于和等于飞机的最大使用高度时（包括飞机的最大运行高度），供给每个使用者的最小补氧流量不得小于图 2320.3 所示的流量。

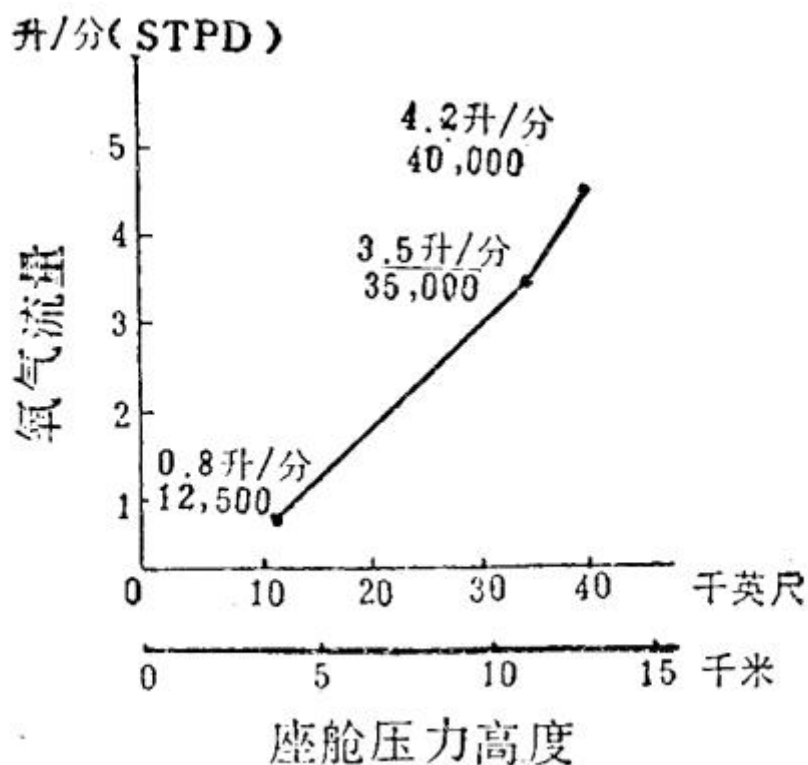


图 2320.3. 供氧的最小流量

(3) 如果装有飞行机组成员使用的肺式供氧设备，则每分钟呼吸 20 升(BTPS)时，每一飞行机组成员所需的最小补氧流量，在座舱压力高度低于和等于 10,668 米（35,000 英尺）时，不得小于保持吸气平均气管氧分压为 16.27 千帕（122 毫米汞柱）所需的氧流量；座舱压力高度在 10,668 米（35,000 英尺）至 12,000 米（40,000 英尺）时，不得小于保持含氧为 95% 所需的氧流量。

(4) 如果要求的设备被安装供飞行机组人员使用，则必须有可供机组选用纯氧的手段。

(5) 如果装有急救供氧设备，则供每人使用的最小氧流量每分钟不得小于 4 升(STPD)；参考 3.2.6。然而，可使用某种手段在任何座舱高度下将每分钟氧流量减到不少于 2 升(STPD)。急救用氧量是以急救用氧者每人每分钟 3 升的平均氧流量为依据来确定的。

1.7.3. 分氧装置

(1) 如果安装了分氧装置，除从氧气出口到分氧装置的柔性管路或经表明适合于该安装的其他地方外，在飞行期间通常会加压的任何氧气管路不得采用非金属管材。

(2) 如果安装了分氧装置，则非金属氧气管路不得敷设在因任何可能的失效而遭遇温升、电弧放电和可燃液体泄漏的地方。

(3) 如果安装了分氧装置，则非金属氧气管路不得敷设在因任何可能的失效而遭遇温升、电弧放电和可燃液体泄漏的地方。

(4) 如果安装了分氧装置，则非金属氧气管路不得敷设在因任何可能的失效而遭遇温升、电弧放电和可燃液体泄漏的地方。

(5) 如果安装了分氧装置，若机组人员和乘客拥有共用一个的氧气源，则应有设施能为值勤的飞行机组单独保留所需的最小用氧量。

1.7.4. 分氧装置设置的规定

(1) 如果安装了氧气分配单元，则对于每个需补氧的乘员必须有各自的分氧装置。

(2) 如果安装了氧气分配单元，每个分氧装置必须保证有效利用送至分氧装置的氧气。

(3) 如果安装氧气分配单元，每个分配单元必须能够容易地放置在使用者面部的位上。

(4) 如果安装了氧气分配单元，则每个分氧装置必须具有合适的手段使装置保持在面部。

(5) 如果安装了分氧装置和无线电设备，则飞行机组的分氧装置必须设计成在指定的工作位置处能够使用该设备，也能够与任何其他必需的机组成员通讯。

(6) 如果安装了氧气分配单元并申请运行高度不超过 5,486 米（18,000 英尺）（平均海平面高度）的合格审定，则每个分氧装置必须满足下列要求之一：盖住使用者的鼻和嘴；或用鼻管，则必须备有一个能罩住鼻和嘴的分氧装置。

(a) 为表明(6)的符合性，每一鼻管或其接头管必须持久地固定有使用时禁止吸烟的可视警告。

(b) 为表明对(6)的符合性，每一鼻管或其接头管必须持久地固定有正确戴用方法的图示。

(c) 为表明对(6)的符合性，每一鼻管或其接头管必须持久地固定有鼻道阻塞或感冒鼻塞时禁止使用的可视警告

(7) 如果申请运行高度超过 5,486 米（18,000 英尺）（平均海平面高度）的合格审定，每个分氧装置必须盖住使用者的鼻和嘴。

(8) 如果在增压飞机上使用，分氧装置必须符合以下(a)-(c)的要求。

(a) 为表明对(8)的符合性，乘客点胶装置必须连接到氧气供应终端。

(b) 为表明对(8)的符合性，乘客的分氧装置必须立即可供每位乘客立即取用。

(c) 为表明对(8)的符合性，分氧装置必须在座舱压力高度超过 4,572 米（15,000 英尺）之前自动地送达每个机组成员处。或者，必须具有连接至供氧接头上的速戴型分氧装置，且当机组成员坐在其工作位置上时可以立即取用。

(9) 如果申请运行高度超过 9,144 米（30,000 英尺）的合格审定，供乘客使用的分氧装置在座舱压力高度超过 4,572 米（15,000 英尺）之前必须自动地送达每个乘员。

(10) 如果装有自动分氧装置（软管和面具或其他装置）系统，当自动系统失效时，必须具有手动措施使机组能迅速地使用分氧装置。

(11) 如果安装了分氧装置并在 12,497 米（41,000 英尺）以上的高度进行审定，则必须为飞行机组提供装有面罩带有调节器的速戴型压力肺式氧气面罩系统。

(a) 为表明对(11)的符合性，分氧装置必须合理储存和封存，能用单手在五秒钟内把分氧装置从其待用位置上取下戴到脸上，正确地固定好，密封妥当并按需要供氧，而不碰掉眼镜或延误执行应急任务。

(b) 为表明对(11)的符合性，在戴上分氧装置时，能够完成正常的通信联络任务。

1.7.5. 确定使用氧气的手段

如果安装了氧气系统，必须设置使机组能够判定是否正在向分氧装置供氧的措施。

1.7.6. 化学氧气发生器

(1) 每台化学氧气发生器必须按下列要求进行设计和安装：必须使发生器在工作时所产生的表面温度，不得对飞机或机上乘员造成危害。

(2) 每个化学氧气发生器必须设计和安装，以实现必须备有释放可能有危险的内部压力的措施。

(3) 除满足(1)和(2)的要求外，能靠更换发生器元件连续工作的携带式化学氧气发生器，还必须附有标牌来说明下列事项：

(a) 氧气流量（升/分）。

(b) 可更换的发生器元件的持续供氧时间（分钟）。

(c) 警告可更换的发生器元件可能发热，如果元件的构造使其表面温度不会超过 38°C（100°F），则除外。

1.7.7. 氧气设备的防火保护

- (1) 氧气设备和管路不得位于任何指定火区内。
- (2) 氧气设备和管路必须加以防护, 免受任何指定火区可能产生或逸出的热量的影响。
- (3) 其安装必须使得所逸出的氧气不致接触和点燃正常工作时存在的或因任何其他系统失效或故障而聚积的油脂、油液或蒸气。

1.7.8. 氧气设备破裂的保护

- (1) 氧气系统的每个部件必须具有足够的强度, 以承受最大的压力和温度及其与任何外部载荷的组合作用。该外部载荷是指此时会施加在该部件上的结构限制载荷。
- (2) 加压氧气瓶和该氧气瓶与切断阀之间的管路必须对不安全的温度应有防护措施。
- (3) 加压氧气瓶和该氧气瓶与切断阀之间的管路的加压氧气瓶和该氧气瓶与切断阀之间的管路。

2. 一般符合性方法

2.1. 第 23.2320 条(a)(1)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件, 描述飞行机组与乘客能清晰交流信息方式。

2.2. 第 23.2320 条(a)(2)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明文件, 描述主操纵器件的任何部分(除钢索和操纵拉杆外)都不在任一内侧螺旋桨通过其桨毂中心与螺旋桨旋转平面前和后成 5°夹角的锥面之间的区域内或不受其伤害。

2.3. 第 23.2320 条(a)(3)

(1) MC1 说明性文件

编制符合性说明或提供图样, 说明风挡和窗户的选材。

2.4. 第 23.2320 条(b)

(1) MC4 试验室试验

对 4 级飞机进行鸟击试验, 表明驾驶员正前方的风挡玻璃(主风挡玻璃)及其支承结构不会被鸟击穿。

2.5. 第 23.2320 条(c)

2.5.1. 通风的符合性方法:

(1) MC1 说明性文件

编制说明性文件, 阐述系统的构型、工作原理, 并着重说明烟雾情况下驾驶舱如何排烟。

(2) MC2 分析/计算

开展计算分析, 表明驾驶舱和客舱有适当通风, 新鲜空气量满足技术规范的要求。

(3) MC3 安全性分析

开展安全评估, 需对通风、加温、增压或其他系统和设备各种可能的故障进行安全性分析。

(3) MC5 试验室试验

进行地面试验, 对于新鲜空气量的计算结果, 通过机上地面试验进行验证。对于一氧化碳在空气中的浓度、故障情况下的有害或危险浓度的气体和蒸汽浓度要求, 通过机上地面浓度测量。对于烟雾情况下驾驶舱如何排烟, 依次通过机上地面试验验证。

(5) MC6 飞行试验

进行飞行试验, 对于一氧化碳在空气中的浓度、故障情况下的有害或危险浓度的气体和蒸汽浓度要求, 通过飞行试验测量。

2.5.2. 增压座舱的符合性方法:

(1) MC1 说明性文件

编制说明性文件, 阐述座舱压力调节系统的设计考虑和系统构架。

(2) MC2 分析/计算

分析计算具体的失压情况下的座舱压力和变化率。表明不会对乘员产生危害, 以及说明压差、座舱压力高度及其变化率人体可接受。

(3) MC3 安全性分析

开展安全评估, 分析说明相应的失压情况满足安全性等级的要求。

(4) MC4 试验室试验

开展试验室试验, 验证空调系统的压力调节功能和性能。

(5) MC6 飞行试验

开展飞行试验, 验证飞行中空调系统的压力调节功能和性能。

2.6. 第 23.2320 条(d)

(1) MC1 说明性文件

通过说明性文件说明不会失压到不安全水平, 同时不会出现压差过大的情况。

(2) MC2 分析/计算

分析/计算座舱压力在起飞、下降、应急下降阶段的变化情况, 以及结构损坏等情况下的压力变化情况, 说明飞行过程中座舱内外压差不会超过限定值。

(3) MC6 试验室试验

通过试验室试验验证空调系统的压力调节功能是否正常, 应急下降模式下的座舱压调系统功能正常, 座舱变化率限制、座舱高度限制、高度报警、正释压、负释压、高原起降、应急卸压及水上迫降功能正常, 保证飞行试验的安全。

(4) MC6 飞行试验

通过飞行试验验证空调系统的压力调节功能, 应急释压功能。包括应急释压的工作逻辑、状态显示以及性能是否满足条款要求。包括释压活门是否能将正压差自动限制在预定值, 并使压差能迅速平衡; 压力调节系统任一活门失效情况下释压活门的排气量必须保证不会引起压差显著升高, 并且能自动调节负压差以免损坏结构; 系统可进行自动调节, 或者飞行员能手动控制进气或排气, 以调节各种故障情况下座舱压力和空气流量。通过飞行试验验证, 不会出现失压到不安全水平和压差过大的情况。

2.7. 第 23.2320 条(e)

(1) MC1 说明性文件

通过设计报告和图纸的形式表明: 氧气设备的组成、技术参数、功能、工作原理、安装位置、防火要求等。

(3) MC2 计算/分析

通过计算分析表明: 计算手提式补氧措施的存放还需满足应急着陆要求; 计算在不同座舱压力高度上、不同潮气量(最大一次呼吸量)、不同平均气管氧分压条件下氧气系统所需的最小补氧流量, 表明飞机氧气系统能够满足适航条款规定的最小补氧量要求。

(4) MC3 安全性分析

通过安全性分析表明: 对氧气系统进行安全性分析, 明确氧气系统选用材料、强度载荷以及补氧程序的设计。分析氧气系统安装区域内的危险源对氧气系统的影响情况。

(5) MC5 地面试验

通过地面试验表明: 氧气系统可以有效地为每个乘员提供供氧, 且氧气是充足的。同时不会带来有害的影响。

(6) MC6 飞行试验

通过飞行试验表明: 氧气系统的显示正常, 供氧时间和流量满足要求, 且在不同高度氧气系统都可以有效的为每个成员供氧。

(7) MC7 航空器检查

通过航空器检查表明: 核查飞机氧气系统实际状态与图纸的一致性, 分氧装置管路符合设计规范及图纸安装要求, 满足要求。

(8) MC9 设备鉴定

通过设备鉴定表明: 氧气系统符合预期的 TSO 要求, 常用的 TSO 标准包括: TSO-C64B、TSO-C78a、TSO-C89a、TSO-C99a、TSO-C116a 等, 相关设备获得 TSOA。所有高压氧气设备、部件和管路需通过设备鉴定试验, 确认设备具备系统设计的功能

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 第 23.2320 条(a)(1)

(1) 需要注意如果飞行机组成员不能看到其他乘员的座位或飞行机组舱与旅客舱是分开的，则必须至少有一个发亮的标示（用文字或图形）通知所有旅客系紧安全带。通知系紧安全带的标示必须符合下列要求：

(a) 发亮时，在所有可能的舱内照明条件下，旅客舱内坐着的每个人都能看清。

(b) 其安装使坐在飞行机组成员位置的飞行机组成员能够打开和关闭。

(2) 如果飞行机组和旅客之间的联络要依赖电能，那么飞行机组对旅客的单项联络必须考虑必需的电力负载。

(a) 注意飞机构型状态以及飞机上旅客通告标示设置情况；通过试验室试验验证在所有照明条件下，所有坐在座位的旅客可看清点亮的旅客通告标示。

(b) 审查旅客通告标示开关安装位置情况；通过航空器检查表明飞行机组成员坐在座椅上，可操控开关。

3.2. 第 23.2320 条(a)(2)

需审查主操纵器件的任何部分（除钢索和操纵拉杆外）都不在任一内侧螺旋桨通过其桨毂中心与螺旋桨旋转平面前和后成 5°夹角的锥面之间的区域内。

3.3. 第 23.2320 条(a)(3)

注意风挡和窗户的内层玻璃板的选材是否符合要求。选材要满足设计性能要求，必须符合有关的规范和标准。规范应包括技术要求，测试方法、质量审定以及验收准则。

3.4. 第 23.2320 条(b)

鸟撞试验中，撞击点、鸟弹的重量、入射角及速度的选取是否正确，是否能如实反映运营中的极端危险状态。

3.5. 第 23.2320 条(c)

(1) 通风的审查要点：

(a) 进行排烟措施试验时，适当通风、聚集危险数量的烟浓度值的界定。

(b) 进行排烟措施试验时，排除驾驶舱内烟所需时间值的界定。

(2) 增压座舱的审查要点：

(a) 结构确定的载荷是否考虑了增压-释压的情况。

(b) 系统安全性分析报告。

(c) 试验/试飞大纲：试验步骤的完整性，试验设备的合理性，试验判据的逻辑性，试验构型的差异性。

3.6. 第 23.2320 条(d)

(1) 结构确定的载荷是否考虑了增压-释压的情况。

(2) 系统安全性分析报告。

(3) 试验/试飞大纲：试验步骤的完整性，试验设备的合理性，试验判据的逻辑性，试验构型的差异性。

(4) 座舱加压时，应控制加压速率。

3.7. 第 23.2320 条(e)

(1) 飞机型号合格审定申请中包含补氧设备，都必须满足氧气系统最小补氧流量、分氧装置、分氧装置设置、判断供氧措施的要求，保护机组及乘客免受缺氧的影响，防止因缺氧对机组、乘客及飞机造成危害。

(2) 通过安全性分析来评估氧气系统的各种失效模式，明确氧气系统选用材料、强度载荷以及补氧程序的设计，都要求不会对飞机、乘客以及其他部件系统造成危害，表明符合性，证明氧气系统无危害影响。

(3) 飞机上应装有在飞行中迅速确定可用氧量的装置，可以通过安装氧气压力表、显示器等方法，可让机组在飞行中迅速确定可用氧量。对于化学氧，应能方便地鉴别使用情况。

第 23.2325 条 防火

1. 安全性要求要点

1.1. 第 23.2325 条(a)

本条要求的材料必须是自熄的。

1.1.1. 第 23.2325 条(a)(1)

电线和电缆的绝缘层，在按本手册附件 A 的适用部分或其他经批准的等效方法进行 60° 试验时，必须是自熄的。其平均烧焦长度不得超过 76 毫米（3 英寸），移开火源后的平均焰燃时间不得超过 30 秒。试样的滴落物在跌落后继续燃烧的时间平均不得超过 3 秒。

1.1.2. 第 23.2325 条(a)(2)

对于 1 级、2 级和 3 级飞机，在飞行中不可接近的行李舱和货舱的材料必须符合本条 (a)(3)(1) 相应的规定。

1.1.3. 第 23.2325 条(a)(3)

对于 4 级飞机，驾驶室、客舱、行李舱和货舱的内部材料。

(1) 每个有机组或旅客的舱内所使用的材料（包括涂层和饰面），必须根据所适用的情况满足下列试验标准：

(a) 天花板、内壁板、隔板、厨房结构、大橱柜壁板、结构地板铺面，以及用于制造储存间（座椅下的储存箱和储存杂志、地图一类小件的箱子除外）的材料，在按本手册附件 A 的适用部分或其他等效方法进行垂直放置试验时，必须是自熄的。平均烧焦长度不得超过 152 毫米（6 英寸），移去火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒，试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间平均不得超过 3 秒。

(b) 地板覆盖物、纺织品（包括帷幕和罩布）、座椅垫、衬垫、有涂层的织物（装饰性和非装饰性的）、皮革制品、托盘和厨房设备、电气套管、隔热和隔音物及绝缘表层、空气导管、接头和边缘遮盖物、货舱衬里、隔绝毯、货物覆盖、透明材料及模塑和热成形的零件、空气导管接头和镶边条（装饰用和防磨用），上述项目中凡用本条(iv)规定以外的材料制作者，在按本手册附件 A 的适用部分或其他经批准的等效方法进行垂直放置试验时，必须是自熄的。平均烧焦长度不得超过 203 毫米（8 英寸），移去火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒。试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间，平均不超过 5 秒。

(c) 电影胶片必须符合安全摄影胶卷标准，或必须是经局方批准的安全胶片。如果胶片的移动要通过导管，则该导管必须满足本条(ii)的要求。

(d) 有机玻璃的窗户和标志、整个或部分用弹性有机材料制成的零件，在一个壳体内装设两个以上仪表的边光照明的仪表组件、座椅安全带、肩带以及货物和行李系留设备，包括集装箱、普通箱、集装板等，凡用于客舱或机组舱内者，在按本手册附件 A 的适用部分或其他经批准的等效方法进行水平放置试验时，其平均燃烧率不得超过 63.5 毫米/秒（5/2 英寸/秒）。

(e) 除电线和电缆绝缘层及局方认为对火势蔓延影响不大的小件（如旋钮、手柄、滚轮、紧固件、夹子、垫片、耐磨条带、滑轮和小的电气零件）以外，本条(i)、(ii)、(iii)或(iv)未作规定项目的材料，在按本手册附件 A 的适用部分或其他经批准的等效方法进行水平放置试验时，其燃烧率不得超过 102 毫米/分（4 英寸/分）。

(2) 在防火墙的座舱一侧上的飞机材料必须是自熄的，或离防火墙足够远，或有其他的防护措施，以使在防火墙受到不小于 1,093°C（2,000°F）的火焰作用 15 分钟时，这些材料不会着火。对于自熄材料（除去局方认为对火焰扩展不会有重要影响的电线和电缆绝缘以及其他小零件以外），必须按本手册附件 A 或局方批准的等效方法进行垂直自熄试验。材料的平均烧焦长度不得超过 0.15 米（0.5 英尺），并且在移去火源后平均焰燃时间不得超过 15 秒。材料试样滴落物在跌落后继续焰燃的时间，平均不得超过 3 秒。

(3) 不符合第 23.2325 条(e)(2)条要求的货舱和行李舱，其构成天花板、侧衬板和地板的材料符合本手册附件 A 中的 45 度试验。在施加火焰或移开火焰后，火焰不得烧穿材料。移

开火源后的平均焰燃时间不得超过 15 秒，平均阴燃时间不得超过 10 秒。整个舱的防火要求必须不低于其每块板的要求。

(4) 收集毛巾、纸张或垃圾的每个废物箱必须是完全封闭的，其材料至少是耐火的，而且必须能包容正常使用条件下其内部很可能出现的火焰。废物箱在使用中预期可能有的各种磨损、错位和通风情况下包容上述火焰的能力必须由试验演示。每扇废物箱的门上或门旁必须设置写有“勿扔烟头”清晰字样的标牌。

(5) 厕所门的两侧均必须醒目地设置“禁止吸烟”或“厕所内禁止吸烟”的标牌。

1.2. 2325(b)

本条要求的材料必须是阻燃的。

1.2.1. 2325(b)(1)

(1) 对于 1 级、2 级和 3 级飞机，在飞行中可接近的每个隔舱的材料。

(2) 如果禁止吸烟，必须有相应的说明标牌；如果允许吸烟，则应符合下列规定：

(a) 必须有足够数量的可卸包容式烟灰盒。

(b) 如果机组舱和客舱是隔开的，则必须至少有一个发亮标示（使用字母或符号均可），以便在禁止吸烟时能通知全体旅客。用于通知禁止吸烟的标示必须满足下列要求：

(i) 当标示亮时，在旅客舱的每个旅客座位处，在任何可能的照明条件下都能清楚地看到该标示；

(ii) 机组应能将发光标示接通和断开。

1.2.2. 第 23.2325 条(b)(2)

(1) 与电缆安装有关的且一旦发生电路过载和故障时可能过热的任何设备。这些设备和电缆不得放出达到危险量的毒性烟。

(2) 每只滑行和着陆灯的设计和安装必须满足在任何构型下都不会导致失火危害。

(3) 航行灯的每个灯罩或滤色镜都必须至少是阻燃的。

1.3. 第 23.2325 条(c)

对于 2 至 4 级飞机或 V_{SO} 大于 45 节的飞机，机身上安装的隔热/隔音材料必须满足本手册附件 A 的火焰传播试验要求或其他经批准的等效试验要求。这个要求不适用于 2325(a)(3)(1)(v)中定义的“小部件”。

1.4. 第 23.2325 条(d)

每个行李舱和货舱内能引燃舱内物品的热源必须屏蔽和隔绝，以防止引燃行李和货物。

1.5. 第 23.2325 条(e)

对于 4 级飞机，每个货舱和行李舱必须符合下列要求：

1.5.1. 第 23.2325 条(e)(1)

行李舱和货舱的所在位置应使坐在座位上工作的驾驶员能容易地发现着火，否则必须装有火警探测系统，向驾驶员工作位置发出警告。

1.5.2. 第 23.2325 条(e)(2)

有足够的通路使驾驶员能够携带手持式灭火器有效地到达舱内的任何部位；或者，有内置灭火系统；或者，能将任何火情封闭在该舱内。

1.6. 第 23.2325 条(f)

必须有扑灭座舱内任何火情的设施。

1.6.1. 第 23.2325 条(f)(1)

驾驶舱内，必须至少有一个驾驶员坐在座位上就可以方便取用的手提式灭火器。

1.6.2. 第 23.2325 条(f)(2)

对于 3 级和 4 级飞机，客舱内必须至少有一个可方便取用的手提式灭火器。

1.6.3. 2325(f)（注：此处为增加要求）

手提式灭火器必须符合下列要求：

(1) 每种灭火剂的类型和剂量必须与其使用部位很可能发生的火情类型相适应。

(2) 用于载人舱的每个灭火器的设计必须将其毒性气体浓度的危害降至最小。

1.7. 第 23.2325 条(g)

1.7.1. 第 23.2325 条(g)(1)

凡可燃液体或蒸气有可能因液体系统渗漏而逸出的区域，必须确定其部位和范围。

1.7.2. 第 23.2325 条(g)(2)

(1) 凡可燃液体或蒸气可能因液体系统渗漏而逸出的区域，必须有措施尽量降低液体和蒸气点燃的概率，尽量减小万一点燃后的危险后果。

(2) 必须用分析或试验方法表明符合本条(1)的要求，同时必须考虑下列因素：

(a) 液体渗漏的可能漏源和途径，以及探测渗漏的方法。

(b) 液体的可燃特性，包括任何可燃材料或吸液材料的影响。

(c) 可能的引燃火源，包括电气故障、设备过热和防护装置失效。

(d) 可用于抑制燃烧或灭火的手段：例如截止液体流动、关断设备、防火的包容物或使用灭火剂。

(e) 对于飞行安全是关键性的各种飞机部件的耐火、耐热能力。

(3) 如果要求机组人员采取行动来预防或处置液体着火（例如，关断设备或启动灭火器），则必须具有迅速向机组报警的装置。

(4) 装有燃油、滑油或其他易燃液体的导管、油箱或设备不得安装在这些舱内（客舱和机组舱内），除非有足够的屏蔽、隔离或防护，防止在它们破损或损坏时会引起危险。

(5) 每根装有充压可燃液体的管路必须符合下列规定：

(a) 在压力源处有限流孔或其他安全装置，以防管路破损时逸出过多的液体。

(b) 管路的安装和布置要使液体的逸出不会造成危害。

(6) 使用可燃液体的每个动力装置和辅助动力装置仪表，其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危害。

(7) 电气系统的每一部件必须满足第 23.2325 条(g)(1)和第 23.2325 条(g)(2)的(1)至(3)条中适用的防火要求。

1.8. 第 23.2325 条(h)

(1) 燃烧加温装置必须得到保护，以避免非包容火情。

(2) 燃烧加温装置的火区，必须根据第 23.2440 条规定进行防火：

(a) 加温装置周围的如下区域：该区域内有任何可燃液体系统（不包括加温装置燃油系统）的部件，而这些部件可能会出现下列任一后果：

(i) 由于加温装置故障而受到损伤。

(ii) 一旦渗漏将使可燃液体或蒸气到达加温装置。

(b) 加温装置周围的如下区域：加温装置燃油系统的接头一旦渗漏会使燃油或蒸气进入的区域。

(c) 燃烧室周围的通风通路的部分。

2. 一般符合性方法

2.1. 第 23.2325 条(a)

2.1.1. 第 23.2325 条(a)(1)

(1) MC1 说明性文件

编写符合性说明文件，说明电线和电缆绝缘层材料的选用标准和应用情况。

(2) MC4 试验室试验

按本手册附件 A 中第 I 部分和第 23.2323 条(a)(1)要求规定，进行电线和电缆绝缘层材料进行试验室燃烧试验，试验结果表明相关材料符合条款要求。

2.1.2. 第 23.2325 条(a)(2)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件，说明 1、2 和 3 级飞机在飞行中不可接近的货舱和行李舱的构成材料的选用标准和应用情况。

(2) MC4. 试验室试验

按照本手册附件 A 中第 I 部分和第 23.2323 条(a)(3)(1)条的规定，对 1、2 和 3 级飞机在飞行中不可接近的构成飞机货舱和行李舱的材料进行试验室燃烧试验，试验结果表明相关材料满足条款要求。

2.1.3. 第 23.2325 条(a)(3)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件，说明 4 级飞机的驾驶舱、客舱、货舱和行李舱内材料的选用标准和应用情况。

(2) MC4. 试验室试验

按照本手册附件 A 中第 I 部分和第 23.2323 条(a)(3)(1)条的规定，对构成飞机货舱和行李舱的材料进行试验室燃烧试验，试验结果表明相关材料满足条款要求。

2.2. 第 23.2325 条(b)

2.2.1. 第 23.2325 条(b)(1)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件，说明 1 级、2 级和 3 级飞机在飞行中可接近的每一隔舱内的构成材料的选用标准和应用情况。

(2) MC4. 试验室试验

对 1 级、2 级和 3 级飞机在飞行中可接近的每一隔舱内的构成材料进行试验室燃烧试验，试验结果表明相关材料满足条款要求。

2.2.2. 第 23.2325 条(b)(2)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件，说明航行灯罩、可能发生过热的电缆和设备、滑行和着陆灯周边结构等的构成材料的选用标准和特性。

(2) MC3. 安全分析

通过安全分析说明滑行和着陆灯在任何构型下都不会导致设备和周边结构发生起火。

(3) MC4. 试验室试验

对航行灯罩、可能发生过热的电缆和设备、滑行和着陆灯周边结构等的构成材料进行试验室燃烧试验，提供相应的阻燃试验报告，试验结果表明相关材料满足条款要求。

(4) MC9. 设备合格性

如采用的设备已取得了适航证，由供应商提供相关的证明文件。

2.3. 第 23.2325 条(c)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件，说明隔音/隔热材料和其包覆层材料的选用标准和应用情况。

(2) MC4. 试验室试验

按照本手册附件 A 中第 II 部分的规定，对包覆好的隔音/隔热件进行火焰传播试验，试验结果表明其满足条款要求。

(3) MC9. 设备合格性

如采用的隔音/隔热件已取得了适航证，由供应商提供相关的证明文件。

2.4. 第 23.2325 条(d)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件，说明飞机上货舱和行李舱内相关热源的特性、分布位置，及对热源隔离采用的具体防护措施和及其有效性。

(2) MC2. 分析/计算

对货舱和行李舱内安装的系统和设备进行发热分析，确定可引燃舱内物品的热源。

2.5. 第 23.2325 条(e)

2.5.1. 第 23.2325 条(e)(1)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件，根据 4 级飞机的货舱和行李舱的所处位置，说明驾驶员发现货舱和行李舱起火所采用的方式。

2.5.2. 第 23.2325 条(e)(2)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件，说明 4 级飞机的货舱和行李舱具有有效的控制火情或灭火的手段。

(2) MC4. 试验室试验对具有包容火焰能力的结构要求进行试验室试验，试验结果表明其满足条款要求。

2.6. 第 23.2325 条(f)

2.6.1. 第 23.2325 条(f)(1)

(1) MC1. 说明性文件和 MC7 航空器检查

编写符合性说明文件和航空器检查, 表明在飞机驾驶舱内有扑灭火情的设施。(如: 灭火瓶。飞机驾驶舱内至少有 1 个便携式手提灭火瓶; 灭火瓶固定位置附近有明显的指示标识; 灭火瓶应采用快卸安装方式, 易于机组人员取用)。

2.6.2. 第 23.2325 条(f)(2)

(1) MC1. 说明性文件和 MC7 航空器检查

通过编写符合性说明文件和航空器检查, 表明在飞机客舱内有扑灭火情的设施。(如: 灭火瓶。飞机客舱内至少有 1 个便携式手提灭火瓶; 灭火瓶固定位置附近有明显的指示标识; 灭火瓶应采用快卸安装方式, 易于乘客取用)。

2.7. 第 23.2325 条(g)

2.7.1. 第 23.2325 条(g)(1)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件, 说明可燃液体或蒸汽可能逸出的具体区域。

(2) MC5. 地面试验

编写机上地面试验大纲, 进行地面试验验证可燃液体或蒸汽可能逸出的具体区域。

2.7.2. 第 23.2325 条(g)(2)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件, 说明对可燃液体或蒸汽可能逸出的具体区域内的结构、易燃液体的导管、电缆和设备等所采取的具体防护措施等。

(2) MC3. 安全评估

编写安全性分析报告, 分析确定是否有可能的引燃火源, 并分析一旦着火后的危害后果。

(3) MC5. 地面试验

编写机上地面试验大纲, 对排放系统的功能进行验证。

编写机上地面试验大纲, 对火警探测系统和警告系统的功能和对液体着火的处置措施进行验证。

(4) MC6. 飞行试验(可选)

编写试飞大纲, 对火警探测系统和警告系统的功能和对液体着火的处置措施进行验证。

(5) MC7 航空器检查

通过航空器检查来表明已对可燃液体或蒸汽可能逸出的具体区域内的结构、易燃液体的导管、电缆和设备等采取了相应的防护措施。

(6) MC9. 设备合格性

如采用的设备已取得了适航证, 由供应商提供相关的证明文件。

2.8. 第 23.2325 条(h)

(1) MC1. 说明性文件

编写符合性说明文件, 提供全机火区定义图说明已按本条款的要求进行了相应火区的划分, 并说明已对燃烧加温器采取了相关设施进行有效的防火隔离。

(2) MC4. 试验室试验

编写相关试验文件, 对要求有防火功能的部件或设施进行防火试验, 试验结果满足条款要求。

(3) MC9. 设备合格性

如采用的设备已取得了适航证, 由供应商提供相关的证明文件。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 第 23.2325 条(a)

3.1.1. 第 23.2325 条(a)(1)

电线和电缆绝缘层材料的自熄试验的试验标准和试验报告。

3.1.2. 第 23.2325 条(a)(2)

1 级、2 级和 3 级飞机，在飞行时不可接近的货舱和行李舱的构成材料的自熄试验的试验标准和试验报告。

3.1.3. 第 23.2325 条(a)(3)

4 级飞机，构成驾驶舱、客舱、货舱和行李舱材料的自熄试验的试验标准和试验报告。

3.2. 第 23.2325 条(b)

3.2.1. 第 23.2325 条(b)(1)

1 级、2 级和 3 级飞机，在飞行时可接近舱室的构成材料的阻燃试验的试验标准和试验报告。

3.2.2. 第 23.2325 条(b)(2)

(1) 与电缆安装有关的设备和电缆是阻燃的，而且不会放出达到危险量的毒性烟。

(2) 航行灯罩材料的阻燃试验的试验标准和试验报告。

(3) 滑行和着陆灯在任何构型下都不会导致失火危害的安全性分析报告。

3.3. 第 23.2325 条(c)

安装在不可触及区域的隔音/隔热材料（包括包覆层）的火焰传播特性。

3.4. 第 23.2325 条(d)

(1) 货舱和行李舱内相关热源分析的合理性。

(2) 货舱和行李舱内相关热源的隔离采用的防护措施和及其有效性。

3.5. 第 23.2325 条(e)

3.5.1. 第 23.2325 条(e)(1)

货舱和行李舱发生火情时，驾驶员发现火情所采用的方式。

3.5.2. 第 23.2325 条(e)(2)

货舱和行李舱应具备有效的控制火情或灭火的手段。

3.6. 第 23.2325 条(f)

3.6.1. 第 23.2325 条(f)(1)

驾驶舱内手提灭火瓶的数量、安装位置，并应易于驾驶员取用。

3.6.2. 第 23.2325 条(f)(2)

客舱内手提灭火瓶的数量、安装位置，并应易于旅客取用。

3.7. 第 23.2325 条(g)

3.7.1. 第 23.2325 条(g)(1)

可燃液体或蒸气有可能因液体系统渗漏而逸出区域的具体部位和范围确定的合理性和完整性。

3.7.2. 第 23.2325 条(g)(2)

(1) 在可燃液体或蒸气可能因液体系统渗漏而逸出区域内的系统和设备的采取的设计、隔离或防护措施的有效性。

(2) 火警探测系统和告警系统功能的可靠性。

(3) 排放系统功能的有效性。

3.8. 第 23.2325 条(h)

(1) 燃烧加热器周围火区制定的合理性。

(2) 燃烧加热器周围火区的防护措施的有效性。

(3) 通风管道、燃烧空气管道的防火特性。

第 23.2330 条 指定火区和邻近区域的防火

1. 安全性要求要点

(1) 位于指定火区或可能受到指定火区着火影响的邻近区域的飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构，必须用防火材料制造或屏蔽，使之能经受住着火影响。

(2) 如果发动机振动隔离器的非防火部分受到着火影响性能下降，则振动隔离器必须包含适当的功能确保能保持住发动机不脱落。

(3) 指定火区内供应急程序使用的电缆、接线端以及设备必须是耐火的。

(4) 防火墙后面的短舱区域内的电气系统每一部件必须满足规章第 23.2440 条(c)中适用的防火要求。

(5) 与电缆安装有关的任何设备，必须是阻燃的。这些设备和电缆不得放出达到危险量的毒性烟。

2. 一般符合性方法

(1) MC1. 说明性文件

(a) 说明指定火区和邻近区域内飞行操纵系统、发动机架和其他飞行结构所采用的材料，表明其防火性能，说明相关结构所采用的屏蔽措施的有效性。

(b) 说明发动机振动隔离器的非防火部分在受到着火影响性能下降的情况下，发动机与结构连接的有效性。

(c) 说明与电缆安装有关的任何设备所采用的材料和应用情况，表明其符合性。

(2) MC4. 试验室试验

(a) 对指定火区内飞行操纵系统和其他飞行结构所采取的屏蔽措施进行防火试验。

(b) 对指定火区内供应急程序使用的电缆、接线端以及设备进行耐火试验。

(c) 对与电缆安装有关的任何设备进行燃烧试验。

(3) MC9. 设备合格性

如采用的设备已取得了适航证，由供应商提供相关的证明文件。

3. 审查的重点要素和关注问题

(1) 飞机指定火区定义的合理性。

(2) 指定火区的发动机在着火的情况下与飞机结构保持连接的有效性。

(3) 相关系统和结构采取的防火屏蔽措施的有效性。

(4) 指定火区内供应急程序使用的电线和电缆的耐火性。

第 23.2335 条 闪电防护

1. 安全性要求要点

(1) 必须保护飞机因闪电引起灾难性后果。

(2) 对金属组件可用下列措施之一表明符合本条(1)的要求：

(a) 该组件正确地搭接到飞机机体上。

(b) 该组件设计成不致因闪电而危及飞机。

(3) 对非金属组件可用下列措施之一表明符合本条(1)的要求：

(a) 该组件的设计使闪电的后果减至最小。

(b) 装有可接受的分流措施将产生的电流分流，以使其不危及飞机。

2. 一般符合性方法

- (1) MC1 说明性文件
 - (a) 说明整机闪电分区情况。
 - (b) 说明所需防护的部件。
 - (c) 说明结构选材、防护方法及防护方法的有效性。
- (2) MC2 分析/计算
 - 分析雷击区域范围界定的合理性。
- (3) MC4 试验室试验（视情开展）
 - (a) 开展闪电分区试验。
 - (b) 开展典型结构构件或组件的直接效应影响试验。
 - (c) 开展主承力结构剩余强度试验。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (1) 闪电分区是否合理。
- (2) 需防护对象的选择是否合理。
- (3) 防护方法是否合理。
- (4) 直接效应影响试验试验件是否具有代表性，试验方法、试验判据是否合理。

附件 A 试验方法

第 I 部分 表明符合自熄材料可接受的试验方法

(a)预处理 试样必须置于 $21\pm 2.8^{\circ}\text{C}$ ($70\pm 5^{\circ}\text{F}$) 和 $50\%\pm 5\%$ 相对湿度的环境下,直到水分达到平衡或放置 24 小时。每次只可以从预处理环境中取出一个试样并立即送入火焰。

(b)试样形态 除了制造电线和电缆的绝缘层以及小零件的材料外,其他材料都必须从装机制品上切下一块或用模拟切块的试样(例如从板材上切下的试样或制品的模拟件)进行试验。试样可以从制品的任何部位上切取,但制成的整体件(如夹层板件)不得分解后试验。试件的厚度不得大于须鉴定的飞机所使用的小厚度。但下列情况例外:(1)厚的泡沫件,例如座椅垫,其试样厚度必须为 12.7 毫米(1/2 英寸)。(2)为符合第 23.2325 条(a)(3)(1)(e)对小部件中的材料进行试验时,材料试样厚度不得超过 3.2 毫米(1/8 英寸)。(3)为符合第 23.2325 条(a)(1)对电线和电缆绝缘层作试验时,电线和电缆试样规格必须与飞机所用的相同。对于织物,经纬两个方向都必须进行试验以确定严重的易燃情况。当进行本附件第 I 部分(d)和(e)规定的试验时,试样必须按下列规定夹在金属夹具内:(1)在进行本附件第 I 部分(d)的规定的垂直试验时,应使试样的两条长边和上边夹紧;(2)在进行本附件第 I 部分(e)规定的水平试验时,应使两条长边和离火焰远的一边夹紧;(3)试样的暴露面积必须至少宽 50.8 毫米(2 英寸),长 305 毫米(12 英寸),除非飞机上的实际使用的尺寸比上述尺寸更小;(4)试样着焰的边缘不得有涂饰或保护,但必须代表装机材料或零件的真实横截面。进行本附件第 I 部分(f)规定的试验时,试样的四边都必须夹紧在金属框架内,其暴露面积至少为 203 毫米 $\times$ 203 毫米(8 英寸 $\times$ 8 英寸)。

(c)设备 除本附件第 I 部分(g)中所规定者外,试验必须在没有抽风现象的试验箱内进行,所有试验应按局方规定的试验方法或经批准的其他等效方法进行。尺寸过大无法放入试验箱的试样,必须在类似的没有抽风现象的条件下试验。

(d)垂直试验 最少必须试验 3 个试样,并取试验结果的平均值。对于织物,严重的易燃编织方向必须平行于最长的尺寸。每个试样必须垂直支撑,置于本生灯或特利尔灯的火焰中。灯管名义内径为 9.5 毫米(3/8 英寸),火焰高度调到 38.1 毫米(1 1/2 英寸)。用经核准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C (1550°F)。试样下端必须高出灯的顶部 19.1 毫米(3/4 英寸)。火焰必须施加在试样下端中心线上。对于第 23.2325 条(a)(3)(1)(a)和第 23.2325 条(a)(3)(2)中涉及的材料,火焰必须施加 60 秒后移开。对于第 23.2325 条(a)(3)(1)(b)涉及的材料,火焰必须施加 12 秒后移开。必须记录焰燃时间、烧焦长度和滴落物(如果有)的焰燃时间。根据本附件第 I 部分(h)确定的烧焦长度的测量必须精确到 2.5 毫米(1/10 英寸)。

(e)水平试验 最少必须试验 3 个试样,并取试验结果的平均值。每个试样必须水平支撑。装机时的外露表面在试验时必须朝下,置于本生灯或特利尔灯火焰中,灯管名义内径为 9.5 毫米(3/8 英寸)。火焰高度调到约 38.1 毫米(1 1/2 英寸)。用经校准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C (1550°F)。试样的放置必须使被试验的边缘位于灯的中心线上并高出灯的顶端 19.1 毫米(3/4 英寸),火焰必须施加 15 秒后移开。必须至少用试样的 254 毫米(10 英寸)长度来计算燃烧时间,而且燃锋到达这个计时区之前先烧掉 38.1 毫米(1 1/2 英寸),并且必须记录平均燃烧率。

(f)45 度试验 最少必须试验 3 个试样,并取试验结果的平均值,试样必须以与水平面成 45 度角的方式支撑。装机时的外露表面在试验时必须朝下,置于本生灯或特利尔灯的火焰中,灯管名义内径为 9.5 毫米(3/8 英寸),火焰高度调到 38 毫米(1 1/2 英寸)。用经

校准的热电偶高温计在火焰中心测得的焰温不得低于 843°C (1,550°F)，必须采取适当的措施以避免发生抽风现象。火焰的 1/3 必须在试样中心处接触材料，并且必须施加 30 秒后移开。必须记录焰燃时间、阴燃时间和火焰是否烧穿试样。

(g)60 度试验 导线（每种品种和规格）必须至少试验 3 个试样。电线或电缆（包括绝缘层）的试样必须以与水平面成 60 度角的方式被安装在本附件第 I 部分(c)规定的试验箱内，试验时箱门打开；或放在高约 610 毫米（2 英尺）长、宽各约 305 毫米（1 英尺）的柜内，其顶部和一个垂直面（正面）是打开的，使得有足够的空气流入以求燃烧完全，但是不能有抽风现象。试样必须与柜的正面平行，相隔约 152 毫米（6 英寸）。试样下端必须刚性地夹紧。上端绕过一滑轮或圆棒，并连接适当的重物，使试样在整个易燃性试验过程中保持张紧。试样从下端夹子到上端滑轮或棒的距离必须是 610 毫米（24 英寸），而且在距下端 203 毫米（8 英寸）处必须做上标记，表明施加火焰的中心点。本生灯或特利尔灯的火焰必须施加在试验标记处 30 秒。灯必须装在试样标记的下方，与试样正交，与通过试样的垂直平面成 30 度角。灯口的名义内径必须为 9.5 毫米（3/8 英寸），火焰高度调至 76.2 毫米（3 英寸），其内锥约为火焰高度的 1/3。用经核准的热电偶高温计测得的火焰热部分的低温度不得低于 954. °C（1,750°F）。灯的放置必须使火焰的热部分施加到导线的试验标记上。必须记录焰燃时间、烧焦长度和滴落物（如果有）的焰燃时间。根据本附件第 I 部分(h)确定的烧焦长度必须测量到 2.5 毫米（1/10 英寸）。导线试样的断裂不认为是失败。

(h)烧焦长度 烧焦长度是指从试样的起始边缘到因着焰而损坏处的远距离，它包括部分或完全烧掉、炭化或脆化部分，但不包括熏黑、变色、翘曲或褪色的区域，也不包括由于热源引起的材料皱缩或熔化的区域。

第 II 部分 测定隔热/隔音材料的可燃性和火焰蔓延特性的试验方法

使用本试验方法来评估暴露在辐射热源和火焰下的隔热/隔音材料的可燃性和火焰蔓延特性。

(a) 定义

“火焰蔓延”指可见火焰沿试样长度方向蔓延的最远距离，从燃烧源火焰的中点开始测量。在初始点火之后，试样上所有火焰熄灭之前测量该距离。该距离与试验后所测得的烧焦长度不同。

“辐射热源”指电子或气体丙烷板。

“隔热/隔音”指用来隔离热和/或声音的一种材料或材料体系。例如，用膜和泡沫包覆的玻璃纤维或其它絮状材料。

“零点”指燃烧器作用于试样的那个点。

(b) 试验设备

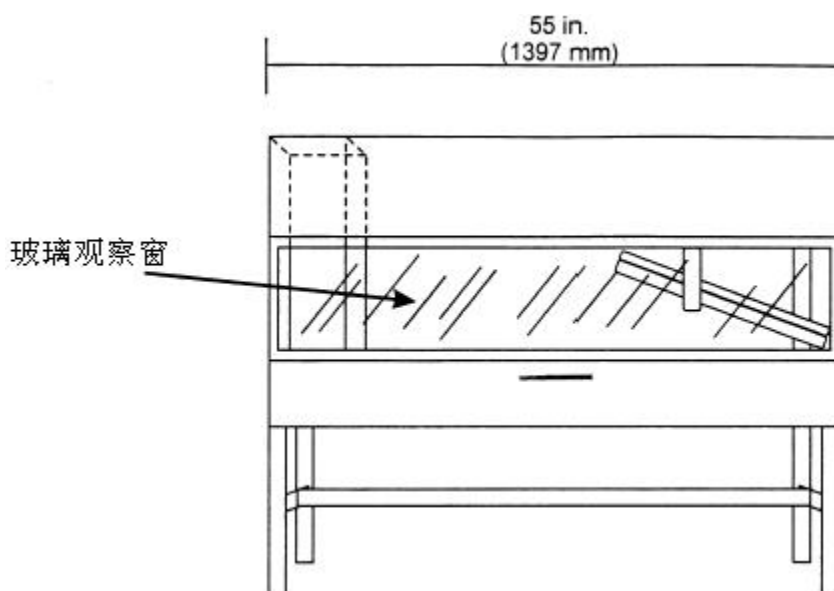


图 1—辐射板试验箱

(1) 辐射板试验箱 在辐射板试验箱中进行试验（如图 1 所示）。将试验箱放置在一个排气罩下方，以便在每次试验后将试验箱的烟排出。辐射板试验箱应为 1,397 毫米（55 英寸）长、495 毫米（19.5 英寸）深，高于试样 710mm（28 英寸）到 762mm（30 英寸）（最大）。侧壁、底部和顶部有纤维状陶瓷绝热材料使其隔离。前面板须提供 1321×305 毫米（52×12 英寸）的不透风、耐高温的玻璃窗用来观察试验过程中的试样。在窗口下设置一个门用于可移动的试样平台夹持器的进出。试验箱的底部必须为可滑动的钢平台，能够确保试样夹持器处于一个固定和水平的位置。试验箱应有内置烟囱，外部尺寸为 129 毫米（5.1 英寸）宽、411. 毫米（16.2 英寸）深、330 毫米（13 英寸）高，位于试样箱中与辐射热源相对的一端。其内部尺寸应为 114 毫米（4.5 英寸）宽、395 毫米（15.6 英寸）深。烟囱应延伸到试验箱的顶部（见图 2）。

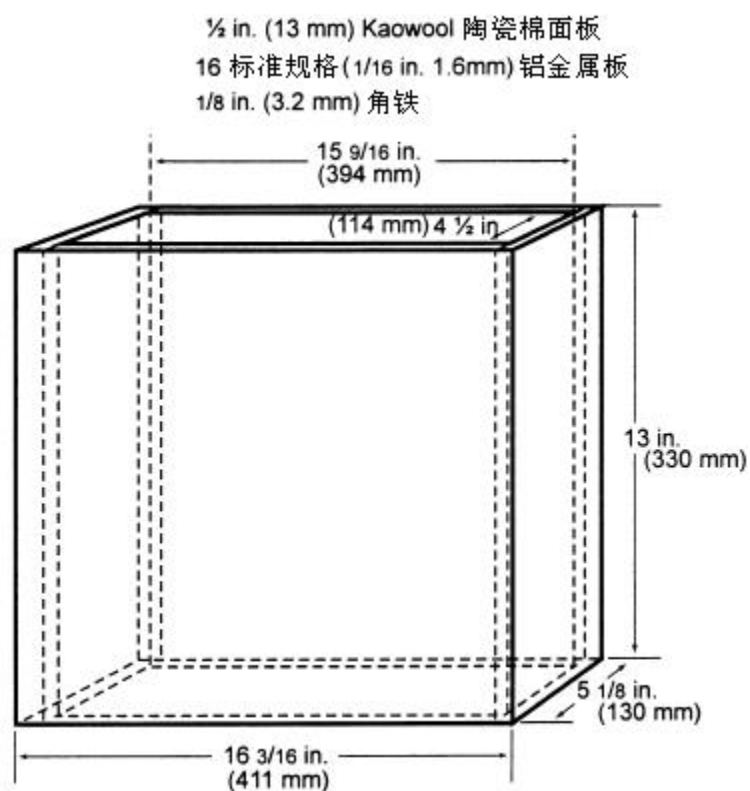


图 2—内部烟道

(2) 辐射热源 将辐射热能源安装在铸铁或等效框架里。电子板必须有 6 个 76 毫米 (3 英寸) 宽的放射条。该放射条必须垂直于面板长度方向。该面板必须有 327×470 毫米 (12.7/8 英寸×18.1/2 英寸) 的放射面。该面板必须能够承受可达 704°C (1,300°F) 的工作温度。丙烷气体板必须由耐火的多孔材料制成, 并且有 305×457 毫米 (12×18 英寸) 的放射面。该面板必须能够承受可达 816°C (1,500°F) 的工作温度。见图 3a 和 3b。

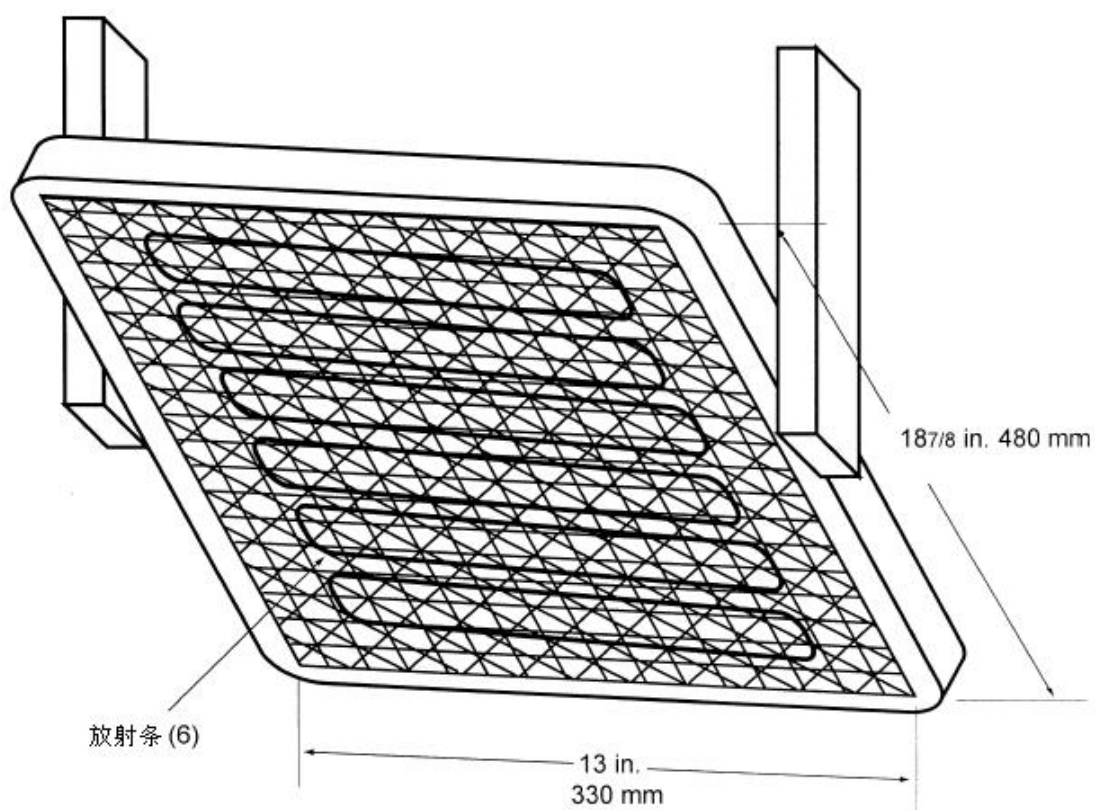


图 3a—电子板

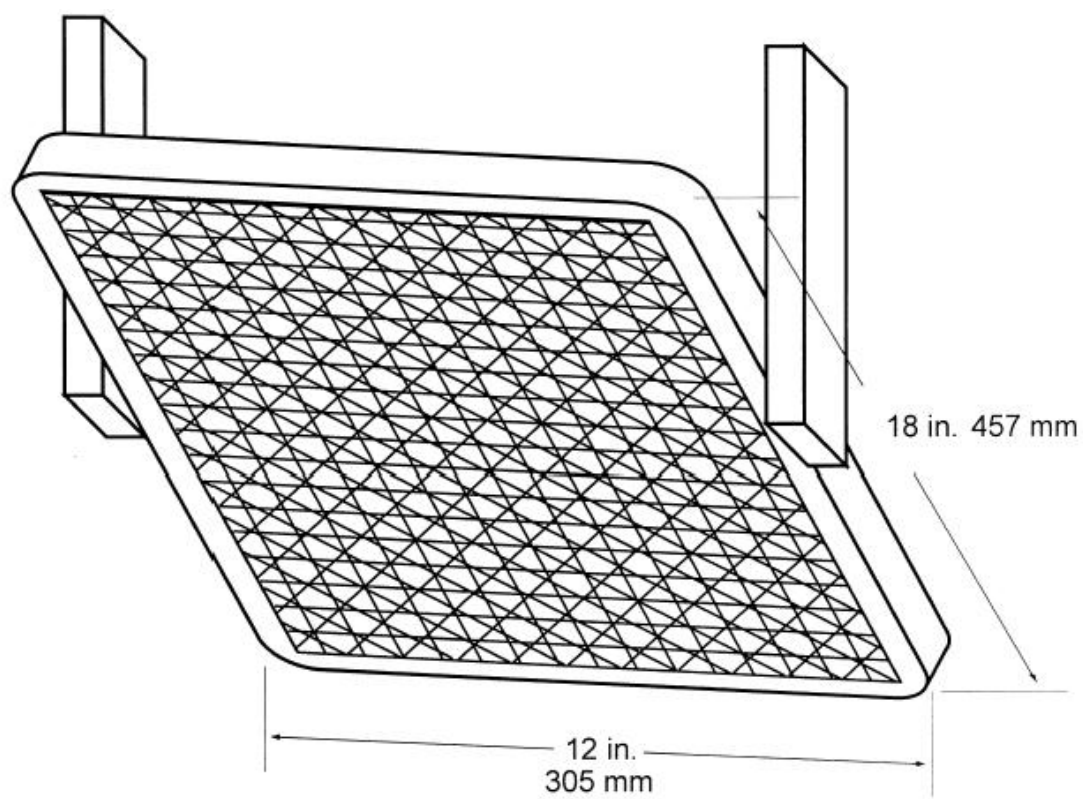


图 3b—气体丙烷辐射板

(i) 电子辐射板。该辐射板应为三相且工作在 208 伏，单相 240 伏的面板也是可以接受的。使用固态的功率控制器和微处理器为基础的控制来设置电子板的工作参数。

(ii) 气体辐射板。使用丙烷（液化天然气—2.1. UN 1075）作为辐射板的燃料。该面板的燃料系统必须由文氏（Venturi-Type）空气混合器组成，用于在接近大气压力的条件下混合丙烷气体和空气。提供适当的仪表用于监视和控制燃料和空气向面板的流动。包括一个气流流量计、一个气流调整器和一个气压计。

(iii) 辐射板的放置。将面板放置在试验箱中，与试样水平面呈 30 度，并在试样零点之上 190 毫米（7. 1/2 英寸）。

(3) 试样夹持系统

(i) 可滑动的平台作为试样的放置架子。可以将支架（通过螺母）固定在平台的上缘，以便安装不同厚度的试样。将试样放置耐高温材料板上，试样或者靠在可滑动的平台的下缘或者靠在支架的基座上。有必要根据不同厚度的试样（为了符合试样高度的要求）使用多层材料。一般来说，可购买厚度为 6 毫米（1/4 英寸）的这些阻燃板材料。见图 4。但是，只要能够达到样品的高度要求，比图 4 中所示 50.8 毫米（2 英寸）深的可滑动平台也可接受。

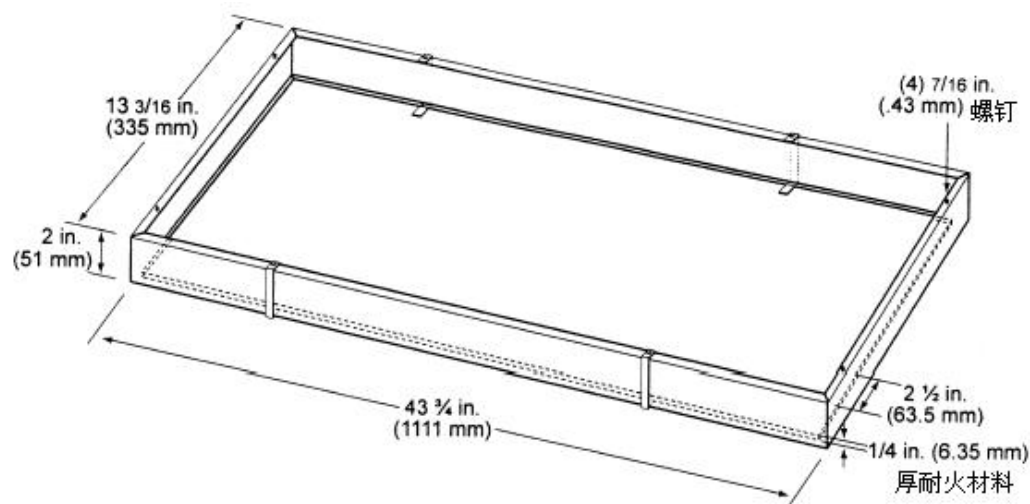


图 4—可滑行的平台

(ii) 在平台的背面贴上 13 毫米（1/2 英寸）厚，1,054×210 毫米（41. 1/2×8. 1/4 英寸）的其它耐高温材料板。该板用来隔热和防止试样过度预热。该板的高度不得阻碍可滑动平台的移动（进出试验箱）。如果该平台的背面已经设计得足够高，在滑动平台移出时可以防止试样的过度预热，则不需要隔热板。

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

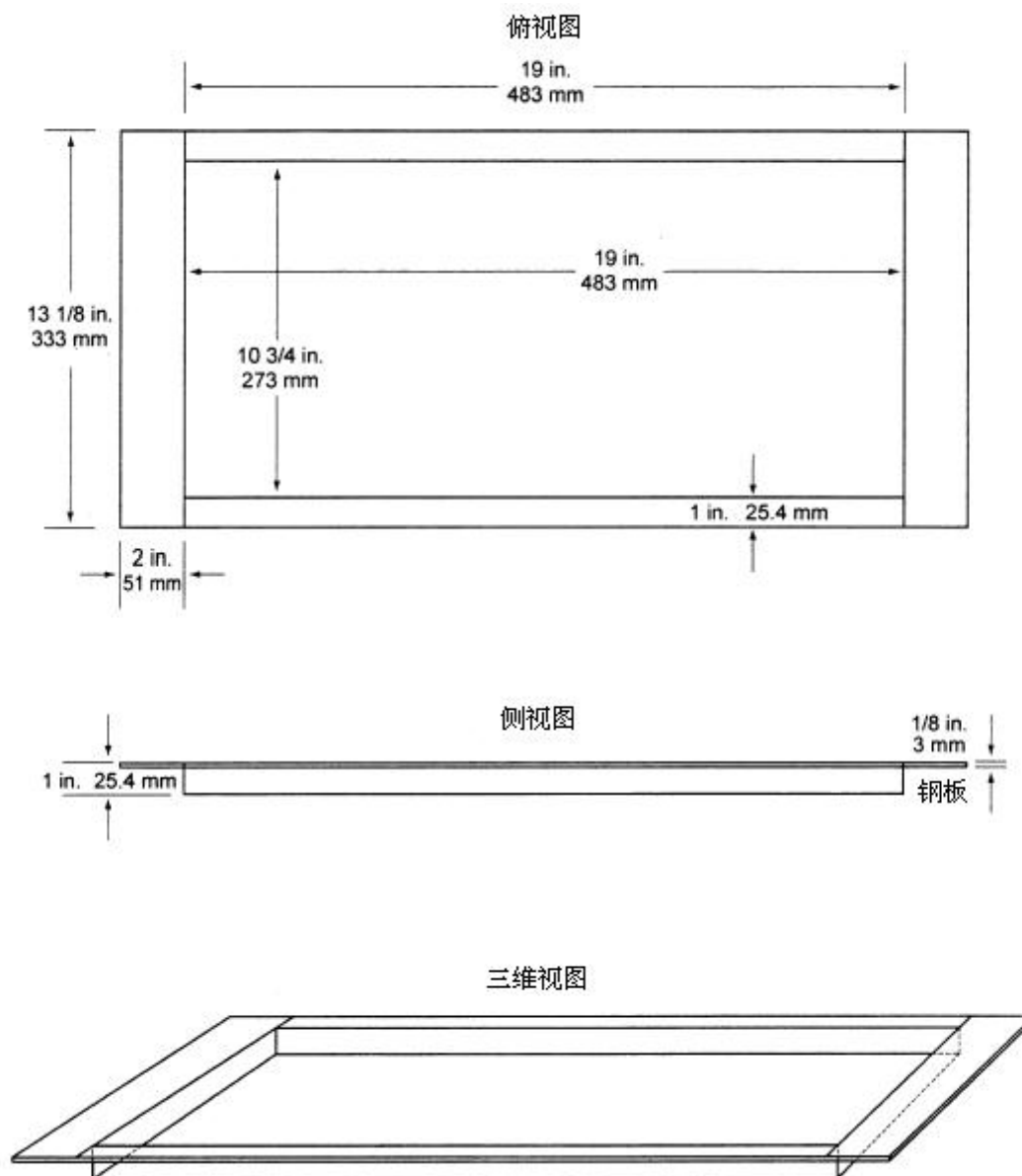


图 5—三视图

(4) 燃烧器 用于点燃试样的燃烧器必须是丙烷文式管喷灯，带有轴向对称的燃烧器喷嘴和孔径为 0.15 毫米（0.006 英寸）的丙烷供给装置。燃烧管的长度必须为 71 毫米（2.7/8 英寸）。丙烷气流必须通过嵌入式的调节器由气压来调节，以产生 19 毫米（3/4 英寸）的蓝色内焰。在燃烧器的顶端焊上一个 19 毫米（3/4 英寸）的指示装置（例如一个薄金属条），用来帮助设置火焰高度。总的火焰长度必须约 127 毫米（5 英寸）长。提供一种将燃烧器从点火位置移开的方法，以使火焰保持水平并离开试样上方至少 50 毫米（2 英寸）。见图 6。

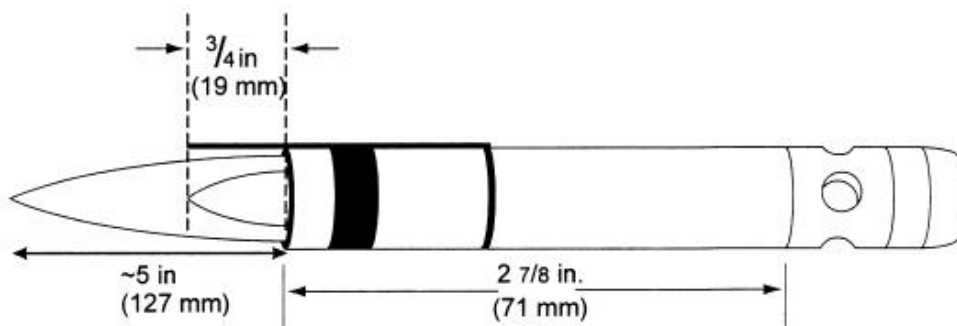


图 6—丙烷燃烧器

(5) 热电偶 在试验箱中安装用来监测温度的热电偶。通过在试验箱的背面钻一个小孔将其插入。热电偶放置在离箱后壁 279 毫米 (11 英寸)，离箱右壁 292 毫米 (11. 1/2 英寸)，辐射板下方 51 毫米 (2 英寸) 处。也可以使用其它热电偶。

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

(7) 热流计校准规范和程序

(i) 热流计规格

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

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

(C) 金属箔材料必须是热电偶级的康铜。

(D) 温度测量必须是铜-康铜热电偶。

(E) 铜中心线的直径必须为 0.013 毫米 (0.0005 英寸)。

(F) 热流计的整个表面必须薄薄涂上一层发射率为 96 或更大的“黑天鹅绒”涂料。

(ii) 热流计的校准

(A) 校准方法必须通过与标准传感器的比较。

(B) 标准化的传感器必须符合本附件第 II 部分(b)(6)的规定。

(C) 校准标准传感器的基础标准应溯源到美国国家标准与技术研究院 (NIST)。

(D) 传热的方法应是一个加热的石墨板。

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

(F) 将 2 个传感器相对置于板的中心，与板保持相等距离。

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

(H) 用于校准的范围必须至少为 0 至 3.5 英制热量单位/英尺²·秒 (0 至 3.9 瓦/厘米²)，且不大于 0 至 5.7 英制热量单位/英尺²秒 (0 至 6.4 瓦/厘米²)

(I) 使用的记录装置必须同时记录 2 个传感器，或者传感器之间的记录间隔不超过 1/10 秒。

(8)热流计支架 从试验箱中拉出可滑动平台，安装热流计的支撑框，并且在可滑动平台底部与支撑框贴近的部位放置一层阻燃材料。这样能防止校准过程中的热量损失。框架应为 333 毫米 (13. 1/8 英寸) 深 (从前到后)，203 毫米 (8 英寸) 宽，并且靠在可滑动平台的顶端。支撑框必须用 3.2 毫米 (1/8 英寸) 的平板钢构造，并且有能够容纳 12.7 毫米 (1/2 英寸) 厚的耐火板板的开口，该开口与可滑动平台的顶端平齐。这个板必须有 3 个穿过板的 25.4 毫米 (1 英寸) 直径的孔，用于插入热流计。从第一个孔 (“零”点) 的中心线到辐射板

的表面的距离应为 191 ± 3 毫米 ($7.1/2 \pm 1/8$ 英寸)。第一个孔的中心线到第二个孔的中心线的距离应为 51 毫米 (2 英寸)。第二个孔的中心线到第三个孔的中心线的距离必须与之相同。见图 7。只要第一个孔的中心线到辐射板的高度和孔之间的距离与本段规定的一样, 热流计支撑框结构上的差异是可以接受的。

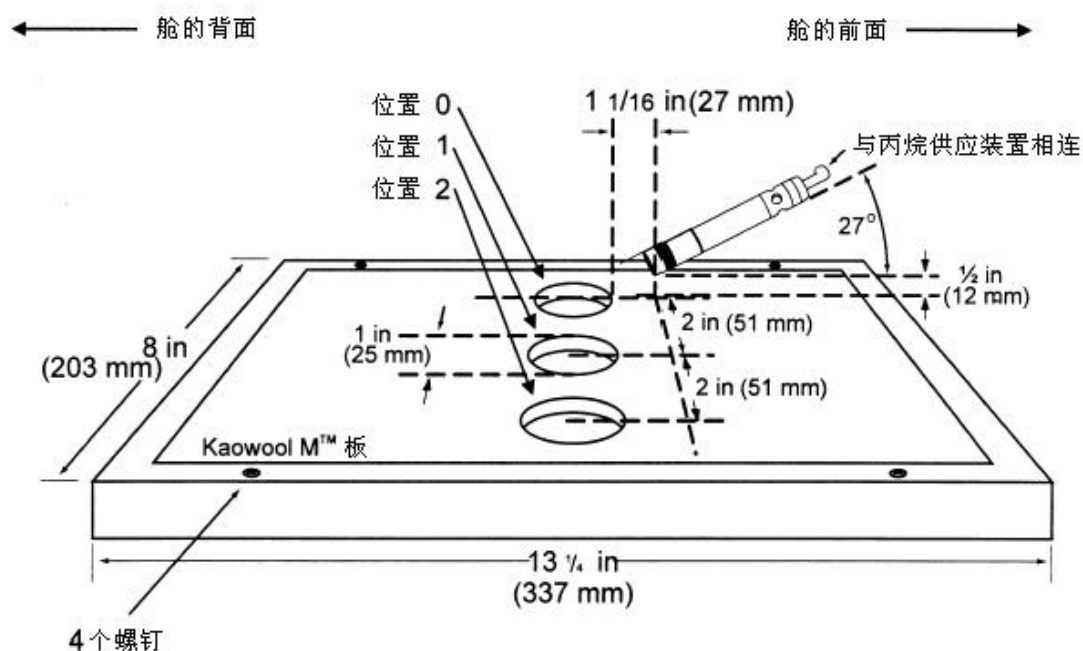


图 7—热流计支撑框

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

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

(c) 试样

(1) 试样制备 至少制备并试验三个试样。如果使用了各向异性的薄膜包覆材料, 则经向和纬向试样都要制备并试验。

(2) 结构 试样必须包括用于隔绝结构(包括纤维、薄膜、织物、带子等)的所有材料。切下一片芯体材料, 如泡沫或玻璃纤维, 然后切下一片足够大到能覆盖那个芯体材料的薄膜包覆(如果使用了)材料。热封装是制备玻璃纤维试样的较好方法, 因为这样能够不压缩玻璃纤维制备试样(“盒试样”)。不能热封的包覆材料可以用装订、缝合或者捆扎的方法制备试样, 只要包覆材料能够切成不压缩芯体材料而足够覆盖侧面的长度。扣紧方式应沿接缝的长度尽可能的连续。试样的厚度应与安装在飞机上的厚度一致。

(3) 试样尺寸 为了方便将试样合适的放到滑动平台支架中, 切割非刚性的芯体材料, 例如玻璃纤维, 318 毫米 ($12.1/2$ 英寸) 宽 584 毫米 (23 英寸) 长。切割刚性材料, 例如泡沫, $292 \text{ 毫米} \pm 6 \text{ 毫米}$ ($11.1/2 \pm 1/4$ 英寸) 宽 584 毫米 (23 英寸) 长, 使得其能够适当地放进滑动平台支架中, 并且使暴露表面与支架开口齐平。

(d) 试样预处理 试验前, 将试样置于 $21 \pm 2^\circ\text{C}$ ($70 \pm 5^\circ\text{F}$) 和 $55 \pm 10\%$ 相对湿度的环境条件下至少 24 小时。

(e) 仪器校准

(1) 将可滑动平台滑出试验箱, 安装热流计支架, 然后将平台推回试验箱并将热流计

插入第一个孔（“零”位置）。见图 7。关闭位于可滑行平台下方的门。热流计中心线到辐射板表面的距离必须为 191 ± 3 毫米（ $7.1/2 \pm 1/8$ 英寸）。在点燃辐射板之前，确保热流计的表面是清洁的且热流计已经接通冷却水。

(2) 点燃板。调节燃油/空气混合气使“零”位置达到 1.5 英制热量单位/英尺²秒 $\pm 5\%$ （1.7 瓦/厘米² $\pm 5\%$ ）的热流量。如果使用电子板，设置功率控制器使其达到合适的热流量。确保热流计达到稳定状态（可能持续 1 小时），在此期间，燃烧器必须关闭并且处于下方位置。

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

(4) 打开下边的门，取出热流计和夹持装置。小心此时的装置非常烫。

表 1. 校准表

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

(f) 试验程序

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

(2) 将试样放置在可滑动平台夹持器中。确保试样的表面与平台的顶部平行。在“零”点，试样表面应在辐射板下方 191 ± 3 毫米（ $7.1/2 \pm 1/8$ 英寸）。

(3) 将保护/固定框架放置在试样上方。由于压缩，因此有必要上下调节试样位置以确保试样在“零”位置与辐射板的距离为 191 ± 3 毫米（ $7.1/2 \pm 1/8$ 英寸）。对薄膜/玻璃纤维组件试样而言，很重要的一点就是在薄膜铺覆物上切口排除内部的空气。这样可使操作人员保持合适的试样位置（与平台顶部保持水平）并且在试验过程中保持气体的流通。一个大约 51 毫米（2 英寸）长的纵向切口，切口中心必须位于固定框架左缘 $76 \text{ 毫米} \pm 13 \text{ 毫米}$ （ $3 \text{ 英寸} \pm 1/2 \text{ 英寸}$ ）的位置。可用美工刀在薄膜包覆物上切口。

(4) 迅速将可滑动平台推进试验箱并关闭底部的门。

(5) 使燃烧器火焰在“零”点接触试样的中心并同时启动计时器。燃烧器必须与试样成 27 度角，并在试样上方约 12 毫米（ $1/2$ 英寸），见图 7。如图 8 所示的定位器可使得操作人员每次正确地定位燃烧器。

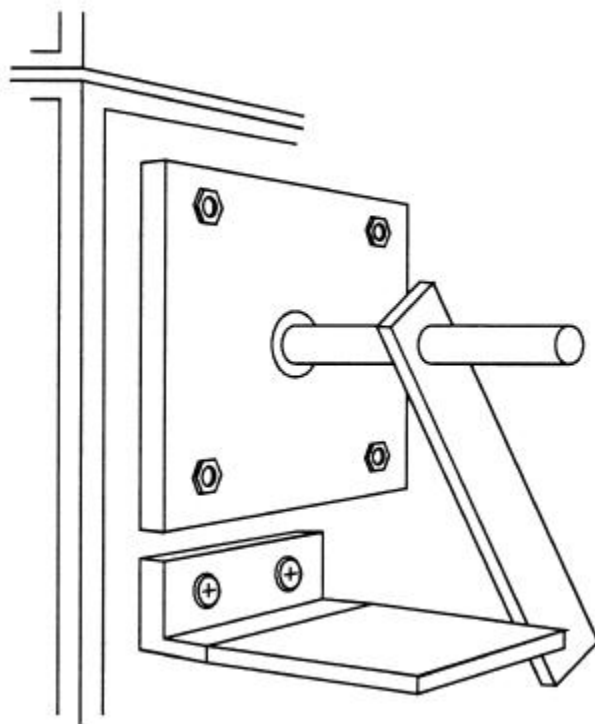


图 8—丙烷燃烧器定位装置

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

(g) 报告

- (1) 确定和描述试样。
- (2) 报告试样的任何收缩或者熔化。
- (3) 报告火焰蔓延距离。如果该距离小于 51 毫米（2 英寸），报告试验通过（无需测量）。

(4) 报告火焰熄灭时间。

(h) 要求

- (1) 从燃烧器火焰中心线的左侧起，火焰蔓延不能超过 51 毫米（2 英寸）。
- (2) 任何试样在移开燃烧器后火焰燃烧时间不能超过 3 秒。

附录E

动力装置

目录

第 23.2400 条	动力装置安装.....	E-2
第 23.2405 条	功率或推力自动控制系统.....	E-37
第 23.2410 条	动力装置安装危害性评估.....	E-39
第 23.2415 条	动力装置防冰.....	E-49
第 23.2420 条	反推力系统.....	E-53
第 23.2425 条	动力装置运行特性.....	E-55
第 23.2430 条	燃油系统.....	E-59
第 23.2435 条	动力装置进气和排气系统.....	E-76
第 23.2440 条	动力装置防火.....	E-79

第23.2400条 动力装置安装

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2400

1.1.1. 螺旋桨转速和桨距限制

(a) 必须对螺旋桨转速和桨距值进行限制，以确保在正常工作状态下安全运行。

(b) 对于在飞行中桨距不能操纵的螺旋桨采用下列规定：

(1) 在起飞和以第23.2120条规定的全发工作爬升速度进行初始爬升期间，发动机处于最大油门或最大允许的起飞进气压力状态，螺旋桨必须限制发动机转速，使之不超过最大允许起飞转速；

(2) 在规定的“不许超越速度”下收回油门下滑时，螺旋桨不会引起发动机转速高于最大连续转速的110%。

(c) 对于没有恒速控制装置，但在飞行中可操纵的螺旋桨，必须具有限制桨距值的装置，以确保符合下列规定：

(1) 用最低可能的桨距来满足本条(b)(1)的要求；

(2) 用最高可能的桨距来满足本条(b)(2)的要求。

(d) 对于带有恒速控制装置的可控桨距螺旋桨，必须符合下列规定：

(1) 具有一种装置，在调速器工作时将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速；

(2) 在调速器不工作时，当桨叶处于可能的最小桨距位置、发动机为起飞进气压力、飞机静止且无风时，具有一种装置，能将发动机最大转速限制到最大允许起飞转速的103%，或具有一种装置，对经批准可以超速的发动机，能将发动机和螺旋桨的最大转速限制在不超经过批准的最大超转转速。

1.2. 23.2400(a)

1.2.1. 动力装置安装的范围

就本章而言，飞机动力装置安装必须包括推进所必需的、影响推进安全的每个部件和为飞机提供辅助动力的每个部件。

1.3. 23.2400(b)

1.3.1. 动力装置

(a) 每型发动机和螺旋桨必须满足合适的可接受规范的技术要求。

(b) 辅助动力装置需满足CTSO-C77的要求。

(c) 每型涡轮发动机必须满足中国民用航空规章《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)中的适用要求。

1.4. 23.2400(c)

1.4.1. 动力装置安装总则

(a) 每一动力装置安装的构造和布置必须满足直到申请批准的最大高度，均能其保证安全运行，且对于必要的检查和维护是可达的。

(b) 驾驶员必须能够容易地拆下或打开整流罩的短舱，以便在飞行前检查时发动机舱有足够的可达性和敞开性。

(c) 每一涡轮发动机安装的构造和布置必须确保安装的发动机进气道吞鸟、吞冰和吸雨吸雹的能力不得低于发动机适航审定时对发动机本身所要求的能力。

1.4.2. 发动机

(a) 每型涡轮发动机及其安装必须符合发动机适航审定关于吞鸟、吞冰和吸雨吸雹的相关要求。

(b) 对于涡轮发动机的安装有下列规定：

(1) 必须采取设计预防措施，能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时，对飞机的危害减至最小；

(2) 与发动机各控制装置、系统和仪表有关的各动力装置系统的设计必须能合理保证在服役中不会超过对涡轮转子结构完整性有不利影响的发动机使用限制；

(3) 对于安装在载人舱后部机身的涡轮发动机安装，必须考虑发动机入口区域风扇叶片向前脱出的影响，必须保护乘客安全，飞机能够被操纵继续安全飞行和着陆。

1.4.3. 螺旋桨操纵

对于可变桨距螺旋桨，其操纵系统必须满足下列要求：

- (a) 螺旋桨系统的单一失效或故障不会导致螺旋桨桨距低于正常飞行低距止动位置。
- (b) 对于桨距可以低于飞行低距止动位置的螺旋桨，必须使飞行机组能够感知桨叶低于该位置的确定量。感知螺旋桨桨距位置的方法必须保证其失效不会影响螺旋桨操纵。
- (c) 螺旋桨操纵系统在正常的和可选的工作模式，以及工作模式间过渡状态工作时，必须在申请人声明的工作条件和飞行包线内完成其预定功能。
- (d) 螺旋桨操纵系统功能不应受到声明的环境条件的有害影响，包括温度、EMI、HIRF和闪电。
- (e) 如果要求飞行机组采取措施，应提供方法表明已经发生工作模式的变化。
- (f) 操纵系统的任何电气或电子元件的单一失效或故障，或典型飞机上直接影响螺旋桨操纵系统的失效或故障，或正常桨距操纵的有意缺失，或其它螺旋桨共享信号或数据、飞机提供的数据失效或不准确时，或飞机提供电功率的缺失、中断或异常，都不应造成螺旋桨灾难性影响。
- (g) 包含液压的螺旋桨部件，其结构失效或因结构失效导致的渗漏可能造成螺旋桨灾难性影响的，需证明其结构完整性。
- (h) 每个螺旋桨桨距操纵系统部件，包括调速器、变距组件和顺桨系统部件，均能够承受模拟至少1000小时服役中典型工作所遭受的正常载荷和变距行程条件下的周期性工作。
- (i) 电子螺旋桨操纵系统嵌入软件必须按照局方批准的方法进行设计和实施，应与所执行功能的严酷度保持一致，并将错误出现的可能性降至最低。

1.4.4. 推进式螺旋桨

- (a) 每一推进式螺旋桨必须进行标记，使得在正常昼间地面状态下，旋转平面是明显可见的。
- (b) 如果发动机排气被排入推进式螺旋桨旋转平面，必须通过试验或由试验支持的分析，表明螺旋桨能够持续安全工作。

1.4.5. 涡轮增压系统

- (a) 中间冷却器的安装结构必须设计成能够承受施加于系统的载荷。
- (b) 中间冷却器必须表明在安装的振动环境下，中间冷却器的失效不会造成中间冷却器的一部分被吸入发动机。
- (c) 流经中间冷却器的气体不能直接排放到飞机部件（例如，风挡），除非表明在各种工作状态下，气体的排放不会对飞机造成危害。

1.4.6. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

涡轮喷气或涡轮风扇发动机反推系统必须满足中国民用航空规章《航空发动机适航规定》（CCAR-33）第33.97条的要求，或通过试验验证发动机工作和振动水平不受影响。

1.4.7. 燃油箱

必须表明软油箱内衬是可接受的；整体油箱必须易于进行内部检查和修理。

1.4.8. 燃油箱支承

- (a) 每个燃油箱的支承必须使油箱载荷不集中。
- (b) 油箱安装应防止被擦伤，如在油箱与其支承件之间设置隔垫，隔垫必须不吸收液体，或经处理后不吸收液体。
- (c) 在任何运行条件下，每个囊式油箱的气相空间均必须保持正压，但已表明零压或负压不会引起囊式油箱塌陷的特殊情况除外。
- (d) 加油口盖不适当的扣紧或丢失，不可引起囊式油箱的塌陷或燃油的虹吸（少量的溢漏除外）。

1.4.9. 压力加油系统

- (a) 每一压力加油系统燃油歧管接头必须有措施，能够在燃油进口阀一旦失效时防止危险量的燃油从系统中溢出。
- (b) 每一压力加油系统必须装有自动切断设施，用以防止每个油箱内的燃油量超过该油箱经批准的最大载油量。
 - (1) 该设施必须在油箱每次加油前，能够检查切断功能是否正常；
 - (2) 对于4级飞机，在每个加油位置，用来使得在油箱达到经批准的最大载油量而停

止加油的关断装置失效时，必须提供指示。

(c) 必须具有在本条(b)规定的自动切断设施失效后，能防止损坏燃油系统的措施。

(d) 燃油系统中，包括油箱，承受加油压力的各部分，其检验压力和极限压力必须分别为加油时很可能出现的波动压力的1.33倍及2.0倍。

1.4.10. 滑油系统

(a) 如果滑油系统及部件已经依据发动机适航要求获得批准，并且那些要求等同于或比本章中相应的要求更严格，则滑油系统及部件不需要再次获得批准。如果本章中要求更严格，则必须进行验证以表明符合要求。

(b) 每台发动机的滑油系统必须是独立的，且在不超过安全连续运转温度值的情况下，能向发动机供给适量的滑油。

(c) 必须保证每个滑油系统在飞机续航时间内具有足够的可用油量。可用滑油量不得小于飞机在临界运行条件下的续航时间与同样条件下批准的发动机最大允许滑油消耗率的乘积，加上用于保证循环和冷却的适当余量。

(d) 对于没有滑油传输系统的滑油系统，只能考虑油箱的可用油量。不得考虑发动机滑油管路、滑油散热器内的滑油量和顺桨储油。

(e) 如果有滑油传输系统，并且传输油泵能将输油管路中的一些滑油输入主发动机滑油箱，则可将传输油泵能从这些管路中输出的油量计入滑油油量内。

(f) 如果发动机采用燃/滑油混合润滑，则必须制定一个能向发动机提供合适混合物的可靠措施。

(1) 在评估向发动机提供合适燃/滑油混合物防止发生危险情况措施的可靠性时，要考虑以下因素，例如：

- (i) 发动机对燃/滑油混合比的容忍度，而不是最佳值；
- (ii) 制定加油时掺混合适量滑油的程序；
- (iii) 飞行员检查燃油中是否包含足够滑油混合的方法。

1.4.11. 滑油箱

(a) 每个滑油箱的安装必须满足下列要求：

- (1) 能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和液体载荷；
- (2) 每个滑油箱的支承必须使油箱载荷不集中；
- (3) 如有必要，必须在油箱与其支承件之间设置隔垫，以防擦伤油箱；
- (4) 隔垫必须不吸收滑油，或经处理后不吸收滑油；
- (5) 在任何运行条件下，每个软油箱的膨胀空间内必须保持正压，已表明零压或负压不会引起软油箱塌陷的特殊情况除外；

(6) 滑油加油口盖不适当的扣紧或丢失，不可引起软油箱的塌陷或滑油的虹吸（少量的溢漏除外）；

(7) 每个油箱舱必须有通气口和排漏孔，以防止可燃液体或油气聚集。如果油箱是飞机结构的一个整体部分，则邻近该油箱的每个舱也必须有通气口和排漏孔。

(b) 必须按下列要求保证滑油箱的膨胀空间：

(1) 用于活塞发动机的每个滑油箱，必须具有不小于10%油箱容积或1.9升（0.5美加仑）的膨胀空间（取大值）；用于涡轮发动机的每个滑油箱，必须具有不小于10%油箱容积的膨胀空间；

(2) 必须使飞机处于正常地面姿态时，不可能由于疏忽而使所加滑油占用膨胀空间。

(c) 加油接口

- (1) 每个滑油箱加油口盖上或其近旁必须标有“滑油”字样和可使用的滑油牌号；
- (2) 用于涡轮发动机的能明显积存滑油的滑油箱凹形加油口，必须有放油嘴；
- (3) 用于涡轮发动机的每个滑油箱所使用的加油口盖必须有耐滑油密封件。

(d) 滑油箱必须按下列要求通气：

(1) 滑油箱必须从膨胀空间的顶部向发动机通气，使得在各种正常飞行情况下通气接头均不能被滑油淹没；

(2) 滑油箱通气口的布置，必须使可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处；

(3) 对批准用于特技飞行的飞机，必须有措施在特技飞行机动（包括短时间倒飞）时，

防止滑油的危险流失。

(e) 滑油箱出油口不得用在任一工作温度下会使滑油流量减到低于安全值的滤网或护罩加以包覆。

(1) 滑油箱出口直径不得小于发动机滑油泵进口的直径；

(2) 用于涡轮发动机的滑油箱必须具有防止任何外来物进入滑油箱本身或进入滑油箱出油口的措施，以免妨碍滑油在系统中流动；

(3) 用于涡轮发动机的滑油箱的出油口处，必须装有切断阀，如果滑油系统的外露部分（包括滑油箱支架）是防火的则除外。

(f) 软滑油箱内衬必须满足以下要求：

(1) 软油箱的内衬必须使其不必承受油液载荷；

(2) 软滑油箱内衬必须是可接受的类型；

(3) 必须满足下列要求之一：

(i) 与油箱舱内衬相邻的油箱内表面必须光滑，无可能导致油箱内衬磨损的凸起物；

(ii) 在凸起物处，具有保护油箱内衬的措施；

(iii) 油箱内衬本身构造具有这种保护作用。

1.4.12. 滑油箱试验

(a) 每个滑油箱必须能承受下述压力而不会损坏或漏油：

(1) 对于每个普通金属油箱和油箱壁不支持于飞机结构的非金属油箱，为34千帕（5磅/英寸²）；用于涡轮发动机的增压油箱，试验压力不得小于34千帕（5磅/英寸²）加上该油箱的最大工作压力；

(2) 对于每个整体油箱，为油箱满油的飞机在最大限制加速度时所产生的压力，并同时施加临界限制结构载荷；

(3) 对于箱壁支持于飞机结构和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱，在真实的或模拟的支承条件下，对特定设计的首件油箱，为34千帕（5磅/英寸²），支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的滑油压力载荷组合来进行设计。

(b) 振动试验：

(1) 每个具有大的无支承或无加强平面的油箱，其失效或变形可能引起滑油泄漏，必须能够承受本条(c)(4)规定的振动试验而不会导致漏油、失效或油箱壁的过度变形；

(2) 如果整体油箱所采用的构造和密封方法未被先前试验数据或使用经验证明是合适的，则该油箱必须能经受本条(c)规定的振动试验。

(c) 试验程序

(1) 必须用完整的油箱组件连同其支承件作振动试验，试验时的固定方式应模拟实际安装情况；

(2) 除了本条(c)(4)的规定外，油箱组件必须在装有2/3油箱容量的水或其他合适试验液，以不小于0.8毫米（1/32英寸）振幅（除非证实可采用其他振幅）振动25小时；

(3) 振动试验频率必须按本条(d)的规定；

(4) 在本条(d)(2)和(d)(3)的情况下，必须调整试验时间，使达到的振动循环数与按(d)(1)规定频率在25小时内所完成的振动循环数相同；

(5) 试验时，必须以每分钟16至20个整循环的速率绕与机身轴线平行的轴摇晃油箱，摇晃角度为水平面上下各15°（共30°），历时25小时。

(d) 振动试验频率必须按如下规定：

(1) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率，则振动试验频率为：

(i) 对于螺旋桨驱动飞机，螺旋桨最大连续转速（转/分）乘以0.9得到的数值，以每分钟循环数计；

(ii) 对于非螺旋桨驱动飞机，振动试验频率为2000循环/分钟。

(2) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中只有一个临界频率，则必须以此频率作为试验频率；

(3) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中有多个临界频率，则必须以其中最严重的作为试验频率。

(c) 滑油箱晃振试验

(1) 每个带有非金属内衬的油箱，必须装有室温的液体，经受本条(c)(5)规定的晃动试验；

(2) 必须用一个与飞机上所用的基本结构相同的油箱内衬样件，安装在一个合适的试验油箱舱内，用温度为121°C（250°F）的滑油进行晃振试验。

1.4.13. 滑油导管和接头

(a) 每根滑油导管的安装和支承，必须能防止过度的振动，并能承受滑油压力及加速度飞行所引起的载荷。

(b) 连接在可能有相对运动的飞机部件之间的每根滑油导管，必须用柔性连接。

(c) 滑油管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接，必须使用软管组件。

(d) 必须表明软管适合于其特定用途。

(e) 暴露在高温下可能受到不利影响的软管，不得用于在运行中或发动机停车后温度过高的部位。

(f) 滑油导管必须能以足够的流量和压力供应滑油，以保证在任何正常运行条件下发动机的正常运转。

(g) 通气管必须按下列要求布置：

(1) 可能冻结和堵塞管路的冷凝水蒸气不会聚积在任何一处；

(2) 在出现滑油泡沫或由此引起排出的滑油喷溅到驾驶舱风挡上时，通气管的排放物不会构成着火危险；

(3) 通气管不会使排放物进入发动机进气系统；

(4) 对批准用于特技飞行的飞机作特技飞行机动（包括短时间倒飞）时，不得从通气管流失过多的滑油；

(5) 保护通气管输出口不被冰或外来物堵塞。

1.4.14. 滑油滤网或滑油滤

(a) 每台涡轮增压发动机安装，必须包括能过滤发动机全部滑油并满足下列要求的滑油滤网或滑油滤：

(1) 具有旁路的滑油滤网和滑油滤，其构造和安装必须使得在该滤网或油滤完全堵塞的情况下，滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分；

(2) 滑油滤网或滑油滤必须具有足够的滤通能力（根据发动机的使用限制），以便在滑油脏污程度（与污粒大小和密度有关）超过发动机型号合格审定时所规定的值时，保证发动机滑油系统功能不受损害；

(3) 滑油滤网或滑油滤（除非将其安装在滑油箱出口处）必须具有指示器，在脏污程度影响本条(a)(2)规定的滤通能力之前作出指示；

(4) 滑油滤网或滑油滤旁路的构造和安装，必须通过其适当设置使聚积的污物逸出最少，以确保聚积的污物不致进入旁通油路；

(5) 除装在滑油箱出口处的滑油滤网或滑油滤，其他不具备旁路的滑油滤网或滑油滤，必须具有在脏污程度影响本条(a)(2)规定的滤通能力之前向飞行机组提供警告的措施。

(b) 使用活塞发动机的动力装置安装中，滑油滤网或滑油滤的构造和安装，必须使得在该滤网或油滤滤芯完全堵塞的情况下，滑油仍能以正常的速率流经系统的其余部分。

1.4.15. 滑油系统放液嘴

必须具有能使滑油系统安全排放的一个（或几个）放油嘴。每个放油嘴必须是可达的；且具有放油活门或其他手动或自动关断装置，能将其确实地锁定在关闭位置；放油嘴的位置或防护措施应防止其意外工作。

1.4.16. 滑油散热器

每个滑油散热器及其支承结构，必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力和滑油压力载荷。

1.4.17. 螺旋桨顺桨系统

(a) 如果螺旋桨顺桨系统使用发动机的滑油进行工作，必须表明顺桨系统使用保留的滑油完成顺桨的能力。

(b) 必须采取措施防止油泥或其他外来物影响螺旋桨顺桨系统安全工作。

1.4.18. 冷却

在最不利的地面，水面和直到申请批准的最大高度和最高外界大气温度条件下工作，以及在发动机和辅助动力装置正常停车后，动力装置的冷却措施必须能使动力装置部件、发动机所有液体以及辅助动力装置部件和所用的液体温度，均保持在对这些部件和液体所制定的温度限制以内。

1.4.19. 冷却试验

必须在试验的基础上表明动力装置冷却要求的符合性，试验需满足下列要求：

- (a) 如果在偏离申请批准的最高外界大气温度下进行试验，则必须按合理方法进行修正。修正后的温度，不得超过规定的限制。
- (b) 冷却试验所用的燃油必须是经批准用于该发动机的最低燃油品级的燃油。
- (c) 对于涡轮增压式发动机，在要求涡轮增压器工作的爬升剖面，每个涡轮增压器必须工作。
- (d) 对于活塞发动机，混合比必须是推荐用于爬升的最贫值。

1.4.20. 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

(a) 对于所有运行阶段，都必须表明动力装置冷却要求的符合性。必须以飞机飞行手册中推荐的程序飞行，飞机的构型和速度对应于适用的性能要求，这些性能要求对于冷却是临界的。

(b) 在进入下一飞行试验阶段前，温度必须达到稳定。

(c) 每一飞行阶段的冷却试验必须连续进行，直到部件和发动机所用液体的温度达到稳定；或飞行阶段结束；或达到使用限制值。

1.4.21. 活塞发动机飞机的冷却试验程序

必须表明爬升阶段（或对于一发不工作的爬升率为负值的多发飞机，为下降段）动力装置冷却要求的符合性。必须以飞行手册中规定的程序飞行，飞机的构型和速度对应于适用的性能要求，这些性能要求对于冷却是临界的。

1.4.22. 液体冷却

(a) 每台液冷式发动机必须有一个独立的冷却系统（包括冷却液箱），并按以下要求进行安装：

- (1) 冷却液箱的支承，应使液箱载荷分布在液箱的大部分表面上；
- (2) 在冷却液箱及其支座之间应装有隔垫或其他隔离措施以防擦伤；
- (3) 使用的隔垫或其他隔离措施必须是不吸液的或经处理防止吸收可燃液体；
- (4) 在注液或工作时，除冷却液箱膨胀空间外，冷却系统的任何部分不能集存空气或蒸气；
- (5) 对批准用于特技飞行的飞机，液体冷却系统必须能够在该飞机申请认证的所有特技飞行机动中正常运行。

(b) 除非能证明较小的容量是足够的，冷却液箱冷却液箱的容量必须至少为3.78 升（1. 美加仑），加上冷却系统容量的10%。此外，还应满足下列要求：

- (1) 每个冷却液箱必须能承受在运行中可能遇到的振动、惯性力及液体载荷；
- (2) 每个冷却液箱必须至少有整个冷却系统容量10%的膨胀空间；
- (3) 飞机在正常地面姿态时，必须不可能由于疏忽而使所加冷却液占用膨胀空间。

(c) 加液口接头。冷却液口盖上或其近旁必须标有“冷却液”字样，此外，还应满足下列要求：

- (1) 必须防止溢出的冷却液流入冷却液箱舱，或流入冷却液箱外的飞机任何部分；
 - (2) 每个凹形冷却液加液口接头，必须有放液嘴，其排放液能避开飞机各个部分。
- (d) 每个冷却液系统的导管和接头必须符合下列要求：

(1) 每根冷却液导管的安装和支承，必须能防止过度的振动，并能承受冷却液压力及加速度飞行所引起的载荷；

- (2) 连接在可能有相对运动的飞机部件之间的每根冷却液导管，必须用柔性连接；
- (3) 冷却液管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接，必须使用软管组件；
- (4) 必须表明软管适合于其特定用途；

(5) 暴露在高温下可能受到不利影响的软管，不得用于在运行中或发动机停车后温度过高的部位；

(6) 发动机冷却液进口和出口导管的内径不得小于相应的发动机进口和出口接头的直径。

(e) 冷却液散热器必须能承受它通常遇到的振动、惯性力及冷却液压力载荷。此外，还应满足下列要求：

(1) 每个散热器的支承必须允许由于工作温度而引起的膨胀并能防止将有害的振动传给散热器；

(2) 如果使用可燃冷却液，冷却液散热器进气道的位置必须使起火时从发动机短舱来的火焰不能触及散热器。

(f) 必须有一个满足下列要求的可接近的放液嘴：

(1) 在飞机处于正常地面姿态时，可以放出整个冷却系统（包括冷却液箱、散热器和发动机）内的液体；

(2) 排放液能避开飞机各个部分；

(3) 具有能确实地将它锁定在关闭位置的设施。

(g) 对于批准用于特技飞行的飞机，液体冷却系统必须能够在飞机所有需要审定的特技飞行机动下正常工作。

1.4.23. 冷却液箱试验

(a) 每个冷却液箱必须能承受下述压力而不会损坏或漏液：

(1) 对于每个普通金属油箱和油箱壁不支持于飞机结构的非金属油箱，试验的压力为满液箱在最大极限加速度时产生的压力或24千帕（3.5磅/英寸²）的压力（两者中取大值），再加上系统的最大工作压力；

(2) 对于每个整体油箱，为油箱满液的飞机在最大限制加速度时所产生的压力，并同时施加临界限制结构载荷；

(3) 对于箱壁支持于飞机结构和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱，在真实的或模拟的支承条件下，对特定设计的首件油箱，为34千帕（5磅/英寸²），支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的冷却液压力载荷组合来进行设计。

(b) 振动试验：

(1) 每个具有大的无支承或无加强平面的油箱，其失效或变形可能引起冷却液泄漏，必须能够承受本条(c)(4)规定的振动试验而不会导致冷却液泄漏、失效或油箱壁的过度变形；

(2) 如果整体油箱所采用的构造和密封方法未被先前试验数据或使用经验证明是合适的，则该油箱必须能经受本条(c)规定的振动试验。

(c) 试验程序

(1) 必须用完整的油箱组件连同其支承件作振动试验，试验时的固定方式应模拟实际安装情况；

(2) 除了本条(c)(4)的规定外，油箱组件必须在装有2/3油箱容量的水或其他合适试验液，以不小于0.8毫米（1/32英寸）振幅（除非证实可采用其他振幅）振动25小时；

(3) 振动试验频率必须按本条(d)的规定；

(4) 在本条(d)(2)和(d)(3)的情况下，必须调整试验时间，使达到的振动循环数与按(d)(1)规定频率在25小时内所完成的振动循环数相同；

(5) 试验时，必须以每分钟16至20个整循环的速率绕与机身轴线平行的轴摇晃油箱，摇晃角度为水平面上下各15°（共30°），历时25小时。

(d) 振动试验频率必须按如下规定：

(1) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中没有临界频率，则振动试验频率为：

(i) 对于螺旋桨驱动飞机，螺旋桨最大连续转速（转/分）乘以0.9得到的数值，以每分钟循环数计；

(ii) 对于非螺旋桨驱动飞机，振动试验频率为2000循环/分钟。

(2) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中只有一个临界频率，则必须以此频率作为试验频率；

(3) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内，由转速引起的振动频率中有多个临界频率，则必须以其中最严重的作为试验频率。

(e) 冷却液箱晃振试验

(1) 每个具有非金属软油箱的油箱舱，必须装有室温的液体，经受本条(c)(5)规定的晃动试验；

(2) 必须用一个与飞机上所用的基本结构相同的油箱内衬样件，安装在一个合适的试验油箱舱内，必须用工作温度下的冷却液进行晃振试验。

1.4.24. 汽化器除冰液系统的容量

(a) 汽化器除冰系统的容量应符合下列规定：

(1) 不得小于下述中的大值：

(i) 以第23.2415(a)条安全性要求要点“汽化器除冰液的流量”规定的流量，按飞机最大续航时间3%的时间供应的所需容量；

(ii) 在该流量下供应20分钟。

(2) 不需超过运行两小时所需的容量。

(b) 如得到的预热温度高于10°C (50°F)，但低于37.8°C (100°F)，则系统的容量可以与超过10°C (50°F)的可用温升成比例地降低。

1.4.25. 汽化器除冰液系统详细设计

除满足相关规定外，每个汽化器除冰液系统还必须满足相应的燃油系统的设计要求。

1.4.26. 进气空气预热器的设计

每一排气加热的进气空气预热器的设计和构造必须满足下列要求：

(a) 当发动机工作时，如果没有使用进气空气预热器，保证预热器的通风。

(b) 能够检查预热器所包围的排气歧管部分。

(c) 能够检查预热器本身的关键部位。

1.4.27. 进气系统管道

(a) 进气系统管道必须有放液嘴，以防止在正常的地面和飞行姿态时燃油或水气的聚积。放液嘴不得在可能引起着火危害的部位放液。

(b) 连接在可能有相对运动的部件之间的每根进气管道必须采用柔性连接。

(c) 柔性进气系统管道必须能够经受使用和维护中预期的温度极限、燃油、滑油、水以及溶剂的影响，而不会产生危害性的退化或分离。

(d) 对于活塞式发动机安装，进气系统管道必须满足下列要求：

(1) 必须具有足够的强度，能够防止正常回火导致的进气系统失效；

(2) 进气系统管道如果位于需要灭火系统的区域内，则必须是耐火的。

(e) 辅助动力装置的进气系统管道必须满足下列要求：

(1) 在辅助动力装置舱内，必须是防火的；

(2) 在辅助动力舱上游足够长的一段距离上，必须是防火的，以防止热燃气回流烧穿管道并进入飞机的其他任何隔舱（热燃气进入这些地方会造成危害）；

(3) 除要求防火或耐火材料的那些区域外，进气系统管道的材料必须适合于使用中预期的环境条件；

(4) 进气系统的材料必须不会吸收或积存在喘振或回流状态下可能被点燃的危险量的可燃液体。

(f) 向座舱增压系统供应空气的进气系统管道必须用不会产生危害量的有毒气体的材料制造，或者进行隔离以防止动力装置着火时危害量的有毒气体进入座舱。

1.4.28. 进气系统的滤网

(a) 每个滤网都必须位于汽化器或燃油喷射系统的上游。

(b) 滤网不得位于进气系统中空气进入发动机的唯一通道上，除非满足下列要求：

(1) 可得到的预热至少为37.8°C (100°F)；

(2) 滤网能用热空气除冰。

(c) 滤网不得单用酒精除冰。

(d) 必须使燃油不可能冲击到任何滤网上。

1.4.29. 进气系统过滤介质

(a) 过滤介质必须能够经受使用和维护中预期的温度极限、雨、燃油、滑油以及溶剂的影响。

(b) 过滤介质必须具有防止从过滤介质分离出来的材料干扰正确的燃油计量的设计特

点。

1.4.30. 涡轮发动机的引气系统

必须确定最大的引气量对飞机和发动机性能的影响。

1.4.31. 排气系统

对于动力装置和辅助动力装置，必须满足下列要求：

(a) 排气系统必须确保安全可靠地排出废气，没有着火危险，在任何载人舱内也没有一氧化碳污染。

(b) 表面温度足以点燃可燃液体或蒸气的每个排气系统零件，其安置或屏蔽必须使得任何输送可燃液体或蒸气系统的泄漏，不会由于液体或蒸气接触到排气系统（包括排气系统的屏蔽件）的任何零件引起着火。

(c) 必须用防火的屏蔽件将所有排气系统部件与邻近的位于发动机舱和辅助动力装置舱之外的飞机易燃部分相隔开。

(d) 废气排放时不得使任何可燃液体通气口或放油嘴有着火危险。

(e) 废气不得排到所引起的闪光会在夜间严重影响驾驶员视觉的地方。

(f) 所有排气系统部件均必须通风，以防某些部位温度过高。

(g) 如果存在较大的积油处，为了防止发动机或辅助动力装置启动失败后的燃油积聚，涡轮发动机和辅助动力装置排气系统必须具备放油嘴，在任何正常的地面和飞行姿态下，排放油液都应避开飞机。

(h) 每个排气热交换器必须有防止热交换器内部发生任何故障后排气口被堵塞的设施。

(i) 用于排气系统部件的材料必须满足下列要求：

(1) 由经验或试验来确定；

(2) 符合经批准的标准，保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能；

(3) 考虑服役中预期的环境条件，如温度和湿度的影响。

1.4.32. 排气热交换器

对于活塞发动机飞机，采用下列规定：

(a) 排气热交换器的构造和安装，必须能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和其他载荷。此外，还应满足下列要求：

(1) 排气热交换器必须适合于高温下连续工作，并能耐排气腐蚀；

(2) 必须具有检查排气热交换器关键部位的措施；

(3) 排气热交换器接触废气的部位必须具有冷却措施。

(b) 用于给通风空气加温的排气热交换器的构造必须使废气不能进入通风空气中。

1.4.33. 动力装置操纵器件

(a) 必须表明柔性操纵器件适合于特定的用途。

(b) 每个操纵器件必须能保持在任何必要的位置，不要求飞行机组成员经常注意；或由于操纵载荷或振动而滑移。

(c) 每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形。

1.4.34. 动力装置附件

(a) 每一发动机安装附件必须被批准安装在相应的发动机上，并利用该发动机上的设施安装；或在所有附件传动装置上装有扭力限制装置以防止扭力超过传动装置规定的限制值；且是密封的以防止污染发动机滑油系统和附件系统。

(b) 易产生电弧或火花的电气设备，其安装必须使接触可能呈自由状态的可燃液体或蒸气的概率减到最小。

(c) 每台额定功率为6千瓦或6千瓦以上发电机的设计和安装必须将其发生故障时引起着火的概率减到最小。

(d) 任何由发动机远距驱动的附件，如果在发生故障后继续转动会造成危害，则必须有措施防止其继续转动，而不影响发动机继续工作。

(e) 没有作为发动机驱动齿轮箱的一部分批准而被齿轮箱驱动的附件必须满足下列条件：

(1) 具有扭力限制措施以防止超过有关传动装置的扭力限制值；

(2) 使用齿轮箱上的设施安装；

(3) 是密封的以防止污染齿轮箱滑油系统和附件系统。

1.4.35. 发动机点火系统

(a) 每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到备用电能，蓄电池和发电机的容量，必须足以同时满足发动机点火系统用电量和使用同一电源的电气系统部件的最大用电量。

(b) 如果电气系统任一部分发生故障引起发动机点火所需的蓄电池连续放电，则必须有警告有关飞行机组成员的措施。

(c) 每一点火系统必须独立于任何其他电路。

(d) 对4级飞机，必须将每一涡轮发动机点火系统作为一个重要的电负载。

1.4.36. 发动机罩及短舱

(a) 整流罩的构造和支承，必须使其能承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。

(b) 在飞机处于正常的地面和飞行姿态时，必须有迅速、全部地排出整流罩各部分液体的设施。可以通过试验、分析或两者共同表明排放工作，以确保在使用过程中预期的正常气动压力分布情况下，每个排放设施能够完成其设计功能，不得在会引起着火危险处排放。

(c) 整流罩必须至少是耐火的。

(d) 开口后方位于开口后至少61厘米（24英寸）距离范围内的每个零件是耐火的。

(e) 由于靠近排气系统出口或受排气冲击而经受高温的整流罩的各部分必须是防火的。

(f) 对于装有多台增压式发动机的飞机，每个短舱的构造和设计应使在起落架收起状态下发动机舱内出现的着火不能烧穿整流罩或短舱，不能进入发动机舱以外的短舱区域。

(g) 对于发动机安装在机身内，或发动机吊挂于后机身的飞机，或4级飞机，其设计必须使发动机舱内出现的着火不能通过开口或烧穿而进入其他任何会增加危险的区域。

1.4.37. 灭火器

对于发动机安装在机身内，或发动机吊挂于后机身的飞机，或4级飞机，下列规定适用：

(a) 每个灭火器必须备有释压装置，以防止内压过高而引起爆破。

(b) 从释压接头引出的每根排放管的排放端头，其设置必须使放出的灭火剂不会损伤飞机。该排放管还必须设置和防护得不致被冰或其他外来物堵塞。

(c) 对于每个灭火器必须设有指示措施，指示该灭火器已经喷射或其充填压力低于正常工作所需的最小规定值。

(d) 在预期使用条件下必须保持每个灭火器的温度，以防止出现下列情况：

(1) 容器中压力下降到低于提供足够喷射率所需的值；

(2) 容器中压力上升到足以引起过早喷射。

(e) 如果采用爆炸帽来喷射灭火剂，则灭火器的安装不会因温度条件而使爆炸帽发生危险性的恶化。

1.4.38. 灭火系统材料

对于发动机安装在机身内，或发动机吊挂于后机身的飞机，或4级飞机：任何灭火系统的材料不得与任何灭火剂起化学反应以致产生危害。

1.4.39. 火警探测系统

(a) 每个火警探测器的构造和安装必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性和其他载荷。

(b) 火警探测器不得受可能出现的任何油、水、其他液体或烟气的影响。

1.5. 23.2400(c)(1)

1.5.1. 负加速度

飞机在第23.2200条规定的飞行包线内作负加速度飞行时，发动机、经批准在飞行中使用的辅助动力装置或与动力装置或辅助动力装置有关的任何部件或系统不得出现危险的故障。必须按使用中预期的最大加速度值和最长加速持续时间表明满足上述要求。

1.5.2. 燃油系统

(a) 燃油系统的构造和安装，在每种可能出现的运行情况下（包括申请审定的任何机动飞行，在机动飞行期间，允许发动机或辅助动力装置工作），必须保证以发动机和辅助动力装置正常工作所需的流量和压力向其供油。

(b) 燃油系统的布置必须满足下列要求之一：

(1) 燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油；

(2) 具有防止空气进入系统的设施。

(c) 涡轮发动机的燃油系统在使用下述状态的燃油时，必须能在其整个流量和压力范围内持续地工作：燃油先在27°C（80°F）时用水饱和，并且每10升含有所添加的2毫升游离水（每1美加仑含0.75毫升），然后冷却到运行中很可能遇到的最临界结冰条件。

1.5.3. 燃油流量

(a) 必须在供油和不可用油量为最临界的状态下，表明燃油系统能以本条规定的流量和足以保证发动机正常工作的压力向发动机供油。这些情况可以在一个合适的模拟装置上予以模拟。此外还必须符合下列规定：

(1) 油箱内的燃油量不得超过按第23.2430(a)(4)条“不可用燃油量”确定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和；

(2) 如果装有燃油流量计，在流量试验时必须使其阻塞，燃油必须流经该流量计或其旁路；

(3) 如果装有不带旁路的流量计，则不能出现将燃油流量限制到低于该燃油验证所要求水平的任何可能失效模式；

(4) 燃油流量必须包括使蒸气回流所必须的流量、引射泵驱动流量、以及为其他任何目的使用燃油所需的流量。

(b) 重力供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须为发动机起飞燃油消耗量的150%。

(c) 每台火花塞点火的活塞发动机的每个泵压供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须是发动机在批准的最大起飞功率状态下要求燃油流量的125%。对于压燃点火的活塞发动机要求为100%的最大起飞功率流量。

(1) 每个主燃油泵和应急泵都必须能够提供上述流量，而且在起飞期间，当泵运转时必须提供该流量；

(2) 对于每个手摇泵，必须在每分钟不超过60个循环（120个单行程）的条件下达到该流量；

(3) 当主燃油泵和应急燃油泵同时工作时，燃油压力不能超过发动机燃油进口压力限制，除非表明不会产生不利影响。

(d) 本条(b)、(c)、(f)适用于每一辅助系统和传输系统，但是流量按下述规定：

(1) 所要求的燃油流量，必须按发动机最大连续功率和发动机最大转速来确定，而不是按起飞功率和起飞耗油量来确定；

(2) 如果设有标牌提供使用说明，在从辅助油箱中转输燃油至一更大的主油箱时，可以采用较低的燃油流量。但该燃油流量必须足以保持发动机最大连续功率，同时在较低的发机功率时，不会使主燃油箱溢出。

(e) 多燃油箱对于由一个以上油箱供油的活塞发动机，如果向发动机供油的任一油箱内的燃油耗尽而使发动机功率损失明显时，在平飞状态下转为由其他任何满油箱供油后，发动机达到75%的最大连续功率的时间不得大于下列数值：

(1) 对于自然吸气式单发飞机，为10秒；

(2) 对于涡轮增压单发飞机，20秒，如果在10秒钟内恢复至75%最大连续自然吸气功率；

(3) 对于多发飞机，为20秒。

(f) 在各种预定运行条件下和机动飞行中，每一涡轮发动机燃油系统必须至少提供发动机所需燃油流量的100%。可以在一个合适的模拟装置上模拟这些情况。流量必须符合下列规定：

(1) 在飞机使用中预期的最不利供油情况（与高度、姿态和其他情况相关）下表明上述流量；

(2) 对于多发飞机，尽管本条(d)允许更低的燃油流量，燃油必须自动地不间断地流向任何有关的发动机，直到预定供给该发动机使用的所有燃油用完为止。此外：

(i) 就本条而言，“预定供该发动机使用的燃油”指的是预期供指定发动机使用的任何油箱中的所有燃油；

(ii) 燃油系统的设计必须清楚的说明任何油箱计划供油的发动机；

(iii) 为表明对本条款的符合性，要求在完成发动机工作的起动阶段后，驾驶员不得采取措施。

(3) 对于单发飞机,在完成发动机工作的起动阶段后,要求驾驶员不得采取措施,除非提供一手段,在采取必要的措施至少5分钟前,准确地警告驾驶员。驾驶员采取的措施不能引起发动机工作的任何变化,并且在飞机被批准的任何运行阶段,驾驶员采取的措施不能使其注意力偏离主要的飞行任务。

1.5.4. 连通油箱之间的燃油流动

如果在飞行中,燃油能够从一个油箱泵送至其他油箱,则燃油箱的通气口和燃油转输系统必须设计成不致因输油过量而对飞机部件造成结构损坏。

1.5.5. 燃油箱的通风和汽化器蒸气的排放

(a) 每个燃油箱必须从膨胀空间顶部通气。此外应满足下列要求:

(1) 每个通气口的位置和构造必须使冰或其他外来物堵塞的概率减至最小;必须能防止当飞机以任何方向停放在1%斜度的停机坪上时有燃油流失,但因热膨胀而溢出的燃油除外;通气管所终止的部位,不得使通气管出口排出的燃油引起着火,或使油气可能进入载人舱;必须能防止正常运行时产生燃油虹吸;通气量必须能够迅速地消除油箱内外的过大压差;出口互通的油箱,其膨胀空间必须互通;

(2) 飞机处于地面姿态或水平飞行姿态时,通气管中任何一处不得积水,除非提供排放嘴。

(b) 每个具有蒸气消除接头的汽化器和每个使用蒸气返回装置的燃油喷射发动机,必须有排放管将蒸气引回到某一燃油箱内。如果装有多个油箱,以及由于某种理由必须按一定顺序使用各油箱时,则必须将蒸气排放回输管引至首先使用的油箱,除非这些油箱的相对容量表明将蒸气引回到其他油箱更为可取。

(c) 对批准用于特技飞行的飞机,必须防止在特技机动飞行(包括短时间倒飞)时燃油过多的流失。在申请审定的任何特技机动飞行后恢复正常飞行时,必须不可能发生燃油从通气口虹吸的现象。

1.5.6. 燃油滤网或燃油滤

燃油滤网或燃油滤安装成不由相连导管或滤网(或油滤)本身的入口(或出口)接头来承受其重量,除非导管或接头在所有载荷情况下均具有足够的强度余量。

1.5.7. 应急放油系统

(a) 如果设计着陆重量小于按如下方法确定的允许值:

(1) 如果最小油量等于设计最大重量与设计着陆重量之差加上足以保证在最大连续功率下至少工作半小时所消耗的油量,则可取为95%的最大重量;或

(2) 设计最大重量减去25%总燃油重量。

则飞机必须安装应急放油系统,它能放出足够的燃油量以使飞机最大重量降到设计着陆重量。应急放油的平均放油率必须至少每分钟放出1%最大重量的燃油,但所要求的放油时间不必小于10分钟。

(b) 必须在飞机最大重量、襟翼和起落架收起形态以及下列飞行条件下演示应急放油:

(1) 以 $1.4V_{SI}$ 速度无动力下滑;

(2) 以按临界发动机不工作(其螺旋桨处于最小阻力位置)、其余发动机不超过最大连续功率、起落架收起、襟翼收上、爬升速度不小于 $1.2V_{SI}$ 条件确定的速度爬升,临界发动机不工作,其余发动机为最大连续功率(推力);

(3) 以 $1.4V_{SI}$ 速度平飞,如果本条(b)(1)和(2)规定条件下的试验结果表明平飞可能是临界情况。

(c) 在本条(b)所述飞行试验中,必须表明下列要求:

(1) 应急放油系统及其使用无着火危险;

(2) 放出的燃油应避开飞机的各个部分;

(3) 燃油和油气不会进入飞机的任何部位;

(4) 应急放油对飞行操纵性没有不利影响。

(d) 对于活塞发动机飞机,应急放油系统的设计必须不可能将起飞着陆所用油箱内的燃油应急放到小于以75%最大连续功率飞行45分钟的需用油量。但是,如果装有与应急放油主控制器相独立的辅助控制器,则可将应急放油系统设计成利用应急放油辅助控制器放出余下的燃油。

(e) 对于涡轮发动机飞机,应急放油系统的设计必须不可能将起飞着陆所用油箱内的燃

油应急放到小于从海平面爬升到3000米（10000英尺）然后再以最大航程速度巡航45分钟的需用油量。

(f) 应急放油阀的设计，必须允许飞行人员在应急放油过程中的任何时刻都能关闭放油阀。

1.5.8. 涡轮增压器引气系统

对用于客舱增压的涡轮增压器引气系统，需满足下列要求：

(a) 在涡轮增压器或其润滑系统的任何可能的失效发生后，客舱空气系统不得受到有害污染。

(b) 在发动机排气、液压、燃油或滑油系统任何可能的失效或故障发生后，涡轮增压器气源不得被由此而产生的有毒或有害气体或蒸汽所污染。

1.6. 23.2400(c)(2)

1.6.1. 螺旋桨的间距

除非已证实可采用更小间距，飞机在最大重量、最不利重心位置以及螺旋桨在最不利桨距位置的情况下，螺旋桨间距不得小于下列规定：

(a) 起落架处于静压缩状态，当飞机处于水平起飞姿态或滑行姿态（取最临界者）时，每一螺旋桨与地面之间的间距均不得小于180毫米（7英寸）（对前轮式飞机），或230毫米（9英寸）（对尾轮式飞机）。

(b) 除(a)所规定的间距外，后安装螺旋桨飞机必须设计成，当飞机处于正常起飞和着陆的可达到的最大俯仰姿态时，螺旋桨不会与跑道表面接触。

(c) 每一螺旋桨与水面之间的间距不得小于460毫米（18英寸）。

(d) 结构间距必须满足下列要求：

(1) 桨尖与飞机结构之间的径向间距不得小于25毫米（1英寸），加上考虑有害的振动所必需的任何附加径向间距；

(2) 螺旋桨桨叶或桨叶柄整流轴套与飞机各静止部分之间的纵向间距不得小于13毫米；

(3) 螺旋桨其他转动部分或桨毂罩与飞机的各静止部分之间必须有正的间距。

(e) 在乘员与螺旋桨之间应有足够的间距或防护，使得乘员坐在舱内并系好安全带后无法碰触螺旋桨。

1.7. 23.2400(c)(3)

1.7.1. 螺旋桨

所有发动机整流罩、接近口盖以及其他可拆卸件的设计必须确保它们不会与飞机分离从而与推进式螺旋桨接触。

1.7.2. 涡轮增压系统

涡轮增压器的壳体，必须能包容正常转速控制装置不工作时可能出现的最高转速情况下压气机或涡轮损坏的碎片。

1.7.3. 负加速度

见第23.2400(c)(1)条安全性要求要点“负加速度”。

1.7.4. 燃油系统

见第23.2400(c)(1)条安全性要求要点“燃油系统”。

1.7.5. 燃油流量

见第23.2400(c)(1)条安全性要求要点“燃油流量”。

1.7.6. 连通油箱之间的燃油流动

见第23.2400(c)(1)条安全性要求要点“连通油箱之间的燃油流动”。

1.7.7. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

见第23.2400(c)(1)条安全性要求要点“燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放”。

1.7.8. 燃油滤网或燃油滤

燃油箱出油口与燃油计量装置入口，或与发动机传动的正排量泵入口（两种入口中取距油箱出口较近者）之间，必须设置满足下列要求的燃油滤网或燃油滤：便于放液和清洗，且必须有易于拆卸的网件或滤。

1.7.9. 燃油系统放液嘴

(a) 燃油系统必须至少有一个放液嘴，当飞机处于正常地面姿态时，可以安全地放出整

个燃油系统内的油液。

(b) 本条(a)以及燃油箱沉淀槽要求的放液嘴必须满足下列要求:

- (1) 使排放液避开飞机各个部分;
- (2) 具有满足下列要求的放液活门:
 - (i) 有手动或自动的机构,能确定地锁定在关闭位置;
 - (ii) 易于接近;
 - (iii) 易于打开和关闭;
 - (iv) 允许取出燃油进行检查;
 - (v) 能够观察到其正确的关闭;
 - (vi) 阀门位置或其防护措施,能在起落架收起着陆时防止燃油喷溅。

1.7.10. 应急放油系统

见第23.2400(c)(1)条安全性要求要点“应急放油系统”。

1.7.11. 涡轮增压器引气系统

见第23.2400(c)(1)条安全性要求要点“涡轮增压器引气系统”。

1.7.12. 涡轮发动机的引气系统

对于涡轮发动机的引气系统,采用下列规定:

(a) 如果管道在发动机引气口与使用引气的飞机设备之间任何部位上发生破裂或损坏,不得引起危险的结果。

(b) 发动机滑油系统的故障,不得引起座舱空气系统的危险污染。

1.8. 23.2400(c)(4)

1.8.1. 螺旋桨振动与疲劳

以下要求不适用于常规设计的固定桨距木质螺旋桨:

(a) 在飞机的所有使用包线内,申请人必须确定螺旋桨振动应力或载荷的大小,包括任何应力峰值和共振情况。

(b) 申请人必须通过试验、试验基础上的分析或以前的相似设计经验,表明在飞机的整个使用包线内,螺旋桨不会受到颤振的有害影响。

(c) 申请人必须对螺旋桨进行评估,表明螺旋桨在使用寿命期内能够避免因疲劳引起的失效。

1.8.2. 动力装置工作特性

(a) 必须在飞行中检查涡轮发动机的工作特性,以确认在飞机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间,不会出现达到危险程度的不利特性(如失速、喘振或熄火)。

(b) 必须在飞行中检查涡轮增压式活塞发动机的工作特性,以确认在飞机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间,没有任何因偶然性的油门过大、喘振、液锁或汽塞等导致的有害特性出现。

(c) 对于涡轮发动机,进气系统不得因正常工作期间的气流畸变导致对发动机有害的振动。

1.9. 23.2400(d)

1.9.1. 发动机

(a) 对于活塞发动机的安装应必须满足下列要求:

(1) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下,使由于起动而引起发动机或飞机着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制,并将它们列入飞机飞行手册、经批准的手册资料或适用的使用标牌中。对于下列情况,必须提供措施:

- (i) 空中再起动多发飞机的任何发动机;
- (ii) 在空中,发动机失效后,若持续的发动机转动将导致对飞机的危害,停转发动机。

(2) 对4级飞机,采用下列规定:

(i) 在防火墙的发动机一侧,可能暴露于火中的停转系统的每个部件必须至少是耐火的;

(ii) 如果为此目的使用螺旋桨液压顺桨系统,顺桨管路在顺桨期间可预期出现的各种使用条件下必须至少是耐火的。

(b) 涡轮发动机的安装必须满足下列要求:

(1) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下，使由于起动而引起发动机或飞机着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制，并将它们列入飞机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中；

(2) 必须具有停止任何发动机的工作燃烧的措施，并且如果持续转动将对飞机造成危害，则必须具有发动机停转措施。位于火区的发动机停转系统的每一部件必须是耐火的。如果停转发动机使用螺旋桨液压顺桨系统，则液压顺桨管路或软管必须是耐火的；

(3) 必须有可能在飞行中再起动机。必须确定起动技术及有关的限制，并将它们列入飞机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中；

(4) 必须在飞行中作如下演示：在一次假起动之后再起动发动机时，所有燃油或油气的排出都不得引起火灾。

(c) 再起动机包线必须制定飞机的发动机空中再起动机的高度和速度包线。安装的每台发动机必须具有在此包线内再起动的能力。

(d) 再起动机能力对于涡轮发动机飞机，如果在飞行中所有发动机停车后，发动机的最小风车转速不足以提供发动机点火所需的电功率，则必须有一个不依赖于发动机驱动的发电系统的电源，以便能在飞行中对发动机点火进行再起动机。

1.9.2. 燃油箱安装

每个油箱舱必须有通气口和排漏孔，以防止可燃液体或油气聚集。如果油箱是飞机结构的一个整体部分，则邻近该油箱的每个舱也必须有通气口和排漏孔。

1.9.3. 排气系统

见第23.2400(c)条安全性要求要点“排气系统”。

1.9.4. 灭火剂

对于发动机安装在机身的飞机，或发动机安装于后机身吊挂，或4级飞机，采用下列规定：

(a) 灭火剂必须满足下列要求：

(1) 能够熄灭在灭火系统保护的区域内任何液体或其他可燃材料燃烧时的火焰；

(2) 对于贮放灭火剂的舱内可能出现的整个温度范围，均具有热稳定性。

(b) 如果使用有毒灭火剂，必须采取措施防止有害密集度的灭火液或其蒸气（飞机正常运行中渗漏的，或者在地面或飞行中灭火瓶喷射释放的）进入任何载人舱（即使灭火系统中可能存在缺陷）。对于此项要求必须用试验来表明，但机身舱内的固定式二氧化碳灭火系统除外。对于该系统则有下列要求：

(1) 应能按规定的灭火程序，向机身任一隔舱喷射2.3公斤（5磅）或少于2.3公斤（5磅）的二氧化碳；或

(2) 对于在驾驶舱执勤的每个飞行机组成员，应备有防护性呼吸设备。

1.10. 23.2400(e)

1.10.1. 安装限制总则

(a) 每一涡轮发动机安装必须构造和布置成所引起的机匣振动不超过发动机制造商确定的振动特性。

(b) 动力装置安装必须符合发动机、辅助动力装置和螺旋桨的安装说明。

1.10.2. 螺旋桨

(a) 发动机的功率和螺旋桨轴的转速不得超过螺旋桨合格审定或批准通过的限制。

(b) 如果发动机排气被排入推进式螺旋桨旋转平面，必须通过试验或由试验支持的分析，表明螺旋桨能够持续安全工作。

1.10.3. 螺旋桨振动与疲劳

必须按第23.2400(c)(4)条安全性要求要点“螺旋桨振动与疲劳”，表明螺旋桨的安装不会超过其振动限制值，或表明不会因振动疲劳造成危害。

1.10.4. 涡轮增压系统

(a) 每台涡轮增压器必须通过发动机型号合格证予以批准，或表明在正常的发动机安装及在发动机环境中工作时，涡轮增压器系统满足下列要求：

(1) 按发动机采用标准中规定的持久试验进行测试没有出现故障；

(2) 对发动机没有不利的影响。

(b) 必须对受涡轮增压器系统安装影响的发动机功率、冷却特性、使用限制和程序进行

评估。涡轮增压器使用程序和限制必须包括在飞机飞行手册中。

1.10.5. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

见第23.2400(c)条安全性要求要点“涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验”。

1.10.6. 动力装置工作特性

见第23.2400(c)(4)条安全性要求要点“动力装置工作特性”。

1.10.7. 燃油滤网或燃油滤

燃油箱出油口与燃油计量装置入口，或与发动机传动的正排量泵入口（取距油箱出口较近者）之间，必须设置满足下列要求的燃油滤网或燃油滤：具有足够的滤通能力（根据发动机的使用限制），以便在燃油脏污程度（与污粒大小和密度有关）超过发动机型号合格审定所规定的值时，保证发动机燃油系统的功能不受损害。

1.10.8. 滑油系统

见第23.2400(c)条安全性要求要点“滑油系统”。

1.10.9. 滑油滤网或滑油滤

见第23.2400(c)条安全性要求要点“滑油滤网或滑油滤”。

1.10.10. 冷却

见第23.2400(c)条安全性要求要点“冷却”。

1.10.11. 冷却试验

见第23.2400(c)条安全性要求要点“冷却试验”。

1.10.12. 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

见第23.2400(c)条安全性要求要点“涡轮发动机飞机的冷却试验程序”。

1.10.13. 活塞发动机飞机的冷却试验程序

见第23.2400(c)条安全性要求要点“活塞发动机飞机的冷却试验程序”。

1.10.14. 动力装置附件

见第23.2400(c)条安全性要求要点“动力装置附件”。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2400

2.1.1. 螺旋桨转速和桨距限制

(a) 说明性文件

本条款说明性文件主要为符合性说明文件。叙述螺旋桨相关信息及控制原理，并表明螺旋桨转速和桨距已按条款要求加以限制，确保在正常工作状态下安全运行。

2.2. 23.2400(a)

2.2.1. 动力装置安装的范围

(a) 说明性文件

本条款验证的说明性文件涉及：动力装置介绍用于展示动力装置组成、动力装置系统布局、系统功能描述、主要系统性能参数介绍等相关信息。用于向局方表明动力装置安装的符合性。

2.3. 23.2400(b)

2.3.1. 动力装置

(a) 符合性声明

通过发动机型号合格证、排放系统试验报告等资料表明符合性。

2.4. 23.2400(c)

2.4.1. 动力装置安装总则

(a) 说明性文件

本条款验证的说明性文件涉及：动力装置介绍、发动机及螺旋桨资料以及发动机试验大纲及报告等。通过发动机厂家已完成的试验大纲及报告，结合发动机安装手册的设计要求，证明按照发动机厂家建议设计的进气系统能够满足发动机吸入外物的能力要求。

(b) 地面/飞行试验

编制全机试飞大纲，按照试验大纲要求进行试飞，编制试验报告说明动力装置直到最大高度，均保证安全工作。

(c) 航空器检查

编制地面检查大纲，进行航空器检查，通过检查证明动力舱罩或口盖能够快速打开或拆

卸，且飞行前检查时发动机舱可达性和敞开性应满足使用要求。

2.4.2. 发动机

(a) 符合性声明

通过发动机型号合格证、发动机排气、排放系统试验报告、发动机进气系统外物吸入试验报告等资料表明发动机满足相关要求。发动机型号合格证应满足下列规定之一：

(1) 符合2002年4月19日或之后生效的中国民用航空规章《航空发动机适航规定》（CCAR-33）中第33.76条、第33.77条及第33.78条的规定；

(2) 符合1988年2月9日生效的中国民用航空规章第33部中33.77条的规定；如果发动机使用历史中的外物吸入没有导致不安全状态；

(3) 表明具有在类似安装位置上吸入的外来物未曾造成任何不安全情况的使用履历。

(b) 分析/计算

参考AC-20-128A咨询通报的要求及方法，编制发动机非包容转子性报告，报告包括损伤统计、转子非包容损伤后结构强度分析以及对结构件和重要操纵部件影响的分析，以此确定发动机转子非包容性相应的碎片等级的概率发生和定性要求，表明发动机转子非包容性不影响飞机的安全。

2.4.3. 螺旋桨操纵

(a) 说明性文件

编制螺旋桨操纵系统技术说明，阐述螺旋桨操纵系统的组成、功能、工作原理、系统失效和故障影响等，表明螺旋桨操纵系统的条款符合性。

(b) 分析/计算

通过强度计算每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形。

(c) 试验室试验

通过试验室试验，表明螺旋桨桨距操纵系统的符合性；或通过与已批准的类似装置进行类比分析，来表明其符合性。仅考虑飞机厂安装部分，随发动机和螺旋桨取证的部分不需要再次验证。

申请人必须通过试验、分析论证或两者结合来表明，螺旋桨包含液压压力的部件，其结构失效或因结构失效导致的渗漏，可能造成螺旋桨灾难性影响的。需采用下述方式来演示其结构完整性：

(1) 采用1.5倍最大工作压力试验1分钟，无影响性能的永久变形和渗漏发生；

(2) 采用2倍最大工作压力试验1分钟，无失效发生，允许发生渗漏和密封件凸出。

2.4.4. 推进式螺旋桨

(a) 说明性文件

对于推进式螺旋桨，由桨前结构设计及螺旋桨的设计来保证其符合性，辅助地面试验验证排气对螺旋桨的影响。

(b) 地面试验

通过地面试验验证排气对推进式螺旋桨的影响。

2.4.5. 涡轮增压系统

(a) 分析/计算

编制载荷计算报告，明确安装中冷器时结构能够承受系统的载荷。

通过对中冷器安装的结构分析，明确在正常使用及中冷器故障时，其不会对飞机造成危害。

(b) 安全评估

对涡轮增压系统安全分析，分析结果应满足设计要求。

2.4.6. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

(a) 符合性声明

编写符合性声明，结合发动机符合CCAR33.97条要求的证明文件，论述反推系统本条款要求。

(b) 地面试验

通过地面试验验证，在使用反推系统的过程中，发动机能够正常工作，且动力装置系统的振动水平满足发动机安装手册中规定的相关要求。

2.4.7. 燃油箱

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(b) 航空器检查

编制地面检查大纲，进行航空器检查，确定燃油箱内部的可达性。

2.4.8. 燃油箱支承

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及图样和/或三维数模，和其他说明文件。

2.4.9. 压力加油系统

(a) 说明性文件

本条款验证的说明性文件涉及系统图样和符合性说明：

(1) 系统图样：包括压力加油系统安装图和原理图，用图样表明：

(i) 压力加油系统管路和设备布局，为符合性文件做支撑；

(ii) 通过压力加油系统原理图和说明性文件了解系统工作原理。

(2) 符合性说明：编写相关的系统说明性文件，按照规章要求，说明系统功能情况和达到的性能水平，逐条明确分析设计技术符合规章要求。

(b) 地面试验

本条款验证的文件包括试验大纲和试验报告：

(1) 燃油压力加油系统功能试验大纲：表明试验制定大纲的依据、试验的目的和意义、试验对象、试验内容和要求、试验方案、试验方法、测试方法及测试数据、试验设备及精度要求等；

(2) 燃油压力加油系统功能试验报告：用飞机真实的压力加油系统做机上地面压力加油功能试验，试验按民航批准的试验大纲进行，试验后试验单位出具试验报告。试验报告应表明：

(i) 可以通过压力加油系统切断阀切断管路燃油，达到防止加油进口阀失效燃油泄漏目的；

(ii) 压力加油系统的切断阀可自动切断，防止加油过量；

(iii) 压力加油系统的切断阀失效，系统提供指示；

(iv) 压力加油系统的切断阀失效，不会损坏对飞机及燃油系统；

(v) 飞机油箱外压力加油系统管路能承受试验要求的检验压力和极限压力。

2.4.10. 滑油系统

(a) 说明性文件

通过图纸和相关符合性说明文件，说明每台发动机有独立的滑油系统。根据发动机手册等资料，计算可用滑油量大于发动机航程内的实际消耗量。

(b) 地面试验

通过发动机地面开车检查滑油系统工作情况，在地面慢车及大功率状态，检查滑油温度、压力、流量等可以满足发动机要求。

(c) 飞行试验

(1) 滑油系统性能检查试验：分别进行地面起动、起飞、爬升、不同高度巡航、着陆状态试验，检查不同阶段滑油温度、压力值。分别选择不同外界温度进行试验，验证飞机发动机各个工作阶段，发动机滑油温度压力情况；

(2) 动力装置冷却试验：试验临界运行条件下滑油温度是否在发动机手册规定的限制范围内，包括起飞、爬升、巡航、下滑，及单发爬升等状态，试验后对滑油温度进行修正，修正到飞机使用最高环境温度；

(3) 采用动力装置负加速度试验结果，辅助证明本条的符合性。

2.4.11. 滑油箱

(a) 说明性文件

通过图纸和相关符合性文件，论述滑油箱设计符合各个条款细节要求。

(b) 分析/计算

通过计算分析，表明滑油箱及其支承结构的符合性。

(c) 试验室试验

采用试验室试验，表明滑油箱及其支承结构的符合性。

(d) 设备合格性

采用软油箱成品厂家提供的资料，表明成品的符合性。对于发动机自带滑油箱，由发动机公司表明其符合性。

2.4.12. 滑油箱试验

(a) 说明性文件

编写型号相关符合性文件，引用滑油箱试验结果，表明条款符合性。

(b) 试验室试验

应按照下列条件，进行试验室试验验证。

(1) 滑油箱压力试验：压力试验用34千帕（5磅/英寸²）压力，如果是增压油箱，额外在加上油箱最大工作压力；

(2) 滑油箱振动试验：扫频确定是否有临界频率，按条款要求的振幅进行振动时间25小时。进行振动试验时，滑油箱中装有2/3油箱容量的水或其它合适液体。

(c) 设备合格性

对于发动机自带滑油箱，由发动机公司表明其符合性。

2.4.13. 滑油导管和接头

(a) 说明性文件

通过图纸来展示滑油管路和接头的具体设计细节，通过相关符合性文件，说明管路选择、安装和连接形式满足条款要求；表明管路试验压力大于正常工作压力；高温区域的软管要表明耐高温性能；在存在相对运动的部位采用柔性连接；通过图纸表明通气管布置满足条款要求。

(b) 设备合格性

软管组件应有厂家提供的获得批准的合格证明文件。

2.4.14. 滑油滤网和滑油滤

(a) 说明性文件

如果滑油滤网或滑油滤不是随发动机配套，则需要编写相关符合性说明文件，验证条款符合性。滑油压力指示系统可以作为滑油滤堵塞的指示方法。

(b) 地面试验

通过地面试验检查滑油滤网或滑油滤的滤通能力、压降和堵塞指示器工作情况。

(c) 设备合格性

如果滑油滤网或滑油滤随发动机配套，则采用厂家提供合格证明文件进行验证。

2.4.15. 滑油系统放液嘴

(a) 说明性文件

用滑油系统图纸和相关符合性说明文件，通过设计和安装的分析来表明条款符合性。具有放油活门或其他手动或自动关断装置。

(b) 设备合格性

采用放油嘴厂家提供的设备合格证明文件表明条款符合性。

2.4.16. 滑油散热器

(a) 说明性文件

编写型号相关符合性文件，论述滑油散热器本身符合本条款要求。

(b) 分析/计算

提供散热器支架强度计算分析报告。

(c) 设备合格性

采用滑油散热器厂家提供的设备合格证明文件表明条款符合性。

2.4.17. 螺旋桨顺桨系统

(a) 说明性文件

采用滑油箱和螺旋桨顺桨系统图纸，表明其结构符合性。

如果螺旋桨顺桨系统使用发动机的滑油进行工作，并且滑油系统任一部分的损坏可能使滑油流尽，则滑油箱必须有保留一定量滑油的措施。保留的滑油量必须足以完成顺桨工作，并且仅供顺桨泵使用。必须表明顺桨系统使用保留的滑油完成顺桨的能力。

编写螺旋桨顺桨相关符合性说明文件，结合地面试验结果，表明螺旋桨顺桨系统条款符

合性。

(b) 地面试验

通过地面试验验证螺旋桨顺桨系统使用保留的滑油完成顺桨的能力。

2.4.18. 冷却

(a) 说明性文件

编写动力装置冷却相关符合性说明文件,说明其冷却系统能实现正常的功能并符合条款要求。

(b) 地面试验

进行地面试验验证,在地面各种工作状态下,发动机部件表面温度及其周围环境温度,液体温度是否在发动机手册限制范围内。

(c) 飞行试验

进行飞行试验验证,在各种飞行状态,包括单发状态,发动机部件表面温度及其周围环境温度,液体温度是否在发动机手册限制范围内。

2.4.19. 冷却试验

(a) 说明性文件

编写型号相关符合性说明文件,对动力装置冷却系统的工作原理进行描述,对动力装置冷却试验条件进行说明,对偏离条款规定的最高外界大气温度试验结果修正方法进行说明,说明条款符合性。

(b) 地面试验

通过地面试验,表明条款要求的条件下动力装置部件和液体温度满足要求。试验要考虑温度包线、滑油量及燃油品级要求。

试验时的最高外界大气温度相应于海平面条件的最高外界大气温度必须至少为37.8°C (100°F)。然而对于冬季使用的装置,申请人可以选用低于37.8°C (100°F)的相应于海平面条件的最高外界大气温度。

对于偏离申请批准的最高使用温度试验结果修正方法:

(1) 修正方法(气缸筒除外)为:此温度加上申请批准的相应高度的最高外界大气温度与外界空气温度(冷却试验中所记录的部件或液体最高温度首次出现时的外界空气温度)的差值;

(2) 气缸筒温度修正方法为:此温度加上申请批准的相应高度的最高外界大气温度与外界空气温度(冷却试验中记录的气缸筒最高温度首次出现时的外界空气温度)差值的0.7倍。

(c) 飞行试验

通过飞行试验,表明条款要求的条件下动力装置部件和液体温度满足要求。试验要考虑高度包线、温度包线、试验重量、滑油量及燃油品级要求。

试验时的最高外界大气温度相应于海平面条件的最高外界大气温度必须至少为37.8°C (100°F)。然而对于冬季使用的装置,申请人可以选用低于37.8°C (100°F)的相应于海平面条件的最高外界大气温度。

对于偏离申请批准的最高使用温度试验结果修正方法:

(1) 修正方法(气缸筒除外)为:此温度加上申请批准的相应高度的最高外界大气温度与外界空气温度(冷却试验中所记录的部件或液体最高温度首次出现时的外界空气温度)的差值;

(2) 气缸筒温度修正方法为:此温度加上申请批准的相应高度的最高外界大气温度与外界空气温度(冷却试验中记录的气缸筒最高温度首次出现时的外界空气温度)差值的0.7倍。

2.4.20. 涡轮增压发动机飞机的冷却试验程序

(a) 说明性文件

编写型号相关符合性说明文件,包括发动机手册中各个温度限制条件的描述,按咨询通告AC-8指南,编写具体试验程序,并对试验结果修正进行说明和分析,以验证条款符合性。试验应符合下列要求:

在进入下一飞行试验阶段前,温度必须达到稳定。除非动力装置部件和发动机所用的液体温度在进入状态下通常不能达到稳定(对此情况,在拟试验的飞行阶段前,必须通过整个

进入状态下的运转，使得在进入时温度达到其自然水平)。在起飞的冷却试验之前，发动机必须在地面慢车状态下运转一段时间，使动力装置部件和发动机所用液体的温度达到稳定。

(b) 地面试验

通过地面试验，表明地面静止状态，发动机从慢车到最大起飞，再回到慢车工作状态，每个阶段工作一段时间，动力装置部件和液体温度满足要求。

地面试验包括地面慢车状态运行，直到所有临界温度达到稳定；然后在起飞功率状态运行5分钟，接着进入慢车工作状态，直到所有临界温度达到温度。

(c) 飞行试验

通过飞行试验，表明每个飞行阶段，动力装置部件和液体温度都满足要求。飞行试验包括双发最大起飞重量情况下的起飞、爬升、平飞、进场着陆、中断着陆复飞状态下的冷却试验。单发最大起飞重量时飞机爬升状态下的冷却试验。各阶段的温度记录以一定时间间隔进行。

2.4.21. 活塞发动机飞机的冷却试验程序

(a) 说明性文件

编写型号相关符合性说明文件，包括发动机手册中各个温度限制条件的描述，按咨询通告AC-8指南，编写具体试验程序，并对试验结果修正进行说明和分析，以验证条款符合性。

(b) 地面试验

进行地面试验，验证发动机最大转速状态发动机冷却情况。

(c) 飞行试验

进行飞行试验，通常从低于2000英尺压力高度开始进行活塞发动机飞机的发动机冷却试验，采用临界滑油量和临界重心位置。按照飞机飞行手册的说明使用增压器和涡轮增压器。

2.4.22. 液体冷却

(a) 说明性文件

通过图纸和相关符合性说明文件，论述冷却液箱设计符合各个条款细节要求。

(b) 分析/计算

通过计算分析，表明冷却液箱及散热器及其支承结构强度的符合性。

(c) 试验室试验

采用试验室试验，表明冷却液箱及散热器及其支承结构的符合性。

(d) 设备合格性

采用冷却液箱和散热器成品厂家提供的资料，表明成品的符合性。

2.4.23. 冷却液箱试验

(a) 说明性文件

编写型号相关符合性说明文件，引用冷却液箱试验结果，表明条款符合性。

(b) 试验室试验

按照分解的试验要求，进行试验室试验验证。

冷却液箱压力试验：满液箱在最大极限加速度时产生的压力或24千帕（3.5磅/英寸²）的压力（两者中取大值），再加上系统的最大工作压力。

冷却液箱振动试验：扫频确定是否有临界频率，按条款要求的振幅进行振动时间25小时。在工作温度下进行振动试验，冷却液箱中装有2/3油箱容量的水或其他合适试验液体。

(c) 设备合格性

对于按成品采购的冷却液箱，由厂家提供资料表明其符合性。

2.4.24. 汽化器除冰液系统的容量

(a) 说明性文件

编制说明文件，表明除冰液容量满足条款要求。

(b) 分析/计算

编制分析/计算报告，计算除冰液容量时需要考虑飞机预期的用途，留有足够的余量，以便后续客户化改装。

(c) 试验室试验

编制试验室试验大纲和报告，表明在预期时间内，除冰液的容量可以维持除冰系统正常工作循环使用。

2.4.25. 汽化器除冰液系统详细设计

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及除冰系统设计报告，图纸：

- (1) 设计报告叙述除冰系统的组成、技术参数、功能、工作原理以及安装等详细说明；
- (2) 用图纸表明除冰系统安装要求和除冰系统安装布局。

2.4.26. 进气空气预热器的设计

(a) 说明性文件

本条款说明性文件包括设计说明和图纸，表明空气预热器的位置符合本条款的要求。

(b) 试验室试验

编制试验室试验大纲和试验报告，表明进气空气预热器的功能和控制达到设计要求。

(c) 航空器检查

编制地面检查大纲，通过机上检查表明预热器所包围的排气歧管部分和热器本身的关键部位便于检查维护。

(d) 设备合格性

通过成品件的相关验证资料，表明成品件满足主机要求。

2.4.27. 进气系统管道

(a) 说明性文件

编制说明性文件，通过进气系统管道的布局、材料选择、运行过程中的环境分析等说明，证明进气系统管道的设计满足本条款的要求。

2.4.28. 进气系统的滤网

(a) 说明性文件

编制说明性文件，通过对进气系统组成、原理和布局的说明，证明进气滤网的设计满足系统中布局和防冰的要求。

(b) 地面试验

若进气滤网设计有防冰装置，需要通过地面试验验证其防冰能力不低于本条款中规定除冰要求。

2.4.29. 进气系统过滤介质

(a) 说明性文件

编制说明文件，分析过滤介质材料和分离物特点，结合过滤解释环境要求和燃油计量系统的原理，证明过滤介质满足本条款的设计要求。

2.4.30. 涡轮发动机的引气系统

(a) 地面试验/飞行试验

通过地面试验和飞行试验，验证在飞机系统最大引气条件下，下降后的涡轮发动机性能能够满足飞机的要求。该试验可以并入到发动机安装损失试验当中，也可以单独测试。

2.4.31. 排气系统

(a) 说明性文件

本条款说明性文件包括：排气系统布局、排气系统材料选择、排气系统环境说明、排气系统流场评估。

(b) 地面/飞行试验

通过一氧化碳浓度测试，证明飞机运行中不会在载人舱中出现一氧化碳污染。

2.4.32. 排气热交换器

(a) 说明性文件

通过排气热交换器组成、构造、选材、尾气排放和安装的说明，表明符合耐腐蚀以及避免进入通风空气的要求。通过结构分析找到关键件，并根据其位置说明检查通道设计，表明符合关键件的检查要求。

(b) 分析/计算

通过强度计算，表明排气热交换器能够承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和其他载荷。

(c) 地面试验/飞行试验

通过地面及飞行试验，验证在任何运行中，排气热交换器接触废气的部位的冷却能力满足设计要求。

2.4.33. 动力装置的操纵器件

(a) 说明性文件

编制动力操纵系统技术说明, 阐述动力操纵系统的功能、组成、安装方式和工作原理等, 表明操纵器件适合特定用途, 操纵器件稳定性。

(b) 分析/计算

通过系统强度计算, 保证动力操纵系统在各种工作情况下, 能够满足条款对结构强度的要求。

2.4.34. 动力装置附件

(a) 说明性文件

通过系统安装图、附件技术说明、系统说明等文件验证本条款。

(b) 设备合格性

通过附件技术说明和合格证型证明, 证明附件设备满足安装的相关要求。

2.4.35. 发动机点火系统

(a) 说明性文件

编制符合性说明, 叙述飞机点火系统的技术参数、工作原理、电源分配等。用图纸表明, 各设备按要求安装, 能够满足实现设计功能的目的。

每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到备用电能, 当任一蓄电池电能耗尽时, 此发电机可自动作为备用电源供电, 使发动机能继续运转。

(b) 分析/计算

编制计算报告, 分析点火系统的负载、蓄电池的容量、发动机的容量和电源分配等。

2.4.36. 发动机罩及短舱

(a) 分析/计算

用分析/计算表明整流罩及其支撑、固定结构具有承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷的能力。

(b) 试验室试验

(1) 在无使用经验或者无法表明整流罩及其支撑、固定结构承载能力的情况下, 需要通过试验室试验验证结构的承载能力。通过试验大纲和报告表明结构具有承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷的能力;

(2) 在无使用经验或者无法表明结构各个舱室采取的排液措施安全有效的情况下, 需要通过试验室试验验证排液措施的可靠性。通过试验大纲和报告表明排液措施能够有效将积液排出机外, 且液体不会导致着火;

(3) 在无使用经验或者无法表明结构防火能力的情况下, 需要通过试验室试验验证结构的防火能力。

2.4.37. 灭火瓶

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件, 按照规章要求说明灭火瓶工作原理、组成、功能; 飞机上灭火瓶、灭火管路、灭火喷嘴的位置、布局、安装方式和安装要求, 以及对相关系统和结构的影响; 说明灭火瓶和灭火管路安全防护措施的合理性和有效性; 说明飞机上灭火瓶压力监控的有效性。

(b) 分析/计算

编写型号相关强度计算文件或等效分析文件, 按照规章要求表明飞机上灭火剂释放后对附近结构、部件等无损害影响, 灭火瓶和灭火管路的固定支架满足飞机强度要求。

(c) 试验室试验

编写型号相关试验文件, 按DO160或等效标准要求, 对灭火瓶、爆炸帽等机载设备进行高低温、温度冲击/变化等环境试验验证, 表明设备满足飞机环境温度使用要求。

(d) 设备合格性

编写型号相关的准则性或规范性文件, 按照机载设备合格审定程序要求表明灭火瓶、爆炸帽等设备经过性能试验、功能试验、环境试验和装机试飞考核, 以及合格鉴定其性能指标满足飞机使用要求。

2.4.38. 灭火系统材料

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件,按照规章要求说明发动机舱内的灭火系统相关部件数量、种类、安装位置和布局,以及部件的火灾防护措施和有效性。

(b) 试验室试验

编制型号相关的试验文件,对发动机舱内无法进行防火分析说明的灭火系统部件,按照相关技术标准进行试验室防火试验验证。

2.4.39. 火警探测系统

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件,按照规章要求说明每个指定火区对应火警探测器的工作原理和构造;火警探测器机上安装位置、安装状态和安装要求等。

(b) 分析/计算

编写型号相关的规范性分析计算文件,按照规章要求表明火警探测器及组件的固定支架满足飞机强度要求。

(c) 试验室试验

编写型号相关的试验文件,按DO160或等效标准要求,对灭火瓶、爆炸帽等机载设备进行振动、冲击、加速度等环境试验验证,表明设备满足飞机环境使用要求。

(d) 地面试验

编写型号相关的试验文件,演示验证飞机上任何油、水、其他液体或烟气的对火警探测器性能的影响(可等效分析)。

(e) 设备合格性

编写型号相关的准则性或规范性文件,按照机载设备合格审定程序要求表明火警探测器及相关设备已取得TSO或CTSO技术标准,或者经过性能试验、功能试验、环境试验和装机试飞考核,以及合格鉴定,其性能指标满足飞机使用要求。

2.5. 23.2400(c)(1)

2.5.1. 负加速度

(a) 说明性文件

通过飞机动力装置、燃油系统、滑油系统等技术说明,表明其系统设计能满足在负加速度下工作的要求。

(b) 飞行试验

采用临界燃、滑油量,供油箱燃油量不能超过油箱的一半,滑油量为可完成试飞任务的最小滑油量。试验中监控发动机、经批准在飞行中使用的辅助动力装置或与动力装置或辅助动力装置有关的任何部件的工作情况,关注报警信息,不得出现危险的故障。应在尽可能接近飞机重心的位置进行加速度测量。

2.5.2. 燃油系统

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件,包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明:系统说明包括燃油系统组成、性能、工作原理等;

(2) 符合性分析

(i) 利用地面试验和飞行试验结果分析燃油系统满足发动机和辅助动力装置正常工作所需的流量和压力要求;

(ii) 利用图纸对燃油系统布置进行分析,表明在工作过程中,供油管路中不会进入空气;

(iii) 利用燃油系统寒冷气候工作的试验室试验结果说明燃油系统在寒冷气候条件下其压力和流量能够满足使用要求。如采用燃油防冰添加剂,则分析该添加剂的使用能够满足使用要求。

(b) 试验室试验

寒冷气候条件下的试验室试验通常按SAE ARP1401进行,在试验大纲及报告中应明确:

(1) 试验的燃油不包含任何防冰添加剂;

(2) 试验条件涵盖整个飞行包线;

(3) 试验温度包括-2°C、-11°C以及最低使用温度;

(4) 在各种试验条件下,供油压力和流量满足使用要求。

(c) 地面试验

燃油系统地面试验大纲和报告应表明燃油系统在预期的燃油消耗条件下能够满意地工作。

(d) 飞行试验

燃油系统飞行试验大纲和报告应表明：

(1) 燃油系统在温度、高度以及速度等包线范围内能够保证发动机和辅助动力装置正常工作；

(2) 燃油系统在各飞行姿态下、过载条件下能够保证发动机和辅助动力装置正常工作，如爬升、侧滑以及负过载等条件。

2.5.3. 燃油流量

(a) 说明性文件

系统说明阐述燃油系统组成、性能以及工作原理等，通过系统原理图表明燃油流量范围包括供油流量、引射流量等。通过安装图纸表明燃油系统是否包括燃油流量计、燃油滤等易于堵塞的部件，如包括该部件则结合供应商提供的资料来表明满足条款要求。结合分析/计算、地面试验和飞行试验结果表明符合条款要求。

(b) 分析/计算

对燃油系统供、输油性能进行分析/计算，并将计算结果与发动机入口压力流量要求进行对比，以表明符合条款要求。

(c) 试验室试验

对流量计、燃油滤等进行流阻试验、旁通试验以表明其被堵塞后性能能够满足要求，对燃油泵进行性能试验以表明流量压力满足要求。

(d) 地面试验

进行燃油系统地面试验表明供油流量、输油流量满足条款要求，活塞发动机功率恢复时间满足条款要求。

(e) 飞行试验

燃油系统供、输油飞行试验用于验证在各飞行条件下，供油和输油流量满足要求。

(f) 设备合格性

通过设备供应商提供的资料来表明带旁通功能的流量计满足旁通要求或不带旁通功能的流量计其失效不会限制流量低于条款要求，燃油滤旁通满足要求，燃油泵性能满足流量、压力要求。

2.5.4. 连通油箱之间的燃油流动

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括燃油系统组成、安装、性能以及工作原理等内容；

(2) 符合性分析

(i) 利用图纸表明在过量输油时，采取了防止损坏飞机部件结构的措施；

(ii) 利用地面、飞行试验结果表明连通油箱之间的燃油流动满足条款要求。

(b) 地面试验

地面试验大纲及报告应表明油箱内部压力满足使用要求，过量输油采取的措施有效。

2.5.5. 燃油箱的通风和汽化器蒸气的排放

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括油箱通气系统组成、功能、安装、工作原理等内容；

(2) 符合性分析

(i) 利用图纸分析通气口的安装位置以及构造使冰及其他外来物堵塞的可能极低；

(ii) 利用图纸分析油箱口安装能够防止正常运行时产生虹吸；

(iii) 利用分析/计算、地面及飞行试验结果表明通气系统的设计不会引起油箱内外过大的压差；

(iv) 利用图纸分析出口互通的油箱，膨胀空间是连通的；

(v) 利用图纸表明通气管路无低洼点，或有低洼点但设置有易于排放的排放嘴；

(vi) 利用图纸表明油箱通气出口远离热源或载人舱；

(vii) 利用图纸及油量数据表明飞机停放在1%斜度的停机坪上没有燃油流失；

(viii) 利用图纸并结合对油箱油量数据以及飞机机动动作、时间等的分析表明在特技飞行时不会有过多的燃油流失，恢复正常飞行时不可能发生虹吸。

(b) 分析/计算

在飞机的各种飞行姿态下，计算油箱的通气量以表明油箱压差处于安全水平。

(c) 地面试验

油箱通气系统地面试验大纲及报告应表明在地面加油时，油箱内部压力小于油箱所允许的最大值。

(d) 飞行试验

油箱通气系统飞行试验大纲及报告应表明在各飞行姿态下，油箱内部压力小于油箱所允许的最大值。

2.5.6. 燃油滤网或燃油滤

该条款主要的符合性验证工作有：

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(b) 试验室试验

燃油滤供应商提供燃油滤技术条件，鉴定试验大纲和鉴定试验报告来表明符合条款要求。

2.5.7. 应急放油系统

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(b) 分析/计算

分析/计算应急放油的放油率满足条款要求。

(c) 安全评估

对应急放油系统安全性进行分析，包括FHA、FMEA等，分析应表明在可预见的单点故障情况下，不会由于不对称放油或不能放油而造成危险。

(d) 飞行试验

应急放油飞行试验大纲和报告应表明：放油率满足至少每分钟放出1%最大起飞重量的燃油的要求、飞行试验条件满足条款要求、应急放油系统及其使用无着火危险、放出的燃油能避开飞机的各部分、燃油和油气不会进入飞机的任何部位、应急放油对飞行操纵无不利影响、放油过程中可随时关闭应急放油。

2.5.8. 涡轮增压器引气系统

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及系统原理图、安装图、涡轮增压器结构设计文件，表明涡轮增压引气系统失效不会影响其它系统，同时也不会被其它系统影响。

2.6. 23.2400(c)(2)

2.6.1. 螺旋桨的间距

(a) 说明性文件：

通过设计报告及图纸表明飞机螺旋桨与地面及机身结构间的距离符合最小间距的要求。

此外，对于装有使用液压或机械装置吸收着陆冲击的常规起落架支柱的飞机，当处于临界轮胎完全泄气和相应的起落架支柱压缩到底的水平起飞姿态时，螺旋桨与地面之间必须具有正的间距。对于采用板簧支柱的飞机应表明在与1.5g相应的挠度下，具有正的间距。

在滑行、起飞或着陆期间，如果喷雾不会造成飞行员危险的视觉模糊影响，或损坏水上飞机或水陆两用飞机的螺旋桨或其他部件，则可适当减少螺旋桨水面间距。

2.7. 23.2400(c)(3)

2.7.1. 螺旋桨

(a) 说明性文件：

通过桨前结构设计图纸，分析结构可靠性。

2.7.2. 涡轮增压系统

(a) 试验室试验

涡轮增压系统试验室试验大纲和报告应表明：进行转子包容型试验，证明壳体能够包容住转子和叶片的失效。

2.7.3. 负加速度

见第23.2400(c)(1)条一般符合性方法“负加速度”。

2.7.4. 燃油系统

见第23.2400(c)(1)条一般符合性方法“燃油系统”。

2.7.5. 燃油流量

见第23.2400(c)(1)条一般符合性方法“燃油流量”。

2.7.6. 连通油箱之间的燃油流动

见第23.2400(c)(1)条一般符合性方法“连通油箱之间的燃油流动”。

2.7.7. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

见第2400(c)(1)条一般符合性方法“燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放”。

2.7.8. 燃油滤网或燃油滤

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

2.7.9. 燃油系统放液嘴

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括燃油系统组成、性能、工作原理等；

(2) 符合性分析

(i) 利用图纸及地面试验结果表明燃油系统在机上布置的低洼点都安装有放液嘴，从而能够放出所有的系统中所有的燃油；

(ii) 利用供应商提供的设备证明材料表明放液嘴能够正确地锁定在关闭位置；

(iii) 利用图纸及地面试验结果表明各放液嘴的安装位置在排放时能够避开飞机各部分；

(iv) 利用图纸及地面试验结果表明各放液嘴易于接近，易于打开和关闭且能够观察到其在正确的关闭位置；

(v) 利用图纸及地面试验结果表明放液嘴的安装位置能够易于对燃油取样；

(vi) 利用图纸来表明放液嘴的安装位置即使在起落架收起着陆时也能够防止燃油喷溅。

(b) 试验室试验

放液嘴试验室试验大纲和报告应表明放液嘴能够在正负压及各种环境条件下，能够确定地锁定在关闭位置。

(c) 地面试验

燃油系统地面放油试验大纲及报告应表明：

(1) 通过放液嘴能够把燃油系统所有的燃油放出；

(2) 放液嘴易于接近；

(3) 放液嘴易于打开和关闭；

(4) 放液嘴易于观察其在关闭位置；

(5) 方便取样。

(d) 设备合格性

供应商提供放液嘴的试验大纲、试验报告以及设备规范等文件，表面放液嘴在正压、负压以及各种环境条件下能够满足条款要求。

2.7.10. 应急放油系统

见第23.2400(c)(1)条一般符合性方法“应急放油系统”。

2.7.11. 涡轮增压器引气系统

见第23.2400(c)(1)条一般符合性方法“涡轮增压器引气系统”。

2.7.12. 涡轮发动机的引气系统

(a) 说明性文件

(1) 通过管路布置、管材选择、结构说明，证明从发动机引气口到飞机设备之间的管路或设备不会出现损坏；

(2) 通过对发动机内部滑油与空气系统的结构说明，证明发动机滑油系统故障时，不会引起座舱空气系统污染。

(b) 安全评估

编制安全性分析报告，证明从发动机引气口到飞机设备之间的管路或设备损坏时，不会造成安全危害或引起危险的结果。

2.8. 23.2400(c)(4)

2.8.1. 螺旋桨振动与疲劳

(a) 符合性声明

采用螺旋桨厂家提供的经适航部门批准螺旋桨振动符合性声明文件。

(b) 说明性文件

编写与类似装置螺旋桨振动对比分析报告。应包括构型飞机结构相似性说明，发动机螺旋桨安装的相似性，螺旋桨工作状态相似性，对螺旋桨振动应力进行评估。必须对螺旋桨桨毂、叶片和桨叶保持部件进行疲劳评估，以表明在螺旋桨的整个工作寿命中其将不会由于疲劳而产生故障。

通过下列方法之一来表明：

(1) 在申请批准的飞机和发动机上安装的螺旋桨，通过直接试验测量应力或载荷，或直接试验基础上的分析；或

(2) 将此螺旋桨与已完成上述测量的安装在相似飞机上的相似螺旋桨进行比较。通过采用按CCAR35部取得的疲劳和结构数据以及符合本条(a)取得的振动数据，就本条款而言，螺旋桨包括桨毂、桨叶和桨叶保持部件，以及因疲劳引起的失效对飞机可能造成灾难性影响的任何其它螺旋桨部件。这种评估必须包括：

(i) 预期的载荷谱，包括所有合理的可预见的螺旋桨振动和循环载荷模式、确定的应急状态、允许的超转和过扭以及运行中预期的温度和湿度的影响；

(ii) 飞机和螺旋桨使用与适航限制的影响。

(c) 地面试验

地面状态，螺旋桨在飞机上的直接振动应力测量试验。通过对螺旋桨各种工作状态下的振动应力测量，与螺旋桨厂家提供的螺旋桨振动应力许用限制值进行比较，不允许超过许用限制值。

(d) 飞行试验

飞行状态，螺旋桨在飞机上的直接振动应力测量试验。通过对螺旋桨各种工作状态下的振动应力测量，与螺旋桨厂家提供的螺旋桨振动应力许用限制值进行比较，不允许超过许用限制值。表明在整个包线范围内，螺旋桨不会受到颤振的有害影响。

2.8.2. 动力装置工作特性

(a) 说明性文件

编制说明性文件，提供取证机型进气系统与本机型进气系统的差异性，并进行类比分析，证明进气系统使用过程中不会出现气流畸变导致的发动机异常振动。

(b) 飞行试验

通过动力装置工作特性试飞，和型号验证试飞情况，表明飞机的飞行包线内，不出现失速、喘振或熄火等不利因素。

2.9. 23.2400(d)

2.9.1. 发动机

(a) 符合性声明

通过发动机型号合格证、发动机排气、排放系统试验报告、发动机进气系统外物吸入试验报告等资料表明发动机满足相关要求。

(b) 说明性文件

通过动力装置系统描述和安装说明、图纸、功能说明、飞行手册、材料说明、发动机安装手册等材料，表明发动机安装设计时综合考虑了起动、停转、防火以及防止超限的设计，且相关程序、限制和要求均已写进飞行手册、经批准的文件或使用标牌当中。

(c) 地面试验

编制地面试验大纲，进行地面试验，验证发动机起动程序、限制是否与飞行手册中规定的相一致，验证应急电源系统的起动能力和裕度，验证发动机假起动后的再起动的着火风险，完成试验报告，试验结果应满足设计要求。

(d) 飞行试验

编制试飞大纲，进行试飞试验，验证飞机的空中再起动力、确定空中再起动力包线，验证应急电源系统能力，并确定发动机假起动后的再起动力存在起火的风险，完成试验报告，确定发动机空中再起动力包线，确定发动机假起动后的再起动力不存在起火的风险。

2.9.2. 燃油箱安装

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及图样和/或三维数模，用图样和/或三维数模表明：通气口和漏水孔的分布、位置和尺寸。

(b) 航空器检查

对燃油箱安装进行实际安装检查，确认满足条款要求，不会积聚油气、不在火区内以及不在发动机排气直接接触区域。

2.9.3. 排气系统

见第23.2400(c)条一般符合性方法“排气系统”。

2.9.4. 灭火剂

(a) 说明性文件

编制型号相关的准则性或规范性文件，按照规章要求说明灭火系统保护区域的范围、火灾类型；灭火剂的种类、剂量、灭火效率、热稳定性以及物理特性和化学特性。

(b) 地面试验

编制型号相关的试验文件，通过地面模拟试验结果表明飞机上对有毒性灭火剂防护措施的有效性，能够防止一定危险数量的灭火剂进入载人舱；可以通过测量载人舱灭火剂浓度值进行判断。

(c) 飞行试验

如果不采用地面模拟试验，则可采用真实飞行试验。编制型号相关的试验文件，通过飞行试验结果表明飞机上对有毒性灭火剂防护措施的有效性，能够防止一定危险数量的灭火剂进入载人舱。可以通过测量载人舱灭火剂浓度值进行判断。

2.10. 23.2400(e)

2.10.1. 安装限制总则

(a) 说明性文件

本条款验证的说明性文件涉及：动力装置介绍、发动机及螺旋桨资料、发动机试验大纲及报告等。

(1) 动力装置介绍：动力装置介绍用于展示动力装置组成、动力装置系统布局、系统功能描述、主要系统性能参数介绍等相关信息。用于向局方表明动力装置安装的符合性；

(2) 发动机级螺旋桨资料：通过发动机及螺旋桨型号合格证数据单、发动机、螺旋桨和辅助动力装置安装、维护手册等相关内容，向局方表明在设计动力装置安装时，已落实了发动机、螺旋桨和辅助动力装置安装手册中规定的安装要求。

(b) 地面/飞行试验

编制发动机振动试飞大纲，按照试验大纲要求进行试飞。试验结束后完成发动机振动试验报告，试验结果应满足使用要求。

2.10.2. 螺旋桨

(a) 说明性文件

依据发动机和螺旋桨公司提供的技术资料，确认发动机的功率和螺旋桨轴的转速不得超过螺旋桨合格审定通过的限制。

通过图纸分析排气对螺旋桨的影响，辅助地面试验，表明本条符合性。

(b) 地面试验

地面开车，测试推进式螺旋桨受飞机排气的影响。应考虑桨叶材质和不同的飞行姿态。

(c) 设备合格性

采用发动机和螺旋桨厂家提供的技术资料及型号合格证数据单，验证条款符合性。

2.10.3. 螺旋桨振动与疲劳

见第23.2400(c)(4)条一般符合性方法“螺旋桨振动与疲劳”。

2.10.4. 涡轮增压系统

(a) 符合性声明

通过提供发动机的取证报告，说明涡轮增压发动机已随发动机获得批准。

(b) 说明性文件

说明涡轮增压器的安装。若涡轮增压器非随发动机取证，需开展试验验证，并将试验结果结合发动机特性将其编入到飞行手册之中。

(c) 安全评估

对涡轮增压系统安全分析，分析结果应满足设计要求。

(d) 地面试验

通过地面试验，证明涡轮增压系统满足相关持久性试验的要求。

2.10.5. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

见第23.2400(c)条一般符合性方法“涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验”。

2.10.6. 动力装置工作特性

见第23.2400(c)(4)条一般符合性方法“动力装置工作特性”。

2.10.7. 燃油滤网与燃油虑

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。系统说明包括燃油滤安装、布置、工作原理及性能参数等。利用燃油虑在机上的安装图来表明燃油滤的安装符合条款要求。利用供应商提供的燃油滤文件资料来表明燃油滤类型及过滤精度能够满足发动机要求。

2.10.8. 滑油系统

见第23.2400(c)条一般符合性方法“滑油系统”。

2.10.9. 滑油滤网或滑油滤

见第23.2400(c)条一般符合性方法“滑油滤网或滑油滤”。

2.10.10. 冷却

见第23.2400(c)条一般符合性方法“冷却”。

2.10.11. 冷却试验

见第23.2400(c)条一般符合性方法“冷却试验”。

2.10.12. 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

见第23.2400(c)条一般符合性方法“涡轮发动机飞机的冷却试验程序”。

2.10.13. 活塞发动机飞机的冷却试验程序

见第23.2400(c)条一般符合性方法“活塞发动机飞机的冷却试验程序”。

2.10.14. 动力装置附件

见第23.2400(c)条一般符合性方法“动力装置附件”。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 23.2400

3.1.1. 螺旋桨转速和桨距限制

无。

3.2. 23.2400(a)

3.2.1. 动力装置安装的范围

动力装置系统布局、系统功能描述、主要系统性能参数介绍完整性和合理性。

3.3. 23.2400(b)

3.3.1. 动力装置

发动机、辅助动力装置以及螺旋桨的合格审定情况。

3.4. 23.2400(c)

3.4.1. 动力装置安装总则

(a) 动力装置系统布局、系统功能描述、主要系统性能参数介绍完整性和合理性。

(b) 航空器检查大纲，检查大纲中的检查内容的完整性和检查方法合理性，检查结果应满足要求。

(c) 如果发动机进气道有防护装置，防护装置的性能和功能应满足要求。如果发动机进气道没有防护装置，利用发动机的相关试验进行进气道防吸入雨、冰、冰雹和鸟能力的分析，则要证明其分析的充分性和合理性。

3.4.2. 发动机

(a) 发动机吸入外物如何满足33.76、33.77和33.78的要求。如果用服务经验表明符合性，则需证明结构的相似性和足以表明符合性的服务经验。

(b) 发动机转子包容性，分析方法应满足AC20-128A的要求，应表明在非转子包容性影响区域内重要部件和操纵部件，受到影响的概率满足要求，不满足概率要求的，应有备份或防护。

3.4.3. 螺旋桨操纵

(a) 如果用对比分析的方法表明螺旋桨操纵系统的符合性，则应证明两者的相似性，以及用于类比螺旋桨操纵系统的相关试验数据或服务经验的有效性。如果用试验表明螺旋桨操纵系统的符合性，则需编制试验大纲，并在试验大纲中，确定试验程序的合理性，试验结果应满足要求。

(b) 应编制螺旋桨操纵系统耐久性试验大纲，试验大纲中应确定试验载荷和试验程序的合理性，试验结果应满足要求。

3.4.4. 推进式螺旋桨

(a) 对于推进式螺旋桨，应有保证桨前可拆卸结构部件不会脱落的措施。

(b) 应编制推进式螺旋桨受飞机排气影响试验大纲，试验大纲中应确定试验程序的合理性，并考虑桨叶材质和不同的飞行姿态对试验结果的影响。试验结果应满足要求。

3.4.5. 涡轮增压系统

中间冷却器安装件的结构载荷计算，应确定计算方法的有效性和边界条件的合理性。结构分析应明确分析方法的合理性和完整性。

3.4.6. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

编制试验大纲，大纲要满足CCAR33.97条要求，试验结果满足设计要求。

3.4.7. 燃油箱

通过航空器检查确认可达性。

3.4.8. 燃油箱支承

必须表明设计说明、图样、三维数模的完整性，并足以满足条款的要求。

3.4.9. 压力加油系统

(a) 必须表明压力加油系统功能满足设计要求和条款要求。

(b) 必须表明危险量燃油控制措施和控制方式的有效性。

(c) 必须表明冲击压力和检验压力不会产生有害的影响。

3.4.10. 滑油系统

滑油系统设计和安装对飞机安全性和使用性的影响。

3.4.11. 滑油箱

(a) 必须表明计算分析方法的有效性，边界条件选取的合理性。

(b) 必须表明程序和试验条件选取的合理性。

(c) 必须表明软油箱已完成相关的环境、功能和性能试验，且结果满足主机要求。

3.4.12. 滑油箱试验

(a) 必须表明滑油箱试验状态合理性。

(b) 必须表明滑油箱试验程序和试验条件相关要求。

3.4.13. 对于滑油导管和接头

(a) 软管组件必须是经过批准的。

(b) 必须表明导管和接头满足所在区域的要求。

(c) 必须表明有防止通气口结冰的措施，且有效。

(d) 必须表明滑油导管和接头已完成相关的环境、功能和性能试验，且结果满足主机要求。

3.4.14. 滑油滤网或滑油滤

(a) 必须表明滑油滤网或滑油滤的滤通能力。

(b) 必须表明滑油滤网或滑油滤已完成相关的环境、功能和性能试验，且结果满足主机要求。

3.4.15. 滑油系统放液嘴

(a) 必须表明放油嘴安装位置便于操作。

- (b) 必须表明放油嘴防护措施的有效性。
- (c) 必须表明放油嘴已完成相关的环境、功能和性能试验, 且结果满足主机要求。

3.4.16. 滑油散热器

- (a) 必须表明散热器支架强度计算分析方法的有效性, 给定边界条件的合理性。
- (b) 必须表明散热器已完成相关的环境、功能和性能试验, 且结果满足主机要求。如果散热器是高能转子, 则必须进行包容性试验。

3.4.17. 螺旋桨顺桨系统

必须表明滑油系统任一部分的损坏使滑油流失时, 在滑油箱留一定量滑油的措施的有效性。必须表明滑油箱留的滑油仅供给顺桨使用措施的有效性。

3.4.18. 冷却

- (a) 必须表明试飞所选取的状态是极限状态和典型状态。
- (b) 试飞结果处理方法是合理的。

3.4.19. 冷却试验

- (a) 必须表明试飞所选取的状态是极限状态和典型状态。
- (b) 试验重量、燃油品级和混合比状态应是合理的。
- (c) 表明冷却试验结果修正方法的合理性。

3.4.20. 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

- (a) 必须表明冷却试验状态和试验程序是按AC23-8相关规定。
- (b) 试飞结果处理方法是合理的。

3.4.21. 活塞发动机飞机的冷却试验程序

- (a) 必须表明冷却试验状态和试验程序是按AC23-8相关规定。
- (b) 试飞结果处理方法是合理的。

3.4.22. 液体冷却

- (a) 必须表明计算分析方法的合理性, 计算结果的有效性。
- (b) 必须表明试验室试验所确定试验条件是合理。
- (c) 必须表明成品完成了相关环境、功能和性能等试验, 并满足主机的要求。

3.4.23. 冷却液箱试验

- (a) 必须表明冷却液箱试验状态和压力值符合试验要求。
- (b) 必须表明冷却液箱试验程序和试验条件的符合性。

3.4.24. 汽化器除冰液系统的容量

- (a) 必须表明分析/计算的有效性, 确定的除冰系统冷却液容量的合理性。
- (b) 必须表明除冰系统冷却液容量余量的合理性。

3.4.25. 汽化器除冰液系统详细设计

- (a) 必须表明安装布局的合理可行性。
- (b) 必须表明除冰系统设计满足相应燃油系统设计要求。

3.4.26. 进气空气预热器的设计

- (a) 设计说明应包括空气预热器的组成, 工作原理和布局。
- (b) 必须表明试验程序和边界条件的合理性。
- (c) 必须表明成品已完成相关的环境、功能和性能试验, 且满足系统要求。
- (d) 必须表明检查方法的有效性。

3.4.27. 进气系统管道

必须表明进气道所处的区域和所处的环境, 证明进气道的材料和强度能满足环境和所处区域的要求。

3.4.28. 进气系统的滤网

若进气滤网设计有防冰装置, 试验验证必须表明防冰方式的可行性。

3.4.29. 进气系统过滤介质

过滤介质的安装位置 and 材料特性和分离物特点。

3.4.30. 涡轮发动机的引气系统

在地面试验和飞行试验中, 必须保证是在最大引气状态。

3.4.31. 排气系统

- (a) 必须表明系统图纸、文件以及排气流场评估足以说明满足条款的要求。

(b) 一氧化碳浓度测试地面试验大纲和试飞大纲中，必须表明试验程序、试验状态和试验环境的合理性。

3.4.32. 排气热交换器：

- (a) 必须表明强度计算方法的有效性和给定边界条件的合理性。
- (b) 必须表明结构分析的合理性和关键件选取的完整性。
- (c) 必须表明排气热交换器具有耐高温和腐蚀的能力。

3.4.33. 动力装置的操纵器件

(a) 技术说明中应包括动力操纵系统的功能、组成、技术参数、工作原理、安装和使用要求。

(b) 必须表明动力操纵载荷计算方法的有效性和合理性，设置的边界条件必须是合理的和具有代表性。

3.4.34. 动力装置附件

- (a) 必须表明系统安装图、附件技术说明、系统说明足以满足附件安装的要求。
- (b) 设备必须表明通过了相应的环境试验、包容性试验、性能试验和功能试验。

3.4.35. 发动机点火系统

(a) 设计说明应包括飞机点火系统的技术参数、工作原理、电源分配等，并列出相关的设计图纸清单。

(b) 计算报告中应表明计算方法的有效性，计算过程的合理性，并表明点火系统的负载、蓄电池的容量、发动机的容量和电源分配情况，蓄电池的容量必须有一定的裕度。

3.4.36. 发动机罩及短舱

使用计算分析的方法表明整流罩能够承受气动、集中力等各种载荷，应明确计算分析方法的有效性。

3.4.37. 灭火瓶

(a) 设计说明中应说明灭火瓶工作原理、组成、功能，飞机上灭火瓶、灭火管路、灭火喷嘴的位置和布局。

- (b) 明确灭火瓶和灭火管路安全防护措施的合理性和有效性。
- (c) 明确灭火排放管路、灭火喷嘴空间布置的合理性和有效性。
- (d) 编制灭火瓶和爆炸帽试验文件，试验文件应包括按DO160环境试验要求，以及功能试验和性能试验要求。

3.4.38. 灭火系统材料

编制灭火系统防火试验文件，明确试验程序和边界条件的合理性，试验结果应满足要求。

3.4.39. 火警探测系统

(a) 在描述性文件中，明确每个指定火区对应火警探测器的工作原理和构造。明确火警探测器机上安装位置、安装状态和安装要求。

(b) 火警探测器安装支架分析计算报告，应表明计算分析方法的有效性，以及边界条件的合理性，计算结果应满足设计要求。

(c) 编制火警探测器系统试验文件，试验文件中应包括按照DO160或等同文件要求的环境试验要求，任何油、水、其他液体或烟气的对火警探测器性能的影响，试验结果应满足要求。

3.5. 23.2400(c)(1)

3.5.1. 负加速度

飞行试验程序是否合理，燃油量和滑油量是否满足要求，负加速度值和持续时间是否满足要求，试验结论是否满足条款要求。

3.5.2. 燃油系统

- (a) 地面试验和飞行试验大纲中，所选取的工作状态应表明合理性和代表性。
- (b) 燃油系统布置应保证在油箱有较多可用燃油时，空气不会进入供油管路。
- (c) 燃油系统应满足在飞行包线内和各低温工作条件下的压力和流量要求。
- (d) 燃油系统的余油收集措施应满足发动机燃油排泄标准要求。

3.5.3. 燃油流量

- (a) 系统说明包括燃油系统组成、在机上的布置、功能、性能以及工作原理等。
- (b) 用计算分析的方法表明符合性，应明确计算方法和分析方法的有效性。

- (c) 地面试验和试飞大纲中，应明确试验方法是合理的，试验条件是临界条件。
- (d) 设备供应商提供的资料应表明设备已按DO160要求完成环境试验以及功能、性能试验。

3.5.4. 连通油箱之间的燃油流动

- (a) 系统说明应包括燃油系统组成、安装、性能以及工作原理。
- (b) 在计算分析报告中，应明确计算和分析方法的有效性及其结果的合理性。
- (c) 在地面试验和试飞大纲中，应明确飞行姿态、过载条件选择的合理性和代表性。

3.5.5. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

- (a) 必须表明油箱通气口的位置以及构造足以防止结冰堵塞。
- (b) 必须表明油箱通气口安装足以防止正常运行时产生虹吸。
- (c) 必须表明对油箱通气量的分析/计算方法是有效的，给定的边界条件是合理的。
- (d) 必须表明试验条件涵盖了所有预期的运行条件。
- (e) 必须表明油箱通气孔和膨胀空间的关联性。
- (f) 试验和试飞时，测量油箱压力的方法的有效性。

3.5.6. 燃油滤网或燃油滤

- (a) 必须表明燃油滤在机上的安装位置便于放液和清洗。
- (b) 必须表明当燃油滤堵塞时保证发动机稳定的供油。
- (c) 必须表明燃油滤已完成必要的环境试验、耐油试验、功能和性能试验等，且满足主机要求。

3.5.7. 应急放油系统

- (a) 必须表明分析计算方法是有效的，结果是准确的。
- (b) 必须表明所选取的应急放油飞行试验条件是合理的。
- (c) 必须表明防止燃油被排放到最低油量以下所采取的措施的有效性。
- (d) 必须表明随时终止应急放油的措施的有效性。

3.5.8. 涡轮增压器引气系统

- (a) 必须表明系统原理图、安装图、涡轮增压器结构足以表明涡轮增压引气系统失效不会影响其它系统。
- (b) 必须表明涡轮增压引气系统失效后，不影响客舱空气系统。

3.6. 23.2400(c)(2)

3.6.1. 螺旋桨的间距

考虑到起落架和轮胎的伸缩，应通过结构设计，保证飞机螺旋桨与地面及机身结构间的距离有足够的裕度，必要时进行测量。

3.7. 23.2400(c)(3)

3.7.1. 螺旋桨

对于推进式螺旋桨，应有保证桨前可拆卸结构部件不会脱落的措施。

3.7.2. 涡轮增压系统

应编制涡轮增压器转子包容性试验大纲，试验大纲中应明确试验程序的合理性，试验结果应表明涡轮增压器壳体能够包容住失效的转子和叶片。

3.7.3. 负加速度

见第23.2400(c)(1)条审查的重点要素和关注问题“负加速度”。

3.7.4. 燃油系统

见第23.2400(c)(1)条审查的重点要素和关注问题“燃油系统”。

3.7.5. 燃油流量

见第23.2400(c)(1)条审查的重点要素和关注问题“燃油流量”。

3.7.6. 连通油箱之间的燃油流动

见第23.2400(c)(1)条审查的重点要素和关注问题“连通油箱之间的燃油流动”。

3.7.7. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

见第23.2400(c)(1)条审查的重点要素和关注问题“燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放”。

3.7.8. 燃油滤网或燃油滤

必须表明燃油滤在机上的安装位置便于放液和清洗。

3.7.9. 燃油系统放液嘴

- (a) 必须表明燃油系统所有的放液嘴的位置是符合要求的。
- (b) 必须表明放液嘴的锁紧方式能够明显地确定在关闭位置。
- (c) 放液嘴安装位置能够使排放的油液避开飞机的各部分。
- (d) 必须表明放液嘴的安装位置能使其易于拆卸和检查。
- (e) 必须表明放液嘴已完成必要的环境试验、功能和性能试验等，且满足主机要求。

3.7.10. 应急放油系统

见第23.2400(c)(1)条审查的重点要素和关注问题“应急放油系统”。

3.7.11. 涡轮增压器引气系统

见第23.2400(c)(1)条审查的重点要素和关注问题“涡轮增压器引气系统”。

3.7.12. 涡轮发动机的引气系统

必须表明安全性分析方法的有效性。

3.8. 23.2400(c)(4)

3.8.1. 螺旋桨振动与疲劳

(a) 用螺旋桨振动类比分析表明符合性，应确认飞机结构相似性，发动机螺旋桨安装的相似性，螺旋桨工作状态相似性，同时应表明所用类比螺旋桨的振动相关数据的有效性或足以满足符合性的服务经验。

(b) 编制地面试验大纲，在大纲中应表明试验测量点的选取，试验程序，试验条件，试验状态的合理性。

(c) 编制试飞大纲，在大纲中应表明试验测量点的选取，试验程序，试验条件，试验状态的合理性。

3.8.2. 动力装置工作特性

(a) 对比分析的方法表明气系统使用过程中不会出现气流畸变导致的发动机异常振动，需表明进气道结构和进气方式相同，发动机各状态的进气量相同。

(b) 编制动力装置工作特性试飞，试飞大纲中需表明各状态点的选取是合理的，具有代表性的。

3.9. 23.2400(d)

3.9.1. 发动机

(a) 发动机吸入外物如何满足33.76、33.77和33.78的要求。如果用服务经验表明符合性，则需证明结构的相似性和足以表明符合性的服务经验。

(b) 地面试验大纲中，试验程序是合理的，起动环境温度应满足要求，应急电源的供电功率值和发动机起动所需功率值应确定，应急电源应满足发动机起动要求。试验结果应满足要求。

(c) 发动机空中再起动机试飞大纲中，空中再起动机程序是合理的，试验点的选取是合适的，应急电源能否满足发动机起动要求，试验结果应满足要求。发动机空中再起动机包线的绘制依据是充分合理的。

3.9.2. 燃油箱安装

必须表明设计说明、图样、三维数模的完整性，并足以满足条款的要求。

3.9.3. 排气系统

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“排气系统”。

3.9.4. 灭火剂

(a) 明确采用灭火剂的物理特性、化学特性。

(b) 对于采用有毒性灭火剂的灭火装置，应编制灭火剂地面模拟试验文件或灭火剂飞行试验文件，在文件中应明确试验程序和边界条件的合理性。试验结果应表明对有毒灭火剂的防火措施的有效性。

3.10. 23.2400(e)

3.10.1. 安装限制总则

(a) 动力装置系统布局、系统功能描述、主要系统性能参数介绍完整性和合理性。

(b) 动力装置系统振动试验大纲中振动试验点及试验状态的选取和试验报告中试验数据分析是合理的，试飞结果应满足要求。

3.10.2. 螺旋桨

(a) 确定螺旋桨转速限制和保证螺旋桨转速不超过限制值的措施。

(b) 应编制推进式螺旋桨受飞机排气影响试验大纲，试验大纲中应确定试验程序的合理性，并考虑桨叶材质和不同的飞行姿态对试验结果的影响。试验结果应满足要求。

3.10.3. 螺旋桨振动与疲劳

见第23.2400(c)(4)条审查的重点要素和关注问题“螺旋桨振动与疲劳”

3.10.4. 涡轮增压系统

编制试验大纲，大纲要满足CCAR33.97条要求，试验结果满足设计要求。

3.10.5. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验”。

3.10.6. 动力装置工作特性

见第23.2400(c)(4)条审查的重点要素和关注问题“动力装置工作特性”。

3.10.7. 燃油滤网或燃油虑

必须表明当燃油滤堵塞时保证发动机稳定的供油。

3.10.8. 滑油系统

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“滑油系统”。

3.10.9. 滑油滤网或滑油滤

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“滑油滤网或滑油滤”。

3.10.10. 冷却

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“冷却”。

3.10.11. 冷却试验

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“冷却试验”。

3.10.12. 涡轮发动机飞机的冷却试验程序

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“涡轮发动机飞机的冷却试验程序”。

3.10.13. 活塞发动机飞机的冷却试验程序

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“活塞发动机飞机的冷却试验程序”。

3.10.14. 动力装置附件

见第23.2400(c)条审查的重点要素和关注问题“动力装置附件”。

第23.2405条 功率或推力自动控制系统

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2405

1.1.1. 自动功率储备系统

(a) 定义

(1) 自动功率储备系统指的是仅在起飞时使用的用以达到预定功率增加以及向驾驶舱提供系统工作信息整个自动系统，包括感受发动机失效、传输信号、作动工作发动机的燃油控制或功率杆的所有的机械和电气装置（含能源）；

(2) 选定的起飞功率选定的起飞功率指的是在每一批准起飞使用的初始功率设定处所获得的功率；

(3) 临界时间间隔如图1中所示，临界时间间隔指的是 V_L 减去1秒与发动机和APR失效飞行航迹与最低性能全发飞行航迹交叉点之间的时间间隔。发动机和APR失效飞行航迹与一发不工作飞行航迹在起飞表面122米（400英尺）以上交叉。发动机和APR失效飞行航迹基于飞机性能，并且在起飞表面122米（400英尺）以上至少有0.5%的正梯度。

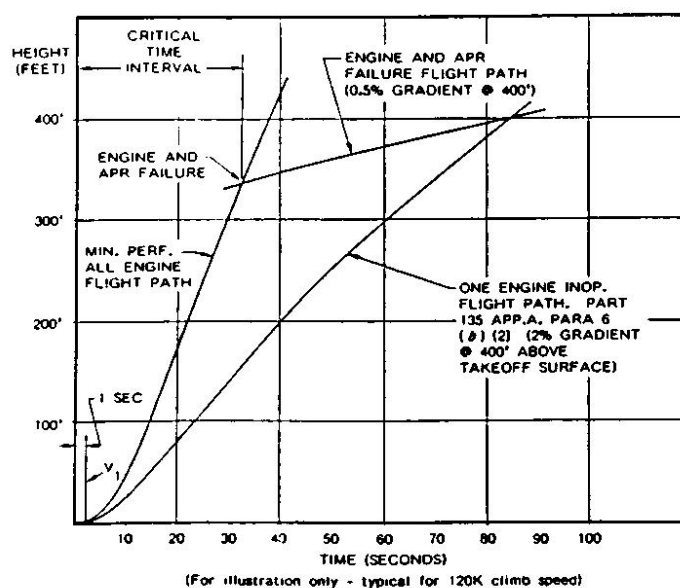


图1. 临界时间间隔示意图

(b) 如果安装自动功率储备系统 (APR)，在起飞过程中，当任何发动机失效时，该系统自动增加工作发动机的功率或推力。则自动功率储备系统 (APR) 必须满足下列要求

(1) APR发动机功率控制系统应能够在起飞过程中，在任何发动机失效后，该系统可以自动增加工作发动机的功率或推力；

(2) APR系统及相关系统正常工作时，必须满足所有适用的要求 (本附件规定的除外)，不需要机组采取任何措施增加功率或推力；

(3) 必须表明,在临界时间间隔内,增大或不影响任何一台发动机功率的APR失效不会对飞机造成危害,或必须表明该失效是不可能的；

(4) 必须表明,在临界时间间隔内，APR系统的任何失效模式不会导致任一台发动机功率降低，或必须表明这类失效是极不可能的；

(5) 必须表明,在临界时间间隔内，不会产生APR系统和发动机的组合失效，或必须表明这类失效是极不可能的；

(6) 在起飞过程中最临界点发生发动机失效而APR正常工作情况下，必须满足所有的适用性能要求；

(7) 在起飞滑跑开始时，选定的每台发动机的功率设定值不得低于：

(i) 在当时条件下， V_1 时获得飞机批准的最大起飞功率的90%所需的功率；

(ii) 使所有依赖于发动机功率或功率杆位置且与安全相关的系统和设备的正常工作所需的功率值；

(iii) 当功率值从选定的起飞功率水平增加到最大批准起飞功率时，表明无发动机危害响应特性的值。

(8) APR操纵器件必须满足下列要求：

(i) 任何APR的单一失效或故障 (或可能的组合)，包括与APR相关的系统，不得引起安全所必需的任何动力装置功能的失效；

(ii) 如果是柔性操纵必须表明其适合于特定的用途；

(iii) 每个操纵器件必须能保持在任何必要的位置，而有下列现象：要求飞行机组成员经常注意；由于操纵载荷或振动而滑移；

(iv) 每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形；

(v) 如果位于发动机舱内而在着火时还要求工作时必须至少是耐火的；

(vi) 如果位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件必须满足以下要求：对于手动阀门，在打开和关闭位置有确实的止动器，对于燃油阀门在上述位置要有适当的指示措施；对于动力作动阀门，应有向飞行机组指示下列情况的手段：阀门在全开或全关的位置；阀门在

全开和全关位置之间移动。

(9) APR必须设计成:

- (i) 提供一措施, 能在起飞前向机组证明APR处于执行其预期功能的使用状态;
- (ii) 在起飞过程中, 当任何一台发动机失效时, 能够自动增加工作发动机的功率到最大可达到的起飞功率, 并且不超过发动机使用限制;
- (iii) 发动机失效后, 防止通过功率杆的人工调节解除APR;
- (iv) 向机组提供解除自动功能的装置, 该装置必须设计成防止被无意解除;
- (v) 除本规定(10)所述外, 允许使用正常人工控制减小或增加功率直到当时情况下批准的飞机最大起飞功率。但是应满足每个操纵器件必须能保持在任何必要的位置而不要求飞行机组成员经常注意, 且不能由于操纵载荷或振动而滑移。

(10) 对安装有自动防止发动机超过使用限制的抑制器的飞机而言, 当APR失效时, 可以使用其他装置增加功率杆所控制的最大功率水平。该装置必须位于在功率杆上或前方, 容易识别并且在所有工作状态下, 易于由任一驾驶员用通常操纵功率杆的手通过单一动作操纵, 必须满足第23.2600、23.2610条的相关要求。

(11) 除第23.2510条的要求外, 还必须满足下列要求:

- (i) 必须提供指示APR处于待命或备用状态的装置;
- (ii) 如果飞机固有的飞行特性不能提供发动机失效的警告, 则必须备有一独立于APR的警告系统, 以便在起飞过程中任何发动机失效后, 向驾驶员发出清晰警告;
- (iii) 发动机在 V_1 以上速度失效后, 必须具有一装置, 使机组易于迅速确定APR已经正常工作。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2405

2.1.1. 自动功率储备系统

- (a) 通过符合性说明, 提供系统原理图、安装图、电气控制图、系统说明以及操作程序说明, 证明自动功率控制系统设计满足安全要求。
- (b) 通过安全性分析, 满足23.2405的要求。
- (c) 通过飞行试验, 编制试飞大纲, 进行飞行试验, 试验结束后完成试验报告, 试验结果应满足23.2405的要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 23.2405

3.1.1. 自动功率储备系统

审查中需要关注的一般要素和审查重点如下:

- (a) 自动功率储备系统说明应是包括系统组成、功能和安装, 系统原理图、安装图、电气控制图应是完整合理的。
- (b) 自动功率储备系统安全性的方法应是合理的, 失效概率满足要求。
- (c) 自动功率储备系统试验大纲中, 试验程序是合理的, 试验结果应满足要求。

第23.2410条 动力装置安装危害性评估

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2410

1.1.1. 多发飞机附件的独立性

对于多发飞机, 对安全运行所必不可少的由发动机驱动的附件必须分布在两台或更多台发动机上使之不会由于任一发动机失效而导致这些附件不工作而影响安全运行。

1.2. 23.2410(a)

1.2.1. 发动机

(a)对于涡轮发动机的安装有下列规定:

- (1) 必须采取设计预防措施, 能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时, 对飞机的危害减至最小;
- (2) 与发动机各控制装置、系统和仪表有关的各动力装置系统的设计必须能合理保证, 在服役中不会超过对涡轮转子结构完整性有不利影响的发动机使用限制;
- (3) 对于安装在载人舱后部机身内的涡轮发动机安装, 必须考虑发动机入口区域风扇叶片向前脱出的影响, 乘客必须被保护, 且飞机必须能够操纵继续安全飞行和着陆。

(b) 各动力装置的布置和相互隔离, 必须至少在一种运行状态下, 使任一发动机或任一能影响此发动机的系统 (如果只安装一个油箱, 则此油箱例外) 失效或故障 (包括发动机舱内被火烧坏) 时, 不致发生下列情况:

- (1) 妨碍其余发动机继续安全运转;
 - (2) 需要任何机组成员立刻采取动作以保持其余发动机继续安全运转。
- (c) 对于活塞发动机的安装应必须满足下列要求:

(1) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下, 使由于起动而引起发动机或飞机着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制, 并将它们列入飞机飞行手册、经批准的手册资料或适用的使用标牌中。对于下列情况, 必须提供措施:

- (i) 空中再起动机多发飞机的任何发动机;
- (ii) 在空中, 发动机失效后, 若持续的发动机转动将导致对飞机的危害, 停转发动机。

(2) 此外, 对于4级飞机, 采用下列规定:

(i) 在防火墙的发动机一侧, 可能暴露于火中的停转系统的每个部件必须至少是耐火的;

(ii) 如果为此目的使用螺旋桨液压顺桨系统, 顺桨管路在顺桨期间可预期出现的各种使用条件下必须至少是耐火的。

(d) 涡轮发动机的安装必须满足下列要求:

(1) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下, 使由于起动而引起发动机或飞机着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制, 并将它们列入飞机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中;

(2) 必须具有停止任何发动机的工作燃烧的措施, 并且如果持续转动将对飞机造成危害, 则必须具有发动机停转措施。位于火区的发动机停转系统的每一部件必须是耐火的。如果停转发动机使用螺旋桨液压顺桨系统, 则液压顺桨管路或软管必须是耐火的;

(3) 必须有可能在飞行中再起动机。必须确定起动技术及有关的限制, 并将它们列入飞机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中;

(4) 必须在飞行中作如下演示: 在一次假起动之后再起动发动机时, 所有燃油或油气的排出都不得引起火灾。

(e) 再起动机包线必须制定飞机的发动机空中再起动机的高度和速度包线。安装的每台发动机必须具有在此包线内再起动的能力。

(f) 再起动机能力对于涡轮发动机飞机, 如果在飞行中所有发动机停车后, 发动机的最小风车转速不足以提供发动机点火所需的电功率, 则必须有一个不依赖于发动机驱动的发电系统的电源, 以便能在飞行中对发动机点火进行再起动机。

1.2.2. 涡轮增压系统

(a) 在服役中预期出现的操纵系统的故障, 振动, 异常转速及温度, 均不得损坏涡轮增压器的压气机或涡轮。

(b) 涡轮增压器的壳体, 必须能包容正常转速控制装置不工作时可能出现的最高转速情况下压气机或涡轮损坏的碎片。

1.2.3. 涡轮螺旋桨阻力限制系统

(a) 涡轮螺旋桨飞机的螺旋桨阻力限制系统必须设计成, 在正常或应急使用期间, 任何系统的单个失效或故障均不会使螺旋桨阻力超过按结构要求设计飞机所采用的值。如果阻力限制系统结构元件的破损概率极小, 则这种破损不必考虑。

(b) 本要求所指的阻力限制系统包括手动或自动装置, 当发动机功率损失后该装置动作时, 能够将螺旋桨桨叶向顺桨位置移动, 使得风车阻力减小至安全水平。

1.2.4. 燃油系统的独立性

(a) 多发飞机的燃油系统的布置必须至少在一种系统构型下, 使任一部件 (燃油箱除外) 的故障不会导致一台以上的发动机丧失功率 (推力), 也不需要驾驶员立即动作来防止一台以上的发动机丧失功率 (推力)。

(b) 如果在多发飞机上使用单个油箱 (或多个燃油箱相互连接作为单个油箱), 则必须提供下列措施:

- (1) 每一发动机独立的油箱出口, 每一油箱安装一个关断活门。如果活门至发动机舱

之间的管路容纳的可能逸入发动机舱燃油量不超过1.14L（1夸脱）（或如果表明安全，可以为更大量），则该关断活门也可以作为防火墙关断活门；

- (2) 至少布置两个通气口以将其同时堵塞的可能性降至最低；
- (3) 加油口盖的设计必须将不正确安装或飞行中丢失的可能性降至最低；
- (4) 燃油系统中，从燃油箱的每个出口到任何发动机之间的部件独立于系统中为其它发动机供油的部件。

1.2.5. 燃油流量

(a) 必须在供油和不可用油量为最临界的状态下，表明燃油系统能以本条规定的流量和足以保证发动机正常工作的压力向发动机供油。这些情况可以在一个合适的模拟装置上予以模拟。此外还必须符合下列规定：

- (1) 油箱内的燃油量不得超过按第23.2430(a)(4)条安全性要求要点“不可用燃油量”条确定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和；
- (2) 如果装有燃油流量计，在流量试验时必须使其阻塞，燃油必须流经该流量计或其旁路；
- (3) 如果装有不带旁路的流量计，则不能出现将燃油流量限制到低于该燃油验证所要求水平的任何可能失效模式；
- (4) 燃油流量必须包括使蒸气回流所必须的流量、引射泵驱动流量、以及为其他任何目的使用燃油所需的流量。

(b) 重力供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须为发动机起飞燃油消耗量的150%。

(c) 每台火花塞点火的活塞发动机的每个泵压供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须是发动机在批准的最大起飞功率状态下要求燃油流量的125%。对于压燃点火的活塞发动机要求为100%的最大起飞功率流量。

(1) 每个主燃油泵和应急泵都必须能够提供上述流量，而且在起飞期间，当泵运转时必须提供该流量；

(2) 对于每个手摇泵，必须在每分钟不超过60个循环（120个单行程）的条件下达到该流量；

(3) 当主燃油泵和应急燃油泵同时工作时，燃油压力不能超过发动机燃油进口压力限制，除非表明不会产生不利影响。

(d) 本条(b)、(c)、(f)适用于每一辅助系统和转输系统，但是流量按下述规定：

(1) 所要求的燃油流量，必须按发动机最大连续功率和发动机最大转速来确定，而不是按起飞功率和起飞耗油量来确定；

(2) 如果设有标牌提供使用说明，在从辅助油箱中转输燃油至一更大的主油箱时，可以采用较低的燃油流量。但该燃油流量必须足以保持发动机最大连续功率，同时在较低的发动机功率时，不会使主燃油箱溢出。

(e) 多燃油箱对于由一个以上油箱供油的活塞发动机，如果向发动机供油的任一油箱内的燃油耗尽而使发动机功率损失明显时，在平飞状态下转为由其他任何满油箱供油后，发动机达到75%的最大连续功率的时间不得大于下列数值：

- (1) 对于自然吸气式单发飞机，为10秒；
- (2) 对于涡轮增压单发飞机，20秒，如果在10秒钟内恢复至75%最大连续自然吸气功率；
- (3) 对于多发飞机，为20秒。

(f) 在各种预定运行条件下和机动飞行中，每一涡轮发动机燃油系统必须至少提供发动机所需燃油流量的100%。可以在一个合适的模拟装置上模拟这些情况。流量必须符合下列规定：

(1) 在飞机使用中预期的最不利供油情况（与高度、姿态和其他情况相关）下表明上述流量；

(2) 对于多发飞机，尽管本条(d)允许更低的燃油流量，燃油必须自动地不间断地流向任何有关的发动机，直到预定供该发动机使用的所有燃油用完为止。此外：

(i) 就本条而言，“预定供该发动机使用的燃油”指的是预期供指定发动机使用的任何油箱中的所有燃油；

(ii) 燃油系统的设计必须清楚的说明任何油箱计划供油的发动机；
(iii) 为表明对本条款的符合性，要求在完成发动机工作的起动阶段后，驾驶员不得采取措施。

(3) 对于单发飞机，在完成发动机工作的起动阶段后，要求驾驶员不得采取措施，除非提供手段，在采取必要的措施至少5分钟前，准确地警告驾驶员。驾驶员采取的措施不能引起发动机工作的任何变化，并且在飞机被批准的任何运行阶段，驾驶员采取的措施不能使其注意力偏离主要的飞行任务。

1.2.6. 不可用燃油量

(a) 每个燃油箱的不可用燃油量必须不小于下述油量：对于需该油箱供油的所有预定运行和机动飞行，在最不利供油条件下，发动机工作开始出现不正常时该油箱内的油量。不必考虑燃油系统部件的失效。

(b) 应该确定泵的失效对可用燃油的影响。

1.2.7. 燃油泵

(a) 对主油泵，采用下列要求：

(1) 对于由多台燃油泵向发动机供油的活塞发动机安装，每台发动机必须至少有一台燃油泵由发动机直接驱动。该泵必须满足本条(a)中“燃油流量”要求。该泵为主燃油泵；

(2) 对于涡轮发动机安装，发动机正常运转所需的或满足本章燃油系统要求所需的燃油泵是主燃油泵（本条(b)要求的除外）。此外，还必须满足下列要求：

(i) 每台涡轮发动机必须至少有一台主燃油泵；

(ii) 每台发动机主燃油泵的动力源，必须独立于任何其他发动机主燃油泵的动力源；

(iii) 对于每台主燃油泵（经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外），必须有允许正排量式燃油泵旁路通油的措施。

(b) 应急燃油泵必须有应急燃油泵，当任一主燃油泵（经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外）失效后，应能立即向相应发动机供油。每台应急燃油泵的动力源必须独立于相应的各主燃油泵动力源。

(c) 警告措施如果主燃油泵和应急燃油泵两者均连续工作，则必须具有能向相应的飞行机组成员指示任一油泵故障的设施。

(d) 不管发动机功率（或推力）调定或者任何其他燃油泵的功能状态如何，任何一台燃油泵的工作都不得影响发动机运转而造成危险。

1.2.8. 应急放油系统

应急放油系统的设计，必须使系统中任何有合理可能的单一故障，不会由于不对称放油或不能放油而造成危险。

1.2.9. 滑油系统

(a) 如果滑油系统及部件已经依据发动机适航要求获得批准，并且那些要求等同于或比本章中相应的要求更严格，则滑油系统及部件不需要再次获得批准。如果本章中要求更严格，则必须进行验证以表明符合要求。

(b) 每台发动机必须有独立的滑油系统，在不超过安全连续运转温度值的情况下，能向发动机供给适量的滑油。

(c) 可用滑油量不得小于飞机在临界运行条件下的续航时间与同样条件下批准的发动机最大允许滑油消耗率的乘积，加上用于保证循环和冷却的适当余量。

(d) 对于没有滑油传输系统的滑油系统，只能考虑油箱的可用油量。不得考虑发动机滑油管路、滑油散热器内的滑油量和顺桨储油。

(e) 如果有滑油传输系统，并且传输油泵能将输油管路中的一些滑油输入主发动机滑油箱，则可将传输油泵能从这些管路中输出的油量计入滑油油量内。

1.2.10. 螺旋桨顺桨系统

(a) 如果螺旋桨顺桨系统使用发动机的滑油进行工作，必须表明顺桨系统使用保留的滑油完成顺桨的能力。

(b) 必须采取措施防止油泥或其他外来物影响螺旋桨顺桨系统安全工作。

1.2.11. 涡轮增压器引气系统

对于用于客舱增压的涡轮增压器引气系统，需满足下列要求：

(a) 在涡轮增压器或其润滑系统的任何可能的失效发生后，客舱空气系统不得受到有害污染。

(b) 在发动机排气、液压、燃油或滑油系统任何可能的失效或故障发生后，涡轮增压器气源不得被由此而产生的有毒或有害气体或蒸汽所污染。

1.2.12. 动力装置的操纵器件

对于涡轮发动机飞机，任何动力装置操纵系统中单一的失效或故障，或可能的组合都不得造成任何安全所需的动力装置功能的失效。

1.2.13. 发动机操纵器件

每一功率或推力控制器件的设计必须使得如果控制器件在发动机能源计量装置处脱离，飞机能够持续安全飞行和着陆。

1.2.14. 混合比操纵器件

(a) 如果有混合比操纵器件，每台发动机必须有一单独的混合比操纵器件，混合比操纵器件必须有保护装置或者其形状和布置可以通过感觉防止与其他操纵器件混淆。

(1) 该操纵器件必须按下列要求进行组合或布置：

- (i) 能单独操纵每台发动机；
- (ii) 能同时操纵所有的发动机。

(2) 对于操纵器件移动到贫油或断开位置，必须要有一个单独的、明显的操作。

(b) 每一手动发动机混合比控制器的设计必须使得如果控制器在发动机能源计量装置处脱离，飞机能够持续安全飞行和着陆。

1.2.15. 动力装置附件

(a) 每一发动机安装附件必须被批准安装在相应的发动机上，并利用该发动机上的设施安装；或在所有附件传动装置上装有扭力限制装置以防止扭力超过传动装置规定的限制值；且是密封的以防止污染发动机滑油系统和附件系统。

(b) 易产生电弧或火花的电气设备，其安装必须使接触可能呈自由状态的可燃液体或蒸气的概率减到最小。

(c) 每台额定功率为6千瓦或6千瓦以上发电机的设计和安装必须将其发生故障时引起着火概率减到最小。

(d) 任何由发动机远距驱动的附件，如果在发生故障后继续转动会造成危害，则必须有措施防止其继续转动，而不影响发动机继续工作。

(e) 没有作为发动机驱动齿轮箱的一部分批准而被齿轮箱驱动的附件必须具有扭力限制措施以防止超过有关传动装置的扭力限制值；使用齿轮箱上的设施安装；且是密封的以防止污染齿轮箱滑油系统和附件系统。

1.3. 23.2410(b)

1.3.1. 发动机转子包容

涡轮发动机的安装对于涡轮发动机的安装有下列规定：

(a) 必须采取设计预防措施，能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时，对飞机的危害减至最小。

(b) 与发动机各控制装置、系统和仪表有关的各动力装置系统的设计必须能合理保证，在服役中不会超过对涡轮转子结构完整性有不利影响的发动机使用限制。

(c) 对于安装在载人舱后部机身内的涡轮发动机安装，必须考虑发动机入口区域风扇叶片向前脱出的影响，乘客必须被保护，且飞机必须能够操纵继续安全飞行和着陆。

1.4. 23.2410(c)

1.4.1. 发动机隔离

发动机隔离各动力装置的布置和相互隔离，必须至少在一种运行状态下，使任一发动机或任一能影响此发动机的系统（如果只安装一个油箱，则此油箱例外）失效或故障（包括发动机舱内被火烧坏）时，不致发生下列情况：

(a) 妨碍其余发动机继续安全运转。

(b) 需要任何机组成员立刻采取行动以保持其余发动机继续安全运转。

1.4.2. 燃油系统的独立性

见第23.2410(a)条安全性要求要点“燃油系统的独立性”。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2410

2.1.1. 多发飞机附件的独立性

无。

2.2. 23.2410(a)

2.2.1. 发动机

(a) 说明性文件

通过动力装置系统描述和安装说明、图纸、功能说明、飞行手册、材料说明、发动机安装手册等材料，表明发动机安装设计时综合考虑了隔离、起动、停转、防火以及防止超限的设计，且相关程序、限制和要求均已写进飞行手册、经批准的文件或使用标牌当中。

(b) 分析/计算

参考AC-20-128A咨询通报的要求及方法，编制发动机非包容转子性报告，报告包括损伤统计、转子非包容损伤后结构强度分析以及对结构件和重要操纵部件影响的分析，以此确定发动机转子非包容性相应的碎片等级的概率发生和定性要求，表明发动机转子非包容性不影响飞机的安全。

(c) 地面试验

编制地面试验大纲，进行地面试验，验证发动机起动程序、限制是否与飞行手册中规定的相一致，验证应急电源系统的起动能力和裕度，验证发动机假起动后的再起动存在的着火风险，完成试验报告，试验结果应满足设计要求。

(d) 飞行试验

编制试飞大纲，进行试飞试验，验证飞机的空中再起动力、确定空中再起动力包线，验证应急电源系统能力，并确定发动机假起动后的再起动存在起火的风险，完成试验报告，确定发动机空中再起动力包线，确定发动机假起动后的再起动不存在起火的风险。

2.2.2. 涡轮增压系统

(a) 分析/计算

编制载荷计算报告，明确安装中冷器时结构能够承受系统的载荷。

通过对中冷器安装的结构分析，明确在正常使用及中冷器故障时，其不会对飞机造成危害。

(b) 试验室试验

涡轮增压系统试验室试验大纲和报告应表明：进行转子包容型试验，证明壳体能够包容住转子和叶片的失效。

2.2.3. 涡轮螺旋桨阻力限制系统

(a) 说明性文件

对螺旋桨阻力限制系统进行说明。

(b) 分析/计算

编写分析或计算文件，计算螺旋桨阻力限制系统失效时，螺旋桨风车状态下的结构载荷，及飞机偏航情况。

(c) 安全性评估

对螺旋桨阻力限制系统进行故障模式及影响分析，对系统进行定性分析和定量计算，失效概率极小，是不可能发生的。否则进行螺旋桨风车状态结构载荷计算。

2.2.4. 燃油系统的独立性

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括燃油系统组成、性能、工作原理等；

(2) 符合性分析：

(i) 利用图纸来分析各发动机供油系统相互独立，每一发动机供油系统部件故障不会影响到其他发动机，包括其用电设备的供电线路，如电动切断阀、增压泵供电等；

(ii) 利用图纸来表明在多发飞机使用一个油箱时每一发动机具有独立的出油口，且在油箱上安装一个关断活门。分析该关断活门到发动机入口之间管路内的油量，如不超过1.14L，则该关断活门可用于供油管路切断阀；

(iii) 利用图纸表明油箱通气口的数量至少为两个；

(iv) 利用加油口盖供应商提供的设备资料来表明加油口盖设计满足条款要求；
(v) 多发飞机使用一个油箱，利用图纸来表明每一发动机供油系统部件都相互独立。

(b) 试验室试验

加油口盖试验大纲及报告能表明加油口盖通过了耐久、振动等影响使用的试验验证。

(c) 设备合格性

加油口盖供应商提供加油口盖的技术条件、试验大纲以及报告等资料来表明加油口盖设计能够满足条款要求。

2.2.5. 燃油流量

(a) 说明性文件

系统说明阐述燃油系统组成、性能以及工作原理等，通过系统原理图表明燃油流量范围包括供油流量、引射流量等。通过安装图纸表明燃油系统是否包括燃油流量计、燃油滤等易于堵塞的部件，如包括该部件则结合供应商提供的资料来表明满足条款要求。结合分析/计算、地面试验和飞行试验结果表明符合条款要求。

(b) 分析/计算

对燃油系统供、输油性能进行分析/计算，并将计算结果与发动机入口压力流量要求进行对比，以表明符合条款要求。

(c) 试验室试验

对流量计、燃油滤等进行流阻试验、旁通试验以表明其被堵塞后性能能够满足要求，对燃油泵进行性能试验以表明流量压力满足要求。

(d) 地面试验

进行燃油系统地面试验表明供油流量、输油流量满足条款要求，活塞发动机功率恢复时间满足条款要求。

(e) 飞行试验

燃油系统供、输油飞行试验用于验证在各飞行条件下，供油和输油流量满足要求。

(f) 设备合格性

通过设备供应商提供的数据资料来表明带旁通功能的流量计满足旁通要求或不带旁通功能的流量计其失效不会限制流量低于条款要求，燃油滤旁通满足要求，燃油泵性能满足流量、压力要求。

2.2.6. 不可用燃油量

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括燃油系统组成、安装、性能以及工作原理等内容；

(2) 符合性分析

(i) 利用分析计算结果表明试验时所选择的飞行姿态满足条款要求；

(ii) 结合地面和飞行试验结果表明不可用燃油的确定满足条款要求。

(b) 分析/计算

对飞机在各姿态下油箱的不可用燃油量进行分析，包括燃油泵故障对不可用燃油量的影响。

(c) 地面试验

不可用燃油量地面试验大纲和报告应表明：

(1) 不考虑燃油泵故障时飞机地面姿态下各油箱的不可用燃油量；

(2) 考虑燃油泵故障时飞机地面姿态下各油箱的不可用燃油量。

(d) 飞行试验

不可用燃油量飞行试验大纲和报告应表明飞机在最不利供油条件下油箱的不可用燃油量。

2.2.7. 燃油泵

(a) 说明性文件

本条款验证的说明性文件涉及图样和符合性说明：

(1) 图样：包括燃油系统原理图、安装图和燃油泵安装图，用图样表明：

(i) 燃油系统管路和燃油泵等设备布局，为符合性文件做支撑；

(ii) 通过燃油系统原理图和说明性文件了解系统工作原理。

(2) 符合性说明：编写相关的系统说明性文件，按照规章要求，说明系统功能情况和达到的性能水平，逐条明确分析设计技术符合规章要求。

(b) 飞行试验

通过飞机飞行考核试验，检查燃油系统主燃油泵和应急燃油泵任一油泵故障后，可以向飞行机组人员提供警告，并且发动机仍能正常工作，可以经飞行员评语证实。

(c) 设备合格性

设备供应商应提供燃油泵技术条件，鉴定试验大纲及鉴定试验报告以表明符合条款要求。

2.2.8. 应急放油系统

(a) 说明性文件

(1) 编制系统说明文件，系统说明包括应急放油系统组成、性能、工作原理、机上布置等内容；

(2) 利用应急放油系统安全性分析结论表明系统中任何有合理可能的单个故障，不会由于不对称放油或不能放油而造成危险。

(b) 安全评估

对应急放油系统安全性进行分析，包括FHA、FMEA等，分析应表明在可预见的单点故障情况下，不会由于不对称放油或不能放油而造成危险。

2.2.9. 滑油系统

(a) 说明性文件：

通过图纸和相关符合性说明文件，说明每台发动机有独立的滑油系统。根据发动机手册等资料，计算可用滑油量大于发动机航程内的实际消耗量。

(b) 地面试验

通过发动机地面开车检查滑油系统工作情况，在地面慢车及大功率状态，检查滑油温度、压力、流量等可以满足发动机要求。

(c) 飞行试验

(1) 滑油系统性能检查试验：分别进行地面起动、起飞、爬升、不同高度巡航、着陆状态试验，检查不同阶段滑油温度、压力值。分别选择不同外界温度进行试验，验证飞机发动机各个工作阶段，发动机滑油温度压力情况；

(2) 动力装置冷却试验：试验临界运行条件下滑油温度是否在发动机手册规定的限制范围内，包括起飞、爬升、巡航、下滑，及单发爬升等状态，试验后对滑油温度进行修正，修正到飞机使用最高环境温度；

(3) 采用动力装置负加速度试验结果，辅助证明本条的符合性。

2.2.10. 螺旋桨顺桨系统

(a) 说明性文件

采用滑油箱和螺旋桨顺桨系统图纸，表明其结构符合性。编写螺旋桨顺桨相关符合性说明文件，结合地面试验结果，表明条款符合性。

(b) 地面试验

通过地面试验验证螺旋桨顺桨系统使用保留的滑油完成顺桨的能力。

2.2.11. 涡轮增压器引气系统

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及系统原理图、安装图、涡轮增压器结构设计文件，表明涡轮增压引气系统失效不会影响其它系统，同时也不会被其它系统影响。

2.2.12. 动力装置的操纵器件

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及动力操纵系统设计报告：设计报告叙述动力操纵系统的组成、技术参数、功能、工作原理、安装和使用要求。

(b) 安全性评估

进行动力操纵系统安全分析，分析结果应满足设计要求。

分析动力操纵系统时应注意排除单点失效和可能的潜在失效，应设计、进行合理的试验以发现潜在故障。

2.2.13. 发动机操纵器件

(a) 说明性文件

通过发动机操纵系统原理图、安装图、操作程序、系统说明等文件说明控制器件在发动机燃油计量装置处脱离，飞机能够持续安全飞行和着陆。

2.2.14. 混合比操纵器件

(a) 说明性文件

说明性文件中应包括发动机操纵系统的组成、技术参数、功能、工作原理、安装等相关内容。采用图纸表明发动机操纵器件的安装布局。发动机操纵器件在确定发动机贫油或断开位置时，需要进行多次调试。

(b) 地面试验

通过地面试验表明，当混合比操纵器件失效后，发动机仍可以继续工作一段时间。验证混合比操纵器件可以单独和同时控制多台发动机。

(c) 航空器检查

评定混合比操纵器件移动到贫油或断开位置时，可以靠手感和视觉分辨。

2.2.15. 动力装置附件

(a) 说明性文件

通过系统安装图、附件技术说明、系统说明等文件验证本条款。

(b) 设备合格性

通过附件技术说明和合格证型证明，证明附件设备满足安装的相关要求。

2.3. 23.2410(b)

2.3.1. 发动机转子包容

(a) 分析/计算

参考AC-20-128A咨询通报的要求及方法，编制发动机非包容转子性报告，报告包括损伤统计、转子非包容损伤后结构强度分析以及对结构件和重要操纵部件影响的分析，以此确定发动机转子非包容性相应的碎片等级的概率发生和定性要求，表明发动机转子非包容性不影响飞机的安全。

2.4. 23.2410(c)

2.4.1. 发动机隔离

(a) 说明性文件

通过动力装置系统描述和安装说明、图纸、功能说明、飞行手册、材料说明、发动机安装手册等材料，表明发动机安装设计时综合考虑了隔离。

2.4.2. 燃油系统的独立性

见第23.2410(a)条一般符合性方法“燃油系统的独立性”。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 23.2410

3.1.1. 多发飞机附件的独立性

无。

3.2. 23.2410(a)

3.2.1. 发动机

(a) 发动机转子包容性，分析方法应满足AC20-128A的要求，应表明在非转子包容性影响区域内重要部件和操纵部件，受到影响的概率满足要求，不满足概率要求的，应有备份或防护。

(b) 地面试验大纲中，试验程序是合理的，起动环境温度应满足要求，应急电源的供电功率值和发动机起动所需功率值应确定，应急电源应满足发动机起动要求。试验结果应满足要求。

(c) 发动机空中再起动试飞大纲中，空中再起动程序是合理的，试验点的选取是合适的，应急电源能否满足发动机起动要求，试验结果应满足要求。发动机空中再起动包线的绘制依据是充分合理的。

3.2.2. 涡轮增压系统

(a) 涡轮增压器安全性分析应确定分析方法的合理性和分析的完整性，以及分析结果的有效性。

(b) 应编制涡轮增压器转子包容性试验大纲，试验大纲中应明确试验程序的合理性，试验结果应表明涡轮增压器壳体能够包容住失效的转子和叶片。

3.2.3. 涡轮螺旋桨阻力限制系统

- (a) 系统说明应完整地描述螺旋桨阻力系统的组成及工作原理。
- (b) 表明螺旋桨阻力系统安全性分析方法的有效性和合理性，分析结果应满足要求。
- (c) 表明风车状态螺旋桨阻力系统载荷计算方法的有效性和计算结果的准确性。

3.2.4. 燃油系统的独立性

- (a) 燃油系统技术说明和图纸应能充分表明燃油系统的独立性，每一发动机都有独立的油箱出口，都安装有关断活门。多发飞机使用一个油箱，该油箱的通气口是否不少于两个。
- (b) 供应商提供的资料应表明加油口盖按照DO160的要求进行了环境试验，并进行了防错设计。

3.2.5. 燃油流量

- (a) 系统说明包括燃油系统组成、在机上的布置、功能、性能以及工作原理等。
- (b) 用计算分析的方法表明符合性，应明确计算方法和分析方法的有效性。
- (c) 地面试验和试飞大纲中，应明确试验方法是合理的，试验条件是临界条件。
- (d) 设备供应商提供的资料应表明设备已按DO160要求完成环境试验以及功能、性能试验。

3.2.6. 不可用燃油量

- (a) 系统说明应包括系统组成、布置及工作原理。
- (b) 明确计算分析方法的有效性，结果的合理性。
- (c) 飞行试验大纲中应表明确定的飞行姿态是临界状态。
- (d) 燃油泵故障将增加不可用燃油量，在计算燃油泵故障时的不可用燃油量时，应考虑全部燃油泵故障状态。

3.2.7. 燃油泵

- (a) 必须表明涡轮发动机主燃油泵有独立的动力源。
- (b) 必须表明活塞发动机的至少有一台燃油泵由发动机驱动。
- (c) 必须表明燃油泵和应急泵各自独立，互相不影响。
- (d) 必须表明燃油泵完成环境试验、耐油试验、功能试验和性能试验等，且满足主机要求。

3.2.8. 应急放油系统

必须表明安全性分析结果是准确的。

3.2.9. 滑油系统

必须表明滑油系统的独立性。

3.2.10. 螺旋桨顺桨系统

- (a) 必须表明滑油系统任一部分的损坏使滑油流失时，在滑油箱留一定量滑油的措施的有效性。
- (b) 必须表明滑油箱留的滑油仅供给顺桨使用措施的有效性。
- (c) 必须表明地面试验程序的合理性。

3.2.11. 涡轮增压器引气系统

- (a) 必须表明系统原理图、安装图、涡轮增压器结构足以表明涡轮增压引气系统失效不会影响其它系统。
- (b) 必须表明涡轮增压引气系统失效后，不影响客舱空气系统。

3.2.12. 动力装置的操纵器件

必须表明安全性分析方法的有效性和合理性。

3.2.13. 发动机操纵器件

必须表明发动机操纵器件的说明性文件，图纸、系统说明足以满足条款的要求。

3.2.14. 混合比操纵器件

- (a) 必须表明发动机如装有混合比操纵器件，该操纵器件既能单独操纵每台发动机，也能同时操纵所有发动机。
- (b) 必须表明发动机如装有混合比操纵器件，混合比操纵器件移动到贫油或断开位置时，可以靠手感和视觉分辨。

(c) 进行地面试验过程中, 注意在贫油或断开位置时, 发动机可以继续工作时间, 评估是否可以满足安全飞行和着陆时间。

3.2.15. 动力装置附件

- (a) 必须表明系统安装图、附件技术说明、系统说明足以满足附件安装的要求。
- (b) 设备必须表明通过了相应的环境试验、包容性试验、性能试验和功能试验。

3.3. 23.2410(b)

3.3.1. 发动机转子包容

发动机转子包容性, 分析方法应满足AC20-128A的要求, 应表明在非转子包容性影响区域内重要部件和操纵部件, 受到影响的概率满足要求, 不满足概率要求的, 应有备份或防护。

3.4. 23.2410(c)

3.4.1. 发动机隔离

应考虑隔离措施是否充分。

3.4.2. 燃油系统的独立性

见第23.2410(a)条审查的重点要素和关注问题“燃油系统的独立性”。

第23.2415条 动力装置防冰

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2415

1.1.1. 燃油箱的通风和汽化器蒸气的排放

(a) 每个燃油箱必须从膨胀空间顶部通气。此外应满足下列要求:

(1) 每个通气口的位置和构造必须使冰或其他外来物堵塞的概率减至最小; 必须能防止当飞机以任何方向停放在1%斜度的停机坪上时有燃油流失, 但因热膨胀而溢出的燃油除外; 通气管所终止的部位, 不得使通气管出口排出的燃油引起着火, 或使油气可能进入载人舱; 必须能防止正常运行时产生燃油虹吸; 通气量必须能够迅速地消除油箱内外的过大压差; 出口互通的油箱, 其膨胀空间必须互通;

(2) 飞机处于地面姿态或水平飞行姿态时, 通气管中任何一处不得积水, 除非提供排放嘴。

(b) 每个具有蒸气消除接头的汽化器和每个使用蒸气返回装置的燃油喷射发动机, 必须有排放管将蒸气引回到某一燃油箱内。如果装有多个油箱, 以及由于某种理由必须按一定顺序使用各油箱时, 则必须将蒸气排放回输管引至首先使用的油箱, 除非这些油箱的相对容量表明将蒸气引回到其他油箱更为可取。

(c) 对批准用于特技飞行的飞机, 必须防止在特技机动飞行(包括短时间倒飞)时燃油过多的流失。在申请审定的任何特技机动飞行后恢复正常飞行时, 必须不可能发生燃油从通气口虹吸的现象。

1.2. 23.2415(a)

1.2.1. 进气系统防冰

(a) 活塞发动机的进气系统必须有防冰和除冰措施, 除非由其他方法来满足上述要求, 否则, 必须表明, 在温度-1°C (30°F) 无可见水汽的空气中符合下列要求:

(1) 装有普通文氏管式汽化器海平面发动机飞机的预热器, 能在发动机以75%最大连续功率运转情况下提供50°C (90°F) 的温升;

(2) 装有普通文氏管式汽化器高空发动机飞机的预热器, 能在发动机以75%最大连续功率运转情况下提供66.7°C (120°F) 的温升;

(3) 装有有助于防冰的燃油计量装置(汽化器)的高空发动机飞机的预热器, 能在发动机以60%最大连续功率运转情况下提供下述之一种温升:

(i) 55.6°C (100°F);

(ii) 22.2°C (40°F), 条件是装有一个符合本规定中——汽化器除冰液的流量、汽化器除冰液系统的容量以及汽化器除冰液系统详细设计所要求的液体防冰系统。

(4) 装有有助于防冰的燃油计量装置的海平面发动机飞机的受保护的备用气源, 发动机在75%最大连续功率状态下, 该气源的预热(高于外界温度)不低于15.5°C (60°F);

(5) 对于安装有海平面或高空发动机的飞机, 如果其发动机使用具有计量部件的燃油喷射系统, 且冲击冰有可能在计量部件上积聚, 则飞机应具有能够在发动机以75%最大连续功率运转情况下提供41.7°C (75°F) 温升的预热器;

(6) 装有有助于防冰的汽化器海平面发动机的双发飞机，能在发动机以75%最大连续功率运转下提供（高于外界温度）50°C（90°F）的温升；

(7) 对于安装有海平面或高空发动机的飞机，发动机使用的燃油引射系统不具有伸入气流中的可能导致冰积聚的燃油计量部件，同时将燃油引入进气系统，且该进气系统位于燃油蒸发可能形成冰的部件或障碍物的下游。这类飞机应具有受保护的备用气源，在发动机以75%最大连续功率运转状态下，预热不得低于15.5°C（60°F）。

(b) 涡轮发动机及其进气系统，必须能够在所制定的飞机限制内的整个发动机飞行功率范围（包括慢车）和下列条件下工作，而发动机、机身部件或进气系统部件上没有不利于发动机运转、发动机损坏、气体温度过高、机体/发动机不协调或引起功率（推力）严重损失的冰积聚：

(1) CCAR25部附录C规定的结冰条件；

(2) 为飞机做该类营运确定的使用限制范围内的降雪和扬雪两种情况。

(c) 每台涡轮发动机必须在温度-9—-1°C（15—30°F）、液态水含量不小于0.3克/米³、水呈水滴状态（其平均有效直径不小于20微米）的大气条件下，进行地面慢车运转30分钟，此时可供发动机防冰用的引气处于其临界状态，而无不利影响，随后发动机以起飞功率（推力）作短暂运转。在上述30分钟慢车运转期间，发动机可以按局方可接受的方式间歇地加大转速到中等功率（推力）。

(d) 带增压器的活塞发动机每台装有增压器（对进入汽化器之前的空气进行增压）的活塞发动机飞机，在判断符合本要求(a)的规定时，在任何高度上均可利用由此增压所产生的空气温升，只要所利用的温升是在有关的高度和运转条件下因增压而自动获得的。

1.2.2. 汽化器除冰液的流量

(a) 如果使用汽化器除冰液系统，它必须能同时向每台发动机供给不小于发动机最大连续功率平方根值1.13倍（以公斤/小时计）（2.5倍，以磅/小时计）的除冰液流量。

(b) 除冰液必须按下列要求引入进气系统：

(1) 靠近汽化器，并位于它的上游；

(2) 除冰液均匀地分布在进气系统空气管路的整个横截面上。

1.2.3. 汽化器除冰液系统的容量

(a) 汽化器除冰系统的容量应符合下列规定：

(1) 不得小于下述中的大值：

(i) 以本要点—汽化器除冰液系统的容量规定的流量，按飞机最大续航时间3%的时间供应的所需容量；

(ii) 在该流量下供应20分钟。

(2) 不需超过运行两小时所需的容量。

(b) 如得到的预热温度高于10°C（50°F），但低于37.8°C（100°F），则系统的容量可以与超过10°C（50°F）的可用温升成比例地降低。

1.2.4. 汽化器除冰液系统详细设计

每个汽化器除冰液系统还必须满足相应的燃油系统的设计要求。

1.2.5. 进气系统的滤网

如果进气系统采用滤网，则应符合以下规定：

(a) 每个滤网都必须位于汽化器或燃油喷射系统的上游。

(b) 滤网不得位于进气系统中空气进入发动机的唯一通道上，除非满足下列要求：

(1) 可得到的预热至少为37.8°C（100°F）；

(2) 滤网能用热空气除冰。

(c) 滤网不得单用酒精除冰。

(d) 必须使燃油不可能冲击到任何滤网上。

1.3. 23.2415(b)

1.3.1. 发动机安装的防冰

(a) 螺旋桨和整个发动机安装的其他部件，在申请审定的结冰条件下工作时，必须能防止冰的积累，以保证得到满意的功能而无明显的推力损失。

(b) 在任何工作条件下，推进式螺旋桨前冰可能积聚并脱落进入螺旋桨旋转平面的所有飞机区域，必须进行适当的防护以防止冰形成，或表明进入螺旋桨旋转平面的冰不会构成危

害情况。可以采用螺旋桨冰撞击的结果来验证其符合性。

1.3.2. 排放装置的防冰

每个排放装置必须防止在任何运行条件下出现危险的结冰。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2415

2.1.1. 燃油箱的通风和汽化器蒸气的排放

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括油箱通气系统组成、功能、安装、工作原理等内；

(2) 符合性分析

(i) 利用图纸分析通气口的安装位置以及构造使冰及其他外来物堵塞的可能极低；

(ii) 利用图纸分析油箱口安装能够防止正常运行时产生虹吸；

(iii) 利用分析/计算、地面及飞行试验结果表明通气系统的设计不会引起油箱内外过大的压差；

(iv) 利用图纸分析出口互通的油箱，膨胀空间是连通的；

(v) 利用图纸表明通气管路无低洼点，或有低洼点但设置有易于排放的排放嘴；

(vi) 利用图纸表明油箱通气出口远离热源或载人舱；

(vii) 利用图纸及油量数据表明飞机停放在1%斜度的停机坪上没有燃油流失；

(viii) 利用图纸表明汽化器燃油蒸气排放到油箱中，同时可结合排放量表明排放到某一油箱是可取的；

(ix) 利用图纸并结合对油箱油量数据以及飞机机动动作、时间等的分析表明在特技飞行时不会有过多的燃油流失，恢复正常飞行时不可能发生虹吸。

(b) 分析/计算

在飞机的各种飞行姿态下，计算油箱的通气量以表明油箱压差处于安全水平。

(c) 地面试验

油箱通气系统地面试验大纲及报告应表明在地面加油时，油箱内部压力小于油箱所允许的最大值。

(d) 飞行试验

油箱通气系统飞行试验大纲及报告应表明在各飞行姿态下，油箱内部压力小于油箱所允许的最大值。

2.2. 23.2415(a)

2.2.1. 进气系统防冰

(a) 符合性声明

包括：发动机技术支持文件、发动机结构说明、发动机试验报告、进气系统图纸和结构说明。

(b) 地面试验

进气系统冰风洞试验或进气系统地面自然结冰试验大纲及报告。

(c) 飞行试验

结合整机自然结冰试飞，验证发动机进气系统防冰能力。

2.2.2. 汽化器除冰液的流量

(a) 说明性文件

编制说明文件，表明除冰液容量满足条款要求。

(b) 分析/计算

编制分析/计算报告，计算除冰液流量。

(c) 试验室试验

编制试验室试验大纲和报告，表明在模拟结冰环境下（不同温度、不同湿度）汽化器、进气滤外表面无明显附着冰，发动机工作在各工作状态下相关参数正常，试验结束后，检查汽化器、进气滤内部、空气管路是否存在冷凝冰，验证除冰系统工作效率满足条款要求。

2.2.3. 汽化器除冰液系统的容量

(a) 说明性文件

编制说明文件，表明除冰液容量满足条款要求。

(b) 分析/计算

编制分析/计算报告，计算除冰液容量时需要考虑飞机预期的用途，留有足够的余量，以便后续客户化改装。

(c) 试验室试验

编制试验室试验大纲和报告，表明在预期时间内，除冰液的容量可以维持除冰系统正常工作循环使用。

2.2.4. 汽化器除冰液系统详细设计

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及除冰系统设计报告，图纸。

(1) 设计报告叙述除冰系统的组成、技术参数、功能、工作原理、安装等详细说明。

(2) 用图纸表明除冰系统安装要求和除冰系统安装布局。

2.2.5. 进气系统的滤网

(a) 说明性文件

编制说明性文件，通过对进气系统组成、原理和布局的说明，证明进气滤网的设计满足系统中布局和防冰的要求。

(b) 地面试验

若进气滤网设计有防冰装置，需要通过地面试验验证其防冰能力不低于本条款中规定除冰要求。

2.3. 23.2415(b)

2.3.1. 发动机安装的防冰

(a) 说明性文件

编制符合性说明文件，采用螺旋桨除冰系统图纸和其它技术资料，证明螺旋桨除冰系统工作原理及可靠性可以满足飞机要求。

通过结冰区域分析、部件及唇口防冰装置说明，证明发动机安装的部件及其冷却进口设计满足整机防冰要求。

对于螺旋桨前可能积聚并脱落进入推进螺旋桨旋转平面的所有飞机区域，进行分析，采用结构防冰，或表明进入螺旋桨旋转平面的冰不会构成危害情况。

(b) 飞行试验

通过整机的自然结冰试验，对螺旋桨和发动机安装的部件的防冰能力进行验证。

(c) 设备合格性

采用螺旋桨厂家提供的型号合格证数据单及除冰性能分析报告等，辅助验证条款符合性。

2.3.2. 排放装置的防冰

(a) 说明性文件

编写符合性说明文件，对动力装置每个排放装置进行说明，分析结冰的可能性及积冰影响。

3. 审查要素和关注问题

3.1. 23.2415

3.1.1. 燃油箱的通风和汽化器蒸气的排放

(a) 须表明油箱通气口的位置以及构造足以防止结冰堵塞。

(b) 须表明油箱通气口安装足以防止正常运行时产生虹吸。

(c) 必须表明对油箱通气量的分析/计算方法是有效的，给定的边界条件是合理的。

(d) 必须表明试验条件涵盖了所有预期的运行条件。

(e) 必须表明油箱通气孔和膨胀空间的关联性。

(f) 必须表明汽化器蒸气能够排放到燃油箱中。

(g) 试验和试飞时，测量油箱压力的方法的有效性。

(h) 必须表明特技类飞行燃油从通气口的溢出量满足要求。

3.2. 23.2415(a)

3.2.1. 进气系统防冰

(a) 当采用地面模拟试验验证进气道防冰时，试验条件满足条款的要求，试验程序是合理的。

(b) 结合整机自然结冰试飞，必须表明试飞的温度和湿度满足条款的要求，发动机功率状态是合理的。

(c) 发动机厂家提供的资料必须表明其足以证明满足条款的要求。

3.2.2. 汽化器除冰液的流量

(a) 必须表明分析/计算方法是有效性，除冰系统冷却液流量的合理性。

(b) 必须表明除冰液均匀的分布在进气系统空气管路的整个横截面上。

(c) 实验中，必须保证试验程序、试验环境，试验状态的合理性。

3.2.3. 汽化器除冰液系统的容量

(a) 必须表明分析/计算的有效性，确定的除冰系统冷却液容量的合理性。

(b) 必须表明除冰系统冷却液容量余量的合理性。

3.2.4. 汽化器除冰液系统详细设计

(a) 必须表明安装布局的合理可行性。

(b) 必须表明除冰系统设计满足相应燃油系统设计要求。

3.2.5. 进气系统的滤网：

若进气滤网设计有防冰装置，试验验证必须表明防冰方式的可行性。

3.3. 23.2415(b)

3.3.1. 发动机安装的防冰

(a) 用螺旋桨除冰类比分析表明符合性，应确认飞机结构相似性，发动机螺旋桨安装的相似性，螺旋桨工作状态相似性。同时应表明所用类比螺旋桨的除冰相关数据的有效性。

(b) 编制试飞大纲，在大纲中应表明试验程序，试验条件，试验状态的合理性。

(c) 对于推进式螺旋桨，确定结构防护设计的有效性，能够保证桨前结构不可能积冰，或可能积冰脱落不会对螺旋桨造成伤害。

3.3.2. 排放装置的防冰

无。

第23.2420条 反推力系统

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2420

1.1.1. 涡轮增压系统

必须对受涡轮增压器系统安装影响的发动机功率、冷却特性、使用限制和程序进行评估。涡轮增压器使用程序和限制必须包括在飞机飞行手册中。

1.1.2. 涡轮喷气和涡轮风扇反推力系统

(a) 预定仅在地面使用的反推力系统必须设计成，飞行中的任何反推，发动机产生的推力不大于飞行慢车推力，此外，必须通过分析或试验或两者的组合表明：

(1) 每一可操纵的反推必须能够被恢复至前推位置，或

(2) 反推处于任何可能的位置时，飞机能够持续安全飞行和着陆。

(b) 预定在飞行中使用的每一系统必须设计成，在任何运行（包括地面运行）条件下，当反推力系统正常工作或发生任何失效（或可能的失效组合）时，均不会造成不安全情况。如果结构元件的失效概率极小，则这种失效不必考虑。

(c) 每一系统必须有措施防止在反推力系统故障时发动机产生的推力大于慢车状态推力。除非表明，对于在运行中预期的最临界反推力情况下，只要表明仅用气动力措施就能保证飞机的航向操纵，则发动机可以产生更大的推力。

1.1.3. 螺旋桨反推力系统

(a) 每一系统必须设计成，在任何运行条件下，系统的单一失效或失效的可能组合或故障不会引起不希望的反推力。如果结构元件的失效概率极小，则这种失效可不必考虑。

(b) 对4级涡轮螺旋桨飞机：预定在飞行中使用的每一系统必须设计成，在任何运行（包括地面运行）条件下，当反推力系统正常工作或发生任何失效（或可能的失效组合）时，均不会造成不安全情况。如果结构元件的失效概率极小，则这种失效可不必考虑。

(c) 对于桨叶能从飞行低距位置移动到明显小于正常飞行低距位置的螺旋桨系统，必须通过失效分析、试验或两者组合来表明满足本条(a)(b)的要求。为表明螺旋桨及其相关安装部件型号合格审定符合性所作的分析，可以包括在上述分析之内或作为其依据。由发动机和螺旋桨制造人所完成的恰当的分析 and 试验具有可信度。

1.1.4. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

涡轮喷气或涡轮风扇发动机反推系统必须满足中国民用航空规章《航空发动机适航规定》(CCAR-33)第33.97条的要求,或通过试验验证发动机工作和振动水平不受影响。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2420

2.1.1. 涡轮增压系统

(a) 说明性文件:

若涡轮增压器随发动机取证,可编制符合性说明,明确相关功率影响、冷却特性等均由发动机厂家考虑,并将其落入到飞行手册中。若涡轮增压器非随发动机取证,需开展试验验证,并将试验结果结合发动机特性将其编入到飞行手册之中。

2.1.2. 涡轮喷气和涡轮风扇反推力系统

(a) 说明性文件

编写反推力系统相关符合性说明文件,可以从反推力系统结构、工作原理、可靠性、操纵性/可靠性组合,以及锁紧反推力四个方面分析操纵性等方面进行分析,表明在反推力系统正常工作时不会引起飞机不安全情况发生。通过反推力系统结构分析,表明系统单一失效或故障组合,不会造成不安全情况。

(b) 安全性评估

编写反推力系统安全性评估报告。通过定性分析和定量计算,表明反推力系统引起不安全情况发生的概率极小,是不可能发生的。对于反推装置打开不能保证操纵性的飞机,要通过安全性评估证明反推力装置意外打开的可能性极小。

(c) 试验室试验

采用地面试验室试验,测试反推力装置的可操控性。

(d) 飞行试验

进行飞行试验,证明空中反推力装置打开时的操纵性。进行飞机操纵性飞行试验,或近似用正常飞行包线内临界点进行验证。

2.1.3. 螺旋桨反推力系统

(a) 说明性文件:

编写反推力系统相关符合性说明文件,可以从反推力系统结构、工作原理、可靠性、操纵性/可靠性组合,以及锁紧反推力四个方面分析操纵性等方面进行分析,表明在反推力系统正常工作时不会引起飞机不安全情况发生。通过反推力系统结构分析,表明系统单一失效或故障组合,不会造成不安全情况。

(b) 安全性评估:

编写反推力系统安全性评估报告。通过定性分析和定量计算,表明反推力系统引起不安全情况发生的概率极小,是不可能发生的。对于反推装置打开不能保证操纵性的飞机,要通过安全性评估证明反推力装置意外打开的可能性极小。

(c) 试验室试验:

采用地面试验室试验,测试反推力装置的可操控性。

(d) 飞行试验:

进行飞行试验,证明空中反推力装置打开时的操纵性。进行飞机操纵性飞行试验,或近似用正常飞行包线内临界点进行验证。

2.1.4. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

(a) 符合性声明

编写符合性声明,结合发动机符合CCAR33.97条要求的证明文件,论述反推系统本条款要求。

(b) 地面试验

通过地面试验验证,在使用反推系统的过程中,发动机能够正常工作,且动力装置系统的振动水平满足发动机安装手册中规定的相关要求。

3. 审查要素和关注问题

3.1. 23.2420

3.1.1. 涡轮增压系统

如果涡轮增压不随发动机取证,涡轮增压器应按照33.49条的要求进行试验,试验结果

应满足设计要求。

3.1.2. 涡轮喷气和涡轮风扇反推力系统

(a) 通过安全性分析表明不会产生有害的反推力，必须表明分析方法是有效的，且结果满足要求。

(b) 通过地面试验和试飞进行验证，则需编制试验和试飞大纲，大纲中试验程序和试验条件是合理的。

3.1.3. 螺旋桨反推力系统

(a) 系统说明应包括反推力系统构成及工作原理，通过结构分析和工作原理说明不会产生有害的反推力和不安全情况，必须表明分析方法是有效的。

(b) 通过安全性分析表明不会产生有害的反推力，必须表明分析方法是有效的，且结果满足要求。

(c) 通过地面试验和试飞进行验证，则需编制试验和试飞大纲，大纲中试验程序和试验条件是合理的。

3.1.4. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

编制试验大纲，大纲要满足CCAR33.97条要求，试验结果满足设计要求。

第23.2425条 动力装置运行特性

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2425(a)

1.1.1. 发动机转子包容

对于涡轮发动机的安装有下列规定：

(a) 必须采取设计预防措施，能在一旦发动机转子损坏或发动机内起火烧穿发动机机匣时，对飞机的危害减至最小。

(b) 与发动机各控制装置、系统和仪表有关的各动力装置系统的设计必须能合理保证，在服役中不会超过对涡轮转子结构完整性有不利影响的发动机使用限制。

(c) 对于安装在载人舱后部机身内的涡轮发动机安装，必须考虑发动机入口区域风扇叶片向前脱出的影响，乘客必须被保护，且飞机必须能够操纵继续安全飞行和着陆。

1.1.2. 涡轮增压系统

每台涡轮增压器必须通过发动机型号合格证予以批准，或表明在正常的发动机安装及在发动机环境中工作时，涡轮增压器系统满足下列要求：

(a) 按中国民用航空规章《航空发动机适航规定》（CCAR-33）中第33.49条的适用要求，经受150小时的持久试验而没有故障。

(b) 对发动机没有不利的影响。

1.1.3. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

涡轮喷气或涡轮风扇发动机反推系统必须满足中国民用航空规章《航空发动机适航规定》（CCAR-33）第33.97条的要求，或通过试验验证发动机工作和振动水平不受影响。

1.1.4. 动力装置工作特性

(a) 须在飞行中检查涡轮发动机的工作特性，以确认在飞机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间，不会出现达到危险程度的不利特性（如失速、喘振或熄火）。

(b) 必须在飞行中检查强制进气发动机的工作特性，以确认在飞机和发动机使用限制范围内的正常和应急使用期间，没有任何因偶然性的油门过大、喘振、液锁或汽塞等导致的有害特性出现。

(c) 对于涡轮发动机，进气系统不得因正常工作期间的气流畸变导致对发动机有害的振动。

1.1.5. 负加速度

飞机在第23.2200条规定的飞行包线内作负加速度飞行时，发动机、经批准在飞行中使用的辅助动力装置或与动力装置或辅助动力装置有关的任何部件或系统不得出现危险的故障。必须按使用中预期的最大加速度值和最长加速持续时间表明满足上述要求。

1.1.6. 点火开关

(a) 必须用点火开关来控制 and 关断每台发动机上的每个点火电路。

(b) 必须有快速切断多发飞机的所有点火电路的措施，其方法可将点火开关构成组列或者使用一个总点火控制器。

(c) 每组点火开关和每个总点火控制器都必须有防止被误动的措施，但不要求连续点火的涡轮发动机的点火开关除外。

1.2. 23.2425(b)

1.2.1. 发动机

(a) 活塞发动机的安装必须满足下列要求：

(1) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下，使由于起动而引起发动机或飞机着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制，并将它们列入飞机飞行手册、经批准的手册资料或适用的使用标牌中。对于下列情况，必须提供措施：

(i) 空中再起动机多发飞机的任何发动机；

(ii) 在空中，发动机失效后，若持续的发动机转动将导致对飞机的危害，停转发动机。

(2) 此外，对于4级飞机，采用下列规定：

(i) 在防火墙的发动机一侧，可能暴露于火中的停转系统的每个部件必须至少是耐火的；

(ii) 如果为此目的使用螺旋桨液压顺桨系统，顺桨管路在顺桨期间可预期出现的各种使用条件下必须至少是耐火的。

(b) 涡轮发动机的安装必须满足下列要求：

(1) 安装的设计必须在允许发动机起动的任何情况下，使由于起动而引起发动机或飞机着火或机械损坏的危险减至最小。必须制定发动机的起动技术及有关的限制，并将它们列入飞机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中；

(2) 必须具有停止任何发动机的工作燃烧的措施，并且如果持续转动将对飞机造成危害，则必须具有发动机停转措施。位于火区的发动机停转系统的每一部件必须是耐火的。如果停转发动机使用螺旋桨液压顺桨系统，则液压顺桨管路或软管必须是耐火的；

(3) 必须有可能在飞行中再起动机。必须确定起动技术及有关的限制，并将它们列入飞机飞行手册、批准的手册资料或适用的使用标牌中；

(4) 必须在飞行中作如下演示：在一次假起动之后再起动发动机时，所有燃油或油气的排出都不得引起火灾。

(c) 再起动机包线必须制定飞机的发动机空中再起动的高度和速度包线。安装的每台发动机必须具有在此包线内再起动的能力。

(d) 再起动力对于涡轮发动机飞机，如果在飞行中所有发动机停车后，发动机的最小风车转速不足以提供发动机点火所需的电功率，则必须有一个不依赖于发动机驱动的发电系统的电源，以便能在飞行中对发动机点火进行再起动。

1.2.2. 螺旋桨

每具可顺桨的螺旋桨必须有在飞行中回桨的措施。

1.2.3. 辅助动力装置控制

驾驶舱内必须有起动、停止、监控和应急关断每一辅助动力装置的措施。

1.2.4. 发动机点火系统

(a) 每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到备用电能，蓄电池和发电机的容量，必须足以同时满足发动机点火系统用电量和使用同一电源的电气系统部件的最大用电量。

(b) 如果电气系统任一部分发生故障引起发动机点火所需的蓄电池连续放电，则必须有警告有关飞行机组成员的措施。

(c) 每一点火系统必须独立于任何其他电路。

(d) 对4级飞机，必须将每一涡轮发动机点火系统作为一个重要的电负载。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2425(a)

2.1.1. 发动机转子包容

(a) 分析/计算

参考AC-20-128A咨询通报的要求及方法，编制发动机非包容转子性报告，报告包括损伤统计、转子非包容损伤后结构强度分析以及对结构件和重要操纵部件影响的分析，以此确定发动机转子非包容性相应的碎片等级的概率发生和定性要求，表明发动机转子非包容性不影响飞机的安全。

2.1.2. 涡轮增压系统

(a) 说明性文件

若涡轮增压器随发动机取证，可编制符合性说明，明确相关功率影响、冷却特性等均由发动机厂家考虑，并将其落入到飞行手册中。若涡轮增压器非随发动机取证，需开展试验验证，并将试验结果结合发动机特性将其编入到飞行手册之中。

(b) 试验室试验

涡轮增压系统试验室试验大纲和报告应表明：进行安装涡轮增压器的发动机性能、中间冷却器冷却效果试验，并根据试验结果，确定相关限制值，并落实在飞行手册中。

2.1.3. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

(a) 符合性声明：

编写符合性声明，结合发动机符合CCAR33.97条要求的证明文件，论述反推系统本条款要求。

(b) 地面试验：

通过地面试验验证，在使用反推系统的过程中，发动机能够正常工作，且动力装置系统的振动水平满足发动机安装手册中规定的相关要求。

2.1.4. 动力装置工作特性

(a) 说明性文件

编制说明性文件，提供取证机型进气系统与本机型进气系统的差异性，并进行类比分析，证明进气系统使用过程中不会出现气流畸变导致的发动机异常振动。

(b) 飞行试验

通过动力装置工作特性试飞，和型号验证试飞情况，表明飞机的飞行包线内，不出现失速、喘振或熄火等不利因素。

2.1.5. 负加速度

(a) 说明性文件

通过飞机动力装置、燃油系统、滑油系统等技术说明，表明其系统设计能满足在负加速度下工作的要求。

(b) 飞行试验

采用临界燃、滑油量，供油箱燃油量不能超过油箱的一半，滑油量为可完成试飞任务的最小滑油量。试验中监控发动机、经批准在飞行中使用的辅助动力装置或与动力装置或辅助动力装置有关的任何部件的工作情况，关注报警信息，不得出现危险的故障。应在尽可能接近飞机重心的位置进行加速度测量。

2.1.6. 点火开关

(a) 说明性文件

说明性文件应包含发动机的数量、点火开关的数量和位置、工作原理、防误操作措施等内容。用图纸表明点火开关的安装，能够满足实现设计功能的目的。

2.2. 23.2425(b)

2.2.1. 发动机

(a) 符合性声明

通过发动机型号合格证、发动机排气、排放系统试验报告、发动机进气系统外物吸入试验报告等资料表明发动机满足相关条款要求。

(b) 说明性文件

通过动力装置系统描述和安装说明、图纸、功能说明、飞行手册、材料说明、发动机安装手册等材料，表明发动机安装设计时综合考虑了起动、停转、防火以及防止超限的设计，且相关程序、限制和要求均已写进飞行手册、经批准的文件或使用标牌当中。

(c) 地面试验

编制地面试验大纲，进行地面试验，验证发动机起动程序、限制是否与飞行手册中规定的相一致，验证应急电源系统的起动能力和裕度，验证发动机假起动后的再起动力存在的着火风险，完成试验报告，试验结果应满足设计要求。

(d) 飞行试验

编制试飞大纲，进行试飞试验，验证飞机的空中再起动力能力、确定空中再起动力包线，验证应急电源系统能力，并确定发动机假起动后的再起动力存在起火的风险，完成试验报告，确

定发动机空中再起包线，确定发动机假起动后的再起包线不存在起火的风险。

2.2.2. 螺旋桨

(a) 说明性文件

从螺旋桨的变距和回桨原理上分析说明螺旋桨的回桨措施。

(b) 地面试验

也可通过地面开车进行螺旋桨回桨措施的验证。

2.2.3. 辅助动力装置控制

(a) 说明性文件

通过辅助动力装置系统安装图、电器线路图和显示系统技术说明，表明驾驶舱内具有每一辅助动力装置操纵的能力。

(b) 航空器检查

通过现场检查确认辅助操纵器件功能。

2.2.4. 发动机点火系统

(a) 说明性文件

编制符合性说明，叙述飞机点火系统的技术参数、工作原理、电源分配等。用图纸表明，各设备按要求安装，能够满足实现设计功能的目的。

每个蓄电池点火系统必须可从发电机得到备用电能，当任一蓄电池电能耗尽时，此发电机可自动作为备用电源供电，使发动机能继续运转。

(b) 发动机点火系统的设计必须计及下列情况：

(1) 一台发电机不工作；

(2) 一个蓄电池电能耗尽，而发电机以其正常转速运转；

(3) 如果只装有一个蓄电池，该蓄电池电能耗尽，而发电机在慢车转速下运转。

除用于辅助、控制或检查点火系统工作的电路外，每一点火系统必须独立于任何其他电路。

(b) 分析/计算

编制计算报告，分析点火系统的负载、蓄电池的容量、发电机的容量和电源分配等。

3. 审查要素和关注问题

3.1. 23.2425(a)

3.1.1. 发动机转子包容

发动机转子包容性，分析方法应满足AC20-128A的要求，应表明在非转子包容性影响区域内重要部件和操纵部件，受到影响的概率满足要求，不满足概率要求的，应有备份或防护。

3.1.2. 涡轮增压系统

如果涡轮增压不随发动机取证，涡轮增压器应按照33.49条的要求进行试验，试验结果应满足设计要求。

3.1.3. 涡轮喷气和涡轮风扇发动机反推系统试验

编制试验大纲，大纲要满足CCAR33.97条要求，试验结果满足设计要求。

3.1.4. 动力装置工作特性

(a) 对比分析的方法表明气系统使用过程中不会出现气流畸变导致的发动机异常振动，需表明进气道结构和进气方式相同，发动机各状态的进气量相同。

(b) 编制动力装置工作特性试飞，试飞大纲中需表明各状态点的选取是合理的，具有代表性的。

3.1.5. 负加速度

飞行试验程序是否合理，燃油量和滑油量是否满足要求，负加速度值和持续时间是否满足要求，试验结论是否满足条款要求。

3.1.6. 点火开关

(a) 必须表明火开关的数量与发动机的数量相同，并且一一对应。

(b) 必须表明防止误动的措施是有效性。

3.2. 23.2425(b)

3.2.1. 发动机

(a) 发动机吸入外物如何满足33.76、33.77和33.78的要求。如果用服务经验表明符合性，则需证明结构的相似性和足以表明符合性的服务经验。

(b) 地面试验大纲中, 试验程序是合理的, 起动环境温度应满足要求, 应急电源的供电功率值和发动机起动所需功率值应确定, 应急电源应满足发动机起动要求。试验结果应满足要求。

(c) 发动机空中再起动试飞大纲中, 空中再起动程序是合理的, 试验点的选取是合适的, 应急电源能否满足发动机起动要求, 试验结果应满足要求。发动机空中再起动包线的绘制依据是充分合理的。

3.2.2. 螺旋桨

(a) 如果用分析表明螺旋桨的回桨措施, 则需表明分析方法的合理性和有效性。

(b) 如果用试验表明螺旋桨的回桨措施, 则需编制试验大纲, 并在试验大纲中, 确定试验程序的合理性, 试验结果应满足要求。

3.2.3. 辅助动力装置控制

无。

3.2.4. 发动机点火系统

(a) 点火系统设计说明应包括飞机点火系统的技术参数、工作原理、电源分配等, 并列出相关的设计图纸清单。

(b) 点火系统计算报告中应表明计算方法的有效性, 计算过程的合理性, 并表明点火系统的负载、蓄电池的容量、发动机的容量和电源分配情况, 蓄电池的容量必须有一定的裕度。

第23.2430条 燃油系统

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2430

1.1.1. 动力装置仪表安装

(a) 动力装置和辅助动力装置仪表的每根管路必须满足下列要求:

(1) 每根液体导管的安装和支承, 必须能防止过度的振动, 并能承受液体压力及加速度飞行所引起的载荷;

(2) 连接在可能有相对运动的飞机部件之间的每根液体导管, 必须用柔性连接;

(3) 液体管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接, 必须使用软管组件;

(4) 必须表明软管适合于其特定用途;

(5) 暴露在高温下可能受到不利影响的软管, 不得用于在运行中或发动机停车后温度过高的部位。

(b) 每根装有充压可燃液体的管路必须符合下列规定:

(1) 在压力源处有限流孔或其他安全装置, 以防管路破损时逸出过多的液体;

(2) 管路的安装和布置要使液体的逸出不会造成危害。

(c) 使用可燃液体的每个动力装置和辅助动力装置仪表, 其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危害。

1.2. 23.2430(a)

1.2.1. 燃油箱支承

每个燃油箱的支承必须使油箱载荷不集中。

(a) 油箱安装应防止被擦伤, 如在油箱与其支承件之间设置隔垫, 隔垫必须不吸收液体, 或经处理后不吸收液体。

(b) 在任何运行条件下, 每个囊式油箱的气相空间均必须保持正压, 但已表明零压或负压不会引起囊式油箱塌陷的特殊情况除外。

(c) 加油口盖不适当的扣紧或丢失, 不可引起囊式油箱的塌陷或燃油的虹吸 (少量的溢漏除外)。

1.3. 23.2430(a)(1)

1.3.1. 燃油系统的独立性

(a) 多发飞机的燃油系统的布置必须至少在一种系统构型下, 使任一部件的故障不会导致一台以上的发动机丧失功率 (推力), 也不需要驾驶员立即动作来防止一台以上的发动机丧失功率 (推力)。

(b) 如果在多发飞机上使用单个油箱 (或多个燃油箱相互连接作为单个油箱), 则必须提供下列措施:

(1) 每一发动机独立的油箱出口, 每一油箱安装一个关断活门。如果活门至发动机舱

之间的管路容纳的可能逸入发动机舱燃油量不超过0.946L（1夸脱）（或如果表明安全，可以为更大量），则该关断活门也可以作为防火墙关断活门；

(2) 至少布置两个通气口以将其同时堵塞的可能性降至最低；

(3) 加油口盖的设计必须将不正确安装或飞行中丢失的可能性降至最低，或者有装置指示口盖未正确安装；

(4) 燃油系统中，从燃油箱的每个出口到任何发动机之间的部件独立于系统中为其他发动机供油的部件。

1.3.2. 燃油箱总则

油箱必须能承受运行中可能遇到的振动、惯性、油液及结构的载荷而不损坏。

1.3.3. 燃油泵

(a) 对主油泵，采用下列要求：

(1) 对于由多台燃油泵向发动机供油的活塞发动机安装，每台发动机必须至少有一台燃油泵由发动机直接驱动。该泵必须满足第23.2410(a)条安全性要求要点“燃油流量”的要求。该泵为主燃油泵；

(2) 对于涡轮发动机安装，发动机正常运转所需的或满足本章燃油系统要求所需的燃油泵是主燃油泵（本条(b)要求的除外）。此外，还必须满足下列要求：

(i) 每台涡轮发动机必须至少有一台主燃油泵；

(ii) 每台发动机主燃油泵的动力源，必须独立于任何其他发动机主燃油泵的动力源；

(iii) 对于每台主燃油泵（经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外），必须有允许正排量式燃油泵旁路通油的措施。

(b) 应急燃油泵必须有应急燃油泵，当任一主燃油泵（经批准作为发动机一个组成部分的燃油注射泵除外）失效后，应能立即向相应发动机供油。每台应急燃油泵的动力源必须独立于相应的各主燃油泵动力源。

(c) 警告措施如果主燃油泵和应急燃油泵两者均连续工作，则必须具有能向相应的飞行机组成员指示任一油泵故障的设施。

(d) 不管发动机功率（或推力）调定或者任何其他燃油泵的功能状态如何，任何一台燃油泵的工作都不得影响发动机运转而造成危险。

1.4. 23.2430(a)(2)

1.4.1. 燃油系统的闪电防护

燃油系统的设计和布局（不适用于白昼目视气象（VMC）运行的1级飞机），必须防止由于下列原因而点燃系统内的燃油蒸气：

(a) 雷击附着概率高的区域直接被闪击；

(b) 扫掠雷击可能性高的区域被扫掠雷击；

(c) 燃油通气口处的电晕放电和流光。

1.4.2. 重力供油连通油箱之间的燃油流动

油箱出口相互连通的重力供油系统，在第23.2410(a)条安全性要求要点“不可用燃油量”规定的条件下，除非必须使用满油箱，油箱之间应有足够的燃油流动而不可能造成从任何油箱通气口溢出燃油。

1.5. 23.2430(a)(3)

1.5.1. 燃油系统的总体要求

(a) 燃油系统的构造和安装，在每种可能出现的运行情况下（包括申请审定的任何机动飞行，在机动飞行期间，允许发动机或辅助动力装置工作），必须保证以发动机和辅助动力装置正常工作所需的流量和压力向其供油。

(b) 燃油系统的布置必须满足下列要求之一：

(1) 燃油泵不能同时从一个以上的油箱内吸油；

(2) 具有防止空气进入系统的设施。

(c) 涡轮发动机和压燃式发动机的燃油系统在使用下述状态的燃油时，必须能在其整个流量和压力范围内持续地工作：燃油先在27°C（80°F）时用水饱和，并且每10升含有所添加的2毫升游离水（每1美加仑含0.75毫升），然后冷却到运行中很可能遇到的最临界结冰条件。

1.5.2. 燃油流量

(a) 必须在供油和不可用油量为最临界的状态下，表明燃油系统能以本条规定的流量和足以保证发动机正常工作的压力向发动机供油。这些情况可以在一个合适的模拟装置上予以模拟。此外还必须符合下列规定：

(1) 油箱内的燃油量不得超过按第23.2430(a)(4)条安全性要求要点“不可用燃油量”条确定的该油箱不可用燃油量与为验证本条符合性所需的油量之和；

(2) 如果装有燃油流量计，在流量试验时必须使其阻塞，燃油必须流经该流量计或其旁路；

(3) 如果装有不带旁路的流量计，则不能出现将燃油流量限制到低于该燃油验证所要求水平的任何可能失效模式；

(4) 燃油流量必须包括使蒸气回流所必须的流量、引射泵驱动流量、以及为其他任何目的使用燃油所需的流量。

(b) 重力供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须为发动机起飞燃油消耗量的150%。

(c) 每台火花塞点火的活塞发动机的每个泵压供油系统（主供油和备用供油）的燃油流量，必须是发动机在批准的最大起飞功率状态下要求燃油流量的125%。对于压燃点火的活塞发动机要求为100%的最大起飞功率流量。

(1) 每个主燃油泵和应急泵都必须能够提供上述流量，而且在起飞期间，当泵运转时必须提供该流量；

(2) 对于每个手摇泵，必须在每分钟不超过60个循环（120个单行程）的条件下达到该流量；

(3) 当主燃油泵和应急燃油泵同时工作时，燃油压力不能超过发动机燃油进口压力限制，除非表明不会产生不利影响。

(d) 本条(b)、(c)、(f)适用于每一辅助系统和转输系统，但是流量按下述规定：

(1) 所要求的燃油流量，必须按发动机最大连续功率和发动机最大转速来确定，而不是按起飞功率和起飞耗油量来确定；

(2) 如果设有标牌提供使用说明，在从辅助油箱中转输燃油至一更大的主油箱时，可以采用较低的燃油流量。但该燃油流量必须足以保持发动机最大连续功率，同时在较低的发动机功率时，不会使主燃油箱溢出。

(e) 多燃油箱对于由一个以上油箱供油的活塞发动机，如果向发动机供油的任一油箱内的燃油耗尽而使发动机功率损失明显时，在平飞状态下转为由其他任何满油箱供油后，发动机达到75%的最大连续功率的时间不得大于下列数值：

(1) 对于自然吸气式单发飞机，为10秒；

(2) 对于涡轮增压单发飞机，20秒，且在10秒钟内恢复至75%最大连续自然吸气功率；

(3) 对于多发飞机，为20秒。

(f) 在各种预定运行条件下和机动飞行中，每一涡轮发动机燃油系统必须至少提供发动机所需燃油流量的100%。可以在一个合适的模拟装置上模拟这些情况。流量必须符合下列规定：

(1) 在飞机使用中预期的最不利供油情况（与高度、姿态和其他情况相关）下表明上述流量；

(2) 对于多发飞机，尽管本条(d)允许更低的燃油流量，燃油必须自动地不间断地流向任何有关的发动机，直到预定供该发动机使用的所有燃油用完为止。此外：

(i) 就本条而言，“预定供该发动机使用的燃油”指的是预期供指定发动机使用的任何油箱中的所有燃油；

(ii) 燃油系统的设计必须清楚的说明任何油箱计划供油的发动机；

(iii) 为表明对本条款的符合性，要求在完成发动机工作的起动阶段后，驾驶员不得采取措施。

(3) 对于单发飞机，在完成发动机工作的起动阶段后，要求驾驶员不得采取措施，除非提供手段，在采取必要的措施至少5分钟前，准确地警告驾驶员。驾驶员采取的措施不能引起发动机工作的任何变化，并且在飞机被批准的任何运行阶段，驾驶员采取的措施不能使其注意力偏离主要的飞行任务。

1.5.3. 燃油系统在热气候条件下的工作

在请求批准的所有临界工作和环境条件下运行飞机时，使用温度为最临界温度（与油气形成有关）的燃油，燃油系统不能产生汽塞现象。对于涡轮发动机燃油，初始温度必须为43°C至45°C[110°F至115°F]或请求批准的最高外界温度，取最临界的温度。

1.5.4. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

(a) 每个燃油箱必须从膨胀空间顶部通气。此外应满足下列要求：

(1) 每个通气口的位置和构造必须使冰或其他外来物堵塞的概率减至最小；必须能防止当飞机以任何方向停放在1%斜度的停机坪上时有燃油流失，但因热膨胀而溢出的燃油除外；通气管所终止的部位，不得使通气管出口排出的燃油引起着火，或使油气可能进入载人舱；必须能防止正常运行时产生燃油虹吸；通气量必须能够迅速地消除油箱内外的过大压差；出口互通的油箱，其膨胀空间必须互通；

(2) 飞机处于地面姿态或水平飞行姿态时，通气管中任何一处不得积水，除非提供排放嘴。

(b) 每个具有蒸气消除接头的汽化器和每个使用蒸气返回装置的燃油喷射发动机，必须有排放管将蒸气引回到某一燃油箱内。如果装有多个油箱，以及由于某种理由必须按一定顺序使用各油箱时，则必须将蒸气排放回输管引至首先使用的油箱，除非这些油箱的相对容量表明将蒸气引回到其他油箱更为可取。

(c) 对批准用于特技飞行的飞机，必须防止在特技机动飞行（包括短时间倒飞）时燃油过多的流失。在申请审定的任何特技机动飞行后恢复正常飞行时，必须不可能发生燃油从通气口虹吸的现象。

1.5.5. 燃油泵

见第23.2430(a)(1)条安全性要求要点“燃油泵”。

1.5.6. 4级飞机油滤

对于4级飞机，除非在燃油系统中有防止冰晶在油滤上聚集的手段，否则必须具有在出现冰晶堵塞油滤时自动保持燃油流量的手段。

1.6. 23.2430(a)(4)

1.6.1. 燃油流量

见第23.2430(a)(3)条安全性要求要点“燃油流量”。

1.6.2. 不可用燃油量

(a) 每个燃油箱的不可用燃油量必须不小于下述油量：对于需该油箱供油的所有预定运行和机动飞行，在最不利供油条件下，发动机工作开始出现不正常时该油箱内的油量。不必考虑燃油系统部件的失效。

(b) 应该确定泵的失效对可用燃油的影响。

1.6.3. 油量指示器

每个油量指示器必须按照第23.2615条相应的规定进行调节，以考虑按第23.2430(a)(4)条安全性要求要点“不可用燃油量”确定的不可用燃油。

1.7. 23.2430(a)(5)

1.7.1. 燃油系统放液嘴

(a) 燃油系统必须至少有一个放液嘴，当飞机处于正常地面姿态时，可以安全地放出整个燃油系统内的油液。

(b) 本条(a)以及燃油箱沉淀槽要求的放液嘴必须满足下列要求：

(1) 使排放液避开飞机各个部分；

(2) 具有满足下列要求的放液活门：

(i) 有手动或自动的机构，能确定地锁定在关闭位置；

(ii) 易于接近；

(iii) 易于打开和关闭；

(iv) 允许取出燃油进行检查；

(v) 能够观察到其正确的关闭；

(vi) 阀门位置或其防护措施，能在起落架收起着陆时防止燃油喷溅。

1.8. 23.2430(a)(6)

1.8.1. 对起落架设计要求

(a) 如果在起飞和着陆过程中起落架因超载而损坏（假定超载向上向后作用），其损坏模式不大可能导致从燃油系统任何部分溢出足够量的燃油而构成起火危险。

(b) 对于4级飞机，机身内的油箱必须防止破裂，且油箱的安装位置必须有防护，使油箱不大可能擦地。

1.8.2. 油箱的设计、布局及安装

油箱的设计、布局及安装在下列情况下必须能保存燃油：

(a) 当受到第23.2270条所规定的极限静载荷系数对应的惯性载荷时；

(b) 飞机在下述每种情况下，以正常着陆速度在有铺面跑道上着陆时可能出现的情况：

(1) 正常着陆姿态和起落架未放下；

(2) 最临界的起落架折损，而其他起落架放下。当表明符合本条(2)要求时，必须考虑有一台发动机安装节撕裂，除非所有发动机都安装在机翼的上方或安装在尾翼或机身上。

1.8.3. 燃油系统导管和接头

(a) 每根燃油导管的安装和支承，必须能防止过度的振动，并能承受燃油压力及加速度飞行所引起的载荷。

(b) 连接在可能有相对运动的飞机部件之间的每根燃油导管，必须用柔性连接。

(c) 燃油管路中可能承受压力和轴向载荷的每一柔性连接，必须使用软管组件。

(d) 必须表明软管适合于其特定用途。

(e) 暴露在高温下可能受到不利影响的软管，不得用于在运行中或发动机停车后温度过高的部位。

1.8.4. 燃油系统部件

必须对发动机短舱内或机身内的燃油系统部件进行保护，以防止在有铺面的跑道上机轮收起着陆时，发生燃油喷溅足以造成起火的损坏。

1.9. 23.2430(a)(7)

1.9.1. 燃油箱沉淀槽

(a) 每个燃油箱均必须有可排放的沉淀槽，其有效容积在正常地面和飞行姿态时为油箱容积的0.25%或0.24升（1/16美加仑）（两者中取大值）。但下列情况例外：

(b) 飞机处于正常地面姿态时，应能使危险量的水从油箱的任何部位排入沉淀槽。

(c) 活塞发动机燃油系统必须具有一个易于接近进行排放的积液槽或腔，其容量应是燃油箱容量每75.6升（20美加仑）为29.6克（1盎司）。在正常的飞行姿态，油箱出口的位置应使水从油箱的所有部位（不包括沉淀槽）排入积液槽或腔。

(d) 按本条(a)、(b)、(c)要求而设置的每一沉淀槽、积液槽和积液腔的放液嘴，必须符合第23.2430(a)(5)条安全性要求要点“燃油系统放液嘴”的规定。

1.9.2. 燃油箱出油口

(a) 燃油箱出油口或增压泵都必须装有符合下列规定的燃油滤网：

(1) 对于火花塞点燃式发动机飞机，该滤网为8-16目/英寸；

(2) 该滤网能阻止可能造成限流或损坏燃油系统任何部件的杂物通过。

(b) 每个燃油箱出油口滤网长度必须至少为油箱出口直径的两倍，或流通面积至少是出油口管路截面积的5倍。

(c) 燃油滤网长度至少是燃油箱出口直径的两倍。

(d) 每个滤网的直径，必须至少等于燃油箱出油口直径。

(e) 每个滤网必须便于检查和清洗。

1.9.3. 燃油滤网或燃油滤

(a) 具有沉淀槽和放液嘴，如果滤网或油滤易于拆卸进行放液，则不必设置放液嘴。

(b) 具有足够的滤通能力（根据发动机的使用限制），以便在燃油脏污程度（与污粒大小和密度有关）超过发动机型号合格审定所规定的值时，保证发动机燃油系统的功能不受损害。

1.10. 23.2430(b)

1.10.1. 燃油箱支承

见第23.2430(a)条安全性要求要点“燃油箱支承”。

1.11. 23.2430(b)(1)

1.11.1. 燃油箱试验

(a) 每个燃油箱必须能承受下述压力而不会损坏或漏油:

(1) 对于每个普通金属油箱和油箱壁不支持于飞机结构的非金属油箱, 为24千帕(3.5磅/英寸²), 或当油箱处于满油状态, 飞机以最大极限加速度飞行时产生的压力, 两者中取大值;

(2) 对于每个整体油箱, 为油箱满油的飞机在最大限制加速度时所产生的压力, 并同时施加临界限制结构载荷;

(3) 对于箱壁支持于飞机结构和用可接受的基本油箱体材料以可接受方式构成的每种非金属油箱, 在真实的或模拟的支承条件下, 对特定设计的首件油箱, 为13.7千帕(2磅/英寸²), 支承结构必须按飞行或着陆强度情况下产生的临界载荷与相应的加速度引起的燃油压力载荷组合来进行设计。

(b) 对于多发或座椅数量超过2个或最大起飞重量超过750kg[1650 lb]或失速速度超过83km/h[45knots]的飞机, 每个具有大的无支承或无加强平面的油箱, 其失效或变形可能引起燃油泄漏, 必须能够承受下列试验而不会导致漏油、失效或油箱壁的过度变形:

(1) 必须用完整的油箱组件连同其支承件作振动试验, 试验时的固定方式应模拟实际安装情况;

(2) 除了本条(b)(4)规定外, 油箱组合件必须在装有2/3油箱容量的水或其他合适试验液, 以不小于0.8毫米(1/32英寸)振幅(除非证实可采用其他振幅)振动25小时;

(3) 振动试验频率必须按如下规定:

(i) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内, 由转速引起的振动频率中没有临界频率, 则振动试验频率为:

(A) 对于螺旋桨驱动飞机, 螺旋桨最大连续转速(转/分)乘以0.9得到的数值, 以每分钟循环数计;

(B) 对于非螺旋桨驱动飞机, 振动试验频率为2000循环/分钟。

(ii) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内, 由转速引起的振动频率中只有一个临界频率, 则必须以此频率作为试验频率;

(iii) 如果在发动机正常工作转速范围或螺旋桨转速范围内, 由转速引起的振动频率中有多个临界频率, 则必须以其中最严重的作为试验频率。

(4) 在本条(b)(3)(ii)和(iii)的情况下, 必须调整试验时间, 使达到的振动循环数与按本条(b)(3)(i)、规定频率在25小时内所完成的振动循环数相同;

(5) 试验时, 必须以每分钟16至20个整循环的速率绕与机身轴线平行的轴摇晃油箱, 摇晃角度为水平面上下各15°(共30°), 历时25小时。

(c) 对于多发或座椅数量超过2个或最大起飞重量超过750kg[1650lb]或失速速度超过83km/h[45knots]的飞机, 如果整体油箱所采用的构造和密封方法未被先前试验数据或使用经验证明是合适的, 则该油箱必须能经受本条(b)(1)至(4)规定的振动试验。

(d) 对于多发或座椅数量超过2个或最大起飞重量超过750kg[1650lb]或失速速度超过83km/h[45knots]的飞机, 每个带有非金属内衬的油箱, 必须装有室温的燃油, 经受本条(b)(5)规定的晃动试验。另外, 必须用一个与飞机上所用的基本结构相同的油箱内衬样件, 安装在一个合适的试验油箱舱内, 用温度为43°C(110°F)的燃油进行晃动试验。

1.12. 23.2430(b)(2)

1.12.1. 燃油箱

(a) 燃油箱不得装在火区。油箱与防火墙之间必须至少有13毫米(1/2英寸)的间距。直接位于发动机舱主要空气出口后面的发动机短舱蒙皮, 不得作为整体油箱的箱壁。

(b) 每个燃油箱或滑油箱必须采用防油气和防燃油的保护罩与人员舱隔开, 并设置通往飞机外部的排漏孔和通气口。在第23.2270条规定的条件下, 保护罩必须能够承受人员舱增压载荷而不至产生永久变形或失效。如果使用囊式油箱, 则必须有一个在结构完整性方面至少与金属油箱等效的保护罩。

1.13. 23.2430(b)(3)

1.13.1 连通油箱之间的燃油流动

(a) 油箱出口相互连通的重力供油系统, 在第23.2410(a)条安全性要求要点“不可用燃油

量”规定的条件下，除非必须使用满油箱，油箱之间应有足够的燃油流动而不可能造成从任何油箱通气口溢出燃油。

(b) 如果在飞行中，燃油能够从一个油箱泵送至其他油箱，则燃油箱的通气口和燃油传输系统必须设计成不致因输油过量而对飞机部件造成结构损坏。

1.13.2. 燃油箱的膨胀空间

除非燃油箱通气口的排放物不脏污飞机（在这种情况下不要求膨胀空间），否则每个燃油箱都必须具有不小于2%油箱容积的膨胀空间。必须使飞机处于正常地面姿态时，不可能由于疏忽而使所加燃油占用膨胀空间。

1.13.3. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

见第23.2430(a)(3)条安全性要求要点“燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放”。

1.14. 23.2430(b)(4)

1.14.1. 油箱总的可用油量

油箱总的可用油量，必须至少足以供发动机以最大连续功率使用半小时。

1.15. 23.2430(b)(5)

1.15.1. 应急放油系统

(a) 如果设计着陆重量小于按如下方法确定的允许值：

(1) 如果最小油量等于设计最大重量与设计着陆重量之差加上足以保证在最大连续功率下至少工作半小时所消耗的油量，则可取为95%的最大重量；或

(2) 设计最大重量减去25%总燃油重量。

则飞机必须安装应急放油系统，它能放出足够的燃油量以使飞机最大重量降到设计着陆重量。应急放油的平均放油率必须至少每分钟放出1%最大重量的燃油，但所要求的放油时间不必小于10分钟。

(b) 必须在飞机最大重量、襟翼和起落架收起形态以及下列飞行条件下演示应急放油：

(1) 以 $1.4V_{SI}$ 速度无动力下滑；

(2) 以按临界发动机不工作（其螺旋桨处于最小阻力位置）、其余发动机不超过最大连续功率、起落架收起、襟翼收上、爬升速度不小于 $1.2V_{SI}$ 条件确定的速度爬升，临界发动机不工作，其余发动机为最大连续功率（推力）；

(3) 以 $1.4V_{SI}$ 速度平飞，如果本条(b)(1)和(2)规定条件下的试验结果表明平飞可能是临界情况。

(c) 在本条(b)所述飞行试验中，必须表明下列要求：

(1) 应急放油系统及其使用无着火危险；

(2) 放出的燃油应避开飞机的各个部分；

(3) 燃油和油气不会进入飞机的任何部位；

(4) 应急放油对飞行操纵性没有不利影响。

(d) 对于活塞发动机飞机，应急放油系统的设计必须不可能将起飞着陆所用油箱内的燃油应急放到小于以75%最大连续功率飞行45分钟的需用油量。但是，如果装有与应急放油主控制器相独立的辅助控制器，则可将应急放油系统设计成利用应急放油辅助控制器放出余下的燃油。

(e) 对于涡轮发动机飞机，应急放油系统的设计必须不可能将起飞着陆所用油箱内的燃油应急放到小于从海平面爬升到3000米（10000英尺）然后再以最大航程速度巡航45分钟的需用油量。

(f) 应急放油阀的设计，必须允许飞行人员在应急放油过程中的任何时刻都能关闭放油阀。

1.16. 23.2430(c)

1.16.1. 油箱加油口接头

(a) 每个油箱加油口接头均必须按第23.2610条安全性要求要点“其他标记和标牌”作标记。

(b) 必须能防止溢出的燃油流入燃油箱舱，或流入油箱外飞机的任何部分。

(c) 每个主加油口的加油口盖必须有耐燃油密封装置。但是，油箱加油口盖可以有小孔，用于通气或作为量油计穿过口盖的通路，条件是小孔符合第23.2430(a)(3)条安全性要求要点“燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放”的要求。

- (d) 除压力加油点外，每个加油点均必须有使飞机与地面加油设备电气搭铁的设施。
- (e) 燃油箱加油口接口必须位于人员舱外。
- (f) 燃油加油口盖的设计应避免使用批准使用燃料以外的燃料。

(1) 发动机以汽油作为唯一被批准燃料的飞机，燃油加油口盖内径不大于60毫米[2.36英寸]；

(2) 发动机以涡轮燃油作为唯一被批准燃料的飞机，燃油加油口盖内径不小于75毫米[2.95英寸]。

- (g) 燃油箱加油接头应设置在人员舱外。

1.16.2. 压力加油系统

(a) 每一压力加油系统燃油歧管接头必须有措施，能够在燃油进口阀一旦失效时防止危险量的燃油从系统中溢出。

(b) 每一压力加油系统必须装有自动切断设施，用以防止每个油箱内的燃油量超过该油箱经批准的最大载油量。

(1) 该设施必须在油箱每次加油前，能够检查切断功能是否正常；

(2) 对于4级飞机，在每个加油位置，用来使得在油箱达到经批准的最大载油量而停止加油的关断装置失效时，必须提供指示。

- (c) 必须具有在本条(b)规定的自动切断设施失效后，能防止损坏燃油系统的措施。

(d) 燃油系统中直到油箱为止的承受加油压力的各部分，其检验压力和极限压力必须分别为加油时很可能出现的波动压力的1.33倍及2.0倍。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2430

2.1.1. 动力装置仪表安装

- (a) 说明性文件

编制符合性说明，该文件中应包括各系统的构型、设备组成、设备预期实现的功能、工作原理等，并列出相关的设计图纸清单。

- (b) 地面试验

根据系统功能危险性、预期功能实现时所处的飞行阶段和功能验证方式的复杂程度选择相应的功能试验方式，验证系统功能满足条款要求。

- (c) 航空器检查

通过航空器检查来表明系统安装有相应的组件或设备。

2.2. 23.2430(a)

2.2.1. 燃油箱安装

- (a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及图样和/或三维数模，和其他说明文件。

2.3. 23.2430(a)(1)

2.3.1. 燃油系统的独立性

- (a) 说明性文件

编制条款符合性说明文件，阐明系统组成、功能及安装，结合系统图纸及供应商提供的加油口盖数据资料来表明满足条款要求。

- (b) 试验室试验

通过对加油口盖的试验室试验来表明加油口盖的安装以及使用满足条款要求。

- (c) 设备合格性

利用加油口盖供应商提供的设备资料来表明加油口盖的设计满足条款要求。

2.3.2. 燃油箱总则

- (a) 分析/计算

依据油箱安装位置、油箱类型等分析油箱在运行中可能受到的载荷条件，包括压力、振动、过载、油液冲击以及对于机翼整体油箱机翼结构变形等，在上述载荷条件下对油箱的强度进行计算，计算过程中需要包括油箱的固定支撑件强度，通过计算表明油箱的固定以及油箱自身不会损坏、泄漏。对于软油箱，还需要计算油箱舱自身以及固定连接的强度。

- (b) 试验室试验

燃油箱强度试验应能表明油箱在可遇到的各种载荷条件油箱不损坏，包括应急着陆条件

下。机翼整体油箱还需要完成静力、疲劳试验。对于软油箱，其油箱材料应至少完成TSO-C80所要求的各项试验。除非以及通过适航当局批准。

2.3.3. 燃油泵

(a) 说明性文件

为保证燃油系统正常工作，应按本条要求确定主油泵、应急油泵。条款可通过燃油系统设计的原理图、安装图以及符合性说明来验证。通过燃油系统电气系统原理图、符合性说明验证警告措施条款。

(b) 航空器评审

通过飞行试验的飞行员评语验证燃油系统与发动机的协调工作。

(c) 设备合格性

设备合格证明表明符合性。

2.4. 23.2430(a)(2)

2.4.1. 燃油系统的闪电防护

(a) 说明性文件

对燃油系统的组成、布置进行说明，阐明燃油系统设备所处的闪电区域，该区域通常按SAE ARP5414确定的。对油箱结构、油箱内部所有设备进行分析，同时结合试验结果对各具体条款进行符合性说明。与同类飞机具有相同的燃油系统设计，则可采用相似性类比分析以表明符合本条要求。

(b) 试验室试验

通过燃油系统直接雷击、扫掠雷击以及通气口的电晕流光试验表明燃油系统符合条款要求。

(c) 设备合格性

通过设备供应商提供的数据资料来表明加油口盖、放油阀等外部燃油系统设备满足闪电直接效应要求，内部的油量传感器、燃油泵、电缆等设备满足闪电间接效应要求，油箱通气口处火焰抑制器等设备满足使用要求。

2.4.2. 重力供油连通油箱之间的燃油流动

(a) 说明性文件，

对燃油系统的组成、工作原理等进行说明，结合图纸以及试验结果来表明连通油箱之间的燃油流动满足条款要求。

2.5. 23.2430(a)(3)

2.5.1. 燃油系统总体要求

(a) 说明性文件，

对燃油系统的组成、布置等进行分析，同时结合试验结果对各具体条款进行符合性说明。

(b) 试验室试验

为降低试验风险，燃油系统在寒冷气候条件下能够满意地工作可通过试验室试验来验证。

(c) 地面试验

通过地面试验验证燃油系统在各种模拟飞行条件下能够满足发动机及辅助动力装置的燃油压力和流量要求。

(d) 飞行试验

通过飞行试验来表明燃油系统在飞机飞行包线内，包括申请审定的任何机动飞行都能够发动机和辅助动力装置正常工作。

2.5.2. 燃油流量

(a) 说明性文件

阐明燃油系统组成、性能以及工作原理等，结合分析/计算、地面试验和飞行试验结果表明符合条款要求。

(b) 分析/计算

对燃油系统供、输油性能进行分析/计算，并将计算结果与发动机入口压力流量要求进行对比，以表明符合条款要求。

(c) 试验室试验

对流量计、燃油滤等进行流阻试验、旁通试验以表明其被堵塞后性能能够满足要求，对

燃油泵进行性能试验以表明流量压力满足要求。

(d) 地面试验

进行燃油系统地面试验表明供油流量、输油流量满足条款要求，活塞发动机功率恢复时间满足条款要求。

(e) 飞行试验

燃油系统供、输油飞行试验用于验证在各飞行条件下，供油和输油流量满足要求。

(f) 设备合格性

通过设备供应商提供的资料来表明带旁通功能的流量计满足旁通要求或不带旁通功能的流量计其失效不会限制流量低于条款要求，燃油滤旁通满足要求，燃油泵性能满足流量、压力要求。

2.5.3. 燃油系统在热气候条件下的工作

(a) 说明性文件

对燃油系统的组成、工作原理等进行说明，结合分析计算以及试验结果来表明燃油系统在热气候条件下的工作满足条款要求。

(b) 分析/计算

开展燃油系统在高温条件下性能分析，计算燃油系统在飞机包线内的各临界条件下能够满足条款要求。

(c) 飞行试验

通过燃油系统热气候飞行试验确定燃油系统在飞机的各临界工作条件能够满足条款要求。

2.5.4. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括油箱通气系统组成、功能、安装、工作原理等内容；

(2) 符合性分析

(i) 利用图纸分析通气口的安装位置以及构造使冰及其他外来物堵塞的可能极低；

(ii) 利用图纸分析油箱口安装能够防止正常运行时产生虹吸；

(iii) 利用分析/计算、地面及飞行试验结果表明通气系统的设计不会引起油箱内外过大的压差；

(iv) 利用图纸分析出口互通的油箱，膨胀空间是连通的；

(v) 利用图纸表明通气管路无低洼点，或有低洼点但设置有易于排放的排放嘴；

(vi) 利用图纸表明油箱通气出口远离热源或载人舱；

(vii) 利用图纸及油量数据表明飞机停放在1%斜度的停机坪上没有燃油流失；

(viii) 利用图纸并结合对油箱油量数据以及飞机机动动作、时间等的分析表明在特技飞行时不会有过多的燃油流失，恢复正常飞行时不可能发生虹吸。

(b) 分析/计算

在飞机的各种飞行姿态下，计算油箱的通气量以表明油箱压差处于安全水平。

(c) 地面试验

油箱通气系统地面试验大纲及报告应表明在地面加油时，油箱内部压力小于油箱所允许的最大值。

(d) 飞行试验

油箱通气系统飞行试验大纲及报告应表明在各飞行姿态下，油箱内部压力小于油箱所允许的最大值。

2.5.5. 燃油泵

见第23.2430(a)(1)条一般符合性方法“燃油泵”。

2.5.6. 4级飞机油滤

(a) 说明性文件

阐明供油管路燃油滤的安装、布置以及使用等，结合供应商提供的燃油滤文件资料表明燃油滤滤芯维护、过滤精度以及旁通功能等符合条款要求。

(b) 试验室试验

燃油滤试验室表明燃油滤滤芯拆卸、过滤精度以及油滤堵塞时的旁通满足条款要求。

(c) 设备合格性

燃油滤供应商提供证明文件来表明符合条款要求。

2.6. 23.2430(a)(4)

2.6.1. 燃油流量

见第23.2430(a)(3)条一般符合性方法“燃油流量”。

2.6.2. 不可用燃油量

(a) 说明性文件

对系统组成、布置及工作原理等进行说明，结合分析计算结论以及试验结果对条款进行符合性说明。

(b) 分析/计算

对飞机预期的地面和飞行姿态下油箱的不可用燃油量进行分析、计算，确定飞行试验飞行姿态以及燃油泵故障时的不可用燃油量，通常可采用CATIA软件进行分析。

(c) 地面试验

通过地面试验确定地面姿态下飞机的不可用燃油量，包括正常状态以及燃油泵故障状态。

(d) 飞行试验

通过飞行试验确定飞机在最不利供油条件的不可用燃油量，从而最终确定油箱的不可用燃油量。

2.6.3. 油量指示器

(a) 说明性文件

编制符合性说明性文件，阐明油量以及油量指示等内容，结合试验以及燃油油量表、不可用燃油量验证文件表明符合条款要求。

2.7. 23.2430(a)(5)

2.7.1. 燃油系统放液嘴

(a) 说明性文件

分析燃油箱、燃油管路以及燃油滤等低洼点的位置，表明在该位置处设置有放液嘴。对放液嘴安装空间进行分析，表明放液嘴易于接近、打开及关闭，且能容易观察到放液嘴处于正确的关闭位置。分析在起落架收起着陆时飞机可能的姿态，以表明放液嘴不会受到损伤而泄露燃油。

(b) 试验室试验

通过放液嘴试验室试验验证放液嘴在正负压以及各种环境条件下能够满足条款要求。

(c) 地面试验

地面试验检查燃油系统能够通过放液嘴放出油箱中的所有燃油。

(d) 设备合格性

利用供应商提供的放液嘴试验报告、技术规范等文件表明放液嘴满足条款所要求的打开、关闭以及在关闭位置的锁定等要求。

2.8. 23.2430(a)(6)

2.8.1. 对起落架设计要求

(a) 说明性文件

说明起落架的布局、结构形式，发动机及燃油箱的布置情况，根据计算/分析的结果或试验结果表明符合本条款的要求。

(b) 分析/计算

进行主起落架超载损坏的模式和引起的后果的分析和计算，确定主起落架的损坏应不会导致油箱或管路的破裂；进行起落架未放下情况着陆损伤后果的分析和计算，确定损伤应不会导致油箱或管路的破裂。

(c) 进行试验室试验，试验件应包括起落架系统、相关机身结构及燃油系统相关部件，模拟主起落架超载损坏及起落架未放下状态着陆情况，验证其不会导致油箱或管路的破裂以及不会因姿态变化导致油箱倾泻燃油。

2.8.2. 油箱的设计、布局及安装

(a) 分析/计算

通过分析/计算表明结构零、组件具有足够的强度和刚度，保证燃油箱、燃油舱和保护

罩具有结构完整性。

(b) 试验室试验

若分析/计算的方法无法验证，则需通过试验的方法表明结构零、组件具有足够的强度和刚度，保证燃油箱、燃油舱和保护罩的具有结构完整性。

2.8.3. 燃油系统导管和接头

(a) 说明性文件

包括对燃油系统的描述，特别是关于管路和接头的选择、设计细节说明、安装位置、安装方式的说明，设计上满足符合性要求。

(b) 分析/计算

表明燃油导管的安装和支承，能防止过度的振动，并能承受燃油压力。

(c) 设备合格性

选用的成品软管组件，由厂家提供获得批准的合格证明文件。

2.8.4. 燃油系统部件

(a) 说明性文件

根据飞机总体性能，首先分析起落架工作方式，是否可收放，如果不可收放，则本条款不适用，发动机舱或机身里的燃油附件不考虑保护；其次根据飞机总体布局，分析收放后的起落架与发动机舱或机身燃油附件的相对垂直距离，判断是否有其它机身结构，在飞机不能放起落架迫降时提前触地被破坏，起到保护燃油附件作用。如果没有这样的机身结构，则在可对可收放起落架飞机的燃油系统设计时，应考虑对发动机舱和机身的燃油附件进行保护。

2.9. 23.2430(a)(7)

2.9.1. 燃油箱沉淀槽

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括燃油箱构型、沉淀槽布置等；

(2) 符合性分析

(i) 利用图纸表明在每个油箱的最低点都设置有沉淀槽，分析在正常地面以及正常飞行姿态下沉淀槽的容积满足条款要求，不包括瞬间的机动飞行；

(ii) 通过图纸分析飞机在地面停机姿态下，油箱各部位都高于油箱沉淀槽，沉淀的水能够通过最短的路径流到沉淀槽中。通过油箱供油出口位置来表明危险量的水不会被吸入到发动机中，从而影响发动机工作；

(iii) 利用23.2430(a)(5)条符合性证明材料表明沉淀槽所安装的放液嘴符合条款要求。

(b) 地面试验

地面试验大纲及报告应表明在正常地面姿态和正常飞行姿态下，油箱沉淀槽、积液槽或积液腔容积满足条款要求。

2.9.2. 燃油箱出油口

(a) 说明性文件

采用设计的供油管路燃油泵进口滤网安装图样、燃油泵安装图样，直接展示燃油箱出油口，即燃油泵进油口的设计状态，进行图示符合性验证，再辅以燃油箱出油口的符合性说明进行文字符合性验证。

(b) 设备合格性

设备供应商应提供燃油滤技术条件，鉴定试验大纲及鉴定试验报告以表明符合条款要求。

2.9.3. 燃油滤网或燃油滤

(a) 说明性文件

阐明供油管路燃油滤的安装、布置以及使用等，结合供应商提供的燃油滤文件资料表明燃油滤滤芯维护、过滤精度以及旁通功能等符合条款要求。

(b) 试验室试验

燃油滤试验室表明燃油滤滤芯拆卸、过滤精度以及油滤堵塞时的旁通满足条款要求。

(c) 设备合格性

燃油滤供应商提供证明文件来表明符合条款要求。

2.10. 23.2430(b)

2.10.1. 燃油箱支承

见第23.2430(a)条一般符合性方法“燃油箱支承”。

2.11. 23.2430(b)(1)

2.11.1. 燃油箱试验

(a) 说明性文件

通过说明性文件说明油箱的类型和适用的条款，详细说明试验方法、安装方式、试验参数、试验过程和试验结果。编制试验相应的试验大纲和试验报告作为支持文件。

(b) 分析/计算

根据条款(a)中规定的油箱类型计算试验载荷。

(c) 试验室试验

通过燃油箱的压力试验、振动试验和晃动试验验证试验过程中和试验结束后，油箱不损坏和渗漏。

2.12. 23.2430(b)(2)

2.12.1. 燃油箱布置

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及图样和/或三维数模，和其他说明文件：

图样和/或三维数模：用图样和/或三维数模表明。

(b) 分析/计算

通过分析/计算表明结构零、组件具有足够的强度和刚度，保证燃油箱、燃油舱和保护罩具有结构完整性。

(c) 试验室试验

若分析/计算的方法无法验证，则需通过试验的方法表明结构零、组件具有足够的强度和刚度，保证燃油箱、燃油舱和保护罩的具有结构完整性。

2.13. 23.2430(b)(3)

2.13.1 连通油箱之间的燃油流动

(a) 说明性文件

编制符合性说明文件，对燃油系统的组成、工作原理等进行说明，结合图纸以及试验结果来表明连通油箱之间的燃油流动满足条款要求。

(b) 计算/分析

对油箱之间的输油进行分析、计算，以便理论上确定飞机在各飞行姿态、过载下的燃油流动，输油泵的输油能力以及油箱通气能力。

(c) 地面试验

验证油箱之间泵送燃油时，所采取的措施能够避免飞机部件结构损坏。

(d) 飞行试验

通过燃油系统飞行试验验证在各飞行姿态、过载下条件下，燃油不会从通气口溢出。

2.13.2. 燃油箱的膨胀空间

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括油箱加油系统、油箱通气系统组成、安装、工作原理及性能参数等；

(2) 符合性分析

(i) 分析每个油箱预留的膨胀空间容积满足条款要求，当前较多采用的是利用CATIA软件的零件建模和体积测量的方法；

(ii) 重力加油口的安装图纸表明加油口位置低于所预留的膨胀空间；

(iii) 利用23.2430(c)符合性验证文件表明压力加油时的最大油量油面低于油箱膨胀空间下部，符合条款要求。

2.13.3. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

见第23.2430(a)(3)条一般符合性方法“燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放”。

2.14. 23.2430(b)(4)

2.14.1. 油箱总的可用油量

(a) 说明性文件

说明油箱可用油量大于发动机最大连续功率使用半小时的耗油量。

2.15. 23.2430(b)(5)

2.15.1. 应急放油系统

(a) 说明性文件，

阐明应急放油系统组成、功能、工作原理及性能参数等，结合分析/计算、试验、航空器检查以及安全性分析结果来表明符合条款要求。

(b) 分析/计算

进行分析/计算表明应急放油率至少每分钟放出1%的最大起飞重量的燃油。

(c) 飞行试验

应急放油系统飞行试验表明能够放油率满足条款要求，在放油过程中对飞机无不利影响，并且在空中能够随时停止应急放油。

2.16. 23.2430(c)

2.16.1. 油箱加油口接头

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括油箱加油系统组成、安装、布置以及性能参数等；

(2) 符合性分析

(i) 通过加油口安装图纸来表明加油口位置的设置能够防止从加油口溢出的燃油进入机上其他部分；

(ii) 利用加油口盖供应商提供文件表明符合条款要求。如果加油口盖设置通气口，结合第23.2430(a)(3)条的符合性验证结论表明符合本条款要求；

(iii) 通过安装图表明在油箱加油口附近安装电搭接插座，符合条款要求；

(iv) 通过加油口图纸以及飞机所使用的油料来表明符合条款要求。

(b) 试验室试验

加油口盖试验室试验大纲及报告应表明：

(1) 加油口盖在各种环境条件下其密封性能够满足使用要求；

(2) 加油口盖能够耐经批准飞机使用的各牌号燃油介质。

(c) 设备合格性

设备供应商应提供加油口盖技术条件，鉴定试验大纲及鉴定试验报告以表明符合条款要求。

2.16.2. 压力加油系统

(a) 说明性文件

本条款验证的说明性文件涉及系统图样和符合性说明：

(1) 系统图样：包括压力加油系统安装图和原理图，用图样表明：

(i) 压力加油系统管路和设备布局，为符合性文件做支撑；

(ii) 通过压力加油系统原理图和说明性文件了解系统工作原理。

(2) 符合性说明：编写相关的系统说明性文件，按照规章要求，说明系统功能情况和达到的性能水平，逐条明确分析设计技术符合规章要求。

(b) 地面试验

本条款验证的文件包括试验大纲和试验报告：

(1) 燃油压力加油系统功能试验大纲：表明试验制定大纲的依据、试验的目的和意义、试验对象、试验内容和要求、试验方案、试验方法、测试方法及测试数据、试验设备及精度要求等；

(2) 燃油压力加油系统功能试验报告：用飞机真实的压力加油系统做机上地面压力加油功能试验，试验按民航批准的试验大纲进行，试验后试验单位出具试验报告。试验报告应表明：

(i) 可以通过压力加油系统切断阀切断管路燃油，达到防止加油进口阀失效燃油泄漏目的；

- (ii) 压力加油系统的切断阀可自动切断，防止加油过量；
- (iii) 压力加油系统的切断阀失效，系统提供指示；
- (iv) 压力加油系统的切断阀失效，不会损坏对飞机及燃油系统；
- (v) 飞机油箱外压力加油系统管路能承受试验要求的检验压力和极限压力。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 23.2430

3.1.1. 动力装置仪表安装

目前，动力装置仪表是以电子仪表为主，已少有管路和液体相关的部件，因此如采用此类设计，应当加以关注。

3.2. 23.2430(a)

3.2.1. 燃油箱安装

必须表明设计说明、图样、三维数模的完整性，并足以满足条款的要求。

3.3. 23.2430(a)(1)

3.3.1. 燃油系统的独立性

(a) 油系统技术说明和图纸应能充分表明燃油系统的独立性，每一发动机都有独立的油箱出口，都安装有关断活门。多发飞机使用一个油箱，该油箱的通气口是否不少于两个。

(b) 供应商提供的资料应表明加油口盖按照DO160的要求进行了环境试验，并进行了防错设计。

3.3.2. 燃油箱总则

必须表明油箱强度分析/计算方法是有效的，设定的边界条件是合理的。

3.3.3. 燃油泵

(a) 须表明涡轮增压发动机主燃油泵有独立的动力源。

(b) 必须表明活塞发动机的至少有一台燃油泵由发动机驱动。

(c) 必须表明燃油泵和应急泵各自独立，互不影响。

(d) 必须表明燃油泵完成环境试验、耐油试验、功能试验和性能试验等，且满足主机要求。

3.4. 23.2430(a)(2)

3.4.1. 燃油系统的闪电防护

(a) 燃油系统设计说明应是完整的，燃油系统各部件所处的闪电分区应明确，并进行闪电防护设计。

(b) 燃油系统各部件进行闪电防护试验的试验类别应与其所处的闪电分区一致。

(c) 表明燃油系统闪电防护分析方法是有效的，结果是全面的。

3.4.2. 重力供油连通油箱之间的燃油流动

(a) 必须表明油箱强度分析/计算方法是有效的，设定的边界条件是合理的。

(b) 必须表明试验程序和试验边界条件是合理的。

3.5. 23.2430(a)(3)

3.5.1. 燃油系统

(a) 地面试验和飞行试验大纲中，所选取的工作状态应表明合理性和代表性。

(b) 燃油系统布置应保证在油箱有较多可用燃油时，空气不会进入供油管路。

(c) 燃油系统应满足在飞行包线内和各低温工作条件下的压力和流量要求。

(d) 燃油系统的余油收集措施应满足发动机燃油排泄标准要求。

3.5.2. 燃油流量

(a) 系统说明包括燃油系统组成、在机上的布置、功能、性能以及工作原理等。

(b) 用计算分析的方法表明符合性，应明确计算方法和分析方法的有效性。

(c) 地面试验和试飞大纲中，应明确试验方法是合理的，试验条件是临界条件。

(d) 设备供应商提供的资料应表明设备已按DO160要求完成环境试验以及功能、性能试验。

3.5.3. 燃油系统在热气候条件下的工作

(a) 表明试飞大纲中选取的临界条件的合理性和全面性。

(b) 试飞过程中燃油温度必须符合条款要求。

3.5.4. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

- (a) 必须表明油箱通气口的位置以及构造足以防止结冰堵塞。
- (b) 必须表明油箱通气口安装足以防止正常运行时产生虹吸。
- (c) 必须表明对油箱通气量的分析/计算方法是有效的，给定的边界条件是合理的。
- (d) 必须表明试验条件涵盖了所有预期的运行条件。
- (e) 必须表明油箱通气孔和膨胀空间的关联性。
- (f) 试验和试飞时，测量油箱压力的方法的有效性。

3.5.5. 燃油泵

见第23.2430(a)(1)条审查的重点要素和关注问题“燃油泵”。

3.5.6. 4级飞机油滤

- (a) 必须表明当燃油滤堵塞时保证发动机稳定的供油。
- (b) 必须表明具有防止燃油滤冰晶堵塞的有效措施。

3.6. 23.2430(a)(4)

3.6.1. 燃油流量

见第23.2430(a)(3)条审查的重点要素和关注问题“燃油流量”。

3.6.2. 不可用燃油量

- (a) 系统说明应包括系统组成、布置及工作原理。
- (b) 明确计算分析方法的有效性，结果的合理性。
- (c) 飞行试验大纲中应表明确定的飞行姿态是临界状态。
- (d) 燃油泵故障将增加不可用燃油量，在计算燃油泵故障时的不可用燃油量时，应考虑全部燃油泵故障状态。

3.6.3. 油量指示器

无。

3.7. 23.2430(a)(5)

3.7.1. 燃油系统放液嘴

- (a) 必须表明燃油系统所有的放液嘴的位置是符合要求的。
- (b) 必须表明放液嘴的锁紧方式能够明显地确定在关闭位置。
- (c) 放液嘴安装位置能够使排放的油液避开飞机的各部分。
- (d) 必须表明放液嘴的安装位置能使其易于拆卸和检查。
- (e) 必须表明放液嘴已完成必要的环境试验、功能和性能试验等，且满足主机要求。

3.8. 23.2430(a)(6)

3.8.1. 对起落架设计要求

- (a) 要考虑主起落架因过载而损坏时的各种损伤模式，起落架损伤是否引起飞机机体结构的附加损伤，这种损伤是否会导致油箱或管路等燃油系统部件的损坏而导致燃油的泄漏。
- (b) 要全面考虑起落架放下的各种故障模式，每种情况都应进行相应的分析、计算或试验。
- (c) 可用分析或试验，或两者兼用来表明符合本条规定。

3.8.2. 油箱的设计、布局及安装

- (a) 必须表明设计说明、图样、三维数模的完整性，并足以满足条款的要求。
- (b) 必须表明分析/计算方法的有效性，边界条件选取的合理性。

3.8.3. 燃油系统导管和接头

- (a) 必须表明导管和接头满足所在区域的要求，即管路设计、安装依据的规范、标准。
- (b) 必须表明计算分析方法的有效性，边界条件选取的合理性，计算结果的有效性。
- (c) 必须表明软管已完成必要的环境试验、密封试验、防火试验、耐油试验、功能试验和性能试验等及耐高温软管的试验单位资质及试验情况，且满足主机要求。
- (d) 在有相对运动的区域，柔性连接的偏差补偿效果，应充分考虑相对运动的影响。

3.8.4. 燃油系统部件

必须表明燃油系统部件的防护措施或结构布局，足以达到条款的要求。

3.9. 23.2430(a)(7)

3.9.1. 燃油箱沉淀槽

- (a) 必须表明结构设计和图纸足以说明油箱中的水能顺利排入到沉淀槽、积液槽或积液

腔中。

(b) 必须表明油箱出油口位置的设置能够避免危险量的水进入发动机。

(c) 必须表明试验所选定的正常地面和飞行姿态的合理性，以及水能顺利排入到沉淀槽、积液槽或积液腔中。

(d) 必须表明放液嘴的布置满足第23.2430(a)(7)条的要求。

3.9.2. 燃油箱出油口

(a) 必须表明燃油及燃油箱内污染的控制方式和控制程度是合理的，既要控制污染，又不能影响系统正常工作，更不对燃油系统零部件造成损坏。

(b) 必须表明滤网便于检查维护。

(c) 必须表明加油口盖已完成必要的环境试验、耐油试验、功能试验和性能试验等，且满足主机要求。

3.9.3. 燃油滤网或燃油滤

(a) 必须表明燃油滤在机上的安装位置便于放液和清洗。

(b) 必须表明当燃油滤堵塞时保证发动机稳定的供油。

(c) 必须表明具有防止燃油滤冰晶堵塞的有效措施。

(d) 必须表明燃油滤已完成必要的环境试验、耐油试验、功能和性能试验等，且满足主机要求。

3.10. 23.2430(b)

3.10.1. 燃油箱支承

见第23.2430(a)条审查的重点要素和关注问题“燃油箱支承”。

3.11. 23.2430(b)(1)

3.11.1. 燃油箱试验

(a) 必须表明燃油滤在机上的安装位置便于放液和清洗。

(b) 必须表明当燃油滤堵塞时保证发动机稳定的供油。

(c) 必须表明具有防止燃油滤冰晶堵塞的有效措施。

(d) 必须表明燃油滤已完成必要的环境试验、耐油试验、功能和性能试验等，且满足主机要求。

3.12. 23.2430(b)(2)

3.12.1. 燃油箱布置

(a) 必须表明设计说明、图样、三维数模的完整性，并足以满足条款的要求。

(b) 必须表明航空器检查程序的合理性，以及检查方法的适用性。

3.13. 23.2430(b)(3)

3.13.1. 连通油箱之间的燃油流动

(a) 系统说明应包括燃油系统组成、安装、性能以及工作原理。

(b) 在计算分析报告中，应明确计算和分析方法的有效性及其结果的合理性。

(c) 在地面试验和试飞大纲中，应明确飞行姿态、过载条件选择的合理性和代表性。

3.13.2. 燃油箱的膨胀空间：

(a) 必须表明油箱膨胀空间低于油箱通气口，高于加油口。

(b) 必须表明计算燃油箱膨胀空间的方法是有效的，油箱膨胀空间大于油箱容积的2%。

3.13.3. 燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放

见第23.2430(a)(3)条审查的重点要素和关注问题“燃油箱的通气和汽化器蒸气的排放”。

3.14. 23.2430(b)(4)

3.14.1. 油箱总的可用油量

无。

3.15. 23.2430(b)(5)

3.15.1. 应急放油系统

(a) 必须表明分析计算方法是有效的，结果是准确的。

(b) 必须表明所选取的应急放油飞行试验条件是合理的。

(c) 必须表明防止燃油被排放到最低油量以下所采取的措施的有效性。

(d) 必须表明随时终止应急放油的措施的有效性。

3.16. 23.2430(c)

3.16.1. 油箱加油口接头

- (a) 加油口处的标记涵盖了所有的加油口，包括辅助油箱加油口。
- (b) 必须表明避免加油时燃油溢流能够进入飞机内部的措施，且有效。
- (c) 必须表明加油口盖已完成必要的环境试验、密封试验、耐油试验、功能和性能试验等，且满足主机要求。
- (d) 如果加油口盖设置通气口，其设计必须满足第23.2430(a)(3)的要求。

3.16.2. 压力加油系统

- (a) 必须表明压力加油系统功能满足设计要求和条款要求。
- (b) 必须表明危险量燃油控制措施和控制方式的有效性。
- (c) 须表明冲击压力和检验压力不会产生有害的影响。

第23.2435条 动力装置进气和排气系统

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2435(a)

1.1.1. 进气

- (a) 每台发动机、辅助动力装置及其附件的进气系统必须在申请审定的各种运行条件下，供给发动机、辅助动力装置及其附件所需要的空气。
- (b) 每台活塞发动机的安装必须至少有两个分开的进气口，并必须符合下列要求：
 - (1) 主进气口可以位于发动机罩内，条件是发动机罩的该部分与发动机附件区用耐火隔板隔开，或者有防止出现回火火焰的手段；备用进气口必须位于被屏蔽的位置，并且如果出现回火火焰会引起危险，则不得放在发动机罩内；
 - (2) 通过备用进气系统供给发动机空气，除由于空气温度上升引起的功率损失之外，不得引起过多的功率损失；
 - (3) 每一自动备用进气门必须具有机组可接近的超控手段；
 - (4) 当每一自动备用进气门未关闭时，必须具有向机组指示的措施。
- (c) 对于涡轮发动机飞机，应满足下列要求：
 - (1) 必须有措施防止由可燃液体系统的放液嘴、通气口或其他部件漏出或溢出的危险量燃油进入发动机进气系统；
 - (2) 飞机必须设计成能防止跑道、滑行道或机场其他工作表面上危险量的水或雪水进入发动机或辅助动力装置进气道。进气道的位置或防护必须使其在起飞、着陆和滑行过程中吸入外来物的程度减至最小。

1.1.2. 进气系统管道

- (a) 进气系统管道必须有放液嘴，以防止在正常的地面和飞行姿态时燃油或水气的聚积。放液嘴不得在可能引起着火危害的部位放液。
- (b) 连接在可能有相对运动的部件之间的每根进气管道必须采用柔性连接。
- (c) 柔性进气系统管道必须能够经受使用和维护中预期的温度极限、燃油、滑油、水以及溶剂的影响，而不会产生危害性的退化或分离。
- (d) 对于活塞式发动机安装，进气系统管道必须满足下列要求：
 - (1) 必须具有足够的强度，能够防止正常回火导致的进气系统失效；
 - (2) 进气系统管道如果位于需要灭火系统的区域内，则必须是耐火的。

1.1.3. 涡轮发动机的引气系统

必须确定最大的引气量对飞机和发动机性能的影响。

1.2. 23.2435(b)

1.2.1. 进气空气预热器的设计

每一排气加热的进气空气预热器的设计和构造必须满足：当发动机工作时，如果没有使用进气空气预热器，保证预热器的通风。

1.2.2. 排气系统总则

对于动力装置和辅助动力装置，必须满足下列要求：

- (a) 排气系统必须确保安全可靠地排出废气，没有着火危险，在任何载人舱内也没有一氧化碳污染。
- (b) 表面温度足以点燃可燃液体或蒸气的每个排气系统零件，其安置或屏蔽必须使得任

何输送可燃液体或蒸气系统的泄漏，不会由于液体或蒸气接触到排气系统（包括排气系统的屏蔽件）的任何零件引起着火。

(c) 必须用防火的屏蔽件将所有排气系统部件与邻近的位于发动机舱和辅助动力装置舱之外的飞机易燃部分相隔开。

(d) 废气排放时不得使任何可燃液体通气口或放油嘴有着火危险。

(e) 废气不得排到所引起的闪光会在夜间严重影响驾驶员视觉的地方。

(f) 所有排气系统部件均必须通风，以防某些部位温度过高。

(g) 如果存在较大的积油处，为了防止发动机或辅助动力装置起动失败后的燃油积聚，涡轮发动机和辅助动力装置排气系统必须具备放油嘴，在任何正常的地面和飞行姿态下，排放油液都应避开飞机。

(h) 每个排气热交换器必须有防止热交换器内部发生任何故障后排气口被堵塞的设施。

(i) 用于排气系统部件的材料必须满足下列要求：

(1) 由经验或试验来确定；

(2) 符合经批准的标准，保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能；

(3) 考虑服役中预期的环境条件，如温度和湿度的影响。

1.2.3. 排气系统

(a) 排气系统必须是防火和耐腐蚀的，并且必须有措施防止由于工作温度引起的膨胀而造成损坏。

(b) 每个排气系统的支承，必须能承受使用中可能遇到的各种振动和惯性载荷。

(c) 连接在可能有相对运动的部件之间的排气管零件必须采用柔性连接。

1.2.4. 排气热交换器

对于活塞发动机飞机，采用下列规定：

(a) 排气热交换器的构造和安装，必须能承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和其他载荷。此外，还应满足下列要求：

(1) 排气热交换器必须适合于高温下连续工作，并能耐排气腐蚀；

(2) 必须具有检查排气热交换器关键部位的措施；

(3) 排气热交换器接触废气的部位必须具有冷却措施。

(b) 用于给通风空气加温的排气热交换器的构造必须使废气不能进入通风空气中。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2435(a)

2.1.1. 进气

(a) 说明性文件

通过进气系统组成、原理和图纸，表明活塞发动机的主进气口和备用进气口的设计、防火、控制以及显示告警功能满足本条款的设计要求。

通过对涡轮发动机排液口和通气口位置的分析、其它部件渗漏情况的预测，以及用于排放上述液体的管路、排放口的说明，表明进气系统满足本条款的设计要求。

通过对涡轮发动机进气分离系统的结构组成和原理说明，证明进气分离系统可以有效的排放外来物，减少外来物对发动机使用的影响。

(b) 分析/计算

编制分析报告，证明在飞机的各种使用环境下，进气系统均能提供足够的空气用于动力装置系统的工作。

(c) 飞行试验

通过飞行试验，验证发动机进气系统的损失是否满足飞机的使用要求并验证分离系统的效率及功率损失情况。

2.1.2. 进气系统管道

(a) 说明性文件

编制说明性文件，通过进气系统管道的布局、材料选择、运行过程中的环境分析等说明，证明进气系统管道的设计满足本条款的要求。

2.1.3. 涡轮发动机的引气系统

(a) 地面试验/飞行试验

通过地面试验和飞行试验，验证在飞机系统最大引气条件下，下降后的涡轮发动机性能

能够满足飞机的要求。该试验可以并入到发动机安装损失试验当中，也可以单独测试。

2.2. 23.2435(b)

2.2.1. 进气空气预热器的设计

(a) 说明性文件

编制试验大纲和试验报告，证明进气空气预热器的功能和控制达到设计要求。

2.2.2. 排气系统总则

(a) 说明性文件

本条款说明性文件包括：排气系统布局、排气系统材料选择、排气系统环境说明、排气系统流场评估。

(b) 地面/飞行试验

通过一氧化碳浓度测试，证明飞机运行中不会在载人舱中出现一氧化碳污染。

2.2.3. 排气系统

(a) 说明性文件

编制说明性文件，通过对材料特性的说明、排气系统重量重心及过载的计算，以及相对运动部件之间的运动距离和柔性连接的结构说明证明本条款。

2.2.4. 排气热交换器

(a) 说明性文件

通过排气热交换器组成、构造、选材、尾气排放和安装的说明，表明符合耐腐蚀以及避免进入通风空气的要求。

通过结构分析找到关键件，并根据其位置说明检查通道设计，表明符合关键件的检查要求。

(b) 分析/计算

通过强度计算，表明排气热交换器能够承受运行中可能遇到的各种振动、惯性和其他载荷。

(c) 地面/飞行试验

通过地面及飞行试验，验证在任何运行中，排气热交换器接触废气的部位的冷却能力满足设计要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 23.2435(a)

3.1.1. 进气

(a) 发动机进气系统必须设计有有效的减少外物吸入的措施。

(b) 必须表明进气系统在飞行包线内，正常和应急状态下，均能稳定给发动机供气。

3.1.2. 进气系统管道

必须表明进气道所处的区域和所处的环境，表明进气道的材料和强度能满足环境和所处区域的要求。

3.1.3. 涡轮发动机的引气系统：

在地面试验和飞行试验中，必须保证是在最大引气状态。

3.2. 23.2435(b)

3.2.1. 进气空气预热器的设计

必须表明空气预热器试验程序和边界条件的合理性。

3.2.2. 排气系统总则

(a) 必须表明系统图纸、文件以及排气流场评估足以说明满足条款的要求。

(b) 一氧化碳浓度测试地面试验大纲和试飞大纲中，必须表明试验程序、试验状态和试验环境的合理性。

3.2.3. 排气系统

(a) 必须表明排气系统是防火和耐腐蚀的。

(b) 必须表明排气系统重量重心及过载的计算方法是有效的，边界条件是合理的。

3.2.4. 排气热交换器

(a) 必须表明强度计算方法的有效性和给定边界条件的合理性。

(b) 必须表明结构分析的合理性和关键件选取的完整性。

(c) 必须表明排气热交换器具有耐高温和腐蚀的能力。

第23.2440条 动力装置防火

1. 安全性要求要点

1.1. 23.2440(a)

1.1.1. 指定火区

(a) 对于活塞式发动机：动力部分；附件部分；动力部分和附件部分没有隔离的整个动力装置舱。

(b) 对于涡轮发动机：压气机和附件部分；包含有输送可燃液体或气体管道或部件的燃烧室、涡轮和尾喷管部分；压气机、附件部分、燃烧室、涡轮和尾喷管地区部分之间没有隔离的整个动力装置舱。

(c) 辅助动力装置舱。

(d) 第23.2325条所述的燃油燃烧加温器和其他燃烧设备。

(e) 其他类型的飞机发动机。

1.1.2. 防火墙

每台发动机、辅助动力装置、燃油燃烧加温器和其它在飞行中需要使用的燃烧设备，必须用防火墙、防火罩或其它等效设施与飞机的其它部分隔离。

1.1.3. 发动机附件舱隔板

对于气冷式星形发动机，发动机动力部分和排气系统的所有部分必须用满足第23.2440(a)/(b)条安全性要求要点“防火墙”要求的隔板与发动机附件部分隔离。

1.1.4. 发动机罩及短舱

对于装有多台增压式发动机的飞机，每个短舱的构造和设计应使在起落架收起状态下发动机舱内出现的着火不能烧穿整流罩或短舱，不能进入发动机舱以外的短舱区域。

1.2. 23.2440(b)

1.2.1. 防火墙

(a) 防火墙或防火罩的构造必须能防止危害量的液体、气体或火焰通过防火墙或防火罩所构成的舱进入飞机的其它部分。

(b) 防火墙或防火罩的每个开孔，都必须用紧配合的接头、防火套圈、衬套或防火墙接头封严。

1.2.2. 发动机附件舱隔板

见第23.2440(a)条安全性要求要点“发动机附件舱隔板”。

1.2.3. 发动机罩及短舱

(a) 整流罩的构造和支承，必须使其能承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷。

(b) 在飞机处于正常的地面和飞行姿态时，必须有迅速、全部地排出整流罩各部分液体的设施。可以通过试验、分析或两者共同表明排放工作，以确保在使用过程中预期的正常气动压力分布情况下，每个排放设施能够完成其设计功能，不得在会引起着火危险处排放。

(c) 整流罩必须至少是耐火的。

(d) 开口后方位于开口后至少61厘米（24英寸）距离范围内的每个零件是耐火的。

(e) 由于靠近排气系统出口或受排气冲击而经受高温的整流罩的各部分必须是耐火的。

(f) 此外，对于4级飞机，其设计必须使发动机舱内出现的着火不能通过开口或烧穿而进入其他任何会增加危险的区域。

1.3. 23.2440(c)

1.3.1. 进气系统管道

(a) 辅助动力装置的进气系统管道必须满足下列要求：

(1) 在辅助动力装置舱内，必须是防火的；

(2) 在辅助动力舱上游足够长的一段距离上，必须是防火的，以防止热燃气回流烧穿管道并进入飞机的其他任何隔舱（热燃气进入这些地方会造成危害）；

(3) 除要求防火或耐火材料的那些区域外，进气系统管道的材料必须适合于使用中预期的环境条件；

(4) 进气系统的材料必须不会吸收或积存在喘振或回流状态下可能被点燃的危险量的可燃液体。

(b) 向座舱增压系统供应空气的进气系统管道必须用不会产生危害量的有毒气体的材

料制造，或者进行隔离以防止动力装置着火时危害量的有毒气体进入座舱。

1.3.2. 防火墙后面的短舱区域

位于发动机舱防火墙后面的部件、导管和接头（按第23.2325条(e)要求的除外）的制造材料和离防火墙的距离，必须使它们在防火墙靠发动机一侧的部分受到温度不低于1093°C（2000°F）的火焰作用15分钟时，不会受到足以使飞机发生危险的损坏。

1.3.3. 导管、接头和部件

除了已批准作为型号审定合格的发动机一部分的导管和接头和破损后不会引起或增加着火危险的通风管和排放管及其接头外，在易受发动机着火影响的任何区域内输送可燃液体、气体或空气的每一组件、导管和接头均必须至少是耐火的，但属于发动机一部分并且固定在发动机上的可燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护，如果任何非防火零件被火烧坏后不会引起可燃液体渗漏或溅出则除外。上述组件必须加防护罩或安置得能防止点燃漏出的可燃液体。软管组件（软管和管接头）必须适合于特定用途。活塞发动机上容量小于23.7升（25夸脱）的整体滑油收油池不必是防火的，也不必用防火罩防护。

1.3.4. 防火墙

(a) 防火墙或防火罩必须是防火和防腐蚀的。

(b) 必须按下列条件表明防火材料或部件符合标准：

(1) 材料或部件承受的火焰温度必须是1093±27.5°C（2000±50°F）；

(2) 对于板材，必须在大约64.5厘米²（10英寸²）面积上经受由合适的燃烧器发出的火焰；

(3) 火焰的大小必须足以在大约32.25厘米²（5英寸²）的面积上保持要求的试验温度。

(c) 防火墙材料和接头必须至少在15分钟内不被火焰穿透。

(d) 下列材料不经本条要求的试验就可以作为防火墙或防火罩的材料：

(1) 不锈钢板，厚度0.381毫米（0.015英寸）；

(2) 软钢板（包覆铝层或采用其它防腐措施），厚度0.457毫米（0.018英寸）；

(3) 镀锡铅钢板，厚度0.457毫米（0.018英寸）；

(4) 蒙乃尔合金，厚度0.457毫米（0.018英寸）；

(5) 钢或铜基合金的防火墙接头；

(6) 钛板，厚度0.406毫米（0.016英寸）。

1.3.5. 灭火材料

对于发动机安装在机身内，或发动机吊挂于后机身的飞机，或4级飞机，发动机舱内的每个灭火系统部件必须是防火的。

1.3.6. 火警探测系统

指定火区内每个火警探测系统的导线和其他部件必须至少是耐火的。

1.3.7. 液压系统

液压系统蓄压器如果满足下列要求，蓄压器或蓄液箱可以安装在防火墙的发动机一侧：它们是发动机或螺旋桨系统整体的一部分，或蓄液箱是非增压的，并且所有这种非增压蓄液箱的总容积不大于0.946升（1美制夸脱）。

1.4. 23.2440(c)(2)

1.4.1. 动力装置操纵器件

位于发动机舱内而在着火时还要求工作的每个动力装置的操纵部分，必须至少是耐火的。

1.5. 23.2440(d)

1.5.1. 燃油系统

如果在多发飞机上使用单个油箱（或多个燃油箱相互连接作为单个油箱），则必须提供下列措施：

(a) 每一发动机独立的油箱出口，每一油箱安装一个关断活门。如果活门至发动机舱之间的管路容纳的可能逸入发动机舱燃油量不超过1.14L（1夸脱）（或如果表明安全，可以为更大量），则该关断活门也可以作为防火墙关断活门。

(b) 至少布置两个通气口以将其同时堵塞的可能性降至最低。

(c) 加油口盖的设计必须将不正确安装或飞行中丢失的可能性降至最低。

(d) 燃油系统中，从燃油箱的每个出口到任何发动机之间的部件独立于系统中为其它发

动机供油的部件。

1.5.2. 燃油阀和燃油控制器

(a) 必须有能够确保相应飞行机组成员在飞行中快速分别切断每台发动机燃油/能量供给的装置。

(b) 燃油切断阀不得安装在任何防火墙靠发动机的一侧。此外，必须具有下列措施：

(1) 防止燃油切断阀因疏忽被误动的措施；

(2) 允许有关的飞行机组成员在某一燃油切断阀关闭后再迅速打开该阀门的措施。

(c) 燃油阀和燃油系统控制器的支承必须使得阀门工作，或加速飞行情况下所造成的载荷不会传给与阀门相连的导管。

(d) 燃油阀和燃油系统控制器的安装必须使重力的振动不影响其选定的位置。

(e) 每个燃油阀手柄以及手柄与阀门机构的连接必须具有将不正确安装的可能性减至最小的设计特点。

(f) 必须在构造上或采取其他相应措施防止不正确装配或错误连接燃油单向阀。

(g) 燃油箱选择阀必须满足下列要求：

(1) 需用独立的明显不同动作才能将选择器置于断开位置；

(2) 燃油箱选择器的安装位置应使从某一油箱转换到另一油箱时，不可能通过“断开”位置。

1.5.3. 切断措施

(a) 对于多发飞机，采用下列规定：

(1) 每台发动机安装必须有措施，用来切断燃油、滑油、防冰液以及其他可燃液体，或者防止危险量的上述液体流入或流过任一发动机舱，或者在其内流动，但与发动机组成一体的导管、接头和组件除外；

(2) 任何一台发动机燃油切断阀的关闭，不可使该切断阀打开时可供使用的其余发动机被中断供油；

(3) 任何切断装置动作不得影响其他设备（诸如螺旋桨顺桨装置）以后的应急使用；

(4) 切断装置必须装在发动机舱的外部，除非装在发动机舱内能保证等效安全；

(5) 在发动机关断后，不得有多于0.946L（1夸脱）的可燃液体排入发动机舱。对于那些发动机关断后，可燃液体不可能限制于0.946L（1夸脱）的安装情况，必须验证增加的可燃液体量可以被安全地包容或排出机外；

(6) 必须有措施防止切断装置被误动，并能使机组在飞行中重新打开已关闭的切断装置。

(b) 在下列情况下，涡轮发动机安装不需要发动机滑油系统切断装置：

(1) 滑油箱和发动机组成一体或安装在发动机上；

(2) 位于发动机外部的所有滑油系统部件是防火的，或位于不易受发动机着火影响的区域。

(c) 对于动力操纵的阀门，当它达到选定位置时必须要有能给飞行机组指示的装置。并且此阀门必须设计成在阀门部位很可能存在的振动条件下，阀门不能从其选定的位置移开。

1.6. 23.2440(e)

1.6.1. 火警探测系统

必须有确保快速探测下列位置着火的装置：

(a) 下列飞机的发动机舱：

(1) 多发涡轮发动机飞机；

(2) 安装涡轮增压器的多发活塞发动机飞机；

(3) 飞机发动机位于从驾驶舱处不易观察到的位置；和

(4) 所有4级飞机。

(b) 装有辅助动力装置的飞机的辅助动力装置舱。

1.7. 23.2440(f)

1.7.1. 灭火系统

(a) 对于发动机安装在机身内，或发动机吊挂于后机身的飞机，或4级飞机，必须安装灭火系统并且表明符合下列规定：

(1) 必须有为每个发动机舱服务的灭火系统，但是对于包含输送可燃液体或气体管路

或组件的涡轮发动机装置的燃烧室、涡轮及尾喷管部分，如果表明其着火是可控制的，则这些部分除外；

(2) 灭火系统、灭火剂剂量、喷射速率和喷射分布必须足以灭火，可以使用单独的“一次喷射”式灭火系统，但发动机安装在机身内的飞机需要使用“两次喷射”式灭火系统；

(3) 短舱的灭火系统必须能够同时对被防护短舱的每个火区进行防护。

(b) 如果在按本规定合格审定的飞机上安装辅助动力装置，则必须有为辅助动力装置舱服务的满足本条(a)(2)要求的灭火系统。

1.7.2. 灭火剂

对于发动机安装在机身内，或发动机吊挂于后机身的飞机，或4级飞机，采用下列规定：

(a) 灭火剂必须满足下列要求：

(1) 能够熄灭在灭火系统保护的区域内任何液体或其他可燃材料燃烧时的火焰；

(2) 对于贮放灭火剂的舱内可能出现的整个温度范围，均具有热稳定性。

(b) 如果使用有毒灭火剂，必须采取措施防止有害密集度的灭火液或其蒸气（飞机正常运行中渗漏的，或者在地面或飞行中灭火瓶喷射释放的）进入任何载人舱（即使灭火系统中可能存在缺陷）。对于此项要求必须用试验来表明，但机身舱内的固定式二氧化碳灭火系统除外。对于该系统则有下列要求：

(1) 应能按规定的灭火程序，向机身任一隔舱喷射2.3公斤（5磅）或少于2.3公斤（5磅）的二氧化碳；或

(2) 对于在驾驶舱执勤的每个飞行机组成员，应备有防护性呼吸设备；

(3) 短舱的灭火系统必须能够同时对被防护短舱的每个火区进行防护。

(c) 灭火系统的管路和电连接器必须构造、布置以及安装成在日常的维护中（比如，更换灭火瓶或对系统进行维修等）不可能被交叉连接。

2. 一般符合性方法

2.1. 23.2440(a)

2.1.1. 指定火区

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件，根据飞机上动力装置、辅助动力装置燃烧设备的类型和特点，按照规章要求说明定活塞式发动机指定火区位置、范围大小以及火区内构成形式；或按照规章要求说明涡轮发动机指定火区位置、范围大小以及火区内构成形式；或按照规章要求说明辅助动力装置指定火区位置、范围大小以及火区内构成形式；或按照规章要求说明燃油燃烧加热器和其他燃烧设备指定火区位置、范围大小以及火区内构成形式。

2.1.2. 防火墙

(a) 说明性文件

用图样和/或三维数模说明，每台发动机、辅助动力装置、燃油燃烧加温器和其它在飞行中需要使用的燃烧设备，均已用防火墙、防火罩或其它等效设施与飞机的其它部分隔离。

2.1.3. 发动机附件舱隔板

(a) 说明性文件

用图样和/或三维数模表明，发动机动力部分和排气系统的所有部分已用隔板与发动机附件部分隔离，隔板是由防火和防腐蚀材料制成的。

(b) 试验室试验

在无使用经验或者无法表明隔离措施有效性的情况下，需要通过试验室试验验证隔离措施的有效性。试验室试验大纲和报告应表明发动机动力部分、排气系统与发动机附件部分之间的隔离措施有效，且隔板是防火的。

2.1.4. 发动机罩及短舱

说明性文件

用图样和/或三维数模表明，对于装有多台增压式发动机的飞机，当发动机舱内意外失火时整流罩、防火墙、隔板、密封件等结构，能够确保发动机舱不会被烧穿，火焰不会进入发动机舱以外的短舱区域。

2.2. 23.2440(b)

2.2.1. 防火墙

(a) 说明性文件

(1) 用图样和/或三维数模表明：防火墙或防火罩的构造能够有效防止危害量的液体、气体或火焰通过防火墙或防火罩所构成的舱进入飞机的其它部分；

(2) 用图样和/或三维数模表明：防火墙或防火罩的每个开孔，都已被用防火材料制成的紧配合的接头、防火套圈、衬套或防火墙接头进行了封严。

2.2.2. 发动机附件舱隔板

见第23.2440(a)条一般符合性方法“发动机附件舱隔板”。

2.2.3. 发动机罩及短舱

(a) 说明性文件

(1) 用图样和/或三维数模表明：结构各个舱室采取的排液措施，要求上述措施必须能够有效将积液排出机外，且液体不会导致着火；

(2) 发动机罩材料是耐火的，在承受1100°C火焰不少于5分钟后，材料或零件仍能执行其预定功能；

(3) 发动机罩及短舱开口后方，与开口相距61厘米（24英寸）距离范围内的每个零件是耐火的；

(4) 靠近排气系统出口或受排气冲击而经受高温的发动机舱结构的各部分必须是耐火的；

(5) 对于4级飞机，当发动机舱内意外失火时结构能够确保着火不能通过开口或烧穿而进入其他任何会增加危险的区域。

(b) 分析/计算

表明整流罩及其支撑、固定结构具有承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷的能力。

(c) 试验室试验

(1) 在无使用经验或者无法表明整流罩及其支撑、固定结构承载能力的情况下，需要通过试验室试验验证结构的承载能力。通过试验大纲和报告表明结构具有承受在运行中可能遇到的任何振动、惯性和空气载荷的能力；

(2) 在无使用经验或者无法表明结构各个舱室采取的排液措施安全有效的情况下，需要通过试验室试验验证排液措施的可靠性。通过试验大纲和报告表明排液措施能够有效将积液排出机外，且液体不会导致着火；

(3) 在无使用经验或者无法表明结构耐火能力的情况下，需要通过试验室试验验证结构的耐火能力。通过试验大纲和报告表明在承受1100°C火焰不少于5分钟后，材料或零件仍能执行其预定功能。

2.3. 23.2440(c)

2.3.1. 进气系统管道

(a) 说明性文件

包括进气管道的布局、进气管道图纸、发动机进气系统部件环境说明，进气管道材料选择等内容。

2.3.2. 防火墙后面的短舱区域

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件，按照规章要求说明位于发动机舱防火墙后面的相关系统组成，以及相关部件、导管和接头的制造材料、分布位置、距离等。

(b) 试验室试验室

编制型号相关的试验文件，进行发动机舱防火墙后面相关部件、导管和接头的试验室防火试验，满足受到温度不低于1093°C（2000°F）的火焰作用15分钟时，不会受到足以使飞机发生危险的损坏的要求。

2.3.3. 对于导管、接头和部件

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件，按照规章要求说明发动机着火影响的区域以及区域内输送可燃液体、气体或空气的每一组件、导管和接头的制造材料、分布位置、防护措施等。说明可燃液体泄漏概率以及引起的危害；提供作为发动机一部分的部件、导管和接头防火性能证明材料。

(b) 试验室试验室

编制型号相关的试验文件，进行飞机上相关部件、导管和接头的试验室耐火、防火试验，满足受到温度不低于1093°C（2000°F）的火焰作用5分钟或15分钟时，不会受到足以使飞机发生危险的损坏的要求。

3.3.4. 防火墙

(a) 说明性文件

用图样和/或三维数模表明：用来制造防火设施的材料在23.1191(h)款范围内，且选用的材料厚度不低于条款给出的厚度。

(b) 试验室试验

在无使用经验或者无法表明防火墙材料、部件防火和防腐蚀性能的情况下，需要通过试验室试验验证材料、部件的防火和防腐蚀性能。通过试验室试验大纲和报告表明材料、部件是防火和防腐蚀的。其中防火试验材料或部件的几何尺寸、火焰面积和火焰温度应满足23.1191(f)款要求。

2.3.5. 灭火材料

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件，按照规章要求说明部件的火灾防护措施和有效性。

(b) 试验室试验

编制型号相关的试验文件，对发动机舱内无法进行防火分析说明的灭火系统部件，按照相关技术标准进行试验室防火试验验证。

2.3.6. 火警探测系统

(a) 试验室试验

编写型号相关的试验文件，验证指定火区内每个火警探测系统的导线和其他部件耐火/防火能力。

2.3.7. 液压系统

(a) 说明性文件

编制说明性文件，说明液压系统蓄压器或蓄液箱的组成、工作原理、安装位置以及技术指标等，阐明其能够满足条款要求。

2.4. 23.2440(c)(2)

2.4.1. 动力装置操纵器件

(a) 说明性文件

对发动机舱内在着火时还要求工作动力装置操纵部分，进行详细说明，可以通过材料来保证其耐火性。

(b) 试验室试验

通过试验室试验来验证其耐火性能。动力操纵系统试验室试验应表明，位于发动机舱内的操纵部件应满足至少耐火要求。

2.5. 23.2440(d)

2.5.1. 燃油系统

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括燃油系统组成、性能、工作原理等；

(2) 符合性分析

(i) 利用图纸来分析各发动机供油系统相互独立，每一发动机供油系统部件故障不会影响到其他发动机，包括其用电设备的供电线路，如电动切断阀、增压泵供电等；

(ii) 利用图纸来表明在多发飞机使用一个油箱时每一发动机具有独立的出油口，且在油箱上安装一个关断活门。分析该关断活门到发动机入口之间管路内的油量，如不超过1.14L，则该关断活门可用于供油管路切断阀；

(iii) 利用图纸表明油箱通气口的数量至少为两个；

(iv) 利用加油口盖供应商提供的设备资料来表明加油口盖设计满足条款要求；

(v) 多发飞机使用一个油箱，利用图纸来表明每一发动机供油系统部件都相互独立。

(b) 试验室试验

加油口盖试验大纲及报告能表明加油口盖通过了耐久、振动等影响使用的试验验证。

(c) 设备合格性

加油口盖供应商提供加油口盖的技术条件、试验大纲以及报告等资料来表明加油口盖设计能够满足条款要求。

2.5.2. 燃油阀和燃油控制器

(a) 说明性文件

编写条款符合性说明文件，包括系统说明、符合性分析等内容。

(1) 系统说明：系统说明包括燃油系统组成、功能、安装、工作原理等内容；

(2) 符合性分析

(i) 通过安装图纸来表明对于每台发动机能够分别切断其供油，互不影响；

(ii) 通过安装图表明燃油切断阀的位置符合条款要求，通过机上检查表明切断阀的控制能够防止误动作，且能在飞行过程中随时打开阀门，满足条款要求；

(iii) 通过安装图表明燃油阀和燃油控制器的支撑能够保证载荷不会传递到导管上；

(iv) 通过燃油阀和燃油系统控制器的环境试验结论来表明经受重力或振动不会影响阀门的位置；

(v) 通过图纸表明燃油操作手柄及手柄与阀门的连接具有防差错设计；

(vi) 通过供油商提供的单向阀图纸以及在机上的安装图表明单向阀不可能错误安装；

(vii) 通过机上检查以及选择阀供应商提供的资料表明选择阀的操作符合条款要求。

(b) 试验室试验

燃油阀和燃油系统控制器振动、冲击等环境试验应能表明在经受过载、振动等试验条件下，阀门的位置不受影响。

(c) 航空器检查

(1) 对燃油切断阀的操作进行检查，确认其能够防止误动作，并可随时打开阀门；

(2) 对油箱选择阀的操作进行检查，确认其操作满足条款要求。

(d) 设备合格性

供应商提供燃油阀及燃油控制器图纸、技术条件、鉴定试验大纲以及鉴定试验报告来表明符合条款要求。

2.5.3. 切断措施

(a) 说明性文件

(1) 系统说明：系统说明包括含有可燃液体的系统组成、安装、性能以及工作原理等内容；

(2) 符合性分析

(i) 利用图纸表明含有可燃液体的系统具有切断措施；

(ii) 利用图纸表明每台发动机的燃油切断阀都相互独立，包括供电线路；

(iii) 利用图纸表明任何切断装置的安装、操作不会影响到其他设备；

(iv) 利用图纸表明切断装置安装在发动机舱外部，如果安装在发动机舱内部则结合试验室的防火试验结果表明符合条款要求；

(v) 分析切断装置切断后可燃液体排入发动机舱的量，不大于0.946L，如大于该值则需要分析可燃液体能够被包容或排出机外；

(vi) 利用图纸分析切断装置的操作不会被误动，且能随时打开；

(vii) 利用图纸表明滑油箱为发动机自带，可不安装发动机滑油系统切断装置；

(viii) 利用图纸表明滑油系统安装在发动机舱外，安装在发动机舱内的发动机外部滑油系统通过供应商提供部件防火证明材料表明符合条款要求；

(ix) 通过切断阀机上地面试验以及试验室试验来表明本条款要求。

(b) 试验室试验

切断装置及滑油系统部件试验室试验包括防火试验及切断阀振动试验等，其大纲及报告应表明：

(1) 切断阀及电缆符合防火要求；

(2) 滑油系统部件符合防火要求；

(3) 切断阀经受预期的振动后，阀门不会移动；

(4) 切断阀机上地面大纲及报告应表明在对切断阀进行操作时，能够向机组人员提供阀门位置指示。

(c) 设备合格性

切断装置、滑油系统部件供应商应提供部件技术条件、试验大纲及试验报告以表明符合防火要求及切断阀的振动要求，以表明满足条款要求。

2.6. 23.2440(e)

2.6.1. 火警探测系统

(a) 说明性文件

(1) 说明飞机上发动机舱和辅助动力舱数量、分布位置、分布范围以及指定火区范围；

(2) 说明每个指定火区对应火警探测系统的工作原理、性能指标、系统组成、操作和控制原理、火灾探测程序等；火警探测器机上安装位置、布局形式、安装状态和安装要求等。

2.7. 23.2440(f)

2.7.1. 灭火系统

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件，按照规章要求分析和试验结果表明灭火系统、灭火剂剂量、喷射速率和喷射分布能够及时有效的扑灭发动机舱内火灾，灭火剂浓度和持续时间满足AC20-100要求。

(b) 分析/计算

编写型号相关的规范性分析/计算文件，对发动机舱、辅助动力装置舱等指定火区的最小灭火剂剂量进行分析、计算；灭火剂计算应并考虑灭火剂喷射过程中在灭火装置、灭火管路等处的损失，以及结构舱上开口造成的灭火剂损失；最终选用灭火剂剂量应考虑安全系数。

(c) 安全评估

编写型号相关的安全性分析文件，给出飞机上发动机或辅助动力装置失火概率，分析出单发动机或多发动机失火不能灭的概率及规避措施，满足相关要求。

(d) 试验室试验

(1) 编写型号相关的试验文件，对咨询通报AC20-100或等效文件认可批准以外的灭火剂以及相应灭火装置进行灭火性能验证；

(2) 编写型号相关的试验文件，以演示验证灭火系统在临界条件下的灭火以及防止复燃的能力。如果能够模拟出临界的条件，试验室模拟试验是可以接受的，替代飞行试验。模拟试验的相关要求如下：

(i) 试验条件确定：模拟临界气流条件或该条件下舱内临界通风量；

(ii) 测验参数及标准：灭火剂浓度及持续时间应满足AC20-100要求，如采用常用的卤代烷1301作为灭火剂，则喷射后灭火剂内体积浓度至少为6%（重量浓度为22%），该浓度持续时间不少于0.5s；

(iii) 试验件：真实灭火系统、真实发动机或假件、真实发动机结构舱或假件、真实发动机舱内其它部件或假件等；

(iv) 主要试验设备：

(A) 通风系统，用于模拟临界气流条件，包括鼓风机、通风管道、调节阀以及气体质量流量计；

(B) 经批准的灭火剂浓度测试设备，用于测量喷射后灭火剂浓度，包括测量传感器、数据分析仪等。

(v) 测试点选取：测试点的选取和布置应能确保全方位监测舱内易出现火警的各点的灭火剂浓度分布情况，推荐的测试点包括易发生火灾的部位（燃油管路和热点附近）和位于通风的部位（灭火剂浓度临界点）。

(e) 飞行试验

编写型号相关试验文件，进行发动机舱灭火剂浓度测试真实飞行试验。飞行试验前需将灭火瓶冷却至飞机最低环境温度。一般在2000ft~5000ft高度范围进行试飞，通常考虑飞行高度对试飞安全的影响，也可在此范围内选择尽可能高的高度（如5000ft）进行飞行试验。飞行试验选择的高度和速度选取确保试验在尽可能接近临界气流条件下进行。测试点的选取和布置应能确保全方位监测舱内易出现火警的各点的灭火剂浓度分布情况，推荐的测试点包括

易发生火灾的部位（燃油管路和热点附近）和位于通风的部位（灭火剂浓度临界点）；灭火剂浓度及持续时间应满足AC20-100要求，如采用常用的卤代烷1301作为灭火剂，则喷射后灭火剂内体积浓度至少为6%（重量浓度为22%），该浓度持续时间不少于0.5s。

2.7.2. 灭火剂

(a) 说明性文件

编制型号相关的准则性或规范性文件，按照规章要求说明灭火系统保护区域的范围、火灾类型；灭火剂的种类、剂量、灭火效率、热稳定性以及物理特性和化学特性；

(b) 试验室试验

编制型号相关的试验文件，通过地面模拟试验结果表明飞机上对有毒性灭火剂防护措施的有效性，能够防止一定危险数量的灭火剂进入载人舱；可以通过测量载人舱灭火剂浓度值进行判断。

(c) 飞行试验

如果不采用地面模拟试验，则可采用真实飞行试验。编制型号相关的试验文件，通过飞行试验结果表明飞机上对有毒性灭火剂防护措施的有效性，能够防止一定危险数量的灭火剂进入载人舱。可以通过测量载人舱灭火剂浓度值进行判断。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 23.2440(a)

3.1.1. 指定火区

必须表明指定火区获取位置和范围的合理性和充分性。

3.1.2. 防火墙

设计说明中，应说明通过设计保障每台发动机、辅助动力装置、燃烧加温器和其它在飞行中需要使用的燃烧设备，均已用防火墙、防火罩或其它等效设施与飞机的其它部分隔离，防火墙或防火罩的构造能够有效防止危害量的液体、气体或火焰通过防火墙或防火罩所构成的舱进入飞机的其它部分。

3.1.3. 发动机附件舱隔板

设计说明中，应说明发动机动力部分、排气系统与发动机附件部分之间是隔离的，且隔板上的通孔已用防火材料封严，隔板满足防火墙的要求。

3.1.4. 发动机罩及短舱

设计说明中应说明发动机罩材料和与开口相距61厘米（24英寸）距离范围内的每个零件，以及靠近排气系统出口或受排气冲击而经受高温的发动机舱结构的各部分是耐火的。

3.2. 23.2440(b)

3.2.1. 防火墙

(a) 设计说明中，应说明通过设计保障每台发动机、辅助动力装置、燃油燃烧加温器和其它在飞行中需要使用的燃烧设备，均已用防火墙、防火罩或其它等效设施与飞机的其它部分隔离，防火墙或防火罩的构造能够有效防止危害量的液体、气体或火焰通过防火墙或防火罩所构成的舱进入飞机的其它部分。

(b) 防火墙所有开孔均应被防火材料进行有效封严。

3.2.2. 发动机附件舱隔板

见第23.2440(a)的审查的重点要素和关注问题“发动机附件舱隔板”。

3.2.3. 发动机罩及短舱

(a) 设计说明中应说明通过结构设计能够保证，整流罩和短舱不会导致着火。

(b) 设计说明中应说明发动机罩材料和与开口相距61厘米（24英寸）距离范围内的每个零件，以及靠近排气系统出口或受排气冲击而经受高温的发动机舱结构的各部分是耐火的。

(c) 使用计算分析的方法表明整流罩能够承受气动、集中力等各种载荷，应明确计算分析方法的有效性。

(d) 编制短舱排液试验室试验大纲，应明确试验边界条件的合理性，试验结果应表明短舱排液措施的有效性。

3.3. 23.2440(c)

3.3.1. 进气系统管道

必须表明进气道所处的区域和所处的环境，表明进气道的材料和强度能满足防火，以及防止产生危害量毒气的使用要求。

3.3.2. 防火墙后面的短舱区域

系统说明中应包括位于发动机舱防火墙后面的部件、导管和接头，以及这些部件、导管和接头的材料特性和安装距离，并且表明防护措施的方法和有效性；防火试验必须满足受到温度不低于1093℃（2000°F）的火焰作用15分钟，试验结果满足要求。

3.3.3. 对于导管、接头和部件

系统说明中应包括火区内的相关部件、导管和接头，以及材料特性的说明，并且表明防护措施的方法及有效性；必须表明地面模拟试验工作状态和试验条件的合理性和有效性。

3.3.4. 防火墙

设计说明中，应表明防火墙材料及其它密封材料应当满足防火要求。编制结构耐火试验大纲，试验过程中应保证承受1100℃火焰不少于5分钟，试验结果应表明材料或零件仍能执行其预定功能。

3.3.5. 灭火材料

编制灭火系统防火试验文件，明确试验程序和边界条件的合理性，试验结果应满足要求。

3.3.6. 火警探测系统

编制火警探测器系统试验文件，试验文件中应包括按照DO160或等同文件要求的环境试验要求，火警探测器导线和部件的耐火性要求，试验结果应满足要求。

3.3.7. 液压系统

说明工作环境对液压系统蓄压器或蓄液箱的使用影响。

3.4. 23.2440(c)(2)

3.4.1. 动力装置操纵器件

如果采用试验验证，要表明试验大纲的合理性。

3.5. 23.2440(d)

3.5.1. 燃油系统

(a) 燃油系统技术说明和图纸应能充分表明燃油系统的独立性，每一发动机都有独立的油箱出口，都安装有关断活门。多发飞机使用一个油箱，该油箱的通气口是否不少于两个。

(b) 供应商提供的资料应表明加油口盖按照DO160的要求进行了环境试验，并进行了防错设计。

3.5.2. 燃油阀和燃油控制器

(a) 必须表明发动机具有单独的切断措施。

(b) 必须表明切断阀安装在远离发动机的位置，其操作能防止误动作。

(c) 必须表明油箱选择阀的操作能保证油箱之间转换不通过断开位置。

(d) 必须表明试验室试验的试验程序、试验条件及试验状态的选取是合理的。

(e) 必须表明燃油切断阀和选择阀已完成必要的环境试验、耐油试验、功能和性能试验等，且满足主机要求。

3.5.3. 切断措施

(a) 通过系统说明和图纸表明可燃液体具有独立的切断装置，且切断装置的安装和操作不影响其他设备，必须表明材料的充分性与合理性。

(b) 安装在发动机舱内的切断装置必须满足防火要求。

(c) 如果切断装置切断后可燃液体的量大于0.946L，必须表明有可燃液体被包容和排出机外的措施。

(d) 必须表明设备已完成了功能试验、性能试验、防火试验以及符合DO160要求的环境试验等，且满足主机要求。

3.6. 23.2440(e)

3.6.1. 火警探测系统

在描述性文件中，明确每个指定火区对应火警探测系统的工作原理、性能指标、系统组成、操作和控制原理、火灾探测程序等。明确火警探测器机上安装位置和布局形式、安装状态，明确火警探测系统能够及时可靠的探测火灾，并能及时发出告警。

3.7. 23.2440(f)

3.7.1. 灭火系统

(a) 编制发动机舱灭火剂浓度地面模拟试验文件，文件中应明确试验方法和试验件的有效合理性，试验结果应满足要求。

(b) 编制发动机舱灭火剂浓度飞行试验文件，文件中应明确试验方法和试验条件的合理性，试验结果应满足要求。

3.7.2. 灭火剂

(a) 明确采用灭火剂的物理特性、化学特性。

(b) 对于采用有毒性灭火剂的灭火装置，应编制灭火剂地面模拟试验文件或灭火剂飞行试验文件，在文件中应明确试验程序和边界条件的合理性。试验结果应表明对有毒灭火剂的防火措施的有效性。

附录 F

设备

目 录

第 23.2500 条	飞机级系统要求.....	2
第 23.2505 条	功能和安装.....	10
第 23.2510 条	系统、设备和安装.....	14
第 23.2515 条	电子和电气系统闪电防护.....	21
第 23.2520 条	高强辐射场（HIRF）防护.....	22
第 23.2525 条	电源和配电系统.....	23
第 23.2530 条	外部和驾驶舱照明.....	27
第 23.2535 条	安全设备.....	31
第 23.2540 条	在结冰条件下飞行.....	32
第 23.2545 条	增压系统元件.....	35
第 23.2550 条	含高能转子的设备.....	37
第 23.2555 条	驾驶舱录音机.....	38
第 23.2560 条	飞行记录器.....	39

第 23.2500 条 飞机级系统要求

1. 安全性要求要点

1.1. 动力装置的操纵器件： 总则

- (a) 必须表明柔性操纵器件适合于特定的用途；
- (b) 每个操纵器件必须能保持在任何必要的位置，而无下列现象：
 - (1) 要求飞行机组成员经常注意；
 - (2) 由于操纵载荷或振动而滑移。
- (c) 每个操纵器件必须能承受工作载荷而不失效或没有过度的变形。

1.2. 灭火系统材料

对于发动机安装在机身内，或发动机吊挂于后机身，下列规定适用：

- (a) 任何灭火系统的材料不得与任何灭火剂起化学反应以致产生危害；
- (b) 发动机舱内的每个灭火系统部件必须是防火的。

1.3. 火警探测系统

指定火区内每个火警探测系统的导线和其他部件必须至少是耐火的。

1.4. 飞行和导航仪表

最低所需的飞行和导航仪表规定如下：

- (a) 一个空速表；
- (b) 一个高度表；
- (c) 一个航向指示器；
- (d) 对于涡轮发动机飞机和最大重量大于2,722公斤（6,000磅）的活塞发动机飞机，一个大气静温表，或一个能将其指示换算为大气静温的大气温度表；
- (e) 一个速度警告装置，用于下列情况：
 - (1) 涡轮发动机飞机；
 - (2) 按CCAR-23部第23.2200条和第23.2610条确定 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 的其他飞机，条件是 V_{MO}/M_{MO} 大于 $0.8V_D/M_D$ 。当速度超过 $V_{MO}+6$ 节或 $M_{MO}+0.01$ 时，速度警告装置必须向驾驶员发出有效的音响警告（要与其他用途的音响警告有明显区别）。该警告装置的制造允差的上限不得超过规定的警告速度。该警告装置的下限必须设置成使骚扰性警告减至最少。
- (f) 当安装有姿态指示器时，该仪表必须设计成，除了进行必要的视差修正外，飞行机组无法调整姿态基准标记与水平刻线间的相对位置；
- (g) 此外，对于4级飞机：
 - (1) 如果空速限制随高度变化，则空速表必须具有表明 V_{MO} 随高度变化的最大允许空速指示；
 - (2) 高度表必须是灵敏型的；
 - (3) 对于客座数不小于10（不含驾驶员座位）并获仪表飞行规则（IFR）运行批准的4级飞机，必须具备第3套姿态仪表，该仪表：
 - (i) 由独立于发电系统的电源供电；
 - (ii) 在发电系统全部失效后，能持续可靠地工作至少30分钟；
 - (iii) 工作独立于任何其他姿态指示系统；
 - (iv) 在发电系统全部失效后，无需选择便可工作；
 - (v) 位于仪表板上局方认可的位置处，使得任一驾驶员从其工作位置上清晰可见并便于使用；
 - (vi) 在所有使用阶段都得到适宜的照明。

1.5. 动力装置仪表

所需的动力装置仪表规定如下：

(a) 对于所有飞机

(1) 每个燃油箱一个燃油油量表，其安装符合CCAR-23部第23.2510条、第23.2605条和第23.2610条的要求；

(2) 每台发动机一个滑油压力表；

(3) 每台发动机一个滑油温度表；

(4) 每个滑油箱一个滑油油量测量装置，其安装符合CCAR-23部第23.2605条和第23.2615条的要求；

(5) 对要求符合CCAR-23部第23.2440(c)(e)、第23.2600条和本条1.3要求的每架飞机，一个火警指示器。

(b) 对于活塞发动机飞机 除本条(a)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：

(1) 每台具有预热器和进气温度限制的每台发动机，在预热时可能超出该限制，一个进气系统空气温度指示器；

(2) 每台发动机一个转速表；

(3) 一个汽缸头温度表，用于：

(i) 具有整流罩风门片的每台气冷式发动机；

(ii) 4级飞机。

(4) 对于每台泵压式供油发动机：

(i) 一个装置，向驾驶员持续指示燃油的压力或流量；或

(ii) 一个装置，持续地监测燃油系统，并对有可能导致发动机失效的燃油流量变化趋势，向驾驶员告警。

(5) 每台高空发动机和每台具有可控螺旋桨的发动机，一个进气压力表；

(6) 对于每一涡轮增压器装置：

(i) 如果规定有汽化器（或歧管）的进气温度限制，或者排气或涡轮增压器的涡轮进口温度限制，必须备有能指示此种限制的温度指示器，如果已表明在所有预定的使用中都不会超过这些限制，则除外；

(ii) 如果其滑油系统独立于发动机的滑油系统，还必须备有滑油压力和温度指示器。

(7) 每台液冷发动机，一个冷却液温度指示器。

(c) 对于涡轮发动机飞机 除本条 1.5(a)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：

(1) 每台发动机一个燃气温度表；

(2) 每台发动机一个燃油流量表；

(3) 每台发动机一个燃油低压警告装置；

(4) 任何在正常使用中不应被用尽的燃油箱，一个低油位警告装置；

(5) 每台发动机一个转速表（指示有规定限制转速的转子转速）；

(6) 每台发动机一个滑油低压警告装置；

(7) 每台发动机，一个指示动力装置防冰系统工作的指示装置；

(8) 对于每台发动机，一个指示装置用于CCAR-23部第23.2400(a)(7)、第23.2400(c)(1)(3)、第23.2400(e)、第23.2430(a)(3)(7)条所要求的燃油滤网或燃油滤，在滤网或油滤的脏污程度影响CCAR-23部第23.2400(e)、第23.2430(a)(7)条规定的滤通能力之前即指示出现脏污；

(9) 对于每台发动机，CCAR-23部第23.2400(c)(e)、第23.2600(b)条所要求的滑油滤网或滑油滤如果没有旁路，应有一个警告装置，在滑油滤网或滑油滤的脏污程度影响CCAR-23

部第23.2400(c)(e)、第23.2600(b)条规定的滤通能力之前向驾驶员警告出现脏污；

(10) 防止燃油系统部件被冰堵塞的任何加温器，应有一个指示加温器功能的指示装置。

(d) **对于涡轮喷气/涡轮风扇发动机飞机** 除本条1.5(a)和(c)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：

(1) 每台发动机一个指示发动机推力或指示与推力相关的参数的指示器，还包括为此目的所需要的一个大气静温表；

(2) 每台装有反推力装置的发动机，一个位置指示装置，当反推力装置处在反推力位置时向飞行机组发出指示。

(e) **对于涡轮螺旋桨飞机** 除本条(a)和(c)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：

(1) 每台发动机一个扭矩表；

(2) 每具螺旋桨，一个位置指示装置，在螺旋桨桨叶角小于飞行低距位置时，向飞行机组发出指示，除非能够表明发生这种情况是非常不可能的。

1.6. 其他设备

飞机在按CCAR-23部第23.2610条申请合格审定并获得批准的最大使用高度、运行类型和气象条件下运行所需的设备，必须包括在其型号设计之内。

1.7. 电子显示仪表系统

(a) 电子显示指示器，包括因其特性而无法实现动力装置仪表系统间的隔离或独立性的那些电子显示指示器，必须：

(1) 满足本条1.8所要求的布局和可见度；

(2) 考虑到电子显示指示器使用寿命末期所预期的显示亮度，在驾驶舱内可遇到的各种照明条件（包括直射阳光）下易于识别。在CCAR-23部第23.2625条所要求的持续适航文件中，必须包括对该显示系统使用寿命的具体限制；

(3) 在任何正常工作模式下，不得妨碍对姿态、高度、速度或任何驾驶员在各种规定的限制范围内为调节功率所需的动力装置参数的主显示；

(4) 在发动机起动的工作模式下，不得妨碍任何驾驶员为正确设定或监视动力装置限制所需要的发动机参数的主显示；

(5) 有一个独立的磁航向指示器，以及一套独立备份的机械式高度表、空速表和姿态仪表或不依赖于飞机主电源系统的单独的电子高度指示器、空速指示器和姿态指示器。这些备份仪表的安装位置可以不在本条1.8(d)规定的主显示位置上，但必须满足本条1.8(a)规定的驾驶员可见度要求；

(6) 有与被其所代替的仪表相等效且对驾驶员来说是易于感受的显示；

(7) 对CCAR-23部要求显示的每一参数，有对第23.2610条要求的仪表标记的目视显示，或有在出现不正常工作值或接近规定的限制值时告诫驾驶员的目视显示。

(b) 电子显示指示器（包括其系统和安装，并考虑到飞机其他系统）必须设计成在出现任一单独失效或可能的失效组合后，仍有一个可向机组提供持续安全飞行和着陆所必需信息的显示，而不需要任一驾驶员为持续安全飞行立即采取行动；

(c) 本条1.7所用的“仪表”，包括了实际上处于一个组件内的装置，和连接在一起的实际上由两个或两个以上独立组件或部件构成的装置（如由连在一起的一个磁传感元件、一个陀螺组件、一个放大器和一个指示器构成的远距指示型陀螺航向指示仪）。本条1.7所用“主”显示指设置在仪表板上使驾驶员在需要观察某个参数时，会首先查看的那个显示。

1.8. 布局和可见度

(a) 在起飞、初始爬升、最终进近和着陆期间由任一要求的驾驶员使用的每一飞行、导航和动力装置仪表必须设置成使任一坐在其操纵位置的驾驶员只用最小的头部和眼睛的动

作便可监视飞机的飞行航迹和仪表。这些飞行状态下使用的动力装置仪表是指在动力装置限制内用于调节发动机功率所需的仪表；

(b) 对于多发飞机上的相同动力装置仪表，其位置的安排必须避免混淆每个仪表所对应的发动机；

(c) 仪表板的振动不得破坏或降低任何仪表的精度；

(d) 对于每架飞机，本条1.4所要求的飞行仪表和中国民用航空规章运行规则所要求的（如果适用）仪表，必须在仪表板上构成组列，并尽可能集中在每一规定的驾驶员向前视线所在的垂直平面附近。此外：

(1) 最有效地指示姿态的仪表必须装在仪表板上部中心位置；

(2) 最有效地指示空速的仪表必须直接装在仪表板上部中心位置处仪表的左边；

(3) 最有效地指示高度的仪表必须直接装在仪表板上部中心位置处仪表的右边；

(4) 最有效地指示航向的仪表（不是本条1.4(c)要求的磁航向指示器），必须直接装在仪表板上部中心位置处仪表的下边；

(5) 为满足本条1.8(d)(1)到(d)(4)的要求，可以使用电子显示指示器，只要此类显示符合本条1.7的要求。

(e) 如果装有指出仪表失灵的目视指示器，则该指示器必须在驾驶舱所有可能的照明条件下都有效。

1.9. 空速指示系统

(a) 每个空速指示仪表必须加以校准，在施加相应的总压和静压时以尽可能小的仪表校准误差指示真空速（海平面标准大气下）。

(b) 每个空速系统必须在飞行中校准，以确定系统的误差。在下列速度范围内，系统误差（包括位置误差，但不包括空速指示仪表的校准误差）不得超过校准空速的3%或5节，两者中取大值：

(1) 从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{MO} / M_{MO} 或 V_{NE} （取其适合者），襟翼在收上位置；

(2) 从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{FE} ，襟翼在放下位置。

(c) 每个空速指示系统的设计和安装必须有可靠的措施来排放空速管静压管路的湿气；

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

(e) 此外，对于4级飞机，以及大于6,000磅的多涡轮发动机飞机和按照特技审定的飞机，每一系统必须加以校准，以确定加速起飞地面滑跑过程中的系统误差。地面滑跑校准必须按以下条件确定：

(1) 从 V_1 最小值的0.8倍到 V_2 最大值，考虑批准的高度和重量范围；

(2) 进行地面滑跑校准时，假定一台发动机在 V_1 最小值时失效。

(f) 对于4级飞机，如果要求有两套空速表，则其各自的空速管之间必须相隔足够的距离，以免鸟撞时两个空速管都损坏。

1.10. 静压系统

(a) 除了本条1.10(b)(3)的说明外，每个带静压膜盒的仪表与外界大气的连通方式，必须使飞机速度、窗户开闭、气流变化、湿气或其他外来物对这些仪表准确度的影响最小；

(b) 如果一个静压系统是为仪表、系统或装置的功能所必需的，则应符合本条1.10(b)(1)至(b)(3)的规定；

(1) 静压系统的设计和安装必须符合下列规定：

(i) 备有可靠的排放水分的措施；

(ii) 要避免导管擦伤和在导管弯曲处过分变形或严重限流；

(iii) 所用的材料应是耐久的，适合于预定用途并能防腐蚀。

(2)必须以下列方法进行验证试验，以演示静压系统的完整性：

(i) 非增压飞机 将静压系统抽气到压差约为3,400帕（25毫米汞柱；1英寸汞柱），或高度表读数高于试验时飞机的海拔高度300米（1,000英尺），停止抽气一分钟，指示高度的减小值不得大于30米（100英尺）；

(ii) 增压飞机 将静压系统抽气到压差等于飞机型号合格审定时批准的最大座舱压差。停止抽气一分钟，指示高度的减小值不得大于最大座舱压差当量高度的2%或30米（100英尺），两者中取大值。

(3) 如果按照民用航空规章运行规则的要求为任何仪表、装置或系统配置静压系统时，每个静压孔的设计和位置必须使在飞机遇到结冰情况时，静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度表读数与主静压系统的高度表读数相差15米（50英尺）以上时，必须为备用静压系统提供一个修正卡片。

(c) 除本条(d)规定的情况外，如果静压系统包括有主静压源和备用静压源，则静压源选择装置的设计必须满足下列要求：

(1) 选用任一静压源时，另一个静压源断开；

(2) 两个静压源不能同时断开。

(d) 对于非增压飞机，如果能够用演示表明，在选用任一静压源时，静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化，则本条1.10(c)(1)的规定不适用；

(e) 每个静压系统必须在飞行中校准，以确定系统误差。在海平面标准大气下所指示的气压高度的系统误差（不包括仪表校准误差），在 $1.3V_{S0}$ （襟翼展态）至 $1.8V_{S1}$ （襟翼收态）速度范围内对应的飞机构型下，每100节不超过 ± 10 米（ ± 30 英尺）。速度小于100节时，该误差允许为 ± 10 米（ ± 30 英尺）；

(f) 对于按CCAR-23部第23.2610条禁止在仪表气象或结冰条件下飞行的飞机，本条1.10(b)(3)不适用。

1.11. 磁航向指示器

(a) 除本条1.11(b)规定外，采用下列规定：

(1) 每个磁航向指示器必须安装成使其精度不受飞机振动或磁场的严重影响；

(2) 经补偿的安装偏差，平飞时任何航向上不得大于 10° 。

(b) 如果飞机上安装了一个稳定磁航向指示器，其平飞时任何航向的偏差均不大于 10° ，或者安装了一个陀螺航向指示器，则非稳定磁航向指示器的偏差在用电系统（例如电加温风挡）工作时可以大于 10° 。偏差超过 10° 的非稳定磁航向指示器必须按第23.2610条设置标牌。

1.12. 自动驾驶仪系统

如果装有自动驾驶仪系统，它必须满足下列要求：

(a) 每个系统必须设计成使自动驾驶仪能够符合下列要求之一：

(1) 驾驶员能迅速确实地断开，以防其干扰驾驶员操纵飞机；

(2) 由一个驾驶员就足以超控，而使他能够操纵飞机。

(b) 自动驾驶仪系统的设计和调整必须做到，在驾驶员可以调整的范围内，在适于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下，不论正常工作或失灵（假如在合理的时间内开始进行纠正），均不会对飞机引起危险的载荷或使飞机航迹产生危险的偏离；

(c) 每个系统必须设计成使单一故障不在一个以上的控制轴产生过分偏转的信号。如果自动驾驶仪综合来自辅助控制器的信号或向其他设备提供信号，则要求有确实的联锁和接通顺序，以免系统不正常动作；

(d) 必须防止由于故障而使交联部件相互产生有害的作用。

1.13. 飞行指引系统

如果装有飞行指引系统，则必须有向飞行机组指示其当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

1.14. 电气系统和设备总则

(a) **功能** 每个电气系统要符合下列要求：

(1) 安装后的每个电气系统必须满足下列要求：

- (i) 对系统本身及其工作方式和对飞机其他部分的作用均没有危害；
- (ii) 使该系统免受燃油、滑油、水和其他有害物质的侵害及机械损伤；
- (iii) 其设计使机组、乘客和地面人员受到电击的危险减至最低。

(2) 电源在并联工作或单独工作时功能正常；

(3) 任一电源的失效或故障，均不得损害任何其余的电源向安全运行必不可少的负载电路供电的能力；

(4) 此外，对于4级飞机，还要符合下列要求：

(i) 每一系统必须设计成在合理可能的故障或包括载有大电流电缆故障在内的断路时，能够向重要负载电路供电；

(ii) 在飞行中飞行机组成员将各电源与该系统单独断开或一起断开的措施必须容易接近；

(iii) 系统必须设计成在任何可能的运行条件下，所有重要负载设备端的电压和频率（如果适用）均能保持在该设备的设计限制范围之内；

(iv) 如果特定的设备或系统要求有两个独立的电源，则其供电必须有保证措施。例如：双套电气设备、投掷式转换开关或分开敷设的多路或环路措施）；

(v) 为了符合本条1.14. (b)(4)的要求，配电系统包括配电汇流条、与其相连的馈电线及每个控制和防护装置。

(b) **耐火性** 电气设备的设计和安装必须在发动机舱起火的情况下，靠近火的防火墙表面被加热到1,093°C (2,000°F)并保持5分钟，或者加热到由申请人证实是合理的较低温度时，安装在该防火墙后面并对连续安全运行必不可少的设备能令人满意地工作，且不会导致新的失火危害（产生进一步失火的危险）；

(c) **外部电源** 如果备有措施将外部电源接到飞机上，且该外部电源能与除用于发动机起动之外的其他设备相连接，则必须有措施确保反极性 or 逆相序的外部电源不能向该飞机的电气系统供电；

(d) 必须通过分析、试验或两者兼用来表明，当正常电源（除蓄电池和任何其他备份电源之外的电源）不工作、燃油（从熄火和重新启动能力考虑）为临界状态（牌号），且飞机最初处于最大审定高度的情况下，飞机能按目视飞行规则（VFR）安全飞行至少5分钟。电气系统中满足下列条件的部分可以保持接通：

(1) 包括导线束或接线盒起火在内的单一故障不会导致丧失断开部分和接通部分；

(2) 接通部分在电气上和机械上与断开部分隔离。

1.15. 电路保护装置

(a) 在所有电路中必须安装保护装置，例如熔断器或断路器。但下列情况除外：

(1) 仅在起动过程中使用的起动电动机的主电路；

(2) 不装保护装置，不会出现危害的电路。

(b) 对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其他电路；

(c) 每个可复位型电路保护装置（即“自动断路”装置，其跳闸机构不能由操纵器件来超控）必须按下列规定设计：

(1) 在跳闸后需要人工操作以恢复工作；

- (2) 如果存在过载或电路故障，不管操作控制的位置如何，该装置应断开电路。
- (d) 如果飞行安全要求必需有使某一断路器复位或更换某一熔断器的能力，则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；
- (e) 对于确定为在飞行中可更换的熔断器：
 - (1) 每种规格的熔断器，应有50%的备件，但至少备一个；
 - (2) 这些备用熔断器应易于任何必需的驾驶员取用。

1.16. 总开关装置

(a) 除本条1.16(b)的情况外，必须有一个总开关装置，以便易于断开每一电源与配电系统的连接。断开点必须靠近受该开关装置控制的电源。如果总开关装置由分立的开关组成，必须有措施，通过一只手的单一动作便可操作该开关装置；

(b) 负载电路可以连接成在总开关装置断开后仍然有电，如果将这些电路隔离或在实物上加以遮蔽，以防其点燃由于任何可燃液体系统渗漏或破裂时可能溢出的可燃液体或蒸气，并且：

- (1) 这些电路是发动机持续运行所需的，或
- (2) 这些电路是用靠近电源处的、额定值等于或小于5安培的电路保护装置保护的；
- (3) 此外，不得用两个或两个以上按本条1.16(b)所安装的电路向一个大于5安培的负载供电。

(c) 总开关或其控制装置必须安装成使机组成员容易辨认和接近。

1.17. 仪表灯

在载流零件和壳体之间有足够的间距或绝缘材料，使飞行中的振动不会造成短路。座舱顶灯不是仪表灯。

1.18. 气压式除冰套系统

如果申请带有防冰设施的合格审定，并且装有气压式除冰套系统，则必须满足下列要求：

- (a) 该系统必须符合CCAR-23部第23.2165(a)(1)、第23.2540(a)、第23.2600(a)条的规定；
- (b) 该系统及其部件的设计，必须保证能在任何正常的系统工作温度或压力下完成其预定的功能；
- (c) 必须有向飞行机组指示气压式除冰套系统接到足够压力并功能正常的设施。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、安全性评估、试验、航空器检查、设备合格性等验证方法表明符合性。

说明性文件主要用于说明系统功能、系统组成、系统原理、接口、性能参数、系统安全性、维护性、环境条件、特种材料及构型清单等。

安全性评估用于表明系统的设计和安装满足相应飞机性能等级的安全性要求；对于CCAR-23部第23.2500(b)条适用于的设备和系统，安全性评估只需要表明其设计和安装不会对飞机及乘员造成不利影响。

试验用于对设备在所有要求的运行和使用条件下进行验证，表明设备在所有要求的运行和使用条件下均可实现其功能。

航空器检查用于验证有关的设计对相应适航要求的符合性。

利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的，设备的种类和设计与其预定功能相适应。设备合格证明文件可包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 所有设备在表明对于本条款的符合性并获得装机批准时，需要证明设备与飞机运行和使用环境相匹配。主要是指设备完成的环境鉴定试验应能满足飞机定义的使用环境要求，对于不能满足飞机使用环境要求的已获得批准的设备，需要补充相关的验证工作。

(b) 所有系统和设备在表明对于本条款的符合性并获得装机批准时，需要证明系统和设备符合飞机的安全性水平要求。特别是对于包含复杂电子硬件的设备或包含软件的设备，需要考虑相应的研制保证等级与安全性要求的一致性。

(c) 申请人对于系统和设备预定功能的说明和描述是否清晰详细。

(d) 对采用新材料、新技术或新工艺的设备，关键设备，直接影响飞行安全的设备，设备研制保证等级为A级的设备进行重点关注。

(e) 环境鉴定试验的要求仅适用于规章要求的设备或对于安全性有影响的设备。通过安全性分析系统功能失效状态的严重程度为次要的或对安全性无影响的设备，地面或飞行安装评估是可以接受的。

(f) 关注各系统之间的关联影响。

第 23.2505 条 功能和安装

1. 安全要求要点

1.1. 起落架收放机构

必须通过操作试验来表明收放机构功能正常。

1.2. 增压座舱

为满足CCAR-23部第23.2605条和第23.2320(e)条要求所需的传感系统和压力传感器，一旦客舱泄压，上述规定的警告和自动显示装置应能立即动作，使得减压引起的危害不致过大。

1.3. 增压试验：功能试验

必须进行下列功能试验：

(a) 正、负压差释压活门和应急释压活门的功能和排气量试验，以模拟调节器活门关闭的影响；

(b) 增压系统试验，以表明直到申请合格审定的最大高度的每种可能的压力、温度和湿度条件下功能正常；

(c) 飞行试验，以表明在定常和逐级爬升及下降时压力源、压力和流量调节器、指示器和警告信号的性能、爬升和下降的速率应相当于飞机使用限制内能够达到的最大值，高度直至申请合格审定的最大高度为止；

(d) 每一舱门和应急出口的试验，以表明它们在经受本条1.3(c)规定的飞行试验后工作正常。

1.4. 功能和安装

(a) 其种类和设计 with 预定功能相适应；

(b) 按对该设备规定的限制进行安装。

1.5. 空速指示系统

(a) 每个空速指示仪表必须加以校准，在施加相应的总压和静压时以尽可能小的仪表校准误差指示真空速（海平面标准大气下）。

(b) 每个空速系统必须在飞行中校准，以确定系统的误差。在下列速度范围内，系统误差（包括位置误差，但不包括空速指示仪表的校准误差）不得超过校准空速的3%或5节，两者中取大值：

(1) 从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{MO} / M_{MO} 或 V_{NE} （取其适合者），襟翼在收上位置；

(2) 从 $1.3V_{SI}$ 至 V_{FE} ，襟翼在放下位置。

(c) 每个空速指示系统的设计和安装必须有可靠的措施来排放空速管静压管路的湿气；

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

(e) 此外，对于4级飞机，以及大于6,000磅的多涡轮发动机飞机和按照特技审定的飞机，每一系统必须加以校准，以确定加速起飞地面滑跑过程中的系统误差。地面滑跑校准必须按以下条件确定：

(1) 从 V_1 最小值的0.8倍到 V_2 最大值，考虑批准的高度和重量范围；

(2) 进行地面滑跑校准时，假定一台发动机在 V_1 最小值时失效。

(f) 对于4级飞机，如果要求有两套空速表，则其各自的空速管之间必须相隔足够的距离，以免鸟撞时两个空速管都损坏。

1.6. 磁航向指示器

(a) 除本条1.6(b)规定外，采用下列规定：

(1) 每个磁航向指示器必须安装成使其精度不受飞机振动或磁场的严重影响；

(2) 经补偿的安装偏差，平飞时任何航向上不得大于 10° 。

(b) 如果飞机上安装了一个稳定磁航向指示器，其平飞时任何航向的偏差均不大于 10° ，或者安装了一个陀螺航向指示器，则非稳定磁航向指示器的偏差在用电系统（例如电加温风挡）工作时可以大于 10° 。偏差超过 10° 的非稳定磁航向指示器必须按CCAR-23部第23.2610条设置标牌。

1.7. 自动驾驶仪系统

如果装有自动驾驶仪系统，它必须满足下列要求：

(a) 每个系统必须设计成使自动驾驶仪能够符合下列要求之一：

(1) 驾驶员能迅速确实地断开，以防其干扰驾驶员操纵飞机；

(2) 由一个驾驶员就足以超控，而使他能够操纵飞机。

(b) 如果采用本条1.7(a)(1)的要求，快速断开（应急）操纵器件必须装在驾驶盘上远离油门杆的一侧或驾驶杆上（如果飞机可分别从两个驾驶员座位处操纵，就应装在两个驾驶盘上或两个驾驶杆上），无需将手离开正常控制位置就能够操纵它；

(c) 除非有自动同步装置，否则每个自动驾驶仪系统必须有设施向驾驶员及时指示作动装置与受其驱动的操纵系统是否协调；

(d) 系统的每个手动操纵器件必须是驾驶员易于接近的。每个操纵器件的操作必须与CCAR-23部第23.2600条规定的驾驶舱操纵装置的运动平面和方向相同，运动的方向必须清楚地标在每个操纵器件上或其近旁；

(e) 自动驾驶仪系统的设计和调整必须做到，在驾驶员可以调整的范围内，在适于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下，不论正常工作或失灵（假如在合理的时间内开始进行纠正），均不会对飞机引起危险的载荷或使飞机航迹产生危险的偏离；

(f) 每个系统必须设计成使单一故障不在一个以上的控制轴产生过分偏转的信号。如果自动驾驶仪综合来自辅助控制器的信号或向其他设备提供信号，则要求有确实的联锁和接通顺序，以免系统不正常动作；

(g) 必须防止由于故障而使交联部件相互产生有害的作用；

(h) 如果自动驾驶仪系统能与机载导航设备相连，则必须有向飞行机组指示当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

1.8. 飞行指引系统

如果装有飞行指引系统，则必须有向飞行机组指示其当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

1.9. 电路保护装置

(a) 在所有电路中必须安装保护装置，例如熔断器或断路器。但下列情况除外：

(1) 仅在起动过程中使用的起动电动机的主电路；

(2) 不装保护装置，不会出现危害的电路。

(b) 对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其他电路；

(c) 每个可复位型电路保护装置（即“自动断路”装置，其跳闸机构不能由操纵器件来超控）必须按下列规定设计：

(1) 在跳闸后需要人工操作以恢复工作；

(2) 如果存在过载或电路故障，不管操作控制的位置如何，该装置应断开电路。

(d) 如果飞行安全要求必需有使某一断路器复位或更换某一熔断器的能力，则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；

(e) 对于确定为在飞行中可更换的熔断器：

(1) 每种规格的熔断器，应有50%的备件，但至少备一个；

(2) 这些备用熔断器应易于任何必需的驾驶员取用。

1.10. 总开关装置

(a) 除本条1.10(b)的情况外，必须有一个总开关装置，以便易于断开每一电源与配电系统的连接。断开点必须靠近受该开关装置控制的电源。如果总开关装置由分立的开关组成，必须有措施，通过一只手的单一动作便可操作该开关装置；

(b) 负载电路可以连接成在总开关装置断开后仍然有电，如果将这些电路隔离或在实物上加以遮蔽，以防其点燃由于任何可燃液体系统渗漏或破裂时可能溢出的可燃液体或蒸气，并且：

(1) 这些电路是发动机持续运行所需的，或

(2) 这些电路是用靠近电源处的、额定值等于或小于5安培的电路保护装置保护的；

(3) 此外，不得用两个或两个以上按本条1.10(b)所安装的电路向一个大于5安培的负载供电。

(c) 总开关或其控制装置必须安装成使机组成员容易辨认和接近。

1.11. 电缆和设备

(a) 每根电气连接电缆必须具有足够的载流能力；

(b) 与电缆安装有关的且一旦发生电路过载或故障时可能过热的任何设备，必须是阻燃的。这些设备和电缆不得放出达到危险量的毒性烟；

(c) 机身内的主电缆（包括发电机电缆）必须设计成在有合理程度的变形和拉伸时不会失效，并且必须：

(1) 与可燃液体的管路相分离；或

(2) 在电缆原有绝缘层外加套电气绝缘的柔性导管，或相当者。

(d) 必须有对电缆、接线端和连接器的标识措施；

(e) 电缆的安装必须使出现机械损伤和/或因液体蒸气或热源导致损伤的风险减至最低；

(f) 对于无法由电路保护装置或其他过载保护措施保护的电缆，在故障情况下，其不得导致失火危害。

1.12. 开关

每个开关必须满足下列要求：

(a) 能够承受其额定电流；

(b) 在结构上使载流零件与壳体之间有足够的间距或绝缘材料，以使飞行中的振动不会引起短路。

1.13. 气压式除冰套系统

如果申请带有防冰设施的合格审定，并且装有气压式除冰套系统，则必须满足下列要求：

(a) 该系统必须符合CCAR-23部第23.2165(a)(1)条的规定；

(b) 该系统及其部件的设计，必须保证能在任何正常的系统工作温度或压力下完成其预定的功能；

(c) 必须有向飞行机组指示气压式除冰套系统接到足够压力并功能正常的设施。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、试验、航空器检查和设备合格性等验证方法表明符合性。

说明性文件主要用于说明系统功能、系统组成、系统原理、接口、性能参数、系统安全性、维护性、环境条件、特种材料及构型清单等。

试验用于对设备在所有要求的运行和使用条件下进行验证，表明设备在所有要求的运行和使用条件下均可实现其功能。

航空器检查用于验证有关的设计对相应适航要求的符合性。

利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的，设备的种类和设计 with 预定功能相适应。设备合格证明文件可包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声

明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 所有设备在表明对于本条款的符合性并获得装机批准时，需要证明设备与飞机运行和使用环境相匹配。主要是指设备完成的环境鉴定试验应能满足飞机定义的使用环境要求，对于不能满足飞机使用环境要求的已获得批准的设备，需要补充相关的验证工作。

(b) 所有系统和设备在表明对于本条款的符合性并获得装机批准时，需要证明系统和设备符合飞机的安全性水平要求。特别是对于包含复杂电子硬件的设备或包含软件的设备，需要考虑相应的设计保证等级与安全性要求的一致性。

(c) 申请人对于系统和设备预定功能的说明和描述是否清晰详细。

(d) 对采用新技术或新工艺的设备、关键设备、直接影响飞行安全的设备进行重点关注。

(e) 环境鉴定试验的要求仅适用于规章要求的设备或对于安全性有影响的设备。通过安全性分析系统功能的失效状态的严重程度为次要的或无影响的设备，地面或飞行安装评估是可以接受的。

第 23.2510 条 系统、设备和安装

1. 安全要求要点

1.1. 增稳系统及自动和带动力的操纵系统

必须表明，在增稳系统或任何其他自动或带动力的操纵系统发生任何单个故障后，符合下列规定：

(1) 当故障或功能不正常发生在批准的使用限制内且对于该故障类型是临界的任何速度或高度上时，飞机仍能安全操纵；

(2) 在飞机飞行手册中规定的实际使用的飞行包线（例如速度、高度、法向加速度和飞机形态）内，仍能满足CCAR-23部所规定的操纵性和机动性要求；

(3) 飞机的配平、稳定性以及失速特性不会降低到继续安全飞行和着陆所必需的水平以下。

1.2. 人为失速阻挡系统

如果用人为失速阻挡器(如:推杆器)的功能来表明对第 23.2150. 条的符合性，则该系统必须符合下列要求：

在符合本条、第23.2500(a) (b)和第23.2605条时，必须对该系统进行评定，确定任何通告或未通告的失效对飞机继续安全飞行和着陆可能产生的影响，或者确定机组对这些失效引起的不利情况的处置能力。评定时必须考虑不带该系统对飞机飞行特性的危害，以及在大于选择的失速速度的空速下发生失效而引起不希望的向下俯仰动作的危害。

1.3. 襟翼的交连

(a) 主襟翼及作为同一系统的有关可动表面，必须：

(1) 用可动襟翼表面之间的独立于襟翼驱动系统的机械连接（或经批准的等效方法）来保持同步；

(2) 在设计中采取措施，使因襟翼系统失效而可能导致飞机产生不安全飞行特性的概率极小，或

(b) 必须表明在各个可动表面（机械交连表面被认为是单个表面）极限位置的任何组合情况下，飞机均具有安全的飞行特性；

(c) 如果在多发飞机上采用襟翼交连，则其设计必须计及由于对称面一边的发动机不工作而其余发动机为起飞功率（推力）时飞行所产生的不对称载荷。对于单发飞机和襟翼不受滑流影响的多发飞机，可以假定100%的临界气动载荷作用在一边，另一边则是70%。

1.4. 刹车

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

1.5. 风挡和窗户

在任何可能的单一失效情况下，玻璃加温系统不得将风挡或窗户的温度增加到出现下列情况：

(1) 对座舱完整性有不利影响的结构失效；或

(2) 有可能导致起火。

1.6. 通风

对于在41,000英尺以上高空飞行的喷气式增压飞机，环控系统故障对客舱和驾驶舱环境造成不利影响，不得影响机组人员执行任务，这样会导致危险发生。同时不得对乘员造成持续永久的生理伤害。

1.7. 增压座舱

(a) 增压座舱必须至少有下列控制座舱压力的活门、控制器和指示器：假如在出现发动机带动的座舱压气机继续转动或从任何压气机的引气继续供气将造成危险故障时，那么就需要一种措施停止压气机的转动或从座舱将气排走。

(b) 如果要求在 12,497 米（41,000 英尺）以上且不超过 13,716 米（45,000 英尺）高度运行，那么在任何可能的增压系统故障释压后，结合任何未被发现的潜在加压系统故障，飞机必须防止座舱压力高度超过以下要求：

(1) 为表明该(b)的符合性，如果释压分析显示座舱高度不超过 7,620 米（25,000 英尺），则增压系统必须防止座舱高度超过图 2510.1 所示的高度-时间关系。释压过程中座舱高度超过 3,048 米（10,000 英尺）时开始计时。

(2) 为表明该(b)的符合性，最大座舱高度限制在 9,144 米（30,000 英尺）。如果座舱高度超过 7,620 米（25,000 英尺），则座舱高度可能超过 7,620 米（25,000 英尺）的最长时间为 2 分钟。从座舱高度超过 7,620 米（25,000 英尺）时开始计时，到回到 7,620 米（25,000 英尺）时结束。

(c) 如果要求在 12,497 米（41,000 英尺）以上和不超过 13,716 米（45,000 英尺）的飞行高度审定，在任何由于增压系统单点故障或可能的机体结构损坏后造成的释压下，飞机必须防止座舱压力高度超过以下要求。

(1) 表明(c)的符合性时，如果释压分析显示客舱高度不超过 11,278 米（37,000 英尺），则增压系统必须防止座舱高度超过图 2510.2 所示的高度-时间关系。座舱高度超过 3,048 米（10,000 英尺）时开始计时。

(2) 表明(c)的符合性时，最大座舱高度限制在 12,192 米（40,000 英尺）。如果座舱高度超过 11,278 米（37,000 英尺），则座舱高度可能超过 7,620 米（25,000 英尺）的最长时间为 2 分钟；时间从座舱高度超过 7,620 米（25,000 英尺）时开始计时，到回到 7,620 米（25,000 英尺）时结束。

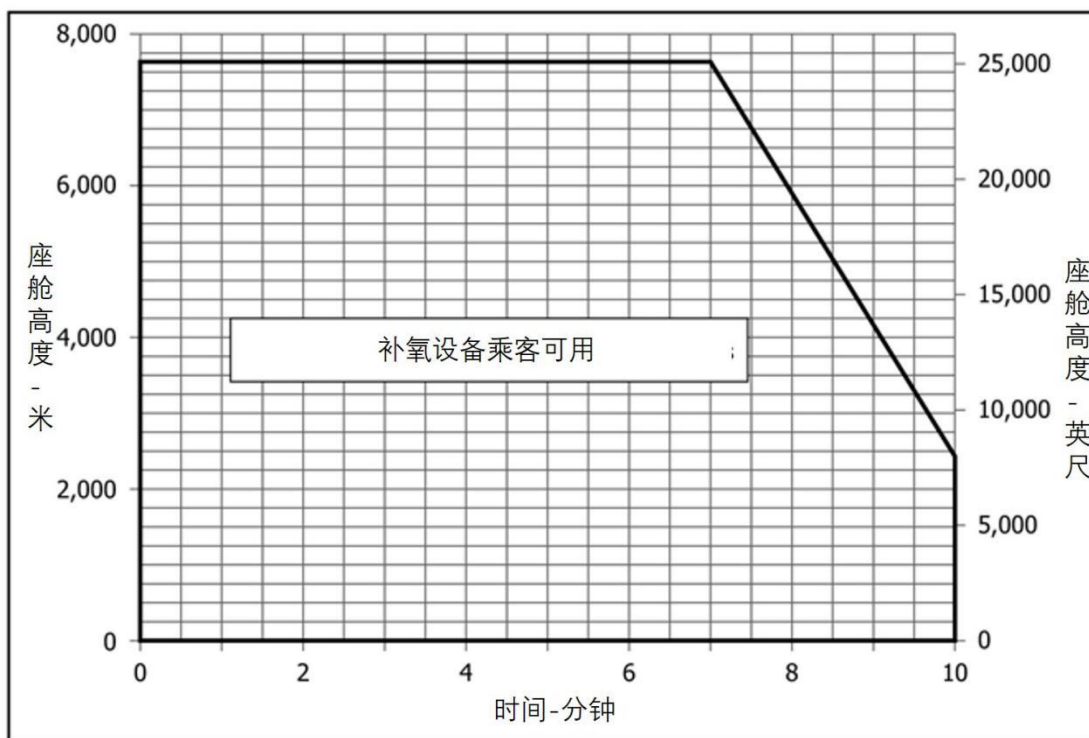


图 2510.1. 座舱高度时间关系

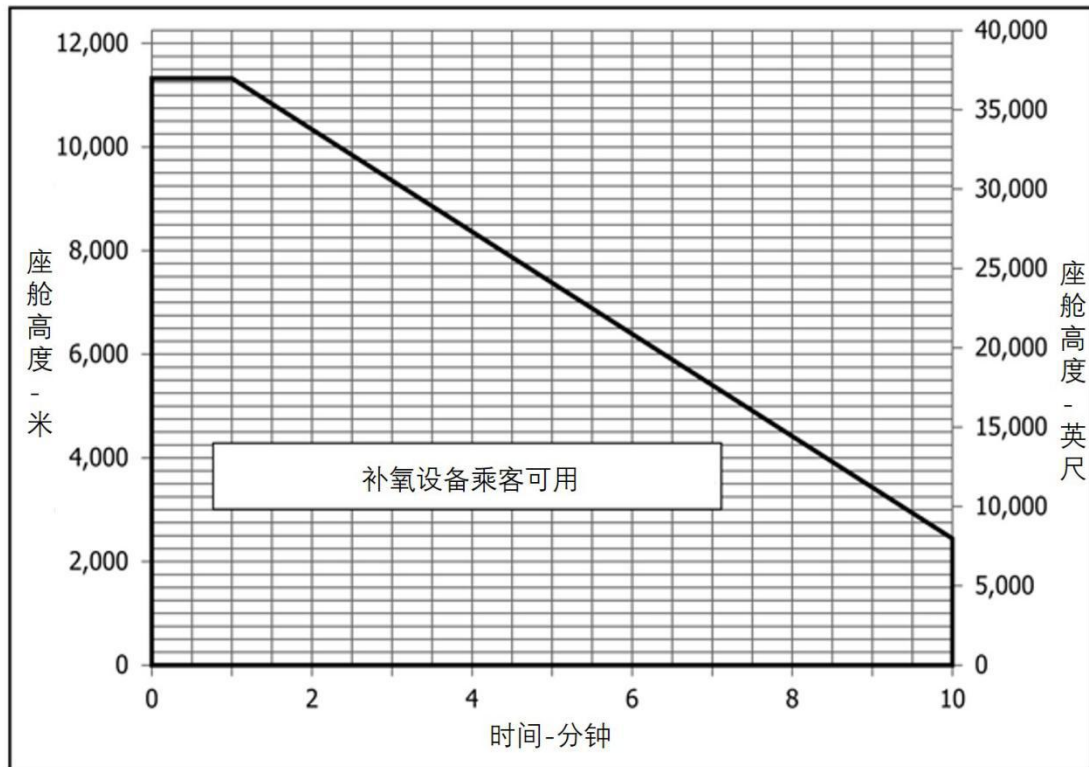


图 2510.2. 座舱高度时间历程

(d) 表明(b)和(c)的符合性时,可假订紧急下降是由经批准的紧急程序进行的。必须在座舱高度警告和紧急迫降启动之间应用 17 秒的飞行机组识别和反应时间。在评估座舱释压时应考虑机身结构、发动机和系统的失效。

(e) 如果要求超过 13,716 米 (45,000 英尺) 且不超过 15,545 米 (51,000 英尺) 的运行审定, 在任何未表明极其不可能的故障情况下的释压后飞机必须符合以下要求:

(1) 表明该要求符合性的情况下, 飞机必须防止座舱压力高度超过 7,620 米 (25,000 英尺) 超过 2 分钟。

(2) 表明该要求符合性的情况下, 飞机必须在任何时间内防止座舱压力高度超过 12,192 米 (40,000 英尺)。

(f) 如果要求超过 13,716 米 (45,000 英尺) 且不超过 15,545 米 (51,000 英尺) 的运行审定, 则评估座舱释压时应考虑机身结构、发动机和系统故障。

1.8. 系统、设备及安装

飞机系统及其相关部件, 单独考虑以及考虑和其他系统的关系时, 其设计安装必须满足:

- (1) 每个灾难性的失效状态是极不可能的且不会由一个单点故障导致;
- (2) 每个危险的失效状态是不可能的;
- (3) 每个主要的失效状态是极小的。

1.9. 空速指示系统

(a) 每个空速指示仪表必须加以校准, 在施加相应的总压和静压时以尽可能小的仪表校准误差指示真空速 (海平面标准大气下)。

(b) 每个空速系统必须在飞行中校准, 以确定系统的误差。在下列速度范围内, 系统误差 (包括位置误差, 但不包括空速指示仪表的校准误差) 不得超过校准空速的 3% 或 5 节, 两者中取大值:

- (1) 从 $1.3V_{S1}$ 至 V_{MO} / M_{MO} 或 V_{NE} (取其适合者), 襟翼在收上位置;
- (2) 从 $1.3V_{S1}$ 至 V_{FE} , 襟翼在放下位置。

(c) 每个空速指示系统的设计和安装必须有可靠的措施来排放空速管静压管路的湿气;

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

(e) 此外，对于4级飞机，以及大于6,000磅的多涡轮发动机飞机和按照特技审定的飞机，每一系统必须加以校准，以确定加速起飞地面滑跑过程中的系统误差。地面滑跑校准必须按以下条件确定：

(1) 从 V_1 最小值的0.8倍到 V_2 最大值，考虑批准的高度和重量范围。和，

(2) 进行地面滑跑校准时，假定一台发动机在 V_1 最小值时失效。

(f) 对于4级飞机，如果要求有两套空速表，则其各自的空速管之间必须相隔足够的距离，以免鸟撞时两个空速管都损坏。

1.10. 静压系统

(a) 除了本条(b)(3)的说明外，每个带静压膜盒的仪表与外界大气的连通方式，必须使飞机速度、窗户开闭、气流变化、湿气或其他外来物对这些仪表准确度的影响最小。

(b) 如果一个静压系统是为仪表、系统或装置的功能所必需的，则应符合本条(b)(1)至(b)(3)的规定。

(1) 静压系统的设计和安装必须符合下列规定：

(i) 备有可靠的排放水分的措施；

(ii) 要避免导管擦伤和在导管弯曲处过分变形或严重限流；

(iii) 所用的材料应是耐久的，适合于预定用途并能防腐蚀。

(2) 必须以下列方法进行验证试验，以演示静压系统的完整性：

(i) 非增压飞机 将静压系统抽气到压差约为 3,400帕（25毫米汞柱；1英寸汞柱），或高度表读数高于试验时飞机的海拔高度 300米（1,000英尺），停止抽气一分钟后，指示高度的减小值不得大于30米（100英尺）；

(ii) 增压飞机 将静压系统抽气到压差等于飞机型号合格审定时批准的最大座舱压差。停止抽气一分钟后，指示高度的减小值不得大于最大座舱压差当量高度的2%或 30米（100英尺），两者中取大值。

(3) 如果按照民用航空规章运行规则的要求为任何仪表、装置或系统配置静压系统时，每个静压孔的设计和位置必须使在飞机遇到结冰情况时，静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度表读数与主静压系统的高度表读数相差15米（50英尺）以上时，必须为备用静压系统提供一个修正卡片。

(c) 除本条1.10(d)规定的情况外，如果静压系统包括有主静压源和备用静压源，则静压源选择装置的设计必须满足下列要求：

(1) 选用任一静压源时，另一个静压源断开；

(2) 两个静压源不能同时断开。

(d) 对于非增压飞机，如果能够用演示表明，在选用任一静压源时，静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化，则本条1.10(c)(1)的规定不适用。

(e) 每个静压系统必须在飞行中校准，以确定系统误差。在海平面标准大气下所指示的气压高度的系统误差（不包括仪表校准误差），在 $1.3V_{S0}$ （襟翼展态）至 $1.8V_4$ （襟翼收态）速度范围内对应的飞机构型下，每 100 节不超过 ± 10 米（ ± 30 英尺）。速度小于100节时，该误差允许为 ± 10 米（ ± 30 英尺）。

(f) 本条 1.10 不适用于按第 23.2540 条规定禁止在仪表气象或结冰条件下飞行的飞机。

1.11. 自动驾驶仪系统

(a) 每个系统必须设计成使自动驾驶仪能够符合下列要求之一：

(1) 驾驶员能迅速确实地断开，以防其干扰驾驶员操纵飞机；

(2) 由一个驾驶员就足以超控，而使他能够操纵飞机。

(b) 自动驾驶仪系统的设计和调整必须做到，在驾驶员可以调整的范围内，在适于使用自动驾驶仪的任何飞行条件下，不论正常工作或失灵（假如在合理的时间内开始进行纠正），均不会对飞机引起危险的载荷或使飞机航迹产生危险的偏离；

(c) 每个系统必须设计成使单一故障不在一个以上的控制轴产生过分偏转的信号。如果自动驾驶仪综合来自辅助控制器的信号或向其他设备提供信号，则要求有确实的联锁和接通顺序，以免系统不正常动作；

(d) 必须防止由于故障而使交联部件相互产生有害的作用。

1.12. 使用电源的仪表

(a) 安装和能源供给系统必须按下列规定设计：

(1) 一个仪表的失效不会影响对其余仪表的正常供能；

(2) 一个能源的供能失效时，不会影响来自任何其他能源的正常供能。

(b) 按仪表飞行规则（IFR）审定时，对于航向、高度、空速和姿态仪表，必须满足：

(1) 两个独立电源（对于多发飞机不能由同一发动机驱动）并提供一种手动或自动的方法来选择电源，或

(2) 一个单独的参数显示器用于显示航向、高度、空速和姿态。此显示器的电源与主显示器的电源独立。

1.13. 飞行指引系统

如果装有飞行指引系统，则必须有向飞行机组指示其当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

1.14. 动力装置仪表安装

(a) **燃油油量表** 必须有指示装置向飞行机组成员指示飞行中每个油箱的可用燃油油量。必须使用以适当单位作刻度的并清晰标明了这些刻度单位的指示器。此外，还必须符合下列规定：

(1) 每个燃油油量表必须经过校准，使得在平飞过程中当油箱内剩余燃油量等于燃油系统确定的不可用燃油时，其读数为“零”；

(2) 每个用作燃油油量表的外露式目视油量表必须加以防护，以免损坏；

(3) 每个外露式目视油量表处有会存集水和结冰的凹陷时，必须有可以在地面排水的装置；

(4) 当飞机处于地面时，必须有措施（如油尺）指示每个油箱的可用燃油量；

(5) 出口和空间都互通的若干油箱可以视为一个油箱而不必分别设置指示器；

(6) 对于仅用于将燃油转输到其他油箱的辅助油箱，如果其相对尺寸、转输燃油速率和使用说明足以满足下列要求，则不需要燃油油量表：

(i) 能防止溢出；

(ii) 如果没有按计划进行输油，能迅速给飞行机组成员以警告。

(b) **燃油流量指示系统** 如果装有该系统，则每个测量部件必须具有在该部件发生故障而严重限制燃油流动时提供燃油旁路的装置。

1.15. 电路保护装置

(a) 在所有电路中必须安装保护装置，例如熔断器或断路器。但下列情况除外：

(1) 仅在起动过程中使用的起动电动机的主电路；

(2) 不装保护装置，不会出现危害的电路。

(b) 对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其他电路；

(c) 每个可复位型电路保护装置（即“自动断路”装置，其跳闸机构不能由操纵器件来超控）必须按下列规定设计：

- (1) 在跳闸后需要人工操作以恢复工作；
- (2) 如果存在过载或电路故障，不管操作控制的位置如何，该装置应断开电路。
- (d) 如果飞行安全要求必需有使某一断路器复位或更换某一熔断器的能力，则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；
- (e) 对于确定为在飞行中可更换的熔断器：
 - (1) 每种规格的熔断器，应有50%的备件，但至少备一个；
 - (2) 这些备用熔断器应易于任何必需的驾驶员取用。

1.16. 电子设备

- (a) 在表明无线电和电子设备及其安装符合本条要求时，必须考虑临界环境条件。
- (b) 无线电和电子设备、控制装置和导线，必须安装成在任一部件或多部件系统工作时，对民用航空规章所要求的任何其他无线电或电子的部件或多部件系统的同时工作不会有不利影响。
- (c) 对于要求一个以上飞行机组成员的飞机，或飞机运行需要一个以上飞行机组成员时，必须进行驾驶舱评估，以确定在飞机运行时的驾驶舱真实噪声条件下，所有飞行机组成员是否能够在其工作位置上毫无困难地进行交谈。如果飞机设计包括了使用头戴式通讯耳机的措施，该评估还必须考虑使用耳机时的情况。如果评估表明，存在有交谈困难的情况，则必须设置内话通讯系统。
- (d) 如果安装的通讯设备带有发射机“开-关”转换，该转换措施必须设计成，在被释放时将从“发射”位回到“关断”位，并确保发射机回复到关断（不发射）状态。
- (e) 如果有使用头戴式通讯耳机的措施，必须演示，在飞机运行时的驾驶舱真实噪声条件下，飞行机组成员在使用任一耳机时均能听见所有的音响警告。

2. 一般符合性方法

一般采用说明性文件、安全评估、试验、试飞等验证方法。

编制符合性说明，该文件中应包括系统的构型、设备组成、设备预期实现的功能、技术参数、工作原理、制造过程和相应的计算方法等，并列出相关的设计图纸清单。

通过系统安全性分析，论证在不同的失效状态下满足规定功能的能力，详细说明特定系统可以保证不影响其余系统执行特定功能。

主要使用安全性分析对条款进行验证，通过符合性说明、地面试验、飞行试验对该条款进行补充论证。通过安全性分析，首先分析整机功能危险性情况，然后对各系统进行系统安全性评估，通过系统功能危险性分析、故障模式与影响分析、故障树分析以及共因分析工作，找到系统的薄弱环节并加以加强，最终确保各系统相应严酷度的故障模式（灾难的、危险的、主要的、次要的）满足AC中提出的安全性要求。通过符合性说明对于安全性分析之外的系统关联进行说明，通过地面试验和飞行试验，给出安全性分析中相应底事件的故障率，作为安全性分析的补充，论证对该条款的符合性。

通过地面试验和飞行试验论证分析结果满足实际飞行要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 审查中要关注各系统之间的关联影响。对于某一系统某一功能的响应、运行要同时兼顾相关系统的情况，并将于相关系统的关联体现在相应的说明文件中。

(b) 对于整机功能危险性分析，需要有丰富设计经验的设计专家进行评审，对于整机功能要列举全面，对于功能失效等级，要综合考虑整机各系统功能情况给出结果，并且在设计中需要反复迭代更新。该部分内容的评审要综合考虑各种失效模式的情况，是安全性分析评审中的重点。

(c) 对于故障树分析中的底事件故障率，要求对于来源进行严格控制。底事件故障率是

验证顶事件是否满足安全性分析要求的关键，是整个安全性分析内容的基石。对于底事件故障率的来源，如果通过统计结果给出，则要保证统计结果真实性。如果通过成品协议中要求给出，则要论证成品厂家可靠性试验工作内容

(d) 是否可靠。如果通过试验给出，则要对试验进行监控，确保试验满足相关要求。

(e) 对于故障模式影响分析内容，要确保整机所有 LRU 级组件开展了故障模式影响分析，并且要求分析到所有的故障模式中。在审查中要对所有组件、所有功能进行审查，才能确保自下而上安全性分析内容全面可靠。

第 23.2515 条 电子和电气系统闪电防护

1. 安全要求要点

1.1. 电子和电气系统闪电防护

- (a) 对于经批准用于仪表飞行规则（IFR）运行的飞机，需要符合本条款的要求。
- (b) 申请人还需要与局方协调，是否还需要考虑其他的运行条件。
- (c) 仅限于目视飞行规则（VFR）运行的飞机不需要额外的闪电间接效应符合性要求。
- (d) 妨碍飞机继续安全飞行和着陆的飞机级功能，在飞机暴露于闪电时和闪电后，不会受到不利影响。
- (e) 妨碍飞机继续安全飞行和着陆的系统，在飞机暴露于闪电后，系统能及时的恢复此功能的正常运行，除非系统的功能恢复与该系统其它运行或功能要求相冲突。
- (f) 失效后严重降低飞机或飞行机组应对不利运行条件能力的功能，在飞机暴露于闪电后，必须能及时恢复此功能的正常运行。

1.2. 多发飞机的附件

对于多发飞机，对安全运行所必不可少的由发动机驱动的附件必须分布在两台或更多台发动机上，使之不会由于任一发动机失效而导致这些附件不工作而影响安全运行。

1.3. 配平系统

必须演示在用动力驱动的配平系统出现了使用中可以合理预期的任何可能失控之后以及考虑到驾驶员察觉失控后的适当延时的情况下，飞机是可以安全操纵的，并且驾驶员能够完成安全着陆所需的一切机动和操作动作。此项演示必须在临界飞机重量和重心位置下进行。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、分析/计算、安全性评估、试验和设备合格性等验证方法表明符合性。

说明性文件用来描述系统构型，设备组成，工作原理以及实现预期的功能，技术参数。说明性文件还需要描述系统或设备的闪电防护需求和措施。

通过系统安全性分析，识别闪电对系统或设备的影响，确定防护等级和试验等级。

对闪电间接效应也可能会采用分析的符合性验证方法。

通过试验来表明系统或设备的符合性利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的，设备的种类和设计 with 预定功能相适应。设备合格证明文件可包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 确定闪电冲击切入点；
- (b) 制定闪电环境；
- (c) 符合性方法的选择；
- (d) 通过和失败准则。

第 23.2520 条 高强辐射场（HIRF）防护

1. 安全性要求要点

(a) 每一个失效将阻止飞机持续安全飞行和着陆的执行功能的电气或电子系统都应按照如下要求设计和安装：

(1) 在飞机暴露于 HIRF 环境期间和之后，飞机级功能不受影响；并且

(2) 除非系统的恢复与系统的其他操作或功能要求冲突，否则系统会在飞机暴露在 HIRF 环境后及时恢复该功能的正常运行。

(b) 对于批准按仪表飞行规则（IFR）运行的飞机，其中每个当其发生故障都会显著降低飞机的能力或飞行机组对不利运行状况的响应能力的执行功能的电气和电子系统，必须进行设计和安装使得在飞机暴露在 HIRF 环境之后恢复正常的操作并且及时发挥作用。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、试验和设备合格性等验证方法表明符合性。

为了证明试验、分析、评估或相似性分析的结果，需要一个或多个符合性报告。HIRF 符合性报告应包括许多系统和设备的试验报告，飞机的试验报告和 HIRF 防护薄弱环节的分析报告。对于这些HIRF防护符合性报告，可以通过一个总结性的报告概括说明试验和分析的结果。

通过试验室和机上地面试验，对飞机、系统以及设备在所有要求的使用环境下进行传到和辐射敏感度试验，表明设飞机、系统和设备在所要求的HIRF环境下满足要求。

利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的，设备的种类和设计 with 预定功能相适应。设备合格证明文件可包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

供应商提供设备HIRF防护设计报告，HIRF试验大纲，HIRF试验报告等文件，表明设备HIRF防护设计满足技术协议，或飞机HIRF防护设计要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) HIRF安全评估要考虑飞机的运行条件；

(b) 在进行HIRF系统试验时，要注意以下几点：

(1) 需要验证执行系统所有功能，并对软件进行构型控制；

(2) 被测试的系统连接电缆必须代表产品电缆的电磁特性，包括屏蔽、连接器、屏蔽端子、分支和接地。

(c) 如果采用相似性的方法，必须做到以下几点：

(1) 应基于已用试验方法验证过的飞机或系统，不能基于一个已用相似性方法验证过的构型；

(2) 单独的服役经验不能用于相似性，原因是缺乏HIRF事件报告和对原型机/系统防护裕度的认知。

第 23.2525 条 电源和配电系统

1. 安全性要求要点

1.1. 飞行和导航仪表

最低所需的飞行和导航仪表规定如下：

(a) 一个空速表；

(b) 一个高度表；

(c) 一个航向指示器；

(d) 对于涡轮发动机飞机和最大重量大于2,722公斤（6,000磅）的活塞发动机飞机，一个大气静温表，或一个能将其指示换算为大气静温的大气温度表；

(e) 一个速度警告装置，用于下列情况：

(1) 涡轮发动机飞机；

(2) 按CCAR-23部第23.2200条和第23.2610条确定 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 的其他飞机，条件是 V_{MO}/M_{MO} 大于 $0.8V_D/M_D$ 。当速度超过 $V_{MO}+6$ 节或 $M_{MO}+0.01$ 时，速度警告装置必须向驾驶员发出有效的音响警告（要与其他用途的音响警告有明显区别）。该警告装置的制造允差的上限不得超过规定的警告速度。该警告装置的下限必须设置成使骚扰性警告减至最少。

(f) 当安装有姿态指示器时，该仪表必须设计成，除了进行必要的视差修正外，飞行机组无法调整姿态基准标记与水平刻线间的相对位置；

(g) 此外，对于4级飞机：

(1) 如果空速限制随高度变化，则空速表必须具有表明 V_{MO} 随高度变化的最大允许空速指示；

(2) 高度表必须是灵敏型的；

(3) 对于客座数不小于10座并获仪表飞行规则（IFR）运行批准的4级飞机，必须具备第3套姿态仪表，该仪表：

(i) 由独立于发电系统的电源供电；

(ii) 在发电系统全部失效后，能持续可靠地工作至少 30 分钟；

(iii) 工作独立于任何其他姿态指示系统；

(iv) 在发电系统全部失效后，无需选择便可工作；

(v) 位于仪表板上局方认可的位置处，使得任一驾驶员从其工作位置上清晰可见并便于使用；

(vi) 在所有使用阶段都得到适宜的照明。

1.2. 电气负载分析

(a) 凡其功能为中国民用航空规章所要求的并且需要电源的每项设备、每一系统及每一安装均为该电源的“重要负载”。电源及其系统必须能够在可能的工作组合与可能的持续时间内对下列电气负载提供电源：

(1) 在系统正常工作时，与配电系统相连的负载；

(2) 任何原动机，电源转换装置或电储存装置失效后的重要负载；

(3) 出现下列失效后的重要负载：

(i) 双发飞机的任何一台发动机失效；和

(ii) 三发或三发以上飞机的任何两台发动机失效。

(4) 在任一电源系统、配电系统或其他使用系统出现任一故障或失效后要求有替代电源的重要负载。

(b) 在确定本条 1.2(a)(2)和(3)的符合性时，可以假定电气负载是按照与批准的运行类别的安全相一致的监控程序减少的。对于三发或三发以上飞机有两发失效的情况，控制飞行不要求的负载不必考虑。

1.3. 使用电源的仪表

(a) 安装和能源供给系统必须按下列规定设计：

- (1) 一个仪表的失效不会影响对其余仪表的正常供电；
- (2) 一个能源的供电失效时，不会影响来自任何其他能源的正常供电。

(b) 按仪表飞行规则（IFR）审定时，对于航向、高度、空速和姿态仪表，必须满足：

(1) 两个独立电源（对于多发飞机不能由同一发动机驱动）并提供一种手动或自动的方法来选择电源，或

(2) 一个单独的参数显示器用于显示航向、高度、空速和姿态。此显示器的电源与主显示器的电源独立。

1.4. 电气系统和设备：总则

(a) **电气系统容量** 每个电气系统必须满足其预定的用途。此外，采用下列规定：

(1) 电源及其传输电缆以及有关的控制和保护装置，必须能够以适当的电压向安全运行所必不可少的每个负载电路供给其所需的电功率；

(2) 必须按下列方法来表明符合本条1.4(a)(1)：

(i) 对于2级、3级和按照特技审定的飞机，采用电气负载分析或电气测量。进行时考虑作用于该电气系统的各种电气负载可能的组合和可能的持续时间；

(ii) 对于4级飞机，采用电气负载分析。在电气负载分析时要考虑作用于该电气系统的各种电气负载可能的组合和可能的持续时间。

(b) **功能** 每个电气系统要符合下列要求：

(1) 电源在并联工作或单独工作时功能正常；

(2) 任一电源的失效或故障，均不得损害任何其余的电源向安全运行必不可少的负载电路供电的能力；

(3) 此外，对于4级飞机，还要符合下列要求：

(i) 每一系统必须设计成在合理可能的故障或包括载有大电流电缆故障在内的断路时，能够向重要负载电路供电；

(ii) 在飞行中飞行机组成员将各电源与该系统单独断开或一起断开的措施必须容易接近；

(iii) 系统必须设计成在任何可能的运行条件下，所有重要负载设备端的电压和频率（如果适用）均能保持在该设备的设计限制范围之内；

(iv) 如果特定的设备或系统要求有两个独立的电源，则其供电必须有保证措施。例如：双套电气设备、投掷式转换开关或分开敷设的多路或环路措施）；

(v) 为了本条1.4(b)(3)的要求，配电系统包括配电汇流条、与其相连的馈电线及每个控制和防护装置。

(c) **发电系统** 如果电气系统要向安全运行所必不可少的负载电路供电，则必须至少有一台直流发电机/交流发电机。此外，应符合下列规定：

(1) 每台直流发电机/交流发电机必须能够输出它的连续额定功率，或由其调节系统所限定的功率；

(2) 直流发电机/交流发电机的电压控制装置必须能可靠地将直流发电机/交流发电机的输出电压调整在额定范围内；

(3) 必须有自动措施，以防止因反向电流而损坏直流发电机/交流发电机并对飞机电气系统产生不利影响。同时，还应有措施来断开每一直流发电机/交流发电机与蓄电池和其他

直流发电机/交流发电机的连接：

- (4) 任何一台直流发电机/交流发电机失效时，必须有措施立即向飞行机组发出警告；
- (5) 每台直流发电机/交流发电机必须有一个过压保护装置，其设计和安装当直流发电机/交流发电机出现过压情况时能防止对电气系统或由该系统供电的设备造成损坏。

1.5. 蓄电池的设计和安装

(a) 在一次发电系统完全失效的情况下，蓄电池必须向持续安全飞行和着陆所必须的负载供电：

- (1) 最高高度为7,260米（25,000英尺）或以下的飞机，供电至少30分钟；
- (2) 最高高度超过7,260米（25,000英尺）的飞机，供电至少60分钟。

(b) 供电时间期限包括确认发电功率损失及采取卸载动作的时间。

1.6. 电路保护装置

(a) 在所有电路中必须安装保护装置，例如熔断器或断路器。但下列情况除外：

- (1) 仅在起动过程中使用的起动电动机的主电路；
- (2) 不装保护装置，不会出现危害的电路。

(b) 对于飞行安全所必不可少的电路的保护装置，不得用于保护其他电路；

(c) 每个可复位型电路保护装置（即“自动断路”装置，其跳闸机构不能由操纵器件来超控）必须按下列规定设计：

- (1) 在跳闸后需要人工操作以恢复工作；
- (2) 如果存在过载或电路故障，不管操作控制的位置如何，该装置应断开电路。

(d) 如果飞行安全要求必需有使某一断路器复位或更换某一熔断器的能力，则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；

(e) 对于确定为在飞行中可更换的熔断器：

- (1) 每种规格的熔断器，应有50%的备件，但至少备一个；
- (2) 这些备用熔断器应易于任何必需的驾驶员取用。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、分析/计算、安全评估、试验、航空器检查和设备合格性等验证方法。

说明性文件主要用于说明系统功能、系统组成、系统原理、接口、性能参数、系统安全性、维护性、环境条件、特种材料及构型清单等。

分析/计算用于电气负载和电气容量分析，以便选择主供电体、发电机容量、应急电源的种类和数量，确保所选电气系统构型能满足安全性指标。电气负载及电源容量分析，计算应急状态下蓄电池的供电时间。

安全性评估用于表明系统供电、蓄电池和配电满足相应飞机性能等级的安全性要求，安全性评估只需要表明其设计和安装不会对飞机及乘员造成不利影响。

试验用于对设备在所有要求的运行和使用条件下进行验证，表明设备在所有要求的运行和使用条件下均可实现其功能。

航空器检查用于验证有关的设计对相应适航要求的符合性。

利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的，设备的种类和设计 with 预定功能相适应。设备合格证明文件可包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 发电容量、电源数目和种类是否与电气负载分析得出的结果相一致。
- (b) 电源系统在单独工作和并联工作时的功能是否正常。

- (c) 电源系统的失效和故障是否满足安全性要求。
- (d) 电源系统控制和保护装置的设计能否保证在电气系统故障时迅速断电。
- (e) 每一重要负载电路是否都具有单独的电路保护；
- (f) 要关注蓄电池起动能力及应急放电时间是否符合要求。

第 23.2530 条 外部和驾驶舱照明

1. 安全性要求要点

1.1. 滑行和着陆灯

每只滑行和着陆灯的设计和安装必须满足以下要求:

- (a) 驾驶员不会看到有害的眩光;
- (b) 驾驶员不会受到晕影的严重影响;
- (c) 为夜间运行提供足够的光照。

1.2. 航行灯系统的安装

(a) **总则** 航行灯系统中的每一部分必须满足本条中的有关要求, 并且整个系统必须满足第 23.2530 条的要求。

(b) **左和右航行灯** 左和右航行灯必须由安装在飞机上的红灯和绿灯组成, 其横向间距要尽可能大, 并当飞机处于正常飞行姿态时, 灯的光色为左红右绿。

(c) **后航行灯** 后航行灯必须是白灯, 要尽可能向后地安装在尾部或每个机翼翼尖上。

(d) **灯罩和滤色镜** 每个灯罩或滤色镜都必须至少是阻燃的, 在正常使用期间不得改变颜色或形状, 也不得有任何明显的灯光透射损失。

1.3. 航行灯系统二面角

(a) 除本条 1.3(c)的规定外, 安装的每个航行灯必须在本条规定的二面角内显示无间断的灯光。

(b) **左二面角 (L)** 由两个相交的垂直平面组成, 当沿着飞机纵轴向前看时, 一个平面与飞机纵轴平行, 而另一个向左偏离第一个平面 110° 。

(c) **右二面角 (R)** 由两个相交的垂直平面组成, 当沿着飞机纵轴向前看时, 一个平面与飞机纵轴平行, 而另一个向右偏离第一个平面 110° 。

(d) **后二面角 (A)** 由两个相交的垂直平面组成, 当沿着飞机纵轴向后看时, 这两个平面分别向左、向右偏离通过飞机纵轴的垂直平面各 70° 。

(e) 如果根据本条 1.2(c)尽可能向后安装的后航行灯, 在本条(d)所定义的二面角 A 内不能显示出无间断的灯光, 则在该二面角内允许有一个或几个被遮蔽的立体角, 但其总和在下述圆锥体内不得超过 0.04 球面度, 该圆锥体以后航行灯为顶点, 母线与通过后航行灯的垂直线成 30° 夹角。

1.4. 航行灯灯光分布和光强

(a) **总则** 本条规定的光强必须用装有灯罩和滤色镜的新灯来测定。光强测定必须在光源发光达到稳定值后进行 (该稳定值指光源在飞机正常工作电压时的平均输出光通)。每一航行灯灯光分布和光强必须满足本条 1.4(b)的要求。

(b) **航行灯** 航行灯的灯光分布和光强必须以左、右和后二面角范围内任一垂直平面内的最小光强和最大掺入光强表示, 且必须满足下列要求:

(1) **水平平面内的光强** 水平平面 (包含飞机纵轴并垂直于飞机对称平面的平面) 内各范围的光强必须等于或大于本条 1.6 规定的相应值。

(2) **任一垂直平面内的光强** 任一垂直平面 (垂直于水平平面的平面) 内各范围的光强必须等于或大于本条 1.6 规定的相应值, 其中, I 为本条 1.6 规定的该水平平面内相应角度的最小光强。

(3) **相邻光源间的掺入光强** 相邻光源间的任何掺入光强均不得超过本条 1.7 中规定的相应值, 但是当主光束的光强远大于本条 1.5 和本条 1.6 条中规定的最小值时, 如果与主光束光强相比, 掺入光强对主光源清晰度无不利影响, 则可允许有更大的掺入光强。当左和

右航行灯光强峰值大于 100 坎时，如果 A 区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的 10%，B 区内的掺入光强不大于航行灯光强峰值的 2.5%，则前航行灯之间的掺入光强最大值可以超过被本条 1.7 中规定的相应值。

(c) **后航行灯安装** 如果符合下列情况，则一个单独后航行灯可以安装在横向偏移飞机对称平面的某一位置：

- (1) 照射的最大锥体轴线在平飞中平行于飞行航迹；
- (2) 在灯的后部和最大照射轴线左、右各 70°角平面之间无任何障碍。

1.5. 航行灯水平平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于下表规定的相应值：

二面角（相应灯光）	自正前方向左或向右偏离纵轴的角度	光强（坎）
左或右（红光或绿光）	0°~10°	40
	10°~20°	30
	20°~110°	5
后（后部白光）	110°-180°	20

1.6. 航行灯任一垂直平面内的最小光强

每个航行灯的光强必须等于或大于下表规定的相应值：

自水平平面向上或向下的角度	光强
0°	1.00I
0°~5°	0.90I
5°~10°	0.80I
10°~15°	0.70I
15°~20°	0.50I
20°~30°	0.30I
30°~40°	0.10I
40°~90°	0.05I

1.7. 航行灯的最大掺入光强

除本条 1.4(b)(3)规定者外，航行灯掺入光强均不得超过下表规定的相应值：

	最大光强	
	A 区（坎）	B 区（坎）
左二面角内的绿光	10	1
右二面角内的红光	10	1
后二面角内的绿光	5	1
后二面角内的红光	5	1
左二面角内的后部白光	5	1
右二面角内的后部白光	5	1

表中：

- (a) A 区包括在相邻的二面角内通过光源并与共同边界面相交成大于 10°但小于 20°角的所有方向；
- (b) B 区包括在相邻的二面角内通过光源并与共同边界面相交成大于 20°角的所有方向。

1.8. 航行灯颜色规格

每一航行灯的颜色必须具有国际照明委员会规定的下列相应色度坐标值：

- (a) 航空红色

“y” 不大于 0.335;

“z” 不大于 0.002。

(b) 航空绿色

“x” 不大于 $0.440-0.320y$;

“x” 不大于 $y-0.170$;

“y” 不小于 $0.390-0.170x$ 。

(c) 航空白色

“x” 不小于 0.300 且不大于 0.540;

“y” 不小于 “ $x-0.040$ ” 或 “ $y-0.010$ ”，取小者;

“y” 不大于 “ $x+0.020$ ”，也不大于 “ $0.636-0.400x$ ”;

其中，“y” 为普朗克辐射器相对于所论“x” 值的“y” 坐标值。

1.9. 停泊灯

(a) 水上飞机或水陆两用飞机所需要的每个停泊灯的安装必须符合下列规定:

(1) 在大气洁净的夜间至少能够在 2 海里的距离内显示白光;

(2) 当该飞机在水上停泊或漂泊时, 应尽可能显示最大无间断的灯光。

(b) 可以使用外部吊灯。

1.10. 防撞灯系统

(a) **总则** 飞机必须具有满足下列要求的防撞灯系统:

(1) 由一个或几个经批准的防撞灯组成, 其安装部位应使其发射的光线不影响机组的视觉, 也不损害航行灯的明显性;

(2) 满足本条(b)至(f)的要求。

(b) **作用范围** 该系统必须有足够数量的灯, 以照亮飞机周围重要的区域(从飞机的外部形态和飞行特性考虑)。其作用范围必须至少达到飞机水平平面上、下各 75° 范围内的所有方向, 但是允许向后有总和不大 0.5 球面度被遮蔽的立体角。

(c) **闪光特性** 该系统的布局, 即光源数目、光束宽度、旋转速度以及其他特性, 必须给出 40 至 100 次/分的有效闪光频率。有效闪光频率指从远处看到的整个飞机防撞灯系统的闪光频率。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叠部分的灯光区。在重叠区内, 闪光频率可以超过 100 次/分, 但不得超过 180 次/分。

(d) **颜色** 防撞灯必须为航空红色或航空白色, 且必须满足第 23.2530 条的有关要求。

(e) **光强** 装上红色滤色镜(如使用时)测定并以“有效”光强表示的所有垂直平面内的最小光强, 必须满足本条(f)的要求。必须采用下列关系式:

$$I_e = \frac{\int_{t_1}^{t_2} I(t) dt}{0.2 + (t_2 - t_1)}$$

式中:

I_e 为有效光强 (坎);

$I(t)$ 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。

(f) **防撞灯的最小有效光强** 每个防撞灯的有效光强必须等于或大于下表规定的相应值:

自水平平面向上或向下的角度	有效光强（坎）
0°~5°	400
5°~10°	240
10°~20°	80
20°~30°	40
30°~75°	20

2. 一般符合性方法，符合性要点

可以采用说明性文件、试验、航空器检查和设备合格性等验证方法表明符合性。

说明性文件主要用于说明系统功能、系统组成、系统原理、接口、性能参数、系统安全性、维护性、环境条件、特种材料及构型清单等。

试验用于对设备在所有要求的运行和使用条件下进行验证，表明设备在所有要求的运行和使用条件下均可实现其功能。

航空器检查用于验证有关的设计对相应适航要求的符合性。

利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的，设备的种类和设计 with 预定功能相适应。设备合格证明文件可包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 夜航试飞验证，需多名飞行员做测试，将结果做综合评估。
- (b) 要求滑行灯和着陆灯不能产生有害的眩光；不能产生晕影。
- (c) 滑行灯和着陆灯的目的是起飞和着陆时提供足够的照明使驾驶员可以看清跑道。

第 23.2535 条 安全设备

1. 安全要求要点

1.1. 安全设备：总则

(a) 飞行机组在应急时所需使用的安全设备（例如救生筏自动投放装置）必须易于接近。

(b) 必须备有存放飞行机组在应急时所需使用的安全设备的设施，该存放设施必须布置得使安全设备可以直接取用，而且其位置明显易见。

1.2. 水上迫降设备

(a) 民用航空规章运行规则要求的应急漂浮和信号设备必须安放得使机组和乘客可以很快取到。

(b) 每只自动的或由驾驶员投放的救生筏，必须用一绳索系留在飞机近旁。此绳必须弱得足以使它系着的空筏拉沉之前断开。

(c) 民用航空规章运行规则要求的信号设备必须可接近，功能令人满意，并必须在其使用中没有任何危险。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、试验、航空器检查和设备合格性等验证方法表明符合性。

说明性文件主要用于说明设备功能、设备组成、设备原理、接口、性能参数、设备安全性、维护性、环境条件、特种材料及构型清单等。描述安全设备的存放位置、存放位置有无干扰物、位置标记和免受无意损坏的保护措施等，证明对该条款的符合性

试验用于对设备在所有要求的运行和使用条件下进行验证，表明设备在所有要求的运行和使用条件下均可实现其功能。

航空器检查用于验证有关的设计对相应适航要求的符合性。

利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的，设备的种类和设计与其预定功能相适应。设备合格证明文件可包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 在紧急情况下，安全设备可以直接取用，且位置明显易见。

(b) 正常运行时，这些安全设备的存放位置均能充分保护其中的设备不会意外损坏。

(c) 水上迫降设备的规格和技术指标要符合迫降时旅客安全逃生使用要求。

(d) 在至少其中一只救生筏上备有一台营救型应急定位发射机。

(e) 在进行救生筏装机批准时，要考虑航空器飞行时所允许正常额定人数。

第 23.2540 条 在结冰条件下飞行

1 安全要求要点

1.1. 风挡和窗户

除非在使用限制中禁止在已知或预报的结冰条件下运行,否则必须有措施防止风挡结冰或清除风挡上的冰,使驾驶员有足够的视界完成滑行、起飞、进场、着陆和完成飞机使用限制范围内的任何机动动作。

1.2. 空速指示系统

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

1.3. 静压系统

(a) 如果按照民用航空规章运行规则的要求为任何仪表、装置或系统配置静压系统时,每个静压孔的设计和位置必须使在飞机遇到结冰情况时,静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度表读数与主静压系统的高度表读数相差 15. 米 (50. 英尺) 以上时,必须为备用静压系统提供一个修正卡片。

(b) 对于按 CCAR-23 部第 23.2610 条禁止在仪表气象或结冰条件下飞行的飞机,本条(a)不适用。

1.4. 防冰

如果申请带有防冰设施的合格审定,必须表明满足本条和 CCAR-23 部中其他适用条款的要求:

(a) 必须根据飞机的运行需要进行分析,以确认防冰系统足以满足飞机不同部件的防冰要求。另外,防冰系统必须通过试验来演示在 CCAR-25 附件 C 确定的连续和间断的最大结冰状态下飞机能够安全运行。本条所用的“能够安全运行”,是指飞机的性能、操纵性、机动性和稳定性不会低于 B 章的要求。

(b) 除本条 1.4(c)的规定外,在本条 1.4(a)的分析和实际评估后,为表明防冰系统及其部件的有效性,必须对飞机或其部件在经测定的自然大气结冰条件下进行飞行试验,而且在必要时,还应采用下列的一种或几种试验,以确定防冰系统的能力是足够的:

- (1) 对部件或部件的模型进行试验室干燥空气试验或模拟结冰试验,或两者的组合;
- (2) 对整个防冰系统或单独对系统部件在干燥空气中进行飞行试验;
- (3) 对飞机或飞机部件在测定的模拟结冰条件下进行飞行试验。

(c) 如果以前审定合格的飞机已完成了防冰审定且其设计中所包括的部件在热力学和空气动力学上与新飞机设计中所采用的等效,可以依据以前按本条 1.4(a)和(b)做过的试验来完成这些等效部件的防冰审定,只要申请人考虑到了这些部件的所有安装差异。

(d) 必须给定或提供一种措施来确定飞机关键部位上的冰聚积情况。为在夜间使用该措施,必须提供足够的照明。同时,当防冰设备的使用需要飞行机组监视飞机外表面时,还必须提供足够夜间监视所需的外部照明。所采用的任何照明方式均不得产生妨碍机组成员执行其任务的眩光或反光。飞机飞行手册或其他经批准的手册资料中,必须说明确定冰聚积的方法,并给出在结冰条件下飞机安全运行所需的信息。

1.5. 其他要求

申请人提出按 25 部规章附录 C 中的第 1 部分定义的结冰条件下飞行的合格审定要求,或者申请人提出在这些结冰条件和任何附加的自然大气结冰条件下飞行的合格审定要求,必须表明满足在结冰条件下的审定要求条件下,当自动驾驶仪工作时,飞机从设计上必须提供

失速保护。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、分析/计算、试验和设备合格性等验证方法。

说明性文件主要用于描述系统功能、组成、原理、接口、性能参数、安全性、维护性、环境条件、特种材料及构型清单等。

分析/计算用于系统类型和功能与已经通过合格审定的飞机安装的防冰系统相似，可通过相似性分析的方法表明机翼结冰和机头冰脱落不会影响发动机的安全工作。

试验用于对防冰系统在所有要求的运行和使用条件下进行验证，表明防冰系统所有要求的运行和使用条件下均可实现其功能。

利用设备供应商提供的设备合格证明文件包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 结合飞机飞行需求，结冰对飞行性能的影响分析，来确定飞机防除冰的防护区域。

(b) 当飞机的翼型、使用高度、飞行特性、发动机特性以及所选用防冰系统类型和功能等方面与已取得型号合格证的飞机相似时，可采用相似对比分析方法（通常使用数据计算模拟软件，譬如 CFD）进行符合性分析。

(c) 通过冰风洞试验，对飞机在起飞、爬升、巡航、下降、待机和着陆阶段的整个空速范围、攻角范围、以及飞行高度范围分别进行试验，从中选出一种或几种最严重的临界的冰形。

(d) 通过冰风洞试验、自然结冰飞行试验、干燥空气飞行试验、模拟结冰环境下飞行试验的中一种或几种验证防冰系统性能，确保飞机安全飞行，试验过程中需使用结冰探测设备、测试仪器和数据采集设备。

(e) 通过模拟带冰形的干空气飞行试验，表明飞机的性能、操纵性、机动性和稳定性满足飞机运行要求，性能设计满足要求。

(f) 通过自然结冰试验，证明飞机的操纵响应正常，没有出现异常的运动倾向，没有出现抖振；在自然结冰飞行试验中发动机、发电机等设备和滑油的冷却情况正常；结冰检查灯照明范围、亮度能够满足结冰检查的要求；机体前沿的冰脱落对机身没有产生影响；螺旋桨的冰脱落对机身主结构并没有损伤；升降舵、方向舵、和副翼的操纵灵活，无结冰卡滞；风挡玻璃、总压管、失速警告器防冰能力正常。试验过程中，观察和记录飞机未防护部位的结冰情况。

(g) 为保证飞机安全飞行，防冰系统应具有监视飞机结冰情况的监测装置，便于飞行机组需时刻了解飞机表面的结冰情况。同时，还需提供飞机夜间飞行时的外部照明，保证夜间飞行机组能观察关键部位的冰聚积情况，且无炫光和反光。

(h) 飞机应具有探测结冰情况的装置，用于确定关键部件结冰情况。对飞机结冰探测系统的灵敏性进行检查，对机上防冰系统的功能性能进行检查，确保功能正常，试验结果有效。

(i) 飞机在结冰条件下运行，发动机不会熄火，不会遭受明显的功率损失或损害；不会因积冰影响严重缩短零部件寿命问题；操纵品质、性能、能见度和各系统的运行都符合要求，无不可接受的恶化；冰脱落对飞机和推进力的影响；油箱通气口、冷却通风口、天线等必须经过结冰试验验证。

(j) 飞行手册中需要编入飞机在结冰情况下的处置措施，包括使用限制、正常操纵程序、应急操作程序、警告说明等内容。

(k) 风挡除防冰功能的功能应可靠，可通过自然结冰飞行试验，验证风挡除防冰功能的

可靠性。

(l) 按仪表飞行规则或在结冰条件下飞行的合格审定的飞机需安装有空速管或者等效措施，空速管应具备加热皮托管的能力或相应的防止结冰故障的设备。

(m) 如果静压系统配备了可加温式静压孔或等效手段（如采用备用静压源的设计），应说明其安装、加温原理、加热功率、告警方式等应符合相应要求。

(n) 如果机上自动驾驶仪工作时，飞机必须从设计上提供失速保护。

第 23.2545 条 增压系统元件

1. 安全性要求要点

1.1. 液压系统

(a) **设计** 最小设计的破坏压力必须是工作压力的2.5倍。

(b) **试验** 每个系统必须经过验证压力试验的验证，当验证试验时，系统的任何零件不得损坏、出故障或产生永久变形。系统的验证压力载荷必须至少为该系统最大工作压力的1.5倍。

1.2. 增压系统和气动系统

(a) 增压系统元件必须分别进行压力值为最大正常工作压力2倍的破坏压力试验和1.5倍的验证压力试验。

(b) 气动系统元件必须分别进行压力值为最大正常工作压力3倍的破坏压力试验和1.5倍的验证压力试验。

(c) 可以用分析或分析和试验相结合的方法，来代替本条1.2. (a)或(b)要求的各项试验，条件是局方认为该方法与所要求的试验等效。

1.3. 防止氧气设备破裂的规定

(a) 氧气系统的每个部件必须具有足够的强度，以承受最大的压力和温度及其与任何外部载荷的组合作用。该外部载荷是指此时会施加在该部件上的结构限制载荷。

(b) 加压氧气瓶和该氧气瓶与切断阀之间的管路必须满足下列要求：

(1) 对不安全的温度应有防护措施；

(2) 其位置应使坠撞着陆时破裂的概率和危害减至最小。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、分析/计算、试验、航空器检查和设备合格性等验证方法。

编制液压系统的符合性说明文件，描述液压系统的组成、布置、工作原理、主要技术参数等，阐明对于规章条款的符合性情况；

对液压系统及主要零部件（如液压油箱、集成模块等）的安装进行载荷分析或强度计算，表明液压系统可以满足所承受载荷的最严酷组合情况；

编制说明性文件，对系统进行描述，并明确采取何种方法来验证条款。

开展增压系统元件和气动系统元件的强度分析/计算，以验证其满足条款要求。

进行增压系统元件和气动系统元件的试验室试验，以验证其满足条款要求。

编写条款设计说明性，阐述氧气设备的组成、安装位置、工作压力、爆破压力等技术参数。

进行设备鉴定试验，通过加压氧气瓶的地面水压爆破试验表明氧气瓶满足耐压要求；通过氧气管路的试验室耐压试验表明氧气管路满足耐压要求。结合试验结果，表明氧气系统氧气瓶及氧气管路具有足够的强度，可以承受最大的压力和温度及其与任何外部载荷的组合作用。

编写符合性说明性文件，表明加压氧气瓶和该氧气瓶与切断阀之间的管路远离高温设备，或采取足够防护措施，可将加压氧气瓶及管路坠撞着陆时破裂的概率和危害减至最小，氧气系统设计满足防止氧气设备破裂的规定条款要求。

通过航空器机上检查确认氧气设备、部件和管路的安装状态，例如：确认空勤氧气瓶有卡箍固定在支架上，且空勤氧气瓶切断阀安装在氧气瓶上，氧气瓶与切断阀之间不存在管路等设计状态。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 供应商提供元器件的合格证明材料的完整性及准确性以证明元器件能够满足液压系统的使用要求；

(b) 液压系统的功能试验、1.5 倍耐压试验、2.5 倍破坏压力试验或分析报告，应证明液压系统能够满足使用要求；在 1.5 倍压力下元器件无渗漏、无损坏、无变形或故障；在 2.5 倍压力以上才会出现破坏；

(c) 在进行增压系统和气动系统元件的强度分析时，应考虑到系统中可能会出现过大压力载荷的可能性，同时也应考虑可能存在的振动载荷和温度效应引起的载荷作用在系统元件上；

(d) 氧气系统中的每个部件应满足条款中规定的最大允许承受的压力和温度及其与任何外部载荷的组合作用的耐压值要求，该耐压值在设计规范中规定；

(e) 表明氧气瓶的耐压值满足条款规定的氧气系统的耐压要求，表明氧气管路满足氧气系统的耐压要求；

(f) 表明加压氧气瓶和该氧气瓶与切断阀之间的管路远离高温设备，或采取措施避免高温传导，并且，加压氧气瓶及管路的安装部位能保证坠撞着陆时破裂的概率和危害减至最小。

第 23.2550 条 含高能转子的设备

1. 安全性要求要点

(a) 含高能转子的设备必须符合本条(b)或(c)，(d)的规定。

(b) 设备中的高能转子必须能承受因故障、振动、异常速度和异常温度引起的损伤。此外，还要满足下列要求：

(1) 辅助转子机匣必须能够包容住高能转子叶片破坏所引起的损伤；

(2) 设备控制装置、系统和仪表设备必须合理地保证，在服役中不会超过影响高能转子完整性的使用限制。

(c) 必须通过试验表明，含高能转子的设备能包容住高能转子在最高速度下发生的任何破坏（当正常的速度控制装置不工作时能达到的最高速度）。

(d) 含高能转子的设备必须安装在转子破坏时既不会危及乘员，也不会对继续安全飞行有不利影响的部位。

2. 一般符合性方法

可以采用说明文件、分析/计算、安全性评估、试验室试验和设备合格性等验证方法表明符合性。

说明性文件主要用于说明系统功能、系统组成、系统原理、安全性、维护性、环境条件、构型清单、叶片及壳体材料等。

分析/计算和试验室试验相结合的方法，证明高能转子能够承受因故障、振动、异常转速和异常温度所引起的损伤；转子机匣能够包容住转子叶片破坏引起的损伤；控制装置有功能确保高能转子完整性的使用限制

进行试验室试验，证明含高能转子的设备能包容住高能转子在最高转速下产生的任何破坏。

进行安全性评估，证明非包容性转子破坏既不会危及乘员安全又不会对继续安全飞行产生不利影响。

利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的，设备的种类和设计 with 预定功能相适应。设备合格证明文件可包括但不限于设备合格报告、设备设计和性能声明、设备安装设计和性能声明、设备的试验室测试大纲与报告。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 使用分析/计算方法和试验室试验或设备合格性相结合的方法验证高能转子设备符合性时，其中分析/计算方法或设备合格性应确认输入数据的正确性（如故障类型、异常转速、异常温度、振动频率等）、输出的结果时有有效的、分析的手段是合理的、仿真分析的模型是完整充分的；试验室试验或设备合格性的转子转速定义是合理的。

(b) 在进行试验室试验验证高能转子设备的符合性时，最高转速的定义准确合理。

(c) 使用安全性评估的方法验证高能转子设备的符合性时，评估的方法合适、对持续飞行安全的影响考虑充分。

第 23.2555 条 驾驶舱录音机

1. 安全性要求要点

对应的条款要求明确，安全性要点是不言自明的。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、安全性评估、试验、设备合格性等验证方法表明符合性。

说明性文件主要说明 驾驶舱录音机的制造编号、型号、软件版本等；记录的每个音频通道的列表（包括持续时间）；电源供给情况和电源标识的描述；批量抹音功能设计的描述；设备安装位置的说明，包驾驶舱录音机的安装位置能够避免容器破损的可能性，区域话筒的安装位置能够完整地拾取驾驶舱内的音频；水下定位信标描述；一份系统原理图，描述所有专用线路、并标识所有与其它已安装设备和系统的接口，包括区域话筒、前置放大器和控制单元。主电源切断时，驾驶舱录音机停止记录和抹音工作的说明；设备颜色的描述。驾驶舱录音机能够记录的各音频通道、驾驶舱录音机的供电逻辑和自动断电装置符合供电要求、抹音电路的设计逻辑不会造成误操作。驾驶舱录音机在飞机上安装的位置在机身的后部或不易损毁处；如果设备在安装后通过设备调整程序来保证符合安装限制，应通过设备调整程序表明设备调整方法和验证调整结果的方法。

通过试验验证驾驶舱录音机各通道的录音功能正常、抹音功能逻辑正确；验证驾驶舱录音机有自检装置，具有音响或目视提示设备故障信息；驾驶舱录音机在真实条件下的录音回放表明各通道录音清晰可辨。

供应商提供驾驶舱录音机资料、报告等，表明驾驶舱录音机满足技术规范的要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

- (a) 验证所有需要输入通道的音频质量。
- (b) 验证记录持续时间满足预期记录持续时间。
- (c) 确保电源工作正常，包括自动开关。
- (d) 驾驶舱录音机的安装位置是否在机身后部。
- (e) 如果设计抹音功能，此功能应避免误操作的可能性。

第 23.2560 条 飞行记录器

1. 安全性要求要点

对应的条款要求明确，安全性要点是不言自明的。

2. 一般符合性方法

可以采用说明性文件、试验、设备合格性等验证方法表明符合性。

说明性文件主要说明飞行记录器系统的组成、技术参数、功能、工作原理、安装和工作状态指示、设备的安装位置情况、设备的供电情况、数据来源，飞行员对于系统稳定工作情况、是否影响其它系统工作或指示的评语。

通过试验验证供电逻辑正确，单独电源可以正常工作，双路供电可以正常工作；系统记录参数与信号源参数特性的一致性，并作出标识。

供应商提供驾驶舱录音机资料、报告等，表明驾驶舱录音机满足技术规范的要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

(a) 设备功能和安装的符合性。

(b) 设备供电的符合性。

(c) 飞行记录器的空速、高度和航向读数与正驾驶员仪表上相应读数（考虑校正系数）之间的相互关系。

(d) 记录参数的下载、回放是否正常，记录的参数是否连续等。

(e) 记录时间是否满足要求。

(f) 条款要求记录的参数，如果在地面试验中无法模拟，需要通过飞行试验进行校正。

附录 G
飞行机组界面和其他资料

目 录

第 23.2600 条	飞机机组界面.....	G-2
第 23.2605 条	安装和使用.....	G-16
第 23.2610 条	仪表标记、操纵器件标记及标牌.....	G-27
第 23.2615 条	飞行和动力装置仪表.....	G-46
第 23.2620 条	飞机飞行手册.....	G-57
第 23.2625 条	持续适航文件.....	G-64

第 23.2600 条 飞机机组界面

1. 安全要求要点

1.1. 操纵系统：总则

操纵器件的安排和标记必须便于操作，防止产生混淆和随之发生误动的可能性。

1.2. 襟翼位置指示器

必须具有指示器来指示下列襟翼位置：

(a) 仅有收起和全放位置的襟翼装置，应指示此两位置，下列情况除外：

- (1) 有一种能提供“感觉”和位置辨别的直接操作机构（例如使用一种机械连接）；
- (2) 在昼间和夜间的任何飞行条件下，在不严重损害其它驾驶工作的情况下，即能很快确定襟翼位置。

(b) 下列情况应有中间位置指示：

- (1) 除襟翼收起或全放外，需用来表明符合本规定性能要求的其他任何襟翼位置；
- (2) 襟翼装置不满足本节(a)(1)的要求。

1.3. 起落架收放机构的位置指示器

如果采用可收放起落架，必须有起落架运行指示器（以及驱动指示器工作所需的开关）或其他手段来通知驾驶员，各个起落架已锁定在放下（或收起）位置。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，指示器误示“放下和锁住”，或在起落架未完全收起时，指示器误示“收起和锁住”。

1.4. 驾驶舱

驾驶舱及其设备，必须能使每个驾驶员在执行职责时不致过分专注或疲劳。驾驶舱设计应做到操纵装置和各种仪表布局合理，与紧急状态有关的各种标识能够快速辨认，使驾驶员操作时感到方便，同时不应有过分的注意力集中和体力消耗。同时，还应考虑驾驶舱的通风、加温和噪音等要求。

1.5. 驾驶舱视界

(a) 每个驾驶舱必须符合下列要求：

(1) 为了确保安全地滑行、起飞、进近、着陆和完成飞机使用限制范围内的任何机动动作，驾驶员的视界应足够宽阔、清晰和不失真。对所有评定，飞行员应坐在预定设计的眼位位置，该位置由安装指南确定。如果没有给出预定设计的眼位位置，则应用正常的驾驶员入坐位置。视界应保持清楚，包括 1.6 节(a)中定义的所有区域。

(2) 驾驶舱不得有影响驾驶员视线的眩光和反射。在合格审定要求的所有使用情况下都要符合该要求。外部视野应在飞机正常遇到的各种姿态、所有灯光及周围环境条件（白天和夜晚）下进行评定。当视野对着进近灯和跑道灯及跑道标志时，对于风挡的失真或折射应给出特别注意。由于太阳光的斜射会导致眩目的光和反射的不同，需在正午、早晨和黄昏分别对驾驶舱给予评定。如果具备风挡加热功能，评定应在加热和不加热条件下进行。为了阻止任何不安全因素、不正常的眼睛紧张或疲劳，所有条件下的失真和折射应很弱。在所有经批准的使用条件下，包括高湿度和结冰条件下的使用（如果适用），(a)(1)中提及的“安全使用”状态，包括定直前飞和盘旋进近的能力。如果请求批准夜间使用，所有的内部和外部灯光应在可能的组合和预期的飞行条件下进行评定。设备照明需在包括夜间仪表飞行规则在内的各种夜间环境下进行评定。如果在风挡和侧窗有来自于防撞灯和着陆灯的反射是不可接受的。需对着陆灯、频闪闪光灯、信号灯以及各种识别灯应进行评定，以确保这些灯光对驾驶舱没有不利的反射或直接照射。

(3) 要保护每个驾驶员免受风雨影响，以便在中雨的条件和在正常飞行和着陆时，驾驶员对飞行航迹的视界不致过分的削弱。

(b) 每个驾驶舱必须有措施清除在风挡和侧窗内侧上的雾或霜，或有措施防止雾或霜的

形成，以提供足够大的、符合本节(a)(1)规定的视界。必须表明在所有预期的外部和内部使用环境条件下都能符合该要求，除非表明驾驶员能够容易地将风挡和侧窗清理干净而不影响正常的飞行。除雾/除霜/除冰系统的充分性应在下述条件下进行评定：

(1) 在最大高度和最低温度中的长时间低温。飞机应暴露在预期最低温度的寒冷环境下。飞机还应在户外夜间低温条件下放置一夜后进行评定。

(2) 飞机需暴露在低温条件下，然后转入温暖潮湿的环境中，评定保持清楚视界的能力。以正确的评定内部成雾性，试验机应在高空夜间飞行至少 2 个小时（或者直到风挡温度稳定）。然后按照飞行手册推荐的程序，飞机迅速地转入进近，并在较高湿度的地面着陆（建议至少 21℃（70°F）的露点）。如需要飞行员手动清除，则应该是普通的飞行员即能够容易地完成。申请人应提供完成手动清除所需要的所有特殊装备。手动擦拭风挡后紧接的重复清除不能适用于“简易清除”要求。“简易清除”评定需要考虑有雾的风挡在特定条件下能结霜。若想得到仪表飞行规则认证，如果需用手动清除，飞行员的工作量应该仔细地评定。

1.6. 风挡和窗户

(a) 为满足驾驶员视野清晰、不失真的要求，确保驾驶员安全操作飞机，当驾驶员坐在正常飞行位置时，驾驶员背部以前的风挡和边窗必须具有不小于 70% 的透光率，如采用了具有特殊功能的玻璃，应充分考虑玻璃镀膜、内部铺设加热电阻丝对透光率的影响。

(b) 此外，对于 4 级飞机，风挡玻璃的布置必须保证当任一玻璃丧失视界后坐在驾驶员位置上的驾驶员仍能用其余的玻璃进行安全飞行和着陆。该条款提供驾驶员视界的正面风挡玻璃至少要两块以上，且任何一块丧失视界时，余下的一块或几块可为驾驶员飞行和着陆提供足够的视界。对于按仪表飞行规则进行型号合格审定的 4 级飞机，应证明飞机可以在仪表飞行规则要求的最小可见条件下安全着陆。

1.7. 驾驶舱操纵器件

(a) 驾驶舱每个操纵器件的位置和标记（功能明显者除外），必须保证操作方便并防止混淆和误动。防止误动的方法包括物理防护、防滑、触觉提示、带锁的操纵器件、运动阻力等。发动机操纵器件、襟翼和其他辅助升力装置的操纵器件及起落架操纵器件，应满足本节(c)、(f)、(g)的布置要求；操纵手柄的设计应满足本节(d)要求；可设计有止动块、卡槽和制动件，防止误操作；设计的操纵器件，应使无论在白天或夜晚工作时，都容易识别，并能提供清晰的状态显示。如果在起飞、加速、停止、中断着陆和着陆期间是由一个驾驶员来操作操纵器件，而这些操纵动作的顺序的安排又要求驾驶员在上述机动飞行期间改换握持操纵杆的手，则这些顺序不应要求过快的换手，以免使飞机的操纵性受到不利的影响。

(b) 操纵器件必须布置和安排成使驾驶员在坐姿时能对每个操纵器件进行全行程和无阻挡地操作，而不受其衣服或驾驶舱结构的干扰。全行程运动是指飞机从滑行起飞到落地的各种运动姿态。潜在的妨碍不仅来自其他操纵器件和机组成员的衣服，也可能来自携带进入驾驶舱的物品。这些物品包括电子飞行包(EFBs)，耳机，飞行员膝板，手电筒和便携式电子设备(PEDs)。从妨碍操作的角度考虑驾驶舱中物品的合理性，表明在这些物品存在的情况下的操控是可接受的。

(c) 动力装置操纵器件布置必须符合下列规定：

- (1) 对多发飞机，位于操纵台上或驾驶舱中心线或其附近的顶部；
- (2) 对单座和串座单发飞机，位于左侧操纵台或仪表板上；
- (3) 对其他形式的单发飞机位于驾驶舱中心线或其附近的操纵台、仪表板上，或顶部；
- (4) 对具有并排驾驶员座椅和两套动力装置的操纵器件的飞机，位于左边和右边的操纵台上。

(d) 操纵器件位置从左到右的顺序必须是功率（推力）杆，螺旋桨（转速操纵）和混合比操纵器件（对涡轮动力飞机为调节手柄和燃油切断装置）。功率（推力）杆必须比螺旋桨（转速操纵器）或混合比操纵器件至少高或长 25.4 毫米（1 英寸），使其更突出显著。汽化

器空气加温或旁路空气操纵器件必须设在油门杆左边，或当位于操纵台以外的位置时，必须离开混合比操纵器件至少 203 毫米（8 英寸）远。当汽化器空气加温或旁路空气操纵器件位于操纵台时，则必须在油门杆的后面或下面。增压器操纵器件必须设在螺旋桨操纵器件的下面或后面。具有纵列座位或单座的飞机可利用座舱左边的操纵位置，然而从左到右的位置顺序必须是功率（推力）杆，螺旋桨（转速操纵器）和混合比操纵器件。

(e) 各台发动机使用同样的动力装置操纵器件时，操纵器件的位置排列必须能防止混淆各自控制的发动机。

(1) 常规多发飞机动力装置操纵器件必须排列为左边的操纵器件控制左边的发动机，右边的操纵器件控制右边的发动机，并且有明确的标识，易于识别；

(2) 具有两台前后排列的双发飞机，左边动力装置操纵器件必须控制前边的发动机。右边的动力装置操纵器件必须控制后面的发动机，并且有明确的标识，易于识别。。

(f) 襟翼和辅助升力装置操纵器件的位置应按下列规定：

(1) 在操纵台的中心，或在操纵台或发动机油门杆操纵器件中心线的右侧；并且，

(2) 离起落架操纵器件足够远以避免混淆。

(g) 起落架操纵器件必须设在油门杆中心线或操纵台中心线的左侧。

(h) 燃油供给选择器的操纵器件必须符合1.22节并且安排和布置成：当驾驶员座椅在任何可能的位置时，驾驶员不需要移动座椅或主飞行操纵器件，便能看见和接触到。

(1) 对于机械燃油选择器：

(i) 所选择的燃油阀门位置必须用指针表示其读数并且(对于选择的位置)提供可靠的辨认和感觉（扳手等）措施。

(ii) 位置指示器指针必须位于从旋转中心测量的手柄的最大尺寸的部位上。

(2) 对于电气或电子燃油选择器：

(i) 数字操纵器件或电气开关必须做适当标记。

(ii) 必须提供措施向飞行人员显示所选择的油箱或功能。选择器的开关位置不能用来作为指示的方法。“切断”或“关闭”的位置必须用红色表示。

(3) 如果燃油阀门选择器的手柄或电气或数字选择也是一个燃油切断选择器，则断开位置的标记必须是红色的。如果提供单独的应急切断方法，也必须用红色表示。

1.8. 驾驶舱操纵器件的动作和效果

驾驶舱操纵器件必须设计成使它们按下列运动和作用来进行操纵：

(a) 空气动力操纵器件

(1) 主操纵

操纵器件	动作和效果
副翼	右偏（顺时针）使右翼下沉
升降舵	向后使机头抬起
方向舵	右脚前蹬使机头右偏

(2) 次操纵

操纵器件	动作和效果
襟翼（或辅助升力装置）	向前或向上使襟翼向上或辅助装置收起；向后或向下使襟翼放下或辅助（升力）装置展开
配平调整片（或等效装置）	开关移动或机械转动开启操纵器件使飞机绕平行于操纵器件轴线的轴线作相似转动。配平操纵器件的转动轴线可依据驾驶员习惯予以调节。对单发飞机，如果仅与一部分转动元件可接触的话，驾驶员手移动的方向必须与飞机对方向舵配平操纵的效果直感相同

(b) 动力装置操纵器件和辅助操纵器件

(1) 动力装置操纵器件

操纵器件	动作和效果
功率（推力）杆	向前使正推力增大，向后使反推力增大
螺旋桨	向前使转速增加
混合比	向前或向上使富油
燃油	向前为开
汽化器空气加温或旁路空气操纵器件	向前或向上使冷却
增压器	对低压头增压器向前或向上使压力增大
涡轮增压器	向前、向上或顺时针转动使压力增大
旋转操纵器件	顺时针从关闭到全开

(2) 辅助操纵器件

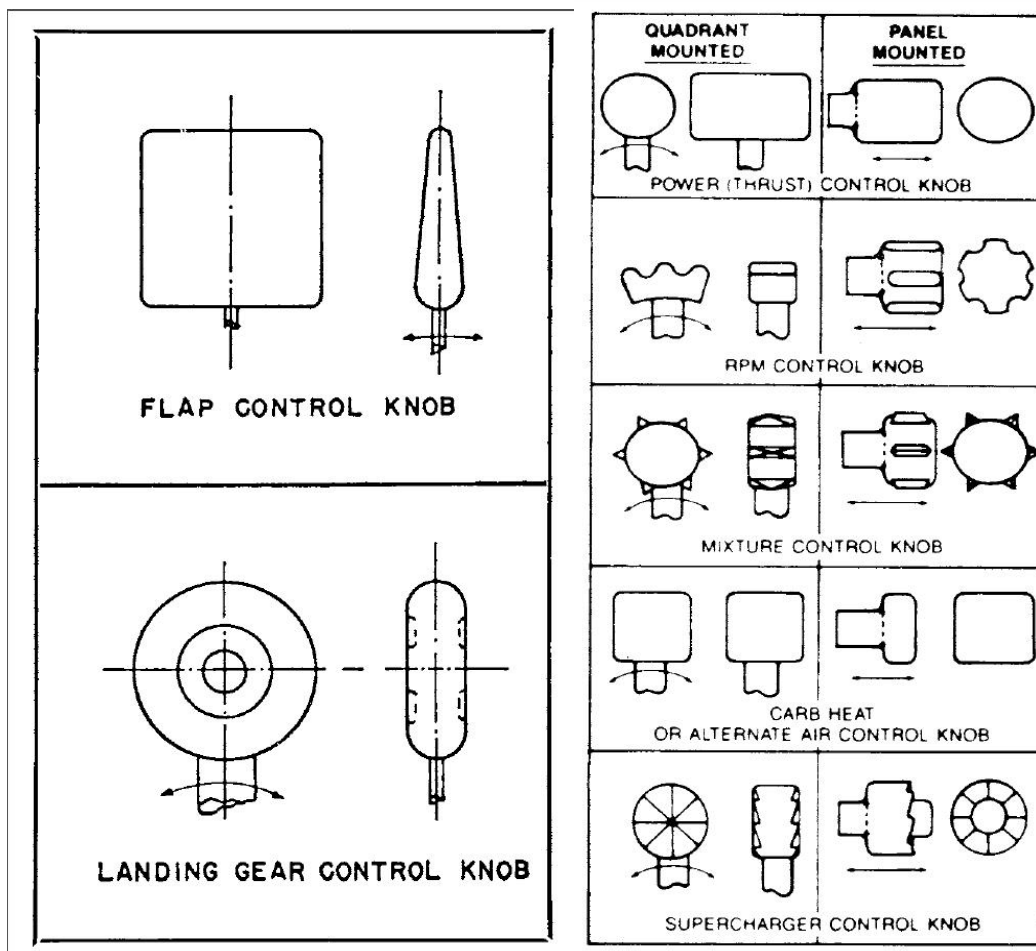
操纵器件	动作和效果
燃油箱选择器	右边对右箱，左边对左箱
起落架	向下使起落架放下
减速板	向后使减速板张开

1.9. 驾驶舱操纵手柄形状

(a) 襟翼和起落架操纵手柄必须符合下图中的一般形状（但无需按其精确大小和特定比例）：

(b) 动力装置操纵手柄必须符合下图中的一般形状（但无需按其精确大小和特定比例）：

(c) 对上述操纵手柄提出形状要求是为了防止混淆，使飞行机组能在应急情况下迅速识别它们，提高安全性。如果有不符合本节规定的手柄形状设计，必须经适航当局批准。



1.10. 通风

对于在12500米（41000英尺）以上高空飞行的喷气式增压飞机，在正常的操作条件下，以及在任何系统可能出现对通风空气产生不利影响的故障条件下，通风系统必须提供合理的乘客舒适度，通风系统还必须提供足够数量的未受污染的空气，使机组人员能够执行任务，没有过度的不适或疲劳。正常运行条件下，通风系统的设计必须为每个乘客提供每分钟至少0.25公斤（0.55磅）的新鲜空气。在失去一个新鲜空气来源的情况下，在任何超过5分钟的时间内，新鲜空气的供应不得少于每分钟0.18公斤（0.4磅）。

1.11. 动力装置的操纵器件：总则

(a) 动力装置操纵器件的位置和排列必须符合1.7节的规定并按1.23节的要求作标记。

(b) 位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件必须满足以下要求：

(1) 对于手动阀门，在打开和关闭位置有确实的止动器，对于燃油阀门在上述位置要有适当的指示措施；

(2) 对于动力作动阀门，应有向飞行机组指示下列情况的手段：

(i) 阀门在全开或全关的位置；

(ii) 阀门在全开和全关位置之间移动。

1.12. 发动机操纵器件

(a) 每台发动机必须有单独的功率或推力操纵器件，而且每个需要操纵的增压器也必须具有独立的操纵器件。

(b) 为保证发动机和需要操纵的增压器运行的独立性，同时也为了降低飞行员的操作负担，功率、推力和增压器操纵器件的布置必须满足以下要求：

(1) 能单独操纵每台发动机和每个增压器；

(2) 能同时操纵所有发动机和所有增压器。

(c) 每个功率、推力或增压器的操纵器件，都必须能对其操纵的发动机或增压器进行确实和及时反应的操纵。

(d) 每台发动机的功率、推力或增压器的操纵器件，必须独立于其他每台发动机或增压器的操纵器件。

(e) 如果液体（燃油除外）喷射系统及其控制机构不作为发动机的一部分来提供和批准，则申请人必须表明喷射液体的液量是受到适当控制的。

(f) 如果功率或推力操纵器件（不包括混合控制）具有切断燃油的特性，则该操纵器件必须有措施防止其误动到断油位置，该措施必须满足下列要求：

(1) 在慢车位置有确实的锁或止动器；

(2) 要用一个另外的明显动作才能将操纵器件移到断油位置。

1.13. 螺旋桨转速和桨距的操纵器件

(a) 如果有螺旋桨转速或桨距的操纵器件，则必须成组排列并满足下列要求：

(1) 能单独操纵每一螺旋桨；

(2) 能同时操纵所有螺旋桨。

(b) 在多发飞机上，该操纵器件必须易于使所有螺旋桨同步。

1.14. 螺旋桨顺桨操纵器件

如果安装有螺旋桨顺桨操纵器件，则必须能够单独顺桨每一螺旋桨，操纵器件必须有防止被误动的措施。

1.15. 涡轮发动机的反推力和低于飞行状态的桨距调定

对涡轮发动机的安装，用于反推力和低于飞行状态的桨距调定的每一操纵器件，均必须有防止被误动的措施。该措施在飞行慢车位置必须有确实的锁或止动器，而且必须要求机组采取另外的明显动作，才能将操纵器件从飞行状态（对于涡轮喷气发动机飞机为正推力状态）的位置移开。

1.16. 汽化器空气温度控制装置

每台发动机必须有单独的汽化器空气温度控制装置。

1.17. 火警探测系统

必须有手段使机组在飞行中能检查每个火警探测器电路的功能。

1.18. 开关

每个开关必须满足下列要求：

(a) 便于相应的飞行机组成员接近；

(b) 对工作状态和所控制的电路加以标记。

1.19. 仪表灯

通常，仪表灯包括表内照明、表外照明、导光板以及专门用来给仪表和控制装置提供照明的泛光灯。表内照明是指把灯具装入仪表壳体进行整体照明；表外照明是在仪表板上安装专用灯具从外部对仪表提供照明；导光板为安装在顶部板、仪表板、中央操纵台和左右操纵台等区域的控制板组件提供可发光的字幕信息；泛光灯是在导光板及表内照明、表外照明设计困难的地方，为其提供照明。仪表灯必须满足下列要求：

(a) 使每个仪表和控制装置易于判读和识别，要求机组人员能在各种飞行条件下容易地辨认仪表的刻度、指针和字符。“易于判读”是对仪表灯的最低要求，“易于判读”包含客观照明条件和主观视觉两方面的内容。机组人员要能容易地判读仪表，需要考虑下列各种因素：

(1) 机组人员的视觉敏锐度和对比敏感度；

(2) 仪表显示的清晰程度；

(3) 照明环境，包括以下考虑因素：由驾驶舱观察窗的自然光、仪表本身的照明和其他灯的照明。

(b) 要求灯的安装应避免直射眩光和间接眩光,对灯的直射光线和风挡或其他表面反射的光线能加以遮蔽,以免直射驾驶员的眼睛。消除眩光可采用安装遮光罩等手段,还应综合考虑发光体与驾驶员眼睛的距离,发光面的形状、大小和亮度,以及整个驾驶舱照明环境的均匀性等重要因素。

1.20. 防冰

必须给定或提供一种措施来确定飞机关键部位上的冰聚积情况。为在夜间使用该措施,必须提供足够的照明。同时,当防冰设备的使用需要飞行机组监视飞机外表面时,还必须提供足够夜间监视所需的外部照明。所采用的任何照明方式均不得产生妨碍机组成员执行其任务的眩光或反光。飞机飞行手册或其他经批准的手册资料中,必须说明确定冰聚积的方法,并给出在结冰条件下飞机安全运行所需的信息。

1.21. 液压系统

对于提供两个或更多主要功能的每个液压系统,如具有冗余要求的起落架收放系统、机轮刹车系统等,实现同一功能的每一个子系统中都必须安装压力传感器或其他压力指示装置监测系统压力,并有向飞行机组指示系统内压力的装置。

1.22. 燃油阀和燃油控制器

(a) 必须具有能使相应飞行机组人员在飞行中快速分别切断每台发动机供油的手段。

(b) 燃油切断阀不得安装在任何防火墙靠发动机的一侧,防止因着火或高温影响而失效。此外,必须具有下列措施:

(1) 防止燃油切断阀因疏忽被误动的措施;

(2) 允许有关的飞行机组成员在某一燃油切断阀关闭后再迅速打开该阀门的措施。

(c) 燃油阀和燃油系统控制器的支承必须使得阀门工作,或加速飞行情况下所造成的载荷不会传给与阀门相连的导管。为符合本条款要求,燃油阀及控制器通常固定在飞机结构上。

(d) 燃油阀和燃油系统控制器的安装必须使重力的振动不影响其选定的位置。

(e) 每个燃油阀手柄以及手柄与阀门机构的连接必须具有具有防差错设计,以避免错误连接导致阀门不正确的控制。

(f) 必须在构造上或采取其他相应措施防止不正确装配或错误连接燃油单向阀。

(g) 燃油箱选择阀必须满足下列要求:

(1) 需用独立的明显不同动作才能将选择器置于断开位置;

(2) 燃油箱选择器的安装位置应使从某一油箱转换到另一油箱时,不可能通过“断开”位置,即供油过程中选择供油油箱不能使供油中断。

1.23. 操纵器件标记

除飞行主操纵器件和简单按钮式起动电门外,必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操作方法。

2. 一般符合性方法

2.1. 操纵系统: 总则

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及飞行操纵系统的符合性说明文件,叙述操纵器件的位置布置、标记等,阐明对于规章条款的符合性情况。

(b) 地面试验

驾驶舱地面试验大纲和报告应表明:驾驶员在飞行操纵系统全行程范围内操作操纵器件时,能够简单直接的操作操纵器件,标记易读。

(c) 飞行试验

(1) 进行飞行前的地面检查,驾驶员对驾驶舱内操纵器件布置、操纵器件的形状和颜色进行检查和评估;

(2) 在飞行过程中,由试飞机组评定:标记标牌的易读性,主/次操纵器件的动作和效果。

2.2. 操纵系统锁

该节一般采用说明性文件、地面试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及襟翼操纵系统中的符合性说明文件,叙述襟翼位置指示器的组成、功能、布置、工作原理、显示形式、条款的符合性说明以及验证文件等,包括系统设计图纸。明确向机组提供了襟翼位置的显示,或者襟翼操纵机构能提供“感觉”和位置辨别。

(b) 地面试验

襟翼操纵系统地面试验大纲和报告应表明:

(1) 襟翼位置指示器上的指示能清晰明确的向驾驶员提供当前襟翼的位置;或者襟翼操纵机构能提供“感觉”和辨别襟翼位置。

(2) 襟翼位置显示在任何情况下都可以被机组判读。

2.3. 起落架收放机构的位置指示器

该节一般采用说明性文件、地面试验等验证方法。

(a) 说明性文件

在起落架收放系统的符合性说明文件中增加起落架收放机构的位置指示器的说明,描述起落架收放机构的位置指示器工作原理、控制逻辑,阐明对于规章条款的符合性情况。

(d) 地面试验

进行地面起落架收放试验,验证起落架收放机构的位置指示功能满足要求;检查位置指示装置的准确性,不会发生误指示。

(c) 飞行试验

进行飞行试验验证起落架收放机构的位置指示装置的有效性。表明起落架收放系统的位置指示装置可以准确指示起落架的运行和位置状态,设计规范及规章的要求。

2.4. 驾驶舱

该节一般采用说明性文件、地面试验等验证方法。

(a) 说明性文件

本节款说明性文件涉及设计报告、图纸等。

(1) 设计报告

设计报告叙述驾驶舱的总体布局形式及舱内设备的布局情况。

(2) 图纸

用图纸表明驾驶舱内设备及操纵器件符合设计要求。

(d) 地面试验

地面试验大纲和报告应表明:

(1) 驾驶舱内设备及操纵器件的可达性;

(2) 驾驶舱内信息判读的易读性。

(c) 飞行试验

飞行试验大纲和报告应表明:

(1) 驾驶舱内设备及操纵器件的可达性;

(2) 驾驶舱内信息判读的易读性。

2.5. 驾驶舱视界

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验等验证方法。通过说明性文件表明风挡和窗户的设计满足视界范围要求,通过机上地面试验检查风挡雨刷系统的功能和视界范围;通过飞行试验在实际飞行中进一步检查验证。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及设计报告、图纸等。

(1) 设计报告

设计报告叙述驾驶舱的风挡窗户布局形式、驾驶员眼位视野、风挡除霜等。

(2) 图纸

用图纸表明驾驶舱风挡窗户等符合设计要求。

(b) 地面试验

编写地面试验大纲，按照大纲开展地面试验，按照试验结论编制试验报告以表明：

(1) 驾驶员正常眼位视野内无眩光，阳光折射、仪表灯光等无眩目；

(2) 高低温环境及雨水潮湿环境中，驾驶员视野清晰情况。

(c) 飞行试验

编写飞行试验大纲，按照大纲开展试飞，按照试验结论编制试验报告以表明：

(1) 起飞、巡航、着陆过程中，驾驶员眼位视野内无眩光等；

(2) 高低温、雨水潮湿环境中飞行，驾驶员视野清晰，无遮挡。

2.6. 风挡和窗户

该节一般采用试验室试验及飞行试验等验证方法。需要对位于驾驶员背部以前的风挡和边窗进行透光率试验验证。需要通过飞行试验，表明驾驶舱风挡的布置能保证飞机在丧失了其中任何一块玻璃的视界时，余下的一块或几块玻璃可供一个驾驶员在其驾驶位置上继续安全飞行和着陆。对于本款所要求的“继续安全飞行和着陆”，AC20-128A 给出了如下定义：飞机能够继续受控飞行和着陆，可能会采用应急程序但不需要额外的飞行技巧或体力，通常伴随飞行机组工作量的增大和飞机飞行品质的衰退。

(a) 试验室试验

按要求编制试验大纲，并根据试验结果出具试验报告，表明对条款的符合性，试验内容为对位于驾驶员背部之前的座舱玻璃进行透光率试验

(b) 飞行试验

按要求编制试验大纲，并根据试验结果出具试验报告或飞行员评语，表明对条款的符合性，试验内容为对 4 级飞机，进行单侧风挡及侧窗的遮挡条件下的飞行试验，双驾驶飞机应分别对正、副驾驶的视野进行试验，飞行科目应至少包括起飞、平飞及降落。

2.7. 驾驶舱操纵器件

该节一般采用说明性文件、地面试验的方法来表明符合性。对于本节，采用说明性文件表明所有开关和操纵器件的设计能够避免疏忽操作，操纵器件的动作直感与此种操纵对飞机或被操纵部分的效果直感一致等。本节所列项目，采用地面试验表明驾驶舱操纵器件能够保证操纵方便并防止混淆和误动，驾驶员在驾驶员座椅上，对驾驶舱内的每个操纵器件做全程的操作演示，验证其操纵器件的可达性和操作性。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及设计报告、图纸等，报告和图纸应表明：

(1) 所有开关和操纵器件的设计能够避免疏忽操作。防止误动的方法包括物理防护、防滑、触觉提示、带锁的操纵器件、运动阻力等。

(2) 操纵器件的动作直感与此种操纵对飞机或被操纵部分的效果直感一致。

(3) 发动机的燃油切断装置、发动机起动按钮和起动终止按钮、发动机点火旋钮、发动机超限和派遣数据清零旋钮、FADEC 维护上电按钮等，均设计为左侧操纵器件对应左发，右侧操纵器件对应右发，并且有明确的文字标示，易于识别的，能防止混淆。

(b) 地面试验

编写地面试验大纲，按照大纲开展地面试验，按照试验结论编制试验报告以表明：

(1) 驾驶舱操纵器件能够保证操纵方便并防止混淆和误动。比如：减速板手柄、襟缝翼手柄设置有卡槽，为了防止误动，操作时必须先提起才能来回换挡操作；油门台在慢车位

设置卡挡，防止飞行员将油门杆直接拉至反推位置；发动机和 APU 防火手柄的操作也必须先提起操作才能进行旋转操作，货舱灭火开关采用带保护盖的按压开关，可以防止误动。部分应急设备的操纵手柄采用红色，以达到警示、防误操作的作用，如防火手柄、襟缝翼超控开关、起落架应急放开关等。

(2) 驾驶舱主操纵器件，次操纵器件以及动力装置操纵器件符合 1.8 中的要求。其他操纵器件操作动作的直感与此种操纵对飞机或被操作部分的效果是显而易见，易于理解，合乎逻辑的；并且与文化习惯和驾驶舱中其他类似操纵器件是协调的。用旋转运动调节大小的操纵器件，必须从断开位置顺时针旋转，经过逐渐增大的行程达到全开位置，其灵敏度和增益值对于预期功能是可接受的。

(3) 驾驶员在驾驶员座椅上，对驾驶舱内的每个操纵器件做全行程的操作演示，验证其对操纵器件的可达性和操作性进行验证。试验中可模拟一些存在妨碍驾驶员操纵的情况，比如设置来自其他操纵器件和机组成员的衣服，携带进入驾驶舱的物品。这些物品包括电子飞行包(EFBs)，耳机，飞行员膝板，手电筒和便携式电子设备(PEDs)。从妨碍操作的角度考虑驾驶舱中物品的合理性，验证在这些物品存在的情况下的操控可接受。

2.8. 驾驶舱操纵器件的动作和效果

该节一般采用说明性文件、航空器检查等方法来表明符合性。

(a) 说明性文件

通过设计报告和图纸，表明驾驶舱主操纵器件（包括副翼，升降舵和方向舵）、次操纵器件（包括襟翼和配平调整片）还有动力装置操纵器件及辅助操纵器件能按 1.8 节中要求的运动和作用进行操纵。

(b) 航空器检查

通过机上检查，验证驾驶舱主操纵器件（包括副翼，升降舵和方向舵）、次操纵器件（包括襟翼和配平调整片）还有动力装置操纵器件及辅助操纵器件能按第 1.8 节中要求的运动和作用进行操纵。

2.9. 驾驶舱操纵手柄形状

该节一般采用说明性文件、航空器检查的方法来表明符合性。对于本节，采用说明性文件及航空器检查来表明襟翼、起落架操纵手柄、动力装置操纵手柄必须按照条款要求的一般形状进行设计，不必精确大小和特定比例。

(a) 说明性说明

通过驾驶舱操纵器件设计图纸、设计定义文件说明襟翼操纵手柄、起落架操纵手柄、混合比操纵手柄、增压器操纵手柄、功率或推力操纵手柄、转速手柄的设计形状，满足条款要求。

(b) 航空器检查

通过航空器检查确认上述操纵手柄的最终形状符合设计图纸的要求。

2.10. 通风

该节一般采用说明性文件、分析/计算、安全评估、地面试验和飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

对系统的构型、工作原理和技术参数进行叙述，说明系统提供新鲜空气的能力。

(b) 分析/计算

通过计算分析表明提供的新鲜空气量满足适航条例的要求。

(c) 安全评估

对通风、加温、增压或其他系统和设备各种可能的故障进行安全性分析，说明系统正常工作和合理可能的失效或故障状态下仍满足条款要求，若不满足条款要求，则该失效模式的概率满足更高的安全性等级要求。

(d) 地面试验

系统地面试验大纲和试验报告应表明:

- (1) 系统的新鲜空气量满足技术规范要求;
- (2) 模拟系统可能的失效或故障状态下满足条款要求。

(e) 飞行试验

系统地面试验大纲和试验报告应表明:

- (1) 系统的新鲜空气量满足技术规范要求;
- (2) 模拟系统可能的失效或故障状态下满足条款要求。

2.11. 动力装置的操纵器件: 总则

该节一般采用说明性文件和航空器检查的验证方法。编制说明性文件, 通过图纸, 系统说明证明本条款。

(a) 说明性文件

编制说明性文件, 通过图纸、系统说明证明动力装置操纵器件的位置和排列满足条款要求。

(b) 航空器检查

通过机上检查来表明动力操纵器件布局是否合理, 是否设置防误动作装置或机构, 通过驾驶舱检查并给出评语。

2.12. 发动机操纵器件

该节一般采用说明性文件和航空器检查验证。

(a) 说明性文件

通过发动机操纵系统原理图、安装图、操作程序、系统说明等文件证明本条款。

(b) 航空器检查

通过机上检查, 验证发动机操纵器件设计满足条款要求。

2.13. 螺旋桨转速和桨距的操纵器件

该节一般采用说明性文件验证。

(a) 说明性文件

通过系统安装图、电器原理图、操作程序以及机上检查的方式, 证明螺旋桨操纵器件即可独立操作又可同步操作, 同时, 多螺旋桨还具备易于同步的特点。

2.14. 螺旋桨顺桨操纵器件

该节一般采用说明性文件验证。

(a) 说明性文件

通过系统安装图纸、系统原理图、操作程序说明等方式, 证明螺旋桨顺桨操纵器件能够单独操作, 并设计有防误动措施。

2.15. 涡轮发动机的反推力和低于飞行状态的桨距调定

该节一般采用说明性文件验证。

(a) 说明性文件

通过系统原理图、系统安装图以及操作程序说明, 证明用于反推力和低于飞行状态的桨距的操纵器件防误动的设计情况, 并表明该机构设计的可靠性。

2.16. 汽化器空气温度控制装置

该节一般采用说明性文件验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及空气温度控制装置符合性说明文件: 发动机进气系统应具有这样的措施, 在空气进气汽化器之前, 通过加温空气来防止和消除冰聚积。

2.17. 火警探测系统

该节一般采用说明性文件和地面试验等验证方法。

(a) 说明性文件

编写说明性文件说明在飞行中能检查每个火警探测器电路的功能及设备组成等。

(b) 地面试验

编写相关的试验文件，在飞机地面停放状态下，验证火警探测系统电气线路完好性检查的操作性和有效性。

2.18. 开关

该节一般采用说明性文件和地面试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件包括符合性说明和图纸等。

(1) 符合性说明

符合性说明叙述各系统使用的开关的说明、开关的标识和档位。

(2) 图纸

用图纸表明：各开关按设计报告的要求进行了安装，能够满足实现设计功能的目的。

(b) 地面试验

通过驾驶舱评估对开关的可达性进行整体评估。

2.19. 仪表灯

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验和设备合格性等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件包括符合性说明和图纸等。

(1) 符合性说明

符合性说明叙述仪表灯的组成、技术参数、功能、工作原理、安装等内容。

(2) 图纸

用图纸表明：各仪表灯按设计报告的要求进行了安装，能够满足实现设计功能的目的。

(b) 地面试验

通过地面试验对驾驶舱仪表灯的照明效果进行整体评估；

(c) 飞行试验

通过飞行试验对驾驶舱仪表灯的照明效果进行整体评估；

(d) 设备合格性

供应商提供的座舱控制板和航电设备验证报告等。

2.20. 防冰

该节一般采用说明性文件、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及防冰系统相关的设计报告、图纸。

(1) 设计报告表明该飞机监视飞机表面结冰情况的监测装置的组成、技术参数、功能、工作原理、安装位置等

(2) 图纸表明该飞机具有监视飞机表面结冰情况的监测装置,且昼夜有效。

(b) 飞行试验

通过自然结冰试验，证明结冰检查灯照明范围、亮度能够满足结冰检查的要求。

2.21. 液压系统

该节一般采用说明性文件和航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及对于提供两个或更多主要功能的每个液压系统，向飞行机组指示系统内压力的装置的图纸、设计报告等，用于阐明其显示和安装位置等。

(b) 航空器检查

航空器检查主要针对液压压力指示装置。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 操纵系统：总则

相关试验应表明，驾驶员判读操纵器件上的标志不会产生混淆，操作操纵器件不会引起误动作。

3.2. 操纵系统锁

- (a) 是否能清晰明确地向机组提供襟翼位置指示。
- (b) 襟翼操纵机构是否能提供“感觉”和位置辨别。
- (c) 传感器安装位置是否合理。

3.3. 起落架收放机构的位置指示器

是否通过地面试验或飞行试验验证了起落架指示装置状态指示的准确性。

3.4. 驾驶舱

(a) 驾驶舱设备及操纵器件布置是否符合可达性要求，驾驶舱内信息判读是否符合易读性要求；

(b) 通过试飞，验证驾驶舱及其设备能够保证最小飞行机组在执行职责时不会过分专注和疲劳。

3.5. 驾驶舱视界

(a) 驾驶员的正常眼位视界是否足够宽阔、清晰和不失真，试飞机组评估、驾驶舱评审的考核是否到位；

(b) 驾驶舱是否存在影响驾驶员视线的眩光和反射，对眩光与反射的考核，是否考虑了在中午、清晨或傍晚等不同时段分别进行评定；

(c) 是否进行了中雨飞行试验；

(d) 驾驶舱是否有清除在风挡和侧窗内侧上的雾或霜，或有措施防止雾或霜的形成的措施。

3.6. 风挡和窗户

(a) 按驾驶舱布局，确定驾驶员背部以前的玻璃范围，透光率试验结果满足是否大于 70% 的要求。

(b) 对 4 级飞机的附加要求：单侧风挡的视界的丧失是否能满足飞机安全飞行和着陆的基本要求。

3.7. 驾驶舱操纵器件

(a) 是否驾驶舱每个操纵器件的位置和标记（功能明显者除外），都能保证操作方便并防止混淆和误动。防止误动的方法是否合适。

(b) 操纵器件布置和安排是否可以使驾驶员在坐姿时能对每个操纵器件进行全行程和无阻挡地操作，而不受其衣服或驾驶舱结构的干扰。

(c) 发动机操纵器件的位置排列是否能防止混淆各自控制的发动机。

(d) 襟翼和辅助升力装置操纵器件以及起落架操纵器件的位置是否合理，二者的距离是否足够远。

3.8. 驾驶舱操纵器件的动作和效果

机组评定清单中对于驾驶舱内所有操纵器件的运动和效果的考核是否完整，能够涵盖条款要求的所有操纵器件。

3.9. 驾驶舱操纵手柄形状

(a) 襟翼和起落架操纵手柄是否符合一般形状；

(b) 动力装置操纵手柄是否符合一般形状。

3.10. 通风

系统在可能的失效或故障状态下是否能够满足条款要求。

3.11. 动力装置的操纵器件：总则

依据 1.7 节要求，开展驾驶舱检查，必须设置防误动作装置。

3.12. 发动机操纵器件

(a) 必须表明具有燃油切断能力的功率或推力操纵器件防误动装置的可操作性和合理性。

(b) 必须表明发动机操纵器件的说明性文件，图纸、系统说明足以满足条款的要求。

3.13. 螺旋桨转速和桨距的操纵器件

系统安装图、电器原理图、操作程序必须能充分表明螺旋桨操纵器件即可独立操作又可同步操作，同时，多螺旋桨还具备易于同步的特点。

3.14. 螺旋桨顺桨操纵器件

(a) 必须表明螺旋桨顺桨操纵器件能够单独每一台螺旋桨。

(b) 必须表明操纵器件防误动设计的合理性。

3.15. 涡轮发动机的反推力和低于飞行状态的桨距调定

必须表明操纵器件防误动设计的合理性。

3.16. 汽化器空气温度控制装置

(a) 每台发动机空气温度控制装置必须是独立的。

(b) 空气温度控制装置必须有预防进气系统结冰措施。

3.17. 火警探测系统

需要编制火警探测系统地面试验文件，明确试验程序有效性，试验结果应满足要求。

3.18. 开关

需通过驾驶舱评估对开关的可达性进行整体评估。

3.19. 仪表灯

(a) 仪表灯的组成、功能应全面，不漏项。

(b) 对仪表灯照明的效果进行整体评估时，可选取照明工效学专家或机组人员进行评估，主要评估：

每块控制板的清晰度、亮度、亮度均匀度、色调一致性；

每个区域内各控制板间的亮度一致性、色调一致性；

有无有害反光或眩光源、整体照明的舒适性等；

为所有相关的座舱仪表/控制器/设备提供足够的照明强度；

亮暗调节能力可以允许在适当的限制范围内调整照明强度。

3.20. 防冰

为保证飞机安全飞行，防冰系统应具有监视飞机结冰情况的监测装置，便于飞行机组需时刻了解飞机表面的结冰情况。同时，还需提供飞机夜间飞行时的外部照明，保证夜间飞行机组能观察关键部位的冰聚积情况，且无炫光和反光。

飞机应具有探测结冰情况的装置，用于确定关键部件结冰情况。

3.21. 液压系统

各主液压系统中是否有指示压力的装置且颜色是否符合规定。

第 23.2605 条 安装和使用

1. 安全要求要点

1.1. 操纵系统：总则

操纵器件的安排和标记必须便于操作，防止产生混淆和随之发生误动的可能性。

安全要求要点：

该节对操纵器件的安排和标记进行了要求，要求驾驶舱内操纵器件的安排按照人机工程学进行，其标志需要清晰可辨，所指示的动作准确无误，可防止驾驶员产生混淆或误操作。

1.2. 增稳系统及自动和带动力的操纵系统

在增稳系统或任何其他自动或带动力的操纵系统中，对于如驾驶员未察觉会导致不安全结果的任何故障，必须设置警告系统，该系统应在预期的飞行条件下无需驾驶员注意即可向驾驶员发出清晰可辨的警告。警告系统不得直接驱动操纵系统；

安全要求要点：

该节要求系统需进行安全性分析，确定产生的能够导致不安全结果的故障。如果该故障不易被驾驶员察觉，则依据故障安全性等级设计相应的警告系统。同时，该警告系统发出的警告应在预期的飞行条件下不需要驾驶员注意即可发出，应考虑设置目视告警、声音告警或者抖杆器等。设置的警告系统不应直接驱动操纵系统。

1.3. 操纵系统锁

如果有一种在地面或水上锁住操纵系统的装置，则：

(a) 必须有措施达到下述要求：

- (1) 在锁住状态下给驾驶员一个不会误解的警告；或
- (2) 当驾驶员以正常方式操纵主飞行操纵器件时能自动脱开；

(b) 该装置的安装能限制飞机的使用，如果该装置啮合，则驾驶员在开始起飞时会获得不致误解的警告。

安全要求要点：

(a)是对操纵系统锁的设计要求，系统锁可以设计成独立于操纵系统或者集成在操纵系统，如果系统锁独立于操纵系统，在飞机停放状态下，系统锁机构外形以及颜色能明显提示驾驶员需要将系统锁解除并脱离操纵系统。如果锁机构集成在飞机操纵系统中，驾驶员可以正常操纵主飞行操纵器件将系统锁自动脱开，脱开后不参与、不干涉操纵系统工作。

(b)是对操纵系统锁的安全设计要求，从安全考虑，系统锁不参与飞机的功能使用，其设置是限制飞机的使用。在系统锁解锁状态下，不能影响飞机各系统工作，如果系统锁在使用，驾驶员在开始起飞时须获得不致误解的警告。

1.4. 起飞警告系统

除非表明影响飞机起飞性能的升力或纵向配平装置超出经批准的起飞位置时不会产生不安全的起飞构型，否则必须安装起飞警告系统并满足下列要求：

(a) 在起飞滑跑的开始阶段，如果飞机处于任何一种不允许安全起飞的构型，则警告系统必须自动向驾驶员发出音响警告。警告必须持续到下列任一时刻为止：

- (1) 飞机的构型改变为允许安全起飞；或
- (2) 驾驶员采取措施停止起飞滑跑。

(b) 在申请合格审定的整个起飞重量、高度和温度范围内，在所有经批准的起飞功率设定值和程序下，用于接通警告系统的装置必须能正常工作。

安全要求要点：

如果能表明影响飞机起飞性能的升力装置（如襟翼）或纵向配平装置（如升降舵调整片）超出经批准的起飞位置时不会产生不安全的起飞构型，可以不安装起飞警告系统。如果不能

表明，那么必须安装起飞警告系统并满足下列要求：

(a) 在起飞滑跑的开始阶段，如果飞机的襟翼不在批准的起飞位置，或升降舵调整片超出了批准的起飞位置，或飞机的手刹没有松开等等，那么起飞警告系统必须自动向驾驶员发出音响警告，警告驾驶员飞机正处于不允许安全起飞的构型，而且警告必须持续到下列任一时刻为止：

- (1) 飞机的构型改变为允许安全起飞；或
- (2) 驾驶员采取措施停止起飞滑跑。

(b) 触发起飞警告的装置在申请合格审定的整个起飞重量、高度和温度范围内，在所有批准的起飞功率设定值和程序下必须能正常工作。

1.5. 起落架收放机构

起落架警告 对陆上飞机，必须提供下列音响或等效的起落架警告装置：

(a) 该装置在一个或几个油门收回超过正常着陆进近位置而起落架未完全放下和锁住时，将连续发声。不得用油门止动器作为音响装置。如果本节规定的警告装置设有人工停响措施，则此警告系统必须设计成：当一个或几个油门收回后警告已被暂停时，随后再减小任一油门到（或超过）正常着陆进近位置，将会启动警告装置；

(b) 在使用正常着陆程序时，该装置在襟翼放下到超过最大进近的襟翼位置，而起落架未完全放下和锁住时，将连续发声。该装置不得设置人工停响措施。襟翼位置传感器可以装在任何合适的位置。此装置系统可以使用本节(a)所规定的装置系统的任何一部分（包括音响警告装置）。

安全要求要点：

本节是对陆上飞机（不包括水上飞机和水陆两栖飞机）可收放起落架警告装置的要求：

(a) 要求在一个或几个油门收回超过正常着陆进近位置而起落架未放下并锁住时，需发出连续的音响警告以提醒放下起落架。油门止动器不得作为该警告的音响装置。如果设置人工停响措施，则此警告被触发后被人工暂停时，随后再次由于油门位置达到触发告警的状态，将会重新启动警告装置；

(b) 要求在正常着陆程序时襟翼放下到超过最大进近的襟翼位置而起落架未放下并锁住时，需发出连续的音响警告以提醒放下起落架。由于襟翼位置而触发的起落架未放下告警不得设置人工停响措施。由襟翼位置触发的告警装置可以使用本节 (a)所规定的装置系统的任何一部分（包括音响警告装置）。

1.6. 舱门

每个位于发动机或螺旋桨前面的外部舱门，以及每个增压飞机上增压舱的舱门，必须满足：如果外部舱门没完全关闭并锁定，必须有目视警告装置来告知飞行机组成员。对于打开时首先作非向内运动的舱门，该装置必须设计成使导致误示关闭和锁定的任何故障或综合故障是不可能的。

安全要求要点：

应有措施在起飞前提醒飞行机组乘员所有舱门是否关闭，防止舱门在空中意外打开。因此除直接目视检查装置外，应在飞行机组便于观察的区域设置目视告警装置。打开时首先作非向内运动的舱门，飞行机组的告警装置必须设计成使导致误示关闭和锁定的任何故障或综合故障是不可能的。

1.7. 增压座舱

(a) 增压座舱必须至少有下列控制座舱压力的活门、控制器和指示器：

- (1) 向驾驶员指示压差、座舱压力高度和座舱压力高度变化率的仪表；
- (2) 驾驶员工作位置处有警告指示器，当超过压差的安全值或预先调定值时，以及超过座舱压力高度 3,000. 米（10,000. 英尺）时发出指示；

(b) 如果申请在13700米（45,000英尺）以上，但不超过15550米（51,000英尺）运行的

合格审定：

(1) 除本节(a)(2)中的座舱高度指示装置外，当座舱压力高度超过 3000 米（10,000 英尺）时，必须提供音频信号或视觉信号，以警告机组人员。

(2) 满足本节第(a)(1)、(a)(2)和(b)(1)节及第 23.2320 条(e) 条要求的告警装置和压力传感器，在座舱压力较低的情况下，必须立即启动能够发出所需的警告且自动显示的装置，这会显著降低由于减压带来的危害。

1.8. 燃油泵

警告措施 如果主燃油泵和应急燃油泵两者均连续工作，则必须具有能向相应的飞行机组成员指示任一油泵故障的设施。

安全要求要点：

燃油系统中主燃油泵和应急燃油泵如果同时工作，则一个故障时，燃油系统应该设计有能向机组人员告警的装置，告知哪个油泵故障。

1.9. 功能和安装

所安装的每项设备必须符合要求：有标牌标明其名称、功能或使用限制，或这些要素的适用的组合：

安全要求要点：

该节要求装机设备应当具有标牌，标牌标明设备的名称、功能或使用限制，或这些要素的适用的组合。除对标注信息的要求外，设备的标牌应当是永久性的和清晰可辨的。标牌应当至少具有正确反映其功能的设备名称，并与设备图样一致的设备型号（部件号）。

1.10. 设备、系统及安装

在确定第 23.2510 条的符合性时，可以假定能源负载是按照与批准的运行类别的安全相一致的监控程序减少的。对于三发或三发以上飞机有两发失效的情况，控制飞行不要求的负载不必考虑。

安全要求要点：

该节作为第 23.2510 条的补充，给出了第 23.2510 条中对于能源负载的补充要求。

1.11. 警告灯、戒备灯和提示灯

如果在驾驶舱内装有警告灯、戒备灯和提示灯，则除局方另行批准外，灯的颜色必须按照下列规定：

- (a) 红色，用于警告灯（指示危险情况，可能要求立即采取纠正动作的指示灯）；
- (b) 琥珀色，用于戒备灯（指示将可能需要采取纠正动作的指示灯）；
- (c) 绿色，用于安全工作灯；
- (d) 任何其他颜色，包括白色，用于本节(a)至(c)未作规定的灯，该颜色要足以同本节(a)至(c)规定的颜色相区别，以避免可能的混淆。
- (e) 在驾驶舱所有可能的照明条件下都有效。

安全要求要点：

本节中提到了几种告警灯的级别，包括警告、戒备和提示，其中，对各种术语的定义分别为：

告警(Alert)：是送给飞行员的一种信号，用来使飞行员注意到非正常状况、系统故障或飞机状态的存在并能使飞行员确定这种非正常状态。

警告(Warning)：需要驾驶员立即识别(感知)且需采取立即的纠正或补偿动作的信号。

戒备(Caution)：需要驾驶员立即知道不正常状况的存在，且需要随后的机组动作。

提示(Advisory)：需要驾驶员知道、可能需要随后的机组动作。

信息(Message)：显示系统中用于提供非正常或飞机状态信息的发光标题或文字。

本节规定了驾驶舱内警告灯、戒备灯和提示灯等各种告警灯颜色。

综合显示系统的红色信息应等同于警告灯；综合显示系统的琥珀色信息应等同于戒备；综合显示系统的绿信息应等同于安全工作灯；综合显示系统的其它颜色信息应等同于其它颜

色的灯。

(a) 警告灯是指示危险情况,可能要求立即采取纠正动作的指示灯,根据人的生理特点,最为醒目的颜色是红色,对人的视觉刺激强烈,因此警告灯用红色,指示危险的情况。

(b) 戒备灯是指示将可能需要采取纠正动作的指示灯,琥珀色比较明亮,容易提醒人们予以重视,因此戒备灯用琥珀色。

(c) 安全工作灯不需要采取措施,绿色令人舒适,安全工作灯用绿色,表示正常和安全。

(d) 未作规定的灯其它颜色(包括白色和蓝色等),既不像红色那样使人警觉,也不像绿色那样使人放心,可作为一般的通告或特定的标示,但该颜色要足以同本节(1)至(3)规定的颜色相区别,不会混淆。

(e)如果警告灯、戒备灯和提示灯的亮度过暗,可能导致在某些亮度的照明条件下无法清晰辨识,所以亮度不能太低。为防止夜间亮度太高,也可以设定昼夜两种模式的亮度。

1.12. 空速管加温指示系统

如果为满足第23.2540条(a)的要求安装了飞行仪表的空速管加温系统,则必须设置指示系统,当空速管加温系统不工作时向飞行机组发出指示。指示系统必须满足下列要求:

(a) 在飞行机组清晰可见的视野内有一琥珀色灯;

(b) 其设计应能在出现下列任一情况时提请飞行机组注意:

(1) 空速管加温系统开关在“断开”位置;

(2) 空速管加温系统开关在“接通”位置,而任一空速管加温元件不工作。

安全要求要点:

(a)规定了加温系统的告警信息颜色及显示位置。

(b)规定了告警信息发出的逻辑。

本节要求无论在空速管断开或者加温电路中出现故障时都要求发出告诫信息。第二条告警原因证明系统存在故障状态。第一个告警具有积极的安全效果,它能提醒飞行员在所有环境状态下应接通空速管加温。这就排除了当飞行状态需要空速管加温时,由于飞行员的失误而没有接通空速管加温的情况。

但是,空速管断开时的告诫告警有两种负面的影响:

a) 它违背了“暗舱”原则,在该原则中,警告和告诫指示只有在故障状态下在发出。

b) 坚持“暗舱”原则,将造成空速管在所有环境状态下一直加温,这样将缩短系统的使用寿命。

这样就需要改进加温系统,通常可引入“空地”信号或“温度”信号作为告警发出的控制逻辑,此时需编写等效安全分析以表明对于条款的符合性。

1.13. 自动驾驶仪系统

如果装有自动驾驶仪系统,它必须满足下列要求:

(a) 除非有自动同步装置,否则每个自动驾驶仪系统必须有设施向驾驶员及时指示作动装置与受其驱动的操纵系统是否协调;

(b) 如果自动驾驶仪系统能与机载导航设备相连,则必须有向飞行机组指示当时工作状态的手段。选择器转换开关的位置不可作为一种指示手段。

安全要求要点:

(a)这一要求的目的是,是想提供一种措施以防驾驶员无意中接通系统导致“急偏”状态。达到此目的的一种方法是采用伺服测力计,它能监控进入伺服马达的电流,并向驾驶员指示系统接通前是否有信号传送到伺服机构。对于使用鼓轮连接式伺服舵机的系统,应考虑系统未接通时鼓轮的工作状态和行程,以及系统内部同步功能设计和相应监控器设计。

(b)是关于自动驾驶仪系统与其它系统交联的要求,规定了应该提供向飞行员提示自动驾驶仪当前工作状态的必要措施,且将功能控制装置作为指示状态的唯一措施是不可接受的。

1.14. 使用能源的仪表

对于每个使用能源的仪表，都必须具有一个一体的目视能源指示器或分立的能源指示器，在能源不足以维持仪表正常性能时发出指示。如果采用分立的指示器，其位置必须使正在使用仪表的驾驶员能够以最小的头部和眼部运动监视到它。能源必须在进入仪表处或其附近测量。对于电气和真空/压力仪表，当电压或真空/压力分别处在批准的范围内时，即认为其能源满足要求。

安全要求要点：

本节不只局限于电气仪表，能够用于评估非电气仪表。

使用能源的仪表应设置一个能源符合要求或正常供给的指示装置，通常为红色的指示灯或指示旗等。这些指示装置可以是一个整体的，也可分别指示。如采用分立的指示器，其位置必须在各仪表附近，以便使驾驶员观察仪表时，能够以最小的头部和眼部运动监视到它，而判断仪表是否在正常电压范围或真空/压力源压力下可靠地工作。这些信息检测接口必须在能源进入仪表处或其附近测量。

1.15. 动力装置仪表安装

滑油油量指示器 在下列情况下必须有措施指示每个油箱内的滑油量：

(a) 在地面上（如油尺）；

(b) 如果装有滑油转输系统或备用滑油供油系统，在飞行中，向飞行机组成员指示该滑油量。

安全要求要点：

(a) 为方便地面状态下观察滑油量，须有地面滑油量测量方法，此时飞机正常供电系统不能起动；

(b) 可以不安装滑油转输系统或备用滑油供油系统，但如果安装，应设计相关油量指示，提示机组成员。

1.16. 电气系统和设备：总则

必须有措施向相应的飞行机组成员指示电源系统安全运行所必不可少的参量。

(a) 对于具有直流系统的飞机，可以使用能转接到每台直流发电机馈电线的电流表。如果仅有一台直流发电机，该电流表可接在蓄电池馈电线中。

(b) 电源系统的重要参量包括每台直流发电机的输出电压和电流。

安全要求要点：

要求向机组显示发电机的电压和电流，这是因为每台发电机的输出电压和电流被认为是系统工作规定的必备参数，而且大多数系统都配有电压表和电流表，以向机组显示这些参数。也可在综显或发参等显示器上指示电压和电流参数，取代电压表和电流表。

1.17. 气压式除冰套系统(第 23.1416 条(c))

如果申请带有防冰设施的合格审定，并且装有气压式除冰套系统，则必须有向飞行机组指示气压式除冰套系统接到足够压力并功能正常的设施。

安全要求要点：

气压式除冰套系统中在驾驶舱应装有压力指示装置，用于为机组提供除冰套的充气压力正常的指示信息，安装位置应便于机组人员观察。

1.18. 氧气设备和供氧(第 23.1441 条(c))

必须具有使机组在飞行中能迅速确定每个供氧源可用氧量的装置。

安全要求要点：

氧气系统的设计中，氧气设备必须有确定可用氧量的装置，便于在飞行中机组迅速确定可用氧量。这种装置一般为氧气压力表、显示器等，保证如果飞机上有减压事件发生，乘客能够获得规章要求的补氧。对于化学氧，应能方便地鉴别是否使用过。

1.19. 安全设备(第 23.1561 条)

(a) 对安全设备必须清晰地标明其操作方法。

(b) 存放所需安全设备的设施必须有醒目的标记，以方便乘员。

安全要求要点：

要求每项安全设备要有识别或位置标记，以及机组使用操纵器件的操作资料。

(a) 如救生筏和其它安全设备的控制杆或锁柄等这样的释放装置，均应清晰地做上标记，还应标出使用方法。可以使用模板，永久性的贴花、标牌或其它永久性的标签或说明。

(b) 用来存放如救生衣等安全设备的锁柜、隔间或织袋，应做上标记，以识别里面的设备。如果不明显的话，还要标明取用或释放设备的方法或措施。

(c) 应按规定配备安全设备标签和说明书，以利于使用与操作。

(d) 应急操纵器件的标记应使用红底白字（或相反）。

(e) 位于乘员眼前、容易识别或辨认，且容易接近的安全设备，可以不要求有位置标志、模板或贴花，但是需要使用说明书。

2. 一般符合性方法

2.1. 操纵系统：总则(第 23.671(b))

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及飞行操纵系统的符合性说明文件，叙述操纵器件的位置布置、标记等，阐明对于规章条款的符合性情况。

(b) 地面试验

驾驶舱地面试验大纲和报告应表明：驾驶员在飞行操纵系统全行程范围内操作操纵器件时，能够简单直接的操作操纵器件，标记易读。

(c) 飞行试验

(1) 进行飞行前的地面检查，驾驶员对驾驶舱内操纵器件布置、操纵器件的形状和颜色进行检查和评估；

(2) 在飞行过程中，由试飞机组评定：标记标牌的易读性，主/次操纵器件的动作和效果。

2.2. 增稳系统及自动和带动力的操纵系统(第 23.672(a))

该节一般采用安全评估、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 安全评估

增稳系统或其他自动或带动力的操纵系统的系统安全性评估报告，分析系统故障原因及影响，确定系统涉及的机载设备的安全性等级。

(b) 地面试验

对于通过地面试验可以验证的功能，通过设备地面试验大纲和报告应表明：设备安装后，航空器在地面上或在地面模拟飞行条件下，设备功能正常。

(c) 飞行试验

通过设备飞行试验大纲和报告表明：设备安装后，航空器在要求的飞行条件下，设备功能正常。

2.3. 操纵系统锁(第 23.679(a)(b))

该节一般采用说明性文件、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及操纵系统锁的符合性说明文件，叙述操纵系统锁的组成、布置、功能、条款的符合性说明以及验证文件等。

(b) 飞行试验

编制飞行试验大纲，结合其它试飞科目一同进行飞行试验，驾驶员提供飞行机组评估，评估在飞行前操纵系统锁紧装置给驾驶员的无误警告是否能使驾驶员清楚地知道锁紧装置处于锁闭状态，并通过正常操作能够将其打开。

2.4. 起飞警告系统(第 23.703)

该节一般采用说明性文件、地面试验和飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

编制符合性说明文件，说明起飞警告系统的告警逻辑以及告警方式满足条款要求。

(b) 地面试验

起飞警告系统地面试验大纲和报告应表明：

(1) 起飞警告系统的告警逻辑正确；

(2) 起飞警告系统的告警方式满足条款要求。

(c) 飞行试验

进行起飞警告系统的飞行实测，验证起飞警告系统的功能正常，满足条款要求。

2.5. 起落架收放机构(第 23.729(f))

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及起落架警告装置的图纸、设计报告等，描述起落架警告装置的功能、组成、原理、技术参数等，阐明对于条款的符合性情况。

(d) 地面试验

按照本节要求，将规章要求落实到起落架收放试验中。试验大纲和试验报告应表明起落架警告装置运行逻辑正确，功能正常，性能稳定。

(c) 飞行试验

通过飞行试验验证起落架警告装置的有效性。表明起落架警告装置的运行逻辑满足设计规范及规章的要求。

2.6. 舱门(第 23.783(e)(3))

一般采用说明性文件、安全评估等验证方法。

(a) 说明性文件

说明舱门飞行机组告警指示的组成及工作原理。

(b) 安全评估

对于打开时首先作非向内运动的舱门，分析其故障模式，说明其误告警的故障率是不可能的。

2.7. 增压座舱(第 23.841(b)(5),(b)(6),(d)(4),(d)(5))

该节一般采用说明性文件、试验室试验等验证方法。

(a) 说明性文件

对指示压差、座舱压力高度或座舱压力高度变化率的仪表和各类警告指示器的布置和工作原理进行说明，说明其符合条款要求。

(b) 试验室试验

通过试验室试验验证指示压差、座舱压力高度或座舱压力高度变化率的仪表和各类警告指示器工作是否正常，各类告警是否逻辑是否正常，显示是否正确。

2.8. 燃油泵(第 23.991(c))

该节一般采用说明性文件、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

编写相关的系统说明性文件，按照规章要求，说明告警装置的组成、功能和工作逻辑等。

(b) 地面试验

通过飞机地面试验，检查燃油系统主燃油泵和应急燃油泵任一油泵故障后，可以向飞行机组人员提供警告。

2.9. 功能和安装(第 23.1301 条(b))

该节一般采用说明性文件、航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

符合性说明文件应说明标牌标明设备的名称、功能或使用限制。

(b) 航空器检查

航空器检查试验大纲和报告应表明：设备具有标牌，标牌标明设备的名称、功能或使用限制。

2.10. 设备、系统及安装(第 23.1309 条(d))

该节主要使用安全性分析对条款进行验证，通过符合性说明、地面试验、飞行试验对该条款进行补充论证。

(a) 说明性文件

编写型号相关的准则性或规范性文件，按照规章要求明确分析说明相关设计、试验情况满足条款中的具体要求。

(b) 安全性分析

按照 AC 第 23.1309 条-1E 以及 SEA ARP 4761 中提供的方法进行安全性分析工作，通过功能危险性分析、系统安全性分析、共因分析等方法论证功能失效满足概率要求。

(c) 地面试验

地面试验用于验证设计阶段所分析的符合性分析内容、安全性分析内容的真实性，通过地面试验给出可以实测的结果。

(d) 飞行试验

飞行试验用于验证设计阶段所分析的符合性分析内容、安全性分析内容的真实性，通过飞行试验给出可以实测的结果。

2.11. 警告灯、戒备灯和提示灯 (第 23.1322 条)

该节一般采用说明性文件、航空器检查和地面试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件包括符合性说明和图纸等。

(1) 符合性说明

符合性说明叙述警告灯、戒备灯和提示灯的设备组成、触发条件、技术参数等。

(2) 图纸

用图纸表明：警告灯、戒备灯和提示灯按设计报告的要求进行了安装，能够满足实现设计功能的目的

(b) 地面试验

在地面把所有照明打到最大的条件下对警告灯、戒备灯和提示灯的效果进行整体评估。

(c) 航空器检查

通在机上审查灯的颜色及触发条件。

2.12. 空速管加温指示系统(第 23.1326 条)

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

本说明性文件包括符合性说明和图纸等。

(1) 符合性说明

符合性说明应：说明设备组成、设备功能、技术参数、工作原理、计算方法等。

(2) 图纸

用图纸表明：设备的安装方法和限制要求（如有），图示设备的安装符合对设备安装的限制要求。

(b) 地面试验

对于通过地面试验可以验证的功能，通过设备地面试验大纲和报告应表明：设备安装后，航空器在地面上或在地面模拟飞行条件下，设备功能正常。

(c) 飞行试验

通过设备飞行试验大纲和报告表明：设备安装后，航空器在要求的飞行条件下，设备功能正常。

2.13. 自动驾驶仪系统(第 23.1329 条(c)(h))

一般采用说明性文件和航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

符合性说明文件描述自动驾驶仪同人机功效相关的显控方式的系统组成、功能、显示方式等。

(b) 航空器检查

航空器检查大纲和报告应表明：自动驾驶仪相关的显控方式人机功效良好。

2.14. 使用能源的仪表(第 23.1331 条(a))

该节一般采用说明性文件进行验证。

(a) 说明性文件

符合性说明文件应表明每个仪表的供能形式和告警方式，以及采用分立指示器时，如何确保驾驶员能以最小的头部和眼部运动监视到它。

2.15. 动力装置仪表安装(第 23.1337 条 (d))

一般采用说明性文件、地面试验、航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

符合性说明文件应说明滑油油量指示器的工作条件和工作形式。

b) 航空器检查

航空器检查表明航空器按要求安装了滑油油量指示器。

2.16. 电气系统和设备：总则(第 23.1351 条 (d))

该节一般采用说明性文件、分析/计算、安全评估、试验室试验、地面试验、飞行试验和航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

符合性说明文件应描述电源系统向飞行员指示信息所用仪表的组成、技术参数、功能等。

(b) 航空器检查

检查电源系统向飞行员指示信息所用仪表是否符合人机功效。

2.17. 气压式除冰套系统(第 23.1416 条(c))

一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件应描述仪表的技术参数、功能、工作原理和安装位置。

(b) 地面试验

气压式除冰套系统的地面试验大纲和报告应表明，气压式除冰套系统的指示功能正常，能提示机组人员气动除冰系统正在工作。

(c) 飞行试验

气压式除冰套系统的飞行试验大纲和报告应表明，气压式除冰套系统的指示功能正常，能提示机组人员气动除冰系统正在工作。

2.18. 氧气设备和供氧(第 23.1441 条(c))

一般采用说明性文件、飞行试验等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件应表明飞机具有机组在飞行中能迅速确定每个供氧源可用氧量的装置，可通过氧气压力表、显示器等实现该功能，以及设备的组成、技术参数、功能和安装位置。

(b) 飞行试验

通过飞行试验表明飞机具有机组在飞行中能迅速确定每个供氧源可用氧量的装置，并能

正常运行。

2.19. 安全设备(第 23.1561 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查的验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及安全设备标牌图纸、应急操纵器件标记图纸等,说明飞机上安全设备等
的操作方法,对标记标牌的安装位置进行描述,表明其醒目、易于被乘员看到。

(b) 航空器检查

按照图纸信息检查机上安全设备等具有操作方法说明及存放位置标记,以证明符合规章
要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 操纵系统: 总则(第 23.671(b))

相关试验应表明,驾驶员判读操纵器件上的标志不会产生混淆,操作操纵器件不会引起
误动作。

3.2. 增稳系统及自动和带动力的操纵系统(第 23.672(a))

(a) 告警系统设计是否能满足条款要求。

(b) 系统的安全性分析报告。安全评估确定的故障模式是否完备,不同故障模式的影响
分析结果是否准确;

(c) 系统的地面和飞行试验方法。地面试验对于故障状态的模拟和措施处理模拟是否能
够保证后续飞行试验的安全性;

(d) 故障模拟方法。

3.3. 操纵系统锁(第 23.679(a)(b))

(a) 操纵系统锁的锁住形式。

(b) 系统锁的设置应能够给驾驶员或者地面人员以明确警告。

(c) 应有措施保证系统锁不参与和不影响飞机的使用

3.4. 起飞警告系统(第 23.703)

(a) 起飞警告系统的告警逻辑是否正确;

(b) 起飞警告系统的告警方式是否满足条款要求。

3.5. 起落架收放机构(第 23.729(f))

是否通过飞行试验验证了起落架警告装置功能的有效性和准确性。

3.6. 舱门(第 23.783(e)(3))

位于发动机或螺旋桨前面的外部舱门,增压飞机上增压舱的每个舱门,其锁定装置和保
险措施是否满足要求,是否按要求设置了目视告警装置,并且该装置是否会产生误告警。

3.7. 增压座舱(第 23.841(b)(5),(b)(6),(d)(4),(d)(5))

试验/试飞大纲: 试验步骤的完整性,试验设备的合理性,试验判据的逻辑性,试验构
型的差异性等。

3.8. 燃油泵(第 23.991(c))

必须具有能向相应的飞行机组成员指示任一油泵故障的设施。

3.9. 功能和安装(第 23.1301 条(b))

需通过航空器检查设备标牌符合条款要求。

3.10. 设备、系统及安装(第 23.1309 条(d))

对于该节的审查,主要体现在对于各系统安全性分析的审查工作中。

3.11. 警告灯、戒备灯和提示灯(第 23.1322 条)

(a) 各灯的触发条件验证要全面,不能漏项。

(b) 检查各灯在白天和夜晚是否都可以清晰辨识。

(c) 尽管此条款的名称为“警告灯、戒备灯和提示灯”,但其中对于颜色逻辑的使用原则
对于现代综合显示系统中颜色的使用仍然具有指导意义。对于综合显示系统中其它颜色的使

用, 审查代表应根据此处的原则统一考虑具体实现过程中颜色的使用逻辑的一致性及可能需要的等效安全等问题。

(e) 飞行过程中可能遇到的“炫目的”闪电, 可能会导致闪电期间, 驾驶舱内的所有灯光都将不可见的情况, 这种并不宜被视为“可能的”照明条件。

3.12. 空速管加温指示系统 (第 23.1326 条)

(a) 加温系统设计及对“暗舱”设计原则的符合性;

(b) 加温系统告警显示及逻辑设计;

(c) 加温系统相关传感器的精度和维护方式 (如适用)。

(d) 在 FAA 咨询通告 AC 23-17C 中对于如何符合“暗舱”设计要求等效安全的指导内容提到: “当空速管加温开关在“断开”位置时不发出戒备信息的飞机设计可以通过提供一个描述何时使用空速管加温的标牌或飞行手册, 在符合“暗舱”设计要求的情况下适用一个 ELOS。但不包括下面的情况:

(a) 4 级飞机不适用;

(b) 经批准在已知结冰条件下运行的飞机不适用;

(c) 实用升限或最大运行高度在 18,000 英尺以上的飞机不适用;

(d) 其它按仪表飞行规格批准的飞机, 如果能在 18,000 英尺及以上进行飞行, 则需要由 ACO 和 Small Airplane Directorate 共同确定适用性。

但以上不适用 ELOS 的情况, 如果其除了标牌或飞行手册限制外, 还提供有其它的补偿措施, 则可能适用另外的 ELOS。例如将空速管加温的电源与可收放起落架的轮载开关(WOW)连接, 可能就不需要单独的加温开关, 这种情况下则不需要此戒备信息。”

在国内外 23 部飞机的审定过程中, 针对根据轮载开关和油门位置, 在飞机起飞前禁止空速管加温指示的设计及当外界环境温度超过 5℃时禁止空速管加温指示的在已知结冰条件下飞行的 23 部飞机均有过类似的等效安全。

以上讨论的内容可用于实际的型号审定过程。

3.13. 自动驾驶仪系统(第 23.1329 条(c)(h))

系统驾驶舱操纵器件人机功效检查。

3.14. 使用能源的仪表(第 23.1331 条(a))

飞行仪表供电设计。

3.15. 动力装置仪表安装(第 23.1337 条(b),(d))

目前, 动力装置仪表是以电子仪表为主, 已少有管路和液体相关的部件, 因此如采用此类设计, 应当加以关注。

3.16. 电气系统和设备: 总则(第 23.1351 条(c),(d))

是否能满足人机功效的要求。

3.17. 气压式除冰套系统(第 23.1416 条(c))

气压式除冰套系统中在驾驶舱应装有压力指示装置, 安装位置应便于机组人员观察气压式除冰套充气压力。

3.18. 氧气设备和供氧(第 23.1441 条(c))

飞机上应装有在飞行中迅速确定可用氧量的装置, 可以通过安装氧气压力表、显示器等方法, 可让机组在飞行中迅速确定可用氧量。对于化学氧, 应能方便地鉴别使用情况。

3.19. 安全设备(第 23.1561 条)

要注意机上安全设备等具有操作方法说明是否易于辨读和理解。

第 23.2610 条 仪表标记、操纵器件标记及标牌

1. 安全要求要点

1.1. 轮胎(第 23.73(b))

如果使用特殊构造的轮胎,则机轮必须清楚和明显地标明其特点。标记必须包括制造厂名、尺寸、帘线层数与该轮胎的识别标记。

安全要求要点:

轮胎上应该有明显的标记,包括制造厂名、尺寸、帘线层数(层级)与该轮胎序列号。此外,如轮胎构造与通常的斜交或子午线轮胎不同,还应在机轮上清楚和明显地标明其特点。

1.2. 驾驶舱操纵器件(第 23.777)

(a) 驾驶舱每个操纵器件的位置和标记(功能明显者除外),必须保证操作方便并防止混淆和误动。

(b) 操纵器件必须布置和安排成使驾驶员在坐姿时能对每个操纵器件进行全行程和无阻挡地操作,而不受其衣服或驾驶舱结构的干扰。

(c) 动力装置操纵器件布置必须符合下列规定:

- (1) 对多发飞机,位于操纵台上或驾驶舱中心线或其附近的顶部;
- (2) 对单座和串座单发飞机,位于左侧操纵台或仪表板上;
- (3) 对其他形式的单发飞机位于驾驶舱中心线或其附近的操纵台、仪表板上,或顶部;
- (4) 对具有并排驾驶员座椅和两套动力装置的操纵器件的飞机,位于左边和右边的操纵台上。

(d) 操纵器件位置从左到右的顺序必须是功率(推力)杆,螺旋桨(转速操纵)和混合比操纵器件(对涡轮动力飞机为调节手柄和燃油切断装置)。功率(推力)杆必须比螺旋桨(转速操纵器)或混合比操纵器件至少高或长 25.4 毫米(1 英寸),使其更突出显著。汽化器空气加温或旁路空气操纵器件必须设在油门杆左边,或当位于操纵台以外的位置时,必须离开混合比操纵器件至少 203 毫米(8 英寸)远。当汽化器空气加温或旁路空气操纵器件位于操纵台时,则必须在油门杆的后面或下面。增压器操纵器件必须设在螺旋桨操纵器件的下面或后面。具有纵列座位或单座的飞机可利用座舱左边的操纵位置,然而从左到右的位置顺序必须是功率(推力)杆,螺旋桨(转速操纵器)和混合比操纵器件。

(e) 各台发动机使用同样的动力装置操纵器件时,操纵器件的位置排列必须能防止混淆各自控制的发动机。

(1) 常规多发飞机动力装置操纵器件必须排列为左边的操纵器件控制左边的发动机,右边的操纵器件控制右边的发动机;

(2) 具有两台前后排列的双发飞机,左边动力装置操纵器件必须控制前边的发动机。右边的动力装置操纵器件必须控制后面的发动机。

(f) 襟翼和辅助升力装置操纵器件的位置应按下列规定:

- (1) 在操纵台的中心,或在操纵台或发动机油门杆操纵器件中心线的右侧;并且,
- (2) 离起落架操纵器件足够远以避免混淆。

(g) 起落架操纵器件必须设在油门杆中心线或操纵台中心线的左侧。

(h) 燃油供给选择器的操纵器件必须符合第 23.2440 条并且安排和布置成:当驾驶员座椅在任何可能的位置时,驾驶员不需要移动座椅或主飞行操纵器件,便能看见和接触到。

(1) 对于机械燃油选择器:

(i) 所选择的燃油阀门位置必须用指针表示其读数并且(对于选择的位置)提供可靠的辨认和感觉(扳手等)措施。

(ii) 位置指示器指针必须位于从旋转中心测量的手柄的最大尺寸的部位上。

(2) 对于电气或电子燃油选择器:

(i) 数字操纵器件或电气开关必须做适当标记。

(ii) 必须提供措施向飞行人员显示所选择的油箱或功能。选择器的开关位置不能用来作为指示的方法。“切断”或“关闭”的位置必须用红色表示。

(3) 如果燃油阀门选择器的手柄或电气或数字选择也是一个燃油切断选择器, 则断开位置的标记必须是红色的。如果提供单独的应急切断方法, 也必须用红色表示。

安全要求要点:

本节是关于驾驶舱操纵器件的通用性叙述。

对于(a), 说明了驾驶舱操纵器件布局的总要求, 应保证操作方便, 防止混淆和误动作。防止误动的方法包括物理防护、防滑、触觉提示、带锁的操纵器件、运动阻力等。发动机操纵器件、襟翼和其他辅助升力装置的操纵器件及起落架操纵器件, 应满足本节(c)、(f)、(g)的布置要求; 操纵手柄的设计应满足本节(d)要求; 可设计有止动块、卡槽和制动件, 防止误操作; 设计的操纵器件, 应使无论在白天或夜晚工作时, 都容易识别, 并能提供清晰的状态显示。如果在起飞、加速、停止、中断着陆和着陆期间是由一个驾驶员来操作操纵器件, 而这些操纵动作的顺序的安排又要求驾驶员在上述机动飞行期间改换握持操纵杆的手, 则这些顺序不应要求过快的换手, 以免使飞机的操纵性受到不利的影响。

对于(b), 无阻挡做全行程运动是指在滑行起飞到落地各种姿态下, 能够正常开关各按键或调整各手柄到各个设定位置。潜在的妨碍不仅来自其他操纵器件和机组成员的衣服, 也可能来自携带进入驾驶舱的物品。这些物品包括电子飞行包(EFBs), 耳机, 飞行员膝板, 手电筒和便携式电子设备(PEDs)。从妨碍操作的角度考虑驾驶舱中物品的合理性, 表明在这些物品存在的情况下的操控是可接受的。

对于(e), 要求各台发动机使用同样的动力装置操纵器件时, 操纵器件的位置安排必须能防止混淆各自控制的发动机。例如左侧操纵器件对应左发, 右侧操纵器件对应右发, 并且有明确的文字标示, 易于识别。

1.3. 增压座舱(第 23.841(b)(7))

增压座舱必须至少有下列指示器: 如果结构不是按压差(直到释压活门最大调定值)和着陆载荷的组合来设计的, 则驾驶员处应设置警告标牌。

安全要求要点:

当结构的设计未考虑压差和着陆载荷的组合时, 需在驾驶员处设置警告标牌。

1.4. 应急放油系统(第 23.1001 条(g))

除非表明改变机翼或其周围气流的任何手段(包括襟翼、缝翼和前缘襟翼)的使用, 对应急放油无不利影响, 否则必须在应急放油控制器近旁设置标牌, 警告飞行机组成员: 在使用改变气流手段的同时, 不得应急放油。

安全要求要点:

该节为应急放油时的使用条件。如果表明改变机翼周围气流的措施不会对应急放油有不利影响时, 可不用限制应急放油的使用; 如果影响则需要放油控制器旁设置警示标牌。

1.5. 化学氧气发生器(第 23.1450 条(c))

除了满足第 23.2320 条(e) 的要求外, 能靠更换发生器元件连续工作的便携式化学氧气发生器, 还必须附有标牌来说明下列事项:

(a) 氧气流量(升/分);

(b) 可更换的发生器元件的持续供氧时间(分钟);

(c) 警告可更换的发生器元件可能发热, 如果元件的构造使其表面温度不会超过 38°C(100°F), 则除外。

安全要求要点:

靠更换发生器元件连续工作的便携式化学氧气发生器必须附有标牌来说明氧气流量、发

生器元件的持续供氧时间（分钟）、发生器元件可能发热。通过标牌上的信息对携带式化学氧气发生器的供氧流量、供氧时间、警告信息进行说明，指导氧气系统使用。

1.6. 使用限制和资料：总则(第 23.1501 条)

(a) 必须制定 1.7 节至 1.17 节所规定的每项使用限制以及为安全使用所必需的其他限制和资料。

(b) 必须按 1.18 节至 1.30 节以及第 23.2620 条的规定，使这些使用限制以及为安全运行所必需的其他资料可供机组人员使用。

安全要求要点：

本节规定制造商有义务使飞行机组知道关于飞机的各种限制和飞机安全使用所必需的其它资料。这些资料以标牌、标记和经批准的 AFM（飞机飞行手册）的形式予以提供。

1.7 节至 1.17 节规定了要确定的最低使用限制，这些限制包括空速限制、重量重心限制、动力装置限制、最小飞行机组、运行类型、高度限制和附加使用限制。

1.18 节至 1.30 节以及第 23.2620 条的规定包括标记标牌要求以及飞机飞行手册要求。

1.7. 空速限制(第 23.1505 条)

(a) 不许超越速度 V_{NE} 必须按下述要求制定：

(1) 不小于第 23.2200 条所允许的 V_D 最小值的 0.9 倍；

(2) 不大于下列小者：

(i) 按第 23.2200 条确定的 V_D 的 0.9 倍；

(ii) 按第 23.2160 条表明的最大速度的 0.9 倍。

(b) 最大结构巡航速度 V_{NO} 必须按下述要求制定：

(1) 不小于第 23.2200 条所允许的 V_C ；

(2) 不大于下列小者：

(i) 第 23.2200 条确定的 V_C ；

(ii) 本节(a)所确定的 V_{NE} 的 0.89 倍。

(c) 本节(a)和(b)不适用于涡轮发动机飞机，或按第 23.2200 条确定设计俯冲速度 V_D/M_D 的飞机。对于这些飞机，必须确定最大使用限制速度（ V_{MO}/M_{MO} —空速或 M 数，在特定高度取其临界者），作为在任何飞行状态（爬升、巡航或下降）下，都不得故意超过的速度。但在试飞或驾驶员训练飞行中，经批准可以使用更大的速度。 V_{MO}/M_{MO} 必须制定成不高于设计巡航速度 V_C/M_C ，并充分低于 V_D/M_D 和第 23.2160 条表明的最大速度，使得飞行中极不可能无意中超过 V_D/M_D 和按第 23.2160 条表明的最大速度。 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 之间的速度余量，或 V_{MO}/M_{MO} 与第 23.2160 条表明的最大速度之间的速度余量，不得小于按第 23.2200 条确定的 V_C/M_C 和 V_D/M_D 之间的速度余量，或按第 23.2160 条 条进行试飞时认为是必需的余量。

安全要求要点：

本节要求作为使用限制，应按活塞式发动机飞机和涡轮发动机飞机不同类别规定的不同方法制定不许超越速度 V_{NE} 。本节规定如何制定和证实这些限制。

1.8. 使用机动速度(第 23.1507 条)

必须制定最大使用机动速度 V_O 作为使用限制。 V_O 是选定的速度不大于按第 23.2200 条的规定 $V_S\sqrt{n}$ 确定。

安全要求要点：

该节要求必须制定最大使用机动速度，并将该值作为使用限制写入飞行手册中，条款要求该速度不得超过按第 23.2200 条确定的设计机动速度 $V_S\sqrt{n}$ 。

1.9. 襟翼展态速度(第 23.1511 条)

(a) 襟翼展态速度 V_{FE} 的制定必须符合以下规定：

(1) 不小于第 23.2225 条 条(b)允许的 V_F 的最小值；和

(2) 不大于第 23.2225 条(a)、(c)和(d)确定的 V_F 。

(b) 如果襟翼结构已按相应设计情况作过验证，可以确定襟翼偏度、空速和发动机动力

的其他组合情况。

安全要求要点：

襟翼展态速度 V_{FE} 为襟翼处于规定的放下位置所允许使用的最大飞行空速。

设计襟翼速度 V_F 为飞机在起飞、进近、着陆各阶段，考虑到期间可能遭遇的对称机动和突风情况下，襟翼处于放下位置，或由一个位置到另外一个位置的转换时设计规定的最大飞行速度，供结构强度设计使用。

襟翼展态速度 V_{FE} 不得小于第 23.2225 条 条(b)允许的 V_F 的最小值，也不得大于第 23.2225 条(a)、(c)和(d)确定的 V_F 。 V_{FE} 的制定既不能太高也不能过低。如过低，则飞机性能得不到充分发挥，如过高，将使襟翼承受过多的载荷。

1.10. 最小操纵速度(第 23.1513 条)

必须将按第 23.2135 条确定的最小操纵速度 V_{MC} 制定为使用限制。

安全要求要点：

第 23.2135 条确定的最小操纵速度 V_{MC} 包括空中最小操纵速度和地面最小操纵速度。本节目的是在飞行手册中将这一速度作为使用限制，供飞行员使用。

1.11. 重量和重心(第 23.1519 条)

必须将按第 23.2100 条确定的重量和重心限制制定为使用限制。

安全要求要点：

本节是关于重量和重心的通用性叙述。

重量限制：必须制定的重量限制，应包括对应各种不同运行状态（如：停机坪、滑行、起飞、航路、着陆等）、各种不同环境条件（如高度和温度）下的限制值。重量的限制项目，至少应包含有：最大起飞重量、最大着陆重量、最大停机坪重量、最大零油重量、最大装载重量及其配置和重心范围。

重心限制：按飞机允许的重心范围来配置机上的装置物（包括：固定重量、燃油、货物、旅客、行李以及飞机上各种液体、气体等）的重量及其安装位置。

飞机在不同飞行阶段（地面、起飞、飞行、着陆等）和/或不同重量下有不同的前后重心范围，通过重量重心包线提供。

1.12. 动力装置限制(第 23.1521 条)

(a) 总则必须制定本节规定的动力装置限制。该限制不得超过发动机或螺旋桨型号合格证中的相应限制。

(b) 起飞运转动力装置起飞运转必须受下列限制：

- (1) 最大转速（转/分）
- (2) 最大允许进气压力（对活塞发动机）；
- (3) 最高允许燃气温度（对涡轮发动机）；
- (4) 与本节(b)(1)至(3)制定的限制相对应的功率（推力）在使用时间上的限制；
- (5) 最高允许的气缸头温度（如果适用）、最高允许的冷却液温度和最高允许的滑油温度。

(c) 连续运转必须受下列限制：

- (1) 最大转速（转/分）；
- (2) 最大允许进气压力（对活塞发动机）；
- (3) 最高允许燃气温度（对涡轮发动机）；
- (4) 气缸头、冷却液和滑油的最高温度。

(d) 燃油标号或牌号 必须规定最低燃油标号（对活塞发动机）或燃油牌号（对涡轮发动机）。该规定不得低于该发动机在本节(b)和(c)的限制范围内运转所要求的标号或牌号。

(e) 外界大气温度 针对 1 级和 2 级涡轮发动机飞机以及所有 3 和 4 级飞机，必须制定外界大气温度限制（如装有防寒装置，包括对该装置的限制），该限制应为表明飞机符合第 23.2400 条(c)、(e)有关冷却规定时的最高外界大气温度。

安全要求要点：

(a) 要求根据发动机型号合格数据单为飞机动力装置制定相应的限制。

(b) 要求对于给定的飞机需制定起飞运转下的限制，包括：转速、进气压力（对活塞发动机）、燃气温度（对涡轮发动机）、功率或推力使用时间、（气缸头、冷却液和滑油）温度。

(c) 要求对于给定的飞机需制定连续运转下的限制，包括：转速、进气压力（对活塞发动机）、燃气温度（对涡轮发动机）、（气缸头、冷却液和滑油）温度。

(d) 要求对于给定的飞机需制定不同运行状态下的最低燃油标号（对活塞发动机）或燃油牌号（对涡轮发动机）。

(d) 要求为飞机动力装置制定关于外界大气温度的限制。

1.13. 辅助动力装置限制(第 23.1522 条)

如果安装了辅助动力装置，则必须在飞机的运行限制中规定为辅助动力装置确定的限制。

1.14. 最小飞行机组(第 23.1523 条)

必须考虑下列因素来规定最小飞行机组，使其足以保证安全运行：

(a) 每个机组成员的工作量。此外，对于通勤类飞机每个机组成员工作量的确定还必须考虑下列因素：

(1) 飞行航迹控制；

(2) 防撞；

(3) 导航；

(4) 通信；

(5) 对飞机必不可少的各系统的操作和监控；

(6) 指挥决策；

(7) 在所有正常和应急操作期间，相应机组成员在飞行工作位置上对必需的操纵器件的可达性和操作简易性。

(b) 有关机组成员对必需的操纵器件的可达性和操纵简易性；

(c) 按 1.16 所核准的运行类型。

安全要求要点：

在规定最小飞行机组时，必须考虑下列因素。

(a) 基本工作职能

应当考虑下列基本工作职能：

(1) 飞行航迹控制；

(2) 防撞；

(3) 导航；

(4) 通讯；

(5) 飞机操纵系统的操作和监控；

(6) 指挥决断；

(7) 必需的操纵器件的可达性和操作简易性。

(b) 工作量因素

为确定最小飞行机组而分析和验证工作量时，主要考虑下列工作量因素：

(1) 基本的飞机飞行特性对稳定性和飞行航迹控制简易性的影响。在评定飞行航迹控制的适宜性时，应当考虑诸如易配平性、耦合、对紊流的响应、阻尼特性、操纵装置启动力和杆力梯度这样一些因素。必不可少的要素是跟踪和分析飞行航迹控制特性所需要的体力、精力和时间，以及与其它工作职能的相互影响；

(2) 对所有必需的飞行、动力装置和设备操纵器件，包括燃油应急切断阀、电气控制器件、电子控制器件、增压系统操纵器件和发动机操纵器件，进行操作的可达性、容易性和简便性；

(3) 所有必需的仪表和故障警告装置，例如火警、电气系统故障和其它故障的指示器或告警指示器等的可达性和醒目程度。对这些仪表或装置引导适当的修正动作所达到的程度也应进行考虑；

(4) 在特别考虑因重心、结构或其它适航原因所迫而要求的耗油量控制程序情况下，燃油系统操作的复杂程度和困难程度。另外，每台发动机由某一单独油箱或能从其它油箱自动补充燃油的油源（如果所有供油量贮存在多于一个油箱中）供油而连续工作的能力；

(5) 在正常操作，以及在判断和应付故障及应急情况时消耗精力和体力的大小和持续时间，包括检查单的实施以及开关和阀门的位置和可达性；

(6) 在航路飞行中，需对燃油、液压、增压、电气、电子、除冰和其它系统进行监控的程度。还有，发动机记录仪表读数等；

(7) 万一任一飞机系统发生故障和失效时的自动化程度。这种自动化应当通过提供自动跨接或自动隔离障碍而保证系统继续工作，并把所需要的飞行机组的动作减至最少；

(8) 通讯和导航的工作量；

(9) 由于任一应急情况可导致其它应急情况而增加工作量的可能性；

(10) 有关旅客的问题。

(c) 核准的运行类型

在决定最小飞行机组时，应考虑按 1.16 节核准的运行类型。不工作的设备可能导致工作量增加，这会影响最小飞行机组。出于对最小飞行机组工作量的考虑，可以限定对于某一具体使用类型某些设备必须工作。

1.15. 最大客座布置(第 23.1524 条)

必须制定最大客座量的布置。

安全要求要点：

本节是关于最大客座量布置的通用性叙述。

1.16. 运行类型(第 23.1525 条)

飞机批准的运行类型（如：VFR、IFR、昼间或夜间）和限用或禁止的气象条件（如：结冰）必须相应于其所装设备来制定。

安全要求要点：

(a) 要求的设备

关于对各类要合格审定的运行类型所要求的设备，见第 23.2620 条。

(b) 结冰

就结冰条件下的运行而论，为了确定第 23.2620 条中要求的设备和提供 1.27 所要求的适当标牌（批准或禁止在结冰条件下飞行），有必要制定使用限制。

1.17. 最大使用高度(第 23.1527 条)

(a) 必须制定受飞行、结构、动力装置、功能或设备的特性限制所允许运行的最大高度。

(b) 对于增压飞机，必须制定不超过 7600. 米（25000. 英尺）的最大使用高度限制，除非表明符合第 23.2600 条 (a) 的要求。

安全要求要点：

(a) 安全使用

对所有燃气涡轮飞机、涡轮增压飞机和增压飞机，本节要求以飞行、结构、动力装置、功能或设备的特性所限定的使用为基础，规定最大使用高度。1.6 节要求制定安全使用所必须的限制。因此，对任何飞机，如果在超过某一特定的使用高度时会出现某种不安全状态，那么，这个高度就应规定为 1.6 节中的限制。

(b) 风挡和窗户

按照本节的规定，增压飞机最大使用高度被限制在 25000 英尺，除非满足第 23.2600 条 (a) 关于风挡/窗户的规定。

(c) 因素

飞机飞行手册(AFM)中所列出的最大使用高度应当基于下列因素之一：

- (1) 评定过的最大高度。
- (2) 由于不满意的结构、推进装置、系统和/或飞行特性而限制的高度。
- (3) 对增压飞机，要考虑第 23.2250 条的要求。

1.18. 标记和标牌：总则(第 23.1541 条)

(a) 飞机必须装有下列标记和标牌：

- (1) 1.20 节至 1.30. 节规定的标记和标牌；
- (2) 如果具有不寻常的设计、使用或操纵特性，为安全运行所需的附加的信息、仪表标记和标牌。

(b) 本节(a)中规定的每一标记和标牌必须符合下列要求：

- (1) 示于醒目处；
- (2) 不易擦去、走样或模糊。

(c) 对于要取得多于一种类别合格证的飞机必须符合下列要求：

- (1) 申请人必须选择一种类别作为制定标记和标牌的基础；
- (2) 该飞机要取得合格证的全部类别的标牌和标记资料，必须列入飞机飞行手册。

安全要求要点：

本节是关于飞机上标记和标牌的总则要求。

(a)要求飞机必须装有 1.20 条至 1.30. 条规定的标记和标牌，和为保证飞机上各个系统和仪表存在的特殊设计、使用或操纵特性安全运行所必需附加的信息、标记和标牌。

(a)(2)项要求的是为保证飞机上存在的特殊设计和使用或操纵特性安全运行所必需附加的信息、标记和标牌。

根据各个机型的具体设计，飞机上如果存在具有特殊设计和使用或操纵特性的系统或设备，为保证这些系统和设备能够安全运行，必须附加所需的信息、仪表标记和标牌。

(b)要求按 (a)要求安装的标记和标牌应该满足如下要求：

(b)(1)项要求标记和标牌安装的位置、环境及文字和图案设计必须醒目，保证其易于被飞机上的乘员看到。

(b)(2)项要求标记和标牌的材料和工艺能够保证其不容易被移除，其上信息不容易被飞机上的日常清洁工作擦除，或者导致走样或模糊。

(c)要求对于要取得多重类别合格证的飞机的标记和标牌必须满足如下要求：

(c)(1)款要求申请人必须选择一种类别作为制定标记和标牌的基础。

(c)(2)款要求必须在飞行手册中提供全部类别的标记和标牌资料。比如飞行限制标牌，列入飞机飞行手册限制章节中。

1.19. 仪表标记：总则(第 23.1543 条)

每一仪表标记必须符合下列要求：

(a) 当标记位于仪表的表面玻璃上时，有使表面玻璃与刻度盘盘面保持正面定位的措施；

(b) 每一弧线和直线有足够的宽度，并处于适当位置，使飞行机组人员清晰可见。

(c) 所有相关的仪表必须以相协调的单位校准。

安全要求要点：

本节是对仪表标记的总则性条款，它对仪表标记的位置、宽度等做出详细规定。

(a)是对有玻璃罩的仪表的要求，当标记位于仪表的玻璃罩上时，有使玻璃罩与刻度盘盘面保持正确定位的措施。新设计飞机不适用此款。

(b)是对仪表标记的线宽及位置提出要求。要求刻度的粗细、长短以及颜色的组合能使机组人员位于驾驶位置上时，在各种光线条件下看清楚，并且要求最小的误读率。

(c)是对仪表数据的校准提出要求。要求所有仪表数据要以相协调的单位校准。

1.20. 空速指示器(第 23.1545 条)

(a) 每个空速指示器必须按本节(b)的规定, 在相应的指示空速处作标记。

(b) 必须制作下列标记:

(1) 对于不许超越速度 V_{NE} , 用径向红线作标记;

(2) 对于警告速度范围, 用黄色弧线作标记, 从本节(b)(1)所规定的红线开始, 到本节(b)(3)规定的绿色弧线的上限为止;

(3) 对于正常工作范围, 用绿色弧线作标记, 其下限为最大重量、起落架与襟翼收起情况下的 V_{S1} , 上限为 1.7 节中所规定的最大结构巡航速度 V_{NO} ;

(4) 对于襟翼工作范围, 用白色弧线作标记, 其下限为最大重量情况下的 V_{SO} , 上限为 1.9 节所规定的襟翼展态速度 V_{FE} ;

(5) 对 1 级低速和 2 级低速活塞发动机多发飞机, 已经用以演示符合第 23.2125 条要求的海平面最大重量时的爬升率速度, 用径向兰线标记。

(6) 对 1 级低速和 2 级低速活塞发动机多发飞机, 按第 23.2135 条确定最小操纵速度 V_{MCA} 的最大值 (一台发动机不工作), 用径向红线作标记。

(c) 如果 V_{NE} 或 V_{NO} 随高度而变化, 必须有向驾驶员指明整个使用高度范围内相应限制的措施。

(d) 本节(b)(1)至(b)(3)和(c)不适用于按 1.7 节确定最大使用速度 V_{MO}/M_{MO} 的飞机。对于这些飞机, 必须用两种措施之一: 用最大许用空速指示, 表明 V_{MO}/M_{MO} 随高度或压缩性限制 (取适合者) 的变化; 或者用径向红线标志最低的 V_{MO}/M_{MO} , 此值必须至飞机最大使用高度为止的任一高度来确定。

1.21. 磁航向指示器(第 23.1547 条)

(a) 在磁航向指示器上或其近旁必须装有符合本节要求的标牌。

(b) 标牌必须标明在发动机工作的平飞状态该仪表的校准结果。

(c) 标牌必须说明在无线电接收机打开还是关闭的情况下进行上述校准。

(d) 每一校准读数必须用增量不大于 30° 的磁航向角标示。

(e) 如果非稳定磁航向指示器因电气设备工作会出现大于 10° 的偏差, 则标牌必须标明有关电气负载, 或那些负载的组合工作时能引起大于 10° 的偏差。

1.22. 动力装置和辅助动力装置仪表(第 23.1549 条)

每个所需的动力装置和辅助动力装置仪表, 必须根据仪表相应的型别, 符合下列要求:

(a) 最大安全使用限制和 (如有) 最小安全使用限制用红色径向射线或红色直线标示;

(b) 正常使用范围用绿色弧线或绿色直线标示, 但不得超过最大和最小安全使用限制;

(c) 起飞和预警范围用黄色弧线或黄色直线标示;

(d) 每个动力装置、辅助动力装置或螺旋桨由于过度振动应力所限制的范围必须用红色弧线或红色线标示。

1.23. 滑油油量指示器(第 23.1551 条)

滑油油量指示器必须标出足够密的刻度, 以便迅使而准确地指示滑油油量。

安全要求要点:

本节要求每个滑油油量指示器必须标有足够密的刻度, 以便迅速而准确地指示滑油油量。

有几种不同型式滑油油量指示可提供选用, 工业上较为流行的是:

(a) 滑油油量指示器 (一般在要求有大量余油时使用);

(b) 滑油油量杆 (测量发动机滑油的最普通方法);

(c) 滑油油量目测指示器 (一般用于测定传动装置和减速器的滑油油量)。

无论使用什么型式的滑油油量指示器，指示器都应做上刻度，以便准确地测定滑油油量。例如对量大的滑油用的滑油油量指示器，其刻度单位用加仑表示，对发动机滑油油量杆这样的具有满刻度和附加刻度的指示器，其单位用夸脱表示。具有满刻度和附加刻度的目测指示器，已成功地用于减速器。目测指示器通常不影响对滑油油量的判断。这些都是目前正在使用的指示滑油油量的一些方法。在所有情况下，上面指出的那些方法，已经证明是符合 1.23 节可接受的方法。

1.24. 燃油油量表(第 23.1553 条)

每一油量表按第 23.2510 条规定在校准的零读数处标示红色径向线。

安全要求要点：

由于燃油箱出口相对于燃油箱构型的位置（如集油箱，独特的位置和/或由飞机轮廓形成的构型等）与型号设计相关，故每个燃油箱的不可用燃油不同，本条款要求每一油量表应通过校准计算、测量或试验确定燃油油量指示器的零位，并标示红色径向线。

1.25. 操纵器件标记(第 23.1555 条)

(a) 除飞行主操纵器件和简单按钮式起动电门外，必须清晰地标明驾驶舱内每一操纵器件的功能和操作方法。

(b) 每个副翼操纵器件必须有适当标示。

(c) 对动力装置燃油操纵器件有下列要求：

(1) 必须对燃油箱转换开关的操纵器件作出标记。指明相应于每个油箱的位置和相应于每种实际存在的交叉供油状态的位置；

(2) 为了安全运行，如果要求按特定顺序使用某些油箱，则在此组油箱的转换开关上或其近旁必须标明该顺序；

(3) 对于任何限制使用的油箱，必须在标牌上注明其能安全使用全部可用燃油的条件，该标牌应安放在该油箱转换开关附近；

(4) 对多发飞机，每台发动机的每个阀门操纵器件必须作出标记，指明相应于所操纵发动机的位置。

(d) 可用燃油容量必须标示如下：

(1) 对于没有转换开关操纵器件的燃油系统，必须在燃油油量表处指出该系统的可用燃油量；

(2) 对于有转换开关操纵器件的燃油系统，则在附近指出每个转换开关操纵位置上可供使用的可用燃油量。

(e) 对附件、辅助设备和应急装置的操纵器件有下列要求：

(1) 如果采用收放式起落架，则必须对第 23.2600 条 条所要求的每个目视指示器作出标记，以便在任何时候当机轮锁住在收起或放下的极限位置时驾驶员能够判明；

(2) 每个应急操纵器件必须为红色，并且必须按其使用方法标示。除应急操纵器件或附带应急功能的操纵器件以外，任何操纵器件不应用此颜色标示。

1.26. 其他标记和标牌(第 23.1557 条)

(a) 行李舱、货舱和配重位置

每个行李舱和货舱以及每一配重位置必须装有标牌，说明按装载要求需要对装载物（包括重量）作出的任何必要的限制。

(b) 座椅

如果一个座椅能承受的最大容许重量低于 77. 公斤（170. 磅），标注该较低重量的标牌必须永久地固定在座椅结构上。

(c) 燃油和滑油加油口采用以下规定：

(1) 必须在燃油加油口盖上或其近旁作如下标记：

(i) 对以活塞发动机为动力的飞机：

- (A) “航空汽油”字样；
- (B) 最低燃油标号。
- (ii) 对以涡轮发动机为动力的飞机：
 - (A) “喷气燃油”字样；
 - (B) 许用燃油牌号或参见飞行手册中许用燃油牌号。
- (iii) 压力加油系统最大许用加油压力和最大许用抽油压力。

(2) 在滑油加油口盖上或其近旁必须标有“滑油”字样及许用滑油牌号，或参见飞行手册中许用滑油牌号。

(3) 冷却液口盖上或其近旁必须标有“冷却液”字样。

(d) 应急出口标牌

每个应急出口标牌和操作手柄必须是红色的。每个应急出口控制器附近，必须有一个标牌清楚地指出出口的位置和其使用方法。

(e) 每个直流装置的外接电源插头附近，必须清楚地标示其系统电压。

1.27. 使用限制标牌(第 23.1559 条)

(a) 必须有驾驶员能看清楚的下述内容的一个标牌：

- (1) 该飞机必须按飞行手册操作；和
- (2) 所有标牌适用的飞机审定类别。

(b) 对于按一种以上类别审定合格的飞机必须在驾驶员能清楚的标牌上声明其他限制见飞行手册。

(c) 必须有驾驶员能看清楚的一个标牌，规定按1.16节飞机运行或禁止飞机运行的运行类型。

1.28. 安全设备(第 23.1561 条)

- (a) 对安全设备必须清晰地标明其操作方法。
- (b) 存放所需安全设备的设施必须有醒目的标记，以方便乘员。

安全要求要点：

本节要求每项安全设备要有识别或位置标记，以及机组使用操纵器件的操作资料。

(a) 如救生筏和其它安全设备的控制杆或锁柄等这样的释放装置，均应清晰地做上标记，还应标出使用方法。可以使用模板，永久性的贴花、标牌或其它永久性的标签或说明。

(b) 用来存放如救生衣等安全设备的锁柜、隔间或织袋，应做上标记，以识别里面的设备。如果不明显的话，还要标明取用或释放设备的方法或措施。

(c) 应按规定配备安全设备标签和说明书，以利于使用与操作。

(d) 应急操纵器件的标记应使用红底白字（或相反）。

(e) 位于乘员眼前、容易识别或辨认，且容易接近的安全设备，可以不要求有位置标志、模板或贴花，但是需要使用说明书。

1.29. 空速标牌(第 23.1563 条)

必须有驾驶员能清楚看到的空速标牌，其位置应尽可能接近空速指示器。此标牌必须标有下列内容：

- (a) 使用机动速度 V_O ；
- (b) 最大起落架收放速度 V_{LO} 。
- (c) 对多发飞机，按第 23.2135 条确定的最小可操纵速度 V_{MC} （一台发动机不工作）的最大值。

1.30. 飞行机动标牌(第 23.1567 条)

(a) 对于未经批准进行特技机动的飞机，必须在驾驶员前面能看清楚之处，设置一块标牌注明：“不准许做特技机动，包括尾旋在内”。

(b) 对于经批准进行有限特技机动的飞机，必须有下述标牌：

(1) 驾驶员能看清楚的一块标牌，注明：“特技机动限制如下”（列举经批准的机动飞行和每种机动飞行的推荐进入速度）；

(2) 对于不满足尾旋要求的飞机有驾驶员能看清楚的附加标牌，注明“禁止尾旋”。

(c) 对于经批准进行特技机动的飞机，必须有驾驶员能看清楚的一块标牌，列举经批准的特技机动和每种机动飞行的推荐进入速度。如果各种倒飞机动未获批准，标牌对此必须注明。

(d) 对批准尾旋的飞机，必须有一个驾驶员清晰可见的标牌：

(1) 列出改出尾旋机动的操纵动作；和

(2) 说明必须在螺旋特性出现时，或者不超过六圈尾旋或不超过飞机已经合格审定的任何更多的圈数开始改出动作。

2. 一般符合性方法

2.1. 轮胎(第 23.733)

该节一般采用说明性文件、航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件应对轮胎的标记对条款的符合性情况进行说明。

(b) 航空器检查

针对轮胎的航空器检查主要包括确认轮胎上的标识、标记满足条款所要求的内容，包括制造厂名、尺寸、帘线层数（层级）与序列号等。

2.2. 驾驶舱操纵器件(第 23.777)

该节一般采用说明性文件、地面试验的方法来表明符合性。对于本条款，采用说明性文件表明所有开关和操纵器件的设计能够避免疏忽操作，操纵器件的动作直感与此种操纵对飞机或被操纵部分的效果直感一致等。本节所列项目，采用地面试验表明驾驶舱操纵器件能够保证操纵方便并防止混淆和误动，驾驶员在驾驶员座椅上，对驾驶舱内的每个操纵器件做全行程的操作演示，验证其操纵器件的可达性和操作性。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及设计报告、图纸等，报告和图纸应表明：

(1) 所有开关和操纵器件的设计能够避免疏忽操作。防止误动的方法包括物理防护、防滑、触觉提示、带锁的操纵器件、运动阻力等。

(2) 操纵器件的动作直感与此种操纵对飞机或被操纵部分的效果直感一致。

(3) 发动机的燃油切断装置、发动机起动按钮和起动终止按钮、发动机点火旋钮、发动机超限和派遣数据清零旋钮、FADEC 维护上电按钮等，均设计为左侧操纵器件对应左发，右侧操纵器件对应右发，并且有明确的文字标示，易于识别的，能防止混淆。

(b) 地面试验

编写地面试验大纲，按照大纲开展地面试验，按照试验结论编制试验报告以表明：

(1) 驾驶舱操纵器件能够保证操纵方便并防止混淆和误动。比如：减速板手柄、襟缝翼手柄设置有卡槽，为了防止误动，操作时必须先提起才能来回换挡操作；油门台在慢车位设置卡挡，防止飞行员将油门杆直接拉至反推位置；发动机和 APU 防火手柄的操作也必须先提起操作才能进行旋转操作，货舱灭火开关采用带保护盖的按压开关，可以防止误动。部分应急设备的操纵手柄采用红色，以达到警示、防误操作的作用，如防火手柄、襟缝翼超控开关、起落架应急放开关等。

(2) 驾驶舱主操纵器件，次操纵器件以及动力装置操纵器件符合 1.8 中的要求。其他操纵器件操作动作的直感与此种操纵对飞机或被操作部分的效果是显而易见，易于理解，合乎逻辑的；并且与文化习惯和驾驶舱中其他类似操纵器件是协调的。用旋转运动调节大小的操纵器件，必须从断开位置顺时针旋转，经过逐渐增大的行程达到全开位置，其灵敏度和增益值对于预期功能是可接受的。

(3) 驾驶员在驾驶员座椅上,对驾驶舱内的每个操纵器件做全行程的操作演示,验证其对操纵器件的可达性和操作性进行验证。试验中可模拟一些存在妨碍驾驶员操纵的情况,比如设置来自其他操纵器件和机组成员的衣服,携带进入驾驶舱的物品。这些物品包括电子飞行包(EFBs),耳机,飞行员膝板,手电筒和便携式电子设备(PEDs)。从妨碍操作的角度考虑驾驶舱中物品的合理性,验证在这些物品存在的情况下的操控可接受。

2.3. 增压座舱(第 23.841(b)(7))

一般采用说明性文件、航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件应对警告标牌对条款的符合性情况进行说明(按需)。

(b) 航空器检查

如果结构不是按压差(直到释压活门最大调定值)和着陆载荷的组合来设计的,则需通过航空器检查确定警告标牌是否满足条款要求。

2.4. 应急放油系统(第 23.1001 条(g))

一般采用说明性文件、航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件应对警告标牌对条款的符合性情况进行说明(按需)。

(b) 航空器检查

通过航空器检查确定警告标牌是否满足条款要求(按需)。

2.5. 化学氧气发生器(第 23.1450 条(c))

一般采用说明性文件、航空器检查等验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件应对标牌对条款的符合性情况进行说明(按需)。

(b) 航空器检查

通过机上检查,检查确认飞机上安装的携带式化学氧气发生器的安装位置,并确认其附有说明下述指标的标牌。

(1) 氧气流量(升/分);

(2) 可更换的发生器元件的持续供氧时间(分钟);

(3) 警告可更换的发生器元件可能发热,除非元件的构造使其表面温度不会超过 38°C(100°F)。

2.6. 使用限制和资料:总则(第 23.1501 条)

该节一般采用说明性文件的验证方法。

(a) 说明性文件

编写条款中提及的相关使用限制条款的汇总性说明文件,以表明对规章的符合性。

2.7. 空速限制(第 23.1505 条)

该节一般采用说明性文件、分析/计算和飞行试验的验证方法。

(a) 说明性文件

按照规章要求确定最大使用限制速度,将经飞行试验验证的速度值列入飞行手册限制章节中,以表明对规章的符合性。

(b) 分析/计算

根据相关试飞报告及准则性、规范性文件,编写最大使用限制速度相关的分析/计算文件。

(c) 飞行试验

飞行试验用于验证在设计阶段所制定的相关最大使用限制速度的合理性,通过飞行试验以证实各类限制范围。

2.8. 使用机动速度(第 23.1507 条)

该节一般采用说明性文件和分析/计算的验证方法。

(a) 说明性文件

按照规章要求确定最大使用机动速度，并将其列入飞行手册限制章节中，以表明对规章的符合性。

(b) 分析/计算

通过型号设计空速相关计算和分析，按照规章要求说明符合性。

2.9. 襟翼展态速度(第 23.1511 条)

该节一般采用说明性文件和分析/计算的验证方法。

(a) 说明性文件

按照规章要求确定襟翼展态速度，并将其值列入飞行手册限制章节中，以表明对规章的符合性。

确定襟翼结构是否已按相应设计情况作过验证，以表明对规章的符合性。

(b) 分析/计算

通过不同襟翼构型失速速度相关的计算和分析，以表明对规章的符合性。

2.10. 最小操纵速度(第 23.1513 条)

该节一般采用说明性文件的验证方法。

(a) 说明性文件

按照规章要求确定最小操纵速度，并将其值列入飞行手册限制章节中，以表明对规章的符合性。

2.11. 重量和重心(第 23.1519 条)

该节一般采用说明性文件的验证方法。

(a) 说明性文件

按照规章要求确定重量和重心限制，并将其列入飞行手册或重量平衡手册中，以表明对规章的符合性。

2.12. 动力装置限制(第 23.1521 条)

该节一般采用说明性文件的验证方法。

(a) 说明性文件

按照发动机型号合格证数据单并结合飞机实际情况编制动力装置限制的符合性说明文件，制定发动机推力、转速、涡轮级间温度、持续运行时间、燃油牌号及规格、发动机运行包线及运行环境温度等相关限制，将其列入飞行手册限制章节中，以表明对规章的符合性。

2.13. 辅助动力装置限制(第 23.1522 条)

该节一般采用说明性文件的验证方法。

(a) 说明性文件

说明飞机是否安装了辅助动力装置，如安装则将其限制列入飞行手册限制章节中，以表明对规章的符合性。

2.14. 最小飞行机组(第 23.1523 条)

一般采用说明性文件、地面试验和飞行试验的验证方法。

(a) 说明性文件

按照规章要求编写符合性说明文件，对最小机组考核内容进行描述，对地面试验和飞行试验的结果进行阐述，以表明对规章的符合性。

按照要求，说明飞机对 1.16 节款核准的运行类型的符合性。

(b) 地面试验

按照已经制定的经民航批准的地面试验大纲进行地面试验，验证机组成员对操纵器件的可达性和操作简易性，给出试验结论，编写试验报告，为飞行试验做准备。

(c) 飞行试验

根据已经制定的经民航批准的飞行试验大纲进行飞行试验,验证机组成员的工作量,对操纵器件的可达性和操作简易性的飞行验证,编写飞行试验报告。

2.15. 最大客座布置(第 23.1524 条)

该节一般采用说明性文件的验证方法。

(a) 说明性文件

制定最大客座量布置,并将其纳入相关飞行手册限制章节中,以表明对规章的符合性。

2.16. 运行类型(第 23.1525 条)

该节一般采用说明性文件和飞行试验的验证方法。

(a) 说明性文件

依据飞机市场目标和要求、设计目标和要求以及设计特征,完成运行类飞机的运行类型定义,明确飞机计划申请的运行类型,依据确定的运行类型,确认运行规章 CCAR91 部和 CCAR121 部对飞机所安装仪表和设备的要求,制定符合要求的机上所装仪表和设备清单,在相应的设计方案中明确清单中所列仪表和设备需符合 CCAR23 部相关条款的要求,完成系统与设备的安全性分析。

(b) 飞行试验

飞行试验用于验证在设计阶段所制定的运行类型的合理性,通过飞行试验结果来证实确定运行类型的方法的可靠性。

2.17. 最大使用高度(第 23.1527 条)

该节一般采用说明性文件和飞行试验的验证方法。

(a) 说明性文件

按照规章要求制定受飞行、结构、动力装置、功能或设备的特性限制所允许运行的最大高度,并将其值列入飞行手册限制章节中,以表明对规章的符合性。

(b) 飞行试验

飞行试验用于验证在设计阶段所制定的最大使用高度的合理性,通过飞行试验以证实各类限制范围。

2.18. 标记和标牌: 总则(第 23.1541 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查的验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及飞机标记和标牌设计图纸、符合性文件等设计资料,说明飞机上装有表明飞机上的使用限制的标记和标牌、表明飞机上存在的特殊设计、使用或操纵特性的标记和标牌、保证飞机安全运行所必需的标记和标牌、装有为保证系统和仪表安全运行所必须的标记和标牌。

对标记标牌的安装位置和周边环境进行描述,表明其醒目,易于被飞机上的乘员看到。

对标记标牌的材料、喷涂工艺进行描述,表明这些标记和标牌都不易擦去、走样或模糊。

(b) 航空器检查

根据图纸和符合性说明文件,对标记标牌的安装位置和周边环境进行检查,对标记标牌的材料、喷涂工艺进行检查。

2.19. 仪表标记: 总则(第 23.1543 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及仪表设计安装图和符合性文件,用以表明符合条款要求。

(1) 图纸

仪表安装图纸表明仪表标记安装位置、仪表组成等信息;

(2) 符合性文件

符合性文件表明所有相关仪表都用相协调的单位校准。

(b) 航空器检查

根据图纸和符合性说明文件进行航空器检查确认相关仪表标记信息清晰可见,以表明符合条款要求。

2.20. 空速指示器(第 23.1545 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

本条款说明性文件涉及型号规范和系统说明文件,说明在综合显示系统中的空速指示部分作出标记,表明所要求的空速限制信息都已布置到驾驶舱内,布置方式已考虑到飞行机组的使用,能使飞行机组易于辨读和理解。

(b) 航空器检查

根据说明文件对航空器检查,确认所要求的空速限制信息在驾驶舱内的布置及表现形式易于飞行机组辨读和理解,以表明符合条款要求。

2.21. 磁航向指示器(第 23.1547 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及磁航向指示器通电技术文件、罗差校正说明文件及图纸。

参考通电技术文件和校准说明文件制作标牌。

图纸提供标牌安装要求,表明机上仪表板上磁航向指示器的设计符合条款要求。

(b) 航空器检查

按照图纸及设计文件检查飞机上磁航向指示器标记和标牌安装位置及内容,以表明符合条款要求。

2.22. 动力装置和辅助动力装置仪表(第 23.1549 条)

该条一般采用说明性文件和航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及标牌图纸和动力装置仪表设计图纸。表明机上标牌及仪表板上动力装置仪表的设计符合条款要求。

(b) 航空器检查

按照图纸及设计文件检查飞机上动力装置仪表和标牌安装位置及内容,以证明符合条款要求。

2.23. 滑油油量指示器(第 23.1551 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查的验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及系统设计文件,说明在驾驶舱内安装的指示记录系统的设置情况及滑油油量指示功能的工作原理,表明飞机设计了符合条款要求的滑油油量指示器。

(b) 航空器检查

按照图纸及设计文件检查驾驶舱内安装的指示记录系统的设置情况及滑油油量指示情况,以表明符合条款要求。

2.24. 燃油油量表(第 23.1553 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及燃油油量表安装图纸、实验文件、校准文件,表明机上燃油油量表的经过校准并标示有红色径向线。

(b) 航空器检查

按图纸及相关文件对航空器燃油油量表进行检查,以表明符合条款要求。

2.25. 操纵器件标记(第 23.1555 条)

该节一般采用说明性文件及航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及操纵器件标记图纸,标明每一种操纵器件的功能和操作方法,包括副翼操纵器件、动力装置操纵器件、燃油操纵器件和应急操纵器件。

(b) 航空器检查

按照图纸对航空器上的操纵器件标记进行检查,以表明符合条款要求。

2.26. 其他标记和标牌(第 23.1557 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及图纸和其他设计文件,说明飞机的行李舱和货舱及其他配重位置贴有装载限制标牌,飞机的燃油加油口、滑油加油口及冷却液口附近有说明性标记、应急出口标牌和手柄为红色,且在应急出口附近有指示出口位置和使用方法的标牌、外接电源插头附近有表明其系统电压的文字。

(b) 航空器检查

根据相关图纸或设计文件对本节包含的所有验证对向进行地面机上检查,检查其标记与图纸和设计文件保持一致。确认行李舱、货舱及飞机上所有配重位置的标牌都布置在合适的地方,且易于读取。确认飞机燃油加油口、滑油加油口及冷却液口附近有说明标记。确认应急出口及其操作方法标记明显且易懂。确认飞机外接电源插头附近标注了其系统电压。以此表明符合本节要求。

2.27. 使用限制标牌(第 23.1559 条)

一般采用说明性文件和航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及图纸和其他设计文件,说明飞机的行李舱和货舱及其他配重位置贴有装载限制标牌,飞机的燃油加油口、滑油加油口及冷却液口附近有说明性标记、应急出口标牌和手柄为红色,且在应急出口附近有指示出口位置和使用方法的标牌、外接电源插头附近有表明其系统电压的文字。

(b) 航空器检查

根据相关图纸或设计文件对本节包含的所有验证对向进行地面机上检查,检查其标记与图纸和设计文件保持一致。确认行李舱、货舱及飞机上所有配重位置的标牌都布置在合适的地方,且易于读取。确认飞机燃油加油口、滑油加油口及冷却液口附近有说明标记。确认应急出口及其操作方法标记明显且易懂。确认飞机外接电源插头附近标注了其系统电压。以此表明符合本节要求。

2.28. 安全设备(第 23.1561 条)

该节一般采用说明性文件和航空器检查的验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及安全设备标牌图纸、应急操纵器件标记图纸等,说明飞机上安全设备等的操作方法,对标记标牌的安装位置进行描述,表明其醒目、易于被乘员看到。

(b) 航空器检查

按照图纸信息检查机上安全设备等具有操作方法说明及存放位置标记,以证明符合规章要求。

2.29. 空速标牌(第 23.1563 条)

一般按照说明性文件和航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件包括空速标牌图纸，图纸内容包含条款规定的速度，且标牌安装在驾驶员清晰视界内。

(b) 航空器检查

按照图纸内容对航空器上的空速指示标牌内容及安装位置进行检查，以表明符合条款要求。

2.30. 飞行机动标牌(第 23.1567 条)

该节一般按照说明性文件及航空器检查验证方法。

(a) 说明性文件

说明性文件涉及飞机机动标牌设计图纸，图纸内容包含条款要求内容，标牌安装位置符合条款要求。

(b) 航空器检查

按照图纸检查航空器上的机动标牌内容及安装位置，以证明符合条款要求。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 轮胎(第 23.733)

轮胎上应该有明显的标记可供识别。

3.2. 驾驶舱操纵器件(第 23.777)

(a) 是否驾驶舱每个操纵器件的位置和标记（功能明显者除外），都能保证操作方便并防止混淆和误动。防止误动的方法是否合适。

(b) 操纵器件布置和安排是否可以使驾驶员在坐姿时能对每个操纵器件进行全行程和无阻挡地操作，而不受其衣服或驾驶舱结构的干扰。

(c) 发动机操纵器件的位置排列是否能防止混淆各自控制的发动机。

(d) 襟翼和辅助升力装置操纵器件以及起落架操纵器件的位置是否合理，二者的距离是否足够远。

3.3. 增压座舱(第 23.841(b)(7))

对未设立警告标牌的，需要审查设立条件。

3.4. 应急放油系统(第 23.1001 条(g))

对未设立警告标牌的，需要审查设立条件。

3.5. 化学氧气发生器(第 23.1450 条(c))

化学氧气发生器氧气系统应附有使用注意须知标牌，且在标牌上应标注有氧气流量、发生器元件的持续供氧时间（分钟）、发生器元件可能发热警告等信息，对化学氧气发生器氧气系统的技术参数、注意事项进行说明，用于指导机组人员使用氧气系统。

3.6. 使用限制和资料：总则(第 23.1501 条)

(a) 在经批准的飞机飞行手册中是否提供使飞行机组知道关于飞机的各种限制和飞机安全使用所必需的资料。

(b) 在飞行手册中限制章节是否涵盖要确定的最低限制。

(c) 关注限制标牌、标记是否易于各机组成员使用。

3.7. 空速限制(第 23.1505 条)

无。

3.8. 使用机动速度(第 23.1507 条)

无。

3.9. 襟翼展态速度(第 23.1511 条)

采用的数据处理方法及计算方法是否合理。

3.10. 最小操纵速度(第 23.1513 条)

无。

3.11. 重量和重心(第 23.1519 条)

无。

- 3.12. 动力装置限制(第 23.1521 条)
需要关注动力装置新增加的功能或新技术对限制的影响。
- 3.13. 辅助动力装置限制(第 23.1522 条)
对比辅助动力装置的限制数据与飞行手册中的限制数据，避免遗漏。
- 3.14. 最小飞行机组(第 23.1523 条)
(a) 飞机的运行类型。
(b) 不同条件下最小机组的组成。
(c) 合理制定地面试验大纲和飞行试验大纲，保证试验的有效性。
- 3.15. 最大客座布置(第 23.1524 条)
无。
- 3.16. 运行类型(第 23.1525 条)
(a) 飞机的运行类型；
(b) 不同运行类型要求安装的设备。
- 3.17. 最大使用高度(第 23.1527 条)
关注飞行手册中的最大使用高度信息是否满足条款要求。
- 3.18. 标记和标牌：总则(第 23.1541 条)
(a) 航空器必须安装的标记标牌是否都按要求安装；
(b) 标记标牌的安装位置是否易于被飞机上的乘员看到，确认标记和标牌不易擦去、走样或模糊；
(c) 对于要取得多于一种类别合格证的飞机，要在飞机飞行手册中提供全部类别的标牌和标记资料。
- 3.19. 仪表标记：总则(第 23.1543 条)
(a) 当标记位于仪表的表面玻璃上时，是否有使表面玻璃与刻度盘盘面保持正面定位的措施；
(b) 注意每一标记线的宽度和位置，能否使飞行机组人员清晰可见；
(c) 注意所有相关的仪表是否都用相协调的单位校准。
- 3.20. 空速指示器(第 23.1545 条)
要注意飞机所有空速指示器是否都按照规定做好标记，且易于飞行机组辨读和理解。
- 3.21. 磁航向指示器(第 23.1547 条)
要注意飞机磁航向指示器是否都按照规定做好标记，且易于飞行机组辨读和理解。
- 3.22. 动力装置和辅助动力装置仪表(第 23.1549 条)
要注意飞机动力装置仪表和标牌安装位置及内容，且易于飞行机组辨读和理解。
- 3.23. 滑油油量指示器(第 23.1551 条)
要注意飞机驾驶舱内安装的指示记录系统的设置情况及滑油油量指示情况，是否易于飞行机组辨读和理解。
- 3.24. 燃油油量表(第 23.1553 条)
要注意燃油油量表指示及校准情况，是否易于飞行机组辨读和理解。
- 3.25. 操纵器件标记(第 23.1555 条)
要注意飞机操纵器件标记，是否易于飞行机组辨读和理解。
- 3.26. 其他标记和标牌(第 23.1557 条)
要注意本条款所涉及的标记和标牌是否易于辨读和理解。
- 3.27. 使用限制标牌(第 23.1559 条)
要注意航空器上使用限制标牌是否易于辨读和理解。
- 3.28. 安全设备(第 23.1561 条)
要注意机上安全设备等具有操作方法说明是否易于辨读和理解。
- 3.29. 空速标牌(第 23.1563 条)
要注意空速指示标牌内容及安装位置，是否易于机组辨读和理解。

3.30. 飞行机动标牌(第 23.1567 条)

要注意机动标牌内容及安装位置，是否易于机组辨读和理解。

第 23.2615 条 飞行和动力装置仪表

1. 安全要求要点

1.1. 位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件

(a) 对于手动阀门，在打开和关闭位置有确实的止动器，对于燃油阀门在上述位置要有适当的指示措施；

(b) 对于动力作动阀门，应有向飞行机组指示下列情况的手段：

(1) 阀门在全开或全关的位置；

(2) 阀门在全开和全关位置之间移动。

位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件安全要求要点：

对手动阀门，规定了可接受的打开和关闭位置，以防止因错误改变阀门位置而造成动力失效。对动力作动阀门，应有相关措施，向飞行机组人员指示阀门全开或全关位置，或者正在这两位置间移动。

1.2. 辅助动力装置控制

驾驶舱内必须有起动、停止、监控和应急关断每一辅助动力装置的措施。

辅助动力装置控制安全要求要点：

若飞机安装有辅助动力装置时，必须为每台辅助动力装置设计控制器件，以便起动、停止、监控和应急关断任一辅助动力装置。

1.3. 飞行和导航仪表

最低所需的飞行和导航仪表规定如下：

(a) 一个空速测定设备；

(b) 一个高度测定设备；

(c) 一个飞机航向或飞行方向测定装置；

(d) 一个大气温度测定装置；

(e) 一个速度警告装置，用于下列情况：

(1) 涡轮发动机飞机；

(2) 按第 23.2200 条和第 23.2610 条确定 V_{MO}/M_{MO} 和 V_D/M_D 的其他飞机，条件是 V_{MO}/M_{MO} 大于 $0.8V_D/M_D$ 。当速度超过 $V_{MO}+11$ 公里/小时（6 节）或 $M_{MO}+0.01$ 时，速度警告装置必须向驾驶员发出有效的音响警告（要与其他用途的音响警告有明显区别）。该警告装置的制造允差的上限不得超过规定的警告速度。该警告装置的下限必须设置成使骚扰性警告减至最少。

(f) 当安装有姿态指示器时，该仪表必须设计成，除了进行必要的视差修正外，飞行机组无法调整姿态基准标记与水平刻线间的相对位置。

(g) 此外：

(1) 如果空速限制随高度变化，则空速表必须具有表明 V_{MO} 随高度变化的最大允许空速指示；

(2) 高度表必须是灵敏型的；

(3) 对于获仪表飞行规则（IFR）运行批准的 4 级飞机，必须具备第 3. 套姿态仪表，该仪表：

(i) 由独立于发电系统的电源供电；

(ii) 在发电系统全部失效后，能持续可靠地工作至少 30. 分钟；

(iii) 工作独立于任何其他姿态指示系统；

(iv) 在发电系统全部失效后，无需选择便可工作；

(v) 位于仪表板上局方认可的位置处，使得任一驾驶员从其工作位置上清晰可见

并便于使用；

(vi) 在所有使用阶段都得到适宜的照明。

飞行和导航仪表安全要求要点：

在确定飞行和导航仪表安装设计时，应参考的其他规则有：第23.2500条、第23.2510条、第23.2525条、第23.2605条、第23.2610条。有关各种仪表的其他资料，可以通过查阅各自的技术标准规定（CTSO）找到。

(a) 空速表及空速指示系统的安装要求详见 1.6。

(b) 高度表通常指气压高度表。气压高度表涉及静压系统，关于静压系统的要求，详见 1.7。另外：

(1) 关于伺服校正的高度表：

如果此类高度表发生电气故障时能够向飞行员提供明显的提示，且该高度表在没有电力的情况下符合标准膜盒高度表的精度要求，则可按要求安装伺服校正的高度表。或者，安装至少一个膜盒高度表供飞行员使用，则可安装精度不够的伺服驱动或伺服校正高度表。

在需要两名飞行员的飞机上，仪表应安装在每个飞行员的正前方。因此膜盒高度表或电动高度表均可安装在其中任意一个位置上。如果电力供应得到保证，在没有膜盒高度表的情况下，也可以达到预期的安全水平。不过，安装膜盒高度表通常比设计和安装一个适当的可靠的电力供应系统更实际。

采用“史密斯定律”校正的高度表，只要符合下列条件，均可接受：

(i) 由适当的部件编号标识；

(ii) 清楚的标明唯一对应的校准的飞机；

(iii) 向飞行员提供可用的信息，以便飞行员在设计仪表校正时使用的速度以外的速度下进行人工校正计算。

(2) 关于电动高度表的安装：

在颁布关于高度表系统的要求时，仅设想了安装膜盒高度表的情况。该条款规定的最低安全水平是根据膜盒高度表的可靠性和故障模式确定的。

使用经验表明，单引擎和多引擎飞机都有许多主电源完全丧失的例子。由于主电源故障造成高度信息完全丧失，会对飞机的安全运行产生不利影响，被认为是不安全的特征。电动高度表的安装应具有与膜盒高度表相同的安全等级，如果没有不安全的特性或特征，则可接受。

在评估具有备份膜盒功能的电动高度表时，应考虑在主电源故障时提供连续的可用的高度信息的方法。在下列其中一种情况下，可接受电动高度表：

(i) 带有备份膜盒功能的电动高度表，提供电源故障警告，作为仪表显示的组成部分，并为该备份膜盒模式提供适当的校正资料。

(ii) 具有独立于发电系统的备用电源的电动高度表。当启用备用电源工作时，应向飞行员提供有关操作限制和程序的适当的资料。

(iii) 如仪表板上有气压高度表可用飞行员在飞行位置使用，则可在任何飞行员的位置安装没有备份膜盒模式的电动高度表。

(c) 磁航向指示器的安装和精度要求详见 1.8。

(d) 条款要求安装一个大气静温表或等效设备。

(e) 要求为涡轮发动机驱动飞机，以及其他特定要求的飞机，提供超速警告装置。

速度警告装置应设定较低的警告速度限制，以免出现骚扰性的超速警告。应证明这一极限适用于飞机的设计。由于造价等原因，不要求以特定的速度（如 V_{MO}/M_{MO} ）设置这一下限。

超速警告装置的音响警告（这种警告完全不同于其他目的所使用的音响警告）的可接受性的评定应作为整个驾驶舱评定的一部分由飞行试验人员来完成。

(f) 部分姿态指示器是为高俯仰角飞机设计的。在这些飞机上，当俯仰角较大时，可以调整姿态基准标记与水平刻线间的相对位置，从而修正视差，使得飞行员在俯仰姿态时能获得正常的姿态指示。

但当这种姿态指示器安装在小型飞机上，飞行员可能将基准标记调整到不安全的俯仰角度范围。有些指示器调整后，其俯仰角几乎与一些小型飞机失速前的俯仰角相同。为了防止安装在小型飞机上的姿态指示器出现不必要的俯仰调整，建议将调整范围限制在视差校正所需的范围内。

(g) 规定了飞机所需的特定仪表和这些仪表的限制。

关于(g)(3)，对于获仪表飞行规则（IFR）运行批准的 4 级飞机，通常要求两名飞行员驾驶。根据第 23.2500 条和第 23.2610 条要求，需要 2 个姿态指示器。然而使用经验表明，在某一段时间内，姿态仪表可能出现故障，在此期间，姿态指示器显示工作，但提供的信息不正确。在只有 2 个姿态指示器的飞机上，当其中 1 个发生故障时，飞行员可能难以决定跟随哪一个指示器，从而导致危险的飞行姿态。第 3. 套姿态指示器将使机组人员能够随时保持可靠的姿态信息，因此要求获仪表飞行规则（IFR）运行批准的 4 级飞机安装使用 3 套姿态指示器。

关于(g)(3)(iv)的符合性，当备用姿态指示器内置专用蓄电池时，可采用这种方法：使用自动计时电路，在飞机电源关闭后，等待至少 5 分钟后，姿态指示器自动关闭。在此 5 分钟或更长的时间间隔内，指示器应显示红色警告标识，并提供一个闪烁的琥珀色告警，同时，飞行员可以通过按压设备上的备用姿态指示器电源按钮，覆盖自动计时电路，表示已知悉该琥珀色告警，则琥珀色告警熄灭，设备将继续正常运行 30 至 60 分钟，直至耗光专用电池剩余的全部电量。该功能的目的是在飞行员关闭飞机忘记关闭姿态指示器时，节省专用电池的电量。

1.4. 动力装置仪表

所需的动力装置仪表规定如下：

(a) 对于所有使用内燃机的飞机

- (1) 每个燃油箱一个燃油油量表，其安装符合第 23.2605 条、第 23.2610 条的要求；
- (2) 每台发动机一个滑油压力表；
- (3) 每台发动机一个滑油温度表；
- (4) 每个滑油箱一个滑油油量测量装置，其安装符合第 23.2605 条、第 23.2610 条的要求；

(5) 对要求符合第 23.2440 条(e)的每架飞机，一个火警指示器。

(6) 燃油低油面告警 油箱在正常操作中不应耗尽燃料。当燃油箱中留有大约 30 分钟的可用燃油时，告警装置应向机组人员提供告警。

(b) 对于活塞发动机飞机除本节(a)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：

- (1) 每台具有预热器和进气温度限制的发动机，在预热时可能超出该限制，一个进气系统空气温度指示器；
- (2) 每台发动机一个转速表；
- (3) 一个汽缸头温度表，用于具有整流罩风门片的每台气冷式发动机；
- (4) 对于每台泵压式供油发动机：
 - (i) 一个装置，向驾驶员持续指示燃油的压力或流量；或
 - (ii) 一个装置，持续地监测燃油系统，并对有可能导致发动机失效的燃油流量变化趋势，向驾驶员告警。
- (5) 每台高空发动机和每台具有可控螺旋桨的发动机，提供进气压力或额定功率百分比。

- (6) 对于每一涡轮增压器装置：
- (i) 如果规定有汽化器（或歧管）的进气温度限制，或者排气或涡轮增压器的涡轮进口温度限制，必须备有能指示此种限制的温度指示器，如果已表明在所有预定的使用中都不会超过这些限制，则除外；
 - (ii) 如果其滑油系统独立于发动机的滑油系统，还必须备有滑油压力和温度指示器。
- (7) 每台液冷发动机，一个冷却液温度指示器。
- (c) 对于涡轮发动机飞机除本节(a)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：
- (1) 每台发动机一个燃气温度表；
 - (2) 每台发动机一个燃油流量表；
 - (3) 每台发动机一个燃油低压警告装置；
 - (4) 每台发动机一个转速表（指示有规定限制转速的转子转速）；
 - (5) 每台发动机一个滑油低压警告装置；
 - (6) 每台发动机，一个指示动力装置防冰系统工作的指示装置；
- (7) 对于每台发动机，一个指示装置用于第 23.2400 条、第 23.2430 条所要求的燃油滤网或燃油滤，在滤网或油滤的脏污程度影响发动机型号合格审定时规定的滤通能力之前即指示出现脏污；
- (8) 对于每台发动机，第 23.2400 条(c)、(e)和第 23.2600 条(b)所要求的滑油滤网或滑油滤如果没有旁路，应有一个警告装置，在滑油滤网或滑油滤的脏污程度影响发动机型号合格审定时规定的滤通能力之前向驾驶员警告出现脏污；
- (10) 防止燃油系统部件被冰堵塞的任何加温器，应有一个指示加温器功能的指示装置。
- (d) 对于涡轮喷气/涡轮风扇发动机飞机除本节(a)和(c)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：
- (1) 每台发动机一个指示发动机推力或指示与推力相关的参数的指示器，还包括为此目的所需要的一个大气静温表；
 - (2) 每台装有反推力装置的发动机，一个位置指示装置，当反推力装置处在反推力位置时向飞行机组发出指示。
- (e) 对于涡轮螺旋桨飞机除(a)和(c)要求的仪表外，还需如下动力装置仪表：
- (1) 每台发动机一个扭矩表；
 - (2) 每具螺旋桨，一个位置指示装置，在螺旋桨桨叶角小于飞行低距位置时，向飞行机组发出指示，除非能够表明发生这种情况是非常不可能的。

1.5. 电子显示仪表系统

(a) 电子显示指示器，包括因其特性而无法实现动力装置仪表系统间的隔离或独立性的那些电子显示指示器，必须：

- (1) 满足第 23.2500 条和第 23.2610 条所要求的布局 and 可见度；
- (2) 在任何正常工作模式下，不得妨碍对姿态、高度、速度或任何驾驶员在各种规定的限制范围内为调节功率所需的动力装置参数的主显示；
- (3) 在发动机起动的工作模式下，不得妨碍任何驾驶员为正确设定或监视动力装置限制所需要的发动机参数的主显示；
- (4) 有一个独立的磁航向指示器，以及一套独立备份的机械式高度表、空速表和姿态仪表或不依赖于飞机主电源系统的单独的电子高度指示器、空速指示器和姿态指示器。这些备份仪表的安装位置可以不在第 23.2500 条和第 23.2610 条规定的主显示位置上，但必须满足第 23.2500 条和第 23.2610 条规定的驾驶员可见度要求；

(5) 有与被其所代替的仪表相等效且对驾驶员来说是易于感受的显示。

(b) 电子显示指示器（包括其系统和安装，并考虑到飞机其他系统）必须设计成在出现任一单独失效或可能的失效组合后，仍有一个可在 1 秒内向机组提供持续安全飞行和着陆所必需信息的显示，而不需要任一驾驶员或自动飞行装置为持续安全飞行立即采取动作。

1.6. 空速指示系统

(a) 每个空速指示仪表必须加以校准，在施加相应的总压和静压时以尽可能小的仪表校准误差指示真空速（海平面标准大气下）。

(b) 每个空速系统必须在飞行中校准，以确定系统的误差。在下列速度范围内，系统误差（包括位置误差，但不包括空速指示仪表的校准误差）不得超过校准空速的3%或9.3公里/小时（5节），两者中取大值：

(1) 从 $1.3V_{S1}$ 至 V_{MO} / M_{MO} 或 V_{NE} （取其适合者），襟翼在收起位置；

(2) 从 $1.3V_{S1}$ 至 V_{FE} ，襟翼在放下位置。

(c) 每个空速指示系统的设计和安装必须有可靠的措施来排放空速管静压管路的湿气；

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

(e) 此外，空速指示系统必须加以校准，以确定加速起飞地面滑跑过程中的系统误差。地面滑跑校准必须按照经批准的高度和重量范围，在 $V1$ 最小值的0.8 倍和 $V1$ 最大值的1.2 倍之间进行。进行地面滑跑校准时，假定一台发动机在 $V1$ 最小值时失效。

(f) 对高速飞机，必须满足（e）中的要求，而不考虑座位数。

(g) 如果要求有两套空速表，则其各自的空速管之间必须相隔足够的距离，以免鸟撞时两个空速管都损坏。

空速指示系统的安全要求要点：

是关于空速指示系统的专用条款，它对系统的组成、校准、设计等方面做出了明确的规定。

与飞机速度有关的飞行试验数据的精度，均取决于空速指示系统的校准。根据这个理由，应尽早在大纲中确定空速系统的位置误差。

(a)是对空速指示仪表的要求。每个空速指示仪表必须加以校准,在施加相应的总压和静压时,以尽可能小的仪表校准误差指示真实空速(海平面标准大气下),以满足设计规范和相关标准的要求。

(b)是对空速指示系统的要求。每个空速指示系统必须加以校准,以确定系统误差(不包括空速表误差)。

由于空气密度随高度变化,因此空速读数只有在标准海平面条件下才正确,然而在实际安装中,即使在标准的海平面条件下,指示器的读数也可能不同于校准空速,这是因为静压系统感受不到真实的静压。这种静压检测误差称为位置误差,它是由在飞行的飞机周围形成的压力场引起的。这种压力场会随动压急剧变化,使位置误差成为校准空速的函数。又因为空速信息是以“指示空速”提供给机组的,因此需要确定飞机的位置误差,以利于飞行安全。

确定位置误差有各种不同的方法,如拖曳弹、空速航线、悬吊系统等。每一种方法都有各自的优缺点;但如果做法正确,都会获得满意的结果。空速系统应在飞机的整个空速范围内和在巡航、爬升等各种飞行状态下校准。另外,还应考察总重量和重心的影响。

校准应条款规定的相应空速范围内测定,误差应满足条款要求。

在外部构型改变时,如果其变化可能影响空速管或静压源附近的气流,也可能必须重新校准该系统。

(c)通常在空速指示系统压力管路的最低处设置沉淀器及放水阀,用于收集和排除所聚集的水。沉淀器容积和数量的确定应满足系统压力迟滞误差的要求。仪表通常安装在压力管路

的高处，以防止由于湿气、尘埃或其它杂物浸入而失灵或产生严重误差。

(d)规定按仪表飞行规则或在结冰条件下飞行的合格审定的飞机需安装有加温空速管或者等效措施。CTSO-C16《空速管（加热）》给出了加温空速管的最低性能标准，按此CTSO标准鉴定的空速管也需考虑满足飞机的安装要求。

(e)规定空速指示系统确定加速起飞地面滑跑过程中的系统误差。地面滑跑校准应在条款规定的速度、高度和重量范围内进行，同时在进行地面滑跑校准时，假定一台发动机在 V_1 最小值时失效。

(f)规定对于高速飞机，必须满足(e)中的要求，而不考虑其机上的座位数。

(g)规定如果要求有两套空速表，则其各自的空速管之间必须相隔足够的距离。在考虑一个4磅的鸟进行撞击时，可接受的两个空速管之间的最小直线距离为0.3556米(14英寸)。

1.7. 静压系统

(a)除了本节(b)(3)的说明外，每个带静压膜盒的仪表与外界大气的连通方式，必须使飞机速度、窗户开闭、气流变化、湿气或其他外来物对这些仪表准确度的影响最小。

(b)静压系统应符合本节(b)(1)至(b)(3)的规定。

(1)静压系统的设计和安装必须符合下列规定：

- (i) 备有可靠的排放水分的措施；
- (ii) 要避免导管擦伤和在导管弯曲处过分变形或严重限流；
- (iii) 所用的材料应是耐久的，适合于预定用途并能防腐蚀。

(2)必须以下列方法进行验证试验，以演示静压系统的完整性：

(i) 非增压飞机将静压系统抽气到压差约为3,400. 帕(25. 毫米汞柱；1. 英寸汞柱)，或高度表读数高于试验时飞机的海拔高度300. 米(1,000. 英尺)，停止抽气一分钟后，指示高度的减小值不得大于30. 米(100. 英尺)；

(ii) 增压飞机将静压系统抽气到压差等于飞机型号合格审定时批准的最大座舱压差。停止抽气一分钟后，指示高度的减小值不得大于最大座舱压差当量高度的2%或30. 米(100. 英尺)，两者中取大值。

(3)如果按照民用航空规章运行规则的要求为任何仪表、装置或系统配置静压系统时，每个静压孔的设计和位置必须使在飞机遇到结冰情况时，静压系统内的空气压力和真实环境大气静压之间的相互关系不变。可以使用一个防冰装置或一个备用静压源来表明符合该要求。如果备用静压系统的高度表读数与主静压系统的高度表读数相差15. 米(50. 英尺)以上时，必须为备用静压系统提供一个修正卡片。

(c)除本节(d)规定的情况外，如果静压系统包括有主静压源和备用静压源，则静压源选择装置的设计必须满足下列要求：

- (1) 选用任一静压源时，另一个静压源断开；
- (2) 两个静压源不能同时断开。

(d)对于非增压飞机，如果能够用演示表明，在选用任一静压源时，静压系统的校准不会因另一静压源的通断而变化，则本节(c)(1)的规定不适用。

(e)每个静压系统必须在飞行中校准，以确定系统误差。在海平面标准大气下所指示的气压高度的系统误差（不包括仪表校准误差），在 $1.3V_{S0}$ （襟翼展态）至 $1.8V_{S1}$ （襟翼收态）速度范围内对应的飞机构型下，每185公里/小时（100节）不超过 ± 10 米（ ± 30 . 英尺）。速度小于185公里/小时（100节）时，该误差允许为 ± 10 . 米（ ± 30 . 英尺）。

1.8. 磁航向指示器

(a)除本节(b)规定外，采用下列规定：

- (1) 每个磁航向指示器必须安装成使其精度不受飞机振动或磁场的严重影响；
- (2) 经补偿的安装偏差，平飞时任何航向上不得大于 10° 。
- (3) 当无线电信号传输时，磁航向指示器经补偿的安装偏差可以超过 10° ，但不能超

过 15°。

(b) 如果飞机上安装了一个稳定磁航向指示器，其平飞时任何航向的偏差均不大于10°，或者安装了一个陀螺航向指示器，则非稳定磁航向指示器的偏差在用电系统（例如电加温风挡）工作时可以大于10°。偏差超过10°的非稳定磁航向指示器必须按第23.2610条放置标牌。

磁航向指示器的安全要求要点：

该节包含关于磁航向指示器安装和功能的需求。

(a) 通常需要磁指示器及其各个零部件按相应的标准（如 RTCA/DO-160）在航空器上进行使用试验。如果试验时该单元能如 CTSO 的规定正常工作，那么一般不要求追加振动不敏感性评定。为了确定指示器（系统）对磁干扰的不敏感性及其安装精度，还应进行地面和飞行试验。

(b) 通过地面和飞行试验验证。地面试验通常按最大45°的航向变化增量转动航空器，总共转360°；在每一个增量上，其指示器均不应有超过10°的误差。在进行这些试验时，各电子设备和系统均应正常开机，并应考查风挡加温（如果装了的话）的影响。考查结果可以用来校准第23.2610条所要求的标牌。应当注意，对于伺服罗盘系统，惯例是不需要校准标牌的。还应强调，这些指示器的功能和安装的其他方面均应符合其他的通用要求。

1.9. 动力装置仪表安装

(a) 仪表和仪表管路

(1) 动力装置和辅助动力装置仪表的每根管路必须满足第 23.2430 条(a)(6)的要求。

(2) 使用可燃液体的每个动力装置和辅助动力装置仪表，其安装和布置必须使液体的逸出不会造成危害。

(b) 燃油油量表必须有指示装置向飞行机组成员指示飞行中每个油箱的可用燃油油量。必须使用以适当单位作刻度的并清晰标明了这些刻度单位的指示器。此外，还必须符合下列规定：

(1) 每个燃油油量表必须经过校准，使得在平飞过程中当油箱内剩余燃油量等于按第 23.2430 条(a)(4)确定的不可用燃油时，其读数为“零”；

(2) 每个用作燃油油量表的外露式目视油量表必须加以防护，以免损坏；

(3) 每个外露式目视油量表处有会存集水和结冰的凹陷时，必须有可以在地面排水的装置；

(4) 当飞机处于地面时，必须有措施（如油尺）指示每个油箱的可用燃油量；

(5) 出口和空间都互通的若干油箱可以视为一个油箱而不必分别设置指示器；

(6) 对于仅用于将燃油转输到其他油箱的辅助油箱，如果其相对尺寸、转输燃油速率和使用说明足以满足下列要求，则不需要燃油油量表：

(i) 能防止溢出；

(ii) 如果没有按计划进行输油，能迅速给飞行机组成员以警告。

(c) 燃油流量指示系统 如果装有该系统，则每个测量部件必须具有在该部件发生故障而严重限制燃油流动时提供燃油旁路的装置。

(d) 滑油油量指示器在下列情况下必须有措施指示每个油箱内的滑油量：

(1) 在地面上（如油尺）；

(2) 如果装有滑油转输系统或备用滑油供油系统，在飞行中，向飞行机组成员指示该滑油量。

动力装置仪表安装的安全要求要点：

(a)(1) 要求所有的管路必须满足第 23.2430 条(a)(6)要求；

(a)(2) 要求动力装置和辅助动力装置仪表的位置保证附近没有重要设备，液体逸出后不会腐蚀重要设备，下方没有导线等电气设备，不会导致电打火等情况发生；

(b) 必须有油量表，指示每个油箱的油量；

- (b)(1)油量表要可以校准，且已不可用燃油为零点；
- (b)(2)在机外观察的油量表可视部分要加以防护，可以加保护罩等；
- (b)(3)在机外观察的油量表需设计排水孔等；
- (b)(4)为方便地面状态下观察燃油量，须有地面燃油量测量方法，此时飞机正常供电系统不能起动；
- (b)(5)多个油箱串联，共用 1 个出油口的，可以只设计一个油量指示器；
- (b)(6)需要为辅助油箱设置单独的油量指示器，但如果辅助油箱符合下列条件的，可以不设计单独油量指示器：
 - (b)(6) (i)该辅助油箱设计为不漏油；
 - (b)(6) (i i)当辅助油箱工作异常时，有给机组成员的告警信号；
- (c)可以不安装燃油流量指示器，如果安装流量传感器，则当该传感器故障时，必须不影响燃油传输或有流量传输备份通道。
- (d)(1)为方便地面状态下观察滑油量，须有地面滑油量测量方法，此时飞机正常供电系统不能起动；
- (d)(2)可以不安装滑油传输系统或备用滑油供油系统，但如果安装，应设计相关油量指示，提示机组成员。

2. 一般符合性方法

2.1. 位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件

该节一般采用说明性文件的验证方法。编制说明性文件，通过图纸，系统说明证明本条款。

2.2. 辅助动力装置控制

该节一般采用说明性文件的方法验证。编制说明性文件，通过图纸，系统说明证明本条款。

2.3. 飞行和导航仪表

该节一般采用说明性文件、分析/计算、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 编制符合性说明，表明机上安装有本条款规定的仪表，且仪表性能符合条款的要求。并列出的设计图纸清单。

(b) 对为第三套姿态仪表提供能源的“独立于发电系统的电源”进行电气负载和电气容量分析，以验证第三套姿态仪表系统在发电系统全部失效后，仍能连续可靠地工作至少30分钟。

(c) 进行设备装机后的地面试验，试验应按照经批准的试验大纲和程序进行，通过地面试验报告表明设备在装机后功能正常。

(d) 进行设备装机后的飞行试验，试验应按照经批准的试验大纲和程序进行，通过飞行试验报告表明设备在装机后功能正常。

2.4. 动力装置仪表

该节一般采用说明性文件、地面试验、航空器检查等验证方法。

(a) 编制符合性说明，该文件中应包括各系统的构型、设备组成、设备预期实现的功能、工作原理等，并列出的设计图纸清单。

(b) 地面试验。根据系统功能危险性、预期功能实现时所处的飞行阶段和功能验证方式的复杂程度选择相应的功能试验方式，验证系统功能满足条款要求；

(c) 航空器检查。通过航空器检查来表明系统安装有相应的组件或设备。

2.5. 电子显示仪表系统

该节一般采用说明性文件、地面试验和飞行试验等验证方法。

(a) 提供符合性说明文件说明电子显示指示器及备份仪表的安装、布局、可见度和指示满足本条款及相关条款的要求。

(b) 进行地面试验，验证电子显示指示器显示画面的重构功能满足本条款及相关条款的要求。

(c) 进行飞行试验，验证电子显示指示器满足本条款及相关条款的要求。

2.6. 空速指示系统

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验和和设备合格性等验证方法。

(a) 编制符合性说明, 该说明中应包括系统的构型、设备组成、设备预期实现的功能、技术参数、工作原理和制造过程等, 并列出相关的设计图纸清单;

通过符合性说明表明空速指示仪表符合的相应标准, 说明其按照标准和设计规范进行了校准, 通过引用设备供应商提供的设备合格证明文件等表明其精度满足要求。

通过符合性说明和图纸表明空速指示系统设计应尽可能防止由于湿气、尘埃或其它杂物浸入而失灵或产生严重误差。

通过符合性说明表明空速指示系统配备了可加温式空速管或等效手段的工作原理, 并说明其安装、加温原理、加热功率、告警方式等应符合相应要求。

(b) 进行空速指示系统装机后的地面气密性试验, 应表明系统气密性满足相关要求。

(c) 进行空速指示系统装机后的飞行试验, 应在条款要求的各种飞行条件下验证系统的功能和性能, 试验应按照经批准的试验大纲和程序进行。通过飞行试验报告表明系统在装机后对相关条款的符合性。

(d) 利用设备供应商提供的设备合格证明文件表明设备是经过合格鉴定的, 设备的种类和设计 with 预定功能相适应。

2.7. 静压系统

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 编制符合性说明, 该文件中应包括系统的构型、设备组成、设备预期实现的功能、技术参数、工作原理和制造过程等, 并列出相关的设计图纸清单;

通过符合性说明和图纸表明每个静压孔的位置必须受到旋翼航空器的速度、窗口开闭、气流变化和湿气或其他外来物影响下不得严重地影响仪表的精度。

通过符合性说明表明如果静压系统配备了可加温式静压孔或等效手段, 应说明其安装、加温原理、加热功率、告警方式等应符合相应要求。

(b) 进行静压系统装机后的地面气密性试验, 应表明系统气密性满足相关要求。

(c) 进行静压系统装机后的飞行试验, 应在条款要求的各种飞行条件下验证系统的功能和性能。应关注当选用备用静压源时, 与主静压系统的误差。试验应按照经批准的试验大纲和程序进行。通过飞行试验报告表明系统在装机后对相关条款的符合性。

2.8. 磁航向指示器

该节一般采用说明性文件、地面试验、飞行试验等验证方法。

(a) 编制符合性说明, 该文件中应包括磁航向指示器安装位置、工作原理、是否取得相应资格证明或进行相关的试验室试验等内容, 并列出相关的设计图纸清单;

(b) 进行设备装机后的地面试验, 应在地面通电检查和罗差校正试验中校正并记录剩余罗差; 试验应按照经批准的试验大纲和程序进行, 通过地面试验表明设备在装机后功能正常。

(c) 进行设备装机后的飞行试验, 试验应按照经批准的试验大纲和程序进行, 通过飞行试验表明设备在装机后功能正常。经校正后, 磁航向指示器平飞时在任何航向上偏差均不大于 10° ; 在飞行试验中, 磁航向指示器的航向指示连贯、清晰, 未出现跟踪变慢、指示跳变、高频抖动、电磁干扰等现象。

2.9. 动力装置仪表安装

该节一般采用说明性文件、地面试验、航空器检查等验证方法。

(a) 编制符合性说明, 该文件中应包括各系统的构型、设备组成、设备预期实现的功能、工作原理等, 并列出相关的设计图纸清单。

(b) 地面试验。根据系统功能危险性、预期功能实现时所处的飞行阶段和功能验证方式的复杂程度选择相应的功能试验方式, 验证系统功能满足条款要求;

(c) 航空器检查。通过航空器检查来表明系统安装有相应的组件或设备。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 位于驾驶舱内的动力装置的阀门操纵器件

对手动阀门，关注设计报告等是否规定了可接受的打开和关闭位置，以防止因错误改变阀门位置而造成动力失效。对动力作动阀门，是否有相关措施，向飞行机组人员指示阀门全开或全关位置，或者正在这两位置间移动。

3.2. 辅助动力装置控制

必须表明系统安装图、电器线路图和显示系统说明足以满足驾驶舱内具有每一辅助动力装置操纵的要求。

3.3. 飞行和导航仪表

(a) 各仪表的基本要求，以及是否满足相应 CTSO 标准，对于未按 CTSO 批准的仪表，应满足系统设计规范和其他标准的要求。

(b) 第三块姿态系统的设计能够满足适航条款要求。

(c) 超速告警系统设计是否满足条款要求。

(d) 对于第三套姿态系统中的专用蓄电池，在实际的型号审查过程中有使用锂电池的设计。这种情况下，如果该锂电池没有获得过 TSOA 或类似的批准，或表明了满足 RTCA DO-311 的相关要求，则可能需要一个专用条件。

3.4. 动力装置仪表

随着座舱显示综合化程度的增加，对于使用综合显示系统来显示动力装置仪表的航空器，首先应对照确定相关的显示信息的完整性。

对于使用综合显示系统来显示动力装置仪表的航空器，应结合人为因素及 G 章相关显示要求，确定是否存在等效安全。

对于使用综合显示器来进行动力装置仪表指示的航空器，首先，应当通过功能危险性分析（FHA）确定这些功能/指示全部丧失或故障以及综合显示系统关键部件失效或故障的安全性等级。

进行功能危险性（FHA）分析时需要考虑不同的运行条件 A 类、B 类和 IFR 规则。不同的操作条件有不同的关键信息需求。FHA 不应处理一种单一指示的丢失还应处理发动机参数的综合丢失，包括显示信息的全部丢失、警告\戒备以及与特定飞行操作相关的需求参数丢失。允许使用包括备份在内的技术手段减少对完整性的要求。

3.5. 电子显示仪表系统

(a) 通过驾驶舱试飞评估和试飞机组评定，验证电子显示指示器满足本条款及相关条款的要求；

(b) 通过地面试验验证电子显示指示器有一台或多台失效时，显示画面的重构功能满足本条款的要求。

(c) FAA 咨询通告 AC 第 23.1311 条-1C 中对于此条款的符合性方法和审查要点有详细的说明，应在实际的审查过程中充分的予以考虑。

3.6. 空速指示系统

(a) 空速指示仪表本身的仪表误差。

(b) 空速管和静压孔安装位置，全静压系统管路连接和排放沉淀措施。

(c) 空速指示系统校准飞行试验方法和结果。

(d) 空速管的雷电直接效应和间接效应防护设计。

(e) 空速管加温系统的设计。

(f) 空速指示系统的余度设计。

3.7. 静压系统

(a) 高度指示仪表本身的仪表误差。

(b) 静压孔安装位置和方式，全静压系统管路连接和排放沉淀措施。

- (c) 静压和高度指示系统校准飞行试验方法和结果。
 - (d) 备用静压源的设计和飞行试验验证。
- 3.8. 磁航向指示器
- (a) 磁航向指示器的安装位置。
 - (b) 地面罗盘校准试验方法，校准标牌的设计和安装。
 - (c) 飞行试验验证方法。
- 3.9. 动力装置仪表安装
- 目前，动力装置仪表是以电子仪表为主，已少有管路和液体相关的部件，因此如采用此类设计，应当加以关注。

第 23.2620 条 飞机飞行手册

1. 安全要求要点

1.1. 飞机飞行手册：总则

(a) 应提供的资料 必须为每架飞机提供飞机飞行手册。该手册必须包含以下内容：

- (1) 1.2 到 1.5 要求的资料。
- (2) 由于设计、使用或操作特性而为安全运行所必需的其他资料。
- (3) 符合相关运行规章的必需的其他资料。

(b) 经批准的资料

(1) 除了本节(b)(2)规定的以外，飞机飞行手册中包含 1.2 到 1.5 中规定资料的每一部分内容必须经批准，并且必须单独编排，加以标识，将其同该手册中未经批准部分分开。

(2) 如果满足下述条件，则本节(b)(1)的要求不适用于 1 级和 2 级的低速飞机：

(i) 飞机飞行手册包含 1.2 中规定资料的每一部分，其内容必须仅限于此种资料，并且必须经批准，并加以标识，并明显区别于飞机飞行手册的其他各部分；

(ii) 1.3 至第 1.5 中规定的资料，必须按照本部的适用要求加以确定，并用局方可接受的方式全面给出。

(3) 包含有本条规定资料的飞机飞行手册的每一页，其式样必须不易被擦去、损坏或错放，能插入申请人提供的手册或者放进活页夹，或任何其他固定的装订夹内。

(c) 飞行手册中所用的单位必须与相应的仪表和标牌上的标示所用的单位一样。

(d) 除非另有规定，所有飞机飞行手册使用速度必须以指示空速表示。

(e) 必须配备驾驶员易于接近的合适的固定容器，用于存放飞机飞行手册。

(f) 每个飞行手册必须有措施记录改版和修正。

飞机飞行手册：总则安全要求要点：

本节对飞行手册的内容、编排等进行了规定。

(a)规定了飞行手册的内容，是一种强制性的规定。这一条款规定了飞行手册必须提供以下内容：1.按 1.2 节提供飞机审定的使用限制、按 1.3 节提供经验证的飞机操作程序、按 1.4 节提供飞机性能数据以及按 1.5 节提供飞机载重资料。2.针对一些特定的机型，除了 1 中提到的限制之外，还需要提供飞机设计及适航审定中确定存在且安全飞行所必须的其他限制或者信息。

(b)(1)对飞行手册信息审批提出要求。针对第 1.2 节到 1.5 节提供的使用限制、操作程序、性能数据和载重资料，写入飞行手册前必须经过审定验证并得到局方批准，并在正文页进行标识，如“CAAC 批准”等。其他非强制性信息写入飞行手册前通常要局方认可。飞行手册中 CAAC 批准内容和其他认可内容的页面必须分开编排。

(b)(2)对飞行手册信息审批中的特例进行了补充。对于 1 级和 2 级的低速飞机来说，允许不按照(b)(1)要求，但飞行手册必须包含 1.2 节规定的使用限制的每一部分，并且写入手册前必须经过审定验证并得到局方批准。对于 1.3 节使用程序、1.4 节性能资料和 1.5 节载重资料，允许用局方可接受的其他方式给出。

(b)(3)规定了飞行手册中包含本条款的每一页必须不易损坏，并且便于装夹。

(f)规定了飞行手册的有效性和修订要求。通常在飞机飞行手册正文前提供手册有效页清单、更改说明等，飞行手册封面要提供飞机型号编号、飞行手册编号、版次、发布日期、局方批准签字栏、飞机制造商名称等信息。

1.2. 使用限制

飞行手册必须包括按 23. 部确定的使用限制，包括以下内容：

(a) 空速限制 必须提供下列资料：

(1) 按第 23.2610 条 条要求在仪表上标示空速限制所需资料，以及上述每种限制和在空速指示器上所用的彩色符号的意义；

(2) 速度 V_{MC} 、 V_0 、 V_{LE} 和 V_{LO} 及其意义；

(3) 此外，对于 3 级和 4 级的高速飞机，还必须提供下列资料：

(i) 最大使用限制速度 V_{MO}/M_{MO} ，并需说明，“除经批准在试飞或驾驶员训练飞行中可使用更大的速度外，在任何飞行状态（爬升、巡航或下降）下，均不得故意超越该速度限制”；

(ii) 如果空速限制取决于压缩性效应，则需提供对该效应的说明和资料（关于该效应的征兆、飞机可能出现的反应以及荐用的改出程序）；

(iii) 空速限制必须用 V_{MO}/M_{MO} 表明，而不用 V_{NO} 和 V_{NE} 。

(b) 动力装置限制 必须提供下列资料：

(1) 第 23.2610 条要求的限制；

(2) 对限制的解釋（当需要时）；

(3) 按第 23.2610 条 条要求对仪表作标记所必需的资料。

(c) 重量 飞机飞行手册必须包括下列内容：

(1) 最大起飞重量和最大停机坪重量；

(2) 最大着陆重量。如果申请人选择的设计着陆重量低于最大起飞重量和最大停机坪重量；

(3) 对 3 级低速飞机，性能限制如下：

(i) 申请人选定范围内的每一机场高度、环境温度下满足第 23.2120 条爬升要求的最大起飞重量。

(ii) 申请人选定范围内的每一机场高度、环境温度下满足第 23.2120 条 条爬升要求的最大着陆重量。

(4) 此外，对高速多发和 4 级高速飞机，对应申请人选定范围内的每一机场高度、外界温度的最大起飞重量，在此重量下：

(i) 飞机符合第 23.2120 条 条爬升要求；和

(ii) 按第 23.2115 条确定的加速—停止距离等于可用跑道长度加上任何停机道的长度（若利用）：并满足以下两者之一：

(iii) 第 23.2115 条 条确定的起飞距离等于可用跑道长度；或

(iv) 申请人选择时，第 23.2115 条 条确定的起飞距离等于可用跑道长度加上所有净空道的长度，并且第 23.2115 条 条确定的起飞滑跑距离等于可用跑道长度。

(5) 对于多发高速飞机和 4 级飞机，对应申请人所选定范围内的每一机场高度下的最大着陆重量，在此重量下：

(i) 在申请人选定的外界温度范围内飞机满足第 23.2120 条 条爬升要求；和

(ii) 第 23.2130 条 条确定的标准温度下的着陆距离等于可用跑道长度。

(6) 按第 23.2200 条 条规定制定最大零机翼燃油重量（当有关时）。

(d) 重心 已制定的重心限制。

(e) 机动经核准的机动清单以及推荐的进入速度、改出程序和其他相关的限制：

(f) 机动载荷系数 必须提供正限制载荷系数，单位为 g ，并且，对特技飞行飞机还要提供负限制载荷系数。

(g) 最小飞行机组最小飞行机组的数量和职能。

(h) 运行类型 必须提供飞机限制或禁止使用的运行类型，运行类型见第 23.2610 条必须列出影响任何使用限制的安装在设备清单，对清单中设备影响使用限制的各种使用情况进行识别并获得批准。

(i) 最大使用高度 按第 23.2610 条 条确定的最大使用高度。

(j) 最大客座布置 必须提供最大客座量布置。

(k) 许用的横向燃油装载 最大许用的横向燃油装载差，如果其小于最大可能装载差。

(l) 行李舱和货舱装载 对每一行李舱和货舱或区域以下资料适用：

(1) 最大许用载重；和

(2) 最大装载密度。

(m) 系统 飞机系统和设备使用的任何限制。

(n) 外界大气温度 运行时最高和最低外界大气温度（适用时）。

(o) 吸烟 飞机上有关吸烟的任何限制。

(p) 道面类型 可能使用的道面类型的说明（见第 23.2105 条 条和 1.4 节）

使用限制安全要求要点：

(a)对空速限制进行了明确的规定，申请人应在飞机飞行手册中提供(a)中要求的空速限制，并对这些速度限制进行必要的说明。

(b)对动力装置限制进行了明确的规定。申请人应在飞机飞行手册中提供(b)中要求的动力装置限制，并对这些动力装置限制进行必要的说明。

(c)对重量限制的内容进行规定。必须有最大重量和最大着陆重量，当有关时，也必须规定按第 23.2200 条制定的最大零机翼燃油重量。对于 3 级低速飞机，申请人选定范围内每一机场高度、环境温度下都必须满足第 23.2120 条 条相关爬升要求的最大起飞重量和最大着陆重量。对于高速性能多发飞机和 4 级飞机，在申请人选定范围内每一机场高度、环境温度下，满足第 23.2120 条 条爬升要求、第 23.2115 条 条确定的加速停止距离和起飞距离要求的最大起飞重量；在申请人选定范围内的每一机场高度下，满足相关爬升要求和着陆距离要求的最大着陆重量。

(d)规定飞行手册必须有已经制定的重心限制。

(e)规定飞行手册中必须有经核准的机动清单以及推荐的进入速度、改出程序和其他相关的限制。

(f)规定应提供经批准的飞机能承受的正机动载荷系数和负机动载荷系数限制（以过载“g”表示）。

(g)规定应提供经批准的可以安全驾驶飞机的最小机组人数和职能。最小机组人数取决于机组工作量。

(h)规定应提供经批准和不得使用的飞机运行类型和气象条件。必须列出影响任何使用限制的任何所装设备并标出其使用功能。

(n)规定应该给出飞机运行的气压高度及环境包线，气压高度包括最大飞行高度、最大起飞和着陆高度以及最低起飞和着陆高度，周围大气温度给出每个气压高度下飞机可以飞行的最大环境温度以及最低环境温度。

1.3. 使用程序

(a) 对于每架飞机，必须提供正常、不正常(如适用)和应急程序及其他与安全运行有关的资料，还必须提供达到预定性能的资料，包括：

(1) 重要或不寻常的空中或地面操纵特性的解释；

(2) 起飞和着陆的最大演示侧风风速，和在侧风中运行的有关程序和资料；

(3) 在颠簸气流中飞行的推荐速度，该速度必须防止由于突风导致飞机结构损伤和失去控制(如：失速)的事件发生。

(4) 飞行中再启动任一台涡轮发动机的程序，包括高度的影响；和
(5) 按第 23.2130 条 条进行正常进近和着陆，以及过渡到中断着陆情况的程序、速度和构型。

(6) 对于水上飞机和水陆两栖飞机，水上操纵程序和经演示的浪高。

(b) 对所有单发飞机，除本节(a)外，还必须按第 23.71 条提供在发动机失效后滑翔，以及随后的强迫着陆的程序、速度和构型。

(c) 对所有多发飞机，除本节(a)外，还必须提供下述资料：

(1) 一台发动机不工作进近和着陆的程序、速度和构型；

(2) 一台发动机不工作中断着陆的程序、速度和构型，能安全进行中断着陆的条件，或不要试图进行中断着陆的警告；

(3) 按第 23.2135 条确定的 V_{SSE} ；和

(4) 空中发动机再起动机程序，包括高度的影响。

(d) 对 1 级、2 级和 3 级多发飞机，除本节(a)以及(b)或(c)两者之一外，还必须提供下述资料：

(1) 按第 23.2115 条进行正常起飞，随后按第 23.2120 条 条和第 23.2125 条 条进行爬升的程序、速度和构型。

(2) 由于发动机失效或其他原因放弃起飞的程序。

(e) 对 1 级、2 级和 3 级多发飞机，除本节(a)、(c)和(d)外，还必须包括下列资料：

(1) 发动机失效后继续起飞的程序和速度，继续安全起飞的条件，或不要试图继续起飞的警告。

(2) 按第 23.2120 条 条起飞或按第 23.2125 条巡航，发动机失效后继续爬升的程序、速度和构型。

(f) 对高速多发飞机和 4 级飞机，除本节(a)和(c)外，还必须提供下述资料：

(1) 正常起飞的程序、速度和构型。

(2) 按第 23.2115 条 条进行加速-停止的程序和速度。

(3) 按第 23.2115 条 条确定的发动机失效后继续起飞和沿着按第 23.2115 条 条确定的飞行航迹飞行的程序和速度。

(g) 对多发飞机，必须提供识别每个使用条件的资料，在这些使用条件下，第 23.2430 条规定的燃油系统独立性是安全性所必需的，同时提供配置燃油系统表明在符合该节时所用的构型的指示。

(h) 对于表明符合第 23.2525 条的每架飞机，必须提供将电瓶从其充电电源断开的操作程序。

(i) 必须提供所有燃油箱总可用燃油量和任一油泵失效对可用燃油量的影响。

(j) 必须提供飞机系统和设备在正常使用情况和故障情况下的安全使用程序。

使用程序安全要求要点：

(a)规定每架飞机飞行手册中必须提供正常、不正常和应急程序以及其他与安全运行有关的资料，还必须提供达到预定性能的资料，其中包括重要的操纵特性、起飞着陆最大侧风风速、颠簸气流推荐速度、空中启动一台涡轮发动机的程序、进近着陆程序和水上操作程序。

(b)规定所有单发飞机必须提供在发动机失效后滑翔以及迫降的程序。

(c)规定所有多发飞机必须提供一台发动机不工作的进近和着陆程序、安全进行中断着陆的条件以及空中发动机再起动机程序。

(d)规定对 1 级、2 级和 3 级飞机，还必须提供正常起飞和进行爬升的程序以及由于某些原因放弃起飞的程序。

(e)规定对 1 级、2 级和 3 级多发飞机，还必须提供发动机失效继续起飞的程序以及巡航

时发动机失效后继续爬升的程序。

(f)规定对高速多发飞机和 4 级飞机必须提供正常起飞的程序、加速-停止的程序以及发动机失效后继续起飞并沿航迹飞行的程序。

(g)规定对多发飞机必须提供识别每个使用条件的资料。

1.4. 性能资料

除非另有规定，必须提供第 23.2105 条要求的高度和温度范围内的性能资料。

(a) 对于所有飞机，必须提供下列资料：

(1) 在最大重量时按第 23.2110 条襟翼和起落架收起状态确定的失速速度 V_{SO} 和 V_{S1} ，和直到 60 度坡度角对失速速度的影响；

(2) 按第 23.2125 条确定的全发工作定常爬升率和爬升梯度；

(3) 按第 23.2130 条确定的每一机场高度和标准温度的着陆距离和其有效的道面类型；

(4) 按第 23.2105 条确定的着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响；

(5) 道坡度、50%逆风分量和 150%顺风分量对着陆距离的影响；和

(b) 对所有飞机，除本节(a)外，还必须提供按第 23.2120 条确定的定常爬升/下降角。

(c) 对 1 级、2 级和 3 级飞机，除本节(a)和(b)外,如果适用，还必须提供下列资料：

(1) 按第 23.2115 条确定的起飞距离和其有效的道面类型；

(2) 按第 23.2105 条确定的着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响；

(3) 跑道坡度、50%逆风分量和 150%顺风分量对着陆距离的影响；

(4) 对低速多发飞机，按第 23.2125 条确定的一台发动机不工作的起飞爬升/下降梯度；

(5) 多发飞机，按第 23.2125 条确定的一台发动机不工作的航路爬升/下降率和梯度；

和

(6) 单发飞机，按第 23.2125 条确定的滑翔性能。

(d) 对高速多发飞机和 4 级飞机，除本节(a)外，还必须提供下列资料：

(1) 按第 23.2115 条确定的加速-停止距离；

(2) 按第 23.2115 条确定的起飞距离；

(3) 申请人选择时，按第 23.2115 条确定的起飞滑跑距离；

(4) 按第 23.2105 条确定的，干燥、非平坦坚硬道面对加速-停止距离、起飞距离、起飞滑跑距离(如已确定)的影响；

(5) 跑道坡度、50%逆风分量和 150%顺风分量对加速-停止距离、起飞距离、起飞滑跑距离(如已确定)的影响；和

(6) 按第 23.2115 条确定的净起飞飞行航迹；

(7) 按第 23.2125 条确定的一台发动机不工作的航路爬升/下降梯度；

(8) 50%逆风分量和 150%顺风分量对净起飞飞行航迹、一台发动机不工作的航路爬升/下降梯度的影响；

(9) 超重着陆性能资料(在最大着陆重量和最大起飞重量之间的范围内用外推法确定和算得)按如下要求：

(i) 飞机符合第 23.2120 条爬升要求的每一机场高度和周围大气温度时的最大重量；和

(ii) 按第 23.2130 条确定的每一机场高度和标准温度的着陆距离。

(10) 按第 23.2500 条确定的指示空速(IAS)和校准空速(CAS)的关系。

(11) 按第 23.2250 条要求的高度表系统校准资料。

性能资料安全要求要点：

(a)规定了所有飞机必须提供最大重量时襟翼和起落架收起状态确定的失速速度和坡度

角对失速速度的影响、全发工作定常爬升率和爬升梯度、每一机场高度和标准温度的着陆距离和有效道面类型、着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响以及跑道坡度、50%逆风和150%顺风对着陆距离的影响。

(b)规定了所有飞机还必须提供定常爬升/下降角。

(d)规定了高速多发飞机和4级飞机还必须提供以下资料：1.加速-停止距离；2.起飞距离；3.起飞滑跑距离；4.干燥非平坦坚硬道面对加速-停止距离、起飞距离和起飞滑跑距离的影响；5.跑道坡度以及50%逆风150%顺风对加速-停止距离、起飞距离和起飞滑跑距离的影响；6.净起飞飞行航迹；7.一台发动机不工作的航路爬升/下降梯度；8.50%逆风150%顺风对净起飞飞行航迹、一台发动机不工作的航路爬升/下降梯度的影响；9.超重着陆性能资料；10.指示空速和校准空速的关系；11.高度表系统校准资料。

1.5. 载重资料

必须提供下列载重资料：

(a) 飞机在按第23.2100条称重时，所装每项设备的重量和位置；

(b) 对于按第23.2100条确定的最大和最小重量之间每一可能的装载情况的合适的装载说明，以便使重心保持在第23.2100条确定的限制内。

载重资料安全要求要点：

(a)规定载重资料中需对飞机所装每项基本设备及选装设备的重量、重心位置作出说明；

(b)规定为了保证飞机重心位于第23.2100条确定的限制内，载重资料中需对第23.2100条确定的最大和最小重量之间每一可能的装载情况做出合适的装载说明。

2. 一般符合性方法

2.1. 飞机飞行手册：总则

该节一般采用说明性文件验证方法。

每架飞机都应该备有该架飞机序列号、国籍登记号、型号合格证号及颁发日期和批准的飞行手册。该飞行手册包括了1.2至1.5中要求的使用限制、使用程序、性能及装载方面的资料、根据本架飞机的设计特性需要提供给驾驶员安全使用飞机的其他资料以及为了符合相关运行规章的必需的其他资料。

2.2. 使用限制

该节一般采用说明性文件验证方法。

该节的用途是按序号给出适用于具体飞机型号的各种限制。

(a) 说明飞机飞行手册使用限制章节提供了下述各项空速限制，包括最小操纵速度 V_{MC} 、最大使用限制速度 V_{MO}/M_{MO} 、机动速度、襟翼展态速度、起落架收放速度 V_{LO} 、起落架展态速度 V_{LE} 、以及适用的其它速度限制，这些限制都已经过审定批准，且手册包含对这些速度限制的必要的说明；

(b) 说明飞机飞行手册提供了发动机、螺旋桨和燃油系统正常工作所必需的使用限制以及限制说明；

(c) 飞机飞行手册提供了重量、重心限制；

(d) 飞机飞行手册提供了最小飞行机组人数、运行类型、飞行载荷系数和外界大气温度；

(e) 引用飞行手册，说明飞机飞行手册性能章节提供了受机场环境条件（跑道长度、坡度、机场高度、外界大气温度、风等）限定的最大起飞重量、最大着陆重量以及考虑不同飞机重量、高度、温度、风分量、跑道道面情况（干、湿道面）和跑道坡度的最小起飞距离。跑道坡度、机场高度、外界大气温度、风、重量、高度、温度等应覆盖飞机环境包线以及各变量使用限制的最大范围在飞行手册限制章中编写相关内容。

2.3. 使用程序

该节一般采用说明性文件验证方法。

a) 每架飞机，是否提供了正常、不正常（如适用）和应急程序及其他与安全运行有关

的资料，还必须提供达到预定性能的资料：

b) 单发飞机是否提供了在发动机失效后滑翔，以及随后的强迫着陆的程序、速度和构型；

c) 多发飞机是否提供了一台发动机不工作的进近和着陆程序、安全进行中断着陆的条件以及空中发动机再起动机程序；

d) 正常类、实用类和特技类飞机，是否提供了正常起飞和进行爬升的程序以及由于某些原因放弃起飞的程序；

e) 对正常类、实用类和特技类多发飞机，是否提供了发动机失效继续起飞的程序以及巡航时发动机失效后继续爬升的程序；

f) 对通勤类飞机是否提供了正常起飞的程序、加速-停止的程序以及发动机失效后继续起飞并沿航迹飞行的程序；

g) 对多发飞机是否提供了识别每个使用条件的资料；

h) 每架飞机是否提供了电瓶从充电电源断开的操作程序；

i) 每架飞机是否提供了所有燃油箱总可用燃油量和任一油泵失效对可用燃油量的影响和飞机系统和设备在正常使用情况和故障情况下的安全使用程序。

2.4. 性能资料

该节一般采用说明性文件验证方法。

在飞行手册性能章节中编写本条款规定的飞机性能资料，其中包括：最大重量时襟翼和起落架收起状态确定的失速速度和坡度角对失速速度的影响、全发工作定常爬升率和爬升梯度、每一机场高度和标准温度的着陆距离和有效道面类型、着陆距离在干燥非平坦坚硬跑道上的影响以及跑道坡度、50%逆风和 150%顺风对着陆距离的影响。

2.5. 载重资料

该节一般采用说明性文件的验证方法。

一般情况下，在飞行手册或重量和平衡手册中给出“重量、平衡和设备清单”的资料。在“重量、平衡”章节给出尺寸和基准线位置、燃油和其它液体、重量计算、空机重量和重心位置、装载说明等相关内容，在“设备清单”中给出基本设备及选装设备的重量、位置以及安装标记。

3. 审查的重点要素和关注问题

3.1. 飞机飞行手册：总则

a) 对飞行手册内容进行梳理，确认飞行手册包含 1.2 至 1.5 中要求的飞机使用限制、使用程序、性能数据以及飞机载重资料。

b) 对飞机设计和适航审定中发现和证实的为安全飞行所必须的其他使用限制或信息进行梳理，确认被纳入飞行手册中。

c) 在飞行手册正文前，应有手册更改说明等信息确保手册的有效性。

3.2. 使用限制

a) 单位必须与相应的仪表和标牌上的标示所用的单位一致。

b) 使用限制数量较多，需逐条审查，避免遗漏。

3.3. 使用程序

a) 单位必须与相应的仪表和标牌上的标示所用的单位一致。

b) 必须提供系统和设备在正常使用和故障情况下的安全使用程序。

3.4. 性能资料

a) 单位必须与相应的仪表和标牌上的标示所用的单位一致。

3.5. 载重资料

无。

第 23.2625 条 持续适航文件

1. 安全要求要点

本条规定申请人必须按照本规定附录 A 要求编制持续适航文件，如果有计划保证在交付第一架飞机之前或者在颁发标准适航证之前，完成这些文件，则这些文件在型号合格审定时可以是不完备的，附录 A 的要求是局方可接受的持续适航文件编制要求，具体如下：

1.1. 总则

(a) 本附件规定 23 部所需的持续适航文件的编制要求。

(b) 飞机的持续适航文件必须包含：发动机和螺旋桨（以下统称“产品”）的持续适航文件，民用航空规章要求的设备的持续适航文件，以及所需的有关这些设备和产品与飞机相互联接关系的资料。如果装机设备或产品的制造厂商未提供持续适航文件，则飞机持续适航文件必须包含上述对飞机持续适航必不可少的资料。

(c) 申请人必须向局方提交一份文件，说明如何分发由申请人或装机产品和设备的制造厂商对持续适航文件的更改资料。

1.2. 格式

(a) 必须根据所提供资料的数量将持续适航文件编成一本或多本手册。

(b) 手册的编排格式必须实用。

1.3. 内容

手册的内容必须用中文或局方可接受的其他语言编写。持续适航文件必须含有下列手册或章节以及下列资料：

(a) 飞机维护手册或章节

(1) 概述性资料，包括在维护和预防性维护和所需范围内对飞机特点和数据的说明。

(2) 飞机及其系统和安装（包括发动机、螺旋桨和设备）的说明。

(3) 说明飞机部件和系统如何操作及工作的基本操作和使用资料（包括适用的特殊程序和限制）。

(4) 关于下列细节内容的服务资料：服务点、油箱和流体容器的容量、所用流体的类型、各系统所采用的压力、检查和服务口盖的位置、润滑点位置、所用的润滑剂、服务所需的设备、牵引说明和限制、系留、顶起和调水平的资料。

(b) 维护说明

(1) 飞机的每一部分及其发动机、辅助动力装置、螺旋桨、附件、仪表和设备的定期维护资料，该资料提供上述各项应予清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期，并提供检查的程度、适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是，如果申请人表明某项附件、仪表或设备非常复杂，需要专业化的维护技术、测试设备或专家才能处理，则申请人可以指明向该件的制造厂商索取上述资料。荐用的翻修周期和与本文件适航限制条款必要的相互参照也必须列入。此外，申请人必须提交一份包含飞机持续适航所需检查频数和范围的检查大纲。

(2) 说明可能发生的故障、如何判别这些故障以及这些故障采取补救措施的检查排查资料。

(3) 说明拆卸与更换产品和零件的顺序和方法以及应采取的必要防范措施的资料。

(4) 其他通用程序说明，包括系统地面运转试验、对称检查、称重和确定重心、顶起和支撑以及存放限制程序。

(c) 结构检查口盖图和无检查口盖时，为获得检查通路所需的资料。

(d)在规定要作特种检查（包括射线和超声检验）的部位进行特种检查的细节资料。

(e)检查后对结构进行防护处理所需的资料。

(f)关于结构紧固件的所有资料，如标识、报废建议和拧紧力矩。

(g)所需专用工具清单。

(h)此外，对于 4 级飞机，必须提供下列资料：

(1)各系统的电气负载；

(2)操纵面的平衡方法；

(3)主要结构和次要结构的区别；

(4)用于该型飞机的专门修理方法。

1.4. 适航限制条款

持续适航文件必须包含题为适航限制的条款，该条款应单独编排并与文件的其他部分明显地区分开来。该条款必须规定型号合格审定所要求的强制性更换时间、结构检查间隔和有关的结构检查程序。如持续适航文件由多本文件组成，则本节要求的条款必须编在主要手册中。必须在该条款显著位置清晰说明：“本适航限制条款业经局方批准，规定了中国民用航空规章有关维护和营运的条款所要求的维护，如果局方已另行批准使用替代的大纲则除外。”

2 一般符合性方法

2.1. 说明性文件

申请人通过符合性说明，表明对持续适航文件的完整性。并且通过说明性文件表明具备了对持续适航文件的编制和修订能力，也通过说明性文件表明对持续适航文件编写格式的符合性。持续适航文件不完备的情况下，通过说明性文件，说明编制计划与程序，保证在交付第一架飞机之前或者颁发标准适航证之前完成所有持续适航文件的编制和审批。

3 审查的重点要素和关注问题

(a) 与飞机审定等级和性能等级相适应的完整持续适航文件；

(b) 申请人对持续适航文件的编制和修订能力；

(c) 持续适航文件编写计划合理、可靠。