中国民用航空局

咨询通告

文　　号：民航适发〔2022〕**号

编　　号：AC-33-AA-2022-**

下发日期：2022年XX月XX日

航空发动机审定
（征求意见稿）

目录

1. 总则 - 3 -
1.1 目的 - 3 -
1.2 依据 - 3 -
1.3 废止 - 3 -
1.4 相关文件 - 3 -
1.5 适用范围 - 3 -
2. 定义和缩略语 - 4 -
2.1 定义 - 4 -
2.2 缩略语 - 26 -
AC 33.4 持续适航文件 - 28 -
AC 33.5 发动机安装和使用说明手册 - 40 -
AC 33.7 发动机额定值和使用限制 - 48 -
AC 33.8 发动机的功率和推力额定值的选定 - 57 -
AC 33.15 材料 - 59 -
AC 33.17 防火 - 65 -
AC 33.19-1 叶片包容性 - 75 -
AC 33.19-2 耐用性 - 79 -
AC 33.19-3 轴向飞出叶片碎片定义 - 81 -
AC 33.23 发动机的安装构件和结构 - 81 -
AC 33.27 涡轮、压气机、风扇和涡轮增压器转子 - 83 -
AC 33.29 仪表连接 - 88 -
AC 33.33 振动 - 92 -
AC 33.34 涡轮增压器转子 - 94 -
AC 33.43 振动试验 - 96 -
AC 33.47 爆震试验 - 99 -
AC 33.51 工作试验 - 102 -
AC 33.62 应力分析 - 107 -
AC 33.63 振动 - 109 -
AC 33.64 发动机静承压件 - 118 -
AC 33.65 喘振和失速特性 - 121 -
AC 33.66 引气系统 - 123 -
AC 33.67 燃油系统 - 124 -
AC 33.68 进气系统的结冰 - 128 -

AC 33.69 点火系统 ..... - 144 -
AC 33.70 发动机限寿件 ..... - 145 -
AC 33.71 润滑系统 ..... - 160 -
AC 33.73 功率或推力响应 ..... - 165 -
AC 33.76 吸鸟 ..... - 168 -
AC 33.77 外物吸入——冰 ..... - 175 -
AC 33.78 吸雨和吸雹 ..... - 180 -
AC 33.82 台架试验概述 ..... - 192 -
AC 33.83 振动试验 ..... - 193 -
AC 33.84 发动机超扭试验 ..... - 199 -
AC 33.88 发动机超温试验 ..... - 202 -
AC 33.89 工作试验 ..... - 203 -
AC 33.90 初始维修检查 ..... - 206 -
AC 33.91 发动机系统和部件试验 ..... - 211 -
AC 33.92 转子锁定试验 ..... - 246 -
AC 33.93 分解检查 ..... - 248 -
AC 33.94 叶片包容性和转子不平衡试验 ..... - 251 -
AC 33.96 以辅助动力装置（APU）方式工作的发动机试验 ..... - 254 -
AC 33.97 反推力装置 ..... - 257 -

航空发动机审定

1. 总则

1.1 目的

本咨询通告为《航空发动机适航规定》（CCAR-33-R2）条款提供可接受的符合性方法指导。

目前本咨询通告涵盖的条款包括33.4、33.5、33.7、33.8、33.15、33.17、33.19、33.23、33.27、33.29、33.33、33.34、33.43、33.47、33.51、33.62、33.63、33.64、33.65、33.66、33.67、33.68、33.69、33.70、33.71、33.73、33.76、33.77、33.78、33.82、33.83、33.84、33.88、33.89、33.90、33.91、33.92、33.93、33.94、33.96和33.97。CCAR-33-R2其他条款可接受的符合性方法将逐步补充到本咨询通告中。

1.2 依据

本咨询通告依据《航空发动机适航规定》（CCAR-33-R2）制定。

1.3 废止

不适用。

1.4 相关文件

(1)《民用航空产品和零部件合格审定规定》（CCAR-21）；

(2)《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》（CCAR-23）；

(3)《正常类旋翼航空器适航规定》（CCAR-27）；

(4)《运输类旋翼航空器适航规定》（CCAR-29）；

(5)《航空发动机适航规定》（CCAR-33）；

(6)《航空器型号合格审定程序》（AP-21-03）；

(7)《Airworthiness of Aircraft》（Annex 8 to the Convention on International Civil Aviation）；

(8)RTCA Inc., Document DO 160, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment.

本文中引用的文件都为当前有效版本，除非特别说明。

1.5 适用范围

本咨询通告适用于航空发动机型号合格证、型号合格证更改、补充型号合格证、型号认可证、补充型号认可证等航空发动机设计批准工作。

本咨询通告中各个独立AC适用的发动机类别，与CCAR-33部对应条款适用的发动机类别相一致。

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

2. 定义和缩略语

2.1 定义

(1) -3σ 基值

在符合正态分布的母体中至少有99.87%的数值等于或超过该值，其置信度可以为50%、90%、95%。

(2) A基值

在母体中至少有99%的数值等于或超过该值，其置信度为95%。

(3) B基值

在母体中至少有90%的数值等于或超过该值，其置信度为95%。

(4) S基值

通过至少3批次材料、30个样本量下得到的假设为正态分布下1%分位点的值。

(5) 安全寿命

安全寿命是基于循环疲劳的一个综合过程，通过实施该过程，对限寿件进行设计、制造、验证和维护以确定寿命限制。安全寿命要求零部件在达到不安全状态（即裂纹萌生）前退出服役。安全寿命只适用于将裂纹萌生寿命定义为寿命限制的零部件，例如转子类限寿件。

(6) 包容性

第33.19条(a)款和第33.94条所涉及的包容性是指叶片碎片不穿透发动机结构，但不包括叶片碎片从发动机进气口或排气口飞出的情形。原发失效和二次损伤中脱落或缺失的叶片均视为碎片。

(7) 爆破

零部件失效或断裂，导致高压流体（气体或液体）瞬间泄漏。

(8) 爆震

正常点火后，未燃油气在火焰前锋到达之前发生的自燃、提前燃烧等非有序着火现象。爆震频率和严重程度定义如下：5至9次闪光/分钟=初期爆震；10至20次闪光/分钟=极限爆震。

(9) 标准大气

国际民用航空公约附件 8 中“标准大气”定义的大气条件。

(10) 标准火焰

温度为 1093±83℃（2000±150℉）；热流密度至少为 105.4kW/m^2（9.3Btu/ft^2/s），或者由铜管水流法测出的总热流量不少于 1320W（4500Btu/h）。

(11) 标准件

指在完全符合国家标准或者行业规范的情况下生产的零部件，其中国家标准或行业规范应当包含设计、生产和统一识别的要求，应当包括生产零部件和确保零部件制造符合性所需的所有信息，已经公开发布并且能够使得任何人都可以生产出该零部件。

(12) 标准热天

一种假设的垂直温度变化，当海平面温度是 39.4℃（103℉）时，从海平面到 36089 英尺，具有相同的温度变化率。标准热天规定的海平面压力与标准海平面条件的压力相同。

(13) 冰雹

指固体颗粒状态的水。为了完成发动机试验，可以自然形成，也可以人为制造。

(14) 冰雹水含量

指空气中以冰雹的形式存在的水的浓度，以每立方米空气中所含冰雹的克数来表示（g/m^3）。

(15) 部件

特定发动机系统中具有独立功能，能够独立安装拆卸，独立构型管理和整体维护的任一属于发动机型号取证构型的设备，通常也称为附件。例如燃油泵、滑油泵、液压泵、热交换器、燃油切断阀、电子控制单元、燃油伺服作动单元、点火激励器、交流发电机、传感器、电缆等。

(16) 材料规范

用于规定材料生产、试验、运输以及材料详细的性能的一整套要求，以保证材料适合其预期应用。材料规范中还对验收要求进行规定，用于保证采购过程中材料的可控性、一致性和可重复性。

(17) 颤振

对于具有转子叶片或静子叶片的系统，颤振是发生在叶片某一固有

频率和相应振型的自激振动。颤振独立于外部激振源，但取决于作为外部能量输入的气流和结构自身的气动弹性特性。

(18) 成附件

一般来说，成件指有明确的标准或规范规定产品技术指标和要求，采购后可直接使用、相对成熟的单一产品，不需要二次加工或处理，例如零部件、元器件等。附件指特定发动机系统中具有独立功能，能够独立安装拆卸，独立构型管理和整体维护的任一属于发动机型号取证构型的设备，例如燃油泵、滑油泵、液压泵、热交换器、燃油切断阀、电子控制单元、燃油伺服作动单元、点火激励器、交流发电机、传感器、电缆等。

(19) 持久极限（疲劳极限）

经过无穷多次应力循环而不发生材料疲劳破坏时的最大应力范围。疲劳极限由稳态应力、温度和其他因素决定。金属材料疲劳极限常用 10^7 次循环疲劳测试表征。

(20) 持久试验

泛指航空发动机适航规定第 F 章和 G 章中规定的耐久性试验，包含但不限于：第 33.87 条规定的持久试验、第 33.90 条初始维修检查试验、第 33.201 条模拟 ETOPS 任务循环的持久试验。

(21) 持续功率或推力损失

指由发动机功率主控参数（例如：转子转速、发动机压比、扭矩、轴马力）表征的发动机功率或推力的永久损失。特别地，对于第 33.68 条，通常持续功率损失在额定起飞功率下计算。

(22) 初始维修检查

在根据第 33.4 条要求提交的持续适航文件中所规定的，确定发动机适航性的必要检查。型号合格证持有人可以在持续适航文件中建议，或在其适航限制章节中规定初始维修检查及其间隔。

(23) 初始维修检查间隔

在执行初始维修检查之前发动机或发动机单元体运行的最大小时数或循环数。

(24) 唇缘面积

进气唇口前缘所围成的面积。对于涡轴发动机，当其进气道设计较

为复杂时，其定义可能会有所不同。

(25) 喘振

指发动机整机的一种响应，其特征表现为发动机压缩系统出现严重的气流堵塞或倒流。

(26) 喘振裕度

指选定的发动机参数在正常稳定工作线下和失速边界下的差值。裕度可以表示为换算流量下的压气机压比的百分比，或换算转速下的压气机压比和流量比值的百分比，也可以采用其它能清晰表示的参数。

(27) 次级电路

包括点火装置的高压电路部分，以及从点火装置的输出端到点火电嘴的连接电缆部分。

(28) 低温起动

在型号规定的极限低温环境中，从发动机型号规定的测量点温度达到环境温度时算起，保温至少 10 小时后的起动，或通过其它方式表明发动机整机温度达到环境温度后的起动。

(29) 低循环疲劳

也称低周疲劳，是指材料在经受较大幅值的交变载荷作用下，在一定的循环次数内，逐渐累积永久性损伤的过程。低循环疲劳通常在 105 循环内萌生可检测的裂纹，裂纹尺寸长约 0.762 毫米（0.03 英寸）、深约 0.381 毫米（0.015 英寸）。

(30) 第一级转子叶片

包括任何容易受吸鸟影响的风扇或压气机外露的第一级转子。按照定义“发动机前部”的描述，第一级转子叶片属于发动机前部。本定义包括有涵道、无涵道和后风扇发动机设计。对于无涵道和后风扇发动机设计，表明第 33.76 条符合性时，应该分别考虑多转子上的叶片（主流道和外流道）。

(31) 点火电缆

点火系统中传递电能的器件。

(32) 点火电嘴

也叫点火器，是将点火电缆传递来的电能转换成电火花，用于点燃燃烧室内可燃混合气的器件。

(33) 点火系统

用于点燃发动机主燃烧室或加力燃烧室内的可燃混合气的点火源系统，包括点火装置、点火电缆（从发电机或飞机电源总线端到点火电嘴中间的所有电缆）、点火电嘴以及点火电路中的其他电子、电气部件。

(34) 点火装置

也叫点火激励器，是将输入电源提供的低压直流或交流电进行积聚和转换，并向外输出能量用于发动机点火的装置。

(35) 冻结系数

水撞击在表面上冻结成冰的质量百分数。冻结系数的取值范围在 0 和 1 之间，它决定了结冰的种类。

(36) 额定 2 分钟一台发动机不工作（OEI）功率

涡轴发动机在第 33.7 条中确定的使用限制内批准单发失效或停车后使用时间不超过 2 分钟的功率。该功率值在如下条件下获得：

(a) 静态；

(b) 申请人声明的海拔高度和温度；

(c) 申请人声明的外部引气和功率提取；

(d) 申请人声明的安装条件或安装损失。

在一次飞行过程中，多发旋翼航空器的一台发动机失效或停车后，其他发动机最多允许三次使用该功率，每次使用时间不超过 2 分钟，此次航后，须完成强制检查和申请人要求的维护措施。

(37) 额定 2.5 分钟一台发动机不工作（OEI）功率

涡轴发动机在第 33.7 条中确定的使用限制内批准单发失效或停车后使用时间不超过 2.5 分钟的功率。该功率值在如下条件下获得：

(a) 静态；

(b) 申请人声明的海拔高度和温度；

(c) 申请人声明的外部引气和功率提取；

(d) 申请人声明的安装条件或安装损失。

在一次飞行过程中，多发旋翼航空器的一台发动机失效或停车后，其他发动机可以多次使用（超过一次）该功率，每次使用时间不超过 2.5 分钟。

(38) 额定 30 分钟一台发动机不工作（OEI）功率

涡轴发动机在第 33.7 条中确定的使用限制内批准单发失效或停车后

仅允许使用一次不超过30分钟的功率。该功率值在如下条件下获得：

(a)静态；

(b)申请人声明的海拔高度和温度；

(c)申请人声明的外部引气和功率提取；

(d)申请人声明的安装条件或安装损失。

(39) 额定30秒一台发动机不工作（OEI）功率

涡轴发动机在第33.7条中确定的使用限制内批准单发失效或停车后使用时间不超过30秒的功率。该功率值在如下条件下获得：

(a)静态；

(b)申请人声明的海拔高度和温度；

(c)申请人声明的外部引气和功率提取；

(d)申请人声明的安装条件或安装损失。

在一次飞行过程中，多发旋翼航空器的一台发动机失效或停车后，其他发动机最多允许三次使用该功率，每次使用时间不超过30秒，此次航后，须完成强制检查和申请人要求的维护措施。

(40) 额定连续一台发动机不工作（OEI）功率

涡轴发动机在第33.7条中确定的使用限制内批准单发失效或停车后可持续使用完成飞行的功率。该功率值在如下条件下获得：

(a)静态；

(b)申请人声明的海拔高度和温度；

(c)申请人声明的外部引气和功率提取；

(d)申请人声明的安装条件或安装损失。

(41) 额定起飞功率

涡轴和涡桨发动机在第33.7条中确定的使用限制内批准使用时间不超过5分钟的起飞功率。该功率值在如下条件下获得：

(a)静态；

(b)海平面、标准大气环境；

(c)申请人声明的外部引气和功率提取；

(d)申请人声明的安装条件或安装损失。

(42) 额定起飞加力推力

涡喷和涡扇发动机在第33.7条中确定的使用限制内批准使用时间不超过5分钟的起飞推力。该推力值在如下条件下获得：

(a)静态；

(b)海平面、标准大气环境；

(c)有流体喷射加力或加力燃烧室燃烧加力；

(d)申请人声明的外部引气和功率提取；

(e)申请人声明的安装条件或安装损失。

(43) 额定起飞推力

涡喷和涡扇发动机在第33.7条中确定的使用限制内批准使用时间不超过5分钟的起飞推力。该推力值在如下条件下获得：

(a)静态；

(b)海平面、标准大气环境；

(c)无流体喷射加力和无加力燃烧室燃烧加力；

(d)申请人声明的外部引气和功率提取；

(e)申请人声明的安装条件或安装损失。

(44) 额定最大连续功率

涡轴和涡桨发动机在第33.7条中确定的使用限制内批准持续使用的功率。该功率值在如下条件下获得：

(a)静态或飞行状态；

(b)申请人声明的海拔高度、标准大气环境；

(c)申请人声明的外部引气和功率提取；

(d)申请人声明的安装条件或安装损失。

(45) 额定最大连续加力推力

涡喷和涡扇发动机在第33.7条中确定的使用限制内批准持续使用的推力。该推力值在如下条件下获得：

(a)静态或飞行状态；

(b)申请人声明的海拔高度、标准大气环境；

(c)有流体喷射加力或有加力燃烧室燃烧加力；

(d)申请人声明的外部引气和功率提取；

(e)申请人声明的安装条件或安装损失。

(46) 额定最大连续推力

涡喷和涡扇发动机在第33.7条中确定的使用限制内批准持续使用的推力。该推力值在如下条件下获得：

(a)静态或飞行状态；

(b)申请人声明的海拔高度、标准大气环境；

(c)无流体喷射加力和无加力燃烧室燃烧加力；

(d)申请人声明的外部引气和功率提取；

(e)申请人声明的安装条件或安装损失。

(47) 二次损伤

第 33.19 条(a)款中二次损伤指由失效叶片所导致的损伤或失效，包括但不限于失效叶片所在级或其他级转子或静子叶片损伤缺失、部分脱落或者全部脱落。

(48) 发动机的安装构件和结构

发动机的安装构件和结构是指将发动机安装在航空器上，用于传递发动机载荷给航空器的相关发动机结构，如主安装节、辅助安装节、推力连杆、一体化设计的机匣安装点等，以及这些结构相关的连接件。

(49) 发动机飞行循环

预期的平均飞行剖面，由典型使用中的发动机工作参数和工作条件构成。

(50) 发动机功率和推力额定值

发动机功率和推力额定值是发动机型号设计的一部分，由发动机型号合格证申请人选定，由中国民用航空局认定并包含在 TCDS 中，用于描述规定条件下涡轴和涡桨发动机的功率以及涡轮喷气发动机的推力。

(51) 发动机机匣烧穿

指火焰烧穿发动机机匣，致使高压高温的气流从发动机内部逸出。

(52) 发动机结构

第 33.94 条和第 33.19 条(a)款中的发动机结构指由型号设计定义的，围绕发动机主要转子部件从最前端安装边延伸到最后端安装边的整个结构。

(53) 发动机静承压件

第 33.64 条中所涉及的发动机静承压件指承受较大气体或液体压力载荷的静子零部件，或其设计受其所需要容纳的气体或液体压力影响的静子零部件。发动机静承压件一般包括但不限于：压气机机匣、燃烧室机匣、涡轮机匣、热交换器、引气电磁阀门、发动机起动系统部件、燃油系统部件、滑油系统部件、和液压系统部件。所有的加油口盖都需要

特别注意。

(54) 发动机前部

指发动机可能与鸟发生碰撞的部分，包括但不限于：

(a)进口安装部件（如进气传感器）；

(b)鼻锥；

(c)风扇或压气机转子上的帽罩（中心体）；

(d)发动机进口导叶组件；

(e)发动机防护装置（如滤网或进气挡板过滤器）；

(f)风扇或压气机叶片（包括前/后风扇设计）。

(55) 发动机热浸状态

瞬态工作期间，工作流体介质与发动机金属之间存在显著的净热流，这与稳态工作时净热流可忽略不计的情况不同。比如说，由于从慢车加速到满功率或满推力，发动机机体必须浸透到一个新的更高的稳态工作温度，一般需要吸收额外燃油能量。这种从工作流体到金属的净热传递称为热浸，其对发动机性能有显著影响。

(56) 发动机限寿件

发动机限寿件是指原发失效可能导致危害性发动机后果的转子及主要静子结构件。本咨询通告所涉及的危害性发动机后果为第 33.75 条(g)(2)项中所列的任意一项。

(57) 发动机正常工作期间

在本咨询通告中，发动机正常工作期间指的是一次典型飞行中从发动机起动到发动机停车的时间范围。

(58) 发动机转子单元

每个风扇、压气机、涡轮都可被视为发动机转子单元。一个发动机可能有多个发动机转子单元，例如高压压气机、高压涡轮、中压压气机、中压涡轮、低压压气机、低压涡轮等。

(59) 翻修

在 CCAR-33 部附件 A 第 A33.3 条生产商翻修数据手册框架下，为获批恢复发动机运营而进行的分解、清洗、检查、按需的修理或更换、重新装配和试验过程。翻修对应于整机的分解，而不是个体零部件的维修或装配。

(60) 防火

零部件在规定的状态下经受标准火焰作用 15 分钟后，仍具备执行预期功能的能力。

(61) 飞行包线

所有被批准的运行状况，包括地面和空中运行，以及飞行中的风车转动。

(62) 高温起动

在型号规定的极限高温环境中，从发动机型号规定的测量点温度达到环境温度时算起，保温至少 10 小时后的起动，或通过其它方式表明发动机整机温度达到环境温度后的起动。

(63) 隔圈

指发动机中为了隔离两个空间的结构，典型的如封严盘。

(64) 工程计划

确定和维持发动机限寿件寿命能力的计划。工程计划应包括实现发动机限寿件寿命能力所需的所有假设、技术数据和工作措施。申请人应在取证过程中建立和实施工程计划，并在证后也要持续实施。

(65) 工艺规范

需经严密控制才能保证持续生产出符合型号设计的优质产品的技术规范。工艺规范主要包括适用范围、制造过程及控制要求、所用材料、设备和人员的控制要求，以及质量控制标准与记录，储存要求或其他保护型材措施。

(66) 工作包线

工作包线通常指各种发动机包线，如起动包线、速度包线、大气温度-压力高度包线、工作姿态包线等。

(67) 功率保证程序

根据发动机热力学模型、性能特性数据、性能特性变化数据、最差发动机模型等数据建立的程序，用来评估每台定义了 OEI 功率的涡轴发动机在寿命期内能否达到最小到最大功率区间内任何可能的功率水平。

(68) 功率提取

按航空器要求条件，从发动机传动轴，提取部分功率供航空器及附件使用。

(69) 共振

当激振频率和零部件的一个固有频率接近或重合而导致振幅增大的一种现象。每个共振响应对应唯一的振动模态。

(70) 关键部件

失效后会导致危害性发动机后果的发动机部件。

(71) 关键点

指发动机飞行包线内，工作裕度降至最低水平的发动机工作状态。工作裕度应考虑压气机喘振和失速裕度，燃油控制降转裕度，燃烧室熄火裕度以及仪表传感器错误。

(72) 关键转子叶片

脱落后对结构包容性危害最大，或导致最大转子不平衡的压气机/风扇叶片和涡轮叶片。

(73) 关键撞击参数

指对于所规定的吸鸟条件，用于描述对发动机造成最大撞击损伤的应力、应变、变形、扭曲或其他状态的参数。

(74) 过大的振动

振动导致的失效、损伤、磨损超出了经批准的限制，或妨害了发动机的预期运行。

(75) 过滤度

带标准试验颗粒群的一定容积试验用油，通过过滤器时，滤前 X 尺寸的颗粒数与滤后 X 尺寸颗粒数之比称为过滤度。

(76) 海平面标准条件

在标准大气中，海平面的温度、压力和密度的值（温度 =15℃（59℉），压力= 29.92in.Hg，密度 1.225kg/m^3（0.0023769slugs/ft^3））。

(77) 耗材

在发动机维护时用于发动机或其部件的消耗性材料。

(78) 红线状态

指发动机在相应额定值下工作时不允许超出的限制值，包括稳态，以及瞬态（适用时）的最高物理转速、燃气温度、或输出轴扭矩（针对涡轴或涡桨发动机）限制值。针对型号合格审定，型号合格数据单（TCDS）规定了每一个批准的发动机额定值相应的红线状态。

(79) 换算转速（Nc）

将转子的物理转速通过转子单元体入口条件与15℃（288.15K）的标准大气温度条件进行换算后得到。换算经验公式为：

$$N_c = \frac{N_r}{\sqrt{\frac{T_{inlet}}{288.15}}}$$

其中：

－N_c和N_r分别表示换算转速和物理转速；

－T_{inlet}表示转子单元体入口的开尔文温度（K）。

(80) 混合冰

一种明冰和霜冰的组合。一般先结明冰，之后霜冰覆盖在明冰之上。形成混合冰的温度、液态水含量、水滴直径介于形成明冰与霜冰的条件之间。

(81) 机械增压发动机

一种具有机械增压装置（压气机）的发动机，在海平面条件下提供等于或大于正常吸气发动机的歧管压力，并将歧管压力保持至临界高度。

(82) 极限载荷

极限载荷是由申请人识别的与发动机失效情况或飞机紧急机动相关的最大载荷。

(83) 极小可能

指失效事件的发生概率处于10^{-7}至10^{-9}每发动机飞行小时之间。

(84) 降转

发动机燃油控制稳态工作线达到燃油控制加速工作线，导致发动机转子转速出现非指令性下降的现象。

(85) 结冰条件

气象条件由下列参数定义：

(a)液态水含量（Liquid Water Content，简称LWC）

空气中液态水的浓度，通常由每立方米空气中水的克数来表示。

(b)中位体积直径（Median Volume Diameter，简称MVD）

该直径将水的总体积分数按照一定的水滴分布一分为二（即一半体积的水滴直径大于MVD，另一半体积的水滴直径则小于MVD）。

(c)平均有效直径（Mean Effective Diameter，简称MED）

类似于MVD。当水滴直径满足朗缪尔分布时，MVD等同于MED。

(d)总温

未受扰动的环境温度加上动压导致的温升。在试验台开展结冰试验时，发动机进口总温为 CCAR-25 部附录 C 中规定的环境温度加上飞行空速导致的温升。

(e)静温

由飞机某处测量得到的总温减去飞行速度导致的温升，所得到的环境温度。CCAR-25 部附录 C 中规定的温度为环境静温。

(86) 结构化检查

区别于固定翻修周期的维修检查方式，结构化检查指发动机生产商对发动机特定的零部件采取差异化的检查间隔的维修检查方式。

(87) 进口喉道面积

是一种安装限制，等于发动机短舱进气道最小内径处的投影面积。

(88) 进气系数

短舱进气道唇缘面积（AH）与被捕获的空气流管面积（AC）之比（进气系数=AH/AC）。特别地，对于第 33.68 条，进气系数依赖飞机空速和发动机功率状态，用于对比进气道唇口处与低压压气机或核心机处可能结冰的液态水量。进气系数的影响依赖于水滴直径、空速、发动机功率状态以及发动机的几何形状和尺寸。对于涡轴发动机，由于进气道设计更为复杂，其定义可有所不同。

(89) 可达性

是指维修或维护部件时，接近部件的难易程度。

(90) 可维护性

是指衡量一个部件可以进行拆卸、放油或清洗等修复过程的难易程度。

(91) 客户引气

客户引气是从发动机主流道向该发动机本体之外提供的用于实现航空器功能需求和其他发动机功能需求的引气，如座舱增压引气，机翼防冰引气，短舱防冰引气，燃油箱惰化引气，以及提供给其他发动机起动使用的交叉引气等。

(92) 控制温度站位

指与规章要求的超温试验中温度增加值相对应的发动机涡轮进口位

置。

(93) 冷态起动

发动机停车时长大于规定时长，或发动机型号规定的测量点温度与环境温度差值小于规定值时的起动。

(94) 临界高度

在标准大气中，能保持规定转速、规定功率或规定歧管压力的最大高度。除非另有说明，临界高度是指在最大连续转速下，可以保持下列任一状态的最大高度：

(a) 最大连续功率。此时此高度的额定功率应与发动机在海平面的额定功率相等。

(b) 最大连续额定歧管压力。发动机的最大连续功率受歧管压力影响。

(95) 临近堵塞指示

燃油污染物积聚造成燃油滤进出口压差增大，当压差达到某一设定值时，发动机给出临近堵塞信号，提示污染物堵塞，此时旁通活门仍处于关闭状态。

(96) 流体喷射系统

航空发动机采用除燃油外的其他流体（一般为水）实现增大推力或功率的系统。

(97) 慢车

指发动机 0%油门杆位时的工作状态。

(98) 明冰

当温度接近且低于冰点时，在具有高液态水含量和大水滴尺寸的空气中形成的一种透明的、坚硬的冰。水滴撞击表面后没有立即冻结，而是沿表面向后流动直至冻结。明冰一般具有非气动外形，对导致冰脱落的气动力更加敏感。相比霜冰，明冰有较低的冻结系数和较低的黏附特性。明冰通常发生在发动机静止件上。

(99) 纳污容量

当过滤器达到规定的极限压降时，被滤芯截留的污染物总重量。

(100) 耐火

零部件在规定的工作状态下经受标准火焰作用 5 分钟后，仍具备执行预期功能的能力。

(101) 耐用性

在规定的时间周期内，发动机抗裂纹（包括低循环疲劳、振动、腐蚀等引起的裂纹）生成、腐蚀、恶化、热退化、剥落、磨损以及抗外物和内物损伤影响并阻止局部失效影响进一步扩展的能力。

(102) 批准的尺寸限制

批准的尺寸限制又称作可接受的尺寸增长限制，是指在不会导致危害性发动机后果的前提下，轮盘各个位置最大允许尺寸增长量。这些经批准的尺寸限制用于支撑在持续适航文件（ICA）中根据发动机转子超转等级选择实际的使用限制值。

(103) 批准的寿命限制

局方批准并且列于持续适航文件适航限制章节中的零部件强制更换寿命，也称批准寿命。局方会在申请人确定的寿命限制基础上乘以安全系数（小于等于 1）确定批准寿命。

(104) 破坏压力

该条款中特指第 33.64 条(a)款(2)项(i)-(iii)目中规定的压力。

(105) 破裂裕度

破裂裕度是预测的破裂转速与最大允许转速之间的比值，通常表示成百分比的形式。

(106) 起动成功

发动机由起动机从静止拖动到发动机转速至慢车状态，运转稳定，即为起动成功。

(107) 起动时间

指从起动机通电到发动机进入慢车状态的时间。

(108) 热态起动

发动机停车时长小于规定时长，或发动机型号规定的测量点温度与环境温度差值大于规定值时的起动。

(109) 润滑系统

指向发动机的轴承腔及轴承、齿轮箱及齿轮或花键等部位提供润滑油实现对该部位润滑、冷却、清洁作用的系统。一般包括滑油箱、滑油滤或滤网、滑油散热器、滑油泵、滑油管路、螺旋桨变距作动机构以及监视滑油系统正常工作的告警装置。

(110) 散布角

从单级转子旋转平面的中心（与发动机轴心线的交点）向前或向后量得的角度。

(111) 设计目标风险

材料、制造或使用引起的缺陷所导致的相对失效风险，同时也是评价概率损伤容限评估结果的准则。设计目标风险以部件级事件发生率和/或发动机级事件发生率表示。由于没有考虑对失效风险有影响的全部变量，而且不能精确量化所有变量，因此，对于失效风险的数值预测仅能作为评估同等输入条件下不同工程方案的比较基准。这一点有别于绝对失效风险，绝对风险分析尝试评估所有重要变量的影响，以计算未来发生安全性和/或可靠性事件的绝对值。相对失效风险分析通常用于设计优化以满足预定的目标要求，或者用于参数化研究。

(112) 声明的飞行包线

所有的空中和地面运行状态，包括起动和停车。

(113) 失速

指在一级或多级压气机叶片发生的气流分离现象。

(114) 失效

零部件状态发生使其不能实现预定功能（本咨询通告中特指包容高压流体功能）的改变。

(115) 使用管理计划

确定发动机限寿件的使用维护要求以及零部件修理限制的计划，使该限寿件能够保持工程计划所要求的属性。这些维护要求和限制写入持续适航文件。

(116) 使用限制

使用限制是经中国民用航空局型号合格审定确定的发动机安全限制值（如转子红线转速、涡轮进口红线温度、滑油温度和压力等）、工作包线和某些特定使用场景限制等。

(117) 寿命管理

指一系列相互关联的工程、制造和使用支持行为，用来确保发动机限寿件在失效前退出服役。

(118) 寿命限制

以有限的飞行次数或飞行循环数表示的限寿件使用限制。限寿件的

实际飞行循环数不能超过该限制值。对转子件，一般为萌生一条长约0.762毫米（0.03英寸）、深约0.381毫米（0.015英寸）的裂纹所需的最小飞行循环数。对于承压的静子限寿件，可以是裂纹萌生寿命与部分剩余裂纹扩展寿命之和。

(119) 霜冰

当温度较低时，在具有低液态水含量和小水滴尺寸空气中形成的一种混浊的、白色的冰。霜冰通常有较好的气动外形，发动机旋转和静止构件上都有可能结成霜冰。霜冰的冻结系数较高，通常接近1。霜冰一般具有比明冰更高的黏附特性和更低的密度。黏附特性随温度降低而增大，但当温度降至某一临界值之后，黏附特性将不再随温度的降低而增大，而是呈现基本不变的趋势。

(120) 瞬时功率损失

由瞬态事件（例如脱冰）导致的发动机功率或推力的短时下降。

(121) 损伤容限

寿命管理过程中的一个组成部分，识别部件由于材料内部构造、材料加工、部件设计、制造或使用而导致的潜在缺陷，并通过综合应用断裂韧性设计、断裂力学、工艺控制和无损探伤处理潜在缺陷。

(122) 拖动时间

指起动机从通电到断电的时间。

(123) 外部管路、接头和其它部件

主发动机机匣、框架和其它主要结构外部用于输送易燃液体的发动机部件。这些部件包括但不限于燃油或滑油管路、附件传动机匣、油泵、热交换器、阀和发动机燃油控制单元。

(124) 外部件

指直接或间接安装在发动机机匣外部的部件，包括发动机成附件、发动机系统部件、发动机连接件、管路及传感器等。外部件主要包括以下内容：

(a)部件和附件（Components and Accessories，以下简称C&As）。作为发动机及其系统一部分的独立部件和附件。例如：全权限数字发动机控制（FADEC）、燃油计量装置（FMU）、泵、执行机构、点火器、温度探针、油滤、传感器、阀等；以及发动机附件，如附件齿轮箱；

(b)发动机系统（Engine Systems）。各种发动机系统，如电气系统、滑油系统、燃油系统等，其包含 C&As 及相关部件。例如，燃油系统包含的 C&As 有燃油泵、油滤、流量计等，以及软管、硬管、阀、接头等部件；而电气系统包含 C&As（如发电机）和连接电缆等；

(c)装配硬件（Assembly Hardware）。将 C&As 和发动机系统贴附、安装、连接到发动机上的托架、支撑、导管、隔圈、硬管，以及其它所有装配和固定元件。这里仅限于那些对发动机振动敏感的装配硬件，并且这些部件失效后会妨碍发动机及 C&As 系统功能和结构完整性，或造成发动机出现危害性后果；

(d)外部件还包含给发动机机匣上的部件提供数据的发动机流道中的传感器件，例如：温度、压力及速度探针或拾振器等。

(125)　危害性发动机后果

危害性发动机后果指第 33.75 条(g)款(2)项中所列出的任意一种情况：

(a)非包容的高能碎片；

(b)客舱用发动机引气中有毒物质浓度足以使机组人员或乘客失去能力；

(c)与驾驶员命令的推力方向相反的较大推力；

(d)不可控火情；

(e)发动机安装系统失效，导致非故意的发动机脱开；

(f)完全失去发动机停车能力。

(126)　危险量

足以维持火焰强度及持续时间，并显著提高着火危险或导致发动机危险状况的易燃液体、蒸汽或其它材料的总量。如果不能适合地确定可燃液体的危险量，对于燃油，可以定义为至少 0.25 升，对于其他可燃液体，可定义为具有与 0.25 升燃油燃烧所释放的热量相当的可燃液体量。

(127)　危险状况

危险状况指第 33.75 条(g)款(2)项中列出的危害性发动机后果，或任何其它由于暴露在火中而危害发动机持续安全运行与停车的状况。

(128)　稳定静态

发动机稳定运行的工作状态。

(129)　涡轮增压器

往复式发动机上由废气驱动的装置。本定义适用于：

(a)常规涡轮增压发动机。其涡轮增压器可维持发动机在临界高度具备与海平面高度相当的歧管压力。

(b)涡轮机械双增压发动机。涡轮增压器在海平面条件下提供比正常吸气式发动机更大的歧管压力，并在临界高度保持此压力。

(130) 涡轮组件

33.88 条款中所涉及的涡轮组件包括：叶片、盘、鼓、隔圈、轴、封严、静子、导向器和支撑结构等。

(131) 物理转速（Nr）

转子系统未经换算的旋转速度，以每分钟转速为单位（rpm）。

(132) 熄火

指燃烧室内的火焰熄灭。如果没有后续操作人员或自动恢复系统的介入，通常导致发动机降转和最终停车。

(133) 吸鸟

指鸟类进入发动机进气道或撞击发动机结构。

(134) 系统

为执行特定功能而相互关联的部件的组合，例如控制系统、点火系统、燃油系统、滑油系统、空气系统、液压系统等。

(135) 显著振动

振动应力超过可接受裕度水平的振动状态。

(136) 限制载荷

限制载荷是各安装构件和结构在预期工作状态下受到的最大载荷。

(137) 验证压力

该条款中特指第 33.64 条(a)款(1)项(i)-(iii)目中规定的压力。

(138) 样本转子

样本转子是指满足以下准则的试验用转子或转子组件（包含挡板、隔圈、叶片锁定装置等）：

(a)样本转子能够代表待验证转子的典型设计特征；

(b)样本转子的材料特性和尺寸等信息是已知的。

(139) 引气系统

安装在发动机上，通常与压气机部件相连，从压气机某级获得引气，

为航空器和发动机提供所需气源的系统。

(140) 油气混合运转

在不同功率和转速条件，发动机按照一系列油气混合响应曲线运转，以确定无爆震的工作包线。

(141) 有影响零部件

对发动机限寿件完整性产生直接或间接（如寿命分析时的边界条件）不利影响的零件。

(142) 雨

指水的液滴状态。为了完成发动机试验，可以自然形成，也可以人为地通过喷嘴喷洒水产生。

(143) 雨水含量

指空气中以雨的形式存在的水的浓度，以每立方米空气中所含雨的克数来表示（g/m^3）。

(144) 预点火

在正常点火之前，不受控制的点火。

(145) 原发失效

在未受到其它零部件或系统失效造成的影响下，由于自身经受循环应力而产生的失效称为原发失效。

(146) 元器件

一般来说，指在电子线路或电子设备中执行电气、电子、电磁、机电和光电功能的基本单元。该基本单元可由一个或多个零件组成，通常不破坏是不能将其分解的。

(147) 云层水平范围系数

云层具有云层垂直（垂直范围）或水平（水平范围）距离，垂直范围通常用英尺衡量，水平范围则用海里衡量。云层水平范围系数是一个无量纲数，该系数利用云层长度来确定云层的平均液态水含量（可参照CCAR-25 部附录 C）。

(148) 运行转速范围

物理转速及换算转速（如适用）达到并涵盖了第 33.7 条规定的额定转速及限制转速。

(149) 运转所必需的附件载荷

只维持发动机运转的附件齿轮箱上的负载提取。

(150) 运转所必需的引气

为发动机内部冷却、封严等所用引气。

(151) 暂时功率损失

发动机在遭遇结冰环境期间发生的功率或推力的下降或损失。这可能与吸入过冷液滴或冰粒有关，或者与发动机流道内的积冰有关。对于暂时功率损失的数值，申请人应与航空器方进行沟通。

(152) 增压油箱

增压油箱是指高于环境压力的油箱。

(153) 着火危险

易燃液体、蒸汽或其它物质非故意地泄漏或聚集；或导致火区产生非故意点火源的失效或故障，或暴露在火中或持续的、非自熄的火焰导致的潜在危险状况。

(154) 正常工作压力

大多数飞行中可能出现的最大压力差，包括阀门或喷孔正常运行导致的压力脉动。

(155) 正排量泵

也叫容积泵，是指利用泵缸内容积的变化来输送液体，即每工作循环排出的体积恒定，排出量不随负载变化的泵。

(156) 指定火区

指根据航空器防火验证要求确定的火区，其具体定义参见《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》(CCAR-23-R3)、《运输类飞机适航标准》(CCAR-25-R4）和《运输类旋翼航空器适航规定》(CCAR-29-R2）中第 23.1181 条、第 25.1181 条及第 29.1181 条等条款。

(157) 指示温度站位

指超温试验中对温度进行测量的位置，一般为：涡轮进口温度（TIT）位置、排气温度（EGT）位置、涡轮级间温度（ITT）位置。

(158) 制造计划

确定限寿件具体加工工艺要求的计划。制造限寿件的定义文件（图纸、程序、技术规范等）应包括计划所确定的加工工艺要求，以确保能够一致地生产出具有工程计划所要求属性的发动机限寿件。

(159) 中冷器

安装在发动机进气系统中的涡轮增压器或机械增压器压气机出口处，旨在降低压缩空气温度的装置。

(160) 轴系

轴系是指在做功部件（如涡轮）和耗功部件（如风扇、压气机）之间传递扭矩的部件系统。轴系至少包括以下零件：驱动轴、齿轮、齿轮箱、转子悬臂、端轴、轮毂等。

(161) 轴向飞出叶片碎片

转子叶片失效后由压气机进口或者涡轮出口飞出的转子叶片碎片。

(162) 转子

转子是风扇、压气机或涡轮组件上独立的一级，这些组件可能是通过螺栓连接或焊接组合在一起。

(163) 转子锁定

转子锁定是发动机的一种瞬态、暂时的热状态，是发动机空中停车或熄火后，发动机核心机转速下降至零，在随后的风车或辅助起动尝试时发动机核心机转子无法转动的现象。

(164) 转子锁定装置

转子锁定装置是用于发动机空中停车后，阻止飞行中主转子系统持续转动的机械装置。

(165) 转子拖拽

由于发动机附件载荷作用或间隙减小导致的转、静子严重碰磨，发动机在风车状态下转速下降的现象。

(166) 转子完整性

转子完整性是指转子承受第 33.27 条规定的超转条件的能力。

(167) 自动恢复系统

确保发动机在干扰（即功率损失或失速）发生之前或者之后立刻正常运行的发动机系统，该系统无需人工干预。自动恢复系统包括自动再点火系统，失速恢复系统，以及其它用来在发生熄火、喘振、失速或这些情况的组合之后恢复发动机操作性的系统。

(168) 姿态包线

由航空器的俯仰角度、翻滚角度以及对应的运行工况和持续时间所组成的包线。

(169) 最差发动机

指一台新发动机，其工作参数对于吸鸟考核处于最严苛的状态。这些工作参数包括但不限于功率或推力、涡轮温度和转子转速。

(170) 最大发动机超扭

最大发动机超扭适用于带自由动力涡轮的涡轴和涡桨发动机，可在除时间小于或等于 2 分钟 OEI 之外的所有发动机额定值工况使用。最大发动机超扭是涡轴或涡桨发动机自由动力涡轮转子组件的最大扭矩，该扭矩是意外发生的，持续时间不超过 20 秒，除了需要查明事件发生的原因并改正外，不需要采取任何维修措施，也不需要拆除发动机。

(171) 最大工作压力

最不利运行条件（例如飞行速度、高度、环境温度、发动机转速和一台发动机不工作（OEI）额定值）下可能出现的最大压力差，包括阀门或喷孔正常操作运行时的所有压力脉动和较大喘振压力。

(172) 最大可能压力

服役中可能出现的最不利运行条件（例如飞行速度、高度、环境温度、发动机转速和一台发动机不工作（OEI）额定值）下，同时发生任何发动机相关部件或控制系统失效、或高于极小可能的失效组合时，可能出现的最大压力差。应考虑阀门和控制器正常或应急使用时的所有压力脉动和较大喘振压力。

(173) 最大位置

发动机额定起飞功率或推力状态对应的功率控制杆位置。

(174) 最大允许转速

发动机红线状态之一，是指发动机在局方批准的功率状态（包括瞬态）工作时不能超过的最高物理转速。该转速限制值需要在型号合格数据单（TCDS）中进行规定。

(175) 最关键发动机应力状态

第 33.64 条(a)款(1)项和(a)款(2)项中所规定的各压力条件下的强度裕度最小状态。

(176) 最小位置

发动机最小功率或推力状态对应的功率控制杆位置。

2.2 缩略语

AC：咨询通告

AEO：航空器所有发动机工作
ALS：适航限制章节
APU：辅助动力装置
ATA：美国航空运输协会
CAAC：中国民用航空局
CCAR：中国民用航空规章
CIP：关键撞击参数
CPA：关键点分析
DTR：设计目标风险
EECS：电子发动机控制系统
EECU：发动机电子控制单元
EGT：排气温度
ETOPS：延程运行
ICA：持续适航文件
ICD：接口控制文件
IMI：初始维修检查
ISO：国际标准化组织
ITT：涡轮级间温度
LCF：低循环疲劳
LWC：液态水含量
MED：平均有效直径
MOC：符合性方法
MVD：中位体积直径
NVH：噪声震动和平顺性
OEI：一台发动机不工作
PHMU：健康诊断管理系统
POD：可检出概率
POF：失效概率
RPM：转/每分钟
SLD：过冷大液滴
TC：型号合格证
TCDS：型号合格数据单

TIT：涡轮进口温度

TLD：限时派遣

AC 33.4 持续适航文件

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求申请人编写并在规定时间内提供持续适航文件，以保证发动机在交付后的持续适航。条款明确了持续适航文件的编写规范、分类、格式和内容要求，以及持续适航文件的修订、构型控制和分发程序的要求。

2. 可接受的符合性方法

满足本条款可接受的符合性方法为说明性文件。

2.1 总则

本咨询通告中所指的申请人包括正在进行型号取证的申请人和未完成持续适航文件的持证人。

持续适航文件通常包括维护手册、翻修手册及其它与持续适航文件相关的文件（如由零部件供应商提供的说明性文件、部件维护手册）。针对持续适航文件各手册的内容指导在本咨询通告 2.2 节至 2.5 节中详细说明。本节对持续适航文件完成时限、内容覆盖性、修订/分发/构型控制和格式提供相关指导。

2.1.1 持续适航文件的完成时限

在颁发发动机型号合格证前，申请人应向中国民用航空局（CAAC）提交持续适航文件并获得认可。申请人尽最大可能在颁发 TC 前完成所有持续适航文件的编制。

对于某些在取证时尚未确定配装航空器的发动机型号或因其它局方可接受的原因，在申请人制定了详尽的满足下列要求的计划条件下，取证时申请人提交的持续适航文件可以是不完备的：

(1) 申请人有计划保证在交付第一架配装该发动机的航空器之前完成持续适航文件，或者

(2) 申请人有计划在配装该发动机的航空器获颁适航证之前完成持续适航文件。

上述时间以靠后的时间节点为准。

一般来说，颁发发动机 TC 时，维护手册应当获得局方认可，适航限制章节得到局方批准，翻修手册可以按照计划在 TC 后完成编制并获得局方认可。

如果颁发发动机 TC 时，持续适航文件尚未完备，TCDS 中应注明："发动机持续适航文件尚未完成，直到持续适航文件完成并被 CAAC 认可前，任何配装该发动机的航空器都不具备获得适航证的条件"。翻修手册完成并获得局方认可前，TCDS 中应注明："发动机翻修手册尚未完成，不允许任何人对发动机开展翻修或任何形式的深度维护工作"。

2.1.2 持续适航文件内容覆盖性

持续适航文件必须包含针对所有发动机零部件的说明，可以对每个零件单独进行说明，也可以作为组件或系统的一部分进行整体说明。对组件或系统的整体说明应详细具体，足以保证整机的持续适航性，即使缺少对某些给定零部件的说明时，也不会对运营人维持发动机适航性的能力产生不利影响。申请人应综合考虑适航限制、安全性评估、部件分类和符合性要求，确定单独对零件、部件、组件或单元体编制持续适航文件的必要性。

对于高度复杂的发动机零部件，可由这些零部件制造商编制相关说明文件，并提交给发动机型号合格证申请人以便完成持续适航文件的编制。申请人应在持续适航文件中按照修订级别和发布日期清晰地交叉引用这些由零部件制造商提供的说明文件。这些说明文件是持续适航文件的一部分，应提供给那些被要求符合它的其他人员或单位。

申请人在持续适航文件中应提供对于维持发动机适航性所需的详细检查计划的说明，并说明根据门槛值所开展的具体检查项目。当发动机在车间内进行翻修，零部件暴露至可检查状态时，发动机翻修手册应提供对零部件检查的说明，以确定零部件能否返回使用。

2.1.3 修订、分发、构型控制

申请人应制定一个控制所有持续适航文件内容和分发的程序。申请人应建立内部程序以控制如何对持续适航文件进行更改和分发。分发给航空器制造商、发动机所有人和运营人的持续适航文件应包含完整的修订信息，包括修订号或级别、受影响的页面或章节以及修订日期。

申请人应在持续适航文件中提供一种发动机构型控制方法，以确保所有零件、部件及其组合符合型号设计，并且在装配或更换过程中能够

正确识别发动机构型。

2.1.4 格式

CAAC 接受包括 ATA100、ATA2200、S1000D 等规范在内的多种持续适航文件格式。持续适航文件应以清晰、合乎逻辑和易用的方式来编排，所有需要提供的内容应直接包含在手册中或引用相关文件。

申请人可以将持续适航文件编制成一本手册，也可以编制为多本手册。当申请人编制多本手册时，应有一本“主手册”，其中包括对其它手册、章节的划分和使用说明的描述，同时包含一个列出所有其它手册或章节的目录表，主手册一般是维护手册。本咨询通告中使用“维护手册”和“翻修手册”指代编为多本手册中的维护手册部分和翻修手册部分，或者编为一本手册时的维护章节和翻修章节。

无论采用何种文件格式，持续适航文件都必须用中文编写。在涉及产品的设计、生产、使用、维护等技术方面的内容时，应采用公制单位系统，若采用英制单位或其它单位必须特殊注明。

申请人应通过手册修订的方式将适用的最新信息纳入到持续适航文件中。一般不推荐申请人使用服务通告来替代对持续适航文件的修订。如果申请人希望将服务通告作为参考文件纳入到持续适航文件中，则需要满足下列准则：

(1)持续适航文件中引用的服务通告应注明具体版本，不允许引用将来的版本，如“最新有效版次”这样的描述。

(2)服务通告中的技术内容应获得 CAAC 的批准。

(3)服务通告应当分发给全体发动机所有人。

2.2 发动机维护手册

发动机维护手册主要用于提供发动机在役外场维护的指导说明，确保发动机处于安全可用状态，保持航空器的固有安全水平。

通常，手册主要包含概述性资料、发动机使用和控制、勤务资料、安装说明、定期维护资料、排故资料、拆卸和更换说明、维护工具和设备、耗材、适航限制章节。

2.2.1 概述性资料

维护手册应提供开展发动机维护工作所必需的概要性说明，包括对发动机特征、零部件、系统及安装的总体说明。上述说明应包括必要的

警告、警示和指导，例如标注所采用的公制单位或其它信息。

2.2.2 发动机使用和控制

维护手册应提供发动机控制和使用的详细说明，以便运营人根据持续适航文件中规定的维护等级开展维护工作。此外，还应给出发动机及其零部件起动、运转、试验和停车方法的资料，包括采用的特殊程序和限制。

2.2.3 勤务资料

维护手册应提供发动机勤务点（例如窥视孔等）、油箱容量、液体类型、系统压力（例如维护辅助系统、压力加油等）、安装和维护时必须的润滑点位置、润滑剂类型和勤务工作所需的设备、程序等信息。勤务资料不仅应涵盖属于发动机型号设计的零件，还应涵盖不属于发动机型号设计，但整体安装或依赖于发动机工作的系统或零部件，如附件或螺旋桨共用的滑油系统、齿轮箱的接口等。

2.2.4 安装说明

维护手册应提供发动机的安装说明。安装说明应涵盖所有安装在发动机上的盖板或由发动机驱动的附件等。对于那些属于发动机型号设计的零部件和附件，需要提供完整的安装说明。对于发动机未来使用中需要安装的非发动机型号设计本身的附件和零部件的区域，应提供接口说明和恰当的规范、警告或警示。

2.2.5 定期维护资料

维护手册应提供对发动机整体进行定期维护的指导资料。定期维护资料应能够保证整机的持续适航性，无需涵盖每一个零部件，但应确保即使缺少某些零部件的定期维护资料也不会对整机的持续适航性产生不利影响。对于那些无需定期维护的零部件，应在持续适航文件中声明当该零部件暴露至可检查状态时应进行相应的检查。

申请人应提供一个或多个定期维护选项，即提供在装机状态下对发动机零部件和附件进行监控和勤务维护的项目，或者提供对产品进行定期维护或翻修的指导。例如，可以对发动机的每个单元体、组件、子组件、附件或零件定义一个“软时限”。如果将发动机从航空器上拆下，持续适航文件应提供必要的维护或翻修说明，以确定这些单元体、组件、子组件、附件或零件是否具备重新装机并继续使用的条件。也就是说，当发动机累积了相当多的工作小时数或循环数之后，需要将发动机、单

元体、部件装配体分解到零件级并开展翻修工作，以便发动机重新投入使用。相关的翻修说明可以参考本咨询通告第 2.3 节的内容指导。

对于零部件的定期维护而言，申请人可以参考引用零部件制造商提供的定期维护资料。这种情况下，零部件制造商的部件手册成为持续适航文件的一部分，并且申请人对维护手册中的定期维护资料负有责任。

申请人应在手册中定义开展零部件定期维护的时机。在某些情况下，由于维护工作的复杂性，只有原始设备制造商被批准可以对零部件进行维护。此时，可以在持续适航文件中只引用推荐的定期维护周期以及制造商的名称和地址。持续适航文件应当明确地索引部件手册，并且即使引用由零部件制造商提供的部件手册作为持续适航文件的一部分，TC 持有人仍然承担持续适航文件的全部适航责任，并应按照第 A33.1 条的要求制定程序，控制手册的内容、更改和分发。

为了保证发动机的持续适航性，申请人必须在维护手册中给出相应的定期检查计划。申请人应当根据初始维修检查要求（由第 33.90 条初始维修检查所要求的试验获得）、其它审定和研发试验的结果和使用经验等制定定期检查计划。检查计划应当包括检查周期、频率、所涉及的零部件等。如果适用，还可以基于相同或相似型号设计发动机的抽样计划或服役经验，给出调整检查周期的程序。

2.2.6 排故资料

维护手册应提供发动机排故相关的指导。排故资料应对发动机零部件、组件、系统和单元体可能发生的故障及其表现形式进行说明，并能够指导发动机所有人或运营人准确识别这些故障，提供对故障的纠正措施，使得发动机满足持续适航状态。

2.2.7 拆卸和更换说明

维护手册应提供拆卸和更换发动机及其零部件的顺序、方法、注意事项等指导信息。此外，还应提供发动机及其零部件拆卸后地面存储、封装和运输的指导信息。

2.2.8 维护工具和设备

维护手册应列出发动机维护所需的通用工具、专用工具、设备、夹具等说明。

(1) 专用工具

列出发动机维护所需的专用工具清单及图示，并说明每种专用工具的件号、名称、使用方法、适用的维护等级，同时给出专用工具的供应商信息。

(2)专用设备和夹具

列出发动机维护所需的专用设备和夹具清单，包括件号、名称、供应商信息。

2.2.9 耗材

列出发动机维护时所涉及的耗材清单，包括耗材名称、需满足的规范、供应商信息。

2.2.10 适航限制章节

维护手册应在其第五章规定发动机的适航性限制，维护手册的适航限制章节必须得到 CAAC 批准。适航限制章节的内容要求详见本咨询通告 2.4 节。

2.3 发动机翻修手册

发动机翻修手册主要用于提供发动机从航空器上拆下返回车间进行翻修时的指导说明，以确保发动机翻修能保持持续适航性。申请人应在手册中给出具体的翻修间隔时间，并对发动机的翻修进行明确定义，即何种程度和数量的零件检查、修理或更换构成发动机的翻修。

通常，翻修手册主要包含发动机分解资料、清洗与检查说明、公差和配合的明细表、零部件修理方法、装配顺序和方法、翻修后的试验说明、储存说明、工具清单等内容。

2.3.1 发动机分解资料

翻修手册应提供发动机分解工作的详细说明。同时，对于分解工作中的一些重要事项给出必要的警告、警示及指导。

2.3.2 清洗与检查说明

翻修手册应提供发动机、单元体、系统和部件中每个零件的检查标准，通过检查能够确定对零件应采取的后续措施，包括更换、修理或进一步的详细检查。

翻修手册应提供检查前的清洗说明，并在手册中提供适当的警示以强调正确的清洗方法，避免清洗不当对检查结果的影响。

申请人应根据被检查零件的重要程度和待检查的缺陷类型来确定所采取的检查方法，包括检查的精度和可靠性。同时，在手册中应明确定

义在检查时需要特别关注和仔细检查的关键件及其特征或区域。

2.3.3 公差和配合的明细表

翻修手册应提供与发动机可修理零部件的结构完整性和功能性相关的所有公差和配合的详细信息。翻修手册所提供的公差和配合应充分考虑新零件和使用后的零件。

申请人在翻修手册中可以将上述公差和配合定义为限制。尽管翻修手册中对于公差和配合的限制不是适航性限制（适航性限制为列入持续适航文件第五章适航限制章节内的信息），但是如果超出了这些针对公差和配合的限制，可能会影响零部件的适航性。申请人应通过分析来确定和调整这些公差和配合。

2.3.4 零部件修理方法

不符合持续适航文件中检查限制的磨损件或其它原因造成的不可用件不能重新投入使用，可以对这些零件进行修理或更换，为此：

(1)翻修手册应给出磨损件或不合格件的修理方法；

(2)翻修手册中的修理方法可以不覆盖所有的发动机零件，但是必须明确零件的更换或修理条件。

翻修手册中的修理方法应该完整详细，当按照这些方法完成零件的修理后，零件应符合经批准的型号设计，同时能够保证安全运行，即认为该零件恢复到了适航状态。

翻修手册可以包含对修理人员的培训要求。

2.3.5 装配顺序和方法

翻修手册应提供发动机零部件、系统、单元体的更换、装配顺序、方法和注意事项等指导信息。

2.3.6 翻修后的试验说明

翻修手册应提供翻修后发动机验收试验的方法和验收准则（如最大滑油消耗率、滑油工作压力和进出口温度、全油门发动机转速等）。试验验收准则是与发动机安全相关的限制，对验收试验准则的更改属于设计大改，应按照设计更改的要求获得 CAAC 的批准。

适用时，翻修手册还应该包括对于某一具体翻修部件或单元的最低试验要求。

2.3.7 储存说明

翻修手册应提供在发动机翻修过程中拆卸的零部件、系统、单元体以及翻修后整机的储存、封装和运输的指导信息，包括涉及到的特殊容器、设备和工具。此外，还应给出储存时的环境限制，如温度、湿度限制等。

2.3.8 工具清单

翻修手册应提供完成翻修工作所需的工具、设备和夹具清单。申请人可以将不同的清单列在对应翻修工作的章节内，也可以在手册的最开始集中列出完成翻修所需要的所有工具、设备和夹具。翻修手册所提供的工具清单应当具有清晰的索引指向工具、设备和夹具的使用方法。

翻修手册应提供专用工具、设备和夹具的供应商信息。

2.4 适航限制章节

2.4.1 适航限制章节的一般指导

如果申请人将持续适航文件编为多本手册，那么维护手册应当作为主手册，适航限制章节必须在维护手册中规定。申请人也可以同时在维护手册和翻修手册中规定适航限制章节，此种情况下这两本手册适航限制章节中适用的内容必须完全一致并且同时进行修订。适航限制章节应位于手册的显著位置并命名为“适航限制章节”，一般为第五章适航限制章节，并应在该章节开头或封面上注明：

“本适航限制条款业经中国民用航空局批准，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，如果中国民用航空局已另行批准使用替代的大纲则除外”。

适航限制章节应包含发动机维护和翻修工作中必须严格遵守的涉及民用航空器的持续适航和飞行安全的相关信息。适航限制章节的内容及其更改必须得到 CAAC 的批准。通常，适航限制章节应包括使用限制、限寿件寿命限制、限时派遣相关要求、强制检查时间间隔和检查内容、强制性维护工作等内容。

(1)使用限制

适用时，说明发动机使用限制，包括但不限于滑油压力、温度、滑油消耗率、燃油压力等限制。

(2)限寿件寿命限制

给出发动机限寿件清单，包括限寿件名称、零件号、对应不同发动机型别的强制使用寿命限制。针对那些可以用于不同发动机型别的限寿

件，提供计算剩余寿命循环的方法。此外，还应给出有影响零部件清单。

(3)限时派遣相关要求

如适用，给出控制系统故障时限时派遣的时间限制。

(4)强制检查时间间隔和检查内容

规定发动机相关部件和系统的强制检查时间间隔和检查内容，以及与特定使用条件（如雷击、着火、超温、超转、滑油消耗率高等）有关的非定期检查工作。

(5)强制性维护工作

规定在勤务检查、定期检查或非定期检查期间需开展的发动机强制性维护工作。

2.4.2 对 30 秒和 2 分钟 OEI 的特殊考虑

(1)概述

涡轴发动机设置 30 秒和 2 分钟 OEI 功率额定值是为了满足旋翼航空器工作需求，短时间内安全地充分使用发动机可用设计裕度。发动机工作在 30 秒和 2 分钟额定功率时，零部件的退化可能会超过使用限制。零部件损伤或寿命减少的程度取决于使用 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率的严苛程度和持续时间、发动机的本身设计裕度以及在使用上述额定功率之前的硬件状态。

涡轴发动机使用 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率会造成发动机零部件的损伤，从而显著降低发动机后续的可靠性，妨碍发动机后续达到和保持 OEI 额定功率的能力。申请人应在持续适航文件的适航限制章节规定发动机使用 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率后的强制检查和维护工作，以可靠地识别和纠正这些可能的损伤，定义剩余寿命，或者要求更换和修理特定零部件和对发动机进行翻修。如果申请人能够验证和说明使用上述额定功率后无需进一步的维护工作，适航限制章节中也必须至少规定在维护日志中说明和记录 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率使用事件的情况，包括工作状态和持续时间。

由于强制的记录要求，维护工作的指导能够根据实际记录的使用水平、持续时间以及适用时使用 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率前的发动机工作状态（发动机工作小时数/循环数/以前的额定功率使用情况）来确定进行何种飞行后强制检查和维修工作。申请人可以预先定义基于实际的

工作参数（例如在使用这些额定功率时记录的温度和持续时间）来缩短发动机翻修间隔或部件剩余寿命等的维修工作要求。

(2)强制检查和维护工作

申请人应根据发动机研发、取证（如持久试车、超转试验、超温试验）和飞行试验（适用时）的结果及试验期间的数据，或具有相同或相似设计的发动机研发试验数据和服役经验，制定适航限制章节的强制检查和维护工作的具体内容，并且应当考虑部件退化和损伤的影响。申请人应验证所规定的强制检查和维护工作的充分性，并且基于在役发动机评估程序对其充分性持续进行评估。适航限制章节还应包括对运营人提供数据的要求，以支持申请人开展发动机在役评估。发动机投入使用后，申请人可以根据发动机的使用经验，对强制检查和维护工作进行更改，这些更改必须经过 CAAC 批准。

30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率的保证程序和维护工作一般包括：

(a)在维护记录中需记录的参数和时间；

(b)目视检查项和结果；

(c)功率保证/趋势检查；

(d)翻修或更换组件的缩短时间；

(e)增加的特别检查项及间隔时间；

(f)单元体更换/翻修；

(g)发动机拆卸/翻修；

(h)其它有关的维护细节，如维修点、检查、调整、测试和部件更换(如果需要)。

申请人应通过持久试验的结果及其分析、和/或类似发动机型号和设计的取证试验和服役经验表明，在发动机翻修间隔之内，30 秒和 2 分钟 OEI 功率额定值可以达到并保持规定的持续时间。申请人应充分理解使用 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率所造成的潜在损伤及各种可能的失效模式下的裕度。申请人应通过以下方法确定和验证所理解的失效模式和裕度：

(a)设计分析预测；

(b)相同或相似设计的服役经验；

(c)试验或服役故障经验；

(d)取证试验中的 OEI 功率额定值试验结果；

(e)专门的发动机和部件试验；

(f)失效模式影响分析。

(3) 2 分钟 OEI 额定功率使用延长至 2.5 分钟

如果 2 分钟 OEI 额定功率在实际使用时持续时间延长到了 2.5 分钟，那么无论发动机工作状态是否达到 30 秒 OEI 额定功率，延长的额外 30 秒时间均被视作是 30 秒 OEI 额定功率工作时间，飞行后应开展针对 30 秒 OEI 额定功率所规定的检查和维修工作。

针对 2 分钟 OEI 额定功率使用时间延长至 2.5 分钟的情况，如果申请批准不同于 30 秒 OEI 额定功率工作后要求的检查和维护工作，申请人应基于已批准 2.5 分钟 OEI 额定功率的相似发动机表明取证发动机延长使用 2 分钟 OEI 额定功率等同于批准 2.5 分钟 OEI 额定功率。根据第 33.29 条(c)款(2)项，如果申请人只记录了累计使用时间，则无论在一次飞行中使用了多少次额定功率，检查和维修工作都必须基于记录的总持续时间(累计值)。

(4)在役发动机评估程序

申请人应规定在役发动机评估程序，以持续保持发动机的适航性和功率可用性。申请人应收集处于不同发动机寿命阶段的硬件状态和功率可用性相关的数据，并将这些数据与取证时用于定义强制检查和维修工作的数据进行比较。如果在进行数据对比时发现硬件状态和功率保证特性方面存在差异，申请人应确保适航限制章节所规定的强制性检查和维护工作能够正确处理这些差异的影响，否则申请人应基于对比的差异、在役发动机的数据或其它试验所获得的补充数据对强制性检查和维护工作进行修改。

申请人应在适航限制章节中规定需要收集的数据类型以及收集和反馈信息的程序。在确定需要收集的数据类型时，需要考虑下列因素：

(a)该发动机型号类别是全新型号设计、衍生型型号设计、还是已具有 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率的衍生型号设计；

(b)适用的相同或相似发动机服役经验；

(c)能够表明 OEI 额定功率设置保守性或能够确定 OEI 额定功率是否对发动机硬件造成额外损伤的取证和研发试验结果；

(d)失效模式的详细信息以及失效的裕度。

在役发动机评估程序必须包括在役的发动机试验和/或对服役中 30

秒和 2 分钟 OEI 额定值使用的评估。申请人也可以使用具有相似设计的发动机试车经验来支撑评估程序。申请人应采用以下方法或其组合确定评估程序：

(a)计划性试车

有计划地对在役发动机进行试车。试车所用的所有发动机应累计使用了 3 次 30 秒 OEI 额定功率，并积累了足够的服役时间。可以将发动机安装在旋翼机或试车台上进行试车。在役发动机评估程序应规定试车频次、试车的发动机数量、试车参数、检查要求和数据记录要求。记录的数据至少应包括 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率使用前后的可用功率、功率保证验证和硬件状况。

(b)非计划性试车

根据实际情况非计划性地对在役发动机进行试车。当服役的发动机机队累计使用了 3 次 30 秒 OEI 额定功率，即可开展非计划性试车。在役发动机评估程序应规定试车用发动机的选择准则，所选择的服役中的发动机应具有代表性。评估程序应说明当服役中发动机满足准则时所应采取的试车或其他措施。此类发动机的检查/试车要求应包括与可用功率相关的数据记录，以及 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率使用前后的硬件状况。

(c)30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率使用情况

这包括记录的（服役中）功率可用性数据、使用 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率后确定的功率可用性数据、强制检查和维修工作的结果。

(d)等效或具有代表性的相似型号发动机试车情况

如果能够表明具有相似设计的在役发动机具有等效性或者代表性，也可以接受对该发动机进行试车。

发动机研发或取证试验的数据可以支撑减少进行在役发动机试车的发动机数量，旋翼航空器使用 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率的取证试验数据也可以用于评估发动机可用功率和硬件状态。虽然进行在役发动机试车的发动机数量可以减少，但不允许完全取消。

在执行在役发动机评估程序期间，申请人可以基于获得的结果修改强制检查和维修工作。同样地，随着服役数据的不断积累，申请人可以更改在役发动机评估程序。

2.5 对 ETOPS 的特殊考虑

安装在意图获得 ETOPS 批准飞机上的发动机，持续适航文件必须包

含特定的发动机状态监控程序。申请人应证明在发动机不同的退化水平和外界条件下，该程序能够在飞行前确定当一台发动机不工作的 ETOPS 改航航程中，另一台发动机能够在批准的使用限制内提供需要的最大连续推力、引气和功率提取。

为 ETOPS 所提供的发动机状态监控程序并不是运营人为了满足运行规章（包括 CCAR 121 部和 CCAR 135 部）所需要的完整的发动机状态监控程序，持续适航文件中应当清晰地说明这一点。

AC 33.5 发动机安装和使用说明手册

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.5 条的目的在于要求发动机制造商编写发动机安装和使用说明手册，从而使安装该发动机的航空器制造商和营运人能够按照手册使用该发动机。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.5 条要求可接受的符合性方法为说明性文件。

2.2 总则

申请人可以提供一本发动机安装和使用说明手册，或者分别提供发动机安装手册和发动机使用说明手册。上述手册应包含所有关于发动机特性、性能、物理接口、使用限制、工作包线和发动机操作程序的信息。

2.3 手册更改记录

应在手册中以表格形式提供历次更改的详细说明，至少包含手册版本、发布日期、受影响页和章节号、更改描述。

2.4 手册格式

手册必须用中文编写，编排格式必须实用，并在手册中给出所涉及的缩略语、图表清单。

2.5 手册内容

手册应包含发动机安装说明和使用说明两部分内容，可以编为一本手册或分别编制安装手册和使用说明手册。

2.5.1 安装说明

安装说明应包含如下内容，包括但不限于：

(1) 发动机说明

简要说明发动机的总体结构布局，结合发动机轮廓图或引用发动机安装图纸，明确发动机外部轮廓尺寸、重量、重心位置、质量惯性矩、转子极转动惯量。

(2)与航空器和航空器设备的主要界面

说明发动机和航空器、航空器设备（包括螺旋桨，如适用）的物理连接界面位置和名称。

说明发动机和航空器、航空器设备的功能界面，如发动机和航空器间的控制功能界面等。

申请人应将安装在发动机上的航空器设备和附件纳入手册中，根据适用的航空器要求编写并提供必要的安装数据。

(3)安装要求

(a)安装系统

说明安装系统的组成、功能、传递的载荷类型以及发动机和航空器吊架的连接位置等。可以结合相关引用文件进行说明。

(b)安装载荷

说明安装系统能够承受的限制和极限载荷条件，可以在手册中直接给出限制和极限载荷数值，或引用相关参考文件。

(c)发动机安装角度

说明将发动机安装到飞机上的角度要求。若有其它关于发动机姿态的要求，可以一并给出。

(d)振动

适用时，说明安装后的发动机振动限制值及测量位置。

(e)飞出发动机的碎片能量水平

说明在叶片脱落（如风扇叶片飞脱）情况下，从进气道或尾喷管飞出发动机的碎片速度、角度、能量水平。

说明各级转子轮盘的轴向站位、轮盘爆破时对应 1/3 盘碎片、中等碎片、小碎片和风扇叶片碎片的质量、质心半径、质心速度、动能，申请人可以引用单独的文件进行说明。

(4)发动机系统

(a)燃油系统

说明燃油系统的安装和使用要求，包括但不限于批准使用的燃油牌号、燃油添加剂、发动机运行时允许的最大/最小燃油温度、最大/最小

燃油压力、停车后允许的最大燃油压力、最大计量燃油流量、燃油污染物限制、燃油结冰限制、燃油滤旁通指示。

说明发动机对 CCAR 34 部燃油排泄和排气排出物要求的符合性结果。

说明燃油系统部件允许的最大排漏速率。

针对最低燃油特性的要求（包括但不限于密度、蒸馏温度、冰点、酸度、雷德蒸汽压、发烟点等物理化学特性）、燃油牌号以及燃油添加剂的说明可以引用申请人的服务通告等文件进行详细说明。

(b)滑油系统

说明滑油系统的安装和使用要求，包括但不限于批准使用的滑油牌号、最大/最小滑油压力限制、最高/最低滑油温度限制、滑油冷却要求、滑油过滤器、滑油箱油量指示、最大允许的滑油消耗量、滑油箱容积（包括滑油箱总容积和允许的最小滑油量）。

说明在最大允许的滑油消耗量下，对应于最大滑油量和最小滑油量时的发动机最长工作时间。

说明滑油系统排液口连接点和允许的最大排漏速率。

(c)电气系统

说明发动机和航空器间所有电气连接的信息、EECS 最小起动电压要求、电磁兼容性等相关内容。

(d)冷却系统

说明发动机稳定工作时外部件（关键和非关键外部件）的工作温度限制、短舱或发动机舱温度限制等。

(e)排气系统

说明排气系统连接位置、界面几何形状、尾喷管面积和承受的最大载荷。

(f)防火系统

说明发动机火区位置等相关信息。

(g)引气和附件

说明附件的安装界面、附件功率提取值及相关限制、附件排液和通风要求，允许航空器使用的最大引气量等相关要求等。

(h)控制系统

介绍控制系统和航空器系统间的界面定义、EECS 和 PHMU 软件。

说明发动机控制系统的主控模式和备用模式的工作特性。当控制模式转换时，给出推力或功率的变化幅度及相应的过渡时间。如果要求飞行机组人员行动、反应或者意识到控制模式的转换，则必须描述提醒机组人员的方式，提醒的方式应与控制模式转换的性质相适应。

申请人可以在发动机安装说明中直接声明经验证的控制系统和部件安装环境限制，包括温度、振动、湿度、电磁干扰、高强度辐射场、闪电条件以及其它需要航空器方关注的安装环境限制及其参考的验证标准。这些信息也可以记录在 ICD 中并由发动机安装手册引用。

说明 TLD 相关要求，申请人可以编制单独的 TLD 手册并由发动机安装手册引用。

对于活塞发动机，如果申请人采用电池作为 EECS 专用电源，需要确定电池的使用、健康状态和维护要求。

(5)发动机仪表

列出发动机控制所需的仪表清单，包括测量范围、测量精度等。

(6)型号设计外系统部件

发动机合格审定中涉及的不属于发动机型号设计的系统部件，给出该部件的界面条件和可靠性要求，或者引用相关的文件。

(7)其它安装说明

说明其它应向航空器制造商提供的安装所需的相关信息。

2.5.2 使用说明

(1)发动机使用限制

(a)涡轮发动机

(i)使用限制

1)燃气温度限制（EGT 或 ITT）

说明声明的额定推力或功率的燃气温度限制以及地面起动、空中起动过程中的涡轮燃气温度限制。

2)转速限制

说明声明的额定推力或功率的发动机转子转速限制。

3)滑油压力限制

说明大于慢车转速以上时的最小和最大滑油压力限制值。

4)滑油温度限制

说明发动机在不同推力或功率水平下的最高和最低滑油温度限制

值。

5)燃油温度限制

起动：允许的最大燃油粘度、最小和最大发动机进口燃油温度。

工作：最小（分别对应有/无防冰剂）和最大发动机进口燃油温度。

6)附件安装平台载荷、功率提取

说明附件安装平台在连续工作和过载条件下的载荷限制、连续和/或紧急工作条件下的最大附件功率提取限制。

7)超温和超转限制

适用时，说明发动机超温和转子超转的限制。

8)吸冰

说明吸冰试验时冰的最大尺寸。

9)风车

说明在没有滑油供应的情况下，发动机处于风车状态下的使用限制。

10)停车预防措施

说明正常飞行和地面大功率运行（如振动测量、最大功率保证检查）后的停车要求，如慢车最小运行时间。

非预期的发动机从高功率状态下直接停车，发动机冷运转的时间要求及后续再次起动的要求。

11)振动限制

说明发动机使用中的振动限制。

(ii)工作包线

1)工作包线

包括发动机环境工作包线（压力高度-环境大气温度）、飞行工作包线（压力高度-马赫数、压力高度-校准空速）、工作姿态包线（俯仰-横滚）、空中起动包线（压力高度-校准空速）。

2)侧风和顺风包线

适用时，说明发动机可以顺利起动的最大侧风和顺风风速，给出发动机起飞风速包线（风向-风速）。

(b)活塞发动机

如适用，活塞发动机的使用限制应至少包括如下信息：

(i)温度限制

1)各工作状态的最高滑油进口温度。

2)起动时的最低滑油进口温度。

3)从慢车加速时的最低滑油进口温度。

4)最高气缸温度。

5)从慢车加速时的最低气缸温度。

6)起动时最低燃油进口温度。

7)最高燃油进口温度。

8)发动机冷却剂最高温度。

9)从慢车加速时，发动机冷却剂最低温度。

10)最高进口空气温度。

(ii)压力限制

1)正常运行时的燃油进口压力。

2)最大连续条件下正常运行时的滑油进口压力。

3)以最大连续条件飞行结束后的最低滑油进口压力。

(iii)转速和功率

1)起飞和最大连续条件下的最大转速和功率。

2)最大超转转速及时间限制。

(2)发动机功率/推力额定值

(a)涡轮发动机

对于涡扇和涡喷发动机，说明发动机在海平面静止条件下（无进口总压损失、湿度为零、无客户引气和功率提取）的起飞推力、最大连续推力以及对应的环境拐点温度。

对于涡轴和涡桨发动机，说明发动机各功率额定值及对应的工作条件和环境拐点温度。

(b)活塞发动机

说明包括但不限于可用的发动机最大起飞、最大连续、最大巡航等功率额定值及相关工作条件。

(3)操作程序

(a)涡轮发动机

使用说明应包含发动机在正常工作和非正常工作条件下的操作程序。

(i)正常工作

1)起动

说明发动机起动时的注意事项（如起动前检查项目、顺风、侧风、低温条件下起动）和操作程序，包括自动起动和人工起动。

2)暖机

说明发动机暖机时的条件及注意事项。

3)地面运转

说明发动机地面运行时的危险区域，以保护地面人员和设备免受伤害。

4)起飞

说明起飞时的发动机程序设置及注意事项。

5)停车

说明发动机正常及非正常停车时的程序设置及注意事项。

6)起动机带转

说明用起动机带转发动机进行冷运转（不喷燃油）和假起动（喷入燃油但不点火）时的操作程序。

7)点火系统使用

说明正常和连续点火模式的使用条件。

8)低温天运行

说明低温天运行发动机时的注意事项，如滑油温度。

9)防冰系统使用

说明防冰功能打开的方式和使用条件。

10)结冰条件下的地面运行

适用时，说明发动机进口结冰的外部大气温度，以及为了防止发动机结冰而进行的周期性运转发动机时的最小转子转速、周期性运行发动机的时间间隔。

11)结冰条件下起飞

说明在结冰条件下起飞时的发动机设置、操作程序和注意事项。

12)发动机振动

说明发动机振动异常时的处理程序。

13)火山灰条件下的运行

如适用，说明在遭遇火山灰条件下的操作程序。

(ii)非正常工作

1)发动机着火

说明发动机地面着火（内部或外部着火）或空中着火时的处理程序或引用相关参考文件进行说明。

2)超过发动机限制值

说明在发动机运行中超过限制值时的处理程序，可以引用相关参考文件进行说明。

3)滑油滤堵塞

说明滑油滤堵塞时的处理程序。

4)低滑油量

当发动机出现低滑油量时，给出对应的处理程序。

5)发动机喘振

说明发动机喘振时的处理方法、飞行后检查要求，可以引用相关参考文件说明。

6)发动机风车

说明发动机进入风车状态后的处理程序，可以引用相关参考文件说明。

7)起动异常

说明起动异常的情况及后续处理方法、发动机起动终止程序。

8)空中起动

说明应停止空中起动的情况，以及尝试空中起动（起动机起动和风车起动）时的程序要求，可以引用相关参考文件。

9)中到大雨和冰雹条件下的运行

说明发动机在中到大雨和冰雹条件下运行时的操作程序。

10)控制模式转换

说明发动机控制模式转换后的操作程序。

11)紧急情况

说明在紧急情况下的发动机操作程序。

(b)活塞发动机

使用说明通常包括正常操作程序、应急操作程序和异常环境条件下的操作程序。

(i)正常操作程序

说明发动机正常条件下的操作程序，如适用，包括但不限于起动前检查、起动（冷、热发动机）、地面运行和滑行、起飞、爬升、巡航、下降、着陆/进近、停车。

(ii)应急操作程序：

说明发动机应急条件下的操作程序，如适用，包括但不限于机械备份模式、功率损失、滑油泄漏或滑油压力低、滑油压力高、滑油温度高、燃油压力低、燃油温度高、冷却液温度高、发动机着火（地面和空中）、电力供应超出范围、飞行中发动机失速、运转不平稳、无法停车、超转、气缸盖温度过高。

(iii)异常环境条件下的操作程序

如适用，说明发动机在低温天、热天、高海拔机场的操作程序。

(4)具有 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率的涡轴发动机

对于具有 30 秒和 2 分钟 OEI 额定功率的旋翼航空器发动机，在考虑由于发动机安装带来的功率损失（如用户引气、功率提取、安装损失对整个额定功率范围的影响）的条件下，申请人必须提供发动机性能特性和变化的数据。这些数据应使得飞行员在起飞前可以确定每台发动机能够输出所需的功率，并使航空器制造商能够建立功率保证程序。

申请人应对那些可能导致OEI额定功率不可用的潜在失效进行分析，并在手册中提供分析结果。

申请人还应提供有关方法的说明，以确保发动机限制参数设置不会妨碍发动机达到 30 秒或 2 分钟 OEI 功率。这些发动机限制参数设置可能包括发动机转速、测量的燃气温度、燃油流量和扭矩。应该特别注意冷浸透发动机的起飞条件。

(5)安全分析假设

如果安全系统的某些部件不在发动机制造商的控制范围内，在安全分析过程中需要对这些部件提出可靠性有关的安全分析假设，则应在手册中说明与这些部件可靠性有关的安全分析假设。

AC 33.7 发动机额定值和使用限制

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.7 条(a)款和(c)款要求申请人声明并验证本条款所规定的涡轮发动机额定值和使用限制，中国民用航空局基于涡轮发动机型号设计对

《航空发动机适航规定》的符合性，对这些额定值和使用限制予以认定，并将其包含在中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》规定的型号合格证数据单（TCDS）中。

2. 可接受的符合性方法

2.1 TCDS——33.7(a)

TCDS 记录了经验证的发动机额定功率或推力以及相关的使用限制。申请人应提供编制 TCDS 所需的信息，特别是本 AC 第 2.2 至 2.18 节中规定的额定值和相关限制，以及在表明型号设计对《航空发动机适航规定》的符合性过程中确定的其他限制。某些信息（例如复杂或冗长的信息）可以通过在 TCDS 中列出包含这些信息的已批准文件（例如安装和使用说明手册）的方式，记录在 TCDS 中。

TCDS 由中国民用航空局签发。当需要在 TCDS 中增加发动机型别或对 TCDS 中的额定值和使用限制进行修改时，应对现有 TCDS 版本进行修订并升版。

TCDS 可以包含第 33.7 条符合性之外的信息。本 AC 仅涉及涡轮发动机额定值和使用限制相关的 TCDS 内容。TCDS 不是确定额定值和使用限制的唯一取证文件，例如，申请人应按照第 33.5 条的要求，在安装和使用说明手册中说明额定值和使用限制。由于本 AC 仅涉及第 33.7 条的符合性方法，因此不对手册的说明进行讨论。

2.2 发动机额定值——总体要求

发动机额定值选择和确定的符合性方法见《民用航空涡轮发动机功率和推力额定值的选定指南》。

对于每一个发动机额定值状态，申请人应按照第 33.7 条(c)款(1)项确定相应的功率或推力、扭矩、转速和燃气温度限制。另外，对于每一个发动机额定值状态，申请人应按照第 33.7 条(c)款(2)项至(c)款(18)项中适用的项来确定相应的使用限制，同时也应按照第 33.7 条(a)款确定发动机型号安全工作所必要的其他限制。申请人在表明发动机型号设计对《航空发动机适航规定》的符合性时，应对每一个额定值相关的使用限制进行验证。

额定起飞功率或推力以及额定最大连续功率或推力仅适用于发动机适航取证。起飞功率或推力以及最大连续功率或推力仅适用于航空器适航取证，其定义和适用范围不同于发动机额定起飞功率或推力以及额定

最大连续功率或推力。

2.3　额定起飞功率或推力（不加力的）——33.7(c)(1)(iv)

对于每一个取证发动机型号，申请人应确定额定起飞功率或推力，该额定值是在静止、海平面、标准大气条件下获得，且发动机在达到该额定值时，不超出其已验证过的使用限制。申请人应通过发动机整机试验验证所选择的额定起飞功率或推力，当发动机试验的环境条件与海平面标准大气存在差异时，应进行适当的修正。额定起飞功率或推力用于航空器起飞操作，使用时间不超过 5 分钟。

当申请人提出请求时，针对飞机起飞阶段一台发动机不工作的情况，中国民用航空局可以批准将发动机额定起飞功率或推力的使用时间限制从 5 分钟延长至 10 分钟。发动机额定起飞功率或推力定义中规定的 5 分钟时间限制适用于常规或正常的起飞操作，延长该时间限制的操作适用于飞机起飞操作中出现一台发动机不工作的情况。申请人提出延长额定起飞功率或推力使用时间限制时，应做到以下方面：

(1)在申请发动机 TC 时，申请人应提出延长额定起飞功率或推力使用时间限制的请求，并将该请求所对应的符合性验证方法包含在审定计划中。该请求仅适用于涡喷、涡扇和涡桨发动机，涡轴和活塞发动机不适用。

(2)对于时间延长的限制要求如下：

(a)在起飞过程中，发动机在额定起飞功率或推力状态下工作时间不超过 10 分钟。该限制值是在正常 5 分钟起飞时间限制基础上增加了 5 分钟。

(b)仅适用于多发飞机。

(c)在起飞过程中，出现了一台发动机不工作的情况。

(3)在发动机 TCDS 以及安装和使用说明手册中，应包含以下注释：“在起飞过程中，当多发飞机出现一台发动机不工作的情况时，额定起飞功率（或推力）的使用时间可以延长至 10 分钟。该时间限制延长需满足以下限制（如适用，请列出相关限制）”。

根据 TCDS 规定条件修正的额定起飞功率或推力应在任何时候都能实现，否则发动机不符合其型号设计。另外，申请人应确保额定功率或推力可以通过简单的油门杆移动或等效操作达到。将起飞功率或推力限制

在其额定值以下的设计构型是不可接受的。任何想要将发动机功率或推力限制在起飞额定值以下（也称为“降低的起飞功率或推力”）的发动机装机对象（装配该型号发动机的航空器）制造商，可以按照航空器适航规章，在航空器适航审定过程中请求中国民用航空局批准；或者，发动机 TC 申请人可以请求中国民用航空局批准发动机的设计更改，该设计更改衍生出一个具备更低额定起飞功率或推力的发动机新型别。

2.4 额定最大连续功率或推力（不加力的）——33.7(c)(1)(ii)

对于每一个取证发动机型号，申请人应确定额定最大连续功率或推力。申请人应通过发动机整机试验验证所选择的额定最大连续功率或推力，且发动机型号在达到该额定值时，不超出其已验证过的使用限制。

根据 TCDS 规定条件修正的额定最大连续功率或推力应在任何时候都能实现，否则发动机不符合其型号设计。另外，申请人应确保额定功率或推力可以通过简单的油门杆移动或等效操作达到。将最大连续功率或推力限制在其额定值以下的设计构型是不可接受的。

2.5 旋翼航空器发动机 OEI 额定值——33.7(c)(1)(v)-(ix)

旋翼航空器发动机（涡轴发动机）OEI 额定值的选取是非强制的，申请人可根据旋翼航空器的设计需要，从第 33.7 条(c)款(1)项(v)-(ix)目中选取适用的 OEI 额定值。对于申请人选取的 OEI 额定值，申请人应按照《航空发动机适航规定》的适用要求，对每一个选取的 OEI 额定值进行验证。第 33.7 条(c)款(1)项(v)-(ix)目中列出的 OEI 额定值中，额定 30 秒 OEI 功率和额定 2 分钟 OEI 功率与其他的 OEI 额定值存在明显区别。例如，在一次飞行过程中使用了发动机额定 30 秒 OEI 功率或额定 2 分钟 OEI 功率，此次航后，须完成强制检查和申请人要求的维护措施，而其他的 OEI 功率在使用后无需进行检查和维护工作。《航空发动机适航规定》的第 A33.4 条对具有 30 秒 OEI 和 2 分钟 OEI 额定功率发动机的强制检查和维护措施给出了具体要求。

30 秒 OEI 和 2 分钟 OEI 额定功率应同时选取，即未选取 2 分钟 OEI 额定功率时不能选取 30 秒 OEI 额定功率，反之亦然。这是由于旋翼航空器适航规章 CCAR-27-R2 和 CCAR-29-R2 均不能接受以上 2 个 OEI 额定值拆分选取的情况。虽然《航空发动机适航规定》未规定以上 2 个 OEI 额定值必须同时选取，但对以上 2 个 OEI 额定值的验证要求中暗含了该要求。例如第 33.87 条(f)款的发动机整机试验要求适用于同时选取以上 2

个 OEI 额定值的发动机型号，没有仅适用于 30 秒 OEI 额定功率或仅适用于 2 分钟 OEI 额定功率的整机试验要求。

2.6 APU 的工作方式——33.7(c)(1)(x)

APU 的工作方式适用于采用自由动力涡轮设计的涡桨发动机型号，是安装了螺旋桨制动器涡桨发动机的一个设计特征。螺旋桨制动器可以实现螺旋桨保持静止时，发动机持续按照 APU 的工作方式工作，产生机械轴功率驱动安装在发动机附件齿轮箱上的航空器附件（例如发电机或液压泵），支持航空器在地面工作。APU 的工作方式也可以用于引气。申请人应对 APU 的工作方式给出使用限制（例如发动机转速、扭矩、温度和引气流量），TCDS 中应包含这些使用限制。

2.7 使用限制——总体要求

申请人应针对从第 33.7 条(c)款(1)项(i)目至第 33.7 条(c)款(1)项(x)目中选取的每一个额定值确定相应的使用限制。对于选取的每一个额定值，确定第 33.7 条(c)款(1)项要求的扭矩、转速（转/分钟）、燃气温度和时间限制。另外，还应确定第 33.7 条(c)款(2)项至第 33.7 条(c)款(18)项中适用于取证发动机型号设计的使用限制。使用限制可以依据发动机型号设计确定，也可以依据发动机型号适航取证过程中的符合性证据确定。在发动机型号审查过程中，申请人有多个机会证明使用限制的有效性和可接受性。发动机型号在达到额定功率或推力时，不允许超过其相应的使用限制。除第 33.7 条(c)款中列出的使用限制外，中国民用航空局认为必要时，可以基于发动机型号的符合性证据确定相应的使用限制（参见第 33.7 条(a)款）。

全新生产的发动机在达到额定功率或推力时，其工作状态通常低于额定值对应的使用限制，即新生产发动机对于使用限制通常具有一定的裕度，称为“性能裕度”。使用较长时间后，发动机的性能裕度可能减少，这种情况称为“发动机劣化”。对于劣化发动机，仍要求其在已批准的使用限制内，能够始终产生额定功率或推力。劣化发动机的性能裕度可以通过发动机翻修和/或发动机维护工作予以恢复。

已批准的使用限制应包含在 TCDS 中。如适用，某些使用限制（例如转速、温度和扭矩）应结合每一个相应的发动机额定值确定。

2.8 每个额定值的扭矩、转速和燃气温度——33.7(c)(1)

对于发动机的每一个额定值状态，申请人应确定其对应的发动机扭矩、转速和燃气温度限制值。TCDS 中应包含这些限制。

(1)应针对涡轴和涡桨发动机确定扭矩限制。在确定扭矩限制时，应说明该扭矩限制的部位。

(2)发动机的转速限制可以针对单个发动机组件（例如风扇转子），也可以针对多个发动机组件（例如低压、中压和高压转子）。

(3)应从涡轮前温度（TIT）、涡轮间温度（ITT）或排气温度（EGT）中确定一个作为发动机型号的燃气温度限制。

第 33.7 条(c)款(1)项中包含的发动机扭矩、转速和燃气温度限制是稳态限制，不是瞬态限制。当申请人提出瞬态限制时，这些瞬态限制应单独进行确定。TCDS 中应包含这些确定的瞬态限制（详见本 AC 的 2.17 和 2.18）。

2.9 燃油、滑油和液压油牌号——33.7(c)(2)、(c)(3)和(c)(4)

基于发动机试验或型号审定项目中可接受数据文件所确定的适用燃油、滑油和液压油牌号，应作为取证发动机型号的使用限制包含在 TCDS 中。对于取证发动机型号，每一个已批准燃油牌号所适用的燃油添加剂（例如防冰剂、抗静电剂）应获得中国民用航空局批准。

发动机型号批准使用的所有燃油、滑油和液压油牌号应包含在 TCDS 中，未获批准牌号的燃油、滑油和液压油不允许在发动机型号上使用。对于应急情况，申请人可以提出替代燃油及其使用时间限制。当需要在 TCDS 或发动机手册中增加、删除或修改发动机型号适用的燃油、滑油和液压油牌号时，应获得中国民用航空局的批准。

发动机型号适用燃油、滑油和液压油牌号的相关限制（包括本 AC 第 2.10 和 2.11 节中的温度和压力限制）应包含在 TCDS 中。

2.10 滑油、燃油和发动机表面温度——33.7(c)(5)(i)、(c)(5)(iv)和(c)(5)(v)

(1)在申请人规定部位上的滑油温度限制

申请人应确定最大稳态滑油温度、最大瞬态滑油温度及其持续时间限制、最小滑油温度的滑油温度限制。滑油温度限制应包含在 TCDS 中，同时应说明滑油温度限制的测量部位。如适用，TCDS 中应包含滑油温度限制所对应的发动机工作状态（例如起动、再点火、加速起飞等）。在 TCDS 中，针对滑油温度限制的部位应给出明确的说明（例如“滑油泵出

口的滑油温度”），模糊的部位说明（例如“滑油进口”）是不可接受的。

(2)在申请人规定部位上的燃油温度限制

申请人应确定最大稳态燃油温度、最大瞬态燃油温度及其持续时间限制、最小燃油温度的燃油温度限制。TCDS 中应包含燃油温度限制，同时应说明燃油温度限制的测量部位。如适用，申请人应说明燃油温度限制是否与某些发动机工作状态有关（例如起动、再点火）。在 TCDS 中，针对燃油温度限制的部位应给出明确的说明（例如“低压燃油泵进口的最大燃油温度”），模糊的部位说明（例如“燃油进口”）是不可接受的。当为了防冰和其他原因使用燃油添加剂时，申请人应说明要求使用添加剂的燃油温度。

(3)申请人如有规定的发动机外表面温度限制

当申请人认为有必要确定发动机外表面温度限制时，应提出该限制，由中国民用航空局认定后包含在 TCDS 中。发动机外表面最大温度可以包括发动机机匣、外部管路（例如管路、配件、活门等）以及外部附件和部件的温度；或者，申请人可以规定发动机机匣、外部附件和部件安装环境的短舱温度限制。

2.11 燃油、滑油和液压油压力——33.7(c)(6)(i)、(c)(6)(ii)和(c)(6)(iv)

(1)燃油进口压力限制

燃油压力限制可以包括最小燃油压力和最大燃油压力，如适用，还应包括燃油压力限制所对应的环境条件或气液比。针对不同的发动机工作状态（例如地面起动、空中起动等）可以确定不同的限制。燃油压力限制、相应的发动机工作状态和环境条件、测量燃油压力的燃油进口部位应包含在 TCDS 中。针对燃油压力限制的部位应给出明确的说明（例如“燃油增压泵进口的最大燃油压力”），模糊的部位说明（例如“燃油进口”）是不可接受的。

(2)在申请人规定部位上的滑油压力限制

滑油压力限制可以包括最小和最大滑油压力的稳态值、瞬态值及其持续时间限制，还应包括环境温度或发动机的工作状态。这些滑油压力限制、相应的环境条件和发动机工作状态、滑油压力限制的部位应包含

在 TCDS 中。针对滑油压力限制的部位应给出明确的说明（例如“滑油泵出口的最小压力”），模糊的部位说明（例如“滑油进口”）是不可接受的。

(3)液压油压力限制

如适用，液压油压力限制应包括海平面高度条件下的最大和最小液压油压力。这些液压油压力限制以及液压油压力限制的部位应包含在 TCDS 中。针对液压油压力限制的部位应给出明确的说明（例如“液压油泵出口的最大压力”），模糊的部位说明（例如“液压油进口”）是不可接受的。

2.12 附件传动的扭矩和悬臂力矩——33.7(c)(7)

该要求适用于不属于发动机型号设计且由发动机驱动的部件。这些部件从发动机提取功率，通常包括起动机、发电机、泵和螺旋桨齿轮箱。对于上述的每一个部件，TCDS 中应包含部件的类型、提取功率、扭矩、悬臂力矩和该部件安装所需的其他信息（例如附件传动的旋转方向和转速）。

2.13 部件寿命以及每一转子盘和隔圈被批准的起动—停车应力循环次数——33.7(c)(8)和(c)(12)

对于批准的发动机型号额定值，申请人应确定以下三方面内容。

(1)寿命限制部件清单。

(2)针对每一个寿命限制部件，以起动—停车循环数或工作小时数确定其寿命限制。

(3)针对寿命限制部件的任何强制检查要求。

申请人应对《航空发动机适航规定》相关条款要求的部件确定寿命限制和强制检查要求，这些条款包括但不限于第 33.64 条“发动机静承压件”、第 33.70 条“发动机限寿件”和第 A33.4 条“适航限制条款”。

TCDS 的注释中，应包含记录了寿命限制部件寿命的持续适航文件及其文件号。

2.14 燃油过滤和滑油过滤——33.7(c)(9)和(c)(10)

针对燃油过滤和滑油过滤（例如油滤要求、油滤件号或序号）所确定的任何使用限制，应直接包含在 TCDS 中，或者通过将使用限制写入中国民用航空局批准的文件（例如发动机安装和使用说明手册），并在 TCDS 中写入该文件名的方式间接包含在 TCDS 中。这些使用限制可以由第

33.67 条“燃油系统”和第 33.71 条“滑油系统”的符合性证据验证。

2.15 引气——33.7(c)(11)

该要求的引气限制仅包含供航空器使用的引气，不包含供发动机使用的引气。供航空器使用引气的例子包括大翼和短舱防冰引气、航空器环境控制系统（空调）引气和发动机起动所使用的交输引气。

申请人应确定供航空器使用引气的限制，TCDS 中应包含这些引气限制和引气口的确切位置。针对每一个引气口，申请人应确定引气流量限制（例如最大允许引气率及其相关的发动机工作状态、发动机工作环境或其他引气口的引气使用情况）。

2.16 发动机进气畸变——33.7(c)(13)

申请人应确定发动机型号的进气畸变限制，使得发动机型号设计符合《航空发动机适航规定》的要求。发动机进气畸变限制应包含在 TCDS 中。

2.17 瞬态的转子轴超转、燃气超温和发动机超扭——33.7(c)(14)、33.7(c)(15)、33.7(c)(16)

该要求的瞬态限制值高于第 33.7 条(c)款(1)项中所列出的转速、燃气温度和扭矩的稳态限制值，通常在发动机加速至接近稳态限制值时发生。如适用，申请人应确定每一个超转瞬态值、超温瞬态值、超扭瞬态值，以及这些瞬态值相应的使用时间限制和最大出现次数，TCDS 中应包含这些信息。对于 2.5 分钟 OEI、2 分钟 OEI 和 30 秒 OEI 额定值状态，发动机瞬态限制的持续使用时间不超过 10 秒，对于其他发动机额定值状态，发动机瞬态限制的持续使用时间不超过 30 秒。当一个瞬态限制仅适用于某一个发动机额定值状态，或者不能在其他额定值状态使用时，TCDS 中应单独说明该限制。

申请人应决定是否要针对每一个额定值状态或仅对额定起飞状态确定超转、超温或超扭的瞬态限制值。TCDS 中应包含所有确定的瞬态限制值及其使用时间限制。

发动机超转、超温和超扭的瞬态限制基于第 33.87 条“持久试验”和《航空发动机适航规定》中适用其他条款的符合性证据验证和确定。瞬态超扭限制与最大发动机超扭的差别见本 AC 第 2.18 节第二段。

2.18 带有自由动力涡轮的涡轴和涡桨发动机的最大超扭

——33.7(c)(17)

如同定义(170)的描述，发动机的最大超扭仅适用于带有自由动力涡轮的涡轴和涡桨发动机，并且该扭矩的使用时间不超过 20 秒。申请人可针对除 2 分钟 OEI 或时间少于 2 分钟的 OEI 之外的任何一个发动机额定值状态确定一个最大发动机超扭限制值。如申请人声明发动机型号设计包含最大超扭限制，TCDS 中应包含确定的最大发动机超扭限制值及其不超过 20 秒的使用时间限制值。

申请人可以基于发动机的设计需要和《航空发动机适航规定》中适用要求（例如第 33.84 条和第 33.87 条）的符合性证据选择一个最大发动机超扭限制。此外，申请人应按照定义(170)的要求确定最大发动机超扭限制。最大发动机超扭与瞬态超扭限制的差别主要体现在出现的原因和要求采取的措施两方面。最大发动机超扭是由于发动机失效导致超过扭矩限制的允许扭矩值，该扭矩出现后要求对故障原因采取改正措施。瞬态超扭在发动机正常工作情况下发生（例如加速），该扭矩出现后不要求采取维护或改正措施。

AC 33.8 发动机的功率和推力额定值的选定

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.8 条的目的是确定发动机的功率和推力额定值。由于航空器的性能依赖于发动机的功率和推力额定值，如生产发动机的功率和推力低于这些额定值，将严重影响航空器的性能。因此，发动机的功率或推力额定值代表在用来确定此额定值的条件下，同型号所有生产发动机在使用中预期可产生的最低功率或推力。申请人应证明，所选的发动机功率或推力额定值对所有同型号发动机具有一致性，能够确保同型号所有生产发动机在使用中均能产生大于或等于声明额定值的功率或推力，且不超出其使用限制。

2. 可接受的符合性方法

2.1 额定值的选择

发动机型号合格证申请人应当从 CCAR-33-R2 第 33.7 条(c)(1)(i)至(x)目选取发动机功率或推力额定值，其中起飞和最大连续额定值应当选取，而涡轴发动机 OEI 额定值的选取是非强制的，申请人可根据旋翼航空器的工作要求决定是否选取。

当需要从 CCAR-33-R2 第 33.7 条(c)(1)(i)至(x)目范围外选取发动机功率或推力额定值时，申请人可以使用专用条件选取发动机功率或推力额定值。

2.2 额定值的确定

每个功率或推力额定值应当是在与额定值相关的发动机使用限制内以及在用于确定额定值的条件下，所有相同型号发动机预期产生的最小值（参见 CCAR-33-R2 第 33.8 条(b)款）。用于确定每个额定值的条件见定义(36)至(46)。对于每个额定功率或推力，TCDS 中应包含用于证明该功率或推力的相应发动机构型和发动机工作状态。额定起飞功率和推力应当在标准海平面条件下确定，额定最大连续功率和推力在申请人声明的海拔高度和标准大气条件下确定，所有额定 OEI 功率在申请人声明的海拔高度和温度下确定。除了最大连续功率和推力可以在静态或飞行状态下确定外，所有额定功率和推力应当在静态条件下确定。发动机构型应当包括功率提取（附件负荷）和空气提取（引气）的状态，进气道和尾喷管的构型，以及影响发动机性能的任何试验设施或安装配置。

申请人应使用 CCAR-33-R2 第 33.85 条校准试验和第 33.87 条持久试验的试验结果验证发动机的额定功率或推力。另外，应使用 CCAR-33-R2 第 33.90 条初始维修检查试验和其他整机试验（例如第 33.89 条工作试验）的试验结果、经验证的发动机性能模型或工程经验，分析制造差异、使用劣化及其他发动机性能衰减因素对发动机功率或推力额定值的影响，用来支持确定选取的功率或推力额定值是所有同型号发动机在用来确定此额定值的条件下预计能产生的最低功率或推力（见图 33.8-1）。

图 33.8-1

为符合 CCAR-33-R2 第 33.8 条(b)款的要求，同型号所有发动机构型均应当达到额定功率或推力。例如，一个发动机型号可以通过使用“额定值插头”获得多个功率或推力管理构型。仅当发动机能够获得额定功率或推力而不超过运行限制时，这些构型才可接受。换句话说，“额定值插头”不应限制额定功率或推力的获得，否则发动机不符合 CCAR-33-R2 第 33.8 条(b)款的规定。

申请人应提供确定任何发动机（无论是新发动机还是使用中的发动机）在额定值的使用限制内能够产生额定功率或推力的方法。例如，型号取证文件中包含或引用的发动机验收试验或性能检查试验可以满足此要求。通过这些试验验证的功率或推力应修正到 TCDS 中列出的用于确定额定值的条件，修正的功率或推力应不小于 TCDS 中列出的额定值，否则，发动机不符合其型号设计。

TCDS 中应包含额定功率或推力随环境温度的变化情况。例如，对于具有平台功率或推力额定值设计的发动机，当环境温度上升到某个值导致发动机达到一个或多个使用限制之前，发动机的额定功率或推力随环境温度的变化一直保持恒定。当环境温度超过此温度值（称为“拐点温度”）后，发动机的可用功率或推力将随环境温度的增加而降低。

AC 33.15 材料

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.15 条的实质是对发动机材料及制造控制体系的要求，涵盖材料/工艺的选用、规范建立、材料/工艺的验证、设计用数据建立的等工作内容，即：

(1)民用航空发动机申请人应通过材料/工艺规范的选用以及固化的工艺实施，保证材料具有型号设计所需的性能，并表明产品所用材料的适用性、耐久性和稳定性能够实现所制部件的预期功能；

(2)民用航空发动机申请人应在经验、试验、以及经批准的材料/工艺规范的基础上，确定设计用数据，使因材料或制造分散性而引起结构破坏的概率降至最小。

材料的适用性一般指材料在正常使用条件下，满足型号预定使用要求的能力。材料的适用性包括材料力学性能对零件的适用性（对于结构零件用材料）、材料功能（如导电、隔热、透波等）对零件的适用性、

材料对零件制造过程的适用性（如钢的淬透性和树脂流动性等）。

材料的耐久性一般指材料抵抗预期服役环境条件长期作用的能力。其中，服役环境条件包括应力、温度、湿度、光照、磨损、腐蚀、氧化等使材料性能随时间延长而衰退的环境因素。

材料规范的验证一般指通过获得具有统计意义的材料数据，建立或验证材料规范的过程。材料规范验证的正确实施，也可以实现固化材料制造工艺的目的。

材料符合材料规范验证一般指通过检验和测试验证材料符合材料规范及材料稳定性要求的过程。

本条款中所述的“经批准的规范”一般指由国家、协会、行业、企业等机构颁布的材料/工艺规范。这些规范将作为型号设计资料由局方批准。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.15 条要求可接受的符合性方法包括：声明、分析、试验。申请人应建立材料及质量控制体系，综合考虑型号中材料/工艺选用情况、应用情况、适用性、成熟度，结合试样级、部件级、整机级试验结果，采用适当的符合性方法表明符合性。

2.2 材料规范/材料的验证

(1) 申请人在开展型号设计及验证时，应综合考虑选用的材料规范/材料来源、应用情况、供应商情况、适用的行业领域、适用的发动机类型等信息，以确定所选用的材料规范/材料适用于本型号。

(2) 申请人应表明型号选用的材料规范本身的合理性。合理的材料规范应建立在试验或经验的基础上，具有充分的统计学特征或相似型号上成功应用经验。这些材料规范的类型包括但不限于：国际标准、国家标准、航标、民航标、企标等。

(3) 申请人应表明选用的材料能够持续且稳定地满足材料规范。

(4) 申请人可以结合 CCAR-33 部要求的与材料相关的试验，如持久试验、超转试验、超温试验、包容试验、静力试验、疲劳试验等，以支撑表明所选材料的适用性和耐久性。

(5) 一般来说，申请人在开展材料规范/材料的验证工作时，可以将

发动机本体材料分类，并选用恰当的验证方法：

(a)A 类材料：采用新编材料规范，材料和规范未经过验证；

(b)B 类材料：采用成熟材料规范，由新供应商提供材料；

(c)C 类材料：采用成熟材料规范，由成熟材料供应商提供材料。

其中，成熟材料规范一般包括在以往发动机型号合格审定中经 CAAC 批准的材料规范、国标、国内外通用的行业规范、具有充分且成功应用经验的企业规范。这些材料规范在内容上可以被视为合理的规范，但应注意，这些材料规范不一定是适用于型号的材料规范。

(6)针对 A 类材料，申请人可采用声明、分析、试验的方法表明材料规范和材料的符合性，材料验证试验和材料规范验证试验可分开进行，也可同时进行。在验证过程中，申请人可以通过试验获得具有统计学特征的数据，也可以在具有足够批次的历史数据统计、数据来源可追溯、测试过程记录完整的情况下，通过历史数据分析的方式形成可接受的历史数据，表明材料规范/材料的符合性。对历史数据的形成过程，应符合申请人对试验数据形成过程的质量体系要求和技术要求。

(7)针对 B 类材料，可采用分析或声明的方法表明材料规范的符合性，采用分析或试验的方法表明材料符合材料规范。在表明规范符合性时，申请人应提供充分的支撑性材料以表明这些规范属于成熟规范且适用于本型号。

(a)申请人可以通过试验表明材料符合材料规范要求，该试验应能够覆盖所有材料供应商。

(b)在具有足够批次的历史数据统计、数据来源可追溯、测试过程记录完整的情况下，申请人可以通过历史数据分析的方式形成可接受的历史数据，表明材料符合材料规范的符合性。对历史数据的形成过程，应符合申请人对试验数据形成过程的质量体系要求和技术要求。

(8)针对 C 类材料，申请人可采用声明、分析的方法表明材料规范和材料的符合性。申请人应提供充分的支撑性材料以表明这些规范属于成熟规范且适用于本型号。这些必要的信息可能包括：材料及材料规范验证过程的历史数据、使用证明文件（如经 CAAC 批准型号的合格供应商目录、材料及规范已在以往型号中经 CAAC 批准相关证明等）、服役情况及相关数据等。申请人应注意，符合 C 类材料分类要求的“成熟供应商”应为已经纳入合格供应商目录的针对该材料的供应商。

(9)申请人在选择材料规范或编制材料规范的过程中，应关注以下情况：

(a)材料规范中不应包括已被淘汰的定义、方法等。

(b)材料规范应语句通顺，技术信息准确、完整，要求可操作性强，支持性文件编制充分。

(10)申请人在开展材料规范验证试验及材料符合材料规范验证试验时，应关注以下情况：

(a)由于材料规范/材料的符合性可能需要从多个的试验中获取数据以进行统计。因此，在这些试验大纲中，应合理规划试验内容，并明确试验目的。

(b)引用的试验标准的适用性及其版次更新情况。

(c)充分考虑炉批次、取样位置、试样尺寸、多批次取样时间间隔、试样数量等信息，以尽量实现取样样本对材料总体的代表性。

(d)试验内容应涵盖规范中所有关键信息，包括但不限于：材料性能类型、覆盖的温度点、试验件加工要求、取样要求、检验要求等。

(e)注意试验件的贮存，避免因温度、湿度、磕碰等因素影响试验有效性。

(11)对于采用成熟供应商的货架产品（如涂层粉末、钎料、部分非金属材料等），申请人可采用分析和声明的方式表明材料规范和材料的符合性。申请人应关注供应商提供的产品符合产品规范的证明，并开展能够表明产品符合预期用途的相关验证活动。

(12)申请人在对发动机所用材料规范完成所有验证工作后，应形成单独的发动机材料规范清单，或作为其他符合性交付物内容的一部分提交局方批准。

2.3 设计用数据的验证

(1)申请人应根据设计用数据来源、材料规范/材料的选用情况进行分类，选取恰当的方法建立或选用设计用数据。设计用数据验证试验可与材料规范验证试验、材料符合材料规范验证试验结合开展。

(2)针对A类材料，应通过试验的方式建立设计用数据。如果材料性能数据有足够批次的历史数据统计生成、数据来源可追溯、测试过程记录完整，也可采用分析的方法表明符合性。

(3)针对B类材料，如果材料性能数据有足够批次的历史数据统计生成、数据来源可追溯、测试过程记录完整，可采用分析说明的形式表明符合性；否则，应通过试验的方式建立设计用数据。

(4)针对C类材料以及顺利通过材料合格鉴定的B类材料，如果设计用数据来源于局方认可的手册，可采取声明的方法表明符合性。如果性能数据非来源于局方认可的手册，则应按照本节(2)中所述的验证方法进行验证。

(5)申请人在对发动机所用设计用数据完成所有验证工作后，所形成的设计用数据应以恰当的形式提交局方批准。

2.4 工艺的验证

本节中对工艺验证的指导仅针对特种工艺以及局方认为需进行验证的新材料涉及的常规工艺。

(1)申请人在开展型号设计及验证时，应综合考虑选用工艺的来源、应用情况、供应商情况、适用的行业领域、适用的发动机类型等信息，以确定所选用的工艺适用于本型号。

(2)申请人应表明型号选用的工艺规范本身的合理性。合理的工艺规范应建立在试验或经验的基础上，具有充分的统计学特征或相似型号上成功应用经验。这些工艺规范的类型包括但不限于：国际标准、国家标准、航标、民航标、企标等。

(3)申请人应开展工艺鉴定，表明部件的制造过程能够满足工艺规范要求。

(4)申请人可以结合CCAR-33部要求的与工艺相关的试验，如持久试验、超转试验、超温试验、包容试验、静力试验、疲劳试验等，以支撑表明所选工艺能够保证发动机所用材料的适用性和耐久性。

(5)一般来说，申请人在开展工艺的验证工作时，可以对选用的工艺进行分类，并选用恰当的验证方法。工艺的验证可视情与材料/材料规范的验证结合开展。

(a)A类：完全新编工艺规范。

(b)B类：新编工艺规范，其部分技术内容可等同于A类工艺。

(c)C类：采用国内外通用成熟工艺规范的工艺。

其中，成熟工艺规范一般包括在以往发动机型号合格审定中经CAAC批准的工艺规范、国标、国内外通用的行业规范、具有充分且成功应用

经验的企业规范。这些工艺规范在内容上可以被视为合理的规范，但应注意，这些工艺规范不一定是适用于型号的工艺规范。

(6)针对 A 类工艺，申请人应采用试验的方法对工艺规范的建立进行整体验证。申请人应将关键工艺参数纳入工艺规范，以作为型号设计资料对工艺进行充分控制，试验应涵盖多个工艺批次，并重点验证工艺参数的边界。

(7)针对 B 类工艺，申请人应开展充分的评估过程，并提供相应的信息表明新编工艺规范中可以等同于 A 类工艺的技术内容。对于可以等同于 A 类工艺的技术要求，在确认了要求的适用性、合理性后，可通过分析的方法表明这部分工艺规范的符合性。对于不能视为 A 类工艺的技术内容，应开展可以涵盖多个工艺批次的试验验证，以建立新的工艺规范要求。需要注意的是，在开展评估过程中，申请人应重点关注工艺规范中技术内容是否准确、充分，边界性要求是否被充分验证，验收指标是否合理、清晰等。

(8)针对 C 类工艺，申请人可采用声明、分析的方法表明工艺规范的符合性。申请人应提供充分的支撑性材料以表明这些工艺规范属于成熟规范且适用于本型号。这些必要的信息可能包括：工艺规范验证过程的历史数据、使用证明文件（如工艺规范已在以往型号中经 CAAC 批准相关证明等）、服役情况及相关数据等。

(9)申请人在对发动机所用工艺、工艺规范完成所有验证工作后，应形成单独的发动机工艺规范清单，或作为其他符合性交付物内容的一部分提交局方批准。

2.5 标准件/成附件的验证

(1)满足标准件定义的零部件可通过标准件性能验证或其他局方接受的支撑性信息表明标准件材料对第 33.15 条的符合性，而无需单独开展材料及工艺符合性验证活动。

(2)申请人自行或外委设计的紧固件及密封件等属于零部件，不属于标准件。对这类零部件，若其设计参考了某一标准件规范，且仅存在尺寸差异，在评估后并经局方认可的情况下，可视为标准件进行验证；若其设计参考了某一标准件规范，并对材料或制造方法进行了变更，不可视为标准件处理，申请人应对该类零部件的材料和制造方法进行管控并

开展相关试验验证，确认每一批次零部件的各项指标均满足产品的图纸或规范要求。

(3)取得民航CTSOA批准的紧固件类小零件，可以参照标准件管理，不必额外进行鉴定试验验证。

(4)针对成附件的验证，申请人应建立对成附件的通用技术要求，确保成附件材料和工艺选用受控。

(5)申请人可对成附件进行适当的分类，并针对不同类型成附件选用适用的符合性验证方法。一般来说，对于成熟供应商的货架产品及电子元器件等功能性零部件，申请人也需要表明对材料相关条款要求的符合性，但还需视情结合零部件级试验开展验证工作。对于可能会因材料或工艺引起从而对航空产品安全产生不利影响的成附件，申请人应进行评估，若对安全有不利影响，申请人应对其材料和工艺按照 2.2-2.4 节所述开展符合性验证工作。

2.6 其他验证工作

(1)申请人应充分考虑发动机预期使用环境对材料的要求，对选用的易腐蚀材料及抗腐蚀涂层材料进行梳理，并选取适当的符合性方法开展材料耐腐蚀验证工作。

(2)除按照2.4节中所述表明特种工艺以及新材料涉及的常规工艺的符合性外，其余型号选用的非特种工艺的验证也涵盖在第 33.15 条范围内。针对这些非特种工艺，申请人应通过相应的体系进行保证，其验证随 CCAR-33 部中其他条款的试验验证过程及试验件制造过程一同开展。在顺利完成所有相关试验后，申请人应将这些经验证的非特种工艺参照2.4节(9)中所述，与特种工艺一同提交批准。

3. 需要说明的其它问题

审查代表会根据申请人的设计和验证经验、体系建设情况、以往型号合格审定情况等，视情确定第33.15条相关验证的介入范围。

通常来说，在局方监控下、或者在局方接受的材料/工艺相关体系下获得的材料/工艺历史数据更易被审查代表接受，用于支撑表明本条款符合性。

AC 33.17 防火

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.17 条的实质是确保发动机采用的设计、材料和构造方法能使得火焰的发生和蔓延减小到最低程度。一旦发生火情：

(1)能够控制、隔离并经受住火焰。

(2)能够防止任何易燃材料加强现有的火焰。

(3)在有火焰的情况下仍然能够执行发动机预期功能，并且不会导致危险状况。

2. 可接受的符合性方法

满足第 33.17 条要求可接受的符合性方法包括：说明、分析、试验、演示。

2.1　火焰防护等级的确定

(1)进行火焰防护评估时，必须确定每个部件的火焰防护等级。火焰防护等级的确定应充分考虑防火/耐火定义的假设，即：

(a)通常来说，如果可以用切断装置停止供应易燃液体，这类易燃液体输送部件的下游管路或部件可按照耐火标准进行评估，但着火情况下实现切断易燃液体功能的切断装置应按照防火标准进行评估，除非可以表明着火带来的损伤不会导致达到危险数量的易燃液体泄漏或飞溅。例如，耐火标准已经用于发动机燃油系统部件，因为承受 5 分钟的火焰为飞行机组成员提供了足够的时间识别火情，关闭恰当的燃油切断阀，使发动机安全停车。

(b)防火试验之所以定义部件需经受标准火焰 15 分钟的冲击，是建立在灭火系统能够在后 10 分钟内控制火情的基础上。

(2)申请人应结合防火/耐火定义的假设及规章中相关要求确定火焰防护等级。此外，某些零部件的失效或故障在发动机停车后可能导致火焰蔓延，其火焰防护等级必须达到防火标准。

(a)通常来说，如果可以用切断装置停止供应易燃液体，这类易燃液体输送部件的下游管路或部件可按照耐火标准进行评估，但着火情况下实现切断易燃液体功能的切断装置应按照防火标准进行评估。例如，耐火标准已经用于发动机燃油系统部件，因为承受 5 分钟的火焰为飞行机组成员提供了足够的时间识别火情，关闭恰当的燃油切断阀，使发动机安全停车。

(b)然而，涡轮发动机停车后风车状态的持续转动会使滑油系统保持

滑油流动。滑油泵上齿轮箱持续旋转，润滑系统保持滑油供给。只要持续转动效应存在或滑油供应尚未停止，可能会一直为火焰提供易燃液体。因此，滑油系统部件需要从着火危害角度（如压力、流量等）来评估，从而确定火焰防护等级。通常来说，除特殊情况外，滑油系统部件应按防火标准进行评估。

(c)必须按照 2.1(2)(a)和(b)所描述的类似方式来评估其它易燃液体输送部件（如液压和加力系统的零部件）。此外，根据第 33.17(c)款，通常易燃液体箱必须是防火的，详见 2.5(1)中对易燃液体箱的验证要求。

(d)第 33.17(e)款要求所有的发动机控制系统部件根据其适用的火焰防护等级需求都是耐火或防火的。控制部件包括电子控制器、机电计量设备、电气导线、阀门、光纤设备等。与第 33.17(b)款类似，必须确定受影响部件的火焰防护等级。该要求在不同的控制技术间并没有区别，如电子、机械或光纤部件。然而，如果某部件输送易燃液体，应按照第 33.17(b)款要求判断防护等级。其它不输送易燃液体的控制部件，应按照本咨询通告中 2.1(2)中的要求确定防护等级，并考虑部件的功能。控制系统部件防护等级的确定及评估过程应充分考虑部件在着火条件下需要保持的功能，并考虑控制系统部件某些功能失效后对其他部件防火/耐火能力的影响。

(e)需要指出的是第 23.1189(a)款、第 25.1189(a)款和第 29.1189(a)款要求流入、流过或处于指定火区中的易燃液体输送部件具备切断阀。然而，涡轮发动机滑油系统并没有此要求，因此指定火区内滑油系统的所有部件(包括滑油箱)都应是防火的或处于不会发生火情的区域。

2.2 防火/耐火试验的实施

(1)试验设备：申请人应采用燃油燃烧器作为试验设备，以充分模拟发动机着火情形。在试验前后，需要对燃烧器（火焰）进行校准，表明火焰温度的波动范围在标准火焰规定的限制内。校准过程通常采用 7 根热电偶校准火焰温度，并使用热流计校准热流密度。在试验前的火焰温度校准过程中，7 根热电偶显示的温度均应在标准火焰温度范围内，且燃烧器火焰平均温度不低于 1093℃（2000℉）。在试验后的火焰温度校准过程中，燃烧器火焰平均温度应处于标准火焰温度范围内。火焰校准及正式试验中，应保证校准设备/试验件表面沿燃烧器轴向到燃烧器喷嘴端面距离为 100±10mm，或采用局方可接受的适用规范中的距离要求，并根

据燃烧器喷射角度视情考虑校准设备/试验件轴线到燃烧器喷嘴端面的竖直距离。在燃烧器（火焰）校准后，直至完成试验后的校准，期间燃烧器的控制参数应保持不变。

(2)火焰冲击位置

申请人可以使用以下方法确定火焰冲击位置。

(a)一般方法：通过分析或试验确定试验件特性，以确定火焰冲击位置。确定火焰冲击位置必须至少考虑以下潜在因素：

1)材料；

2)几何尺寸；

3)零件关键特征；

4)局部骤燃效应；

5)振动；

6)内部油液的等级/压力/流量；

7)表面涂层；

8)火焰防护特征；

9)潮湿度；

10)其它适用的因素。

(b)安装分析方法：采用该方法，在确定火焰冲击位置时，试验大纲中应考虑预期安装下的所有潜在火源，识别出不受火焰直接冲击的位置或特征，并评估火焰直接冲击位置的关键特征。如果申请人选择该安装分析方法，必须基于实际安装构型，并至少考虑上文中提及的潜在因素以及需要特别考虑的以下潜在安装因素：

1)整流罩和短舱结构；

2)相邻的结构防护罩；

3)整流罩下方流道；

4)发动机装配（EBU）硬件；

5)燃油源；

6)气源；

7)其它适用的因素。

采用安装分析法应在提交试验大纲前与航空器设计制造方进行协调，且避免过于简化的描述性说明，如“最可能的火焰方向垂直于整流罩底部的

燃油收集器”。如果采用该方法，在安装形式有更改的情况下，应重新进行评估，对比新的安装形式及最初的安装形式，以确保基于最初安装构形式得到的防火符合性验证结论是否适用于新的安装形式。此外，应充分考虑防火罩、防火涂层等火焰防护特征，以免其火焰防护的用途受到限制或失效。

(3)试验件的参数设定：试验件的工作特性和参数与型号设计产品在实际火情期间可能发生的情况必须是一致的且偏保守的。例如，高速内流增加了吸热效应，使得部件对火焰的敏感性降低形成弱考核，因此试验中应明确采用最小流量。内部油液温度等其它参数同理。评估过程主要考虑临界的飞行工况，包括停车后持续转动（风车和螺旋桨顺桨）。在评估试验条件时，通常不考虑发动机基础失效状态（例如，部件机械损坏或主转子锁住）。另外，任何为试验建立边界条件的从属设备（例如模拟发动机热交换器），必须能代表型号设计工况。

(4)振动参数设定：一些部件的防火/耐火试验中，需保持振动加载，如软管的试验。

2.3 防火/耐火试验判据

防火/耐火试验通过准则包括以下几个方面：

(1)在着火情况下保持预期的功能。着火条件下零部件需保持的预期功能将根据被试零部件的具体情况决定。申请人应该尽早就这一方面与审查组协调确定。

(a)发动机燃油控制部件在持续工作时不能导致危险状况，但是必须允许（或可以确保）在要求的火焰暴露时间内，任何时刻发动机都可以安全停车。在防火试验期间的任一时刻，某些部件触发发动机安全停车是可接受的，只要发动机的停车状态一直维持到试验结束。

(b)对于必须进行防火设计的切断阀，承受 5 分钟火焰后必须能够进行切断操作，或默认设置为切断状态，并且在整个 15 分钟防火试验中保持切断状态，不得泄漏出危险量的易燃液体。

(2)没有危险量的易燃液体、蒸汽或其它物质泄漏。在整个试验期间直至试验结束，试验件不能以任何方式出现危险量的易燃液体泄漏。在试验期间及结束后一段时间内，预期承压的零部件必须保持承压状态。移除试验火焰后，试验件承压情况下，通常需要观察试验件一段时间（至少 10 分钟），来确定在部件冷却后是否发生泄漏以及泄漏的程度。

(3)试验件的组成材料或泄漏的易燃液体等不会维持现有火情。

(4)没有余火。必须考虑移除试验火焰后继续燃烧的火焰，一般来说，移除火焰后的快速自熄且无复燃是可以接受的。造成余火存在的原因可能是由于试验件组成材料的燃烧或者是泄漏的易燃液体燃烧。除非能够证明余火不会显著地增加整个着火危害，否则应判定试验失败。具体的可接受性判定准则应视情具体情况具体分析，并考虑试验部件的类型和功能。

(5)防火墙不失效。关于防火墙验证的详细指导见2.5(5)节。

(6)不会导致其它危险状态。在试验期间或结束后，不能发生危险状态。

2.4 材料评估

申请人应该开展材料设计评估以表明第 33.17(a)款的符合性。一般来说，由钢铁、钛合金、高温合金材料构成的零部件，其本体可以满足防火要求；由铝合金材料构成的零部件，其本体可以满足耐火要求。但对于钛合金以及镁合金的应用，应有适当的预防措施设计来防止不可接受的着火危害。申请人应当评估可能因摩擦或接触气体热源而着火的特殊材料，以及用于耐磨涂层的材料是否符合防火对材料使用的要求。

(1)钛的使用：在发动机部件制造中使用的很多钛合金在某种情况下会点燃或持续燃烧。通常，钛火燃烧非常快且异常猛烈。钛火中熔化的颗粒产生高腐蚀性的高温烟雾，会烧穿压气机机匣，从而导致熔化的炽热金属径向喷溅。在表明第 33.17(a)款的符合性时，申请人应评估整个设计对钛火的敏感性。如果该评估无法排除持续燃烧的可能性，那么必须表明钛火不会导致危险状况。

(2)镁的使用：发动机部件制造中使用的镁合金在碎片或粉末等细屑形态下是非常易燃的。因此，应针对采用镁材料制成的薄片或镁合金暴露在腐蚀、摩擦或高冲刷速度下时，进行谨慎的评估。表明第 33.17(a)款的符合性时，申请人应该评估整个设计对镁火的脆弱性。如果该评估无法排除持续燃烧的可能性，那么必须表明镁火不会导致危险状况。

(3)耐磨涂层：许多风扇、压气机和涡轮组件在转子叶尖和静子机匣之间有易磨蚀衬套。经验表明，如果在转子和静子碰摩或篦齿封严期间大量的衬套被磨掉，当存在点火源时就可能引发着火或爆炸。在某些情

况下，微小易磨蚀颗粒和流道高温气体的混合物可能发生自燃。针对这些情况，申请人必须对安装易磨蚀衬套的每级风扇、压气机以及涡轮进行评估。

(4)吸附性材料：如果吸附性材料处于接近易燃液体部件的地方，那么这些材料必须经过处理或者遮盖起来以防止吸收危险量的易燃液体。

(5)纤维和树脂材料：纤维/树脂复合材料，比如聚酰胺脂纤维（如凯夫拉织物）及碳/石墨复合材料在某些环境下可能是易燃的。在发动机中，聚酰胺脂纤维通常用作风扇转子包容系统部件。碳/石墨复合材料也已经用于风扇叶片、反推部件及其它零部件中。在表明第 33.17(a)款的符合性时，申请人必须评估整个设计针对这些材料的着火敏感性。如果该评估无法排除这些部件持续燃烧的可能性，那么必须表明这种情况的着火不会导致危险状况。

2.5　其它考虑因素

(1)易燃液体箱

(a)火焰冲击位置：在开展防火试验前，必须通过分析或试验，将火焰位置确定为在火焰影响下最有可能失效或最不可能满足试验通过准则的最关键油箱位置或特征。在火焰冲击位置的选择中，油箱组件的所有特征以及油箱安装特征都应充分考虑。典型的油箱安装特征包括但不限于以下方面：

1)箱体；

2)进出口组件；

3)观测计；

4)排油塞；

5)磁碎片检测仪；

6)流量计组件；

7)通风管路组件；

8)溢流盖和排油孔；

9)固定架；

10)切断阀；

11)温度传感器；

12)油气分离器。

油箱的设计可能涉及多个上述特征，并可能由不同的材料构成。因此，

在表明对第 33.17 条符合性时，可能需要其它防火试验、多个位置防火试验、子部件级试验或服役经验的数据支持，从而覆盖所有的油箱组件特征。此外，在确定火焰冲击位置时，还应考虑，通风系统性能（如由于内部高压和通风不畅导致的滑油箱防火试验失败）、油箱工作液面之上部位的低散热效果、任何专门的保护设计（如防护罩、涂层、特征部件等）。

(b)其它试验参数：除非表明油量更大时更为严苛，否则试验开始时的油箱起始油量必须不大于最小分配量与正常吞咽量之差。对于流量，试验开始后应在最危险的工况下首先工作 5 分钟（具有代表性的工况是最小飞行慢车流量），并且接下来的 10 分钟应在发动机停车状态下进行（考虑风车状态）。申请人也可选择在最危险条件（发动机运行或飞行中停车时的最坏情况）下试验 15 分钟。

(c)在试验开始时，除非表明更低温度下更严苛，否则油液温度应处于最大值（第 33.7 条中规定的稳态或瞬态极限的较大值）。在试验开始时，油箱内部压力应设置为发动机运行条件下的正常工作压力。这些值可能因为试验条件而变化。

(d)应对油箱的设计和预期用途进行评估，以确定试验中采用的最关键火焰冲击方向及其对应的运行条件。《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航标准》、《运输类飞机适航标准》和《运输类旋翼航空器适航规定》中对飞机的要求在很大程度上依赖于 CCAR-33 部的防火验证结果。试验的失败可能导致航空器安装问题。

(2)气源

根据第 33.17(a)款，申请人应评估火焰对引气部件的影响，并评估这种失效是否会加剧火情或延长持续燃烧时间。

(3)发动机安装节

发动机安装节（包括发动机型号设计）的防火验证可能作为飞机审定的一部分来表明符合性。在这种情况下，发动机制造商应和飞机方协调，使影响飞机审定的安装问题出现的可能性减至最小。

当安装节作为发动机构型进行防火验证以表明对第 33.17(a)款符合性时，申请人应表明发动机安装结构或发动机的安装点是防火的或具有防护措施，除非满足下列条件之一：

(a)航空器对发动机安装结构或发动机的安装点并没有上述防火或防护需求；

(b)为活塞发动机，并满足如下要求：

1）安装结构必须设计成失效-安全模式，其中任何一个负载路径失效，其余安装结构能在(2)和(3)规定的条件下支撑发动机；

2）属于发动机的安装结构必须至少是耐火的，并且：

a）在 5 分钟的标准火焰作用期间，安装结构必须能承受飞机限制载荷（包括最大可持续功率时的发动机拉力和扭矩）而不失效。

b）在 5 分钟结束时，假定发动机将被关闭，应评估停机载荷，在标准火焰作用下，安装结构应能承受-0.5g/+1.5g 的飞行载荷与停机载荷叠加而不失效。

3）在(2)规定的 5 分钟后直到 15 分钟结束，假定发动机停机，其余安装结构应具有足够的强度，承受发动机停机后预期的最大飞行载荷。

除非有更进一步的分析证明，否则发动机停机后预期的最大飞行载荷确定为 70%的机动载荷或 40%的阵风载荷。

4）如果未指定，则上文(2)和(3)所述的载荷应视为极限载荷。

一般来说，在表明安装节防火过程中，以下三种符合性思路是可接受的：

(a)采用“防火”材料，通过材料分析表明符合性。评估过程应充分考虑安装节材料在高温下的材料性能，确保选用的材料除了能够具备防火能力，在因着火造成的高温下仍能够保证安装节具有充足的剩余强度；

(b)当火区发生着火情况时，整个安装系统的设计（结构布局和冗余设计）在火焰产生的高温等环境下等仍能够执行预期的功能；

(c)采用防火罩来抵御火焰的影响。

(4)热表面着火(HSI)

申请人应防止易燃液体或油雾飞溅至高温热表面形成着火。

(5)防火墙

如果部件的主要功能是防火墙，并是发动机型号设计的一部分，则应符合第 33.17(d)款的要求。试验期间或结束时防火墙部件不能失去对目标区域或范围内火焰的包容能力。可接受的包容火焰的证据包括：防火墙部件没有烧穿、任何附件或其外围的封严没有破损、背面无着火，并且在试验火焰移除后不会持续燃烧。此外，不允许有危险量的燃油或

油气混合物绕过或穿过防火墙。防火墙应在不会导致危险状况的前提下包容火焰。在开展防火墙评估及相关试验验证时，应考虑防火墙结构和封严受到的压力和机械载荷。此外，根据第 33.17(d)(3)项的要求，防火墙必须满足防腐要求。另外，申请人与航空器设计制造方应充分沟通，以保证防火墙的设计及验证可以支持航空器设计制造方对防火墙部件的评估。

用于非结构性的或非承力的防火墙或罩环时，最低厚度为以下所列数值的材料可以直接接受而不用进行额外的防火试验：

(a)不锈钢板，厚度 0.38mm（0.015 英寸）；

(b)防腐蚀的低碳钢板，厚度 0.46mm（0.018 英寸）；

(c)钛合金板，厚度 0.41mm（0.016 英寸）；

(d)蒙氏合金板，厚度 0.46mm（0.018 英寸）；

(e)钢或铜基合金防火墙接头/紧固件。

(6)防护罩。

第 33.17(b)款中要求考虑防护罩和部件布局的主要目的是将泄漏的易燃液体与点火源接触和点燃的可能性降至最低。点火源包括温度不低于航空燃油、滑油和液压流体典型自燃温度的高温热表面，或者任何会产生放电的部件。针对这个要求的符合性可以由以下措施来表明：易燃液体管路或接头周围安装排油套管；安装溅射防护罩，使泄漏的易燃液体远离点火源；合理布置发动机上通用部件位置，使着火及助燃的可能性降至最低。即所有证据都应该表明泄漏的易燃液体不会接触点火源造成着火或助燃。对于煤油型燃油，尽管油气比、短舱通风及其它因素会对分析热表面起火是否会产生危险状况时产生一定影响，但申请人可采用 232℃（450℉）作为其自燃温度。

(7)排放和通风系统

如果在发动机持续转动期间排液和通风系统会存留危险量的易燃液体，则其应设计成防火的。此外，在确定每个排放或通风系统部件的防/耐火等级时应认真评估这些系统部件预期的功能，存储有危险量易燃液体的集液池需进行评估以满足防火的要求。另外，排液和通风系统的流通能力应满足需要输送的流体最大流量需求。

如果能够表明在发动机正常工作期间某些排液和通风系统不存留或

输送易燃液体，那么该排放和通风系统可直接表明满足第 33.17(b)款的要求。例如：在中止发动机起动后，燃烧室排液管路排空剩余的燃油。不能通过该方式直接表明满足第 33.17(b)款要求的情况以带套管的燃油管为例，这种管路属于单一组件，不能分成主燃油管路和外部排液管路，如果主管破坏的话燃油可能会流出。

(8)电气搭接

电气搭接是对无意放电或故障电流影响进行保护的方式。搭接能够将易燃材料静电着火的风险降至最低。容易受这类影响的部件、组件或设备必须搭接（接地）至发动机等电位电势接地点。当导电零件结构上相互连接来维持一个共有电势时，就认为它们是搭接的。可通过型号设计图、电气连续性检查和发动机样机的物理检查来表明符合性。

AC 33.19-1 叶片包容性

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.19 条(a)款中“压气机和涡轮转子机匣的设计必须对因转子叶片失效而引起的破坏具有包容性”要求通过分析或试验以验证发动机具备对失效叶片及其二次损伤的包容能力。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

民用航空涡轮发动机叶片包容性适航符合性验证可接受的符合性方法包括：分析、试验或二者的结合。

2.2 包容性分析

(1)总则

(a)申请人可以通过经验证的公式比较失效叶片的动能 E_k 与叶片对应的机匣冲击区域的包容势能 E_c 以判断机匣对脱落叶片的包容能力。

(b)失效叶片的动能 E_k 需要包括脱落叶片随脱落叶片质心平动的动能和绕脱落叶片质心转动的动能，且不考虑二次损伤对失效叶片能量的耗散。E_k 的表达式为：

$$E_k = \frac{1}{2}mr^2\omega^2 + \frac{1}{2}I\omega^2$$

其中 m 为失效叶片的质量，r 为失效叶片质心对于转子转动轴线的半径，I 为失效叶片关于质心的转动惯量，ω 为转子角速度。上式中 $0.5mr^2\omega^2$ 一

项为脱落叶片随脱落叶片质心平动的动能，$0.5I\omega^2$ 一项为脱落叶片绕脱落叶片质心转动的动能。

(c)机匣包容势能需要考虑的因素包括叶片碎片的冲击角度、受叶片碎片冲击区域（shear plug）周长、机匣材料的极限强度与延伸率或着韧度模量、机匣有效厚度等。可接受的一种 E_c 的表达式为：

$$E_c = k\frac{FLt^2}{\cos^2\alpha}$$

其中 t 为机匣厚度，α 为碎片轨迹与机匣法线的夹角，如图 33.19-1-1 所示。L 为叶片碎片沿飞脱轨迹在机匣上的投影的周长。F 为表征机匣抵抗碎片穿透的量，可定义为机匣材料的极限拉伸强度与延伸率乘积、或机匣材料韧性（材料在破裂前所能吸收的能量与体积的比值）、或机匣材料动剪切强度等参数。k 为经验修正系数，根据材料试验以及叶片脱落的试验及经验确定。

图 33.19-1-1　叶片飞脱轨迹与机匣法线夹角示意图

(2)转子叶片

(a)失效转子叶片数量为 1 片。

(b)转子叶片失效位置为盘上最外层的固定榫槽处。对于整体叶盘，叶片缺损至少 80%的质量。

(c)失效转子叶片的质量及质量矩应为型号设计允许的，且考虑公差上限的最大质量及质量矩。

(3)机匣

(a)机匣子午截面上每一级叶片的冲击区域通常可以定义为如图 33.19-1-2 所示的以下三个区域的合集：1.叶尖在机匣的投影区域、2.缘板在机匣的投影区域、3.与以叶片质心为圆心、与叶片轴线夹角为±15°的扇面区域内机匣区域。如果型号的设计有可能出现更大的冲击范围，更危害的后果，则应适当扩大冲击区域。申请人也可以根据经验

以及分析定义叶片的冲击区域，但需得到局方的认可。

图 33.19-1-2　叶片包容区域定义

(b)撞击区域机匣有效厚度的选择需要考虑型号定义的厚度公差以及机匣维修可能导致的最小厚度。

(c)对于多层机匣结构，机匣总包容势能可以表达为各层机匣包容势能之和。但是当内层包容机匣（或包容环）外部可能存在限寿件（例如回流式燃烧室位于燃气轮轮转子及内层包容环外部）时，需要评估叶片穿透包容机匣对外部限寿件带来的损伤。

(4)转速

(a)在最大允许转速及对应的最不利温度和应力条件下评估发动机结构的包容性。

(b)对于特殊的型号设计，包容结构的最高温度不一定会导致最低的抵抗叶片穿透的能力，例如少数结构材料（如碳纤维复合材料及部分高温合金材料）的强度或延伸率随着温度在一定范围内的升高而增加，若转子转速、包容结构温度和应力的实际组合会导致出现上述 2.2(4)(a)更严苛的工况，则该工况也应纳入包容性评估之中。

2.3　单元体试验

申请人可以通过单级转子的单元体包容试验（例如旋转包容试验）验证该级转子叶片的包容特性，需要满足如下条件：

(1)单元体试验件需要包括该级转子相邻的静子组件；

(2)单元体试验件机匣需要覆盖 2.2(3)规定的冲击区域；

(3)单元体试验件的温度和机匣应力条件需要代表真实发动机的温度和应力条件。

(4)可以通过提高试验转速或者减小单元体试验件机匣厚度的方法覆盖 2.2(2)(c)、2.2(3)(b)、2.2(3)(c)、2.2(4)和 2.3(3)中所涉及的各项因素影响。

2.4 多叶片脱落

(1)多叶片脱落一般原则

申请人需要评估失效叶片引起的多叶片脱落，例如单个叶片失效导致的该级或其他级叶片部分脱落或者全部脱落。申请人可以通过以下方法说明失效叶片不会引起多叶片脱落或者虽然失效叶片会引起多叶片脱落但是可以被包容。

(a)通过分析或试验得到脱落的叶片在邻近的叶片叶身上的撞击区域和撞击动能E_i；通过冲击试验确定叶片在预测的撞击区域承受冲击作用的断裂能E_f，通过$E_f > E_i$表明不会发生由于单个叶片脱落引发的整圈多叶片脱落。申请人需要注意：E_i是脱落叶片相对于尾随叶片的动能，不同于 2.2 节中E_k；E_f与撞击区域、叶片晶向（适用于单晶叶片）等因素有关，而撞击区域与叶片构型、叶栅安装角等因素有关，申请人在确定E_f时需要考虑这些因素的影响。

(b)通过 2.3 描述的带有整圈转子叶片的单元体试验表明，机匣能够包容单个叶片失效导致的该级转子或相邻静子叶片部分脱落或者全部脱落形成的碎片。

(c)经局方批准，可以通过工程研发和服役经验数据的评估表明多叶片脱落包容的符合性。

(2)作为超转保护的涡轮叶片脱落

在某些发动机型号设计中，当涡轮转子发生超转时，通过涡轮叶片主动脱落避免涡轮盘轴飞转，从而保护涡轮盘使其不至于发生破裂。对采用该设计特征的发动机，应通过涡轮叶片脱落试验表明：

(a)涡轮叶片能够在预定的转子转速范围内脱落。

(b)脱落的涡轮叶片能够被发动机结构包容，不会导致危害性发动机后果。

涡轮叶片脱落试验达到的转速可能无法达到申请人声明的涡轮最大超转转速，申请人可以使用比取证构型更薄的涡轮机匣试验件开展试验，以确保当涡轮最大超转转速下发生多叶片脱落时具有相当的包容裕度。

申请人也可以采用经验证的包容性公式补充分析评估工作表明涡轮最大超转转速脱落下的多叶片可以被机匣包容。

AC 33.19-2 耐用性

1. 条款要求解析/规章安全意图

(1)第 33.19 条(a)款中“发动机的设计与构造必须使得发动机在翻修周期之间不安全状态的发展减至最小”是关于耐用性的总要求。申请人针对其它一些条款所安排的验证工作都支持了表明翻修期内不安全状态的发展减至最小这个符合性。

(2)除了上述总的耐用性要求外，根据活塞式发动机和涡轮式发动机的特点，第 33.19 条(a)款还分别包括如下要求：

(a)对于活塞式航空发动机，第 33.19 条(a)款考核活塞发动机磨损面、润滑系统以及经受疲劳载荷的零部件，要求这类零部件在翻修周期之间不安全状态减至最小。

(b)对于航空涡轮发动机，第 33.19 条(a)款针对其它条款所不覆盖的重要静承力结构件低循环疲劳寿命分析和评估，提出一个总括性的指导。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

民用航空发动机耐用性适航符合性验证可接受的符合性方法包括：分析、试验、经验或其结合。

2.2 总体要求

为了表明对第 33.19 条耐用性相关的符合性，申请人应当提交一份总结性清单，记录用于直接表明条款符合性的信息，或者是引用其它含有符合性信息的报告、文档、程序，例如用于表明其它与涉及耐用性条款符合性的取证报告、文件记录等。申请人提交的报告应至少包括：

(1)零部件寿命计算

列出第 33.19 条(a)款适用的零部件和图号及寿命计算结果并给出计算过程说明。

(2)耐用性相关试验结果

说明耐用性相关的试验情况，并提供所开展的主要试验清单。与发动机耐用性相关的试验可能包括 33.33、33.39、33.43、33.49、33.63、

33.87、33.90 等条款要求的试验或者申请人为了验证第 33.19 条(a)款专门开展的试验。

2.3 活塞式航空发动机耐用性设计与验证

2.3.1 分析和部件试验

申请人可以通过分析和部件试验的方式验证发动机传动类零部件和结构类零部件在机械载荷和高温环境下的强度和寿命。

2.3.2 使用经验

申请人可以参考以往相似型号的经验，制定翻修周期。

2.3.3 翻修周期管理

对于新设计的活塞式航空发动机，申请人可以根据持久试验所完成的总时数及分解检查的情况确定初始的翻修周期，一般不超过持久试验总时数的 4 倍。

申请人可以在发动机交付后根据使用情况的评估对翻修周期进行更改，该更改应提交局方批准。

2.4 航空涡轮发动机耐用性设计与验证

2.4.1 适用静承力结构选取

申请人应依据本咨询通告指导开展耐用性设计与验证的对象是根据第 33.70 条定义的限寿件之外的静承力结构。

2.4.2 定寿方法

申请人可以采用与限寿件相同的定寿程序或流程对第 33.19 条适用的静承力结构件进行寿命评估。对寿命的评估应充分考虑任务剖面、任务混频、环境混频、机械和温度载荷、振动载荷（如适用）、应力集中等方面的影响。

2.4.3 静子件的寿命评估

对于第 33.19 条(a)款覆盖的机匣类静承力结构件，经局方批准，申请人可以结合裂纹萌生和部分裂纹扩展所需循环数进行寿命评估。寿命评估表达如下式给出：

$$T = T_{Ni} + kT_P$$

其中 T 为总寿命；T_{Ni} 为最小裂纹萌生寿命；T_P 为最小裂纹扩展寿命；k 为不超过 0.5 的系数，取决与损伤检测方法的灵敏度和检测间隔。

申请人如果采用考虑部分裂纹扩展寿命对静子机匣进行寿命评估，在第 33.19 条所要求的对转子叶片包容性的评估中必须考虑机匣带有允

许尺寸裂纹的影响。

AC 33.19-3 轴向飞出叶片碎片定义

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.19 条(a)款要求“必须确定由于转子叶片失效，穿透压气机和涡轮转子机匣后的转子叶片碎片的能量水平和轨迹”。规章安全意图为发动机制造商需要向航空器制造商提供关于碎片的能量水平和轨迹的输入条件，供航空器制造商开展飞行器结构冲击包容分析。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

轴向飞出叶片碎片定义适航符合性验证可接受的符合性方法为说明性文件。

第 33.19 条(a)款中，转子叶片碎片的能量水平指碎片的平动动能水平；转子叶片碎片的轨迹为碎片的散布角。

2.2 涡轮风扇发动机轴向飞出叶片碎片

涡轮风扇发动机轴向飞出叶片碎片的轨迹和能量水平根据第 33.94 条要求开展的风扇叶片脱落试验结果确定。

2.3 涡轴涡桨发动机轴向飞出叶片碎片

(1)申请人应评估压气机叶片碎片从进气口飞出的情形。

(2)涡轴涡桨发动机通过涡轮出口轴向飞出叶片碎片的轨迹和能量水平根据第 33.94 条要求开展的涡轮叶片脱落试验结果确定。

(3)在某些涡轴涡桨发动机型号设计中，当自由涡轮转子发生超转时，通过涡轮叶片脱落避免涡轮盘轴飞转，从而保护涡轮盘使其不至于发生破裂。对采用该设计特征的发动机，以自由涡轮叶片脱落试验结果确定轴向飞出叶片碎片的轨迹和能量水平。

2.4 轴向飞出叶片碎片记录

经过确认的轴向飞出的转子叶片碎片的能量水平和轨迹应记录于发动机安装手册中。

AC 33.23 发动机的安装构件和结构

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.23 条的实质是要求申请人确定并记录发动机的安装构件和结

构最大允许的限制载荷和极限载荷，并通过经验证的分析或试验方法，表明发动机安装构件和结构在预期的使用限制下具有满足规定的载荷要求的承载能力。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.23 条要求可接受的符合性方法包括：分析、试验或两者结合的方式。

2.2 限制载荷和极限载荷的确定

(1)适用零部件确定

申请人应按照第 2 节所述有关发动机的安装构件和结构、限制载荷、极限载荷的定义确定适用的零部件清单。

(2)限制载荷的确定

限制载荷的确定应考虑发动机预期工作状态下的最大工作载荷，包括多种载荷类型，如静载荷、运行最大扭矩载荷、陀螺载荷、最大地面和飞行机动载荷、阵风载荷等，计算限制载荷时所用的发动机质量应包括工作液和所有安装在发动机上的附件，包括飞机提供的附件。在确定限制载荷时，申请人应与潜在的配装对象飞机厂商进行充分沟通，以获取源自飞机方的针对发动机安装结构限制载荷相关要求。

(3)极限载荷的确定

极限载荷一般应考虑飞机限制载荷工况导致的载荷乘以 1.5 倍的安全系数，同时应考虑导致发动机严重损坏或永久失去推力的发动机失效情况，由于此类事故出现的概率极低且计算这些事故载荷的方法通常比较保守，因此作为极限载荷考虑时不再乘以安全系数。在确定极限载荷时，申请人应与潜在的配装对象飞机厂商进行充分沟通，以获取源自飞机方的针对发动机安装结构极限载荷相关要求。极限载荷可能包括以下情况：

(a)飞机极限工况导致的载荷；

(b)发动机转子叶片脱落载荷；

(c)轴失效载荷；

(d)轴承/轴承支撑结构失效载荷；

(e)大鸟、群鸟撞击载荷。

2.3 采用试验的方法表明符合性

(1)申请人应依据确定的限制载荷和极限载荷确定试验条件，包括试验载荷、加载方式、保载时间（不低于 3 秒）、试验环境温度等。试验过程中还需考虑以下条件对试验载荷的影响：

(a)申请人应充分考虑型号设计所允许的最不利尺寸；

(b)申请人应充分考虑材料的最不利状态导致的材料最低性能；

(c)申请人应充分考虑试验环境与发动机安装构件和结构实际的工作环境的温度差异。

(2)试验前后申请人应对发动机的安装构件和结构进行尺寸计量和检测。发动机的安装构件和结构在限制载荷下不应产生永久变形；在极限载荷作用下不应发生破坏。

2.4 采用分析的方法表明符合性

如采用分析的符合性方法，该分析模型需通过试验验证，或者该分析方法已用于具有相似设计的型号且具有成功的外场使用经验。采用的分析方法必须能够充分考虑第 2.3 节(1)段中所列参数及因素的影响。

2.5 其他要求

(1)发动机安装构件和结构的强度设计应考虑低循环疲劳、腐蚀、及其他发动机退化因素对其承载能力的影响。

(2)经验证的限制载荷和极限载荷应写入按照第 33.5 条要求所编制的发动机安装和使用说明手册中。

AC 33.27 涡轮、压气机、风扇和涡轮增压器转子

1 规章安全意图

第 33.27 条的安全意图是确认发动机转子在经批准的运行条件或失效导致的转子超转条件下：

(1)有足够的强度裕度防止转子破裂；

(2)没有导致危害性发动机后果的尺寸增长或损伤。

注：本节提及的“危害性发动机后果”是指不可控火情、产生非包容的高能碎片、产生大于第 33.23 条(a)款中规定的极限载荷、丧失发动机停车能力等。

2 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.27 条要求可接受的符合性方法为试验。

2.2　分析方法的验证

为确定试验转子和试验条件，并对试验结果进行评估，申请人应建立相应的分析方法，以便对转子破裂转速、失效情况下可能达到的最高转速以及该转速下转子的尺寸增长水平进行分析。申请人应开展相应的验证工作以确认分析方法能够准确计算转子的破裂转速，转子关键部位在特定转速下的尺寸增长量。针对分析方法的具体验证要求如下：

(1)可以使用部件试验或以往产品的研制和服役经验对分析方法进行验证；

(2)验证工作应覆盖发动机各转子所使用的材料类别、相似的几何特征、温度和应力范围；

(3)破裂转速分析的结果应是保守的，即分析所得的破裂转速应不大于试验所得的破裂转速；

(4)尺寸增长分析的结果应是保守的，即分析所得的特定转速下的尺寸增长应不小于试验所得特定转速下的尺寸增长。

2.3　试验转子的选择

申请人应针对发动机产品设计构型中的每一个转子单元分别表明符合性。对于每一单元内使用相同材料，具有相似设计特征，经受相似的应力条件、温度和温度梯度水平的转子，申请人可以选择针对最关键转子级进行试验。

最关键转子级包括破裂转速关键级和尺寸增长关键级。破裂转速关键级是指破裂裕度最小的一级转子。尺寸增长关键级是指最高超转转速条件下尺寸增长最易引起危害性发动机后果的一级转子。若同一转子单元内破裂转速关键级和尺寸增长关键级不是同一级转子，应分别对这两级转子进行验证。

当无法确定转子单元内关键转子级，或两个转子级之间破裂裕度差异较小时（如小于可接受的破裂转速分析方法误差范围），应对涉及的转子级均进行超转试验以验证其强度裕度。必要时，对整个转子单元进行超转试验以验证其强度裕度。

2.4　试验转速的确定

申请人应分别分析下列条件下的转速：

(1) 发动机/涡轮增压器最大允许转速与根据第 33.27(c)(2)(i)至(iv)目规定的相应安全系数相乘所得的转速；

(2) 符合第 33.27(c)(2)(v)目规定单点失效导致的最高超转转速，并乘以 105%；

(3) 符合第 33.27(c)(2)(vi)目规定组合失效导致的最高超转转速。

申请人应选取上述三个转速中的最大值，并按本咨询通告 2.5 节要求考虑温度和温度梯度、材料性能和尺寸公差最不利组合的影响以及试验设备的误差后，最终确定适用的超转试验转速条件。

如果发动机具有利用叶片脱落或转/静子碰磨方式限制转子超转的设计特征，申请人应确定此类措施起作用前，转子可能达到的最大转速。在分析脱落叶片相关超转转速时应考虑以下因素：

(1) 叶片脱落转速应乘以第 33.27(c)(2)(v)或(vi)目规定系数以确定超转试验转速；

(2) 应在整个飞行包线内考虑叶片脱落的情况，以确定对转子完整性最关键的叶片脱落转速条件。同时还应在对转子完整性最不利的转子以及叶片的温度、材料性能和尺寸公差的组合条件下考虑叶片脱落转速。因此，通过该方式确定的与转子完整性有关的最高超转转速可能与叶片脱落试验实测的脱落转速不一致。

2.4.1 失效情况的考虑

申请人在分析第 33.27(c)(2)(v)和(vi)目的最高超转转速时必须覆盖所有发动机额定值。

对于单点失效，申请人进行分析时的典型工况应当包括控制系统失效和转子完全失去负载(轴系失效)。除了符合第 2.4.2 节第(5)部分条件的风扇前轴外，任一单点轴系失效，无论发生概率的大小，在单点失效导致的最高超转转速分析中都必须考虑。本咨询通告第 2.4.2 节提供对转子失去负载所导致最高超转转速分析的具体指导。

对于第 33.27(c)(2)(vi)目所规定的组合失效，如果申请人能够证明某一组合失效预期发生概率不超过极小可能（每发动机飞行小时发生概率为 10^{-7} 至 10^{-9}），那么可以不考虑该组合失效所导致的最高超转转速。

2.4.2 转子失去负载的特殊考虑

针对转子失去负载应考虑以下情况：

(1)为确定由于涡轮转子失去负载引起的最高超转转速，对所有可能

发生失效的部位，应综合考虑失效后转子系统惯性、可用的燃气能量、转子是否保持在原转动平面内、超转保护装置等因素对转子转速的影响；

(2)申请人应在整个飞行任务循环内针对组成轴系的任一部件或部位进行分析，以识别可能导致超转事件的失效。可能导致轴系失效的失效模式包括但不限于：低循环疲劳、高循环疲劳、超扭、轴承失效、轴系碰磨、超温、转子偏心等。申请人应通过试验确定失效导致的最高超转转速。在分析方法得到试验或服役经验充分验证的情况下，申请人也可以使用分析确定失效导致的最高超转转速；

(3)失去负载的失效一般是瞬时的失效状态，会以高速率加速和减速，此类失效在达到最高超转转速时驻留时间极短。除此类失效外，申请人还应评估所有其他可能的失效情况，检查是否存在具有一定的驻留时间，而所达到的转速接近失去负载所导致的瞬态最高超转转速的情况。如果存在该情况，申请人应评估与转子失去负载的情况相比，哪种情况对转子完整性的考核更为严酷；

(4)在确定失效导致的转子最高超转转速的分析时，应在系统容差范围内考虑最不利的控制系统响应时间带来的影响；

(5)如果申请人能够表明符合以下条件，在确定由于涡轮转子完全失去负载所导致的最大超转转速时，可以排除止推轴承之前的风扇轴部分的失效情况：

(a)将轴作为限寿件，并表明其满足第 33.70 条要求；

(b)申请人应表明对风扇轴的材料特性和设计特征已有充分的了解且具有足够的应用经验，并可以使用经验证的应力分析技术对风扇轴可能经受的应力状态进行分析；

(c)对轴的工作环境进行充分的评估，以确定环境因素不可能导致轴发生失效。评估内容必须包括可能的磨损、腐蚀、振动、着火、超温、与相邻零部件或结构的碰磨、以及其它失效或失效组合引起的二次影响；

(d)识别鸟撞、风扇叶片断裂失效等事件可能将冲击载荷传递给轴系带来的影响；

(e)识别与发动机安装有关的所有假设带来的影响，这些假设应按照第 33.5 条要求在发动机安装说明手册中声明；

(f)对类似设计轴部件经验进行评估，并表明排除止推轴承之前的风

扇轴部分的失效情况是可以接受的。

在经局方批准，排除风扇轴止推轴承之前部分的失效后，申请人应确定轴系剩余部分失效可能导致的最高超转转速。只允许申请人在符合本咨询通告第2.4.2节第(5)部分的条件下排除风扇轴止推轴承之前的部分失效，其它轴系部位的失效在单点失效导致最高超转转速分析中必须加以考虑。

2.5　试验条件的修正

申请人应验证处于最不利条件下的发动机转子的强度裕度。最不利条件是指对转子完整性水平影响最大的温度和温度梯度、材料性能以及尺寸公差的最不利组合。该组合的考虑不仅针对发动机转子，还应考虑相邻部件对转子完整性的最不利影响，如叶片的尺寸公差和材料性能等。

(1)温度和温度梯度。针对每个单独的转子级，申请人应考虑整个发动机运行条件范围内最不利的温度和温度梯度条件。申请人应通过发动机温度测试或经验证的分析方法确定温度和温度梯度。试验的温度和温度梯度偏离要求值时，申请人可通过调整试验转速或叶片质量的方式予以补偿。试验温度要求如下：

(a)针对第33.27(c)(2)(i)至(iv)目，应选择发动机在要求的额定值下工作时所能达到的最不利温度和温度梯度条件；

(b)针对第33.27(c)(2)(v)和(vi)目，应选择发动机在要求的额定值下工作时失效前一刻所能达到的最不利温度和温度梯度条件。

(2)样本转子材料性能。转子样品的材料特性可通过同批次的试验材料环坯或棒坯的材料特性确定。通过该样本转子材料性能与最小材料性能比值确定转子最差材料性能对转子完整性的影响，并通过增加试验转速的方式考虑最差材料性能的影响。

在无法得到同批次的试验环坯或棒坯的情况下，可以假设样本转子的材料性能等于由相同材料规范和工艺规范加工的类似转子的平均材料性能，并按照材料性能数据统计分布的置信区间确定材料性能的修正参数。

(3)尺寸公差。应对转子及其相邻部件的尺寸公差组合进行分析，以确定对转子完整性最不利的部件尺寸组合，并通过增加试验转速的方式考虑最不利的部件尺寸组合的影响。

2.6　失效引起超转事件的危害性后果评估

申请人应对单点失效或组合失效条件下发生的超转事件进行评估，以表明超转事件导致的转子尺寸增长或损伤不会产生危害性发动机后果。评估应至少包括以下内容：

(1)申请人应确定单点失效或组合失效下超转事件导致的最大尺寸增长量，并评估该尺寸增长量是否会导致发动机部件严重的碰磨和变形。申请人应通过试验或运行经验确定可接受的碰磨或变形程度，并作为判断是否会产生危害性发动机后果的准则；

(2)申请人还应对超转事件发生后继续运行一段时间内，转子是否会出现妨碍发动机安全工作的裂纹或变形情况进行评估。评估涉及的时间周期应等于发现超转事件到发动机停车所需的时间，或者继续安全飞行至着陆所需的时间，并参考发动机使用说明中对超转事件的规定。

2.7 超转保护系统的验证

第 33.27(b)款所要求的超转保护功能，在现代航空发动机上通常作为独立的功能集成在控制系统中。对于控制系统提供的超转保护功能，应表明对第 33.28(f)款要求的符合性。针对超转保护系统中电子部件的验证，可接受的符合性方法包括对超转保护系统进行机内自检测（BITE）或周期性功能测试。其中，BITE 必须覆盖超转保护系统中所有的电子部件。对于超转保护系统中机械或作动部件，申请人可使用周期性功能测试的方法进行检验。

对于发动机其他结构或系统提供超转保护功能，应通过试验或其他可接受的方法验证。如果采用叶片脱落或转/静子碰磨的方式限制转子的最高超转转速，申请人应通过试验或经验证的分析方法表明：

(1)保护功能有效时转子可能达到的最大转速；

(2)在上述最大转速下不会发生危害性发动机后果。

AC 33.29 仪表连接

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款实质要求具体可以描述为：

(1)确定拟安装动力装置仪表及其连接件，并提供防错接措施；

(2)对涡喷和涡扇发动机，监控涡轮发动机的转子不平衡量，并提供指示仪表的接头；

(3)向机组指示发动机进入 OEI 状态，并记录发动机在该功率下工作的时间和次数，用于开展对应的维护和修理工作；

(4)设计 OEI 状态工作的时间和次数的记录数据重置方案，确保记录数据只能被维护人员重置而不会被机组人员重置；

(5)确定为确保发动机在其使用限制内工作需要向机组或维护人员提供的仪表，并制定相关安装规定；

(6)确定动力装置仪表及其连接件开展错误装配影响评估，确定在错误连接情况下的后果是可接受；

(7)当传感器及相关电线、信号调节器的失效同时影响到控制和监控功能时，应确保对控制功能的影响和监控功能的影响所造成的发动机后果一致的；

(8)根据涡轮冷却系统的设计特征，确定涡轮冷却系统即将失效或者已失效的监控方式；对于不监控的，需要通过安全性分析说明其失效概率，或者给出维修检查措施。

2. 可接受的符合性方法

2.1 33.29（a）符合性

申请人应依据适航规章（第 23.1305 条，第 25.1305 条，第 27.1305 条，第 29.1305 条）或者航空器的要求，说明为满足航空器需要和为保证发动机工作符合任何发动机使用限制所必需的动力装置仪表及其连接件，并说明连接件在结构上是否能够防止错接；对于在结构上不能防止错接的每个连接件进行标识并给标识说明，便于装配人员识别对应的接口。

2.2 33.29（b）符合性

对于涡扇和涡喷发动机（不含涡轴、涡桨），申请人应根据整机振动特性试验结果，说明传感器的安装位置和接头、数量、传感器特性。

当振动传感器为发动机型号取证构型时，申请人应在第 33.28 条发动机控制系统条款中开展传感器信号采集和处理以及指示逻辑的验证。

2.3 33.29（c）符合性

(1)当发动机处于 30 秒一台发动机不工作（OEI）和 2 分钟一台发动机不工作（OEI）功率状态时，申请人应通过设计说明 OEI 状态检测逻辑，并向机组指示 OEI 状态开始时间和结束时间来表明符合性。

(2)申请人应设计使用 30 秒 OEI 和 2 分钟 OEI 功率的使用次数和持

续时间、功率以及任何超过 30 秒 OEI 和/或 2 分钟 OEI 运行限制信息的记录功能；若采用多个参数超限判断发动机进入 OEI 状态，则应根据实际需要对其中一个或者多个相应的参数超过限制的次数和时间进行记录；

(3)申请人应设计可以提示维修人员发动机已经使用 30 秒 OEI 或 2 分钟 OEI 功率的提示功能，并向维修人员提供检索数据的方法。

(4)申请人应设计上述方法的检验程序。例如，将相关通讯指示、相关记录和检索功能集成在发动机控制系统的设计中，通过控制系统设计表明检验措施的符合性。

(5)针对使用后有强制维护需求的其他 OEI 状态，OEI 状态的提示和检测需要满足(3)(4)的要求。

2.4 33.29（d）符合性

当发动机使用了第 33.29 条(c)款中的 OEI 状态，申请人应通过设计说明的方法表明再次运行发动机时已完成规定的强制飞行后检查和维护。因此，为了保证 OEI 使用状态一定会被维修人员检索到，申请人需要通过设计表明记录数据只能被维护人员重置，而不会被机组人员重置。

2.5 33.29（e）符合性

申请人应根据-安全分析以及 CCAR 33 部其他条款的要求，通过设计说明为确保发动机在其使用限制内工作需要向机组或维护人员提供的仪表，并制定相关安装规定。当所识别的仪表在假定航空器中非强制的，则需在发动机安装使用说明手册中声明仪表的安装为强制性的。申请人应结合第 33.28 条发动机控制系统试验验证仪表功能及其指示逻辑的正确性。

2.6 33.29（f）符合性

申请人应在第 33.28 条(e)款系统安全评估中针对第 33.29 条(a)款和第 33.29 条(e)款中确定的动力装置仪表及其连接件开展错误装配影响评估，确定错误连接情况下的后果。如果存在错误装配的可能，应对仪表连接进行预防措施设计，确保错误装配的可能性及后果可接受。

2.7 33.29（g）符合性

(1)确定条款适用的对象：确定发动机型号设计中用于监测功能的传感器及相关电线、信号调节器的范围，和用于控制功能的传感器及相关

电线、信号调节器等的范围；

(2)安全性评估：

(a)通过安全性评估确定由于监测功能所用信号的传感器及相关电线、信号调节器的失效模式、失效概率及其失效后对控制功能的影响；

(b)通过安全性评估确定由于控制功能所用信号的传感器及相关电线、信号调节器的失效模式、失效概率及其失效后对监测功能的影响。

(3)设计说明：

(a)当监测功能所用的传感器及相关电线、信号调节器发生故障后导致控制功能的失效概率超出其造成的发动机后果（危害性发动机后果，重要发动机后果，轻微发动机后果），应对相关的传感器及相关电线、信号调节器开展隔离设计，并说明物理和电气隔离措施，以确保由于监测功能所用的传感器及相关电线、信号调节器发生故障后引发的监测信号失效，不会导致控制功能的失效概率超出其造成的发动机后果；

(b)当控制功能所用的传感器及相关电线、信号调节器发生故障后导致监测功能的失效概率超出其造成的发动机后果（危害性发动机后果，重要发动机后果，轻微发动机后果），应对相关的传感器及相关电线、信号调节器开展隔离设计，并说明物理和电气隔离措施，以确保由于控制功能所用的传感器及相关电线、信号调节器发生故障后引发的控制信号失效，不会导致监测功能的失效概率超出其造成的发动机后果；

(4)验证：应通过发动机系统和部件（传感器及相关电线、信号调节器）的系统或部件的故障注入试验，验证物理和电气隔离措施对控制信号和监测信号之间的相互影响满足设计预期和安全性要求。

2.8 33.29（h）符合性

(1)申请人可通过安装用于监视涡轮冷却系统功能的专用仪表，在发动机运行过程中及时向机组警示涡轮冷却系统即将失效或已失效，并在发动机使用手册中制定警示后机组操作的方式来表明符合性。符合性要点包括仪表的安装是否能准确反应涡轮冷却系统功能的有效性，警示方式、警示后机组操作等是否合理；

(2)如果申请人未安装专门用于监视涡轮冷却系统功能的仪表，则需要通过已安装的其他仪表，并结合涡轮冷却系统功能，设计有效的状态监视和故障诊断逻辑，实现在发动机运行过程中及时向机组警示涡轮冷却系统即将失效或已失效，并在发动机使用手册中制定警示后机组操作

的方式来表明符合性；符合性要点包括涡轮冷却系统状态监视和故障诊断逻辑有效性，警示方式、警示后机组操作等是否合理；

(3) 当发动机不具备上述仪表、诊断逻辑、警示功能时，无法在发动机运行过程中及时向机组警示涡轮冷却系统即将失效或失效的情况时，应从如下几个方面表明符合性：

(a)申请人可通过安全分析方法识别导致涡轮冷却系统失效的所有单点故障或组合故障，通过安全性评估证明能够导致危害性发动机后果的各单点故障或组合故障导致的涡轮冷却系统失效的发生概率为极小可能。例如采用故障树分析方法，识别导致危害性发动机后果的涡轮冷却系统失效的最小割集，表明各个最小割集的发生概率小于 10^{-7}/EFH。

(b)如果发生概率大于 10^{-7}/EFH，应通过分析计算，确定涡轮冷却系统的检查时间点和检查措施，以确保涡轮冷却系统从发生失效到失效被检查并维修期间，不会导致危害性发动机后果。例如：引气管断裂、砂尘堵塞、封严磨损等故障导致涡轮冷却系统失效，涡轮盘温度场恶化，导致涡轮盘的寿命折损，但可证明在维护周期或翻修周期内，发现冷却系统失效前不会引发危害性发动机后果。

AC 33.33 振动

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.33 条的实质要求是在活塞式航空发动机的设计必须保证其能够在声明的曲轴转速和发动机功率的整个正常工作范围内工作，并且：

(1)不会由于振动而引起发动机任何零部件的过大应力；

(2)发动机与飞机/螺旋桨连接处的最大振动力水平不应超出限制值。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

(1)满足第 33.33 条要求可接受的符合性方法包括：分析、试验、两者结合的方式。对于符合以下特征之一的部件，需要通过试验的方法验证符合性：

(a)失效后会危害发动机安全的关键部件；

(b)振动敏感部件；

(c)暴露在无法采用分析方法确定的复杂振动环境中的部件。

(2)如果发动机有充足的服役经验和可预测的振动特性，申请人可以用这些经验来表明某些部件的符合性。例如，某些硬件已经在其他发动机型号的运行中得到验证，并且其运行的振动频率范围覆盖了待取证发动机的振动频率。

(3)如果分析方法通过其他试验得到了验证，包括为了表明 CCAR-33 部其它条款的符合性时所进行的振动评估试验，则可以通过分析表明符合性。该分析方法应该包括对部件所处的振动环境进行预测，并且能够评估部件的振动响应，表明振动应力不会过大。

(4)根据第 33.43 条振动应力测量试验时，如果发动机成附件、系统部件、连接件等振动环境代表了第 33.33 条要求的典型特性，则这些部件的振动测量结果能够表明对第 33.33 条的符合性。此外，发动机曲轴、螺旋桨轴、或其他输出轴等部件一旦满足了第 33.43 条的要求，则也能够表明对第 33.33 条“不会由于振动而引起发动机任何零部件的过大应力”的符合性。

2.2 适用零部件

2.2.1 概述

可以将零部件归类，并依照类别分别建立针对某些部件或某类部件的符合性方法。对于缸体、缸盖、进气歧管等结构固有频率远大于发动机工作频率的部件，可以仅通过使用经验、CAE 分析或者固有频率测试等方式表明不会发生过大振动。对于关键部件、振动敏感部件，则必须使用 2.3 节试验的方法验证符合性。

2.2.2 关键部件

关键部件的选择取决于型号设计。关键部件可能包括安装节、电磁点火器、燃油管路、涡轮增压器、电气转换器、高压共轨等部件。

2.2.3 振动敏感部件

申请人可以利用使用经验、CAE 分析、或者 2.3.2 节振动扫频试验确定振动敏感部件。曲轴和螺旋桨轴属于振动敏感部件，需要按照第 33.43 条要求开展振动应力测试。

2.3 试验

2.3.1 概述

在发动机试验中，发动机在试验台架上的安装方式和安装刚度必须

能代表其典型的安装，并考虑可能影响发动机振动的飞机-发动机接口和附件。振动试验包括扫频试验和驻留试验等，扫频试验用于确定共振转速和振动烈度。不能通过扫频试验排除过大振动的零部件，在其振动峰值对应的发动机转速状态下开展驻留试验验证结构疲劳特性。

第 33.33 条的所需的验证试验可以与第 33.43 条的振动试验合并开展。

2.3.2 扫频试验

申请人可以通过扫频试验获得零部件振动位移或者振动应力确定关键部件和振动敏感部件的峰值振动水平及对应转速工况。扫频试验中发动机转速需要覆盖从慢车转速到所要求的最大连续转速的 110%或到所要求的最大起飞转速的 103%（两者中取较大者）。扫频试验中加减速设置需包括慢速扫频和快速扫频。

2.3.3 驻留试验

对振动烈度或者振动应力较大的关键部件和振动敏感部件，在振动位移峰值或振动加速度峰值所对应的工况点进行驻留试验。通过驻留试验表明该零部件在振动峰值长时间工作下不会因振动导致失效。

AC 33.34 涡轮增压器转子

1 条款要求解析/规章安全意图

第 33.34 条的实质要求是涡轮增压器机匣应具有足够的强度，能包容当增压器转速控制装置不工作时的涡轮增压器转子在可能达到的最高转速下失效产生的碎片。

2 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.34 条要求可接受的符合性方法包括：分析、零部件/系统试验。

2.2 采用分析的方法表明符合性

采用分析的方法表明符合性仅限于涡轮增压器在以往相似型号中有过成功的取证及外场使用经验的情况。申请人可通过分析确定该型号正常转速控制装置不工作时涡轮增压器可达到的最高转速，并以表明该转速不高于以往型号审定试验中验证的破裂转速的方式表明符合性。

2.3 采用试验的方法表明符合性

应分别开展压气机端和涡轮端的转子包容试验，以验证压气机端和涡轮端的包容能力。

(1)确定增压器转子包容试验的最低破裂转速条件

申请人应通过经验证的分析或试验的方法确定涡轮增压器转速控制装置失效时的最高转速。试验时，试验转子破裂转速应不小于该最高转速，同时还应考虑试验设备和测量设备的误差。

(2)试验转子弱化

为使试验转子在试验条件下顺利破裂，可以对试验转子进行弱化。弱化方案应确保试验转子在试验中发生破裂的转速不低于根据第 2.3 节(1)所确定的转速条件，同时还应确保转子破裂释放的最大碎片不小于整个转子的 1/3。

(3)试验条件修正

申请人应考虑最低材料性能、尺寸公差的最不利组合、温度和温度梯度对试验件带来的影响，并针对上述因素的影响对转速、试验件尺寸或试验温度等试验条件进行修正。

针对最低材料性能的影响，申请人可通过将试验件材料性能与最低材料性能的差值造成的包容能力的影响，换算为转子相应转速下破裂所具备的能量水平差值，通过增加试验最低破裂转速要求的方式进行考虑。

对于尺寸公差的影响，申请人可以采用弱化机匣的方法考虑。

对于试验温度/温度梯度的影响，申请人可通过确保涡轮进口温度条件与发动机正常运行条件一致的方式考虑。

(4)试验判据

试验判据应至少包括以下内容：

(a)转子在达到或高于确定的最低破裂转速条件后破裂；

(b)转子破裂释放的最大碎片不得小于整个转子的 1/3；

(c)没有高速碎片穿透机匣或导致机匣破裂；

(d)没有明显的结构裂纹，或外部安装构件松脱；

(e)外部安装构件的变形不会导致高温燃气的泄漏；

(f)没有高速滑油喷出的现象；

(g)没有持续火情。

(5)需要考虑的其它因素

由于试验的破裂转速通常会超过涡轮增压器转子的最高超转转速，转子尺寸的增长可能会导致转子与机匣碰磨的情况。申请人可以对机匣壳体内部进行加工，以确保转子与机匣间留有足够的间隙避免碰磨，该加工过程也可以视为对机匣的一种弱化。

3 需要说明的其它问题

第 33.34 条的包容试验成功的结果可以用于表明对第 33.19(a)款中航空活塞发动机涡轮增压器转子壳体包容性要求的符合性。

AC 33.43 振动试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.43 条的实质要求为申请人必须通过试验，对不同状态下（包括单只气缸不点火的异常状态）发动机曲轴和螺旋桨轴或者其他输出轴的扭转和弯曲振动特性和振动应力水平进行验证和分析，确定振动载荷的安全裕度。同时，需要通过手册的方式，规定单只气缸不点火的异常状态状态下的使用要求。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

第 33.43 条可接受的符合性方法为发动机试验。

2.2 试验前准备工作

(1)申请人在振动试验前可以通过经验、有限元分析、部件试验等方法进行振动模态分析以确定发动机曲轴和螺旋桨轴或者其他输出轴振动特征，包括固有频率、模态振型和稳态（平均）应力等。

(2)振动模态分析中必须考虑螺旋桨和发动机轴的振动耦合效应。

2.3 试验条件

发动机试验是发动机振动测试的最主要工作，申请人需考虑以下条件开展试验验证工作。

2.3.1 安装条件

(1)发动机在试验台架上的安装方式和安装刚度必须能代表其典型的安装，并考虑可能影响发动机振动的飞机-发动机接口和附件。

(2)当发动机用来驱动螺旋桨时，发动机的振动试验必须采用与持久试验所用的螺旋桨型号相同的结构形式。

(3)振动试验的发动机需要包括附件传动装置，并按照第 33.43(c)款要求加载以考察附件传动装置加载可能导致的不利的振动影响。

(4)在根据第 33.43(d)款开展单只气缸不点火情况下的曲轴和螺旋桨轴振动试验中，申请人可以通过更改螺旋桨调节器等方式使发动机达到第 33.43(d)款所需的转速。

2.3.2 转速条件

(1)依照第 33.43(a)款开展的所有气缸正常点火工况下的振动试验中，发动机转速需覆盖从慢车转速到所要求的最大连续转速额定值的110%或到所要求的最大起飞转速额定值的 103%（两者中取较大者）。

(2)依照第 33.43(d)款开展的单只气缸不点火工况下的振动试验中，发动机转速仅需覆盖从慢车转速到所要求的最大起飞转速额定值。

(3)振动试验中需要分别考虑发动机转速快速加减和慢速加减对振动应力结果的影响。

2.4 振动测量

申请人可以通过以下方法之一测量曲轴和螺旋桨轴振动。

(1)按照 2.4.1 节的方式使用应变片直接获取轴的振动应变。

(2)按照 2.4.2 节的方式通过测量轴两端端面位移（包括轴向位移和转角）换算得出曲轴和螺旋桨轴振动应变。

2.4.1 使用应变片的振动测量

申请人应该针对根据 2.2 节确定的关键位置或者对振型敏感位置进行应力测量。当这些位置不合适或不容易测量时，可以在附近测量，但是需要保证测量位置和关键位置的应力关系是已知的及可预测的。

2.4.2 使用位移计的振动测量

申请人可以测量轴两端位移（包括如图 33.43-1 所示的轴向位移和扭转角）推断轴的振动应力，其中轴端轴向位移与轴弯曲振动相关，轴端扭转角与轴扭转振动相关。

图 33.43-1　轴端位移测量示意

(1)申请人需要事先通过2.2节方法预测轴端位移与轴关键部位振动应力的对应关系并表明轴端位移对于关键点振动应力的敏感性；

(2)轴端扭转角测量精度的影响因素包括发动机转速、振动阶次、信号齿轮齿数、信号齿轮齿数分度误差、信号齿轮安装偏心、计数器采样频率、短时傅里叶变换参数（包括窗函数、每一段的重叠样本数、计算离散傅里叶变换的点数等）。申请人需要估算轴端扭转角测量精度并尽可能采取措施降低误差影响

2.5　振动测量的结果处理

2.5.1 应力裕度

(1)当同一转速或同一时刻下可能有多个振动模态被激起时，需要考虑振动模态的叠加效应以得到等效振动应力。

(2)材料的持久极限应力是考虑稳态应力修正的最小疲劳极限应力，通常用古德曼图（包括其他变种古德曼图）表示。另外，材料许用应力的确定应考虑可能影响它的所有因素，包括制造工艺、残余应力、温度等。

(3)申请人需要特别关注轴颈圆角和润滑油孔等导致应力集中的局部几何特征，这些部位经常是振动疲劳失效的关键位置。

(4)单只汽缸不点火情况下允许振动应力在一定的转速范围内超过材料持久极限，但是申请人需要通过发动机安装手册等文件标明单只汽缸不点火情况下需要避开的发动机转速。

2.5.2 共振驻留

(1)如果无法根据2.4节方式测得关键位置的振动应力，则发动机必须在产生峰值振幅的状态下进行驻留试验：对于钢轴，直到承受住一千

万次应力交变而不发生疲劳损坏为止；对于其他材料的轴，驻留试验应力交变次数须经局方批准。

(2)发动机曲轴最大弯曲应力通常对应于发动机最大转速最大功率状态，此时气缸爆发压力最大。如果未在其他转速状态下发现明显共振点，则可以采用最大转速最大功率状态下驻留试验验证曲轴弯曲振动疲劳特性。

AC 33.47 爆震试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求申请人正确地设计、制造、测试取证发动机型号，以确保其在结构与运转方面，具备一定的爆震裕度。

2. 可接受的符合性方法

2.1 概述

爆震试验旨在证明安装在飞机上的发动机，在其最严苛工作条件下，其爆震裕度满足要求。

爆震试验应明确规定试验工况点，其工况点应覆盖使用最低辛烷值时的整个工作包线。通常的方法是在油气混合物逐渐变化到初期爆震点或发动机接近熄火的过程中连续记录其功率值。爆震试验的进气温度应考虑进气系统结冰保护的温度升高。在试验过程中，发动机应在符合飞机预热调节器预期等级要求的进气温度下运行。对于燃油喷射式发动机，进气温度应与热天条件相符。至少有一缸应处于气缸盖和缸筒的最大允许温度值的 10℉以内。

在发动机批准的工作包线进行爆震试验除了在海平面试验外，还应为涡轮增压或增压发动机进行足够的高度或模拟高度试验，以验证是否有足够的安全裕度。

2.2 试验的方法表明符合性

爆震检查的工作内容包括一系列油气混合运转，其滑油进口温度应在极限温度±10℉范围内。进气温度应不小于标准热天规定的温度值。

应在每次调整油气混合的试验开始时，通过调节冷却空气压差来保持气缸盖温度，使试验期间最热气缸达到气缸盖和缸筒的最大允许温度值的 10℉以内，所有其他气缸盖的温度应保持在最热气缸的 50℉以内。

应通过爆震试验确定整个工作包线内的爆震特性，包括起飞功率与

发动机转速（如适用）、额定功率与发动机转速、以及高巡航功率和低巡航功率。如必要，应在高巡航和低巡航功率之间的功率状态下进行测试，以确定油气混合比逐渐减小时，以确定无爆震的最大功率设置。在油气混合比逐渐减小时，须谨慎保持转速和功率尽可能接近期望值。仅基于气缸最高温度评估的爆震试验是不可接受的。

对于自然吸气和单速齿轮增压发动机，数据应在海平面压力高度处获取。对于涡轮增压发动机，或使用涡轮增压器或机械增压器的发动机，应在整个发动机工作范围内获取数据。如果使用中冷器，则应将进气温度控制在每个功率设置和海拔高度的最大允许温度。

应采用标准实验室方法观察爆震倾向。应考虑燃油混合物从完全富油，到极限爆震、最大允许涡轮增压器温度、最佳经济混合气或功率不稳定性的情况。燃油混合的最小裕度应高于极限爆震 12%。还须表明，燃油计量装置所使用的最小油气比，比限制爆震的油气比高出至少 12%。在所有运行条件下，发动机不应在最小燃油流量的工况下，发生爆震现象。应在发动机全工作包线内测试发动机功率设定，以确保具备足够的爆震裕度。发动机不应在燃油流量低于限制值 12%的情况下，发生极限爆震。

为获得允许使用低等级燃料的批准，须使用低等级燃料完成爆震试验，且试验结果可接受。

试验期间使用的燃料样品应提交给经批准或可接受的试验机构进行分析。分析燃油时，应将其与发动机所用燃油类型的特性进行比较。国标 GB1787（航空汽油）与 GB17930（车用汽油）（对应美国 ASTM D910 与 ASTM D439 标准）通常会详细说明规定的性能。试验用燃料的辛烷值应尽量接近下限值。

开展爆震试验的发动机，应能够代表爆震特性最严苛的状态，如应考虑生产一致性的影响，应考虑极限增压比的影响等。

2.3 测量参数

测量参数至少包含如下内容：

(1)温度参数

试验过程中应对如下温度进行记录：每一缸缸盖、进气系统、增压器压气机进气口（如适用）、增压器压气机出气口（如适用）、中冷器出口（如适用）、发动机滑油温度、外部环境温度、增压器涡端进气口。

(2)压力参数

试验过程中应对如下压力进行记录：岐管压力（进气和排气）、发动机滑油压力。

(3)其他参数

包括发动机功率、发动机转速（RPM）、燃油流量、爆震特性等可能对试验结果有影响的相关内容。

为获得爆震特性，应使用传感器（磁致伸缩效应或者压电效应传感器，且每缸一个）与读取装置（示波器或其他具有相当能力的装置，且应表明读取装置具备良好的使用经验）。

2.4 设备校准与检查

试验前，必须校准所有仪表，检查发动机磁电机正时，如果超出限制，则需要重置设备。此外，还应检查气缸压缩比，确保在限制范围内。

爆震传感器必须进行灵敏度匹配，另外，应在试验过程中关注并多次检查爆震设备的正时设置、增益设置及其灵敏度变化特性，以确保试验设备可靠。

3. 需要说明的其它问题

3.1 爆震裕度影响因素

在发动机不同工况下，活塞发动机的爆震裕度主要与进气温度、压力、气缸盖温度、发动机排气背压、点火正时、燃油等级、燃油流量、化油器或喷油器计量特性、压缩比和冷却裕度有关。其他如气缸燃烧室设计，进气系统设计和布置，也存在一定影响。为满足爆震裕度而改变设计特性，如压缩比、点火正时、燃油计量和耐久性特性，可能需要重新开展验证。

3.2 涡轮增压器的影响

在未取证的发动机上增加涡轮增压器，或已取证的发动机更换涡轮增压器，都可能会影响爆震裕度。考虑到涡轮增压也会对进气系统产生影响，若初始裕度很小，可能会导致爆震特性不满足要求。

对于涡轮增压发动机，由于所需压缩空气的增加，进气温度的影响随着海拔高度的升高而增加。由于须提高叶片转速以达到维持歧管压力所需的压比，涡轮增压器的转速也会随着海拔高度的增加而增加。如果爆震特性不满足要求，应需要改变一个或多个其他因素来达到所需的爆震裕度。

申请人应考虑安装条件对爆震裕度的影响，以确保安装在飞机上后，爆震裕度仍在可接受的范围内。

为提高功率或性能而采取的设计更改，如加装涡轮增压器、提高歧管压力、提高进气温度、安装中冷器等，应在批准前进行爆震裕度验证。

AC 33.51 工作试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求申请人正确地设计、制造、测试取证发动机型号，以确保其在结构与运行方面，其起动慢车、低温起动、加减速、超速、雨淋、螺旋桨功能、回火、点火等工作特性满足要求。通常情况下，回火特性、点火特性不适用于压燃式活塞发动机。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

民用航空活塞发动机工作试验符合性验证可接受的符合性方法为整机试验。

2.2 试验的方法表明符合性

(1)起动慢车试验

应在持久试验期间或持久试验结束时，采用正常的起动方式和技术，开展至少 100 次起动慢车试验，以验证发动机在常温环境下的起动慢车能力。至少 100 次起动慢车试验中，一半为发动机冷起动，一半为热起动。

试验期间应记录起动时间、尝试次数、周围空气温度和耗电量。此外，应记录引火剂（若使用）的使用方法和剂量，以及是否对滑油进行了稀释。

若出于紧急情况或备用考虑，有可替代的起动方法，则每种替代方法必须至少进行 10 次额外的起动试验。这些补充试验可以作为持久试验的一部分，也可以单独进行，试验后应进行适当的分解检查。

起动慢车试验应考虑螺旋桨对于起动慢车特性的影响，通常在带有螺旋桨的情况下进行该试验。应考虑不同油品对于起动慢车特性的影响。起动慢车试验应考虑试验用电需求，按需将试验验证结果写入安装和使用说明手册。

发动机完成上述试验，应达到下述要求：

(a)各项规定的限制值未超限；

(b)起动：起动时间在限定范围内，未出现不允许的起动情况，

(c)慢车：转速波动在限定范围内。

(d)无其他不可接受的异常情况。

(2)低温起动试验

低温起动试验旨在验证发动机在声明的低温环境下的起动能力。应通过试验表明发动机能够在批准的最低温度条件下起动，而不会对发动机造成损害。滑油进口温度在声明的最低起动温度到5℃之间尽量均匀分布，共进行至少25次起动试验。每次起动前，滑油进口温度和发动机温度应与环境空气温度相同。此外，建议的最低起动温度应不高于-20℃。

应使用有代表性的飞机和地面起动设备，和发动机使用说明中规定的起动方法进行试验。

发动机应配装有代表性的飞行用螺旋桨或其他等效螺旋桨，以及有代表性的飞机设备。

低温起动试验前和完成后，应对发动机和相关设备进行分解检查，以表明发动机的状况适合持续安全运行。此外，应测量容易因磨损或变形，而发生变化的尺寸。

低温起动试验应考虑不同油品对于低温起动特性的影响。低温起动试验允许使用其构型内，为提升低温起动能力的相关零部件或者方案。低温起动时发动机应在低温环境下充分冷却，通常的做法是环境温度、冷却液温度、滑油进口温度三者温差在2℃的范围内。冷起动试验应考虑试验用电需求，按需将试验验证结果应写入安装和使用说明手册。

发动机完成上述试验，应达到下述要求：

(a)各项规定的限制值未超限；

(b)起动时间在限定范围内，耗电量在允许范围内，起动时各项温度在要求范围内；

(c)试验后进行分解检查，发动机状态应正常，无异常磨损和异常尺寸变化。

(d)无其他不可接受的异常情况。

(3)加减速试验

加减速试验旨在验证在快速推杆情况下，发动机的响应时间及转速

快速平稳变化的能力，试验应能表明常温进气与声明的最高进气温度时的加减速能力。

下述试验应在持久试验结束时，且进气不加热的情况下进行。若适用，将进气加热到飞行包线内所有运行条件下可能经受的最高温度条件，重复试验。

(a)除双速增压发动机外的所有发动机，应进行 5 次从慢车到起飞功率的加速

(b)对于双速增压发动机,应进行5次从慢车到下列每种状态的加速：起飞功率（增压器低传动比）；最大连续功率（增压器高传动比）

功率杆在不超过 1 秒的时间内（如适用）从最小飞行慢车功率位置推到起飞或最大连续功率位置的过程中，发动机响应无延迟，且加速平稳。

若发动机申请批准使用变距或可调距螺旋桨，上述试验应将螺旋桨桨距设定在使发动机产生不小于起飞功率（达到起飞额定值时所对应的转速）的位置。

每次加速（除增压器高传动比的情况）应从慢车加速的最低温度（参照运行限制中所声明的值）开始。针对增压器在高传动比的情况，每次加速应从环境温度开始。

常温加减速与高温加减速无先后顺序要求，可根据实际情况开展。加减速试验应考虑螺旋桨对于加减速特性的影响，应在发动机带有螺旋桨的情况下进行该试验。加减速试验应在允许的最大摩擦力状态下开始试验，通常的做法是发动机处于刚进入热机状态。

减速工况的功率杆操作参照加速工况执行。

发动机完成上述试验，应达到下述要求：

(a)发动机限制值未超限；

(b)加减速过程平滑；

(c)无其他不可接受的异常情况。

(4)超速试验

超速试验旨在验证发动机在超转条件下具备一定的安全工作能力。试验应在持久试验期间或结束时完成。超速试验的功率应考虑小功率超速和大功率超速两种情况。

大功率超速试验包含下列两种情形：

(a)除双速增压发动机外的所有发动机，以声明的发动机最大超转转速或超过声明的发动机最大转速 5%的转速，取较大者，运行 20 次，每次持续时间 30 秒，功率设定应不小于声明的最大连续功率。

(b)对于双速增压发动机，以声明的发动机最大超转转速或 105%声明的发动机最大转速，取较大者，运行 20 次，每次持续时间 30 秒，其中 10 次增压器为低传动比，10 次为高传动比，功率设定应不小于声明的最大连续功率值。

小功率超转试验包括总共 10 分钟的分阶段试验，每个阶段的运转时间不少于 1 分钟，选取声明的发动机最大超转转速或 105%声明的发动机最大转速中，取较大者。该试验的功率应不大于 30%起飞功率，滑油进口温度应在声明的最大起飞温度 30℃以内。本试验可在测功器上开展。

发动机完成上述试验，应达到下述要求：

(a)各项规定的限制值未超限；

(b)经过分解检查，关键部件未出现异常磨损或破坏。

(c)无其他不可接受的异常情况。

(5)雨淋试验

雨淋试验旨在验证发动机在遇到大雨情况下，发动机可保持一段时间的正常运行能力。

雨淋试验 3 个运转周期过程中应配装螺旋桨，具备可以完全代表装机条件的整流罩或防护罩。每个运转周期应包括下列步骤：

(a)起动；

(b)暖机；

(c)点火检查；

(d)起飞功率 5 分钟；

(e)最大连续功率 15 分钟；

(f)最大最佳经济巡航功率 15 分钟；

(g)60%最大连续功率，75%最大最佳经济巡航曲轴转速 25 分钟；

(h)点火检查和加速。

双速增压发动机在整个试验中必须用低传动比运行。

每个运转周期结束后，应有 24 小时的时间间隔。试验一旦开始，则不允许进行调节或人为干燥。结束每个运转周期后，应完全包住发动机，

以促进湿气的渗透，湿度应考虑可能遇到的最恶劣情况，通常按照 95±4%RH 进行控制。在第 3 个运转和静置循环结束后，发动机必须以起飞功率无喷水运转 5 分钟。

在整个试验期间，喷水量必须能代表特大雨对发动机正面（包括整流罩、进气道等）的影响，不一定包括螺旋桨桨尖。喷水量 R 必须按以下公式计算：

R=12x2F 升/分钟，其中 F 是发动机短舱迎风面积，单位是平方米。

发动机完成上述试验，应达到下述要求：

(a)各项规定的限制值未超限；

(b)发动机工作情况：运行过程中可以正常运转，未出现过异常熄火情况，加减速响应时间正常；

(c)无其他不可接受的异常情况。

(6)螺旋桨功能试验

螺旋桨功能试验旨在验证螺旋桨与发动机的组合运转良好。对使用变距螺旋桨的活塞发动机，应在持久试验过程中或结束后，开展螺旋桨功能试验，包括下列试验内容：

(a)100 个有代表性的变距循环，涵盖桨距与转速范围；

(b)10 个顺桨循环；

(c)200 个反桨循环（刹车或正常操纵状态，取其大者），每个循环维持发动机声明的最大状态 1 分钟。这种情况下，持久试验谱中巡航状态的时间可以缩减 3 小时；

(d)1 个反桨循环（正常操纵状态），维持发动机声明的最大状态 5 分钟。

对使用可反桨螺旋桨的活塞发动机，应开展下列补充试验：

(i)按照 CCAR-35 部中螺旋桨功能试验的要求，开展必要的试验；

(ii)试验完成后，可能受反推力与气流影响的发动机零部件，应予以拆解检查，并证明未产生不利影响。

除此之外，螺旋桨功能试验包含任何其他必要的附加试验，以证明发动机螺旋桨的组合运转良好。

(7)回火试验

对于火花点火发动机：

在持久试验试验完成后，应进行发动机功能试验，以确定使用正常起动方式和合理加速方式时，发动机是否有回火倾向。

如果在持久试验完成后，未确定发动机有回火的迹象，则应在同一型号的发动机上人工产生 3 次回火。如果确定有回火的迹象，则应在同一类型的发动机上人工产生至少 20 次回火。

如有必要，可使用机械调整来引起回火。调整可包括混合气设置（如适用）人为减弱、非标准点火正时、调整进气挺杆以保持气门离开阀座或交叉点火导线等。

若回火发生在起动和运行条件下，应确定其影响。

取证型号发动机不应因上述试验而受到严重损伤。

(8)点火试验

点火试验旨在验证火花点火发动机的点火系统，具备正常点火能力。

若点火系统的设计有冗余，应确定丧失冗余引起的发动机功率下降。应在持久试验每个部分开始和结束时，用发动机起飞功率设定的运转进行试验。

试验期间功率的下降，不允许超过声明值。如果申请人声明使用多种燃料，应考虑不同燃料对点火特性的影响。

2.3 试验参数的记录

各试验参数记录应至少包含如下内容：

(1)超速试验：发动机超速转速、增压器转速、螺旋桨转速等；

(2)雨淋试验：喷水流量、保湿湿度、功率、扭矩等；

(3)起动慢车：起动电压、起动电流、波动转速环境温度、风速、风向；

(4)加减速试验：加速时间、减速时间、发动机转速、增压器转速、拖动时间；

(5)低温起动试验：起动环境温度、起动时间、起动次数、失败次数，波动转速等；

(6)螺旋桨功能试验：变桨循环次数、顺桨次数等。

AC 33.62 应力分析

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.62 条的实质是通过分析表明发动机转子结构件具有充足的强

度裕度，能够经受实际运行中可能出现的超转、超温、低周疲劳载荷、高周疲劳载荷、振动载荷等。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.62 条要求可接受的符合性方法为分析。

2.2 总则

在第 33.62 条应力分析的要求中，转子指涡轮发动机的旋转部分，由压气机（包括风扇）转子和涡轮转子组成。转子特指轮盘及其鼓筒，不包括转子叶片。

申请人应采用经过验证的分析方法对产品设计构型中每个转子件进行应力分析，以表明具有足够的安全裕度。

申请人可使用 33.27、33.70、33.83、33.88 等条款的符合性验证结果说明应力分析结果以及相应的安全裕度。

2.3 应力分析技术及模型的验证

申请人可以使用型号研发过程中所建立的应力分析技术和模型开展应力分析工作。申请人应采用成功的使用经验或专门的试验验证所采用的应力分析技术和模型的准确性。

针对应力分析技术和模型的验证工作包括两个方面：

(1)分析技术所采用的基础数学模型及其解析方法的正确性；

(2)分析技术对真实物理环境仿真结果的准确性。

申请人应制定相关验证计划以完成上述验证工作。通过上述验证工作，申请人应确定应力分析方法的适用范围、使用限制、误差范围等信息。

局方鼓励申请人对所使用的应力分析技术和模型进行存档，或形成规范等其他文件。申请人应有相应的程序和流程规范确保经验证的应力分析技术和模型能够被正确地应用。

2.4 应力分析

申请人应采用经验证的应力分析方法和模型对发动机转子件进行应力分析，以获得相关部件的设计安全裕度。

申请人应当通过研究确认如何恰当地使用应力分析技术，并确认获得精确结果所必须的步骤。对有限元技术来说，需要考虑的情况包括但

不限于：

(1)需要使用轴对称（2-D）技术的情况；

(2)需要使用非轴对称（3-D）技术的情况；

(3)网格密度要求；

(4)单元长宽比控制；

(5)可能造成应力计算错误的情况。

申请人应通过应力分析确定发动机转子的应力（变形）分布，并评估正常循环和超限事件中发动机转子转速、机械和压力载荷、温度梯度、装配预载荷及部件装配载荷等的变化带来的影响。

分析过程中，申请人应当特别关注应力集中部位如过渡圆角、孔、截面变化处、法兰边、焊接处以及安装榫槽等。申请人对应力集中位置的分析应考虑材料的非线性特性所产生的影响。

2.5　应力分析结果说明

完成应力分析并获得相关转子件的设计安全裕度后，申请人还应结合33.27、33.70、33.83、33.88等条款的符合性验证情况，支撑转子件应力分析的结果，并进行符合性说明。

AC 33.63 振动

1．条款要求解析/规章安全意图

(1)第33.63条的实质要求是使得发动机的设计和构造必须使其在声明的飞行包线和整个转速和推力的范围内正常工作，并且：

(a)不会因振动导致发动机任何零部件应力过大；

(b)发动机传给飞机的振动不能超过飞机要求的限制。

(2)以下从一般因素、飞行包线和运行工况、振动应力、传递给飞机的振动这几个方面，对条款适航符合性验证的概述性要求进行了阐释。

1.1　一般因素

评估发动机的振动时，对内部件和外部件，均应考虑以下因素对振动的影响：

(1)设计因素，如公差及导致的几何差异可能对固有频率、振幅或其他发动机振动特性产生可测量的影响。例如，转子叶片由于存在几何公差，因此其共振频率会有一个频率范围，在评估转子叶片共振应力时应该考虑这种情况。

(2)制造和生产因素，例如，为了考虑由制造、装配或维修对转子不平衡造成的影响，需要采用发动机手册所规定的最大允许不平衡量或比它更大的值进行试验或分析。

(3)可能的机械故障的影响，如叶片部分脱落对发动机振动的影响。

1.2 飞行包线和运行工况

在第 33.63 条所声明的飞行包线、运行转速或功率和推力范围下，需要考虑以下因素对振动的影响：

(1)功率或推力须达到且包括最大额定值，转速须达到且包括额定转速及最大允许的物理转速和换算转速。最大允许转速应涵盖任何声明的瞬态情况。某些部件如外部件的振动只对物理转速敏感，其他部件如内部件的振动，可能对流道环境也具有敏感性，而流道环境与额定功率/推力相关，因此在考察这些部件的振动时需要采用换算转速进行表征。转子系统的换算转速通过转子入口条件与 15℃（288.15K）的标准大气温度条件进行换算后得到。换算值采用经验公式，表示如下：

$$N_c = \frac{N_r}{\sqrt{\frac{T_{inlet}}{288.15}}}$$

其中：

-N_c 和 N_r 分别表示换算转速及物理转速；

-T_{inlet} 表示转子单元体入口的开尔文温度（K）。

(2)发动机运行及机动操作。应考虑影响发动机振动的运行及机动操作，如发动机启动、停车、加速、减速、空转（慢车）、油门急收（throttle chop）及油门急推（throttle burst）等。例如，在进行发动机振动性能试验时，突然加速可能表现出脉冲驱动的瞬态响应，而缓慢加速及减速则能使稳态振动峰值得到体现。

(3)飞行包线参数影响。应考虑海拔、环境温度、或其他任何影响发动机振动的参数。例如，环境温度影响换算转速，进而影响到振幅响应。

(4)运行工况影响。应考虑一些影响发动机振动的运行工况，如结冰及积冰可能使得发动机的转子不平衡量过大，超过符合第 33.63 条要求的转子不平衡限制值。

1.3 发动机振动应力

(1)根据第 33.63 条的要求，必须验证发动机及其部件在声明的飞行

包线内运行时，包含任何声明的最大转速，都不会产生过大的振动。

(2)验证必须选择具有常规代表性的或典型发动机运行条件下的振动载荷，并且要考虑在声明的飞行包线内预期可能发生的不利条件。申请人应该验证在任何上述可能的条件下，振动应力都不会超限。

(3)振动应力超出持久极限（疲劳极限）时会造成高周疲劳损伤，持续运行在该应力水平下会导致损伤的累积，最终导致部件疲劳失效。对于发动机关键部件，不能在设计或运行限制中允许高周疲劳累积损伤。此外，按照第 33.83 条进行试验验证的部件必须表明其振动应力低于疲劳极限值，且有适当的裕度（参照第 33.83(d)款）。

1.4 传递给航空器的振动

为了满足第 33.63 条中“不应导致将过大的振动力传给航空器结构”的要求，应该在发动机安装或使用手册中标明传递给航空器的振动力值。至少应该标明符合验证CCAR-33部要求的由于转子不平衡导致的振动值。在发动机取证过程中，局方建议发动机型号合格证申请人与航空器设计方进行协调，以确定由发动机传递给航空器的振动限制。

2．可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

(1)满足第 33.63 条要求可接受的符合性方法包括：分析、试验、两者结合的方式。

对于符合以下特征之一的部件，需要通过试验的方法验证符合性：

(a) 关键部件；

(b) 在第 33.7 条声明的转速使用限制范围内或附近具有明显共振的；

(c) 暴露在无法采用分析方法确定的复杂振动环境中的部件。

(2)可以将部件按照振动特性分类，并依照类别分别建立针对某些部件或某类部件的符合性方法。例如，将部件划分为外部件/内部件以及旋转件/静止件。本咨询通告针对外部件（2.3 节）和内部件（2.4 节）的符合性验证方法专门进行了讨论。2.3 节和 2.4 节未涵盖的的部件也可以采用相同或类似的思路表明符合性，包括发动机机匣、承力框架及燃烧室，以及发动机与飞机接口处的部件，如发动机安装节、排气喷嘴和反推装置。

(3)用于表明其他条款适航符合性的数据，如果适用（见表 33.63-1），

可以用于表明第 33.63 条的适航符合性。

表 33.63-1 在其他条款中进行振动试验的部件 (1)

发动机部件	33.28	33.68	33.83	33.87	33.91	33.97
	发动机电气电子控制系统	进气系统的结冰	振动试验	持久试验	发动机部件试验	反推力装置
部件&附件(C&As) (2)	✓	✓	✓	✓	✓	
发动机系统 (2)	✓	✓	✓	✓	✓	
装配硬件 (2)		✓	✓	✓	✓	
动叶、静叶、转子盘、隔圈及转轴		✓	✓	✓		
发动机机匣、构架、燃烧室、排气装置及反推力装置			✓	✓		✓

注：(1)对任何规章进行符合性验证所获得的振动数据，也可以适用于第 33.63 条要求的符合性证据。

(2)对转子不平衡等级敏感的外部件，参见第 2.3 节。如果这些符合性数据能够代表第 33.63 条要求的典型振动环境，包括转子不平衡效果，则是可以接受的。

(4)如果发动机有充足的服役经验和可预测的振动特性，申请人可以用这些经验来表明某些部件的符合性。例如，某些硬件已经在其他发动机型号的运行中得到验证，并且其运行的振动频率范围覆盖了待取证发动机的振动频率。

(5)如果分析方法通过其他试验得到了确证，包括为了表明 CCAR-33 部其它条款的符合性时所进行的振动评估试验，则可以通过分析表明符合性。该分析方法应该包括对部件所处的振动环境进行预测，并且能够评估部件的振动响应，表明振动应力不会过大。

2.2 转子不平衡

2.2.1 概述

(1)转子不平衡主要是由于转子质心对旋转轴线的偏心造成的。转子不平衡通常是转子在制造和装配过程中产生的，虽然难以避免，但是可以通过补偿技术来减小不平衡量。由于旋转的不平衡质量会导致发动机结构产生转速频率下的倍频振动，因此需要对不平衡量进行限制。通常需要在产品说明书和/或发动机手册中表明转子的不平衡量限制值。

(2)本章将论述如何获得整机的不平衡量，以及怎样通过发动机试验确定这些不平衡量的影响。对于新型号的发动机取证，应至少进行一次发动机试验。如果能够完全掌握转子不平衡特性及其影响，则可以采用

分析方法或分析与试验二者结合的方法来表明符合性。如果分析方法得到发动机试验数据的验证和支持，则该方法是可以接受的。其目的是获取待验证部件所处的振动环境，其中振动频率须涵盖发动机的转速范围，并采用本章中所确定的转子不平衡量。

2.2.2 不平衡量

(1)采用振动传感器监测振动信号，调整发动机的低压、高压或任何中压转子的不平衡量，使得所有转子都达到最大许可不平衡量。例如，为了使一个双转子发动机达到最大不平衡状态，推荐的不平衡量施加顺序为：首先调整高压转子的不平衡量使其达到最大许可不平衡量值，然后调整风扇和低压涡轮转子，使其达到低压转子的最大许可不平衡量。这类高、低压转子不平衡系统的组合将构成后续不平衡试验的不平衡条件。

(2)在翻修间隔内，转子不平衡量会在发动机初始出厂的不平衡量基础上恶化，不平衡量的恶化可通过初始维修检查试验或持久试验后测量获得，或通过相似发动机的服役经验获得。根据型号设计特征的不同，发动机在结冰和积冰、吸鸟、吸雨以及进气畸变等运行工况下会产生更大的不平衡量，申请人应该适当叠加这些运行工况下产生的不平衡量。这些工况产生的不平衡量均只需单独于正常工作恶化后的不平衡量进行叠加以确定最大的不平衡量。

2.2.3 转子不平衡影响-发动机振动特性

(1)发动机、附件齿轮箱、或其他组件系统的振动特性应该通过典型不平衡转子的振动试验来确定。申请人应该确定能够代表发动机在其整个飞行包线及转速范围内包括显著振动峰值的振动特性。

(2)转子不平衡影响及发动机振动特性应该通过发动机试验确定，并且利用安装在发动机特定位置的振动传感器进行测量。将这些振动传感器、加速度传感器、或环境监测单元布置在对转子系统不平衡敏感的发动机位置处，如果必要的话，应将其布置在特定的部件上或其邻近处。

(3)申请人应该在缓慢加速和减速过程中获得发动机振动特性，速度范围涵盖了从最小到最大的额定转速或允许转速，包括任何声明的瞬态转速。每个缓慢加速和减速的持续时间至少为 2 分钟。此外，需要考虑机动操作比如油门急推或油门急收。为了获得发动机的典型振动特性，可能需要多台发动机和反复加速/减速试验。发动机的构型必须能代表其

典型的安装质量和刚度，并考虑可能影响发动机振动的飞发接口和附件。

(4)申请人应该确保用于表明第33.63条符合性和用于确定发动机振动特性的转子不平衡量都符合发动机手册上对不平衡量的要求。这样做是为了确保在发动机维修过程中引入的转子不平衡量导致的振动维持在第33.63条要求的安全范围内。

2.2.4 故障引起的不平衡

叶片部分损失造成的不平衡等故障所引起的振动不应导致危害性发动机后果。如果这些故障导致的发动机振动不能被识别为异常情况，而在这些故障下的持续运转会造成危害性发动机后果，那么申请人必须对这些故障加以关注，并采取充分的措施。例如，在某一叶片的叶尖缺失后，发动机的振动水平可能仍低于发动机手册中的振动限制值，因此并不被识别为异常情况；然而如果不采取适当的措施，在这种状况下持续运行则可能导致其他多个部件的失效，从而导致危害性后果。在第33.83条中，符合性验证覆盖部分故障条件，在适用情况下，可用于本条款的验证。如果不平衡转子在发动机停车后持续转动，则应该符合第 33.74条的要求。

2.3 外部件振动

2.3.1 概述

(1)由于外部件主要安装在发动机机匣上，它们的振动环境主要由转子转速和不平衡量决定。过大的振动会导致外部件结构或功能失效。

(2)外部件的振动特性可以通过试验、分析或二者结合来确定。符合性方法类别的选择应依据本咨询通告2.1.(1)节中定义的准则。如果采用试验验证，可以按照本章中列出的步骤进行。如果采用分析，则须符合本咨询通告第2.1.(5)节所述的原则。

(3)需要考虑第2.2节讨论的由转子不平衡引起的振动环境。由于振动（瞬态或稳态）对应的发动机状态取决于具体的航空器安装及使用，所以避免脱离振动环境评估振动影响。例如，发动机稳定状态可能随着推力级别、性能恶化、运营人减推力适用、飞行剖面、以及其它情况而改变。

(4)申请人应该在系统层级评估振动应力，并考虑部件之间的互相影响。例如，应该在电气系统层级或发动机整机层级评估线缆的振动特性。

申请人还应评估系统运行对振动特性的影响。例如，燃油压力会对燃油软管的自然频率和它们的振动响应产生影响。

2.3.2 振动试验

(1)振动试验可以在发动机上或试验室（振动台）上进行。在决定采用整机试验、试验室试验还是或两者结合的方式时，应该考虑外部件的振动环境是否已知，以及试验室的试验设备能否精确地模拟其所处的振动环境。例如，对于一个新的发动机型号，应考虑进行整机试验，因为所有外部件的振动环境并不能完全被掌握。为表明 CCAR-33 部其他规章而进行的振动试验可能也适用于第 33.63 条的符合性验证。有关其他条款振动符合性部件的信息请参见表 33.63-1。

(2)申请人采用典型的转子不平衡量进行阶梯步进（stair-step）持久试验，并覆盖部件所有的频率范围。然而，对于那些自然频率范围及振动环境都已非常清楚的部件，申请人可以只进行驻留（dwell）持久试验。对于新的发动机型号，可以考虑在高速（高压）转子频率范围内进行阶梯步进试验，而在低速（低压）转子频率范围内进行驻留持久试验。

(3)试验后，部件必须能够实现预期的功能，并且没有造成任何超过典型振动试验可接受限制的损伤或磨损。

2.3.3 阶梯步进持久试验

(1)对一台发动机进行阶梯步进持久试验的目标是激起发动机共振，并且在足够的循环数内维持这个共振水平以验证其耐久性。为了实现这个目标，试验应该按照第 2.2.2 节的论述设置不平衡量，并覆盖整个运行转速范围。试验转速应该先增加，后减少，加减速都应采用步进的方式，并在每一步停留足够的时间。申请人应该尽量选择小的转速增减步长，并在每一步保持足够的驻留时间，以确保在每个频率范围内都能累积足够的循环数。在对高压转子进行阶梯步进试验时，转速的步长可选为 120rpm，并在每一步保持足够的驻留时间，使每一步长内的循环数等于 10^6。

(2)当阶梯步进持久试验完成后，申请人应测量试验前及试验后的发动机振动特性。如果发动机振动特性在试验前后有明显改变，申请人应进行分析说明。

2.3.4 最大不平衡试验

(1)作为 2.3.3 阶梯步进试验的另一种可接受的试验方法，申请人也

可在 2.2.2 确定的最大不平衡量下，从最小工作转速缓慢上推发动机至最大转速，再缓慢下拉发动机至最小工作转速，通过合理布置的振动测点监测外部件振动或测量外部件动应力的方式确定外部件在转速范围内的振动特性。将监测到的外部件振动数据与外部件振动耐久试验的试验数据对比，如果全转速范围内监测到的外部件振动小于部件振动耐久试验经验证的振动限制或测量的动应力小于材料的疲劳极限，则表明外部件可满足按本咨询通告确定的最大不平衡量下的振动要求。

(2) 申请人也可将阶梯步进持久试验与最大不平衡试验相结合表明符合性。

2.3.5 驻留持久试验

该试验经常用于评估在阶梯步进试验中没有被覆盖到的发动机部件和频率范围，或者那些有必要进行细化振动评估的部件。驻留持久试验中考核的部件是在发动机特性试验、阶梯步进试验或其他任何适用的试验及分析中识别出的承受显著振动的部件。显著振动根据最大振动峰值确定，但是如果在第 33.7 条声明的使用限制转速范围内部或邻域存在某些较小的振动峰值，也需要进一步评估。每当针对具体的频率进行驻留试验时，驻留时间应该至少对应于 10^7 循环数以验证其耐久性。如果低频振动的试验持续时间过长，申请人可以采用合理的补偿方式缩短试验时间。例如，申请人可以基于材料疲劳特性，通过增加振动应力来减少试验时间。

2.4 内部件振动

2.4.1 概述

除考虑激励频率与固有频率耦合引起的振动（共振）外，如果适用的话，也需要考虑转子不平衡对内部件的影响（参见第 2.2 节）。

2.4.2 动叶、静叶、转子盘、隔圈、转轴

(1) 满足了第 33.83 条振动试验符合性要求的动叶、静叶、转子盘、隔圈、转轴，也满足第 33.63 条的要求，即不会因振动导致发动机的任何零部件应力过大的要求。没有进行第 33.83 条振动试验的动叶、静叶、转子盘、隔圈和转轴则应按照第 33.63 条进行符合性验证。此外，在第 33.83 条振动试验中没有考虑的影响振动的设计因素及运行条件，应该在第 33.63 条符合性验证中加以考虑。例如，如果几何公差、叶尖间隙以

及其它影响自然频率和振幅响应的因素在第 33.83 条振动试验中没有被考虑，那么在第 33.63 条的验证中就必须被确认。为了证明没有产生过大的应力，局方建议申请人采用第 33.83(d)款中论述的准则。否则，申请人应该证明其它准则的合理性。

(2)申请人应该明确结冰、雨、冰雹等可预期或一定会发生的运行状况对振动的影响，并且在这些状况下发动机是反复或持续运行的。这些状况可能影响动叶的振动振幅响应或颤振裕度。反复暴露在超过持久限制值的高周疲劳应力环境中，即使时间很短也会累积疲劳损伤，并引发部件失效。如果这些振动应力超过了第 33.83 条振动试验中的值，则需要在第 33.63 条的符合性验证中表明它们不是过大的应力值。

2.4.3 风扇机匣

申请人应该通过分析、试验、或经验表明风扇机匣及风扇转子对转子-机匣间的相互作用不敏感，并且没有导致这种现象发展的条件。风扇转子与机匣间的相互作用是必须避免的动力学现象，因为它可能造成危害性的后果。转子-机匣间的相互作用会在短时间内产生破坏性的且无法避免的振动，导致振动传感器无法及时给出失效或即将失效的适当警报。

2.4.4 其它部件

申请人应该评估 2.4.2 及 2.4.3 节未涉及的其它任何对发动机振动敏感的内部件，并表明它们不会产生过大应力。申请人可以采用试验或分析的方法证明符合性，也可利用 CCAR-33 部其他条款验证过程中的数据或记录来验证符合性（参见表 33.63-1）。

2.5 试验实施

2.5.1 构型

(1)为符合第 33.63 条要求而测试的发动机及其部件，包括安装节、附件及减振器，必须能够代表其型号设计。对于每一个部件及发动机系统，试验应能精确地模拟发动机的振动环境。申请人还应通过试验来确定发动机的安装特性或可能影响发动机振动的界面特性。影响安装特性的元素有整流罩、发动机安装节、飞机进气及排气结构等，其重量、重心、刚度等都会影响发动机振动。当安装形式不完全明确时，申请人应该按照第 33.5 条的要求在安装说明中阐明不同安装形式对发动机振动的影响。

(2)对于某些部件，如液体管路、软管等，应该评估压力、温度或其

他功能性参数对振动的影响。

2.5.2 测试设备

(1)申请人应确保有足够的测试设备来检测发动机在试验过程中的振动。测试设备应合理地分布且能准确识别关键的振动环境。例如，振动传感器应置于对转子不平衡量响应敏感的位置。正常振动信号和不平衡转子振动信号的比较可以作为振动传感器对转子不平衡响应灵敏度的评价指标。申请人应考虑将加速度传感器或者振动传感器安装在或者接近风扇机匣、压气机机匣、燃烧室机匣、排气机匣以及附件齿轮箱的位置，以确定它们的振动环境。

(2)对于某些特定的部件和附件，可能需要额外的测试设备来确定其振动环境。

2.5.3. 试验步骤和成功准则

(1)申请人应在试验开始前确定试验通过/失败准则，如发动机或者部件性能、振动水平和可接受的试验后检查标准。在制定试验通过/失败准则时，必须考虑发动机振动的检测精度。

(2)申请人应该制定试验的先后顺序，确保能够发现显著的振动，并且能在后续的试验中对这些显著的振动进行评估。例如，振动特性试验必须在阶梯步进试验和驻留试验之前，以保证在阶梯步进试验和驻留试验中涵盖了所有的振动响应显著的试验频率。

2.5.4.试验后分解检查

申请人应进行所有必要的试验后评估和分解检查，以检测任何可能的部件结构或者功能失效。由于高周疲劳损伤在简单的目测检查下可能不容易被检出，此时需要将振动敏感部件拆卸下来进行彻底检查。在试验计划中应确定检查的方法，包括目测、无损探伤或者功能试验。对于发动机管路件需要视情进行压力测试以确定不存在可能导致危害性发动机后果的破损或泄漏。对于在试验后检查中发现的任何超过限制值的损伤、危险或者磨损，申请人应进行分析，评估其带来的影响。

AC 33.64 发动机静承压件

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.64 条的实质是对静承压件在压力载荷下的强度要求，即：

(1)第 33.64(a)(1)项要求，承压的静子件在经受第 33.64(a)(1)项和第 33.64(b)款中规定的压力载荷情况下，在载荷稳定的 1 分钟内，不会出现超过使用限制的永久变形，或发生可能导致危害性发动机后果的泄漏。

(2) 第 33.64(a)(2)项要求，承压的静子件在经受第 33.64(a)(2)项和第 33.64(b)款中规定的压力载荷情况下，在稳定的 1 分钟时间内，不会发生破裂或爆破。

(3)可接受的永久变形量应参考发动机手册中的相关使用限制。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.64 条要求可接受的符合性方法包括：分析、试验、或两者结合的方式。

2.2 试验/分析前准备工作

(1)确定适用零部件

(a)申请人应结合发动机型号设计特征，针对承载不同类型流体压力的静子件，建立验证适用性准则，以确定相关零部件是否属于需要进行验证的承受较大气体/液体压力的静子件。一般来说：

(i)结构件。在最大工作压力条件下，其最薄弱位置应力水平（由压力载荷造成的）达 25%-30%以上屈服强度的零件，需进行验证；

(ii)外部件、管路、导管、软管等非结构件。承受滑油或燃油液体压力的非结构件，需进行验证；承受高于环境压力 3-5 倍的气体压力的静子件，需进行验证。

(b)申请人根据建立的验证适用性准则，确认需验证的零部件清单。

(2)确定压力条件

申请人应根据所有适用零部件的预期工作状态，确定其在运行过程中承受的正常工作压力、最大工作压力、最大可能压力，并考虑压力脉动。

(3)确定符合性方法

申请人应根据各适用零部件的具体情况及以往验证经验，选择恰当的符合性方法。

2.3 采用试验的方法表明符合性

如采用试验的符合性方法，申请人应在确认各适用零部件的不同压

力条件及数值后，乘以与第 33.64(b)款要求相关的修正系数，并考虑以下条件开展试验验证工作：

(1)如果静承压件承受压力差之外的载荷（例如飞行机动载荷或发动机安装载荷），则必须分析评定这些额外载荷的影响。如果这些载荷的影响较小，可以通过增大试验压差的形式模拟。如果额外载荷有显著影响或不能通过增大压差的方式来代表，试验中需要包括这些载荷。

(2)如果静承压件在发动机的实际使用中包含热应力，应调整试验压力水平以包含这些热应力的影响。如果不能通过调整压力达到这一目的，则需通过分析对试验结果进行修正，以表明相关部件的承压能力。

(3)如果在使用中某静承压件承受的压力随部件位置（内部或外部压力梯度）而变化，则模拟使用条件的试验压力和载荷也应随位置变化。

(4)静承压件应在与最关键发动机应力状态对应的温度下进行试验。可接受的替代方法为：通过温度修正系数增加试验压差和/或载荷以模拟与运行温度相关的强度损失。针对验证压力试验，温度修正系数可通过试验温度下材料屈服强度除以实际运行温度下材料屈服强度获得；针对破坏压力试验，温度修正系数可通过试验温度下材料抗拉强度除以实际运行温度下材料抗拉强度获得。如果必要，申请人可以模拟不同的试验温度，即模拟第 33.64(a)(1)项要求的永久变形条件和第 33.64(a)(2)项要求的破裂条件下的温度。

(5)压力试验应模拟同实际发动机运行中关键部件位置一致的安装和约束条件。

(6)压力试验应考虑能够代表零件材料和工艺的最低性能，以及型号设计允许的任何不利的几何形状，如第 33.64(b)(3)和(b)(4)项中要求。可通过材料/工艺修正系数将零件材料和工艺的最低性能考虑转化成试验压力和/或载荷。对于由多种材料构成的验证部件，应充分考虑不同的材料和工艺性能。在考虑不利的几何形状时，对于厚度不均的验证部件，可视情按照厚度进行划分，分段考虑。

2.4 采用分析方法表明符合性

如采用分析的符合性方法，该分析方法需通过试验验证，或者该分析方法已用于具有相似设计的零部件且具有成功的外场使用经验。采用的分析方法必须能够充分考虑第 2.3 节所列参数及因素的影响。

AC 33.65 喘振和失速特性

1. 条款要求解析/规章安全意图

喘振和失速属于发动机的气动不稳定流态，是严重危害发动机安全运行的现象，第 33.65 条提出了发动机喘振和失速特性的适航要求，申请人应该通过试验或试验和分析的组合，证明发动机在工作包线内起动和运行不会发生危害性的喘振，且具有足够的喘振裕度。另外，发动机应该能承受在起飞功率/推力下的喘振，而不会造成结构失效、明显超温、熄火、足以妨碍发动机推力恢复的破坏以及会导致后续失效的破坏。

2. 可接受的符合性方法

申请人应选择恰当的符合性验证方法，包括使用分析、海平面台架试验、高空台试验、或者飞行试验等。起飞功率/推力喘振恢复要求的验证可以考虑采用取证试验过程中遇到的非计划性的喘振事件和/或发生在相似构型中的喘振事件。

2.1 采用分析方法表明符合性

应该在预期飞行环境内进行喘振裕度的定量评估。可以采用发动机计算模型进行评估，使用例如整机和部件的试验和分析所获得的结果数据。申请人需提供证据，表明计算模型经过试验数据校准，且具备预测真实试验点的能力。通常情况下，评估需考虑能够影响发动机部件喘振边界和工作线，进而影响发动机喘振裕度的因素。通常考虑（但不限于）如下因素：

(1)性能衰退；

(2)由于加工/装配偏差导致的最大允许压气机/涡轮匹配的组合；

(3)可变几何、引气和控制机构的最大允许的定位误差的组合；

(4)可变几何、引气和控制机构的最大允许的速率误差的组合；

(5)马赫数；

(6)高度（雷诺数）；

(7)进口畸变；

(8)在工作包线内大雨的吸入（仅涡扇发动机考虑）；

(9)在起飞和慢车功率下跑道积水的吸入；

(10)功率/推力快速变化（加减速），例如从飞行慢车到最大功率/推力；

(11)发动机热浸状态（仅大型发动机考虑）；

上述因素产生的影响可能是单独的或组合的。在分析中应识别和解释各因素间的相互影响。在评估中加入或剔除任何因素需要表明合理性，并且通常情况下需要试验或服役经验的支持。

2.2 采用试验的方法表明符合性

发动机符合性试验通常在飞机验证之前，因此发动机符合性验证试验是在涵盖预期飞行环境的通用工况下开展的。工况的选择应该基于申请人过去的经验和本咨询通告 2.1 节的分析。

(1)整机符合性试验，可以采用地面台架试验、高空台试验、飞行试验及其适当组合。

(2)高空台试验和飞行试验的目的是明确航空器环境的影响。验证流程应包括：

(a)通过发动机地面台架试验或高空台试验定量获得部件工作线位置。喘振、失速和熄火边界通常通过试验确定或通过试验与分析组合确定。

(b)用于工作特性定量分析的计算模型或其他方法应当通过上述试验和分析在整个发动机工作包线内进行验证。

(c)应通过上述分析选择高空验证工况。试验工况应能涵盖预期的航空器高度变化范围和发动机功率变化范围。在试验设备不能满足部分预期条件下的试验时，应通过分析来评估发动机在预期环境中的工作特性。然而，在全新型号发动机审定时，分析或采用计算模型不应是表明高空符合性的唯一方法。

(i)可以采用发动机改装的方式表明符合性。如通过改变喷管面积的方式调整发动机工作线。

(ii)发动机需验证在起飞功率/推力状态下承受喘振的能力，除非申请人能够表明发动机在起飞功率/推力状态下不会发生喘振。该能力表现为机组有足够的时间采取纠正措施。验证可基于研发过程中的喘振事件，应表明发动机具备喘振失速后在起飞功率/推力下运行而不超限的能力。

3. 需要说明的其它问题

发动机安装手册及型号合格证数据单中应提供最大进气压力畸变限制，以保证发动机运行过程中不产生不可接受的叶片应力和不发生危险

的喘振事件，该限制作为确认航空器进气道适用性的基础。

AC 33.66 引气系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

引气对发动机的性能会产生影响，第 33.66 条提出了引气系统的适航要求，申请人应该通过试验，证明发动机在工作包线内达到极限引气状态时，不会产生除推力或功率输出降低外的不利影响，不利影响包括但不限于喘振、失速、超温、管路破损等。此外，如果可以控制发动机防冰引气，则发动机必须设置有指示防冰系统功能的装置，以向飞机提供防冰引气的状态指示。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

申请人应选择恰当的符合性验证方法，包括声明、分析说明、零组件试验、系统试验、整机试验等。

2.2 分析

根据客户引气需求，发动机制造商明确各工况下发动机提供的最大引气量。考虑到通常发动机存在多个引气口，发动机实际引气存在多个构型，应分析确定各个引气构型的最大引气量。

2.3 试验

(1)通过整机持久试验，按第 33.87(a)(5)项要求试验中发动机在至少 1/5 的运转期间使用极限引气，最终验证发动机能够通过 150 小时持久试车，且通过分解检查。持久试验需对最大允许引气量和单个引气口引气的极限值进行验证。持久试验的极限引气验证结果，将直接支持第 33.66 条的验证。

(2)通过第 33.73(a)款加速试验，验证功率杆在不超过 1 秒内从最小位置推到最大位置，且发动机处于极限引气时，不会出现喘振、失速、超温、管路破损或其他有害因素。

(3)通过第 33.89(a)(3)(ii)目整机加速响应试验，记录发动机在客户引气最大值条件下的加速响应时间。

(4)通过第 33.64 条引气系统静承压件试验，验证极限引气条件下，引气管路组件能满足静承压件强度要求。

(5)通过第 33.83 条动应力试验，证明在极限引气条件下，受机械或

空气动力导致激振的引气系统部件的振动特性在整个声明的飞行包线范围内是可接受的。

(6)通过部件/系统级试验或台架试验，验证防冰系统指示功能正常，即在飞机需求的情况下，能够输出所需的状态指示信号，例如涡扇发动机的分流环防冰系统。

AC 33.67 燃油系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.67 条的实质要求是保证燃油系统在预期的使用条件下能够提供符合要求的燃油。

实质要求具体可以描述为：

(1)确保燃油系统的设计和构造使其在预期的所有工作状态下都能正常工作。

(2)燃油系统具备抗固体污染的能力，通过规定过滤装置的外来颗粒不会损害发动机燃油系统功能；在可能遇到的最大程度的燃油污染环境下，燃油系统能够继续运转可接受的一段时间。

(3)燃油系统在可能遇到的最危险的结冰条件下，从燃油滤或滤网预堵塞发生告警开始，燃油系统在其整个流量和压力范围内能持续工作。

(4)燃油系统燃油滤或滤网及其旁路装置，以及燃油控制调节装置的设计满足条款要求。

(5)对于每个流体喷射（除燃油）系统和其控制装置，如果作为发动机的一部分，申请人必须表明喷射流量是充分可控的。

2. 可接受的符合性方法

2.1 33.67（a）符合性

为表明第 33.67(a)款的符合性，申请人给出燃油系统正常工作的燃油压力和温度的范围，并验证燃油系统在预期的工作包线下能正常工作；对燃油控制调节装置的可达性进行设计说明。

(1)确定燃油温度和压力工作的范围

申请人应说明燃油系统正常工作的燃油温度和压力的工作范围。并通过分析、试验或两者结合的方式验证燃油系统在上述范围内能正常工作。

(2)燃油系统在预期的工作包线内能正常工作

申请人应通过分析结合整机试验或燃油系统级试验，验证在预期的工作包线内燃油系统能正常工作。试验以及分析应考虑预期的高度-温度包线、高度-马赫数包线。

(3)燃油控制调节装置设计说明

(a)确定燃油系统中所有的燃油控制调节装置；

(b)说明不可再调整的燃油控制调节装置的锁紧装置是否进行了铅封；若没有铅封，则应说明其是不可达的；

(c)说明可再调整的燃油控制调节装置的可达性。如果该可调装置的功能不是显而易见的，则应该对该燃油控制调节装置的标记形式进行说明。

2.2 33.67（b）符合性

为表明第 33.67(b)款的符合性，申请人应设置燃油滤或滤网，表明燃油滤或滤网的位置满足要求，并且燃油滤或滤网的设计应充分考虑可维护性；开展燃油系统污染试验验证燃油系统的抗污染能力；开展燃油系统稳态结冰试验和燃油系统瞬态结冰试验验证在最危险结冰条件下燃油系统能正常工作。

(1)燃油滤或滤网的设计说明

申请人应在燃油计量装置进口和发动机传动的正排量泵进口二者中选取距发动机燃油进口较近的进口位置处设置燃油滤或滤网。如燃油滤的位置不满足上述要求，则应说明其安装位置能保证同等的安全水平。除此之外，还应说明以下内容：

(a)说明燃油滤或滤网的类型和过滤度。

(b)针对具有旁路的燃油滤或滤网，说明其构造能保证燃油滤或滤网积聚的污染物不易进入旁通油路。

(c)说明燃油滤或滤网临近堵塞指示的设计与构造，以及工作原理。

(d)说明燃油滤或滤网的重量支承方式。

(e)说明每个燃油滤或滤网的拆卸、放油和清洗方式。如果不能在航线进行拆卸的话，必须具有沉淀槽或放油嘴的设计。

(2)燃油滤或滤网导管或接头的强度分析

对采用导管或接头来支撑或部分支撑上述的燃油滤或滤网重量的支撑形式，申请人应对导管或接头开展强度分析，表明在预期的所有载荷

条件下，导管或接头具有足够的强度，没有不接受的变形或其他故障。

(3)燃油系统污染试验

申请人应开展燃油系统污染试验表明燃油系统的抗污染能力，表明通过规定的过滤装置的外来颗粒不会损害发动机燃油系统，并且在最大程度的污染颗粒尺寸和浓度情况下能继续运转可接受的一段时间。

(a)根据表 33.67-1 和表 33.67-2 确定污染物成分及配比。若申请人选择其他的污染物成分及配比，则需要说明其污染物成分及配比选择的合理性并经过局方的认可。

表 33.67-1 燃油污染物

污染物	颗粒尺寸	含量
Fe_3O_4 磁铁矿（黑）	0~5 微米	0.4 mg/L
Fe_2O_3 赤铁矿	0~5 微米	7.13 mg/L
Fe_2O_3 赤铁矿	5~10 微米	0.4 mg/L
碎石英（Crushed quartz）	1000~1500 微米	0.07 mg/L
	420~1000 微米	0.46 mg/L
	300~420 微米	0.26 mg/L
	150~300 微米	0.26 mg/L
按 ISO 12103-A4 配置的粉尘	混合比例： 0~5 微米(9.25%) 5~10 微米(10.25%) 10~20 微米(14.5%) 20~40 微米(25%) 40~80 微米(29.5%) 80~200 微米(11.5%)	2.11 mg/L
棉絮（Cotton linters）	7 级以下（标准 SRA-AMS 180 和 251）	0.03 mg/L
原环烷酸（Crude naphthenic acid）		0.03%（体积比）
蒸馏水配置的盐水	4%NaCl（重量比） 96%H_2O（重量比）	0.01%（体积比）

如果发动机装机的飞机采用碳纤维复合材料油箱，则污染物需增加如下表所示的部分：

表 33.67-2 飞机油箱为碳纤维复合材料油箱对应的新增污染物

拉伸强度为5.59 GPa的碳纤维	配比： 0~25 微米 (43%±5%)	0.54 mg/L

	25~50 微米 (25%±5%) 50~75 微米 (13%±5%) 75~125 微米 (12%±5%) >125 微米 (7%±5%) 最大纤维长度2000 微米	

(b)开展低浓度污染试验。在污染物浓度 0.5g/4500L 和典型发动机工况下运行 500 小时，验证表明燃油系统在此污染条件下能够持续正常工作。在保证污染物的总量不变的情况下，申请人也可以采用增加污染物浓度，降低时间的方式表明其符合性。

(c)开展高浓度污染试验。在污染物浓度 4.5g/4500L 和典型发动机工况下，从油滤或滤网的临近堵塞指示开始起算，运行不少于预期安装飞机最大航程一半的时间，验证表明在燃油滤或滤网临近堵塞指示后发动机能继续正常运行一段时间。

(4)燃油系统稳态结冰试验

申请人应开展燃油系统稳态结冰试验，验证燃油结冰条件下燃油系统能正常工作。在开展试验之前，应分析燃油系统可能遇到的最危险的结冰条件。最危险结冰条件的分析应考虑但不限于以下因素：发动机工况、燃油温度、滑油热量、环境温度、性能衰退以及发动机引气和功率提取等。

按照 27℃（80℉）的含水的初始饱和燃油中每升加进 0.2 毫升游离水配置试验燃油，在最危险结冰条件下验证燃油系统能持续工作。

申请人也可以采用下列方法替代燃油系统结冰试验：

(a)使用燃油防冰添加剂表明燃油在预期的工作温度范围内不会出现冰晶，则需在型号合格证数据单中说明使用的防冰添加剂的牌号。但是，原则上不接受装配于 CCAR-25 部飞机的发动机使用该方法。

(b)或使用燃油加热器，并通过整机试验或系统级试验验证燃油加热器能在最危险结冰条件下可以将燃油滤或燃油进口处的燃油温度保持在 0℃（32℉）以上。

(5)燃油系统瞬态结冰试验验证

(a)申请人应与飞机方共同评估飞机燃油管路中最大可能积累的结冰量。该结冰量的评估应考虑燃油温度、水浓度、燃油特性以及燃油流量。

(b)申请人应考虑以下因素确定最危险的结冰条件：

(i)发动机运行工况及燃油流量，重点考虑瞬态冰脱落的发动机工况及燃油流量；

(ii)燃油系统进口温度，重点关注粘性结冰温度点和最低燃油温度；

(iii)结冰含水量；

(iv)考虑严苛的滑油热量注入；

(v)考虑引气和功率提取；

(vi)考虑燃油系统抗结冰能力最坏的构型。

(c)在上述最危险的结冰条件下，燃油系统能持续工作。

(d)试验过程中水应在瞬间注入到发动机燃油系统的进口处，注水速率应根据航空器供油管路的长度和供油流速确定。

(e)如果在没有飞机方评估的结冰量情况下，申请人应根据分析的最危险结冰条件开展试验，保守评估推力或功率波动达到允许的限制范围时的结冰量。将表明燃油系统应对瞬态结冰影响的任何限制和相关假设都应在发动机安装手册中进行声明，此声明应该包括但不限于保证发动机继续正常工作所能承受的的最大结冰量和最低燃油温度。

申请人也可以采用下列方法替代燃油系统瞬态结冰试验：

(a)使用燃油防冰添加剂表明燃油在预期的工作温度范围内不会出现冰晶，则需在型号合格证数据单中说明使用的防冰添加剂的牌号。但是，原则上不接受装配于 CCAR-25 部飞机的发动机使用该方法；

(b)或者分析表明航空器燃油管路不会存在大量的冰积聚；

(c)或者设计上阻止航空器燃油管路中积累的冰脱落进入到发动机燃油系统。

2.3 33.67（c）符合性

为表明第 33.67(c)款的符合性，申请人应对流体喷射系统及其控制方式进行设计说明；如果作为发动机构型的一部分，还应开展试验验证流体喷射的流量、压力等参数是在控制精度范围内。

AC 33.68 进气系统的结冰

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.68 条用于验证申请人正确地设计与制造发动机进气系统，以确保发动机在结冰条件下可以安全运转。

2. 可接受的符合性方法

a) 背景及说明

第 33.68 条要求飞机进入结冰环境后，发动机工作或功率不会产生不利影响。当满足条款要求时，通常表明了发动机暴露在自然结冰环境中可以安全工作。

(1)与吸雨吸雹的对比

遭遇 CCAR-25 或 29 部附录 C 规定的结冰条件的频率要比遭遇 CCAR-33 部附录 B 规定的吸雨吸雹环境条件高得多。由于两者之间遭遇频率的不同和环境条件的根本差异，导致其危害类型不同。因此，不宜直接对比结冰符合性要求和吸雨吸雹符合性要求的严苛性。

(2)云层长度范围

CCAR-25 或 29 部附录 C 规定的结冰环境都定义了单个云层长度范围为 17.4 海里，实际自然环境中不可能每个结冰云层都是 17.4 海里。真实结冰环境可能是多个连续最大云层与间断最大云层的组合。为了考虑自然结冰环境和规章附录中规定的结冰环境的差异，本咨询通告提供了有效的等效结冰条件，以代表连续遭遇多云层的情况。

(3)脱冰操作程序

当遭遇到长时间或重复遭遇的结冰环境时，发动机应拥有足够的耐用性，而不需要特别的操作或维修检查。例如，在按照第 33.68 条要求开展空中条件的结冰试验时，不应使用协助脱冰的操作程序（例如油门操作或功率改变）。

当发动机地面运转时，申请人可以按照相应程序进行发动机油门操作或功率改变（例如，发动机加速运转），以协助积冰脱落。这些程序将作为服役后发动机地面运转时的建议。但是，如果在第 33.68 条的符合性验证中使用了这些程序，则这些程序将变成地面运转时的强制性措施。

(4)测量参数

试验前应确定出最关键的测量参数，通过这些参数可以显示出发动机积冰和脱冰情况。这些参数将作为表明规章符合性的关键证据。并且，这些参数将有助于校验和证明结冰关键点分析的假设。在进行结冰试验前后或过程中，需要对这些参数进行监控，以表征发动机在结冰条件下

的工作状况。

(5)自动恢复系统

为表明第 33.68 条的符合性，需要证明在结冰条件下运行时，发动机不会发生熄火、持续功率损失、喘振、失速和降转。在发动机服役期间，自动恢复系统可以避免多种情况的功率衰减。但是，因为自动恢复系统属于备份装置，所以在表明符合性的过程中，不应使用自动恢复保护。

(6)云层水平范围系数的应用

在 CCAR-25 部附录 C 以及 CCAR-29 部附录 C 中描述了云层水平范围系数。云层水平范围系数是一个无量纲的参数，其描述了云层中平均液态水含量（LWC）与云层水平距离的关系。在结冰关键点分析中，这一系数用于评估各种飞机任务下可能的结冰情况及性能分析。

对于典型情况下，云层中的平均液态水含量随云层水平范围的增大而减小。假设飞机运行在某种结冰条件下，云层水平范围系数不是用于限制所遭遇结冰情况的严重性。例如，在空中保持盘旋等待状态，飞机可能需要重复穿越某一严重的结冰环境或持续地处于某一严重的结冰环境中，此时不应使用水平云层水平范围系数对云层中的平均水含量进行修正。虽然穿越过的云层总长度增大，但云层的实际水平范围并未增加，因而不应使用水平云层水平范围系数修正云层中的平均水含量。

应证明发动机及其进气系统能够不限时地在结冰状态下连续运行。一般情况下，申请人在开展结冰关键点分析时，会考虑多种云层，并将云层水平范围系数统一定为 1。因为在大部分的发动机运行中，尤其是在飞机保持等待阶段，实际的云层水平范围系数是无需考虑的。实际结冰环境下的经验表明，按照这一设定开展进气系统结冰适航审定，保证了发动机及其进气系统，在 CCAR-25 部附录 C、CCAR-29 部附录 C 所描述的大气条件下，能够正常的工作。除此之外，还需额外考虑的附加因素如下：

(a)这些云层水平范围系数也适用于航空器飞行剖面。在评估符合性验证活动中的直线飞行时，飞机申请人通常使用各附录中描述的云层水平范围系数。在考虑结冰环境时，发动机和进气系统的评估已经不仅限于或仅针对某一特定的飞机飞行剖面；而是评估发动机和进气系统在结

冰环境中不受时间限制地工作的情况。

(b)CCAR-25 部附录 C 和 CCAR-29 部附录 C 定义了过冷水滴组成的云层的特性。

b) 结冰关键点分析

(1)定义及通用要求

结冰关键点分析（Critical Point Analysis，简称 CPA）是一种利用发动机试验数据表明发动机满足 CCAR-33 部规章适航审定要求的分析方法。这一方法通过分析飞行马赫数、高度、温度、发动机工作状态等因素，在适航规章要求的结冰包线内，选取对发动机性能、结构和稳定性等方面影响最严苛的工作点。为表明第 33.68 条的符合性，应在声明的发动机工作包线内，通过分析识别出结冰关键工作试验点。相关经验表明，结冰关键点分析应涵盖 CCAR-25 部附录 C、CCAR-29 部附录 C 中描述的结冰条件。同时，应当结合上述附录与航空器飞行速度范围以及申请人定义的发动机功率或推力，进行关键点分析。并且，关键点分析中还应当包括在结冰环境中长时间飞行（如空中盘旋等待阶段），或重复遭遇结冰环境的情况。在关键点分析中，通过以上要素的组合，应当识别出最关键的结冰工况条件。

(a)申请人应当确保结冰关键点分析有试验数据支撑。并且，结冰关键点分析应当涵盖环境条件和发动机工作条件对积冰过程和积冰位置的影响，以及涵盖脱冰和吸冰时最严苛的发动机工作条件。申请人可以分析规章附录要求以外的结冰条件（如基于实际服役经历中遇到的更严苛的结冰条件）。申请人可以采用研发试验数据（例如，用热电偶进行测量的干、湿试验）支撑 CPA 分析。

(b)申请人所开展的 CPA 分析应包含结冰计算，计算中需考虑冰的冻结系数以及冰进入进气道的气动效应。例如，吸入风扇组件和核心机进口的水、关键表面的水撞击率、飞机迎风空速影响、发动机构型影响（如中间级压气机引气），以及海拔高度影响（例如涵道比效应）。CPA 分析还应包括关键发动机表面的能量守恒（例如，潜热和熔解热的影响、金属与冰的换热影响，以及冰的隔热效应）。

(c)对于防冰部件的 CPA 工作，申请人应该通过能量守恒计算出需要的热载荷，并结合结冰条件和发动机功率的可能组合，以确定关键试验点。在明冰条件下，评估非气动外形的冰形成和脱落的影响变得更为复

杂。FAA 的报告 FAA-RD-77-88“动力装置结冰技术数据的工程总结”中提供了关键试验点结冰分析的相关指南。

(2)关于 CPA 分析结果与结冰取证试验点的说明

CPA 不意味着可以替代试验，而是提供了一个预测关键试验点的方法。如果申请人能够证明 CPA 试验点与本指南中表 33.68-1 中的标准表格试验点等效，则 CPA 试验点可以替代标准表格点。否则，CPA 试验点用于补充标准表格试验点。针对特定的发动机设计，申请人应将 CPA 用于关键结冰条件预测的工具，然后将 CPA 得到的结冰关键点与标准表格试验点都作为结冰取证试验点来开展符合性试验。需要注意的是，即使 CAAC 接受型号合格证持有人的通用 CPA 方法，并不代表 CAAC 接受 CPA 所得的试验点结果直接用在未来计划取证的发动机型号上。任何取证型号的结冰符合性验证计划都应基于型号设计开展相应分析。

(3)CPA 分析要素

申请人的 CPA 分析应至少包含以下要素：

(a)脱冰损伤。如果脱落的冰具有足够的质量和速度时，则撞击在发动机零部件表面上会造成损伤。以下损伤类型是较为普遍的，申请人应该在其 CPA 中对这些损伤类型进行逐项评估。

(i)压气系统第一级（如风扇）。风扇组件的旋转和静止部件，或者无风扇发动机的压气机第一级都容易遭受冰脱落的损伤。例如，声衬、风扇摩擦带，以及风扇叶尖等，都容易遭受到进气道传感器、进气锥，以及风扇叶根的脱落冰的损伤。

(ii)压气机损伤。当静止部件上的冰发生脱落时，经常会导致损伤。这种类型的损伤通常发生在高压压气机的第一级叶片上（对于三转子发动机而言，是中压压气机；对于传统的涡轴发动机而言，是压缩系统第一级）。申请人需要慎重考虑以确定这些明冰积聚的关键条件，这是因为明冰积聚一般发生在低冻结系数的特定限制条件下，以及一定的局部马赫数和空气密度范围内。在本 AC 规定的功率状态下（如飞行慢车、50%和 75%最大连续，或 100%最大连续）可能不会出现结冰关键点，因此申请人应该评估结冰关键点下的功率状态。最后，考虑到结冰属于较为普遍的环境条件，申请人应在评估结冰试验中压气机的损伤时，考虑重复遭遇结冰的概率。

(iii)由于发动机结冰符合性试验是在试验设施中进行，而不是在真实的飞行环境中进行，因此应该与真实飞行环境进行对比，评估脱落冰的密度、硬度，以及黏附强度的影响。例如，在真实的飞行环境下，旋转表面（例如风扇叶片或者无风扇发动机的第一级压气机叶片）脱冰循环很大程度上会受到转子转速和冰与表面黏附强度的影响。冰的黏附强度通常会随着表面温度的降低而增大。脱冰时冰的厚度和转子转速决定了撞击的危害程度。目前数据表明，非加热的旋转和静子部件上的脱冰多变且难以预测。这是由黏附强度特性、局部热力学特性，以及冰结构等因素的不确定性导致的。有些情况下，申请人在 CPA 中采用经验证的脱落趋势而不会采用绝对数值，这是因为精确的脱冰预测还存在着许多不确定性。

(iv)在确定风扇组件损伤的关键条件时，表面温度、暴露时间、转速、大气结冰条件，以及进气系数都是重要的考虑因素。需要特别注意的是，在温度很低的连续最大结冰条件下，空中保持状态的延长时间运行将使得第一级压气机转子或风扇部件上的冰黏附强度达到最大。这会导致表面产生大量的积冰，进而积冰脱落后会导致发动机损伤或功率损失。

(b)发动机工作特性和压气机再匹配。上游部件脱落的冰可能会进入核心机。流道内冰或水（冰融化）的存在可能会导致发动机部件工作循环发生改变。在适航规章要求的结冰包线内，申请人应验证发动机具备从最小飞行慢车加速到起飞功率状态的能力，并验证地面起飞功率设定程序，确保发动机在上述过程中不会出现不可接受的功率损失或功率损失的不稳定。冰脱落不应导致喘振、降转或熄火。任何发动机异常状态都应该上报 CAAC 进行评估，如果评估认为是可接受的，则该异常状态应记录在发动机的安装手册中。申请人应该考虑将发动机加减速对其工作特性的影响（如喘振和失速）作为 CPA 的一部分。假设试验条件下，所允许的最小发动机引气计划使得发动机的工作裕度达到最小，那么，CPA 试验点应该验证那些使得发动机工作裕度达到最小的条件。

(c)核心机和增压级结冰堵塞。明冰积聚在发动机内部静子叶片上，会影响空气流量并导致发动机循环的再匹配。申请人在 CPA 中应考虑上述情况。对于能够持续飞行的发动机功率状态，申请人应基于已验证的多个结冰与脱冰循环，在 CPA 分析中匹配冰积聚的相关计算分析。申请

人应表明结冰和脱冰不会对发动机工作特性造成不利影响。

(d)传感器故障。控制用传感器的积冰和堵塞会导致发动机压力和温度测量发生错误。关键的传感器包括进口总压和总温探针，以及压气机级间温度探针。如果发动机控制系统使用了错误的测量数据来确定推力或功率值，或其它发动机作动系统（如可调静子叶片）使用了这些错误数据，将可能导致发动机功率损失或者功率不稳定。设计关键传感器时，应确保其在第 33.68 条及相关附录所规定条件下所积的冰最少，并且不会出现测量错误导致不可接受的工作特性（如功率损失）。申请人应针对探针处的局部结冰条件，评估所有适用安装类型的安装影响。另外，应考虑上游传感器的积冰脱落，导致下游发动机旋转部件损伤的情况。除此之外，申请人应评估发动机进气道探针对过冷液滴结冰的敏感性，以支撑探针脱冰影响的评估。根据第 33.68 条要求，涡轴发动机只需针对 CCAR-29 部附录 C 所规定的结冰条件进行评估。

c）结冰试验点选择

(1)试验点选择的考虑因素

过冷液滴环境下所选择的试验点应能代表 CCAR-25 部附录 C，以及 CCAR-29 部附录 C 规定的结冰包线。过冷液滴试验点应包括第 33.68 条中定义的试验点和 CPA 得到的附加试验点。申请人在选择结冰关键点时应考虑相关的服役经验和航空器的预期使用情况。在制定结冰试验点矩阵时应确保考虑了如下因素：

(a)33.68 条款可接受的符合性验证方法。在整个发动机工作包线内，CCAR-25 部附录 C、CCAR-29 部附录 C 规定的气象条件下，以及在第 33.68(b)款定义的地面结冰条件下，发动机均可正常工作。申请人可以申请剔除本指南表 33.68-1 中定义的标准表格试验点，但应当提供充足的证据，证明所选择的 CPA 试验点造成的发动机关键位置积冰质量更多，或者具有与标准表格试验点等效的安全水平。

(b)旋翼飞机涡轴发动机。旋翼机配装的涡轴发动机有其独特之处。空中保持阶段的试验条件不适用于涡轴发动机。涡轴发动机结冰试验应该涵盖延长盘旋运行或在相对较小的区域内持续运行的试验条件。例如，在机场附近的延长运行或者围绕海上石油平台的局部持续运行。基于上述情况，申请人应基于航空器进气系统设计，开展附加的试验、分析或

者两者结合，以表明相应的安装构型有利于延长运行。

(2)标准表格试验点

表 33.68-1：标准表格试验点

<table>
<tr><th>条件</th><th>空气总温</th><th>过冷水浓度(最小)</th><th>水滴直径</th><th>持续时间</th></tr>
<tr><td>1:空中明冰条件</td><td>21 至 25 华氏度(-6 至 -4 摄氏度)</td><td>2g/m³</td><td>MVD:25 到 35um</td><td rowspan="2">(a)在可持续水平飞行以下的功率 10 分钟（慢车下降）
(b)对于更高功率(50%，75%，100% 最大连续)必须表明重复的，稳定的工作</td></tr>
<tr><td>2:空中霜冰条件</td><td>-10 至 0 华氏度(-23 至 -18 摄氏度)</td><td>1g/m³</td><td>MVD:15 到 25um</td></tr>
<tr><td rowspan="2">3：明冰条件
空中保持（涡喷，涡扇和涡桨）</td><td>涡喷和涡扇：
10 至 18 华氏度
(-12 至-8 摄氏度)</td><td rowspan="2">交替循环：
首先 1.7g/m³.（1 分钟），
然后 0.3 g/m³.(6 分钟)</td><td rowspan="2">MVD：20 到 30um</td><td rowspan="4">必须表明重复，稳定的工作(或者最大 45 分钟)</td></tr>
<tr><td>仅涡桨：2 至 10 华氏度
(-17 至-12 摄氏度)</td></tr>
<tr><td rowspan="2">4:霜冰条件
空中保持（涡喷，涡扇和涡桨）</td><td>涡喷和涡扇：
-10 至 0 华氏度
(-23 至-18 摄氏度)</td><td rowspan="2">0.25 g/m³</td><td rowspan="2">MVD：20 到 30um</td></tr>
<tr><td>仅涡桨：
2 至 10 华氏度(-17 至-12 摄氏度)</td></tr>
<tr><td>5:地面明冰条件</td><td>15.8 至 30 华氏度
(-9 至-1 摄氏度)</td><td>0.3g/m³</td><td>MED:至少 20um</td><td>至少 30 分钟</td></tr>
</table>

(a)表 33.68-1 中过冷水浓度代表的是敞开进气式地面结冰试验设备的环境结冰条件或直连式试验设备的进气管道内的条件。对于表格点，不需要考虑飞行导致的局部 LWC 浓度增加，此分析通常需要在 CPA 的 LWC 中予以考虑。

(b)根据表 33.68-1 中的试验条件 1 和 2，申请人应在明冰和霜冰条件下运转发动机。申请人应在这两个条件下分别进行至少 10 分钟的 100%、75%、50%最大连续功率状态，以及 10 分钟飞行慢车功率状态的试验。每个功率状态的最后，应猛推油门杆加速至起飞功率状态。如果 10 分钟后，发动机在三个高功率下仍然继续积冰，则申请人应继续试验，直到验证到发动机有稳定的积冰和脱冰循环，或者直到发动机不正常运转。

(c) 表 33.68-1 中的条件 1 和 2 是为了部分代表环境条件和发动机工作条件组合的试验矩阵，以表明对第 33.68 条的符合性。该试验矩阵

包括了从慢车到 100%最大连续的功率设定值。它们是典型的易形成霜冰的高海拔条件和易形成明冰的低海拔条件。

对于所有可持续水平飞行的发动机功率状态，其结冰条件的试验时间通常最少为 10 分钟。如果试验过程中发动机没有形成自然脱冰循环，则需要更长的试验时间。对于可能积雪或积冰（如由于相关限制或轮廓所导致）的发动机进气系统，应该给予特别的考虑和试验，以对其进行充分的验证。在低功率状态，例如慢车下降功率，要求的试验时间限定为 10 分钟。霜冰结冰条件应在固定翼飞机的起始下降高度对应的发动机转速下进行验证。明冰结冰条件应在固定翼飞机的截止下降高度（飞行下降阶段结束时）对应的最小发动机转速下进行验证。旋翼航空器发动机的申请人应该提出一个合适的飞行剖面，以确定该低功率状态的试验时间。

(d)条件 3 和 4（空中保持阶段）。当要验证结冰条件下以空中保持状态进行长时间飞行时，发动机应继续满足 CCAR-33 部的要求。相关验证的试验时间和程序可参考本指南。涡扇和涡桨发动机的试验大纲应包括试验点条件（例如，结冰条件和功率状态），以确定结冰条件下延长运行（空中保持状态为典型的延长运行）的影响。

表 33.68-1 的条件 4 代表了运输类飞机遭遇的典型霜冰结冰条件。表 33.68-1 的条件 3 代表了霜冰和明冰混合的结冰条件，该结冰条件最初来自于欧盟 JAR-E 结冰条款。发动机和进气道应该有能力在表 33.68-1 规定的条件下延长运行。对于固定翼飞机，典型的 45 分钟试验时间将验证几个脱冰循环。在条件 3 和 4 的试验点结束后，申请人应该猛推油门杆至起飞功率状态。为了验证发动机在结冰条件下可以无限制的运行，在推油门杆加速之前，申请人应该证明在 45 分钟试验结束时，发动机能够一直稳定地运行。

(e)所有试验条件。在所有结冰条件下，发动机应无事故、不间断地运转，并且没有产生显著的不利影响。发动机还应具有继续工作的能力，并且能够正常加减速而不会产生不利的工作特性影响。在慢车功率状态下，由于发动机吸入冰和水导致循环特性发生变化，使得发动机在结冰环境中产生了一些功率下降，这是可以接受的。除此之外，所有其它发动机工作情况应当不受影响。

(i)申请人应确定试验时需要监测的参数，以确定发动机在结冰试验期间是否处于稳定工作状态。如果被测的发动机参数没有发生变化，或者通过被测参数的变化验证了发动机具有规律、重复的脱冰循环，则可以认为发动机处于稳定工作状态。在结冰试验期间，被测参数的变化是可接受的，但要求其长期趋势（典型的是几个脱冰循环期间）是稳定的，且不会有上升或者下降的趋势。

(ii)对于需要手动开启防冰系统（包括与探针相关的系统）的发动机，申请人应对防冰系统进行验证。申请人应该在结冰环境下延迟两分钟（涡轴发动机为 1 分钟）开启防冰系统，以验证防冰相关系统。申请人应该在飞行慢车及更高的功率状态下进行该试验，模拟飞行员识别结冰环境的反应时间。

(iii)全自动系统可能存在适当的延迟。受 FADEC 控制的自动系统原则上不需要进行 2 分钟延迟开启防冰系统的验证。但是，当发动机防冰系统依靠结冰探测器检测结冰条件时，防冰系统的开启很可能会存在延迟。因此，申请人仍应进行延迟开启防冰系统的试验验证。

(iv)在结冰试验条件下，发动机处在稳定工作状态。稳定工作状态意味着发动机在稳态运转期间具有稳定的积冰和脱冰循环。当发动机任何部件上都不再结冰，或者通过摄影机观察或测量仪器监测发现发动机具有规律的脱冰循环，则可认为发动机上的积冰达到了稳定。如果发动机测量参数不再发生变化，或者通过被测参数证明了发动机具有规律、重复的脱冰循环，则可以认为发动机处于稳定工作状态。申请人需要向 CAAC 提供发动机稳态运转期间性能变化合理性的证明。瞬时性能变化（如冰脱落并吸入后产生的发动机热力学响应）是可接受的。这些瞬时性能变化是由冰脱落引起的，进而对发动机热力循环产生瞬时影响。

(f)地面慢车验证

第 33.68 条要求发动机在规定的地面慢车结冰环境下至少运行 30 分钟，然后加速至起飞功率或推力状态。鉴于第 33.68(b)款中提供的温度范围较宽，申请人应该通过 CPA 识别最关键的温度，并在相应关键点开展结冰试验。如果通过 CPA 分析发现，识别的关键点温度不在第 33.68(b)款中提供的温度范围之内，则相应关键点也应该纳入结冰试验试验点。涡桨和涡轴发动机进气防护网的结冰符合性验证可能会与第 33.68 条发动机结冰符合性试验分开进行。如果分开验证，申请人应在发动机安装

手册中注明对发动机进气防护网的要求。建议申请人对下列进气特征给予特别关注：

(i)除非有数据支撑，否则认为最小地面慢车转速是最关键的发动机工况条件。除非识别出了更关键的地面运转转速，否则申请人应表明发动机在所有结冰条件下的最小地面慢车转速能够持续正常的运转。此试验通常会确定发动机最大允许的地面结冰运行时间。另外，此试验通常也会在发动机使用说明中确定出发动机加速运转至脱冰的最大允许时间。该时间可以是给定的单一时间段，或者如果有试验及相关结果支撑，可以是有目的地、重复地实施发动机加速脱冰程序的最大允许时间间隔。无论是自然脱冰还是发动机加速运转脱冰，申请人都应验证到稳定的积冰状态，以获得一个合适的地面慢车结冰条件下的运行时间。

(ii)在第 33.68 条的试验验证过程中，申请人应该对发动机的脱冰特征（例如周期、范围、位置）进行检查（通过目视和/或合适的发动机流道测量设备），以确定压气机系统旋转和静止表面上的自然脱冰(没有操作人员的干预)趋势以及人为加速脱冰程序（操作人员执行规定动作）的效果。了解这些自然的和人为辅助（如适用）的脱冰特征是为了确定发动机在结冰条件下地面运转的相关限制（例如，总的和周期性的结冰环境暴露时间、规定的程序等）。

(iii)经试验验证的结冰条件下地面操作程序必须包含在发动机使用说明中。如有相关要求，适用的航空器飞行手册中应明确地面结冰运转的最大允许总时间，适用的加速脱冰程序的最大时间间隔（应与试验验证结果一致）也应包含在手册中。交替的加速脱冰程序也是可以接受的，但申请人应证明这些程序不影响发动机正常加速至起飞功率状态。

(g)装配进气防护网的涡桨和涡轴发动机。申请人可以使用航空器进气系统或者替代的喇叭口进行发动机结冰试验。有些安装构型会使用进气防护网，有些情况下，进气防护网可作为 CCAR-33 部符合性验证试验的一部分。进气防护网的结冰符合性验证也可以同第 33.68 条的验证工作分开进行。如果分开进行，那么申请人应在发动机安装手册中明确进气防护网的要求。

(i)如果进气防护网不在第 33.68 条下验证，那么其符合性验证应在 23.1093、25.1093 等涡桨发动机相关条款和 27.1093、29.1093 等涡轴发

动机相关条款下进行。带有进气防护网的结冰试验应该验证发动机的运行状况是可接受的，应涵盖代表了发动机在结冰条件下长期或无限制运行的多个典型脱冰循环。对于外形凸出或非常规的进气特征，应组织开展专门的试验或分析，以确保在结冰条件下，这些设计特征不会对发动机运行产生不利影响。

(ii)每个稳态试验点的最后，发动机应加速至起飞功率（推力或功率杆在 1s 以内完成作动）或者采取其它方式脱冰（取决于哪种方式更严苛）。当考虑冰脱落对发动机工作特性影响时，油门杆或功率杆的作动应是最严苛的。某些情况下，先进行快速的减速，再加速至起飞功率，更为严苛。申请人针对上述情况应开展相关评估并将结果纳入到试验方案中。

d) 试验设备要求

(1)主要结冰试验设备

试验设备的限制和天气原因可能会导致第 33.68 条的符合性验证工作推迟。通常情况下，通过使用国内和国际的结冰试验设备可以避免延迟。国际上较知名的结冰符合性试验的试验设备包括：美国佛罗里达空军（USAF）MaKinley Climatic 实验室；田纳西 Arnold 工程发展中心（Arnold Engineering Development Center，简称 AEDC)；加拿大渥太华国家研究委员会下属的全球航空航天中心结冰和环境中心（Global Aerospace Center for Icing and Environment，简称 GLACIER)；温尼伯 GE 航空发动机试验、研究和发展中心（Testing，Research and Development Center，简称 TRDC)；法国国防发展采购局（Delegation Generale Pour L'Armement,简称 DGA）航空发动机试验设备。随着试验能力的不断提升，将来会出现更多的结冰取证试验设备。

(2)试验设备的重点关注项目

当开展取证试验，在选择结冰试验设备时，应确保试验设备能够产生满足第 33.68 条要求的云雾模拟条件。申请人应考虑的重点关注项目如下：

(a)结冰试验设备的描述，包括喷雾系统的布置、喷嘴、供水系统、供气系统，以及试验设备的操作；

(b)测试功能应包括设备运行监测、云雾模拟，以及云雾特性的确定；

(c)空气/水流量工作图；

(d)湿度的测定；

(e)结冰试验前台架功能检查；

(f)设备试验程序；

(g)试验数据测量的准确性和能力描述。

(3)试验条件设定的考虑

CCAR-25 部和 CCAR-29 部附录 C 中规定的 LWC 水平为过冷液滴结冰条件。结冰试验在模拟的云雾下进行，该云雾环境在进气道之外生成，并被发动机吸入。在这种试验环境下，进气道流道内的 LWC 应模拟航空器所配装发动机在真实空速下的结冰运行条件。进气道结冰的浓缩或者稀释效应取决于液滴直径、发动机风扇转速（对涡扇发动机而言），以及模拟的来流空速。例如，发动机在慢车下降功率状态运行时，其模拟的来流空速会比真实飞行空速低（由设备限制所导致），这就要求对试验时所用的 LWC 浓度进行增加补偿，使之高于 CCAR-25 部附录 C 的规定。对于更大的过冷液滴直径，这样的增加补偿会更多。发动机尺寸也是影响飞行环境和试验环境下 LWC 进口浓度不同的变量之一，小尺寸发动机将需要最大补偿。旋翼机发动机可以采用不同的标准，申请人在制定试验大纲时，应确保试验能够对涡轴发动机的特殊安装问题进行有效验证。

(4)直连式试验设备。

结冰试验所用模拟云雾可能会采取直连式设备生成，该设备的管道直接与发动机的前法兰安装边连接，这样就没有进气溢流现象发生。这种构型的试验设备可能会使试验参数（如 LWC 和 MVD）发生改变。申请人须向 CAAC 提供相关数据以证明所模拟的试验条件可以代表发动机（安装在航空器上）在 CCAR-25 部和 CCAR-29 部附录 C 结冰环境下的运行情况。相关数据可以是进气道内与 LWC 相关的测量数据，或是可接受的给定试验条件下的水滴轨迹验证分析。在有些情况下，申请人需要调整 LWC 以考虑试验装置的影响（如发动机截面的不均匀性）。

e）试验判据和符合性要素

(1)功率损失判据

在所有的结冰试验期间，发动机上的积冰不应对发动机工作产生不利影响。积冰可能会对发动机工作产生不利影响（例如喘振、失速、降转、熄火、高幅振动、加速迟缓、推力或功率杆无响应），或者导致持续

功率或推力损失。

(a)持续功率或推力损失以及功率损失不稳定。发动机以批准的额定值在结冰条件下运行时不应产生超过 1.5%的持续功率损失。

(b)暂时功率损失。在第 33.8 条规定的发动机功率和推力额定值以下的暂时功率损失是可接受的，但是申请人应表明发动机有足够的裕度来避免任何功率损失不稳定的发生（例如，不可控的推力下降、喘振、失速、高幅振动、熄火）。

(c)瞬时功率损失。由脱冰后碎冰被吸入风扇组件和压气机导致的瞬时功率损失通常是可接受的。任何可接受的暂时或瞬时功率损失或者暂时的高幅振动都必须记录在发动机安装手册中。

另外，申请人应准确监测结冰试验点条件。视频监控或其他测量仪器可以提供识别任何结冰损伤来源的方法，尤其是那些试验仪器也可能脱冰的情形（例如结冰后的喷嘴，专用试验测量仪器，或冰风洞壁面）。

(2)机械损伤判据

发动机不应出现任何由于第 33.68 条结冰试验导致的超限损伤。如果有限损伤导致的功率损失较小，则这些损伤是可接受的。另外，申请人必须全面考虑由于重复遭遇结冰环境所导致的累积损伤。如果满足以下标准，则有限损伤是可接受的：

(a)持续服役使用。申请人应该对所有损伤进行评估，证明其不会影响发动机持续服役使用的性能。这包括持续安全运行且预期不会发生失效，以及无显著功率损失。

(b)持续功率损失。发动机的持续功率损失不应超过 1.5%（可接受水平为 1.5%的测量误差）。

(c)可接受的暂时或瞬时功率损失。申请人与航空器方都应对暂时或瞬时功率损失进行检查，以评估发动机的安装工作特性。在符合性验证期间，所有 CAAC 认为可接受的暂时或瞬时功率损失，或者高幅振动都应记录在发动机的安装手册中。

(d)验证基础。申请人可以采用分析工具对可接受损伤的标准进行验证，但是该分析工具具备可接受的验证基础。例如，可以通过发动机整机试验或者台架试验作为验证基础来证明结果的准确性。可接受的分析工具验证基础包括带来保守结果的试验数据。

(e)发动机损伤。由结冰试验导致的发动机或发动机部件的损伤不应

超过维护手册的限制。由重复遭遇结冰环境产生的累积损伤也应作为该评估的一部分进行考虑。所有损伤都需由 CAAC 进行批准。

(f)高幅振动。对于特定航空器安装条件，申请人必须对高幅振动（振动值接近或超过红线值）进行评估。高幅振动的可接受性由航空器制造商进行评估。CAAC 将关注高幅振动事件。所有的高幅振动都应记录在发动机的安装手册中。

(g)结果的交流。第 33.5 条要求的安装和使用手册中应提供描述发动机结冰试验验证期间观察到的所有发动机状况的信息。针对结冰试验期间可能发生的任何潜在损伤，申请人在试验前都应向 CAAC 提供其评估损伤可接受性的流程。

(i)如果在第 33.68 条地面结冰验证期间，申请人采用周期性的发动机加速来减弱结冰损伤，那么申请人必须记录加速程序。相关文件必须包含加速要求的描述和所要求的加速时间间隔，并且还应作为结冰条件下的强制规定记录在发动机使用手册中。在开展试验验证之前，申请人应与航空器方充分沟通其加速脱冰程序，以确保程序对于预期的运行是合适的。

(ii)由结冰、脱冰、水溢流后再结冰和脱冰等因素引起的所有可接受的功率损失事件，以及其对发动机性能和运行的影响都应记录在安装手册中。

f) 其他相关要求

(1)发动机系统

申请人可使用发动机自动控制系统来控制防冰系统，以符合第 33.68 条的要求，前提是系统的运行不会导致潜在的机组人工操作。机组人员可以注意到的发动机工作特性包含排气温度波动、转速大幅波动、或可听见的喘振。此外，CCAR-33 部发动机防冰验证所需的所有发动机控制系统都不应对航空器其他系统、航空器操控品质和性能、人为因素产生不利影响。

任何不可接受的不利相互作用都有可能导致发动机不能安装于 CCAR-23、25、27 或 29 部的固定翼或旋翼飞机上。申请人必须考虑和确认的关键因素包括：机组界面、非指令的推力或功率改变、推力或功率的设定、非对称的发动机工作状态、飞行员的工作负荷及适当的驾驶舱

指示和程序、对飞行操控的影响、飞行员的能力、人为因素。另外，所有第 33.68 条符合性验证所需的发动机系统应满足如下要求：

(a)系统可靠性。申请人应验证在批准的工作包线内，系统能够可靠地感知使发动机系统正常工作的工作条件。

(b)派遣。对于所有的派遣构型，发动机系统功能都应是可用的。在结冰取证试验时，申请人应使系统处于最严苛的派遣状态下。

(c)电子故障。申请人应验证发动机系统功能不会因任何可能发生的电子故障而丢失。

(d)其它环境试验。当系统和其它相关电子系统暴露在要求的工作环境下时（包括高强度辐射场 HIRF 和闪电），发动机系统功能不应受其影响。

(e)功率要求。对于由专用交流发电机单独供电的系统（直接供电或者通过另一个发动机系统（如 FADEC）供电），申请人应该在最小验证转速下验证系统的传感和性能功能。最小验证转速是指在整个结冰包线内可以达到的最小慢车转速。

(2)自动恢复系统

考虑到第 33.68 条中要求的结冰条件都在发动机验证的工作包线以内，发动机在运行中会遭遇这些结冰条件，因此在开展相关符合性验证试验时，不应使用自动恢复系统。第 33.68 条的目的是验证发动机在 CCAR-25 部、29 部附录 C 中规定的结冰条件下能够安全运行。

(a)自动恢复系统是一种备用设备，该系统只有在 CCAR-25 部、29 部附录 C 规定以外的结冰条件下，发动机遭遇吸冰事件后才会使用。如果在结冰试验期间自动恢复系统被激活，则申请人应将激活事件上报 CAAC。当发动机在 CCAR-25 部、29 部附录 C 规定的结冰条件下工作时，发动机会产生正常的积冰和脱冰现象。对于这种正常的积冰和脱冰现象，自动恢复系统并不是发动机持续安全运行的主要防护措施。

(b)申请人在开展第 33.68 条符合性试验时，可以开启自动恢复系统，但是在整个试验过程中系统不应被激活。另外，在第 33.68 条符合性试验期间，申请人也不应进行连续点火。为了确保自动恢复系统没有被激活，申请人应采用可显示的测量仪器监测自动恢复系统的状态。如果不能监测自动恢复系统的状态，那么申请人应关闭自动恢复系统。

(3)使用说明

为确保在第 33.68 条要求的地面结冰条件下发动机能够持续运行，申请人可能需要设定一些操作程序（例如发动机地面加速程序）。所有这些程序都应与航空器方充分沟通，并且按要求记录在发动机使用说明中。所有相关操作程序要求都应写入航空器飞行手册的限制章节中。申请人需要与航空器制造商沟通协调这些程序，以确保能在服役时有效执行。航空器制造商可将使用说明转化为航空器级的专门程序，但要求专门程序与已验证的操作程序等效。等效的专门程序应能保守地代表已验证的操作程序。

3. 需要说明的其它问题

现行第 33.68 条中不包含对过冷大液滴（SLD）、混合相与冰晶结冰、地面扬雪降雪条件、低温地面延时等待的要求。但考虑到上述结冰威胁，CAAC 在审定过程中将视情以专用条件或其他形式提出相关要求，以涵盖上述结冰条件。

AC 33.69 点火系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款的实质要求为点火系统具备可靠的点火能力，以减小发动机出现不可恢复的功率或推力丧失的危险。

2. 可接受的符合性方法

为了表明对条款要求的符合性，申请人必须从点火系统的设计构型、电源需求、可靠性指标和功能验证四方面表明点火系统能够可靠的工作。

申请人可以通过设计说明的方式表明点火系统的设计构型和电源需求的符合性，通过安全性评估来表明可靠性指标的符合性，通过系统试验或发动机整机试验表明功能验证的符合性。

2.1 设计说明

申请人必须对点火系统的设计进行详细描述，对于点燃主燃烧室混合气体的点火系统，至少需要两个点火电嘴和两条独立的次级电路。申请人可以通过设计两条完全独立的点火电路来满足上述要求；也可以仅对点火装置中的次级电路和点火电嘴部分设计成两条独立的电路。对于点燃加力燃烧室混合气体的点火系统，则至少有一个点火电嘴即可。

申请人需要确定点火系统能够可靠工作所需的所有电源的特性和接

口要求，并在发动机安装说明手册中进行说明。

申请人需要确定发动机的地面起动包线和空中起动包线，以及加力燃烧的使用条件，并在发动机安装说明手册中进行说明。

2.2 安全性评估

安全性评估的要求只适用于点燃主燃烧室混合气的点火系统。申请人在开展点火系统的安全性评估工作时，首先要按照点火系统的定义明确点火系统的边界和包含的部件，然后开展相应的安全性评估（例如故障树分析、失效模式及影响分析）表明点火系统功能失效的概率不大于 10^{-6}/飞行小时。如果飞机方有更高的可靠性指标要求，则应表明飞机方的要求。如果申请人有以往发动机型号的使用经验可以表明衍生的发动机失去功率或推力事件的发生概率小于 10^{-4}/飞行小时，则表明衍生型发动机点火系统功能失效的失效概率时可以稍微高于 10^{-6}/飞行小时。

申请人在表明失效概率满足要求时，需要对该过程中使用的零部件可靠性数据来源进行说明，以确认数据的有效性。

2.3 系统或整机试验

申请人必须开展点火系统的系统试验或发动机整机试验，表明用于主燃烧室的点火系统在声明的发动机地面起动包线和空中起动包线内能够正常工作，用于加力燃烧室的点火系统在声明的加力燃烧条件下能够正常工作。

AC 33.70 发动机限寿件

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.70 条的实质为要求申请人采用经局方批准的方法和流程建立限寿件的寿命限制，以确保在强制更换前不会发生导致危害性发动机后果的原发失效。

2. 可接受的符合性方法

满足第 33.70 条发动机限寿件要求可接受的符合性方法包括说明性文件、分析/计算以及试验。

2.1 符合性验证过程概述

申请人应当通过执行一系列寿命限制建立和寿命管理活动来满足第 33.70 条规定的完整性要求。这些活动的目标是针对每一个限寿件建立批准寿命，确保在该寿命限制内，限寿件不会发生导致危害性发动机后果

的失效。

限寿件批准寿命的建立和确定过程是一项复杂的系统性工作，涉及到工程、验证、使用等多个方面的技术与管理方法。为系统描述申请人开展限寿件定寿工作的方法，申请人应建立一套确定限寿件寿命限制的程序，该程序包括确定限寿件清单、寿命分析用相关参数、寿命限制、维持批准寿命等一系列与限寿件寿命建立与管理相关的流程、方法和具体技术要求，并提交局方批准。申请人应按照该程序要求，开展一系列技术分析与验证工作，确定限寿件的寿命限制。

在建立经批准的程序后，申请人应通过定义和实施工程计划、制造计划和使用管理计划（以下简称三大计划），表明针对限寿件开展的符合性验证满足规章要求。三大计划的内容相互关联，且构成一个闭环系统。三大计划应包括的内容详见本咨询通告第 2.4 节、2.5 节和 2.6 节。

三大计划的目的是确保申请人实施了一系列确定限寿件寿命限制的技术活动。申请人可以提供三个名为工程计划、制造计划和使用管理计划的文件来描述申请人实施的所有技术活动信息，并作为第 33.70 条的符合性证据。申请人也可以根据实际情况，组织能够表明申请人已经定义并实施三大计划的相关文件（如图样、材料规范、工艺规范、设计规范、内部程序/手册等），三大计划通过正确索引这些资料表明符合性。必要时，三大计划索引的文件应提供局方检查。

在建立经批准的定寿程序，并通过实施三大计划完成限寿件的定寿工作后，申请人应向局方提交各限寿件的寿命限制及相关符合性证据。局方将综合评估申请人的技术方法、过程控制、经验以及寿命限制结果，根据恰当的安全系数确定批准寿命，新取证发动机限寿件寿命限制的安全系数一般为 1/3 至 1/2。

限寿件清单及其批准寿命应按照第 33.4 条要求，写入 ICA 的 ALS 中。适用时，根据本咨询通告所确定的有影响零部件清单和限寿件强制检查要求也必须写入 ALS。

本咨询通告 2.2 至 2.7 节分别对限寿件的确定、定寿程序的建立、工程计划/制造计划/使用管理计划的要素以及 ALS 中限寿件的相关符合性验证工作进行指导。

2.2 限寿件的确定

申请人应通过安全分析确定发动机限寿件，形成限寿件清单。第33.70条所要求识别的限寿件主要关注以LCF为主导失效模式的零部件。发动机转子限寿件通常包括但不限于：盘、隔圈、轮毂和轴；静子限寿件通常包括但不限于：高压机匣和无冗余的发动机安装部件。此外，如果某部件是由不同的子部件组成，并最终以不可分割的形式构成一个独立部件，只要其中有一个子部件被确认为发动机限寿件，那么该部件整体即视为发动机限寿件。

2.3 建立经批准的定寿程序

2.3.1 总体要求

申请人必须通过一系列分析和/或试验工作建立定寿程序，以确定限寿件的寿命限制。定寿程序的内容参考本咨询通告第2.3.2节的指导。在建立限寿件定寿程序的过程中，定寿程序各个环节都应经过充分的验证，这些环节包括但不限于：分析模型、分析软件、经验公式、试验方法。

申请人可以采用定寿总体要求和相关技术文件所构成的一套文件体系作为完整的定寿程序，也可以采用一份文件完整地说明定寿程序的全部技术要求。申请人所确定的定寿程序是其型号设计资料的一部分，定寿程序本身及其更改必须经过局方的批准。

2.3.2 定寿程序的主要内容及要求

申请人制定的定寿程序应涵盖开展限寿件寿命限制确定工作的全部环节。针对每一具体工作项，定寿程序及相关文件应提出明确的要求、方法和流程，以规范相关工作。定寿程序至少应包括以下内容：

2.3.2.1 发动机飞行任务剖面的确定

申请人应建立有关确定飞行任务剖面的要求、方法和程序，以规范制定能够反映发动机真实运行条件的飞行任务剖面或任务剖面组合的分析工作。根据飞行任务剖面或飞行任务剖面组合，并考虑环境条件和运行过程中变量的影响，确定发动机飞行循环，作为制定发动机限寿件寿命限制的基础。发动机飞行循环应当包括一次完整飞行（或多次飞行）的全部飞行阶段。例如，对于固定翼航空器，典型的飞行阶段包括起动、慢车、滑行、起飞、爬升、巡航、下降、进近、着陆、反推、停车。每一个飞行阶段的推力/功率需求应根据预期配装的航空器实际需求确定。

由于申请人一般无法单独地确定发动机飞行循环，申请人需要与航

空器制造商和潜在用户沟通协调或以其他可接受的方式获取、记录和总结使用数据，以确定发动机飞行循环。在无法获得预期配装航空器的使用信息时，申请人预测的飞行任务剖面可能与发动机服役期间的实际飞行任务剖面不同，可能会对建立限寿件寿命限制造成不利影响。申请人应当保守地假设使用用法来确定飞行任务剖面，并应在整个发动机研发和服役期间验证和监控定寿时所采用的发动机飞行循环的准确性。对发动机飞行循环的验证要求与申请人所定义的确定方法相关。例如，申请人采用保守的方法确定飞行循环，将可能影响限寿件寿命的全部变量都定义为对零部件寿命带来损伤的极值，此时只需在研发和服役期间验证变量参数是否超出所定义的限制；而申请人采用更加接近实际的飞行任务剖面所定义的飞行循环，其保守程度相对降低，验证工作的范围和深度需要相应增加。

2.3.2.2 发动机性能参数的确定

申请人应当建立确定发动机性能参数的要求、方法和流程，以规范获得完整的飞行循环中每个飞行阶段发动机性能参数的分析工作。这些参数包括转子转速、各截面的压力和温度等。申请人应当考虑发动机整个服役期间经历的环境温度范围和起飞海拔条件、发动机冷/热起动、发动机出厂差异、控制系统容差、安装推力/功率配平以及发动机使用中的性能衰退等因素的影响。

2.3.2.3 二次流分析

申请人应当建立开展二次流空气系统分析工作的要求、方法和流程，以规范获得发动机各种工况条件下空气系统性能参数的分析工作，为后续传热分析和应力分析提供输入条件。

二次流分析应获得后续传热分析和应力分析所需的机匣和盘腔内的气体温度、压力和换热系数等参数。申请人在二次流分析中应考虑盘腔环流、燃气入侵以及泄漏等因素的影响。

2.3.2.4 传热分析

申请人应当建立传热分析工作的要求、方法和流程，以规范确定飞行循环各状态下发动机限寿件温度场的分析工作，指导分析各限寿件在飞行循环各阶段的稳态和瞬态温度，进而确定完整的温度历程，确保能够充分地体现由热载荷和温度梯度变化引起的循环应力和应变。

在传热分析中，申请人应考虑适用的传热相关材料特性以及通过边界条件和经验公式确定的换热系数。

2.3.2.5 应力分析

申请人应建立应力分析工作的要求、方法和流程，以规范确定限寿件在运行期间经受的应力水平和分布的分析工作。

在获得前述几节输入参数和材料性能数据的基础上，申请人应通过开展应力分析工作，评估整个飞行循环中发动机转子转速、机械和压力载荷、温度梯度、装配预紧力、配合部件所施加的载荷对限寿件应力水平及其历程的影响，确定限寿件的关键位置及循环应力和应变。

在应力分析中，申请人应当特别关注应力集中部位，如过渡圆角、孔、变截面位置、法兰边、焊接处以及安装榫槽等。申请人可以采用缺口模型确定应力集中系数，也可以采用非弹性有限元技术直接计算真实应力。

申请人采用的应力分析技术应考虑材料的非线性特性，并能够根据材料的真应力—应变曲线来确定限寿件关键位置的最大、最小真应力—应变。

如果申请人不采用真应力—应变曲线来开展应力分析，应确保应力分析所采用的方法与疲劳试验（材料级或部件级）中应力分析的方法相一致。如果申请人采用的应力分析方法基于单纯的弹性力学方法，应确保疲劳试验能够覆盖发动机的全部运行条件。

申请人还应当建立使用应力分析技术和工具的作业指导文件，以规范获得准确分析结果所必须的步骤。对有限元技术来说，具体实例包括：

(1)需要使用 2D 轴对称分析的情况；

(2)需要使用 3D 非轴对称分析的情况；

(3)网格密度要求；

(4)单元长宽比控制；

(5)确定潜在应力分析误差的方法。

2.3.2.6 转子类限寿件寿命限制的确定

申请人应建立确定转子类限寿件寿命限制的要求、方法和流程，以规范采用应力—应变、温度历程与适用的材料及低循环疲劳试验数据等方法获得最差性能的限寿件寿命限制的分析或试验工作。

转子类限寿件疲劳寿命应当以萌生一条长约 0.762 毫米、深约 0.381

毫米的裂纹所需的最小飞行循环数表示。

由于限寿件材料性能、预期的使用环境载荷等数据存在分散性，申请人应采用充分的试验以及合适的统计方法获取最差性能的限寿件寿命限制。寿命数据的保守程度至少应达到-3σ（每 740 个限寿件中有一个限寿件出现裂纹）。

此外，针对限寿件可以用于不同发动机型别的情况（如构型一致但应用于不同推力等级发动机上的限寿件），或者发动机的使用用法中包含多个典型飞行任务的情况（如应用于直升机的涡轴发动机限寿件），申请人也应建立计算剩余寿命循环的要求、方法和流程，以规范确定限寿件剩余寿命循环的分析或试验工作。

确定转子类限寿件寿命限制的方法包括使用经验证的分析模型定寿和低循环疲劳试验定寿的方法。

(1)采用经验证的分析模型确定安全寿命

申请人可建立分析模型得到限寿件的寿命限制，寿命分析模型应能够反映限寿件材料和设计特征的影响。各种材料的裂纹萌生寿命模型是依据在 LCF 试验、子部件/特征试验和部件试验中得到的试验数据而建立的。模型应考虑各种可能对转子类限寿件的寿命限制产生影响的因素，包括但不限于以下方面：

(a)加工工艺的影响，包括材料制备的等级和加工方法对低循环疲劳性能的影响。

(b)预期服役条件的影响，申请人应当通过足够数量的试验来评估高温、持续时间、环境腐蚀以及其它材料失效机理相互作用(如高循环疲劳和蠕变)所带来的影响。

(c)特定失效机理的影响，申请人应当评估某些特定失效机理对转子类限寿件寿命限制的影响。

申请人所建立的寿命分析模型应得到持续的修正和校准。申请人可以通过对正常退出服役的限寿件进行检查、预防性的限寿件抽样检查或低循环疲劳试验等方式获得相关服役数据和信息，对寿命分析模型进行校准。

(2)采用低循环疲劳试验定寿的方法

申请人可通过基于某一特定零部件或多个零部件的低循环疲劳试验

数据确定限寿件的寿命限制。申请人应选取寿命限制特征处（如中心孔、法兰边、轮缘或叶片安装榫槽）的最高应力和相应温度水平进行试验。

试验应选取恰当的检查间隔，以获取试验件关键部位萌生一条长约0.762毫米、深约0.381毫米的裂纹所需的循环数。如果试验过程中，出现因试验件破裂或完全失效而导致试验终止，该情况可能无法获得试验件的裂纹萌生寿命。为确定试验件的裂纹萌生寿命，可观察断裂表面并通过适当的裂纹扩展计算，确定裂纹扩展的循环数，进而获得裂纹萌生寿命。申请人也可以采用最后一次未检出裂纹的试验循环数作为裂纹萌生寿命，当申请人使用该方法时，所采用的检查技术应与现有工业实践水平相当。

申请人应通过充分的分析和试验验证活动建立下列修正系数，对试验确定的限寿件安全寿命进行修正：

(1)建立寿命分散系数，以考虑材料、加工等因素的分散性对的安全寿命的影响。寿命分散系数与具体的试验样本数量有关，当仅基于一个零部件的低循环疲劳试验样本确定寿命限制时，寿命分散系数一般为4。

(2)建立试验条件的修正系数，以考虑发动机工作条件和低循环疲劳试验之间的差异对限寿件寿命限制的影响。

2.3.2.7 静子类限寿件寿命限制的确定

申请人应建立确定静子类限寿件寿命限制的要求、方法和程序，以规范确定静子类限寿件寿命限制的分析或试验工作。

对于压力载荷作用下的静子件，其寿命限制可以包括裂纹萌生寿命和一部分裂纹扩展寿命。如果静子件寿命限制包括了部分裂纹扩展寿命，则应满足以下要求：

(1)采用的裂纹扩展分析技术已经经过充分的试验验证；

(2)选取的部分裂纹扩展寿命仍能满足限寿件安全裕度的要求；

(3)如果静子件批准寿命与裂纹的检查要求相关，那么制造计划、使用管理计划和持续适航文件中必须包括对应的强制检查要求；

(4)采用的裂纹检测技术的可靠性已经经过工业实践的检验；

(5)在限寿件批准寿命期内，假设出现可能存在的最大允许尺寸裂纹的情况下，限寿件仍然应满足所有规章条款要求。例如，假设机匣存在最大允许尺寸裂纹的条件下，仍需满足第33.19条中关于失效叶片包容性的要求。

2.3.2.8 损伤容限评估

申请人应当建立适当的损伤容限评估要求、方法和流程，以规范限寿件的损伤容限评估工作，尽可能降低限寿件在批准寿命期内因材料、加工和使用引起的缺陷而导致失效的可能性。

对于转子类限寿件，虽然现有的工业实践表明，使用安全寿命方法确定限寿件寿命是工业界普遍的做法，能够在绝大多数情况下确保安全。但是鉴于部分特定缺陷导致安全事件的发生（如钛合金硬α夹杂缺陷、孔特征表面缺陷、镍基合金脏白斑等），在采用安全寿命方法的基础上，申请人还应针对材料、制造和使用引起的缺陷开展损伤容限评估，以进一步减小限寿件非包容失效的可能，从而提高飞行安全。需要注意的是，对限寿件开展适当的损伤容限评估是对安全寿命方法的补充。针对转子件的定寿工作，确定寿命限制的唯一可接受方法仍是依据安全寿命方法确定萌生裂纹所需的最小飞行循环数。对于民用航空发动机而言，即便损伤容限评估的结果满足了可接受的风险目标，也不允许限寿件在超出依据安全寿命方法所制定的批准寿命时继续使用，更不允许转子件在出现裂纹后继续服役。而当缺陷引起的失效风险高于可接受的水平时，申请人必须采取相应措施（如降低寿命限制、更改设计等）以控制因缺陷所引起的失效风险。

由于在静子件加工过程（如焊接和铸造等）中可能产生一些缺陷，此外对于部分承受高压载荷的静子类限寿件而言，其寿命限制可能包括一定的裂纹扩展寿命，因此，对于静子类限寿件，也需要针对相关缺陷及其扩展行为开展适当的损伤容限评估工作。

(1)转子类限寿件损伤容限评估工作的考虑

对于转子类限寿件损伤容限评估工作所应开展的工作内容应当包括缺陷类型、概率损伤容限评估、针对其他缺陷的损伤容限评估、使用损伤监测等。

(a)缺陷类型

限寿件的损伤容限评估工作主要针对限寿件可能存在的缺陷，需评估的缺陷类型包括，但不限于：

(i)材料缺陷

材料缺陷指在生产或冶炼原材料的过程中所产生的材料不连续或不

均匀等异常情况。材料缺陷实例包括但不限于：钛合金中的硬α夹杂、镍基合金熔炼过程中产生的氧化物/碳化物夹条以及粉末金属材料在粉末加工过程中产生的陶瓷颗粒杂质等。

(ii)加工缺陷

加工缺陷是指在将锭料转化为坯料和坯料转化为锻件过程中产生的缺陷，以及在加工或工厂修理中采用的金属切削和精加工过程中产生的缺陷。与转化相关的缺陷包括锻造过程中形成的孔洞特征。与金属切削相关的缺陷包括加工轮盘孔特征导致的表面缺陷（非镗孔）、不同加工源造成的电弧烧伤以及由加工表面局部过热或非故意的工具和夹具接触造成的表面微观结构特征。

(iii)使用引起的缺陷

使用引起的缺陷包括发动机限寿件使用、拆卸和维修过程中造成的刻痕、划痕、凹坑、刮伤、腐蚀等。

(b)概率损伤容限评估

概率损伤容限评估方法是表明满足规章第 33.70 条中的“适当的损伤容限评估”要求的主要方法，特别是针对钛合金硬 α 夹杂缺陷（材料缺陷）和轮盘特征孔表面缺陷（加工缺陷）。概率损伤容限评估方法通过建立缺陷分布等随机变量的定量显性描述，结合线弹性断裂力学和无损探伤技术，计算这些缺陷导致的相对失效风险。

概率损伤容限评估一般包括下列基本要素：

(i)缺陷尺寸和频率分布

缺陷的尺寸和发生率是开展概率损伤容限评估的关键参数。缺陷尺寸和频率分布是一个统计数据，可用某一特定尺寸缺陷数量的超越函数表示。除非有足够的数据可以证明，否则所有缺陷均应当被看作是从首次应力循环就开始扩展的尖锐裂纹。

(ii)裂纹扩展分析

申请人应当依据零部件应力、温度、几何、应力梯度、缺陷方向和材料特性等信息对给定缺陷扩展至临界尺寸的循环数进行分析。

(iii)检查方法和间隔

申请人应当确定对这个限寿件待评估缺陷的检查方法和检查间隔。常用的检出潜在缺陷的方法包括电涡流、荧光渗透和超声波检测等。申请人应当根据限寿件及待检缺陷的特征确定适用的具体检测方法，并且

根据可用的换发率、单元体/零部件使用数据确定预期的检查间隔。损伤容限评估中所假定的制造中的检查方法和间隔应写入制造计划相关文件，所假定的使用中的检查程序和间隔应写入使用管理计划相关文件。适用时，使用中的检查要求应在 ICA 的 ALS 中进行规定。

(iv)缺陷的可检出概率

申请人应当根据充分的检查经验或试验数据统计获取特定检查方法的检出概率。在确定检查工艺检出概率的统计过程中，应考虑下列特性：

1)缺陷的尺寸、形状、方向、位置以及化学或冶金特性；

2)限寿件表面状况和光洁度；

3)被检材料的化学成分、晶体尺寸、传导率和表面结构等；

4)检查材料或设备的差异，如特定的渗透液、显影剂和设备性能；

5)特定的检查工艺参数，如扫描指数等；

6)检查人员的能力和局限性，如视敏度、注意力及培训情况。

(v)风险评估和可接受的风险水平

在获得上述损伤容限评估所需的各项参数后，申请人应计算所有转子类限寿件的 POF，并表明计算所得 POF 满足可接受的 DTR 要求。针对具体材料和缺陷类型的 DTR 指导将在其它对应的咨询通告中说明。

当 POF 超出可接受的 DTR 值时，申请人应采取措施降低失效风险，这些措施包括但不限于：

1)重新设计限寿件；

2)更改限寿件材料；

3)改进材料制备工艺；

4)改进限寿件加工工艺；

5)改进加工过程的检测工艺；

6)加强服役过程中的检查；

7)降低寿命限制。

(c)其他材料缺陷的损伤容限评估方法

针对其他缺陷类型，概率损伤容限方法的关键要素（如缺陷尺寸和频率分布、标准化的分析技术、以及允许的相对风险目标）可能还不齐备。对于这类缺陷，可以考虑采用其它的损伤容限评估方法表明符合性，这些方法主要包括：

(i)简化、保守的概率评估方法；

(ii)确定性的断裂力学方法；

(iii)与基于裂纹扩展速率计算的历史成功经验进行比较；

(iv)基于裂纹扩展率计算的设计裕度；

(v)模拟损伤的疲劳试验。

(d)其他表面缺陷的损伤容限评估要求

针对制造和使用过程中产生的表面缺陷（轮盘孔特征表面缺陷除外），当没有合适的概率方法时，申请人应按照下列指导开展表面缺陷的损伤容限评估工作：假设零件具有 0.762 毫米长、0.381 毫米深的表面初始裂纹，或 0.381×0.381 毫米的角裂纹时，转子件表面的剩余裂纹扩展寿命应达到 3000 循环或 50%限寿件批准寿命两者中的较低值。申请人在计算剩余裂纹扩展寿命时应当依据线弹性断裂理论，并假设初始裂纹处于最恶劣的扩展方向和位置，计算中可以考虑残余压缩应力和非弹性应力的影响。申请人应确定与剩余裂纹扩展寿命计算相关的任何额外假设，并提交局方审查。

(e)使用损伤监测

申请人应当建立有关限寿件使用损伤检测的要求、方法和流程，以规范使用损伤监测工作。监测方法应包括对限寿件表面损伤程度的识别要求和方法，以及针对相应的损伤采取纠正措施的要求。使用损伤监测工作包括以下内容：

(i)采用经局方批准的、并写入使用管理计划的程序来确定表面损伤的可用限制和可修限制。损伤尺寸限制的描述应当包括限寿件名称、限寿件的损伤位置和损伤类型等信息。应考虑的损伤类型包括但不限于划痕、刻痕、凹坑和擦伤。可用限制和可修限制应当写入持续适航文件；

(ii)应建立相关监测程序，以确保发动机投入使用后能够正确记录超过限制的使用损伤，并反馈给申请人/持证人。监测程序应包含对使用期间每个限寿件的损伤尺寸、类型和位置记录的指导。监测程序应写入使用管理计划；

(iii)对于使用损伤，应进行评估以确定其安全水平。评估工作应包括：

1)检出的损伤对受损部件寿命的影响；

2)相似损伤再次发生的可能性；

3)受损部件是否为外场检查中检出；

4)损伤是否可能无法检出或逃逸；

5)推荐的识别、阻止或消除损伤源的纠正措施。

(iv)在限寿件服役期间，通过损伤监测程序获得的损伤信息以及实施的纠正措施应当每两年向局方报告一次，报告内容应当包括损伤类型及其在限寿件上出现的位置、损伤尺寸以及超出维修限制的发生次数。

(2)静子类限寿件损伤容限评估工作的考虑

申请人应充分了解和掌握静子类限寿件中可能出现的缺陷类型和尺寸。

申请人应通过试验的方式验证损伤容限评估中所使用的裂纹扩展分析方法。如果损伤容限评估包含由缺陷发展至初始裂纹的情况，申请人也应对该部分循环数进行试验验证。

申请人应针对缺陷确定恰当的检查方法并依据发动机换发率以及单元体和零件的服役数据等制定检查间隔。

申请人应将必要的制造检查要求和使用维护检查要求写入制造计划和使用管理计划中。

2.3.2.9 批准寿命的维持

申请人应建立发动机使用维护过程的相关信息获取和验证的要求、方法和流程，以规范通过使用反馈来确认工程计划中制定的假设仍然有效，或者确认其是否需要更改的工作。

申请人应定期评审制定寿命限制时所采用假设的有效性。评审的周期及所需的信息应当写入三大计划的适用部分。评审应当考虑的要素包括但不限于：

(1)批准寿命复查的频次；

(2)使用过的限寿件（包括退出服役的限寿件）的详细检查策略；

(3)飞行任务剖面的复查；

(4)维护过程中发现的异常情况；

(5)积累的发动机研发经验；

(6)从其它发动机型号获得的经验教训；

(7)所有的持续运行过程中发生的安全事件。

2.3.2.10 有影响零部件的确定

发动机构型设计中部分零部件会对限寿件寿命产生影响，称为有影响零部件。申请人应制定相应的方法与流程，识别有影响零部件，并评估有影响零部件的设计更改对限寿件寿命的影响。有影响零部件一般包括：叶片、更改连接方式的螺栓、相配合的法兰或封严、以及影响限寿件工作环境（温度、压力等）的静子件。

2.4 工程计划

工程计划是按照经批准的限寿件定寿程序开展的一套综合的寿命评估过程。工程计划应说明关于建立和维持限寿件寿命限制所需的工程假设、技术数据和技术工作。同时工程计划定义了限寿件制造和使用管理过程中必须得到控制的属性，这些属性是指决定成品零部件在达到批准寿命之前不失效的固有特性。一般包括但不限于：尺寸、几何形状、材料力学性能、材料微观结构、材料缺陷、残余应力、表面状况和几何公差等。制造计划和使用管理计划应识别制造过程和使用管理过程中可能影响这些属性的因素，以确保限寿件在制造和使用过程中能够达到并维持批准寿命。

工程计划应当包括以下内容：

(1)限寿件的确定

限寿件的确定过程及相关符合性证据。

(2)限寿件寿命限制的确定

申请人按照批准的程序确定限寿件寿命限制的过程及相关符合性证据，包括按照定寿程序确定的预期或实际的航空器飞行任务剖面、作用在限寿件上的载荷、温度场和应力场分析结果、采用的寿命分析模型或低循环疲劳试验结果、损伤容限评估结果等。

(3)限寿件的属性

工程计划应提供申请人定义的必须在限寿件制造过程中实现或在使用中维持的属性。工程计划中所确定的实现和保持限寿件寿命限制关键要素的制造方法和使用检查策略，应写入制造计划和使用管理计划中。

(4)有影响零部件

工程计划应列出各个限寿件对应的有影响零部件的清单。

2.5 制造计划

制造计划应说明限寿件的制造方法和工艺，以确保按照制造计划生产的限寿件特征和属性能够达到工程计划的要求。申请人应对制造计划

开展验证和评审。制造计划应重点关注那些对于确定限寿件寿命有重要影响的，且未经验证和工程批准不得更改的关键工艺参数。

(1)制造计划的评审和验证

申请人应建立专业的团队对涉及定义和实施制造计划的关键过程进行评审和验证。团队人员应当覆盖以下专业领域：

(a)设计和定寿；

(b)材料工程；

(c)无损检测；

(d)质量保证；

(e)制造工程（工艺研发和生产）。

制造计划评审团队应当对工艺验证、控制要求更改、不合格产品的处理以及改正措施进行评审，以确保制造的产品与工程计划中的设计假设保持一致。

(2)关键工艺参数的识别

制造计划应当识别的关键工艺参数包括但不限于：

(a)材料的控制要求，包括对材料特性有特殊要求的区域划分；

(b)工艺规范；

(c)工序；

(d)切削参数和允许的分散度；

(e)检测方法及其灵敏度；

(f)特殊的零部件粗加工或精加工方法；

(g)旨在改善疲劳性能或者减少缺陷发生概率的方法；

(h)确认制造方法分散性对限寿件寿命能力影响的工艺验证过程；

(i)微观结构的要求；

(j)表面抛光的要求；

(k)残余应力的要求；

(l)确保限寿件质量一致性和稳定性的加工控制要求；

(m)可追溯的限寿件记录；

(n)不合格品的审理要求，确保制造偏离不会对限寿件寿命产生不利影响。

2.6 使用管理计划

使用管理计划应规定限寿件在使用、维护、大修和修理方面的限制，以及关于限寿件的检查策略，以确保工程计划采用的使用假设和确定的寿命限制在使用维护过程中仍然有效。申请人应对使用管理计划开展验证和评审。使用管理计划应重点关注那些对确认工程假设有效性和维持限寿件寿命有重要影响的，且未经验证和批准不得更改的使用管理要求。这些要求通常包括检查间隔和检查方法、限寿件使用限制和维修限制以及相应的维修维护方法等。对于寿命限制包括裂纹扩展寿命的静子类限寿件，使用管理计划中还应制定针对这类限寿件的特殊要求。

(1)使用管理计划的评审和验证

申请人应建立专业的团队对涉及定义和实施使用管理计划的关键过程进行评审和验证。团队人员应当覆盖以下专业领域：

(a)设计和定寿；

(b)材料工程；

(c)无损检测；

(d)质量保证；

(e)产品技术支持；

(f)修理工艺研发。

使用管理计划评审团队应当对工艺验证、控制要求更改、不合格产品的处理以及改正措施进行审查，以确保所有的修理、维护或大修工艺与工程计划的要求相一致。

(2)使用管理计划的主要内容

使用管理计划的主要内容包括但不限于：

(a)维护限制和翻修限制；

(b)修理工艺的要求；

(c)关于建立和实施限寿件可追溯的使用记录的要求；

(d)检查间隔（如有要求）；

(e)检查程序（如有要求）；

(f)飞行任务剖面的监测；

(g)可用限制和可修限制；

(h)针对使用经验的定期评审要求。

(3)静子件的使用管理

由于确定静子件寿命限制方法的特殊性，例如承受高压载荷的限寿

件（高压机匣）寿命限制可能包括一部分裂纹扩展寿命，适用时，申请人应在使用管理计划中增加针对静子件的特殊要求。这些要求包括但不限于：

(a)检查间隔；

(b)检查方法；

(c)检查区域的详细描述；

(d)检查结果的判定准则；

(e)确保正确执行检查的其他必要的说明；

(f)可接受的修理方法（如适用）；

(g)要求的维护措施和与维护相关的限制。

对于经过修理的静子限寿件，如果要返回服役继续使用，应采用与新件相同的定寿程序重新确定寿命限制，并按照该寿命限制进行管理。

2.7 适航限制章节

适航限制章节应规定发动机限寿件清单及其强制更换时间、检查间隔和相关程序。工程计划和使用管理计划所确定的可用限制和可修限制应写入 ALS 中。对于具有 OEI 额定值的发动机，ALS 应规定处于 OEI 状态时的限寿件寿命消耗的计数方法。

AC 33.71 润滑系统

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.71 条的实质要求是保证润滑系统在预期的使用条件下能正常工作，提供满足要求的滑油。

实质要求具体可以描述为：

(1)确保润滑系统的设计和构造使其在预期的飞行姿态、大气条件、工作状态下能够正常工作。

(2)必须合理设置保护润滑系统的滑油过滤装置（如滑油滤或滤网），以确保其能够实现过滤、旁通（如适用）、堵塞报警指示、纳污等功能。

(3)必须合理进行滑油箱设计，确保滑油箱具备储存、密封、通气、防火、耐压、油量指示等功能；另外，对于用滑油作驱动介质的螺旋桨顺桨系统，必须截留一定量的滑油以保证正常完成顺桨工作。

(4)必须合理设置滑油放油装置，并确保其可达性及具备锁定功能。

(5)必须合理设置滑油散热器，以确保其在预期使用和台架试验的振动、惯性和滑油压力载荷情况下功能正常，不出现失效。

2. 可接受的符合性方法

2.1 33.71（a）符合性

为表明第 33.71(a)款的符合性，申请人应给出润滑系统正常工作的滑油压力和温度的范围，并验证润滑系统在预期的飞行包线和大气条件下、预期的姿态包线下正常工作，以及验证发动机在负重力加速度下能正常工作。

(1)确定滑油温度和压力工作的范围

申请人应说明润滑系统正常工作的滑油温度和压力的工作范围。并通过分析、试验或两者结合的方式验证滑油温度和压力工作范围的合理性，即验证润滑系统在上述范围内能正常工作。

(2)在预期飞行包线和大气条件下滑油系统能正常工作

申请人应通过分析结合整机试验的方式验证在预期飞行包线和大气条件下滑油系统能正常工作。试验以及分析应考虑预期的高度-温度包线、高度-马赫数包线。试验中滑油温度、压力不超出工作范围，且没有不可接受的滑油泄漏。如果有滑油泄漏，则申请人应合理证明该泄漏量可接受。

(3)预期姿态包线内滑油系统正常工作

申请人应在整机上开展润滑系统姿态试验验证在预期的姿态包线范围内润滑系统能够正常工作。

(a)试验前申请人应分析确定发动机严苛的飞行姿态点和运行工况；

(b)试验初始滑油箱油量不大于规定的最小加油量或声明的最低放行标准；

(c)如果有瞬态姿态声明，试验过程中应保证瞬态姿态的持续时间满足声明的瞬态姿态的时间限制。对于瞬态姿态的验证也可以通过滑油中断试验进行验证，但是应确保中断时间不小于瞬态姿态的时间限制。

(d)试验过程中滑油温度和压力不超出工作范围，无不可接受的滑油泄漏。

(4)负重力加速度下发动机正常工作

申请人应在整机上开展润滑系统中断试验验证在负重力加速度条件下滑油系统能够工作正常。

(a)确定发动机运行状态。应同时考虑轴承、齿轮等发热及滑油流量需求，选择允许出现滑油中断的发动机工况中的最大状态。如果没有规定允许滑油中断的发动机状态，则发动机工作状态应选择最大连续推力或功率状态。

(b)试验中滑油供油中断的持续时间，不小于规定的允许滑油中断的时间限制（如采用中断试验验证滑油瞬态姿态，则该时间限制不应小于瞬态姿态时间限制）。

(c)申请人应结合预期安装的航空器的相关条款要求评估最严苛的滑油中断次数，如需多次中断应确保试验中两次滑油供油中断之间的间隔时间，不大于规定的两次滑油中断工作之间的最小间隔时间。

(d)滑油中断过程中，发动机正常工作；滑油压力恢复后，滑油温度不超出工作范围，无不可接受的滑油泄漏。

(e)试验后应检查磁堵、油滤，以及进行滑油光谱分析等。并进行分解检查，确定发动机轴承、齿轮、花键等需要滑油润滑或冷却的零部件无不可接受的损伤。

2.2 33.71（b）符合性

为表明第 33.71(b)款的符合性，申请人应表明滑油滤网或滑油滤的设计满足要求，并且开展滑油滤网或滑油滤纳污试验验证其纳污能力；开展润滑系统部件污染试验表明通过规定的过滤装置的外来颗粒不会损害发动机润滑系统的功能；开展旁通功能试验，验证其旁通活门可以按预期打开，提供告警指示，并且滑油能以正常的流量流经系统的其余部分。

(1)滑油滤网或滑油滤的设计说明

申请人应对润滑系统滑油滤网或滑油滤的相关设计进行详细说明，应至少包括以下内容：

(a)润滑系统供油路上有一个供所有滑油通过的滤网或油滤；

(b)说明滑油滤网或滑油滤类型和过滤度，纳污容量；

(c)针对具有旁路的滑油滤网或滑油滤，说明其构造、安装情况能确保滑油滤网或滑油滤积聚的污物不易进入旁通油路；说明预堵塞指示和旁通开启指示的设计与构造，以及工作原理。

(d)针对不带旁路的滑油滤网或滑油滤，说明其构造、安装情况，以

及堵塞前的报警连接装置的设计和工作原理（滑油箱出口或回油泵的滤网或油滤除外）。

(e)说明每个滤网或油滤的拆卸及清洗方式。

(2)润滑系统污染试验

申请人开展润滑系统部件试验对润滑系统耐污染能力进行验证，表明通过规定的过滤装置的外来颗粒将不会损害发动机润滑系统。

(a)对污染物进行分析，说明污染物的来源、污染物的主要成分、结合滤网或油滤的过滤精度、告警指示和更换周期选择合适的污染物大小和浓度。如果申请人无法说明污染物的成分，可以参考燃油污染物标准（详见 AC 33.67），但是需要删除其中的盐水和天然环烷酸成分。

(b)为了确保污染物不损害发动机润滑系统的功能，可以通过部件试验表明主要的润滑系统部件（至少应包括滑油供油泵和回油泵、滑油散热器、传感器、磁性屑末检测信号器等）的耐污染能力。

(3)滑油滤或滤网纳污试验验证

对润滑系统中供所有滑油通过的油滤或滤网开展纳污试验表明滑油滤或滤网的纳污能力。该试验可以参考 ISO 16889 标准开展，试验后油滤或滤网的精度和纳污容量应满足声明的纳污容量，且滤芯或滤网组件应不产生断丝、破损等损伤。

(4)旁通功能验证试验

对润滑系统中供所有滑油通过且设有旁通油路的油滤或滤网开展滑油滤或滤网性能试验验证其旁通活门可以在预期设置的压力条件下打开，并提供告警指示，且滑油流通流量满足要求。

2.3 33.71（c）符合性

为表明第 33.71(c)款的符合性，申请人应表明滑油箱的设计满足要求，并且开展滑油箱压力试验验证不增压油箱或增压油箱满足压力相关要求；验证滑油系统外部部件是防火的，如不能证明防火则应开展滑油切断阀的功能验证试验，表明切断阀暴露在着火条件下，能正常工作，切断滑油；开展螺旋桨顺桨功能验证在滑油箱的截留量下螺旋桨能实现顺桨功能（如适用）。

(1)滑油箱的设计说明

申请人应对润滑系统滑油箱的相关设计进行详细说明，应至少包括以下内容：

(a)说明滑油箱的总容量和最大允许加注滑油容量及膨胀空间占比；

(b)说明滑油箱关于避免因疏忽而注满滑油箱膨胀空间的设计特征；

(c)针对能存留一定数量滑油的凹型滑油箱加油接头，说明其安装放油的装置的设计特征；

(d)说明滑油箱盖的密封形式，针对申请在获得 ETOPS 批准的飞机上进行安装的发动机，说明防止因滑油箱盖的错误安装导致的危害性滑油损失的装置的设计特征；

(e)说明滑油箱加油口有“滑油”字样；

(f)说明滑油箱通风形式及通风管路布置情况；

(g)说明滑油箱进口或出口有防止外物进入的装置的设计特征；

(h)对于滑油系统外部部件不是防火的情况下，说明其滑油箱出口具有切断阀，并说明其工作原理；

(i)说明滑油箱的安装位置及排油系统中各排油口、放油装置及排油管路的构造和安装位置；

(j)说明滑油箱有滑油量指示器或相应的装置；

(k)针对用滑油作驱动介质的螺旋桨顺桨系统，且滑油供给量枯竭是由于润滑系统任一部分的失效而不是油箱本身的失效，说明滑油箱有截留一定量滑油的装置，说明被截留的滑油量，以及说明设有用以防止外来物影响螺旋桨顺桨系统的安全工作的装置。

(2)滑油箱压力试验

申请人应开展滑油箱压力试验，表明油箱满足相关的压力要求。

(a)针对不增压的滑油箱，开展滑油箱压力试验，表明滑油箱在受到最大工作温度和 5 PSI 的内部压力时不泄漏；

(b)针对增压的滑油箱，结合第 33.64 条的要求下开展滑油箱压力试验，表明滑油箱能够承受耐压和过压，且保持可用的状态。

(3)切断阀防火试验

对于滑油箱出口设置切断阀的润滑系统，申请人应开展切断阀部件试验，表明其暴露在着火的情况下依然能正常工作，切断滑油。

(4)螺旋桨顺桨功能试验

针对用滑油作驱动介质的螺旋桨顺桨系统，申请人应在润滑系统级（带顺桨泵）上开展螺旋桨顺桨泵功能验证试验，表明滑油箱截留的滑

油量能保证螺旋桨实现顺桨功能。

(5)润滑系统部件防火试验

对于润滑系统的外部是防火情况的验证，可结合第 33.17 条开展润滑系统部件防火试验，验证润滑系统部件满足防火要求。

2.4 33.71（d）符合性

为表明第 33.71(d)款的符合性，申请人应对润滑系统滑油放油装置的相关设计进行详细说明，应至少包括以下内容：

(1)说明润滑系统有一个（或）多个放油嘴，并说明滑油系统的放泄方式；

(2)说明滑油放油装置可达性的设计特征；

(3)说明滑油放油装置有手动或自动装置确保锁定在关闭位置。

2.5 33.71（e）符合性

为表明第 33.71(e)款的符合性，申请人应对滑油散热器进行设计说明，并且开展试验表明滑油散热器能承受预期使用中和台架试验产生的任何振动、惯性和滑油压力载荷情况下不出现失效。

(1)滑油散热器的设计说明

申请人应对润滑系统滑油散热器的相关设计进行详细说明，应至少包括以下内容：滑油散热器的类型、数量和工作原理。

(2)试验验证

申请人应开展试验表明滑油散热器能承受预期使用中和台架试验产生的任何振动、惯性和滑油压力载荷情况下不出现失效。

(a)申请人应分析滑油散热器预期工作环境和所有的台架试验环境，确定滑油散热器可能承受最严苛振动载荷时的环境条件。开展滑油散热器振动试验，表明在确定的环境条件下滑油散热器不发生失效。

(b)申请人应分析滑油散热器预期工作环境和所有的台架试验环境，确定滑油散热器可能承受最严苛惯性时的环境条件。开展滑油散热器恒加速试验，表明在确定的环境条件下滑油散热器不发生失效。

(c)申请人应分析滑油散热器预期工作环境和所有的台架试验环境，确定滑油散热器可能承受最严苛滑油压力载荷的环境条件。开展滑油散热器压力试验，表明在确定的环境条件下滑油散热器不发生失效。

AC 33.73 功率或推力响应

1. 条款要求解析/规章安全意图

发动机运行状态中会面临功率杆急速移动情况，为了保证发动机在最不利引气和功率提取下急加速时发动机的可操作性，不造成发动机状态恶化，第 33.73 条提出了发动机功率或推力响应(a)款的适航要求。

第 33.73 条提出了发动机功率或推力响应(b)款的适航要求，是为了满足飞机复飞定常爬升梯度的要求：

CCAR-25 部运输类飞机适航标准第 25.119 条着陆爬升规定，油门操纵杆从最小飞行慢车位置移向复飞设置位置的动作开始后 8 秒钟时，此时的发动机可用功率（推力）须保证飞机着陆形态的定常爬升梯度不得小于 3.2%。同时，第 25.119 条还对结冰条件下和非结冰条件下飞机的爬升速度有要求。

CCAR-23 部正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定第 23.77 条中断着陆，分别对正常类、实用类和特技类活塞发动机飞机和涡轮动力飞机、通勤类飞机，在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 秒时的可用功率等条件下，提出了定常爬升梯度的要求。

CCAR-27 部正常类旋翼航空器适航规定和 CCAR-29 部运输类旋翼航空器适航规定中也有相关条款对旋翼航空器的爬升提出了爬升率和爬升梯度的要求。

2. 可接受的符合性方法

功率或推力响应要求通常通过发动机整机试验验证，确定功率或推力响应试验条件时应考虑发动机硬件、发动机工作点选取和外部条件等。

发动机硬件:对发动机硬件的考虑应该包括发动机寿命期衰退，以及由制造公差导致的压气机和涡轮匹配的极限允许组合。在实际符合性验证试验中，如果无法选取到考虑上述硬件状态的最不利的发动机状态，表明符合性时需要进行相应补偿。

发动机状态选取:在进行验证时，确定发动机在全工作包线内的试验点选取，需综合考虑引气调节、燃油调节和压气机可变导向叶片的调节等。

外部条件:对外部条件包括典型大气条件、总压畸变、总温畸变等进气畸变条件的考虑，以充分验证不同外部环境条件下发动机的功率或推力响应特性。

2.1 第 33.73(a)款可接受的符合性方法

(1)基本要求

针对第 33.73(a)款，验证发动机功率杆急速移动时发动机的特性，需要在飞行包线内分析所有工作状态，考虑最大的引气和功率提取条件的组合下进行整机性能加速试验，在 1 秒内将功率杆从最小位置推到最大位置时，发动机从最小功率或推力增大到额定起飞功率或推力，测定发动机的状态是否发生喘振、超温以及其他有害因素。

(2)不利组合条件

在验证不同类型有害因素时（喘振、失速、超温等），需要选取不同的引气和功率提取不利组合条件，以充分验证发动机特性。申请人应分析确定对于“超温”的不利组合，如“最大引气和最大功率提取”；对于“喘振”和“失速”的不利组合，如“没有引气和最大功率提取”。

2.2 第 33.73(b)款可接受的符合性方法

(1)基本要求

针对第 33.73(b)款，验证发动机功率或推力响应的反应速度，需要在仅使用发动机运转所必需的引气和功率提取条件下进行整机性能加速试验，记录发动机从固定最小飞行慢车功率控制杆位置的功率或推力（如无该位置，从不超过 15%的额定起飞功率或推力位置）增加至 95%额定起飞功率或推力所消耗的时间是否超过 5 秒。

(2)控制规律

当申请人为应对不同的应用环境需对控制规律进行修改时，应通过以下步骤表明修改后的控制规律不会影响推力响应要求：

(a)判断修改后的控制规律是否影响发动机推力响应；

(b)考虑复飞情景或者其他安装飞机推力响应要求时，按照外界温度或者其他关键因素，识别出关键的工作状态；

(c)通过试验或者分析方式评估控制规律的影响。第 33.73 条功率或推力响应要求必须通过发动机试验验证，但控制规律的影响可以通过测试或分析（例如，瞬态分析）来评估。

(1)试验点选取

在海平面条件下，以发动机台架试验表明对 5 秒要求的符合性。其他不同海拔条件下的响应特性不作为本条符合性证据，可以作为发动机特性提供给航空器。另外，第 33.89(a)(3)(i)目要求验证在没有供航空

器使用的引气和功率提取条件下，发动机从功率操纵杆代表的最小慢车和最小飞行慢车的位置由稳定的慢车工作状态开始到 95%的额定起飞功率或推力状态的功率或推力的最小响应时间，工作试验结果可以作为表明第 33.73(b)款的符合性证据。

(2)计时要求

5 秒响应时间要求的计时点，选用功率控制杆开始移动的时间点为起始点；选用功率或推力达到 95%额定起飞功率或推力的时间点为结束点。

3. 需要说明的其它问题

申请人必须证明完全符合第 33.73(b)款的要求。如果发动机推力响应时间大于 5 秒，可以结合特定的飞机安装条件，在保证飞机复飞要求的情况下，向局方申请豁免（考虑使用方面的要求和准备安装该发动机的飞机审定规范）。

AC 33.76 吸鸟

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.76 条要求申请人证明发动机的设计和构造应保证在规定的鸟撞事件中结构和运行方面有足够的安全裕度。

2. 可接受的符合性方法

2.1 概述

安全裕度评估时，应考虑下述因素（如适用）：

(1)发动机前部

申请人应评估鸟撞击发动机前部部件的关键参数。例如毂盖承受鸟撞的能力，应根据毂盖的最关键的参数来评估，包括鸟的大小、鸟的速度、撞击目标部位以及转速。

(2)人造鸟

可以用于吸鸟试验的人造鸟或装置，需要能够模拟鸟的质量、形状、密度和撞击效果，并且被局方接受。

(3)关键撞击参数（CIP）

关键撞击参数的确定应考虑鸟的质量、鸟的速度，风扇或转子转速、撞击目标部位、风扇或转子叶片几何形状。CIP 用来描述第 33.76 条规定的吸鸟条件对发动机的最大撞击损伤。大部分现代涡扇发动机的 CIP 为

风扇叶片前缘应力。其他发动机的 CIP 可能是其他设计特征或参数。对于涡桨、涡轴、涡喷发动机，通常最关键的考虑因素是核心机特征（例如压气机叶型）。无论发动机如何设计，建议在进行任何验证之前，应确定最严苛的参数。针对试验参数的任何非预期变化，都需评估其对 CIP 和第 33.76 条要求的影响。

(a)CIP 识别举例：对于涡扇发动机第一级风扇叶片，增加鸟的速度或鸟的质量会增加碎片质量，并可能使 CIP 由前缘应力向叶根应力转变。对于带有部分凸肩的风扇叶片，CIP 可能是叶片变形，会产生凸肩挤压、推力损失或叶片断裂。对于无凸肩的宽弦风扇叶片，CIP 可能是叶片在燕尾榫头处的扭曲，使其与后面的叶片发生碰撞，导致后叶受损。

(b)CIP 容差：对于取证试验，CIP 不应有明显变化。由试验参数偏差引起的 CIP 变化不应超过 10%。

(4)关键试验参数

使用分析或部件试验的方法确定关键试验参数。可以参考相似型号或尺寸发动机的经验，并特别注意这些相似发动机的故障类型和原因。

(5)发动机试验

发动机试验应在能够代表型号设计的发动机上进行。可以接受不需要飞行员干预的自动保护或恢复系统的正常功能（包括自动功率杆作动）。但是，如果这些功能是满足第 33.76 条的要求所必须的，则派遣时应要求具备这些自动系统（如将其列入主最小设备清单）。在不降低试验的严苛程度的前提下，也可以对任何处于功能降级状态的自动系统进行试验。

(6)试验设备校准

校准试验设备是为了保证试验参数（如鸟的速度、目标位置）保持在可接受的容差范围内。容差范围应考虑 CIP 变化对试验参数的敏感度。建议设置的容差范围要保证对于任何试验参数变化组合，CIP 变化不超过 10%。另外，某些设备和装置，由于鸟枪靠近发动机进口，造成气流畸变，可能会影响或降低发动机的稳定性裕度。这些影响必须在试验前确定。功率或推力测量的精度应该达到±3%。

(7)涡桨和涡轴发动机试验

涡桨和涡轴发动机可以使用替代载荷装置进行试验，这种装置会产生与发动机安装在航空器上不同的发动机响应特性。在这种情况下应该

记录响应差别。在试验过程中应记录发动机或设备接口的相关数据，以确保已安装的发动机符合第 33.76 条的要求。

(8)飞发接口

安装手册中应该描述可能会受到吸鸟影响的发动机和航空器接口。如果要表明对第 33.76 条的符合性，如自动喘振恢复、自动再点火、螺旋桨自动顺桨等系统对表明第 33.76 条的符合性是必须的，应特别注意其动态相互作用。

(9)进口喉道面积

确定安装手册中进气道喉道面积，用来决定鸟的数目和重量，以全面符合第 33.76 条要求。确保其作为安装限制被记录下来。第 33.76(a)(2)项包含了对该安装限制的特殊要求。申请人在确定该值时应注意，未来潜在型号或安装条件有可能要求更多数量或更大尺寸的鸟。注意第 33.76 条中鸟的数量和重量表是基于进气道喉道面积（Dt）确定的，而不是基于进口最大面积（Ds）或发动机前表面进口（De）的投影面积。对于变几何形状进气口的设计，要确定有效的进口喉道面积，未来可能需要进一步评估。

图 33.76-1 常用涡轮风扇发动机和发动机短舱构型

D_s：发动机短舱进口唇口驻点直径；

D_t： 发动机短舱进口喉道直径；

D_e：发动机前表面进口直径。

(10)衍生型发动机与设计大改

对于现有型号的衍生型发动机型号和设计大改，申请人应在第 33.76 条规定的条件下进行发动机试验；如申请人能够提供充分的分析证明对规章的符合性，局方也可以接受。这些符合性证据可以来自尺寸、设计、结构、性能和操作特性具有可比性发动机的经验，也可以来自研发试验和现役运行数据。分析结果与原型发动机审定的 CIP 变化应在 10%以内。

CIP 通常与鸟和转子叶片撞击部位的碰撞载荷有关，应考虑鸟的质量、速度、转子速度、目标和碰撞位置、风扇或转子叶片几何形状（例如叶片扭转角）。10%的变化是指 CIP，而不是发动机起飞功率或推力的改变。

(11)热天拐点运行

第 33.76(a)(1)项的目的是验证发动机在热天拐点运行时，其结构和操作，能够承受第 33.76(b)款和第 33.76(c)款中的小、中和单只大鸟吸入条件。第 33.76(a)(1)项的符合性验证包括发动机在热天拐点的试验，或基于其他有代表性的发动机或部件试验、验证分析、代表性服役经历事件或其他可接受的组合。试验可以通过合理增大功率/推力设定来实施（例如在 P3 限制值运行），以便尽可能少的用非直接方法来验证符合性，尤其是当发动机试验环境条件不如海平面标准天条件严苛时。如果用分析的方法表明符合性，则应按照第 33.76 条的要求和准则，表明真实预测吸鸟后果的能力。

(12)风扇框支柱和分支整流罩

主支架或分支整流罩可能受到来自上游风扇转子的鸟残骸的撞击。另外，这些主框架支柱和整流罩可能容纳有燃油、滑油、液压油、高压引气管路或与发动机控制系统相关的电线等。应评估鸟残骸的撞击对这些管道可能造成的影响，并确保在设计中具有足够的强度，以减少撞击对关键内部组件的损坏。

(13)进气道防护

第 33.76(a)(6)项允许申请人制定对于进气道防护的安装要求（第 33.5 条安装说明），以此代替发动机试验验证。因此，发动机对于特定鸟类威胁的防护水平由进气道设计的安装水平决定。详细的进气道设计可由发动机制造商在安装手册中指定详细的进气道设计；或由发动机制造商指定一项较为通用的要求，并由安装对象决定详细的防护方法。当第 33.76(a)(6)项适用时，安装对象应遵守适用的与发动机安装说明一致的航空器级的要求，例如 23.901(e)(1)、25.901(b)(1)(i)、27.901(c)(1)和 29.901(b)(1)(i)。

安装对象需要解决的危险水平通常是与发动机审定基础相关联的。这就意味着进气道防护可容纳的鸟类大小和数目必须和发动机试验要求所规定的一致。进气道防护的符合性由航空器制造商表明。

2.2 单只大鸟

(1)对第 33.76 条吸入单只大鸟试验，可以接受吸鸟后发动机完全丧失功率或推力。

(2)可以根据分析或部件试验，或两者结合的方式，确定第一级转子叶片的最关键撞击位置。确定最关键位置，应考虑：

(a)鸟撞对转子部件的影响；

(b)压气机机匣强度；

(c)多个叶片失效的可能性；

(d)发动机结构可能产生的不平衡和过大扭矩下，发动机结构（如风扇框支柱和整流罩）和主轴的强度。

(3)第 33.94(a)款的符合性证据可用于代替吸入大鸟发动机试验。采用这种方式时，第 33.94(a)款的试验验证结果应比吸入单只大鸟更严苛，包括转子叶片包容、转子不平衡验证、防火考虑以及安装载荷能力等方面。评估应考虑发动机对吸大鸟事件的动态响应，包括但不限于：

(a)发动机不平衡载荷的影响；

(b)发动机扭矩载荷；

(c)喘振相关载荷；

(d)鸟撞击产生并传向发动机结构的轴向载荷。

(4)考虑到在役典型的涡扇发动机设计相关的不同 CIP，200 节（370 公里／小时）为吸入大鸟要求验证的最佳速度。然而，对于特定的发动机设计，其他吸入速度可能更严苛。因此，如果表明一个不同的吸鸟速度是更保守的或者对于设计能做到更加全面的评估，那么可以在这个吸入速度下实施试验和分析。根据 CCAR-21 部的规定，必须注明不同速度具有等效安全水平。

(5)所有发动机前部的部件都必须在第 33.76(a)(3)项和第 33.76(b)(3)项要求的条件下进行评估。

2.3 中小鸟群

(1)必须确定第 33.76(c)款要求的吸中小鸟试验的关键撞击位置。还需考虑航空器安装假设的潜在影响。第一只鸟应瞄准核心主流道，第二只鸟（如果要求两只或更多）瞄准最关键暴露位置，剩余的鸟瞄准风扇正面区域（如适用，包括中心部分），以此实现发动机前部鸟群的均匀分布。其余鸟的分布应足以测试到任何额外的关键位置。任何没被瞄准的

关键位置都应通过分析或部件试验或两者结合的方式来进行单独的评估。

(2)在按第 33.76(c)款进行的试验中，发动机要求在发生中小鸟吸入后至少能发出 75%的起飞推力或功率。如果出现瞬时功率或推力（如喘振恢复）低于这个值，时间不超过 3 秒钟可被接受。

(3)通过台架试验来确定特定鸟的尺寸是否能通过进气道并进入转子叶片。

(4)在整个试验中必须对推力或功率进行准确测量，推力或功率设定不应有过大延迟，精度并保持在指定水平的±3%以内。如果发动机在吸鸟后的前 2 分钟运行中出现持续高振动状况，可以通过更改推力或功率来做为一种保护性措施，但推力或功率只能在指定水平的±3%范围内变动。载荷替代装置（如水力测功器）可能不能控制功率在±3%的容差范围内，因此，如使用载荷替代装置，建议在实施试验之前获得批准。

(5)不能出现超出发动机运行限制的情况。但允许在总时长 20 分钟吸鸟试验的前 2 分钟（第 33.76(c)(7)(ii)目）出现超限运行状态。针对任何超出限制的情况，应予以记录并通过证据表明该情况是可接受的，不会导致出现任何不安全状态（见第 33.76(c)(10)项）。证据可来源于先前的试验、服役经验或分析。在这类情况下，应评估安装与使用说明手册和维修手册（见第 33.4 条和第 33.5 条）以确定是否需要有关处理此类超限情况的说明。

(6)所有发动机前部的部件都必须在第 33.76(a)(3)项和第 33.76(c)(6)项要求下进行评估。

2.4 大型群鸟

(1)根据第 33.76(d)(2)项，发动机功率或推力在第一级转子转速值（如风扇速度 N1 等）应该是稳定的，且与试验当天的环境条件或试验时发出的实际功率或推力无关。该 N1 风扇物理转速值对应的是发动机在 ISA 标准海平面运行时能够发出 90%的最大额定起飞功率或推力的转速。

(2)在发动机第一级或多级暴露的转子段或发动机段（如风扇）上选择撞击目标位置，应处于按照在叶片前缘测量的不低于 50%的叶高位置（见图 33.76-2）。试验的撞击目标位置由申请人选择，并且应在试验计划中指明。应注意转子和发动机的多级设计，例如后置风扇构型，有多级结构暴露在鸟撞中。对于此类设计，每一级暴露结构的撞击目标位置

必须单独进行评估。

图 33.76-2 典型风扇叶片前缘上的目标位置

(3)根据第 33.76(d)款进行的试验，在要求的试验谱中，发动机必须在吸入大型群鸟后至少运行 20 分钟（见图 33.76-3）。在试验谱中的每一分段或在不同分段之间，如发动机功率或推力值低于该分段要求的推力水平，其瞬时时长应少于 3 秒钟。超过 3 秒钟的功率或推力损失被认为是持续性的功率损失。

<u>大型群鸟试验谱</u>

图 33.76-3 大型群鸟试验谱

(4)对于第 33.76(d)(5)项规定的运行顺序：

(a)持续 1 分钟。不允许移动功率杆。功率或推力需要大于等于额定最大起飞的 50%;

(b)持续 13 分钟。在此分段中，允许移动功率杆。在发动机能够连续运行状态下（如最小超限条件和/或振动）设定推力和功率，保证发动机能够维持不低于 50%的功率或推力。也可在此分段的任何时间、以任何程度和速率改变功率控制杆，保证发动机能够维持不低于 50%的功率或推力。

(c)试验的总时间可能由于加速和减速的时长而超过 20 分钟。

(d)在本节规定的最大额定起飞功率或推力的百分比中，达到设定功率的转速会随着试验天气情况的变化而变化。此外，这些设定功率是最大额定起飞功率或推力的百分比，而不是实际试验时吸鸟之前第 33.76(d)(2)项功率或推力实际值的百分比。

(5)按照第 33.76(d)(6)(ii)目方法进行的组件试验应包括所有对试验结果有重要影响的设计构型。例如风扇叶片及其固定/垫片组部件、风扇进口和出口（排气口）导向叶片、进气锥、风扇盘和轴、风扇机匣、框架、主轴承和包含易碎轴承组件或装置的轴承支架，以及其他重要部件。影响发动机操作性的动态效应包括但不限于喘振、失速、熄火、超限以及与发动机满足第 33.76(d)(4)项和第 33.76(d)(5)项要求符合性相关的其他任何考虑因素。

(6)在 20 分钟的运行时间中，允许发动机超限运行。须记录发生的所有超限情况，并表明它们不会产生不安全状况。符合性证据可来源于先前的试验、服役经验或分析，还应在发动机安装与使用说明手册和维修手册中进行适当说明。

AC 33.77 外物吸入——冰

1. 条款要求解析/规章安全意图

本条款要求申请人正确地设计、制造、测试取证发动机型号，以确保其在结构与运转方面，具备一定程度的吸冰能力。

2. 可接受的符合性方法

a) 试验目的

吸冰试验的目的是验证发动机对吸入进气道（短舱）脱落冰的耐受性。本试验也建立了从飞机或旋翼机其它表面脱落冰的限制，以支撑

CCAR-23、25、27 以及 29 部的审定工作。基于服役经验，试验的冰片尺寸与发动机面积（即进气道唇缘面积）有关。对于涡轴发动机，其进气道的设计较为复杂，因此申请人在确定冰片尺寸时，应提出一个等效的进气道唇缘面积。同时，申请人应将发动机进气系统安装方式的潜在影响分析，写进符合性验证计划。

(1)申请人应该与航空器制造商协调，以确定冰片的尺寸和密度。通过双方协调，确保将航空器机体结冰位置（可能被发动机吸入的结冰位置）考虑进第 33.77 条的符合性验证中。应考虑的机体结冰位置包括尾吊发动机安装构型的机翼内侧部分、雷达罩、天线等。

(2)如果在发动机取证时尚未确定进气道构型，申请人应该在发动机安装手册中写明所有进气道结冰相关假设，试验数据与结果。

b) 以试验的方法表明符合性

(1)撞击位置

试验验证时，应确保冰片运动轨迹对准了发动机的最关键位置。申请人应基于发动机进气系统的结冰和脱冰特性以及飞机脱冰情况，选择撞击位置。

为确定最关键的撞击位置，申请人应当开展关键撞击位置分析。分析工作应包含冰片撞击对发动机叶片结构的损伤及气动特性影响，并应评估对整机响应的影响，以选择出最严苛的撞击位置。此外，分析结果还应包含冰片吸入速度、冰片撞击姿态等参数。对于带有进口防护罩的涡轴发动机，应确保破碎后的冰片全部吸入发动机。

申请人所开展的分析工作应当基于之前试验数据的基础。最后，应在分析结果所确定的条件下开展吸冰试验。

(2)冰片尺寸

如果申请人缺乏对航空器进气道系统结冰特性的认识，则可以通过已服役的典型安装状态，并结合未来安装情况的保守假设，来选择试验条件。第 33.77 条符合性验证所定义的冰片大小、厚度、密度，应针对 CCAR-23、25、27、29 部中有关发动机安装和进气道系统结冰的要求进行评估。除非申请人能够证明其它密度值更为合适，否则验证时所用的冰片密度至少达到比重 0.9。

另外，试验时应将冰片完好地投入风扇前的气流中，以尽可能模拟

从进气道脱落后的冰撞向风扇外径处的情形。

(3)试验结果。

第 33.77(c)款要求，在第 33.77(e)款的条件下，发动机吸冰不会引起持续功率或推力损失，或者导致发动机停车。详细要求如下：

(a)持续功率损失。申请人应该评估第一级叶片弯曲或损伤对持续功率损失的潜在影响。由叶片损伤引起的持续功率损失应小于 1.5%。

如果吸冰试验后，出现叶片裂纹、撕裂以及部分丢失的情况，则申请人必须通过试验验证在 100 个飞行循环内，上述情况不会导致“不可接受的持续功率或推力损失”。这是为了保证固定翼飞机在下一次“A”检或者旋翼机类似检查周期到来之前，发动机能够继续使用。值得注意的是，本试验导致的任何损伤都必须记录在发动机安装手册中。如果吸冰试验后，叶片完好无损，则无须进行 100 个飞行循环试验。

(b)发动机工作特性。发动机损伤不应导致喘振、熄火，或者妨碍瞬态操作。

(c)服役能力。发动机在保守的飞行运营方案下，其损伤不应产生妨碍持续安全运营的失效或者性能损失。例如，发动机应在“A”检或者更长的时间周期内（如果通过适当的试验验证了发动机的持续服役周期）能够安全工作。如果发动机损伤对于机组来说并不容易发现，或者在飞行前检查时不可见（例如在发动机尾吊安装的情况下），那么验证的发动机服役周期可能会随其安装方式的不同而变化。

(d)其它异常情况。发动机损伤不应产生可能导致其超出工作限制或结构限制的任何其它异常情况（如振动）。

(e)自动恢复系统。在吸冰试验过程中，如果发动机发生瞬时熄火和自动再点火现象，则在发动机型号设计中，自动再点火系统必须是其构型的一部分，该试验才可以被接受。另外，每次派遣前，点火系统全部可操作也应作为附加的标准，其原因是为了保证点火系统的关键再点火功能在飞行期间是可用的。在第 33.77 条试验验证期间，允许申请人使用自动恢复系统，以考虑由于非故意延迟开启防冰系统导致结冰和脱冰的情形。这种延迟是一种异常工作状态，并影响发动机的工作特性，如瞬时熄火和再点火。

c）以经验证的分析方法表明符合性

(1)经验证的分析（通过开展等效软体损伤试验）

申请人可以通过分析来表明符合性，该分析应基于等效软体试验验证。如果申请人选用这种基于软体损伤试验的替代符合性方法，则在分析时，应按照第 33.77 条的要求选择最小标准冰片尺寸。在一些情况下，等效软体损伤试验所用的软体尺寸可以大于最小标准冰片尺寸（最小标准冰片尺寸根据进气道唇缘面积确定，见表 33.77-1）。然而，目前采用这种经验证的分析方法表明符合性时，所批准的吸入冰片尺寸应当不大于表 33.77-1 中所列的尺寸值。

表 33.77-1 应吸入的最小标准冰片尺寸

发动机进气道唇缘面积 (平方厘米)	厚度 (厘米)	宽度 (厘米)	长度 (厘米)
0 (0 平方英寸)	0.635 (0.25 英寸)	0 (0 英寸)	9.144 (3.6 英寸)
516.128 (80 平方英寸)	0.635 (0.25 英寸)	15.24 (6 英寸)	9.144 (3.6 英寸)
1935.48 (300 平方英寸)	0.635 (0.25 英寸)	30.48 (12 英寸)	9.144 (3.6 英寸)
4516.12 (700 平方英寸)	0.635 (0.25 英寸)	30.48 (12 英寸)	12.192 (4.8 英寸)
18064.48 (2800 平方英寸)	0.889 (0.35 英寸)	30.48 (12 英寸)	21.59 (8.5 英寸)
32258 (5000 平方英寸)	1.0922 (0.43 英寸)	30.48 (12 英寸)	27.94 (11.0 英寸)
45161.2 (7000 平方英寸)	1.27 (0.50 英寸)	30.48 (12 英寸)	32.258 (12.7 英寸)
50967.64 (7900 平方英寸)	1.27 (0.50 英寸)	30.48 (12 英寸)	34.036 (13.4 英寸)
61290.2 (9500 平方英寸)	1.27 (0.50 英寸)	30.48 (12 英寸)	37.084 (14.6 英寸)
72903.08 (11300 平方英寸)	1.27 (0.50 英寸)	30.48 (12 英寸)	40.386 (15.9 英寸)
85806.28 (13300 平方英寸)	1.27 (0.50 英寸)	30.48 (12 英寸)	43.434 (17.1 英寸)
106451.4 (16500 平方英寸)	1.27 (0.50 英寸)	30.48 (12 英寸)	48.006 (18.9 英寸)
129032 (20000 平方英寸)	1.27 (0.50 英寸)	30.48 (12 英寸)	50.8 (20.0 英寸)

(2)经验证的分析的相关要素

申请人可以单独使用分析模型，也可以结合中鸟或者其它软体吸入试验的结果。经验证的分析必须包含足够的要素以表明符合性。这些要素包括：

(a)基于最新技术（如有限元分析）的全环风扇叶片（涡扇发动机）或者全环第一级压气机叶片（涡喷发动机）的建模；

(b)屈服或者失效（或者两者都有）的叶片材料属性；

(c)动态的和随时间变化的能力；

(d)功率或推力变化预测（如果要求考虑叶片或其它零部件的损伤时）；

(e)适当的整机或者部件试验，或者两者结合。撞击叶片为第一级叶片，撞击位置在距离叶尖 1/3 叶高处。对于涡扇发动机，风扇是第一级叶片。

冰片撞击风扇分析必须考虑的关键参数：

(a)垂直于叶片前缘弦线方向的相对动能；

(b)入射角——相对冰片速度和叶片速度；

(c)冰片尺寸；

(d)冰片姿态。

任何推力损失或者叶片损伤（扭曲、裂纹、撕裂）预测都必须依据本咨询通告的标准进行评估。

应根据飞行条件评估确定冰片相对动能，飞行条件决定了发动机转速和冰片吸入速度之间的相互关系。预计的冰片吸入速度可以通过之前整机吸冰试验结果进行确定。申请人进行分析时，应采用最关键的冰片姿态，除非申请人能够表明，针对吸冰试验的目的，其它冰片姿态更为严苛。

d) 试验结果的记录

(1) 第 33.5 条要求的安装和使用说明中应纳入相关信息：吸入冰片的大小、厚度和密度，任何异常状态（如高幅振动），以及对发动机功率保持能力（即工作在设定或者额定功率的能力）的影响。除了将这些信息写进安装手册外，申请人还应向航空器制造商提供试验结果。

(2) 第 33.77 条符合性报告中应包括冰片姿态和轨迹、冰片破碎、撞击位置、损伤情况的描述，以及定义吸冰后发动机能力或响应的其它相关数据等信息。另外，如果在第 33.77 条符合性验证时，要求使用自

动恢复系统，那么自动恢复系统的功能状态（如其中一个点火器不工作）将成为一个限制条件，申请人应将此限制条件写入发动机安装手册中，并与航空器制造商沟通。

3. 需要说明的其它问题

a) 冰片破碎的相关考虑

通常情况下，冰片在吸入过程中，在风扇前会发生破碎现象。针对此现象，申请人应采用最大的碎片面积，该碎片面积应根据保守的冰片破碎评估来确定。通常最大的碎片面积是原冰片面积的 1/3 到 1/2。

如申请人采用经验证的分析方法表明符合性，申请人选取的碎片长度应是原冰片长度的 1/2,除非有证据显示该碎片长度相对于吸冰试验还不够保守。

b) 持续功率损失用吸中鸟试验代替吸冰试验的考虑

由于中鸟吸入导致的软体叶片损伤较为普遍，申请人也可以利用中鸟试验结果来表明对第 33.77 条的符合性。如果中鸟吸入试验结果显示其持续功率损失小于 1.5%，并且在距叶尖 1/3 的叶高区域内，叶片没有发生裂纹、撕裂或者部分丢失，则认为满足了 33.77 条款中持续功率损失的要求。

如果吸中鸟试验结果显示，持续功率损失超过了 1.5%，则申请人必须提供经验证的分析方法，该方法分析结果与中鸟试验结果一致。申请人还须通过该分析方法证明，最小标准冰片吸入导致的持续功率损失小于 1.5%。

AC 33.78 吸雨和吸雹

1. 条款要求解析/规章安全意图

航空器在飞行中遭遇雨天环境，可能出现发动机吸入雨水和冰雹导致空中停车，危害飞行安全。第 33.78 条对发动机吸雨和吸雹提出了两类适航要求：第一类为吸入数量与发动机进气道面积成比例的大冰雹颗粒，要求不得引起不可接受的机械损坏、不可接受的功率或推力损失，或者造成发动机停车；第二类为遭遇浓度达到 CCAR-33-R2 附录 B 中定义的雨和冰雹时，发动机在规定的整个工作包线范围内仍保持可接受的工作能力，发动机不熄火、不降转、不发生持续或不可恢复的喘振或失速、

不失去加速和减速能力、没有不可接受的机械损坏、没有不可接受的功率或推力损失以及其他不利的发动机异常情况。

2. 可接受的符合性方法

2.1 功率损失和失稳现象

2.1.1 综述

外场使用数据表明，在遭遇极端雨或冰雹情况下的发动机故障，已导致了多发功率损失和失稳事件、航空器迫降和航空事故。调查表明，在特定的飞行速度和发动机功率或推力组合下，环境中的雨和冰雹浓度在发动机核心机内能够被显著放大。有时，这种增加的雨和冰雹吸入量足以导致发动机工作异常，例如喘振，功率损失和熄火等。

2.1.2 气象学数据

CCAR-33-R2 附录 B 定义了构成取证试验标准的雨和冰雹大气条件。注意附录 B 中针对雨和冰雹定义的水浓度代表外界环境条件，不是发动机进口的试验条件。

2.1.3 雨和冰雹浓度的放大和缩小效应

当飞行中遭遇雨和冰雹天气时，对于给定的大气环境雨和冰雹浓度，改变发动机功率或推力和飞行速度能够改变发动机内部的雨和冰雹浓度。

(1)进气系数影响（参见图 33.78-1）

进口捕获的气流随发动机功率和飞行速度变化较大。在低功率高飞行速度时，进气道前有很大比例的空气通过进气唇口溢出（见图 33.78-1）。进气系数将随着发动机转速降低和航空器速度增加而增大。该系数表征发动机进口溢流增加、捕获气流减少的程度。由于重量的原因，大的雨滴和冰雹相对而言不易受溢流的影响，通常会被进气道捕获。进口面积决定了进入进气道的雨和冰雹数量。这种放大效应等同于短舱进口集雨面积 AH 与集气面积 AC 之比。带外涵道的涡扇发动机可能有额外的内部进气系数影响，这是由于在低功率高飞行速度时，从短舱进口到核心机进口，发动机核心气流会出现分离。因此，进气系数影响最终会起到放大雨和冰雹浓度的效果，该放大效果在高飞行速度和低功率或推力的组合情况下达到最大值。

图 33.78-1* 进气系数

* 第一幅图说明在发动机低转速/高飞行速度时，进口气流的分离会增加发动机进口截面的水/气比；第二幅图说明在发动机高转速/低飞行速度时，进口气流的分离会减弱，继而降低了发动机进口截面的水/气比。

(2)相对速度离心影响

一些雨和冰雹在风扇离心力的作用下，不会进入发动机核心机；一些雨和冰雹在螺旋桨离心力的作用下，不会进入发动机。这种有利效应取决于风扇或螺旋桨桨叶的几何形状和转速、进气道的设计和位置、发动机的设计、航空器的速度以及雨滴和冰雹颗粒的尺寸。

(a)涡扇和涡喷发动机（参见图 33.78-2）

(i)雨

进口分布流场的压力梯度将大水滴剪切为小水滴，它们减速并以接近进口空气的速度进入风扇。如图 33.78-2 所示，沿气流速度进入发动机的大部分液滴将撞击风扇，在离心力作用下不会进入发动机核心机。飞行中作用于雨滴上的力将随飞机的速度和高度改变。进入发动机的一部分雨滴，由于其质量可能足够大，运动轨迹与冰雹相似，不可能减速至气流速度。在飞机高速飞行、发动机低速转动时，相对于风扇，大雨滴的速度可以使一部分雨滴不受影响的穿越风扇（参见图 33.78-2 中的冰雹速度矢量图），可能导致核心机内的水浓度更高。

(ii)冰雹

冰雹颗粒将保持其尺寸，不会受到发动机进口流场的显著影响。因此，冰雹将以接近航空器飞行的速度进入发动机。在发动机低转速时，很大一部分冰雹颗粒（与大雨滴相似）可以不受影响的穿越风扇（参见

图 33.78-2)，可能导致发动机核心机内高的冰雹浓度。

(b)涡桨发动机

(i)雨

与涡扇发动机相比，涡桨发动机桨叶的刚度较低，其进口流场对液滴尺寸和相对速度离心作用的影响较小。进行涡桨发动机的吸雨吸雹试验时，通常会去掉桨叶，代之以某些载荷吸收装置或仅用燃气发生器完成吸雨吸雹试验，这样通常导致试验考核更严苛。与涡扇发动机不同，不考虑功率设置的情况下，飞行过程中螺旋桨桨叶的转速不会发生显著变化。因此，桨叶带来的任何有利影响与飞行高度和功率设置无关。如果引入进口粒子分离系统，其特性也需要考虑。

(ii)冰雹

和雨类似，因为螺旋桨能降低核心机内的冰雹浓度，通常认为螺旋桨对吸雹产生有利影响。因此，吸雹试验时去掉螺旋桨会使得试验考核更严苛。另一个考虑是螺旋桨毂盖的影响。在遭遇连续冰雹的情况下，毂盖可能会引导冰雹进入发动机进口。毂盖材料的外形（运动轨迹）将影响发动机的有效冰雹进口浓度，在全尺寸动力装置试验的分析中应考虑这一点。

图 33.78-2* 速度矢量图

* 雨滴被剪切为小液滴，这些小液滴在进气道内减速，将撞击风扇，在离心力作用下不会进入发动机核心机。冰雹不受进口流场显著影响，也不减速；在发动机低转速时，很大一部分冰雹颗粒（与大雨滴相似）可以不受影响的穿越风扇。

2.1.4 旋翼航空器涡轮发动机

对于旋翼航空器，第 33.78(a)(2)项中要求的试验可用第 33.78(b)款中规定的静止吸雨试验代替。尽管可以使用与 2.1.3 相似的方法，分析旋翼航空器飞行中发动机吸入雨和冰雹浓度的放大和缩小效应，但其影响通常很小。与飞机相比，旋翼航空器在下降阶段发动机功率更高、飞行速度更低，导致进气系数效应更小。旋翼航空器涡轮发动机可能不

含可将雨和冰雹离心甩出的旋转部件。对于涡扇发动机，静止试验条件和飞行操作之间离心作用能力的差异需要重点考虑，而对旋翼航空器涡轮发动机通常不适用。因此，当 CCAR-33-R2 附录 B 中规定的环境雨水浓度增至水滴流量与空气流量的总重量为 4%时，通常可补偿任何飞行影响。

2.1.5 涡轮发动机工作影响

如前文所述，在特定的飞行速度和发动机功率或推力组合下，环境中的雨和冰雹浓度在发动机核心机内可以被显著放大。发动机核心机吸雨可能导致一些异常现象，例如压气机喘振、功率或推力损失以及熄火等。产生这些异常现象的部分原因是在雨和冰雹天气下吸雨会改变涡轮发动机的热力循环。

(1)压气机再匹配

雨或冰雹颗粒的存在、或者气路中冰雹融化成水，导致压气机进入了一个新的工作状态，使得压气机工作线上移，并伴随压气机喘振和失速裕度的减小。

(2)发动机控制响应（参见图 33.78-3）

如本文图 33.78-3 所示，当吸入的雨和冰雹数量增加时，稳态燃油工作线会朝着加速工作线方向上移。工作线升高意味着维持稳态工作需要更多的燃油。当稳态工作线达到加速工作线时，燃油控制系统可能无法供应额外的燃油来适应增加的吸雨和吸雹数量。在这种情况下，发动机可能会降转，导致低于慢车工作状态，失去油门响应或熄火。

图 33.78-3 典型发动机控制特性

(3)燃烧室响应

发动机吸入雨和冰雹后，将在燃烧室内蒸发，导致燃烧室火焰温度

降低，对燃烧室性能产生不利影响。温度降低将减缓化学反应速率、抑制完全燃烧，进而降低燃烧室的效率和稳定性。典型地，当发动机工作在低于慢车状态时，燃烧室最容易熄火。因此，如2.1.5(2)中所讨论的，熄火可能在发动机降转后发生。

2.1.6 机匣收缩

当发动机吸入雨或冰雹时，压气机机匣温度下降的速率可能快于压气机转子，这将导致压气机叶尖间隙减小，并且可能导致叶尖摩擦。一些类型的涡轮发动机例如涡喷发动机，有明显的进气系数效应，但缺乏导引雨和冰雹甩出发动机核心机的设计特征（例如：风扇叶片、涵道分流环等），可能更易出现机匣收缩导致的损坏。

2.2 设计因素

2.2.1 综述

涡轮发动机遭遇雨或冰雹天气时的响应取决于诸多设计和工作因素。制造商采用特定的设计特征可显著提高发动机遭遇雨或冰雹时的工作性能，然而在某些设计特征之间可能需要作出折中处理。例如，为使冰雹反弹和雨滴离心作用最大化而设计的毂盖或进气锥，可能更容易出现大量冰积聚。

2.2.2 设计特征

了解了功率损失和失稳现象后，申请人能够加入一些设计特征来增强发动机对雨和冰雹的耐受性。

(1)风扇叶片或螺旋桨设计以及工作转速

在恰当的条件下，风扇叶片或螺旋桨能够有效的对小雨滴产生离心作用使其远离发动机核心机。冰雹颗粒和大雨滴在相似的作用下也会偏离核心机，但相对效果较差。申请人在确定风扇叶片或螺旋桨的几何形状和工作转速时，应考虑其在关键点处相对速度的影响。

(2)毂盖或进气锥

毂盖或进气锥能够有效使雨和冰雹偏转，远离发动机核心机。设计毂盖或进气锥时，为使冰雹的偏转最大化，需要了解冰雹颗粒撞击后的轨迹特征。

(3)涵道分流环

对于涡扇发动机，增大风扇叶片尾缘与涵道分流环之间的间隙通常会加强雨/雹的分离效果，有利于核心机工作。

(4)发动机放气

发动机放气口能够直接引导雨和冰雹远离核心机，并直接提高压气机喘振和失速裕度。放气对从发动机核心机提取出液态水或冰雹颗粒作用的有效性依赖于以下几点：水或冰雹颗粒的径向分布、放气位置、放气口的几何形状、放气控制逻辑。对于冰雹，设计放气时应使堵塞的可能性最小化。

(5)发动机和飞机的附件载荷

附件载荷将使发动机工作线向加速工作线靠近。因此，在雨和冰雹条件下应尽可能最小化附件载荷。

(6)燃油控制

对于使用压气机转速变化率确定燃油供油规律的燃油控制方式，应在吸雨或吸雹时，提供恒定的加速和减速推力响应。

(7)可调静子叶片

压气机可调静子叶片的调节规律直接影响压气机性能、操作特性和稳定特性。与天气相关的感应或调节错误可能导致喘振或失速裕度降低。

2.2.3 操作因素

了解了功率损失和失稳现象后，申请人可以建立一个使得功率损失和失稳风险最小化的工作包线。

(1)提高功率水平

提高发动机功率或推力设定（即油门杆前推）将增加转子转速和空气吸入。这样做是有利的。因为转子转速的提高将增强离心作用，同时空气流量的增加也将减少进气系数的不利影响。当增加功率设定时，燃烧室的稳定裕度也将随之提高。

(2)避免发动机瞬态操作

避免发动机瞬态操作有利于提高发动机对失速和喘振的耐受性，并减少了发动机降转的可能性。但是，申请人在表明对吸雨和吸雹要求的符合性时，不能回避发动机瞬态操作。

(3)降低飞行速度

同提高功率水平相似，降低航空器飞行速度是有利的。这样做在减少进气系数不利影响的同时提高了离心作用。

2.3 关键点分析

2.3.1 综述

符合第 33.78(a)(2)项的要求包括两个步骤。第一步是通过分析确定吸入雨和冰雹的发动机关键工作点。第二步是在这些点对发动机进行试验，验证发动机在遭遇极端雨和冰雹时有足够的承受能力。在进行吸雨和吸雹试验前，申请人应进行关键点分析并将分析结果提交审查员评审和接受。

2.3.2 关键点分析因素

关键点分析的目的是确定由于遭遇雨或冰雹导致的发动机飞行包线内工作裕度最小工作点。分析应包含相关变量的全部变化范围。这些变量包括但不限于以下方面：

(1)大气条件

在关键点分析中，应使用 CCAR-33-R2 附录 B，图 B1 和表 B1 至 B4 中的雨和冰雹条件来确定关键大气条件。关键点分析时除了考虑标称大气条件（附录 B）影响外，还应考虑雨和冰雹的极端程度对所有相关发动机部件和系统功能的影响。

(2)雨和冰雹浓度的放大和缩小效应

关键点分析应分别确定进入发动机核心机的雨和冰雹的数量。因此，放大和缩小效应（例如进气系数影响和相对速度影响）也应被量化。以上分析必须包括对典型安装的气动流场和可能飞行包线的评估。为了确定关键点，在考虑吸雨时，需要确定或保守评估液滴的破碎特性；在考虑吸雹时，需要确定或保守评估冰雹颗粒撞击进气锥、毂盖、进气道表面、转叶和静叶等零部件后的轨迹。

(3)发动机功率水平

应对整个包线内的所有功率状态进行分析。发动机降转和熄火被认为是主要的低功率异常，而压气机稳定性问题可能在高功率时出现。

(4)发动机的提取效应

应将发动机上提取变量（例如引气和附件载荷）对关键点的影响纳入分析范畴。

2.3.3 关键点分析

关键点分析是在上文描述的已给定的各种变量范围和受吸雨或吸雹影响的任何发动机工作条件下，对发动机在整个工作包线内工作能力的评估。需要考虑的典型工作条件包括：喘振和失速裕度，燃油控制降转

裕度，燃烧室熄火裕度，仪器感应错误等。关键点分析还应考虑机匣收缩。

2.4 试验及其替代方法

2.4.1 综述

符合关键点分析的发动机符合性试验方法可以使用地面静止台架设施。该方法应使用合适的方式，在模拟增强浓度的吸雨和吸雹环境下执行发动机试验。这将模拟飞行中雨和冰雹进气系数浓度放大效应，并补偿关键点工作条件和地面试验条件之间的差异。其它可能的符合性方法包括：风洞试验、直接向核心机喷水试验、部件台架试验、缩比模型试验以及分析。

2.4.2 试验点的选择

应采用产生最小工作裕度的雨关键点和冰雹关键点开展发动机吸雨和吸雹试验。导致最小工作裕度（例如，喘振和失速、燃烧室熄火、燃油控制降转、仪器感应错误等）的其他条件，也应考虑作为额外的试验点开展试验。

2.4.3 地面试验的关键点

申请人可以在地面条件下进行发动机试验，前提是能够通过合适的方法实现关键点条件。

(1)试验补偿

申请人应当补偿关键点工作条件和试验条件之间的差异。这些差异可能包括：

(a)空气密度

试验应实现雨和冰雹重量浓度百分比的关键点。例如，20,000 英尺高度水含量为 20g/m^{3}的雨，其水重量浓度近似为 3%。在海平面，为补偿更高的空气密度，对应的水含量要求达到近 40g/m^3（参见 CCAR-33-R2 附录 B，图 B1）。

(b)进气系数

应用进气系数对雨和冰雹浓度的放大作用，在地面试验中应进一步增加雨和冰雹的浓度。决定这种影响的前提是必须了解在发动机功率或推力范围内以及飞行包线内的进口流场分布。

(c)发动机转速

地面试验中的低压转子物理转速不应高于高空关键点条件。这对于涡扇发动机尤其重要，因为该转速决定了阻止部分雨和冰雹进入发动机核心机的离心效应。可以通过调节雨和冰雹浓度，对试验转速与关键点转速之间的任何必要偏离进行补偿。

(d)可变系统

所有调节位置能够影响发动机在雨和冰雹条件下工作的可变系统（例如发动机引气），试验中应设置在与关键点一致的调节位置。

(e)发动机功率提取

应通过分析或试验表明，对于有代表性的电功率或轴功率提取以及引气，发动机具备足够的裕度。

(f)热力学循环差异

在试验点和关键点之间可能存在热力学循环差异，这将影响发动机的工作特性。应对这些循环差异进行补偿，或者已证明这些差异使得试验条件更加严苛。

(g)水的焓

可以通过调节雨和冰雹浓度来保证从其中提取的热量与关键点相同。如采用液态水滴代替冰雹开展吸雹试验，那么应至少增加水的浓度，以补偿融冰吸收的热量。

(h)雨滴破碎

在地面试验环境中，使雨滴加速至飞行速度的作用力以及液滴和发动机空气流之间的剪切力，将可能使得雨滴破碎。由于风扇或螺旋桨和毂盖的离心作用，雨滴破碎将减少试验条件的严苛度。为了补偿地面试验增加的离心作用，可能需要增加雨的浓度。

(2)发动机试验设施

发动机试验设施应在发动机进口几何平面的关键区域内提供均匀的水滴或冰雹空间分布。这些均匀空间分布需要获得审查员同意。除非另有说明，试验设施还应按照 CCAR-33-R2 附录 B 提供适合的水滴或冰雹颗粒尺寸以及适合的速度分布。

(3)仪器

仪器和数据采样率应足以测量：雨和冰雹的温度和浓度、颗粒的速度和尺寸分布以及发动机的响应。应考虑通过气体采样方式测量主排气中的水气比。应通过适当的方法证明仪器的精度和稳定性。

(4)试验程序

对于发动机工作关键点试验和热冲击（仅适用于吸雨）关键点试验，试验程序应考虑以下方面：

(a)使发动机稳定工作在关键点状态。

(b)在吸入雨或冰雹前，读取稳态数据。

(c)在形成雨或冰雹气流前，开始连续瞬态数据记录。

(d)在适合的进口速度和尺寸分布条件下，建立与高度相匹配的雨或冰雹气流。

(e)在下列稳态条件下执行发动机工作关键点试验：

(i)按照CCAR-33-R2附录B、图B1和表B1中定义的对应高度的浓度，至少喷雨水3分钟。

(ii)按照CCAR-33-R2附录B、图B1和表B2中定义的对应高度的浓度，至少喷冰雹30秒。

(f)在试验低功率关键点（即最小熄火和/或降转裕度）时，应在如下瞬态条件进行吸雨吸雹试验：

(i)通过1秒内完成油门杆快速移动，从关键点分析定义的最小转速加速至额定起飞功率或推力。

(ii)通过 1 秒内完成油门杆快速移动，从适当功率或推力（例如：50%额定起飞功率或推力）减速至关键点分析定义的最小转速。

(iii)如试验条件或试验设施限制无法进行上述瞬态试验，申请人可以建议替代试验标准。这个替代试验标准必须验证，在考虑诸如进近失败（即：复飞）的可能飞行操作和下降阶段可能的移动油门杆操作的情况下，发动机仍具备足够的工作裕度。

(g)发动机无吸雨正常稳定工作一段时间后，通过在关键功率或推力条件下喷雨水 3 分钟的方式，执行热冲击关键点试验。应在开始喷水后五秒内达到最大吞水率。

(h)对于旋翼航空器发动机吸雨试验，如申请人声明涡轮发动机型号在空中达到地面慢车工况时，不与旋翼航空器主减速器连接，无功率输出，仅在最小空中慢车及以上功率状态与主减速器连接，则可以将旋翼航空器发动机吸雨试验程序中的最小慢车设为最小空中慢车，否则应将最小慢车设为最小地面慢车。

(i)对于旋翼航空器发动机吸雨试验，发动机稳态和瞬态工作状态均应保持吸入水滴流量与空气流量的总重量之比至少为 4%。

(5)可能因素

如有其他可能因素会影响吸雨吸雹试验结果，应通过试验或分析证明，按照本文 2.4.3(4)完成试验的发动机，应具备可接受的工作特性。这些其他可能因素包括但不限于：典型的发动机性能损失，安装影响以及典型的自动油门功率偏移。

(6)可接受的标准

可接受的发动机工作状态不包括熄火、降转、持续或不可恢复的喘振或失速、失去加速和减速能力。没有操作干预（例如：不操纵油门杆）情况下自行恢复的短暂喘振或失速通常是可以接受的(见 2.4.3(6)(a))。如在试验后发现损伤，可以要求申请人通过进一步试验或提供其他证据表明，在这些损伤修复之前，不会由于这些损伤导致其他失效发生。在吸雨吸雹试验前后，应对发动机性能进行测量，以评估发动机稳态性能的变化。试验数据应按照申请人的标准程序进行标准化，应在发动机功率或推力的全范围内对功率或推力的持续损失或退化进行评估。

(a)取证试验中自动恢复系统的使用

典型的自动恢复系统包括自动再点火系统、失速恢复系统或其他使发动机从熄火、喘振或失速中恢复工作性能的发动机系统。虽然在吸雨吸雹审定试验中不需要禁用自动恢复系统，但自动恢复系统使发动机从熄火或者短暂熄火中恢复工作性能的试验结果是不可接受的。对于无法恢复的喘振、失速或降转同样是不可接受的。通过控制系统或可变几何系统的调节预先为发动机在极端天气条件下工作提供准备的发动机系统，可以在吸雨吸雹审定试验中使用。

(i)如能够表明仅持续 1 到 2 秒的短暂熄火不易被机组人员察觉并且不会影响航空器工作，那么这一短暂熄火现象可以考虑是可接受的。此外，如发生了一个短暂熄火现象，申请人应通过分析表明在所有构型和预期的工作条件下，发动机具有足够的再点火裕度。该分析应考虑关于发动机引气、部件性能和预期瞬态工作组合的最不利情况。如符合这些标准依赖于自动恢复系统的功能，则这个系统的可用性对于发动机放行是关键因素，对该系统应制定更高的可靠性标准。由于规章要求吸雨吸雹审定试验不能出现熄火现象，对于短暂熄火现象，申请人可以提出一

个等效安全，通过分析表明等效安全的符合性。

(b)持续功率或推力损失

为了航空器的飞行安全，试验结果应表明，针对主控参数（即：风扇转速、发动机压比、扭矩、轴马力）所测量的发动机推力或功率的偏差或错误应不超过 3%。

(c)功率或推力退化

在发动机满足持续功率或推力损失标准的基础上，发动机的修正推力或功率相对于试验前的状态，允许出现不超过 10%的偏差。这个性能变化基于申请人的标准性能参数（例如：排气温度、转速等），而不基于推力或功率的主控参数。

2.4.4 其他符合性替代方法

可以使用分析替代试验，或分析结合试验表明对相关要求的符合性。使用的分析方法应有足够的验证基础来证明预测结果的精度或表明产生了更趋保守的结果。分析方法验证（例如：发动机试验、台架试验、实验验证等）的程度应与分析方法的复杂性成正比，也与预测发动机工作特性特定计算的关键性成正比。

3. 需要说明的其它问题

依据本文 2.1.4 的说明，第 33.78(b)款已给出旋翼航空器发动机吸雨试验的关键吸雨量、关键发动机工作状态、试验程序和可接受判据，申请人可以不开展关键点分析。如申请人在研制阶段或外场使用中发现旋翼航空器发动机存在比第 33.78(b)款中规定的关键吸雨量或关键发动机工作状态更严苛的试验条件，应参照本文 2.3 开展关键点分析，并通过试验或分析验证发动机在关键点条件下能够具备对吸雨吸雹足够的承受能力。

AC 33.82 台架试验概述

1. 条款要求解析/规章安全意图

为表明分解检查后发动机各零部件均符合型号设计，且安装在发动机上继续可用，对于不经装机即可确定其调节器调整位置和功能特性的每个部件需在试验前对其调节器调整位置和功能特性进行测定和记录。以作为试验后分解检查后对相应部件进行检查的基准，按照第

33.93(a)(1)项的规定，此时各个调整位置和功能特性需保持在试验开始时确定和记录的限制范围之内。

不经装机即可确定其调节器调整位置和功能特性的部件常见于控制系统部件，泵，执行机构，热交换器，阀，传感器等，例如：

起动机、起动空气活门、液压机械计量组件、可调静子叶片作动机构、可调放气活门作动机构、主燃油泵、燃油喷嘴、燃油流量测量仪、燃油总管传感器、油滤压差传感器、油量传感器、滑油压力传感器、燃滑油热交换器、滑油温度传感器、发电机空气滑油散热器、滑油箱压力阀、金属屑监测传感器、滑油防泄阀、金属屑监测箱、滑油进出口温度传感器、滑油冷却器、引射调压活门、核心舱冷却活门、低压涡轮主动间隙控制活门、高压涡轮主动间隙控制活门、瞬态放气活门、分流环防冰活门、T25 传感器、控制交流发电机定子/转子、N1 转速传感器、涡轮中框架状态监测加速度计、点火激励器、T12 传感器、N2 转速传感器、T3 传感器、N1 状态监测加速度计、T49 探针、点火电嘴、点火电缆、EGT 传感器电缆、各类电子线束等。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

申请人应选择恰当的符合性验证方法，包括声明、分析、零组件试验、系统试验、整机试验等。

2.2 采用部件试验和声明的方法表明符合性

(1)识别、梳理发动机需记录的不经装机即可确定其调节器调整位置和功能特性的部件清单；

(2)确定可接受的部件的调节器位置和功能特性的限制的范围，为试验后分解检查结果提供依据；

(3)试验前，在装配前，对相关部件的功能特性进行测量，确定调节器调整位置，并进行记录；

(4)试验后，检查各部件的关键尺寸和调节器调整位置，与第33.93(a)(1)项共同形成适航符合性验证报告。

AC 33.83 振动试验

1 . 条款要求解析/规章安全意图

第 33.83 条的目的是通过发动机试验的方式验证可能受机械或空气

动力导致激振的部件的振动特性在整个声明的飞行包线范围内是可接受的。该条款的实质要求是：

(1)在考虑材料性能差异的情况下，在声明的整个飞行包线内，结合适当的稳态应力后，发动机转子叶片、静子叶片、转子盘、转子轴、隔圈等部件的振动应力应小于材料的疲劳极限，并具有适当的裕度；

(2)当发生某些故障时，发动机应可以继续安全工作或停车，不应引起过大振动进而造成危害性发动机后果。

2．可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.83 条要求可接受的符合性方法为试验，包括一系列的单元体试验、核心机试验、整机试验和飞行台试验等。

为了支持符合性验证试验的开展，申请人应事先根据经验、分析和部件试验确定适用零部件、计算共振转速、振型模态、稳态应力等从而确定振动试验的试验条件以及振动应力测试位置等。

2.2 试验前准备工作

(1)确定适用零部件

需要进行振动测试的零部件通常包括：

(a)低压、中压和高压转子的各级动叶和静叶；

(b)各级盘和隔圈；

(c)所有的主转轴系统（如适用，包括齿轮）；

(d)其它任何由于振动特性被识别为关键部件的零部件。

(2)试验支撑数据和活动

在审定试验之前，申请人应该进行充分的试验和分析，确定零部件振动特征，包括固有频率，模态振型和稳态（平均）应力。

2.3 试验条件

发动机试验是发动机振动测试的最主要工作，申请人需考虑以下条件开展试验验证工作。

2.3.1安装条件

(1)安装构型

第 33.83(f)款确保遵照批准的手册和规范进行安装和运行的发动机和拟采用的安装结构之间的振动特性相匹配。申请人应按第 33.5 条的要

求提供安装说明，确保安装到航空器后不会对发动机的振动特性带来有害影响。为保证发动机和安装构型的振动特性相容，如果某些工作状态或范围需要加以限制，相关限制应写入使用和/或安装说明手册。适用时，确定可能影响发动机振动特性的安装构型至少应考虑以下特征：

(a)每个经批准的用于发动机上的螺旋桨；

(b)每个经批准的用于发动机上的反推力装置；

(c)安装条件对进排气状态的影响；

(d)安装刚度；

(e)转子驱动系统；

(f)附件。

(2)台架试验

申请人可采用台架试验来克服整机试验的潜在局限性，例如测量仪器的数量和进气条件变化范围。此时，申请人必须证明试验台架的接口和边界条件能代表发动机本身，并且发动机特定单元体的工作条件应该和发动机整机试验中工作条件相同。

2.3.2转速条件

(1)试验转速

试验的目标转速必须覆盖最大允许转速，在确定试验的转速范围时需要考虑物理转速和换算转速。

对于每个转子系统，在考虑转速范围时需要根据以下各种适用情况，并以其中的最大值为试验的目标转速范围：

(a)对于允许工作时间大于或等于 2 分钟的额定值，最大允许工作的物理转速和换算转速的 103%；

(b)对于所有额定值，最大允许工作的物理转速和换算转速的 100%；

(c)允许工作的最大超转转速的 100%。

(2)换算转速的考虑

对于振动试验，考虑换算转速是为了处理在整个飞行包线内环境温度变化对发动机性能和气动参数影响进而影响某些零部件功能和振动响应的情况。当最大物理转速和最大换算转速不能在同一工况下达到时，可以安排不同的试验验证。当一个转子系统上具有多个组件时，该转子系统的最大换算转速是系统内所有组件换算转速的最大值。

(3)转速范围的扩展

振动试验是为了完成第 33.83(b)款要求的条件范围内的应力测量。如果测试结果表明应力峰值出现在这些要求的物理或换算转速的最大转速处，则应将测试的转速范围进一步扩大，以测量存在的最大应力值。但该转速范围扩大的增量不需要超过原目标转速的 2%。

2.3.3海拔条件

在高空台内（或飞行试验）进行发动机试验来模拟和评估海拔的影响。当试验设备不能满足要求的高度条件时，应通过飞行试验来表明。

2.3.4流场条件

(1)进气畸变

进气畸变可能和侧风或其他工况以及发动机安装条件有关。发动机进气畸变试验可以通过地面试车或者飞行试验进行。在试验中，可通过多种方法实现进气畸变，例如外部侧风装置、进气畸变板或屏蔽装置。最恶劣进气畸变条件必须按照第 33.7(c)(13)项的要求在发动机安装手册、使用手册及其它类似文件中声明。

(2)（各）排气管内最恶劣条件

如果发动机装有反推力装置，需要开展反推力收放过程中受影响组件的动应力测量以覆盖（各）排气管内最恶劣条件。

(3)组合效应

除了可调静叶和压气机引气对振动的单独影响外，申请人应当考虑整个发动机运行中，这两种调节同时进行带来的组合影响。

2.3.5模拟故障条件

第 33.83(e)款适用于会造成异常振动的故障情况，并且这些异常振动难以及时识别并采取行动。尽管按照第 33.29(b)款要求连接仪器来显示振动，但是某些故障情况引起的低量级振动不能被识别为与发动机故障相关的信号，并且也不能立即做出响应。这些故障可能随之逐渐扩展，最终导致发动机产生如第 33.75 条中所列的危害性发动机后果。例如，叶尖缺损可能导致振动增加。按照第 33.29(b)款的方法可能无法立即识别并做出反应，进而可能造成更严重的损害。其他故障包括不正确的压气机调节变量，静子叶片堵塞或扩张，及燃油喷嘴阻塞等。这些故障将导致气流畸变以及气流或压力分布的改变，进而影响发动机振动响应和特性。

2.3.6发动机改装

在试验中，为了获得期望的物理和换算转速或其他试验条件，申请人可能要对发动机进行改装。申请人应对修正进行评估，表明这样做不会对发动机产生有害影响，或影响试验及其结果。申请人必须确定这些修正对发动机参数或特性的影响，并且评估对部件振动特性的影响。在取证试验前，应该采用试验或（和）分析手段对这些改装措施进行评估。例如，对于涡轮动应力测量所作的发动机改装可能会改变涡轮的温度和气动力。涡轮温度提高会导致共振频率降低而涡轮温度降低会导致共振频率提高。申请人需要考虑试验用发动机与产品发动机涡轮温度差异以及气动力差异对振动应力的影响。

2.4 振动测量

(1)实测应力

申请人应该针对关键位置或者对振型敏感位置进行应力测量。当这些位置不合适或不容易测量时，可以在附近测量，但是需要保证测量位置和关键位置的应力关系是已知的及可预测的。

(2)测试设备类型

为了获得第 33.83 条要求的数据，应当使用合适的测试设备、数据采集和分析系统进行振动测量。特殊的振动测量仪器包括动态应变片、加速度计和定时传感器。

(a)对大多数部件，将动态应变片布置在预先确定的位置处测量特定方向的应力。这些应变片应该在整个试验过程中保持精度，特别是反复在高温状态下工作时。

(b)可以使用非接触测量方法作为应变片测量的补充，例如叶尖定时传感器（光敏元件或光探测器）。叶尖定时传感器经常用于测量叶尖位移，然后将其转换为叶片特定位置的应力。将位移转换为应力需要详细了解叶片的实模态、振型以及相应的叶尖位移。

(3)测量装置的存活性

如果发动机在高转速和高温下工作，以至于测量装置只能进行短时间的工作或者测试装置存活率低时，申请人可以结合有效的测试数据和分析进行补充验证。

2.5 振动测量的结果处理

2.5.1振动应力和材料许用应力

(1)应力结果处理

(a)在任何给定位置处，总振动应力等于各阶并存的振动模态对应的谐振应力的总和，加上特定转速下的振动应力。另外，计算谐振应力时，申请人应该考虑叶片固有频率的分散性所导致的应力幅值差异。例如，如果某一叶片的固有频率范围是fn±2.5%，则应考虑这个频带内的振动应力。

(b)当同一转速或同一时刻下可能有多个振动模态被激起时，需要考虑振动模态的叠加效应以得到等效振动应力。可接受的一种多个模态振动应力叠加计算等效振动应力的方法为：该转速条件下稳态应力对应的疲劳极限为S，如果有n个振动模态被激起，对于第i个模态的振动应力为σ_i，则多个振动模态叠加下的归一化等效振动应力可以表示为$\sum_{i=1}^{n}(\sigma_i/S)$。

(2)材料许用应力

达到第 33.83(d)款要求的材料应力是考虑稳态应力修正的最小疲劳极限应力，通常用古德曼图（包括其他变种古德曼图）表示。另外，材料许用应力的确定应考虑可能影响它的所有因素，包括制造工艺、局部几何特征、温度等。对于碳纤维增强树脂风扇叶片，还需要考虑湿度的影响。

(3)应力裕度

第 33.83(d)款要求对部件进行评估以确定留有了适当的应力裕度。某个位置的应力裕度用该位置处材料许用应力和实测应力的差异表示。申请人应综合考虑材料体系、设计、运行以及其它因素以确定具体零部件的应力裕度准则。另外，申请人应该考虑工作中预期的损伤带来的影响。例如，风扇和压气机叶片通常因吸入碎片导致缺口和表面划伤，这将增加局部应力并可能降低疲劳强度。

2.5.2共振驻留

如果在第 33.83 条规定的运行条件内发生显著振动，相关部件要在（或接近）共振峰值下进行足够的振动循环。共振驻留试验可以安排在第 33.63 条的驻留持久试验或者第 33.87 条的持久试验中开展。

2.5.3故障情况评估

(1)第 33.83(e)款的符合条件为：发生故障后，发动机可以继续安全

工作或停车，而不产生危害性后果。申请人也可用研究经验或其他方法来表明由于特定的发动机构造或运行状况，某些故障情况极不可能发生。

(2)第 33.83(e)款适用于第 33.83(a)款要求的部件。当这些故障情况扩展到发动机其他部分时，必须按第 33.63 条要求进行确认（例如，转子不平衡对发动机外部件和附件的影响）。

2.6 颤振

申请人应针对发动机的飞行包线特点及部件的气动力学特点制定颤振试验方案。2.1 至 2.5 节关于振动试验的一般规定适用于颤振试验，除此以外，颤振试验还需要考虑如下因素：

(1)试验应该考虑硬件变化、进气条件和发动机性能衰退边界带来的影响。如适用，至少应该考虑以下内容：

(a)每个转子系统的物理转速和换算转速的范围；

(b)同时发生的最大风扇或压气机进气总温以及最大换算转速；

(c)飞行包线内工作线的范围；

(d)飞行包线内遇到的其他最不利进气条件（例如总压、密度、温度和进气畸变等因素的可能的组合）；

(e)进气道条件以及考虑发动机退化的裕度。

(2)颤振对于影响因素的微小变化可能非常敏感，包括叶尖间隙、机械阻尼、气动阻尼、共同工作线、引气等因素。申请人必须考虑这些影响因素极值和名义值之间的变化。经验表明不同叶片组对颤振的敏感度是不同的，此外，“非失谐”的叶片可能比“失谐”的叶片对颤振更敏感。

(3)颤振试验需要注意在待测工况下保持足够长的时间以令颤振现象得以充分发展。

(4)如果申请人只开展了海平面条件下的颤振试验，则申请人需要使用可接受的方法来考虑海拔对颤振的影响。对于某些发动机组件，特别是风扇和压气机，海拔的影响可以通过按第 33.83(b)款要求覆盖该组件在服役中可能遇到的换算转速范围进行考核。

(5)如果颤振只发生于极端瞬态的工作区间，并且充分验证了瞬态颤振对发动机结构的完整性和工作特性没有不利影响，此时可以接受该颤振。

AC 33.84 发动机超扭试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.84 条对发动机的最大发动机超扭限制提出了验证要求，包括试验时间、分段最短时间、发动机转速、减速齿轮箱温度和涡轮进口燃气温度要求。

试验的主要目的是考核发动机由于某种失效导致发动机超出扭矩限制值后的发动机安全工作能力。发动机通过第 33.84 条超扭试验验证后，若发动机在工作中出现超出扭矩限制，但是在声明的最大发动机超扭范围之内（持续时间不超过 20s），发动机不需要退出服役或返厂维修。本 AC 在以下方面提供了指导：

(1)试验方法和程序；

(2)试验成功/失败的准则。

2. 可接受的符合性方法

对该条款的符合性方法为试验方法，该条款考核涡轮发动机对最大发动机超扭限制的验证，试验后分解检查，检查结果要求不论是否安装在发动机上即可确定其调整位置和功能特性的每个部件，必须使其每个调整位置和功能特性保持在试验开始时确定和记录的限制范围内。同时，按第 33.4 条提交的持续适航文件资料，每个发动机零部件必须符合型号设计并且应仍然可以安装在发动机上继续使用。

2.1 概述

最大发动机超扭试验适用于带自由涡轮的涡桨发动机和涡轴发动机。试验可以结合第 33.87 条(b)、(c)、(d)或(e)款持久试验的一部分进行，也可以进行整台发动机试验或单个部件的等效试验。

2.2 失效原因分析

最大发动机超扭适用于除时间小于或等于 2min 的 OEI 功率以外的所有功率状态。最大发动机超扭是发动机扭矩超过限制值的一个偶然事件，其持续时间可以达到 20s。在发生这一事件后，只需要纠正超扭发生的原因，不需要采取其他维修措施。申请人应识别可能产生发动机超扭的故障模式。例如，旋翼机或航空器桨距或功率需求的突然变化，比如双发旋翼机遭遇单发失效，会导致转子或螺旋桨转速显著下降而出现超扭事件。

2.3 选定最大发动机超扭值

当发动机超扭情况可能出现在多个额定工况时，申请人应以最高扭矩值为最大发动机超扭值，并且使用此扭矩值开展最大发动机超扭试验。

2.4 试验发动机构型

(1)发动机构型

试验发动机构型应是代表型号设计的发动机构型。

(2)涡桨发动机

对于涡桨发动机，试验发动机应该安装与取证构型相同或等效的螺旋桨（不含调速器、顺桨泵等）。

(3)涡轴发动机

对于涡轴发动机，申请人应在试验发动机输出轴加载，以模拟真实安装情况下的主轴特性。

2.5 试验条件

第 33.84(b)款中指定的所需试验工况用于表明最大发动机超扭符合性。申请人可以将超扭试验结合到持久试验序列中最大发动机超扭出现的对应额定工况进行。例如，当最大发动机超扭与 30minOEI 额定值关联时，第 33.84(b)(1)项中要求的 15min 试验时间可以结合到第 33.87(c)(4)项中进行，既可以在 25 次规定的 6h 试验程序中的一次运行 15min，也可以将 15min 分成每个不小于 2.5min 的周期分散进行。

最大发动机超扭试验中的试验参数要求如下：

(1)发动机动力涡轮转速等于发动机工作中最大超扭可能发生时的最高转速，但不大于起飞限制转速或持续时间大于 2 分钟的 OEI 功率（2.5minOEI 功率、30minOEI 功率、连续 OEI 功率）的限制转速。

(2)涡轮进口燃气温度等于经批准的时间超过 20 秒的最大稳态温度，但不包括 30sOEI 和 2minOEI 功率状态对应的温度。如果申请人证明，当与第 33.84(b)(1)、(b)(2)和(b)(3)项中提到的其他参数综合考虑时，其他试验已经表明了温度影响，那么可以不要求在经批准的最大稳态温度下进行超扭试验。

(3)发动机滑油温度应在正常工作范围内。但是对于装有减速变速箱的发动机，变速箱滑油温度必须等于在使用中可能发生最大发动机超扭时的最高温度。

2.6 试验后发动机检查

在第 33.87 条规定的持久试验中，发动机承受最大超扭时，必须满

足第 33.93(a)(1)和(a)(2)项的分解检查要求。

2.7　通过/失败准则

(1)试验后分解检查，检查结果要求满足，不论是否安装在发动机上即可确定其调整位置和功能特性的每个部件，必须使其每个调整位置和功能特性保持在试验开始时确定和记录的限制范围内。

(2)按第 33.4 条提交的资料，每个发动机零部件必须符合型号设计并且应仍然可以安装在发动机上继续使用。

AC 33.88 发动机超温试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.88 条的实质要求为完成发动机整机试验以验证发动机涡轮组件的最小超温能力。

(1)发动机超温试验的目标在于验证发动机承受使用中超温事件的能力，而不仅仅验证涡轮转子强度裕度。

(2)在航空器运行条款中，针对紧急事件，飞行员可以偏离运行规章的要求，这其中包括了允许飞行员需要更大的功率或推力时，将发动机控制在超过红线温度的可接受状态下。此外，控制系统或其它发动机失效也可能导致发动机处于超温的状态。第 33.88 条的实质要求即来源于此，规定此项要求在于验证涡轮转子以及发动机整机具有承受超温状态的能力并能保证最终安全降落。

2. 可接受的符合性方法

2.1　符合性方法

满足第 33.88 条要求可接受的符合性方法为发动机整机试验。

2.2　整机试验实施

(1)申请人可以通过改装和/或调整发动机的方式达到条款要求的超温条件，但应尽量减少对流道件的更改。

(2)申请人可采用但不限于进气加温、控制压气机引气或功率提取等方式获得规定的超温条件，使发动机工作在相应的转速和燃气温度上，从而最佳地模拟实际中可能出现的工作环境。

(3)在开展针对第 33.88(a)款要求的超温试验时，选用的最大允许转速及涡轮温度应基于发动机批准的最大稳态值（在 TCDS 中列出），而不

采用瞬态限制值。这些限制值与额定功率有关，包括 2.5 分钟 OEI 功率和连续 OEI 功率。

(4)在开展针对第 33.88(b)款要求的超温试验时，最大接通功率转速是指与 30 秒 OEI 功率额定值相关的稳态转子转速。但是，如果发动机在转换至 30 秒 OEI 功率额定值时，瞬态转速的稳定超过 3 秒，申请人必须采用瞬态转子转速完成试验。

(5)开展超温试验时，涡轮进口温度为唯一适用的控制温度站位。涡轮进口温度（TIT）、排气温度（EGT）、涡轮级间温度（ITT）均可作为指示温度站位，试验时对温度进行测量。

(6)若申请人在试验中采用的指示温度站位为排气温度或涡轮级间温度，且在(a)款试验验证中拟采用的指示温度超温温度值低于规章要求的 42℃（75℉），或在(b)款试验验证中拟采用的指示温度超温温度值低于规章要求的 19℃（35℉），则应在试验前通过分析建立涡轮进口温度与指示温度之间的关系，从而确定试验时采用的指示温度增加值，保证所达到的控制温度增加值能够满足规章要求；

2.3　试验后检查

(1)对于第 33.88(a)款要求的超温试验，试验结束后涡轮组件必须保持在持续适航文件所规定的使用限制之内。

(2)对于第 33.88(b)款要求的超温试验，试验结束后涡轮组件必须保持其完整性，没有出现即时的失效状态。完成试验后，可以出现涡轮组件超过了使用限制的情况，但前提是在试验过程中、停车时、及试验后检查时没有发现涡轮组件破坏、叶片失效、以及其他可能影响涡轮组件完整性的发动机部件失效情况。如果出现了其他类型的失效情况，申请人应该通过试验或分析的方法表明产生这个失效的原因不会阻碍发动机在运行过程中达到 OEI 功率。

AC 33.89 工作试验

1.　条款要求解析/规章安全意图

工作试验必须包括中国民用航空局认为必要的所有试验，以验证发动机在规定的整个使用包线内具有安全工作特性。CCAR-33-R2 要求的其它发动机整机和部件试验可以用来表明对本条款的符合性。工作试验至少应采用试验来验证：

(1)整个起动包线内的发动机起动特性；

(2)整个温度和高度包线内的发动机工作特性；

(3)整个使用包线内，发动机不发生危害性后果的喘振或失速；

(4)对于各种燃油调节计划、可变几何调节计划和安装/环境/服役产生的影响，发动机具有足够的工作裕度；

(5)点火系统的功能；

(6)螺旋桨制动功能及对发动机的影响（如发动机装螺旋桨工作）；

(7)反推影响（如发动机装有反推）。

2. 可接受的符合性方法

申请人可以采用试验或试验与分析相结合的方法表明符合性。

2.1 分析

申请人应通过关键点分析，定量评估发动机在规定的整个使用包线内工作裕度降至最低水平的工作状态。申请人可以建立发动机仿真计算模型，在模型中对发动机在整个使用包线内的工作能力进行定量评估，选取发动机使用包线范围内最严苛的工况和环境条件作为试验点。在局方接受发动机仿真计算模型之前，申请人应向局方提供该模型能够成功预测发动机实际工作特性的证明。关键点分析中考虑的因素包括但不限于以下内容：

(1)压力高度；

(2)大气温度；

(3)湿度；

(4)马赫数；

(5)进气畸变；

(6)引气和功率提取；

(7)发动机热状态；

(8)发动机性能衰退；

(9)制造偏差；

(10)配装反推的影响（如适用）；

(11)配装螺旋桨的影响（如适用）。

2.2 符合性试验

试验发动机应与取证发动机构型保持一致，如存在差异，应分析构

型差异对试验结果的影响。

申请人应基于 2.1 节分析所确定的关键点、自身工程经验和历史产品的使用经验选取符合性试验的试验点，对第 33.89 条中规定的起动、点火、慢车、加/减速等发动机工作特性进行试验验证。针对发动机不同工作特性试验需关注以下方面：

(1)起动点火试验

发动机的起动点火试验包括地面起动试验和空中起动试验。申请人应在发动机地面起动包线和空中起动包线内对发动机的起动和点火工作特性进行试验验证。

地面起动试验需考虑的因素包括但不限于温度包线（例如低温起动、高温起动）、发动机热状态（例如冷态起动、热态起动）、海拔高度（例如极限地面起动高度起动）、进气畸变（例如最大侧风起动、最大背风起动）。

空中起动试验需考虑的因素包括但不限于发动机空中起动方式（例如空中辅助起动、风车起动、快速风车起动）、温度包线、空中起动包线（例如飞行高度和空速）、发动机热状态。

针对涡扇、涡喷和涡桨发动机，申请人应考虑转子锁定和转子拖拽对发动机空中起动能力的影响。对于新型号发动机，或者直接影响发动机或其安装特性，且可能对转子锁定或转子拖拽产生影响的设计大改，应通过试验或分析来评估转子锁定和转子拖拽对发动机空中起动能力的影响。试验应至少考虑发动机空中熄火前的初始热状态、熄火高度、熄火后飘降速度、熄火至重新开始起动的持续时间。

(2)慢车试验

慢车试验应包含申请人所声明的所有慢车状态，如地面慢车、飞行慢车、反推慢车等。慢车试验主要考核慢车状态的稳定工作能力，可以采用 CCAR-33-R2 其它条款发动机整机试验中已完成的慢车试验结果，直接表明对慢车试验的符合性。

(3)加/减速试验

加/减速试验应考虑发动机预期使用中可能出现的典型过渡态工况，包括但不限于急加速、急减速、遭遇工作特性（急减加速、急加减速）、慢加速、慢减速。同时，应考虑第 33.73 条中的响应要求，以及第 33.89(a)(3)项的加速最小响应时间测量的要求。

工作试验的试验结果应能够证明发动机的工作特性满足适航要求和申请人声明的工作特性（如起动时间、加速响应时间等）。试验过程中，发动机工作正常，不发生超温、产生危害性后果的喘振或失速、熄火、结构损伤等异常情况，试验后的孔探或分解检查结果应符合继续安全使用的要求。

3. 需要说明的其它问题

如发动机装有反推，在工作试验中应通过试验考核安装反推对发动机工作特性的影响，具体的符合性方法见第 33.97 条的咨询通告内容。

AC 33.90 初始维修检查

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.90 条要求对要取新型号合格证的每一型发动机开展试验。试验必须模拟发动机预期运行的工作条件，包括起-停循环等典型的预期使用工况。

试验的主要目的是帮助发动机型号设计建立发动机投入运营（EIS）时的初始维修检查间隔。在所要求或推荐的维修检查范畴内或翻修周期内，发动机必须满足持续适航说明文件要求和第 33.19 条要求，保持可工作状态。因此，本 AC 在以下方面提供了指导：

(1)试验方法和程序；

(2)试验成功/失败的判据；

(3)投入运营时的初始维修检查、翻修要求或建议。

2. 可接受的符合性方法

2.1 初始维修检查试验

(1)初始维修检查试验循环评估

申请人应该对预期的工作条件进行评估，并作为试验方案的一部分。在评估中应表明推荐的试验循环代表了预期使用中的发动机飞行循环，包括如下内容：

功率/推力等级

反推的使用

零部件的应力和温度

排气温度（EGT）

振动

循环/工作时间累积损伤

其它因素

对于多种飞机用途的情形，申请人应该表明试车循环足够代表所有明确定义的或预期的发动机安装和发动机飞行循环。

以往用于表明初始维修检查间隔的试验循环包括：

全循环

加速严苛循环

上述二者的组合

如果试验计划将 IMI 试验和第 33.201 条早期 ETOPS 试验组合进行，则必须在投入运营（EIS）之前成功完成早期 ETOPS 试验。

(a)全循环试验

全循环试验要求对发动机按照飞行循环中确切的推力或功率顺序及时间开展试车。全循环试验的一个完整的循环包含：

(i)典型发动机飞行循环；

(ii)发动机从起动到完全停车的确切运行小时数。

(b)加速严苛循环试验

加速严苛循环试验面向耐久性主要受工作循环影响的发动机（或部件）。加速严苛试验允许申请人在以下方面与发动机真实飞行循环有所不同：

(i)各功率或推力设置的运转时间；

(ii)各功率或推力选择的序列。

为了证明加速严苛循环试验和全飞行循环试验之间的关系，申请人必须开展综合分析，分析因素包括应力、温度和受影响的发动机部件寿命。

在相同的试验时间内，加速循环试验的效果数倍于全循环试验（因为在一个发动机飞行循环周期内足以加载数次加速循环），因此加速循环试验所需的试车时间少于全循环试验。通常来说，对于耐久性主要受工作小时数影响而不是循环影响的发动机部件来说，加速严苛循环试验并不是理想的验证方式。对于这些情况，初始维修检查间隔的验证可能需要其他的试验或运行经验数据支持，如已成功投入使用的发动机型号的初始维修检查方案被实际运行所验证的相关经验。

加速严苛循环试验需要包含发动机起动和停车。

(2)初始维修检查试验发动机构型

(a)概述

第 33.90 条符合性要求开展试验的发动机大体上符合最终型号设计的构型。需要注意，不应该为了完成初始维修检查试验而进行发动机修改。如果预期将有发动机重大设计更改，则不适合开展初始维修检查试验。

(b)非发动机型号设计硬件

申请人需考虑在试验中安装非发动机型号设计硬件（例如反推，空气起动机，发动机装配硬件）。在试验中安装这些硬件可以使发动机的负载更加真实，同时也增加这些硬件的试验考核时间。

关于这些硬件的相关信息或安装构型应参照飞机制造厂的意见。

(c)发动机试验构型

申请人应该在发动机典型安装配置下进行初始维修检查试验，并且在开展验证时：

(i)以符合实际使用情况的方式连接并运行发动机所负载的飞机附件和接口；

(ii)在试验中安排发动机飞行循环中预期的典型附件载荷和引气提取。

(d)涡桨发动机

对于涡桨发动机，试验发动机应该安装符合安装要求的螺旋桨。申请人应该在试验循环中体现适当的设计特征，例如螺旋桨刹车和 APU 模式运行。

(e)涡轴发动机

对于涡轴发动机，申请人应在试验发动机输出轴加载，以模拟预期安装情况下的主轴特性。潜在的主轴特性包含但不限于惯性振动和扭振。

(3)试验参数

如果试验能有效地反映发动机飞行循环期间的推力/功率、应力、零件温度、EGT 和不平衡振动等状态，试验可以在标准天条件下进行。

(4)试验周期

试验总循环数和试验周期应该等同于典型安装状态下的新发动机型号的预期初始在翼寿命。至少运行至足以确定初始维修检查间隔的某个

适当的循环周次，以表明发动机在规定的维修检查之间保持可用状态。

第 33.90 条并不要求固定数目的循环数（即，初始维修检查试验不是“1000 循环”试验）。然而，申请人需要将试验循环数与计划的发动机检查间隔关联起来。具体参见 2.1(6)节。

(5)通过/失败判据

(a)概述

发动机型号设计满足第 33.90 条要求的表征为，试验后发动机分解检查结果表明发动机在给出的检查间隔内能够保持适航性。

(b)试验周期

在整个试验周期内，按照持续适航文件（ICA）维护操作，发动机必须满足：

(i)达到设定的推力或功率值，并且不超出任意限制；

(ii)按照第 33.5 条安装和使用说明下工作，不会出现显著的异常情况（如喘振、失速）。

(c)试验后分解检查

试验后发动机的分解检查应该表明每个发动机部件符合型号设计，可以继续安全工作。试验后，发动机硬件对照 ICA 中适用的检查或限制（如有）检查，应该处于可工作的状态。

(d) 符合性文件

应该基于初始维修检查试验结果，在符合性文件中明确那些需要在持续适航文件中写明特定要求或建议的发动机零件。最终的 ICA 应该在现有 ICA 的基础上纳入上述零件的上述特定要求或建议，包括：寿命限制、检查任务、间隔和可用限制。

(6)初始维修检查间隔时间/循环的确定

(a)全循环试验

对于成功的全循环试验来说，申请人可以采用试验验证的全循环数和全小时数作为初始维修检查间隔。

(b)加速严苛循环试验

对于成功的加速严苛循环试验来说，若试验循环对某些发动机零件的损伤等效于或严苛于假设的发动机飞行循环，则可以采用试验对应的全循环数作为这些发动机零件的初始维修检查间隔。

(c)选定试验循环中的高推力设置

申请人选定的试验循环（例如加速严苛循环）中可能存在高推力设置下的运行时间远超发动机飞行循环的情况。这种情况下，申请人可以设定外场检查间隔高于 IMI 试验验证的时间长度。采用该方式需要注意，某些发动机零件会因加载时间的增加而出现磨损失效，而非低周疲劳失效；另外，仅仅基于材料特性数据进行寿命预测不够精确。在这种情况下，需要从其它发动机级、元件级或附加试验来获得证据支持。

(7)利用第 33.201 条早期 ETOPS 试验验证 IMI 符合性

(a)概述

第 33.90(b)款允许申请人采用经批准的第 33.201 条的试验来代替单独的 IMI 试验。采用早期 ETOPS 试验表明符合性的方式允许申请人在一台发动机上开展一项试验同时表明 33.90 和 33.201 两个条款的符合性。

如果申请人采用该方法，则需：

(i)当试验中按第 33.90(a)款要求完成了初始维修检查试验所需的全部试验循环后，必须中断第 33.201 条的试验，开展完整的在翼检查(或其他检查)。需注意，检查项目须由 CAAC 批准以满足第 33.90 条的符合性验证要求。另外，可接受的在翼检查必须包含但不限于 2.1(7)(b)中的要求。

(ii)在投入运营前，申请人须完整地完成第 33.201 条的试验。目的在于提供更多的证据，表明发动机在初始维修检查试验阶段没有其他未被发现的故障。

(iii)如果 IMI 试验检查已经完成，发动机也已经取得了型号合格证，申请人必须完成剩下的第 33.201 条的试验。

(iv)按照 2.1(5)中的通过/失败判据必须表明发动机按照 ICA 的要求能够正常工作，除非另有其他批准方式。

(b)在翼检查

(i)孔探检查

按照 ICA 规定的使用限制，对风扇、压气机、燃烧室、涡轮单元体所有可接近的流道件或区域进行全面孔探检查。

(ii)系统故障和状态信息查询

对安装了电子控制器的发动机开展所有系统故障和状态信息评估。

对照 ICA 规定的使用限制，评估当前的和之前记录的信息。

(iii)滑油系统磁屑探测器和油滤检查

检查所有的滑油系统磁屑探测器和油滤，以检测污染情况。

(iv)燃油系统油滤检查

检查所有的燃油系统油滤，以检测污染情况。

(v)发动机滑油取样试验

检测发动机滑油污染情况（例如光谱分析），检测可能即将发生的内部故障。

(vi)目视检查

对照 ICA 规定的使用限制，对发动机进气道、尾喷和发动机外部开展完整的目视检测。发动机必须处于可工作状态。

(vii)功率校准

验证发动机在不超限的前提下，能够在海平面热天拐点工况下达到额定功率或推力。

2.2 整机固定翻修周期

如果不考虑采用结构化检查方案的话，申请人可以选择固定翻修周期作为 IMI 试验的等效方式。采用这种方式时，应该采用相似方法开展第 33.90 条的发动机试验以满足第 1 节要求。另外，应该判断试验结果是否能够支撑固定翻修周期。

AC 33.91 发动机系统和部件试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.91(a)款的实质是要求申请人对系统或部件所声明的环境和运行条件进行充分验证，以表明这些系统或部件在所有已声明的环境和运行条件下能可靠地完成预定功能；验证可在 CCAR-33 部其他条款中进行，也可以在第 33.91 条中进行；对于未在 CCAR-33 部其他条款中充分验证的系统或部件，申请人应在第 33.91 条中开展附加的验证；第 33.91(b)款的实质要求是对于需要航空器采取措施确保安装环境满足使用限制的部件，申请人应在发动机安装和使用说明手册中声明这些部件及其环境限制。

2. 可接受的符合性方法

发动机系统和部件试验条款的符合性方法通常包括说明、分析、类

比、试验。

2.1 验证说明

发动机系统和部件试验验证说明是采用分析的符合性方法，给出第33.91条系统和部件试验的验证对象、验证项目及其适用性、验证的边界条件和验证策略。

2.1.1 确定验证对象

申请人应按照发动机系统和部件的定义，确定第 33.91 条的验证对象，确保验证对象的完整性。

2.1.2 确定验证项目

系统和部件试验需要考核的验证项目通常包括高温耐久性、低温耐久性、室温耐久性、温度/高度、温度变化、振动、工作冲击、坠撞安全、持续加速度、耐压、过压、压力循环、燃油系统结冰、进气结冰、污染的燃油、污染的滑油、污染的空气、砂尘、盐雾、霉菌、防爆、湿热、防水、流体敏感性、防火/耐火、包容性、电子控制单元过热、电源输入、电源输入-电压尖峰、电源输入-音频传导敏感性、电磁辐射/高强度辐射场、雷电间接效应等。上述验证项目的适用性参见下表。

表 33.91-1 验证项目及其适用对象

序号	验证项目	适用对象
1.	高温耐久性	适用于所有部件
2.	低温耐久性	适用于所有部件
3.	室温耐久性	适用于除电子部件以外，且包含活动机械零件的其他所有部件
4.	温度/高度	适用性取决于设计特征
5.	温度变化	适用于电子电气部件
6.	振动	适用于所有部件
7.	工作冲击	适用于所有可能会遭受冲击载荷的发动机部件
8.	坠撞安全	适用于安装在座舱和航空器其他区域内的、在紧急着陆期间发生分离时会危及到乘员、燃油系统或者紧急逃生设备安全的设备。
9.	持续加速度	适用于内部有活动零件的部件，例如内部含有弹簧、阀门等。

10.	耐压	适用于存留或输送燃油、滑油、高压气体的部件
11.	过压	适用于存留或输送燃油、滑油、高压气体的部件
12.	压力循环	适用于存留或输送燃油、滑油、高压气体的部件
13.	燃油系统结冰	适用于存留或输送燃油的部件（不包含管路）
14.	进气结冰	适用于发动机流道中暴露在结冰条件下的部件
15.	污染的燃油	适用于存留或输送燃油的部件（不包含管路）
16.	污染的滑油	适用于存留或输送滑油的部件（不包含管路）
17.	污染的空气	适用于暴露于污染引气流路中的发动机部件（不包含管路）
18.	砂尘	适用于所有可能遭遇砂尘的未密封部件
19.	盐雾	适用于所有与外部空气接触的部件
20.	霉菌	适用于所有与外部空气接触的部件
21.	防爆	仅适用于电气部件或电气子部件
22.	湿热	适用于所有与外部空气接触的部件
23.	防水	适用于未密封的部件
24.	流体敏感性	适用于在使用和维修过程中能够接触到流体的部件
25.	防火/耐火	适用于存留或输送可燃液体的发动机部件，或者位于指定火区内并在着火条件下可能会对发动机造成危害性后果的其他系统部件，如某些发动机控制系统部件
26.	电子控制单元过热	适用于执行发动机控制/限制功能的电子控制单元
27.	包容性	适用于可能产生危害性高能碎片的旋转部件；
28.	电源输入	适用于由航空器电网供电的电子电气部件
29.	电源输入-电压尖峰	适用于由航空器电网供电的电子电气部件
30.	电源输入-音频传导敏感性	适用于由航空器电网供电的电子电气部件
31.	电磁辐射/高强度辐射场	适用于电子控制系统和电子电气部件
32.	雷电间接效应	适用于电子控制系统和电子电气部件

2.1.3 确定验证的边界条件

申请人应结合安装对象、发动机本体来分析系统和部件的安装环境和运行条件。

(1)针对安装对象，应充分考虑来自航空器的环境输入，包括由航空

器提供的冷却能力、振动特性、燃油污染水平、燃油结冰条件、电磁干扰、高强度辐射场、雷电间接效应等；

(2)针对发动机本体，应考虑系统和部件的设计特征、安装位置及其环境，及其在所有发动机工况下可能遭受的运行状态，包括正常工况和异常工况，应结合安全性分析确定部件的失效模式（如适用），确定系统和部件验证的边界条件。

2.1.4 确定验证策略

申请人应确定系统和部件试验的验证技术方案，明确拟在第 33.91 条下验证的系统和部件及其验证项目，并确定验证项目的符合性验证方法。

(1)申请人应确定系统和部件试验的验证技术方案，明确拟在第 33.91 条下验证的系统和部件及其验证项目。CCAR-33 部中与第 33.91 条发动机系统和部件试验密切相关的其他验证条款包括 33.17 条防火，33.28 条发动机控制系统，33.63 条振动，33.64 条发动机静承压件，33.67 条燃油系统，33.68 条进气系统结冰，33.71 条润滑系统，33.87 条持久试验，33.89 条工作试验等。当申请人能够证明 CCAR-33 部规章中其他条款可以充分验证系统和部件及其预期环境和运行条件，则无需在第 33.91 条中开展任何额外的验证。

(2)确定了拟在第 33.91 条中验证的系统和部件及其验证项目后，申请人应给出各个验证项目的验证方法以及合理性说明。验证方法可以是试验、分析、类比，或者试验结合分析的方法。

2.2 验证实施

申请人应根据验证策划阶段确定的验证方法，对每一个系统和部件的验证项目开展符合性验证。符合性要点与验证项目、验证方法、系统与部件的具体设计特征有关。与验证项目和验证方法相关的符合性要点具有通用性，适用于所有系统和部件；由于不同的项目（型号）、系统、部件的具体设计特征不尽相同，如果某些系统和部件具有特殊的设计特征和工作原理，申请人应针对特定项目、系统、部件的特定验证项目形成专用符合性要点。

2.2.1 采用试验的方法表明符合性

试验是指通过分析试验要求、制定试验程序、确定试验判据，编制

试验大纲、在满足试验要求的试验设施上开展试验验证、收集分析试验数据、分析试验偏离等，表明符合性的方法。

对于符合性验证方法为试验类的验证项目，符合性活动包括编制试验大纲、制造符合性检查、试验目击（按需）、和编制试验报告。其中试验大纲应至少包括适用法规、试验目的和试验边界条件、试验方法、系统或部件名称和操作说明、零件或序列号或零件草图、安装图或草图、试验条件、试验设备要求、试验步骤、数据记录方法、试验通过准则。试验报告应至少包括数据采集和分析方法合理性说明、试验数据分析、试验构型的偏离影响分析(如适用)、试验过程的偏离影响分析(如适用)、试验数据的偏离影响分析（如适用）、验证结论判定。

通过试验的方法表明系统和部件试验的符合性时，需考虑如下几个方面：

(1)试验条件：试验验证的运行和环境参数需覆盖系统和部件所遭遇到的极限值；对于需要在系统和部件工作状态下验证的环境，需要识别其最严格的工作工况；

(2)试验方法：试验所采用的试验程序应能充分验证系统和部件的环境。在采用行业或者工业标准推荐的试验程序时，需开展合理性说明。说明应包括标准的试验程序、试验条件、试验判据等。试验件的安装连接、方向、原理应能反映部件真实安装方式，特别是振动等级和特性；

(3)试验设备：应通过铭牌、型号、序列号、软件版本、校准有效期对试验设备进行标识，且必须在校准范围内使用试验设备；如适用，所有校准应可追溯至公认的标准；试验可在台架或试验台中进行，也可以在发动机整机上进行，但需保证整机试验能够覆盖部件试验的严苛程度。试验数据采集和记录方法应确保试验数据的正确性和精度；

(4)试验顺序：如采用独立试验件进行不同环境试验时，可按任何顺序开展部件试验；若采用单个试验件进行多项试验时，应考虑施加的环境条件能最大限度地呈现叠加效应，同时还应考虑破坏性试验在整个试验顺序中的位置。在考虑环境的叠加效应时，通常要求霉菌试验在盐雾试验前进行；霉菌、盐雾或湿热试验在砂尘试验前进行；低温试验应在高温试验之后进行，以更好地验证在低温条件下的密封设计；振动、工作冲击类试验验证项目，如经评估振动产生的应力可能影响材料在温度、高度、湿度、泄漏或电磁干扰等其他环境条件下的性能，则应首先开展

振动类试验。在考虑破坏性试验验证项目的顺序时，对于有可能对试验件产生破坏性的验证项目，例如防爆试验、电子控制单元过热试验试验、防火/耐火试验等，要求某项试验后对试验件进行修复并进行制造符合性检查，使之符合试验前状态，才可进行下一项试验；

(5)试验组合：可将多个不同验证项目的试验程序进行组合，但需确保组合后的试验程序能够充分验证每个独立试验的最严苛试验条件以及符合 2.2.1(4)的要求；

(6)试验通过准则：对于系统和部件，试验通过准则包含试验过程中没有发生任何可能影响发动机安全性或可操作性的不可接受的功能和性能变化；试验后，对部件进行外观和功能/性能检查确认部件能够满足产品验收要求（如适用）；试验后的分解检查（如有要求），未发现可能损害系统和部件安全运行能力的潜在故障或损坏；

(7)试验结果分析：试验后应开展试验数据分析、特别是试验数据、试验构型、试验过程偏离对试验结果的影响分析，并给出验证结论。

2.2.1.1 高温耐久性

高温耐久性验证项目的目的是确定部件在高温环境下的适应能力，验证当部件持续处于最高温度环境下工作时，能够实现预期功能，并识别部件在高温环境下允许的持续工作时间和任何因暴露在最高温度环境下可能导致的部件功能异常和失效的损伤，以确保部件具有良好的耐久性。

高温耐久性验证项目适用于所有发动机部件。

当申请人选择采用试验表明高温耐久验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；若部件中存在可能受高温影响的零件，试验后应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明高温耐久验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件、试验件的状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)如果部件在工作状态及非工作状态的温度限制不同或在最高环境有时间限制，则在试验循环中可参考 DO-160 第 4 章的相关试验程序进

行高温耐久验证；

(2)当通过 DO-160 第 4 章温度/高度试验和 DO-160 第 5 章温度变化的组合试验来满足高温耐久性的验证要求，试验循环数应从 2 个增加到至少 10 个，并且采用这种做法时，应能等效 100 小时高温耐久性试验的结果；

(3)试验中应对所有输入变量进行循环；

(4)试验循环应能模拟部件在典型发动机任务循环中执行的功能，或至少应能模拟典型发动机任务循环中最严苛的运行状态；

(5)如果部件执行了 33 部规章中要求的功能（例如发动机保护或限制），在部件高温耐久环境验证中，应每 10 个循环至少验证一次上述功能；

(6)对于存留或输送流体的部件，应对最高环境温度和最高内部流体温度进行评估。通常，最高环境温度和最高内部流体温度不会发生在同种运行条件下，因此需对最高环境温度条件和最高内部流体温度条件均进行评估，考虑部件最严苛情况的工作条件，明确环境温度和内部流体温度循环；

(7)可以通过对部件单独经受最高环境温度和单独经受最高内部流体温度的方式进行试验。在单独试验中考核最高温度时，可将流体温度设置为更能代表典型试验条件的温度；

(8)对于润滑系统部件，应根据滑油与发动机滑油系统密封材料的相容性，考虑使用对诸如垫圈和 O 形圈等非金属零件有着严重影响的一种或几种牌号的滑油；

(9)验证持续时间应至少 100h，并在此期间识别部件在高温环境下可能的运行时间限制。

2.2.1.2 低温耐久性

低温耐久验证项目的目的是确定部件在低温环境下的适应能力，验证当部件持续处于最低温度环境下工作时，能够实现预期功能，并识别部件在低温环境下允许的持续工作时间和任何因暴露在最低温度环境下可能导致的部件功能异常和失效损伤，以确保部件具有良好的耐久性。

低温耐久验证项目适用于所有发动机部件。

当申请人选择采用试验表明低温耐久验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；若部件中存在

可能受低温影响的零件，试验后对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明低温耐久验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件、试验件的状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)如果部件在工作状态及非工作状态的温度限制不同或在最低温环境有时间限制，则在试验循环中可参考 DO-160 第 4 章的试验程序；

(2)当通过 DO-160 第 4 章温度/高度试验和 DO-160 第 5 章温度变化的组合试验来满足低温耐久性的验证要求，试验循环数应从 2 个增加到至少 10 个，并且采用这种做法时，应能等效 20 小时低温耐久性试验的结果；

(3)试验中应对所有输入变量进行循环；

(4)试验循环应能模拟部件在典型发动机任务循环中执行的功能，或至少应能模拟典型发动机任务循环中最严苛的运行状态；

(5)如果部件执行了 CCAR-33 部规章中要求的功能（例如发动机保护或限制），在部件低温耐久环境验证中，应每 10 个循环至少验证一次上述功能；

(6)对于存留或输送流体的部件，通常最低环境温度和最低内部流体温度不会发生在同种运行条件下，因此应对最低环境温度条件和最低内部流体温度条件均进行评估，考虑部件最严苛情况的工作条件，明确环境温度和内部流体温度循环；

(7)可以通过对部件单独经受最低环境温度和单独经受最低内部流体温度的方式进行试验。在单独试验中考核最低温度时，可将流体温度设置为更能代表典型试验条件的温度；

(8)对于润滑系统部件，应使用粘度最大的滑油以达到最不利的流量条件；

(9)验证持续时间应至少 20 小时或者至少 20 个循环，并在此期间识别部件在低温环境下可能的运行时间限制；

(10)试验中至少模拟 10 次冷起动。每个起动后，试验循环持续 2 小时。每个起动前，须将部件冷浸直至内部流体温度稳定在最低值。在 2

小时的工作循环中内部流体温度会逐渐上升，低温耐久试验需模拟该现象，对温度上升范围通常也会设定限制。如达到设定温度时仍未完成 2 小时的循环，需停止试验冷浸到内部流体稳定于最低值后重新起动。

2.2.1.3 室温耐久性

室温耐久验证项目的目的是识别部件在室温下由于超时限运行所导致的可能引起部件失效的损伤，以确保部件具有良好的耐久性。

室温耐久验证项目适用于除电子部件以外的其他所有发动机部件，特别是内部有活动零件的部件，例如内部含有弹簧、阀门等。

当申请人选择采用试验表明室温耐久验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；试验后，对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明室温耐久验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件、试验件的状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)试验中应对所有输入变量进行循环；

(2)试验循环应能模拟部件在典型发动机任务循环中执行的功能，或至少应能模拟典型发动机任务循环中最严苛的功能；

(3)如果部件执行了 CCAR-33 部规章中要求的功能（例如发动机保护或限制），在部件室温耐久环境验证中，应每 10 个循环至少验证一次上述功能；

(4)验证持续时间应至少 300h。该时间可通过单独室温试验累计，也可通过采用同一试验件进行不同验证项目试验累计，但其他验证项目中部件的状态须满足室温试验的要求。

2.2.1.4 温度/高度

温度/高度验证项目的目的是验证部件在发动机飞行包线内能够按照设计的要求运行。

温度/高度验证项目需要考虑温度验证（含空中冷却能力丧失）、高度验证两种情况。其中温度验证项目适用于所有部件，且对于安装在航空器发动机动力舱内且设有专用空气冷却系统的设备，需在高温工作环境中考虑空中冷却能力丧失的情况；高度验证项目适用于所有电气部件，以及经过密封、其内部流体压力不显著大于大气压力、且机械性能在变

化压力下有显著变化的非电气部件；

当申请人选择采用试验表明温度/高度验证项目的符合性，通过准则包括：

(1)试验期间部件在地面耐受高低温（存储）和短时工作高低温环境中能够正常运行，或者试验期间部件处于非工作状态且试验后可能受地面耐受高低温（存储）和短时工作高低温环境影响的零件应满足产品验收要求；

(2)试验期间，部件暴露在低温工作环境和高温工作环境下时能够正常运行；试验后，若部件中存在可能受低温工作和高温工作影响的零件，试验后应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求；

(3)试验期间，验证部件在发动机飞行包线内，暴露在由高度变化引起的大气压力范围时能够正常运行；若部件中存在可能受高度影响的零件应，试验后应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求；

(4)如有必要，试验后应进行分解检查，确认没有可能会导致部件失效的损伤。

当申请人选择采用试验表明温度/高度验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件、试验件的工作状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 的第 4 章的试验程序进行温度/高度环境的验证；

(2)对于电气/电子部件的试验，应该考虑其电源和电能变化的影响。应在低输入电压下进行部件冷起动状态下的低温试验，应在最大电能消耗运行模式下进行高温度/高度试验；

(3)对于安装在航空器发动机动力舱内且设有专用空气冷却系统的部件，需在高温工作环境中验证空中冷却能力丧失后部件能够在一定时间范围能正常工作，并识别可能的时间限制。

2.2.1.5 温度变化

温度变化验证项目的目的是验证电子/电气部件暴露在与声明的温度环境一致的热循环和温度变化中时能够持续运行并且无失效或损害。

温度变化验证项目适用于电子/电气部件，主要影响电子电气部件中的元器件的性能和寿命，例如电容、半导体元器件等。

当申请人选择采用试验表明温度变化验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；试验后，若部件中存在可能受温度变化影响的零件，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明温度变化验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件、试验件状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 的第 5 章的试验程序进行温度变化环境的验证；

(2)控制系统部件进行温度变化试验验证时，应至少进行 10 个循环，其他部件应至少进行 2 个循环；

(3)当结合温度/高度试验（组合试验）验证温度变化时，对于电气/电子部件的试验，应该考虑其电源和电能变化的影响，应在低输入电压下进行冷起动状态的低温试验，应在最大电能消耗运行模式下进行高温度/高度试验。

2.2.1.6 振动

振动验证项目的目的是验证部件暴露在振动环境下能实现预期功能，不会出现结构疲劳失效。

振动验证项目适用于所有发动机部件。

当申请人选择采用试验表明振动验证项目的符合性，通过准则包括：表明试验期间部件在试验条件规定的限制内工作；试验后，若部件中存在可能受振动影响的零件，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明振动验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 的第 8 章的试验程序进行振动环境的验证；

(2)如果在整机级或者系统级验证了部件暴露在最大振动等级（转子

不平衡）中的运行功能和性能，并且积累了足够的循环数来表明部件在发动机运行期间不需要寿命管理，则无需开展额外的部件振动环境验证。如果在整机级或者系统级验证了部件暴露在最大振动等级中的运行功能和性能，但不满足设计寿命，则需开展额外的部件振动环境验证。如果发动机整机级或者系统级验证未能充分证明部件的高循环疲劳寿命且部件不包含活动部件，则可以在非工作状态下额外的试验验证部件结构有效性，否则要求额外的试验在工作状态下开展；

(3)部件振动试验的振动等级与发动机生命周期内最大转子不平衡限制、或者部件安装区域可能遭遇的振动等级、以及安装使用手册定义的所有发动机使用状态相一致。验证的循环数取决于部件的构型以及材料持久疲劳属性。

2.2.1.7 工作冲击

工作冲击验证项目的目的是验证部件暴露在正常航空器运行中所遭受的冲击条件下能够正常工作。

工作冲击验证项目适用于所有可能会遭受冲击载荷的发动机部件。

当申请人选择采用试验表明工作冲击验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作（如适用），不存在异常信号输出，诸如锁紧延迟信号改变状态或电气开关信号保持在不正确位置等；若部件中存在可能受工作冲击影响的零件，试验后应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明工作冲击验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件、试验件工作状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 的第 7 章的试验程序进行工作冲击环境的验证；

(2)考虑到工作冲击持续时间很短，在冲击脉冲阶段，大部分部件的运行状态并不影响控制系统的功能，因此在试验期间，部件可以处于非工作状态。但如果部件的运行可能导致发动机推力/功率的振荡或者导致其无法提供 CCAR-33 部要求的功能（如发动机保护或限制），则试验中部件必须处于工作状态，同时在试验期间监视其运行状况，保证其运行在

可接受的范围内。

2.2.1.8 坠撞安全

坠撞安全验证项目的目的是验证特定部件在紧急降落过程中不会发生导致危害性发动机后果的安装脱落。

坠撞安全适用于安装在座舱和航空器其他区域内的、在紧急着陆期间发生分离时会危及到乘员、燃油系统或者紧急逃生设备安全的设备。当证明发动机的其它碰撞载荷要求（如吸冰和风扇叶片脱落）比坠撞安全严格时，坠撞安全非强制要求。

当申请人选择采用试验表明坠撞安全验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件未与安装支架分离。

当申请人选择采用试验表明坠撞安全验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件、试验件工作状态、试验程序的合理性。

2.2.1.9 持续加速度

持续加速度验证项目的目的是验证部件暴露在预期的加速、减速以及机动飞行引起的稳态惯性载荷环境时，部件结构完整，且能够执行预期的功能。

持续加速度验证项目适用于内部有活动零件的部件，例如内部含有弹簧、阀门等。

当申请人选择采用试验表明持续加速度验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；试验后，若部件中存在可能受持续加速度影响的零件，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明持续加速度验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件、试验件状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)损伤评估：当通过独立试验表明符合性时，可以在非工作状态下验证部件在持续加速度载荷下不会出现损伤；当通过振动试验或工作冲击试验代替独立试验表明符合性时，要求在振动试验或工作冲击试验下产生的加速度载荷比持续加速度载荷更高；

(2)性能评估：可通过试验、分析或者二者结合的方法验证部件在持续加速度载荷下实现预期的功能。通过试验表明符合性时，试验期间在

航空器的 3 个轴向上施加加速度，同时需测量以验证部件运行正常。通过分析表明符合性时，考虑到部分包含可移动零件的部件是控制系统闭环控制的一部分，零件位置的定位力是可变的。在闭环控制中，当零件暴露在持续加速度力下时，只要有充足的定位力裕度，零件就不会移动。在这种情况下，通过分析来表明可用定位力大于需用定位力即可。

2.2.1.10 耐压

耐压验证项目的目的是验证部件可以经受耐压压力而不出现破坏或泄露，且功能正常。

耐压验证项目适用于存留或输送燃油、滑油或者高压气体的所有部件。对于大部分部件的设计、材料以及环境，高压气体定义为大于环境压力 3-5 倍的气体。

当申请人选择采用试验表明耐压验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件未出现破坏或泄露；试验后，若部件中存在可能受耐压压力影响的零件，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；试验后分解检查，确认没有可能导致部件失效的损伤。

当申请人选择采用试验表明耐压验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件合理性、试验件状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)耐压压力的设置应满足第 33.64(a)(1)项和第 33.64(b)款；

(2)如果部件除承受压力载荷外，还承受显著的静载荷（如作动筒和阀门的起动载荷），试验必须考虑这些静载荷；

(3)试验必须考虑部件工作温度,可以在部件最危险应力状态对应的温度下进行；也可以在室温下进行，但要适当增大试验压力，使之与高温下材料属性的损失量成比例；

(4)试验必须考虑部件材料和制造工艺的属性；

(5)试验必须考虑型号设计允许的任何不利几何条件对压力的修正；

(6)当部件中包含多个压力腔时，每个压力腔可能承受的最高工作压力不同，因此试验需要将每个压力腔分别暴露在各自的最大工作压力载荷下。而且，由于一些部件内部存在多个压力腔，所以耐压试验还需模拟相邻压力腔之间的最严苛压差，或者各个压力腔于环境压力的最严苛

压差；

(7)试验中测试压力必须保持稳定至少 1 分钟。

2.2.1.11 过压

过压验证项目的目的是验证部件可以经受过压压力而不出现破裂或爆裂。

过压验证项目适用于存留或输送燃油、滑油或者高压气体的所有部件。对于大部分部件的设计、材料以及环境，高压气体定义为大于环境压力 3-5 倍的气体。

当申请人选择采用试验表明过压验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件没有发生破裂或爆裂，允许经过密封条和密封表面存在泄漏，但不允许出现因压力腔本身失效而导致的泄漏；试验后，部件损伤可接受，且不要求部件可继续使用或者可修理。

当申请人选择采用试验表明过压验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件合理性、试验件状态、试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)过压压力的设置应满足第 33.64(a)(2)项和第 33.64(b)款；

(2)如果部件除承受压力载荷外，还承受显著的静载荷，试验必须考虑这些静载荷；

(3)试验必须考虑部件工作温度,可以在部件最危险应力状态对应的温度下进行；也可以在室温下进行，但要适当增大试验压力，使之与高温下材料属性的损失量成比例；

(4)试验必须考虑部件材料和制造工艺的属性；

(5)试验必须考虑型号设计允许的任何不利几何条件对压力的修正；

(6)当部件中包含多个压力腔时，每个压力腔可能承受的最高工作压力不同，因此试验需要将每个压力腔分别暴露在各自的最大工作压力载荷下。而且，由于一些部件内部存在多个压力腔，所以过压试验还需模拟相邻压力腔之间的最严苛压差，或者各个压力腔于环境压力的最严苛压差；

(7)试验中测试压力必须保持稳定至少 1 分钟。

2.2.1.12 压力循环

压力循环验证项目的目的是验证部件能经受预期工作中的内部流体压力循环，并在预期使用生命周期内不出现失效。

压力循环验证项目适用于存留或输送燃油、滑油或者高压气体的所有部件。对于大部分部件的设计、材料以及环境，高压气体定义为大于环境压力 3 到 5 倍的气体。

当申请人选择采用试验表明压力循环验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间和试验后，部件没有发生破裂或爆裂。

当申请人选择采用试验表明压力循环验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件合理性，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)如果部件除承受压力载荷外，还承受显著的静载荷，试验必须考虑这些静载荷；

(2)试验可以在部件最危险应力状态对应的温度下进行；也可以在室温下进行，但要适当增大试验压力，使之与高温下材料属性的损失量成比例；

(3)试验必须考虑部件工作温度、材料和制造工艺的属性以及型号设计允许的任何不利几何条件对压力的修正；

(4)当部件中包含多个压力腔时，每个压力腔可能承受的最高工作压力不同，因此试验需要将每个压力腔分别暴露在各自的压力循环载荷下。而且，由于一些部件内部存在多个压力腔，所以试验还需模拟相邻压力腔之间的最严苛压差，或者各个压力腔于环境压力的最严苛压差；

(5)确保足够的循环以验证部件在其设计寿命中的结构性能，压力循环数应结合发动机循环确定；

(6)流体压力变化范围应从最小压力（近似为 0）到最大正常工作压力。试验期间，只要试验压力达到了要求的等级，就不要求在最大压力处驻留。最小与最大压力之间的变化率不做要求；

(7)如果在整机级或者系统级积累了足够的循环数来表明部件在发动机运行期间不需要寿命管理，则无需开展额外的部件压力循环验证。

2.2.1.13 燃油系统结冰

燃油系统结冰验证项目的目的是验证燃油系统及其部件在燃油结冰条件下的运行能力。

燃油系统结冰验证项目适用于燃油系统及其可能遭遇结冰条件的部件（不包括管路）。在低温环境下，燃油中的水可能形成冰晶，堵塞燃油

滤、热交换器等狭窄通道，累积到一定量后可能导致发动机失去推力控制，甚至完全丧失推力。

当申请人选择采用试验表明燃油系统结冰验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间系统和部件正常运行，系统和部件正常运行可定义为未超过规定的限制满足部件的技术要求，发动机推力/功率损失不大于3%的最严苛运行点推力/功率或者不大于 1%的最大额定推力/功率，同时应考虑满足飞机方的要求；无发动机保护或限制能力的丧失，以及不存在未检测到需要飞行机组进行处理的故障；试验后，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求；试验后分解检查，确认没有可能导致部件失效的损伤。

当申请人选择采用试验表明燃油系统结冰验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)燃油系统结冰要求的符合性可以通过三种方法表明：在设计中采用燃油加热器，维持燃油温度在 0℃（32℉）以上，使得燃油系统在结冰条件下能够正常运行；通过燃油系统结冰试验验证在最危险的结冰条件下，燃油系统在其整个流量和压力范围内能够持续工作；或者验证经批准的燃油防冰添加剂的有效性。CCAR-25 部航空器的发动机不能通过使用燃油防冰添加剂的方法表明符合性；

(2)对燃油系统运行及最危险燃油和环境条件进行分析，确定要求的试验条件。分析应考虑航空器燃油箱的最低温度，最冷的环境大气条件，航空器燃油传输系统对燃油的加热量，发动机燃油系统（如泵和计量装置）运行对燃油的加热量，流经热交换器时从其它系统获得的加热量，以及对所有可能受燃油结冰影响的燃油系统部件的评估。对于多数燃油系统，最冷的燃油温度通常发生在起飞、爬升，或中断着陆期间。燃油系统的其它最危险条件可能发生在其它运行状态下；

(3)燃油中的含水量应该与航空器申请时规定的或者与第 33.67 条中定义的最危险条件相一致；

(4)试验应包括发动机在最危险条件下的运行或模拟运行，或者根据试验数据充分评估对发动机运行的影响；

(5)试验时间应和最危险条件相匹配。试验时间应至少与暴露在燃油结冰下的预期时间相等。如果最危险条件是稳态的，试验时间通常不应

少于 20 分钟。如果最危险条件是瞬态的（如航空器起飞阶段），试验时间应包含模拟系统暴露在燃油结冰条件下的整个阶段，该试验时间可能在 15 到 30 分钟左右；

(6)燃油系统结冰试验可以在单独的部件上进行，也可以在发动机燃油系统上进行；如果试验在燃油系统级开展，所有的燃油部件，如可移动零件、过滤器、滤网，以及燃油限制装置都应包括在试验中。如果其它部件会对结冰条件下燃油系统部件的运行产生影响，那么试验中也应包括这些部件；

(7)如果试验在燃油系统级开展，试验可用于表明第 33.67(b)(4)(ii)目和第 33.91 条的燃油系统及其部件在燃油结冰条件下的符合性。如果试验在部件级开展，试验只可用于表明第 33.91 条部件在燃油结冰条件下的符合性，不能表明燃油系统在燃油结冰条件下的符合性；申请人还需开展额外的试验或者分析，表明燃油系统在燃油结冰条件下的符合性；

(8)试验中，燃油系统部件和管路排布位置应与其在发动机上排布位置一致。

2.2.1.14 进气结冰

进气结冰验证项目的目的是验证发动机进气道暴露在结冰条件下时，发动机部件能够正常运行。

进气结冰验证项目适用于暴露于发动机燃气流路或引气系统流路中的部件，例如发动机进口温度/压力传感器。

当申请人选择采用试验表明进气结冰验证项目的符合性，通过准则包括：试验过程中，无导致不可接受的功率或推力损失的航空器数据失效，以及无导致不安全状态的单点失效/故障或组合失效；试验后，若部件中存在可能受进气结冰影响的零件，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。除此之外，还需考虑 33.68 条的要求。

当申请人选择采用试验表明进气结冰验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)试验可在部件级开展，也可以在隶属于第 33.68 条的发动机整机级进气系统结冰试验中开展；

(2)部件级试验需模拟传感器可能遭遇的严苛结冰环境；

2.2.1.15 污染的燃油

污染的燃油验证项目的目的是验证部件暴露在污染的燃油环境中能够正常运行。

污染的燃油验证项目适用于存留或输送燃油的部件（不包含管路）。

当申请人选择采用试验表明污染的燃油-验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；试验后，若部件中存在可能受污染的燃油影响的零件，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明污染的燃油验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)燃油系统和部件在污染的燃油下工作能力验证应满足第 33.67(b)(4)(i)目和第 33.67(b)(5)项的要求；

(2)燃油污染水平应与预期的安装和发动机/航空器维护程序相适应。由于燃油污染直接与航空器燃油系统有关，因此污染物的组成和浓度应与航空器制造商进行协商；

(3)对于不确定的安装对象，可参考工业标准、行业标准、工业实践、燃油污染假设确定燃油污染水平；对于确定的安装对象，可依据航空器的输入确定燃油污染水平；

(4)通常可与室温试验相结合。验证持续时间应至少 300 小时，通常可与室温试验相结合。申请人也可通过增加燃油污染浓度等方法，缩短验证持续时间；

(5)只要供给部件的燃油持续地污染至规定水平，试验中可使用发动机系统中的滤网或模拟过滤效应。试验中可根据持续适航文件的规定对滤网进行更换；

(6)试验循环应模拟典型的发动机任务循环或至少模拟典型发动机任务循环的严苛条件；

(7)如果部件执行了 CCAR-33 部规章中要求的功能（例如发动机保护或限制），应每 10 个循环至少验证一次上述功能。

2.2.1.16 污染的滑油

污染的滑油验证项目的目的是验证部件暴露在污染的滑油-环境中能够正常运行。

污染的滑油验证项目适用于存留或输送滑油的部件（不包含管路）。

当申请人选择采用试验表明污染的滑油-验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；试验后，部件中可能受污染的滑油影响的零件，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；试验后分解检查，没有可能导致部件失效的损伤。

当申请人选择采用试验表明污染的滑油-验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)发动机润滑系统部件的最大污染物水平应与油滤的设计及持续适航文件规定的维护程序结合考虑；

(2)只要供给部件的滑油持续地污染至规定水平，试验中可使用发动机系统中的滤网或模拟过滤效应。试验中可根据持续适航文件的规定对滤网进行更换；

(3)应在整个验证中，保持滑油污染处于最大污染水平；

(4)试验循环应能模拟部件在典型发动机任务循环中执行的功能，或至少应能模拟典型发动机任务循环中最严苛的运行状态；

(5)如果部件执行了 CCAR-33 部规章中要求的功能（例如发动机保护或限制），应每 10 个循环至少验证一次上述功能；

(6)验证持续时间应至少 300 小时，通常可与室温试验相结合。

2.2.1.17 污染的空气

污染的空气验证项目的目的是验证部件暴露在污染的空气-环境中能够正常运行。

污染的空气验证项目适用于所有可能暴露于污染引气流路中的发动机部件（如阀门）。

当申请人选择采用试验表明污染的空气验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；试验后，若部件中存在可能受污染的空气影响的零件，应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；

如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明污染的空气-验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)空气污染水平设置是否合理；对于不确定的安装对象，可参考工业标准、行业标准、工业实践、空气污染假设确定最大空气污染水平；

(2)应在第 1 小时及随后每个第 10 小时引入最大空气水平；

(3)试验循环应能模拟部件在典型发动机任务循环中执行的功能，或至少应能模拟典型发动机任务循环中最严苛的运行状态；

(4)如果部件执行了 33 部规章中要求的功能（例如发动机保护或限制），应每 10 个循环至少验证一次上述功能；

(5)验证持续时间应至少 300 小时，通常可与室温试验相结合。

2.2.1.18 砂尘

砂尘验证项目的目的是确定部件在飞散砂尘环境中的适用能力，验证部件经受一定速度的砂尘后，能够实现预期功能，并识别任何因暴露在砂尘环境下可能导致的部件功能异常和失效损伤。

砂尘验证项目适用于所有可能遭遇砂尘的未密封部件。当砂尘渗入缝隙、轴承或接头，易引起活动部件、继电器、过滤器等堵塞；形成导电电桥；成为水汽收集点，引起二次腐蚀；并污染正常工作的流体等。在航空器正常运转期间会遭受吹尘的发动机部件，需开展吹尘环境验证；对于在航空器正常运转期间会遭受吹尘和吹砂的部件，需开展吹尘和吹砂环境验证。

当申请人选择采用试验表明砂尘验证项目的符合性，通过准则包括：

(1)砂尘试验后部件满足产品验收要求；

(2)砂尘的沉淀不会导致机械部件的堵塞或粘合，无卡住或阻碍现象，不会导致电气故障；

(3)试验后无部件损伤，或损伤不会对部件正常运行和结构完整性产生即时或长期的影响。

当申请人选择采用试验表明砂尘验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，具体有吹尘和吹砂环境验证的适用性、尘和砂成分和浓度、试验件的工作状态（除非另有规定，试验件在暴露期间不需要运转）、吹尘和吹砂试验程序的合理性。申请人通常可以参考 DO-160 第 12 章设置

砂尘试验的试验条件和试验程序。

2.2.1.19 盐雾

盐雾验证项目的目的是验证部件暴露在盐雾环境后实现预期功能。

盐雾验证项目适用于所有与外部空气接触的发动机部件。当部件遭遇盐雾环境后，由于盐的沉积，易造成金属的腐蚀；活动部件的阻塞和卡滞；损坏接触器和无涂覆导线绝缘层，导致绝缘失效。当部件安装在航空器正常运行过程中受腐蚀大气影响的位置时，应进行标准盐雾试验；当部件安装在受严重盐雾大气环境影响的位置，例如安装在可能海边运行或停放的航空器上，直接暴露于未经过滤的空气中，应进行严酷盐雾试验。

当申请人选择采用试验表明盐雾验证项目的符合性，通过准则包括：若部件中存在可能受盐雾影响的零件，试验后应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；试验后分解检查，确认没有可能会导致部件失效的损伤，盐粒沉淀不会导致机械部件的堵塞或粘合，不会导致电气故障，或者造成的腐蚀不会对部件正常运行和结构完整性产生即时或长期的影响。

当申请人选择采用试验表明盐雾验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 第 14 章的试验程序进行盐雾环境的验证；

(2)盐雾试验不要求部件处于工作状态。

2.2.1.20 霉菌

霉菌验证项目的目的是验证部件使用的材料在有利于霉菌生长的条件下，不会助长霉菌。

霉菌验证项目适用于所有与外部空气接触的部件。当部件处于有利于霉菌生长的条件下，可能对部件材料的物理特性和长时性能产生影响，导致部件性能劣化，并可能会对操作或其他接触部件的人员带来影响（如健康风险）。

当申请人选择采用试验表明霉菌验证项目的符合性，通过准则包括：试验后，通过检查确定霉菌生长对材料物理特性即时和长期的影响；霉菌生长不会产生有害人为因素影响评估（包括健康风险）；对易受霉菌侵

袭的材料在组装到部件时得到了充分的保护。

当申请人选择采用试验表明霉菌验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 第 13 章的试验程序进行霉菌环境的验证；

(2)霉菌试验不要求部件处于工作状态；

(3)可通过对部件材料进行霉菌影响分析或者试验表明部件对霉菌环境的符合性；当证明部件材料对霉菌敏感时，应对易受霉菌侵袭的材料在组装到部件时进行充分的保护。从而避免霉菌的生长。

2.2.1.21 防爆

防爆验证项目的目的是验证部件不会成为导致易燃液体或气体爆炸的着火源。

防爆验证项目适用于所有接触易燃液体或气体的电子电气部件，这部分部件易产生电弧、火花、高温自燃等问题，成为易燃液体和气体的火源。

当申请人选择采用试验表明防爆验证项目的符合性，通过准则包括：对于安装与易燃液体区域的未对流体密封的部件，试验过程中部件内部爆炸不能引起外部爆炸；对于安装于火区的部件，试验过程中部件不能爆炸或引起爆炸；对于安装于易燃液体区域的对流体密封的部件，试验过程中部件表面温度不能超过流体燃烧温度。试验后，部件损伤可接受，且不要求部件可继续使用或者可修理。

当申请人选择采用试验表明防爆验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 第 9 章的试验程序进行防爆验证项目的验证。

2.2.1.22 湿热

湿热验证项目的目的是验证部件能够承受自然或人工的湿热大气。

湿热验证项目适用于所有与外部空气接触的部件。湿热环境能对部件造成的危害主要包括腐蚀和吸收湿气而引起设备性能的改变，如机械性能（金属）、电性能（导体和绝缘体）、化学性能（吸湿的元件）、热性能（隔热体）。对于在航空器环境控制舱内的设备，需进行标准湿热环境

验证；对于在环境非控制区内的设备在更为严酷的大气潮湿环境的条件下工作，且工作时间超过标准湿热环境规定的时间，需进行严酷的湿热环境验证；对于在直接接触外界空气的条件下工作的设备，其工作时间超过标准潮湿环境中规定的时间，需进行外部湿热环境验证。

当申请人选择采用试验表明湿热验证项目的符合性，通过准则包括：若部件中存在可能受湿热影响的零件，试验后的规定时间内应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明湿热验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 第 6 章的试验程序进行湿热验证项目的验证。

2.2.1.23 防水

防水验证项目的目的是确定设备是否能经受住喷洒或滴落到其上面的液体水的影响。

防水验证项目适用于所有非密封部件。本试验不适用于气密密封部件的检验。密封部件可以看作是满足了所有的防水要求，不需进一步验证。如果部件是永久密封且不透气的，也可看作是密封的。对于在航空器正常飞行时会经受冷凝水作用的部件，需开展防冷凝水验证；对于在航空器正常飞行中会经受滴水（通常由冷凝引起）位置的部件，需开展防滴水验证；对于在可能受到雨淋或会从任何角度受到水喷洒的位置的部件，需开展防喷水验证；对于在可能受到流体强力冲击位置的部件，如在航空器的除冰、冲洗或清洗操作中能遇到水流冲刷的部件，需开展防连续流水验证。

当申请人选择采用试验表明防水验证项目的符合性，通过准则包括：若部件中存在可能受水影响的零件，试验后的规定时间内应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；试验后分解检查，没有可能导致部件失效的损伤。

当申请人选择采用试验表明防水验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如

下因素：

(1)申请人可参考DO-160第10章的试验程序进行防水验证项目的验证。

2.2.1.24 流体敏感性

流体敏感性验证项目的目的是验证部件暴露在规定的流体后能够正常运行，并且识别由流体敏感性所导致的，可能引起部件失效的任何损伤。

流体敏感性验证项目适用于在使用和维修过程中能够接触到流体的部件。发动机系统和部件可能会暴露在各种不同的流体中，对发动机系统和部件的功能和寿命造成有害影响。

当申请人选择采用试验表明流体敏感性验证项目的符合性，通过准则包括：试验后，通过部件或试验样本的检查，确认没有可能会导致部件失效的损伤。

当申请人选择采用试验表明流体敏感性验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考DO-160第11章的试验程序进行流体敏感性环境的验证；

(2)流体敏感性试验不要求部件处于工作状态；

(3)部件运转和维修过程中可能会暴露的流体种类是否全面；

(4)部件运转过程中可能遭遇的流体，需要采用浸渍试验验证；维修过程可能遭遇的流体，需要采用喷淋试验验证；

(5)对于可能接触多种流体的部件，是否进行了流体敏感性排序，并针对可能遭遇的最坏状况流体进行了流体敏感性试验。若未做排序或不能分析出最敏感或危害性最大的流体，是否对多种流体分别进行了试验；

(6)可以通过对部件采用的材料对流体的敏感性分析、试验来表明部件流体敏感性验证项目的符合性。

2.2.1.25 防火/耐火

防火/耐火验证项目的目的是验证部件暴露在着火条件下，至少 15分钟/5分钟内保持其预期功能的能力,不产生危险量的可燃液体、蒸汽或其它物质泄漏。

防火/耐火适用于存留或输送可燃液体的发动机部件，或者位于指定

火区内的发动机控制系统部件。通常来说，滑油存留或输送部件都需达到防火标准；燃油存留或输送部件都需至少达到耐火标准；液压存留或输送部件都需至少达到耐火标准；控制系统部件、空气存留或输送部件需要根据其对发动机危害性后果的影响确定防火耐火等级。

当申请人选择采用试验表明防火/耐火验证项目的符合性，通过准则包括：

(1)部件在着火条件下需保持预期功能，并在着火条件下验证这些预期功能。申请人需与局方就预期功能的验证在审定早期进行协调，以下例子仅为参考；

(2)发动机燃油控制部件在持续工作时不能导致危险状况，但在要求的暴露时间内的任何时刻，必须允许（或可导致）发动机可以安全停车。在着火试验期间，如果发动机安全停车并维持到试验结束，则该结果是可以接受的；

(3)燃油关断阀门必须为防火设计，承受5分钟火焰后必须能够进行切断操作，或默认设置为关断状态，并且在整个15分钟防火试验中保持关断状态，不得泄漏出危险量的可燃液体；

(4)没有危险量的可燃液体、蒸汽或其它物质泄漏。在试验期间及结束时，试验件不能以任何方式出现危险量的可燃液体泄漏。在试验期间及结束后，承压管路必须保持承压能力。为确定试验件是否发生泄漏以及泄漏的程度，通常在移除火焰后保持试验件承压的情况下，观察试验件一段时间；

(5)试验件的材料组成或泄漏的易燃物等不会维持现有火情；

(6)没有余火。例如，快速自熄、无复燃通常是可以接受的。然而，必须考虑移除着火试验器火焰后继续燃烧的火焰。这种事件可能是试验件的材料组成可燃或者存在泄漏可燃液体（在每种情况下都不考虑防火墙）。通常这些事件将导致试验失败；

(7)无其他危险状况。试验中不得有任何危险状况发生。危险状况是指第33.75(g)(2)项中列出的危害性发动机后果，或任何其它由于暴露在火中而危害发动机连续安全运行与停车的状况；

(8)试验后，部件损伤是可接受的，并且也不要求部件可使用或者可修理。

针对电子控制系统部件，通过准则还应考虑如下要求：

(1)暴露在火中时，电子控制系统应能保证发动机安全停车，并且在暴露期间不会产生意外动作继而对航空器产生危害性影响；

(2)电子控制系统的燃油操纵部件必须是耐火的；

(3)对于电子控制系统中控制气流的部件，考虑到其失效可能会加大火势，应考虑当系统暴露在火中这类部件的防火和耐火能力；

(4)当电子控制系统暴露在火中时，发动机应始终具备停车能力；

(5)当通过分析仿真的方法模拟发动机在电子控制系统暴露在火中对其输出的响应时，该分析仿真方法应经过验证。

当申请人选择采用试验表明防火/耐火验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)防火或者耐火验证等级应覆盖第 33.17(b)款和第 33.17(e)款的要求；

(2)开展防火/耐火试验应根据型号设计及防火/耐火判定原则，确定部件采用防火/耐火等级要求；

(3)应开展分析并明确部件火焰冲击位置；

(4)试验件应模拟部件在发动机工作时的真实工况及安装要求；

(5)防火/耐火试验应采用局方认可的标准火焰煤油型燃烧器和标定方式。

2.2.1.26 包容性

包容性验证项目的目的是验证部件具备能包容包含高速旋转转子的部件在任何最大运转转速下可能发生任何破坏的能力。

包容性验证项目适用于可能产生危害性高能碎片的旋转部件，如空气涡轮起动机等。

当申请人选择采用试验表明包容性验证项目的符合性时，通过准则如下：当轮毂在部件最严苛的运行条件下破裂成 3 块并产生碎片时，部件外部机匣能包容所有高能碎片，且部件始终固定在其安装座上。

当申请人选择采用试验表明包容性验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还用应考虑如下因素：

(1)由于温度对包容材料的性能影响较大，间接影响包容性，在对起

动机等需要气源工作的部件验证时，试验条件应考虑进气温度；

(2)包容性试验前应开展分析，明确各部件转子的失效模式，如：轮齿断裂、轮盘破裂等。若经过分析表明部件在最严苛的运行条件下失效后产生的碎片不是高能碎片，可不进行包容性试验；

(3)部件包容性试验应考虑在部件最严苛的运行条件下进行，通常最严苛条件是指部件可能遭遇（不考虑极小可能，例如超转转速）的最大运转转速。以起动机为例，起动机三等分包容试验转速的确定与三个转速相关：最大自由运转转速、转子破裂转速和最大传动转速（发动机反带情况下最大转速）。但由于转子破裂（本身转子破）后，起动机无法继续正常工作，因此最大自由运转转速不会高于转子破裂转速。所以，这几个转速之间主要有以下几种情况：如果最大自由运转转速<转子破裂转速<最大传动转速，试验转速为转子破裂转速；如果最大自由运转转速<最大传动转速<转子破裂转速，试验转速为最大传动转速；如果最大传动转速<最大自由运转转速<转子破裂转速，试验转速为最大自由运转转速。发动机反带情况下最大转速通常与发动机高压转子红线转速相匹配。

2.2.1.27 电子控制单元过热

电子控制单元过热验证项目的目的是验证发动机控制系统的电子控制部件在环境温度超过规定限值时不会造成不安全状况。

电子控制单元过热验证项目适用于执行发动机推力/功率控制或发动机保护功能，以及包含信号调节功能（如放大、滤波、数字处理或模拟运算），且在某些失效条件下（例如空气管路破裂导致热气泄漏）可能会遭受过热环境的所有电子控制部件。这些部件由运算放大器、微处理器、集成电路或晶体管组成；不适用于仅执行发动机健康管理功能的部件；也不适用于无源器件；如螺旋线圈、电阻、电线、热电偶，或者线性可变差动传感器等。

当申请人选择采用试验表明电子控制单元过热验证项目的符合性，通过准则包括：

(1)在试验过程中，发动机始终工作在安全模式下。部件必须持续控制发动机，使其工作在安全运行限制内直到停车。即：通过维持对推力/功率改变命令的响应能力或维持发动机保护功能从而控制发动机运行在涡轮机械红线限制内，以及保持发动机按照指令停车的能力；

(2)发动机必须保持可控直至飞行员停车，或者直到由于部件失效导致发动机自动安全停车，期间不能出现不可控的转速改变过大或持续振荡；

(3)在发动机停车后，部件过热状态还应继续维持5分钟，在此期间部件故障模式不能导致非指令的发动机再起动或再加速；

(4)应考虑过热过程中发动机的运行状态是否可接受；

(5)通过准则应考虑过热事件的航空器维护计划。如果持续适航文件要求过热事件发生后必须拆除部件，并且不允许再次使用，那么在验证后不需要再满足部件验收试验要求。如果持续适航文件规定，对于特定的过热条件，验证后电子控制单元可以再次使用，则必须在电子控制单元过热后满足产品验收要求。

当申请人选择采用试验表明电子控制单元过热验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)过热状态是指部件暴露在温度大于最大安全设计工作温度的状态。最大安全设计工作温度为发动机安装手册中声明的经高温试验或温度循环验证的最大工作温度；

(2)在设计中应考虑部件在超出其规定温度限制下的运行能力。当部件温度超出了正常限制时，可能触发发动机系统的一些失效模式。即使该过热状态可能是由另一个失效模式引起的，发动机也可能在该状态下运行一段时间，并因此可能产生二次失效。试验过程中应评估并验证部件不会发生危害性更高的二次失效的要求；

(3)应结合过热事件与发动机安装的失效模式来分析最大的试验温度及其变化；

(4)验证过程应从环境温度开始，持续增加部件周围的环境温度，直至部件完全失去运行能力；

(5)如果导致过热的气源的最大温度和流量是已知的，也即是过热状态是确定的，可以仿真分析的方法表明过热环境符合性；

(6)应在控制系统级评估过热状态下验证部件可能的失效对发动机的影响。通常过热环境试验为控制系统试验的一部分，一种可接受的做法是在过热试验中采集真实电气的输出，结合真实的电气输出开展仿真分析验证应考虑过热过程中发动机的运行状态是否可接受。

2.2.1.28 电源输入

用电设备在使用航空器电网的时候会受到电网干扰的影响，同时用电设备会对航空器电网产生影响，干扰其他设备工作。电源输入验证项目的目的是验证部件在预期的电源输入范围内能够正常工作。

电源输入验证项目适用于由航空器电网供电的电气/电子部件。

当申请人选择采用试验表明电源输入验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，部件应在试验条件规定的限制内工作；若部件中存在可能受电源输入影响的零件，试验后应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明电源输入验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 的第 16 章的试验程序进行电源输入的验证；

(2)申请人可按以下一般通过准则适用于电源输入测试符合性：

(a)无永久性伤害的结果；

(b)没有错误指示可能导致飞行员或机组人员采取不适当和有潜在危险的行动；

(c)在测试事件中推力或功率没有不可接受的变化或影响，并之后完全恢复；

(d)无通道或通道改变或切换到允许的备份系统，除非能证明两个通道不会受到共模故障（即通道具有不同的架构）；

(e)超转或反向电路无异常操作；

(f)螺旋桨控制无异常操作。

2.2.1.29 电源输入-电压尖峰

对从航空器电网获取电能的电气/电子设备，设备在电源通断时刻会产生电压尖峰，电压尖峰会通过航空器电网传导到使用该航空器电网的其他用电设备，会导致设备损坏或性能降级。电源输入-电压尖峰验证项目的目的是验证设备能否承受沿其直流或交流电源线到达该设备处的电压尖峰的影响。

电源输入-电压尖峰验证项目适用于由航空器电网供电的电气/电子部件。

当申请人选择采用试验表明电源输入-电压尖峰验证项目的符合性，通过准则包括：试验期间，施加规定的电压尖峰后设备性能应不发生降级或对功能产生不利影响；若部件中存在可能受电源输入-电压尖峰影响的零件，试验后应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明电源输入-电压尖峰验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1) 申请人可参考 DO-160 的第 17 章的试验程序进行电源输入-电压尖峰的验证；

(2) 申请人可按以下一般通过准则适用于电源输入-电压尖峰测试符合性：

(a) 无永久性伤害的结果；

(b) 没有错误指示可能导致飞行员或机组人员采取不适当和有潜在危险的行动；

(c) 在测试事件中推力或功率没有不可接受的变化或影响，并之后完全恢复；

(d) 无通道或通道改变或切换到允许的备份系统，除非能证明两个通道不会受到共模故障（即通道具有不同的架构）；

(e) 超转或反向电路无异常操作；

(f) 螺旋桨控制无异常操作。

2.2.1.30 电源输入-音频传导敏感性

对从航空器电网获取电能的电气/电子设备，设备工作时会产生与自身电源基频相关的谐波干扰，干扰会影响航空器电网上的其他设备正常工作。电源输入-音频传导敏感性验证项目的目的是验证电子电气设备能否耐受与电源基波频率相关的预期幅度的谐波频率分量。

电源输入-音频传导敏感性验证项目适用于由航空器电网供电的电气/电子部件。

当申请人选择采用试验表明电源输入-音频传导敏感性验证项目的

符合性，通过准则包括：试验期间，施加规定的音频干扰电源输入后设备的性能不发生降级或对功能产生不利影响；若部件中存在可能受电源输入-音频传导敏感性影响的零件，试验后应对部件进行外观和功能/性能检查，确认部件满足产品验收要求，没有可能导致部件失效的损伤；如有必要，试验后应进行分解检查。

当申请人选择采用试验表明电源输入-音频传导敏感性验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 的第 18 章的试验程序进行电源输入-音频传导敏感度的验证；

(2)申请人可按以下一般通过准则适用于音频传导敏感度测试符合性：

(a)无永久性伤害的结果；

(b)没有错误指示可能导致飞行员或机组人员采取不适当和有潜在危险的行动；

(c)在测试事件中推力或功率没有不可接受的变化或影响，并之后完全恢复；

(d)无通道或通道改变或切换到允许的备份系统，除非能证明两个通道不会受到共模故障（即通道具有不同的架构）；

(e)超转或反向电路无异常操作；

(f)螺旋桨控制无异常操作。

2.2.1.31 电磁辐射/高强度辐射场

电磁辐射/高强度辐射场验证项目的目的是验证部件或系统电磁辐射/高强度辐射场环境中，无不可接受的设备性能降级或对功能影响。也不应产生超过规定的电磁发射。试验项目含感应信号敏感度测试、电磁发射(含传导发射和辐射发射)、电磁敏感度(传导敏感度和辐射敏感度)。

电磁辐射/高强度辐射场验证项目适用于电气/电子部件或系统。

当申请人选择采用试验表明电磁辐射/高强度辐射场验证项目的符合性，通过准则包括：系统应满足第 33.28(b)(2)项的要求；除此之外，部件在承受规定的感应信号后，部件或系统的性能不发生降级或对功能产生不利影响；部件在承受规定的射频传导敏感信号后，部件或系统的

性能不发生降级或对功能产生不利影响；部件在承受规定的射频辐射信号后，性能不发生降级或对功能产生不利影响；在规定的频率范围内，由待测设备、电缆和互连线产生的辐射及传导干扰均低于规定的限值。

当申请人选择采用试验表明电磁辐射/高强度辐射场验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考DO-160的第19章的试验程序进行感应信号敏感度的验证；

(2)申请人可参考DO-160的第20章的试验程序进行射频敏感度的验证；

(3)申请人可参考 DO-160 的第 21 章的试验程序进行射频发射的验证；

(4)申请人可按以下一般通过准则适用于感应信号敏感度和射频敏感度测试符合性：

(a)无永久性伤害的结果；

(b)没有错误指示可能导致飞行员或机组人员采取不适当和有潜在危险的行动；

(c)在测试事件中推力或功率没有不可接受的变化或影响，并之后完全恢复；

(d)无通道或通道改变或切换到允许的备份系统，除非能证明两个通道不会受到共模故障（即通道具有不同的架构）；

(e)超转或反向电路无异常操作；

(f)螺旋桨控制无异常操作。

2.2.1.32 雷电间接效应

当航空器遭遇雷电时，航空器机身成为传导通路，瞬态大电流通过机身表面传输，分布在雷电入点和出点之间。雷电发生时产生的瞬态高强电磁场通过阻性耦合和电场和磁场耦合机制在机内设备互联线缆束上感应出瞬态高电压和大电流，出现在电子电气设备接口，导致设备损坏或系统功能紊乱。雷电间接效应验证项目的目的是验证在理想的雷电波形和预期感应的电平模拟外部雷电环境下，在互连导线内感应的电压和电流瞬变来验证系统和系统内包含的部件承受雷电感应电瞬变效应的能力，部件不会因雷击产生的电流而引起损伤。

雷电间接效应验证项目适用于电气/电子部件或系统。

当申请人选择采用试验表明雷电间接效应验证项目的符合性，通过准则包括：系统应满足第 33.28(b)(2)项的要求；除此之外，在部件上施加规定的信号后，待测部件性能不发生降级或对功能产生不利影响，以及造成元器件损坏；电路无功能衰退，以及通过检查确认未发生因雷击感应产生电流注入到连接器而引起的损伤；试验后，确认瞬态抑制装置和滤波器部件仍然有效。

当申请人选择采用试验表明雷电间接效应验证项目的符合性，符合性要点包括试验条件，试验件的工作状态，试验程序的合理性。同时还应考虑如下因素：

(1)申请人可参考 DO-160 的第 22 章的试验程序进行雷电间接效应的验证；

(2)试验等级和波形的选择试验等级应与预期航空器应用定义的等级相一致，并且通常需要在发动机安装手册中规定；

(3)试验过程线缆放置是否合理；

(4)除系统级雷电间接效应验证，申请人应在部件级对部件开展引脚注入试验，验证设备因雷击感应产生电流注入到连接器而引起损伤；

(5)对于无源，无电磁干扰滤波器的简单电气装置、瞬态电压抑制器，或者其它类似的经壳体接地与航空器结构相连的电路元件，允许选择规定的波形进行试验，例如控制系统中用于反馈执行机构位置的线性可变差动传感器。对于这些简单电气装置，如果采用的峰值电压试验等级不小于要求的试验峰值电压，则可以采用绝缘耐压试验或高电位试验来代替引脚注入试验；

(6)申请人可按以下一般通过准则适用于雷电间接效应验证测试符合性：

(a)无永久性伤害的结果；

(b)没有错误指示可能导致飞行员或机组人员采取不适当和有潜在危险的行动；

(c)在测试事件中推力或功率没有不可接受的变化或影响，并之后完全恢复；

(d)无通道或通道改变或切换到允许的备份系统，除非能证明两个通

道不会受到共模故障（即通道具有不同的架构）；

(e)超转或反向电路无异常操作；

(f)螺旋桨控制无异常操作。

2.2.2 采用分析的方法表明符合性

分析是指通过分析系统和部件的设计特征（使用材料、制造工艺、安装位置、运行状态等），或仿真计算（温度计算、应力水平、疲劳强度等）或结合服役经验（失效模式分析、失效影响分析等）等，表明系统和部件能够在其声明的安装环境和运行状态中实现预期功能的符合性验证方法。

当申请人选择采用分析的方法表明符合性时，符合性活动包括编制系统或部件的验证项目分析报告评。符合性要点需要考虑如下几个方面：

(1)分析系统和部件的设计特征，例如材料特性、制造工艺，几何结构、应力水平、极限应力位置、运行特性、功能、工作原理等；

(2)分析系统和部件的安装环境和运行状态，包括失效模式、失效影响；

(3)说明系统和部件如何在其声明的安装环境和运行状态下实现预期工作。

2.2.3 采用类比的方法表明符合性

类比是指通过与已取证发动机的系统和部件设计特征、安装环境、运行状态等进行类比分析，表明系统和部件能够在其声明的安装环境和运行状态中实现预期功能的符合性验证方法。

当申请人选择采用类比的方法表明符合性时，符合性活动包括编制系统或部件的验证项目类比分析报告。符合性要点需要考虑如下几个方面：

(1)拟取证发动机的系统和部件设计特征必须在已取证发动机的系统和部件设计特征考虑范围内，包括几何结构、应力水平、极限应力位置、功能等；

(2)拟取证发动机的系统和部件的安装环境、运行状态必须在已取证发动机的系统和部件验证的边界条件内，包括运行特性、失效模式、失效影响；

(3)已取证发动机的系统和部件的符合性数据足以证明符合性，不需要新的数据来表明符合性；

(4)已取证发动机的系统和部件符合性必须是通过试验表明的，不能是通过基于对类似发动机型号中的使用经验、设计实践、分析、类比表明的；

(5)产生已取证发动机的系统和部件的符合性数据的试验程序必须是依据工业标准或者行业标准，以保证试验数据的置信度。

2.3 环境限制总结

申请人应在发动机安装使用手册中声明经验证的系统和部件安装环境限制，包括温度、振动、燃油污染、燃油结冰、以及其他需要航空器方关注的安装环境限制及其参考的验证标准。

(1)针对温度限制，应给出部件可接受的温度限制，包括地面存储最低温度、地面存储最高温度、短时最低工作温度、短时最高工作温度、最低工作温度、最高工作温度及其测量位置，具体测量位置可以是周围环境温度、部件表面温度、安装座表面温度中的任何一个；如果部件在极限温度下具有使用时间限制，应给出限制时间；

(2)针对振动限制,需给出部件可接受的振动水平及其参考的验证标准；

(3)针对燃油污染物限制，应给出系统或部件可接受的最大固态污染物浓度，平均固态污染物浓度，固态污染物的成分、大小和质量以及参考的验证标准（如适用）；应给出系统或部件可接受的最大水污染浓度；

(4)针对燃油结冰限制，应给出发动机低温下燃油系统工作的条件，包括防冰添加剂的使用要求（如果有）。对于用于安装 25 部飞机的发动机，还应该给出系统或部件可接受的最大冰浓度，以及结冰条件下（稳态和瞬态）燃油系统能够正常工作的最低燃油进口温度；

(5)针对电磁辐射、高强度辐射场、雷电间接效应限制，应给出控制系统及其部件已完成的测试等级，以及需要航空器保障的线缆屏蔽措施、接头等信息；

(6)其他在系统和部件试验中识别到的使用限制，例如部件寿命限制。

AC 33.92 转子锁定试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.92 条的安全意图在于考核转子锁定装置的可靠性，申请人可以采用转子锁定装置来满足第 33.74 条（持续转动）所要求的安全目标。当发动机停止运转时，转子锁定装置的作动可以阻止并预防飞行中发动机持续转动带来的后果。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

满足第 33.92 条要求可接受的符合性方法为试验。

2.2 总体要求

转子锁定装置应按照第 33.92 条要求以整机试验的方式完成转子锁定装置试验，以表明符合性。

转子锁定装置作为发动机型号设计的一部分，应与其他发动机部件一样，应经受适用的其他部件或整机台架试验验证工作。

2.3 最大扭矩的确定

申请人应确定转子锁定装置在使用期间可能经受的最大扭矩，并使用该扭矩值作为转子锁定装置试验的试验载荷。申请人应在发动机全包线范围内和全工况条件下，充分考虑转子锁定装置的使用环境和可能产生的扭矩载荷情况，最大扭矩的评估还应该考虑转子损伤的影响。

2.4 试验实施过程

一次完整的转子锁定装置操作循环应包括：

(1)发动机从额定最大连续推力或功率状态停车；

(2)停车后对发动机转子施加确定的最大扭矩；

(3)启动转子锁定装置，并保持 5 分钟；

(4)解除转子锁定装置，停止对发动机转子施加扭矩，起动发动机至额定最大连续推力或功率状态；

重复(1)至(4)步，共 25 次，即完成转子锁定装置试验。

2.5 试验判据

试验判据应至少包括以下内容：

(1)发动机停车后，发动机转子最大扭矩施加的情况下，转子锁定装置应能顺利启动；

(2)在转子锁定装置启动期间，发动机转子能保持在静止状态。

2.6 其他要求

转子锁定装置的设计应满足：

(1)为阻止持续转动，机组能够锁定发动机转子，同时机组能够解锁发动机转子锁定装置尝试发动机重新起动；

(2)应该考虑飞行中转子锁定装置非指令性触发时，对持续安全飞行和着陆的影响，其中重大的影响必须在发动机安装和使用说明手册中解释和说明；

(3)应该评估飞行包线内环境因素（如雨、冰、雹和吸鸟等）对转子锁定装置性能的影响，其中重大的影响必须在发动机安装和使用说明手册中解释和说明。

由于转子锁定装置的预计使用频率很低，因此，申请人应开展评估工作，表明发动机正常工作条件下，转子锁定装置的退化不会导致超出可用限制，或者导致在发动机空中停车期间启动但不能完成预定功能的情况。

申请人还应分析转子锁定装置所有可能的失效模式，并确定其失效概率，以避免产生危害性发动机后果。

AC 33.93 分解检查

1. 条款要求解析/规章安全意图

1.1 部件的调节器调整位置和功能特性确认

本要求适用于第33.93(a)(1)和33.93(b)(1)项，在完成持久试验后，申请人需记录和确认各个部件的功能特性和调节器调整位置，并与第33.82条要求的试验前测量和记录的结果进行对比，两者之间的偏差不能超出试验前声明的限制范围，需测量的部件至少应包括：

(1)发动机控制系统部件；

(2)泵；

(3)执行机构；

(4)热交换器；

(5)阀。

1.2 各零部件的试验后分解检查

本要求适用于第33.93(a)(2)项。

完成持久试验后，发动机部件或零件应满足型号设计的相关数据和信息要求。另外，零部件应满足ICA或TCDS中给出的使用限制，仍然可

以安装在发动机上继续使用。

“仍然可以安装在发动机上继续使用”意为部件的安装能够确保发动机处于适航状态，即发动机满足经批准的型号设计且处于安全运行状态。

申请人按照持续适航文件中相关规定对所有的零件和部件进行清洗前和清洗后检查，并在分解检查符合性报告中对检查结果进行记录。

持久试验后需先开展清洗前检查，保护留存证据以免被清洗破坏，如：

(1)滑油结焦；

(2)高温导致的变形；

(3)金属屑；

(4)积碳。

清洗前检查可在单元体级、组件级、或完全分解至零件级开展，分解程度及清洗前检查的规划取决于分解前和分解过程中的观察结果，在完成清洗前检查之前，申请人不得清洗发动机的任何部件或完全分解试验发动机，否则申请人需提出偏离申请。

清洗后检查包括：

(1)目视检查，如不可接受的磨损，毛刺、变形、或裂纹；

(2)无损探伤，如裂纹或早期缺陷；

(3)尺寸检查，如磨损、尺寸增长、摩擦、或变形；

(4)针对控制系统、部件和附件的目视检查、台架检查或分解检查。

1.3 零部件超出手册规定限制值的处理方法

申请人需根据清洗前和清洗后的检查结果判定部件是否满足型号设计且重装到发动机后能够持续安全运行。工程代表或委任代表需确认申请人的检查结果。申请人需使用发动机相关手册规定的使用限制，并在检查报告中记录任何不符合型号设计的部件。

分解检查如发现零件超出手册规定的可用限制，则申请人可选择以下任意一种方式：

(1)改变手册中的可用限制，使其与持久试验的结果保持一致。在这种情况下，申请人应证明：按照新修改限制完成检查的零件能够在发动机维修周期（即检查间隔、返厂周期和翻修周期）内保持适航状态；或

(2)重新设计零件，以达到手册规定的可用限制；或

(3)不重新设计零件，不修改手册可用限制，但要求：

(a)更改持续适航文件发动机检查大纲中的检查频率和检查程序，以确保零件在规定的限制状态前被检测或更换，或

(b)在试验报告中列出超过手册可用限制的零件，根据工程分析和/或相似型号设计的使用经验评判其可用性，并表明目前状态下的零件：

(i)仍处于适航状态，

(ii)仍能执行预期功能，且

(iii)在持续适航文件所规定的发动机计划维修周期（即检查间隔、返厂周期和翻修周期）内可以继续安全工作。

1.4 对于要求 30 秒 OEI 和 2 分钟 OEI 功率额定值的旋翼航空器发动机的补充要求

(1)申请人完成第 33.87(f)款规定的补充试验后，应记录不论是否安装在发动机上即可确定调节器调整位置和功能特性的部件，并表明其调节器调整位置和功能特性在试验前确定和记录的限制范围之内；

(2)在完成第 33.87(b)、(c)、(d)、或(e)款要求的 150h 持久试验后，进行第 33.87(f)款要求的 30s 和 2min OEI 功率额定值试验。开展第 33.87(f)款的规定试验之前，申请人可以完全分解发动机以表明对第 33.93(a)款的符合性；

(3)在完成第 33.87(f)款规定的补充试验后，申请人应根据第 33.93(b)款规定的成功或失败准则进行分解检查。申请人应表明在试验和分解检查期间发动机的所有关键零部件无任何失效，“关键零部件”指对发动机结构完整性有影响的零部件，包括但不限于:安装节、机匣、轴承支撑、轴和转子。若这些零部件一旦出现失效，应开展失效分析。此外，申请人应通过试验、分析，或两者结合的形式确定，故障的原因已经排除，或已对发动机增加了某些限制。

(4)申请人可以在完成 150 小时持久试验后，选择不进行分解和检查，直接开展第 33.87(f)款规定的 2 小时补充试验。在这种情况下，申请人必须在 2 小时补充试验完成后，按照第 33.93(a)款的要求开展分解检查。

(5)申请人应在试验报告中记录发动机零部件在完成第 33.87(f)款要求的试验期间的恶化情况，应表明该恶化不会使发动机处于潜在的危害性状况。此外，申请人应在损伤达到可目视的程度之前对其进行检测

和评估，这些尚不可通过目视发现的损伤可能源于：蠕变影响、应力破坏、冶金工艺的影响、寿命消耗等。申请人在确定和验证 ICA 中的检查和强制性维护措施时，应考虑该综合评估。ICA 中应包含能够合理评估各部件状况的方法，并制定合适的可确保发动机持续适航的维护措施。

1.5 其他说明

(1)在持续适航文件中，申请人可选择比第 33.93 条符合性要求更保守的检查和维修限制或标准。

(2)所有的部件都需通过试验后检查和功能测试，以确保部件在下一次翻修之前能够处于持续安全运行的状态且能够满意地执行预期功能；

(3)任何在持久试验后检查或在功能测试中发现异常的部件，或者以 33.87 持久试验作为唯一耐久试验的新部件，都应该分解以开展进一步地检查；

(4)持久试验过程中如有部件更换，对于新设计的、有重大构型更改的、或虽在其他型号上有应用但是运行条件存在重大差别的部件一般需按照第 33.91(a)款要求开展单独的部件试验。如果申请人能表明部件试验比持久试验更严苛，且完成部件试验后开展分解检查，则无须再开展持久试验后的分解检查；

(5)试验期间允许开展一般修理，即类似于发动机翻修重新装配时驱动轴表面电镀这种程度的支撑性修理工作。

2. 可接受的符合性方法

申请人可采用整机试验（第 33.87 条 持久试验）为主，按需开展部件试验和分析的符合性方法，以表明完成持久试验后：

(1)发动机各部件的功能特性和调节器调整位置在试验前记录的限制范围之内；

(2)各零部件检查结果不超出持续适航文件中声明的可用限制；

(3)对于按照第 33.93(b)款要求，完成第 33.87(f)款持久试验后开展分解检查的旋翼类航空器发动机，若有不满足上述 2)条允许的损伤，需通过分析、试验，证明发动机的结构完整性得到保持。

AC 33.94 叶片包容性和转子不平衡试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.94 条的实质是通过发动机试验以验证发动机具备对失效叶片

的包容能力、航空发动机结构在受到可能的转子叶片失效破坏，以及与转子叶片失效导致的转子不平衡时，具备保持结构完整性的能力。

2. 可接受的符合性方法

2.1 符合性方法

第 33.94(a)款同时规定了以下两组“叶片包容性和转子不平衡试验”：第 33.94(a)(1)项压气机/风扇叶片脱落发动机整机试验，以及第 33.94(a)(2)项涡轮叶片脱落发动机整机试验。

试验要求是发动机能包容叶片失效导致的破坏至少运转 15 秒后具备手动停车能力，或者叶片失效能够成功诱导发动机自动停车；这期间不发生不可控的着火，且其安装节也不失效。根据第 33.94(b)款，申请人可以通过证明分析与试验的等同性，采用分析的方法替代上述两个试验当中产生转子不平衡量较小的一个。分析应基于台架试验、部件试验或使用经验。

在某些发动机型号设计中，当涡轮转子发生超转时，通过涡轮叶片脱落避免涡轮盘轴飞转，从而保护涡轮盘使其不至于发生破裂。对采用该设计特征的发动机，要求通过试验以表明：第一，涡轮叶片能够在预定的转子转速范围内脱落；第二，脱落的涡轮叶片能够被发动机结构包容，而不至于导致危害性发动机后果。该试验是比单一叶片脱落更为严苛的试验，如果脱落叶片是根据第 33.94 条规定定义的关键叶片，并且叶片脱落试验成功证明了发动机的结构完整性，则不再需要按照第 33.94 条要求进行整机试验，因为此时的叶片穿透能量和不平衡载荷已经超出了第 33.94 条规定的要求。

2.2 试验/分析前准备工作

(1)确定适用零部件

(a)针对典型涡轮风扇发动机，本条款待验证的转子单元对象一般包括风扇/压气机和涡轮。

(b)针对典型涡轴/涡桨发动机，本条款待验证的转子单元对象一般包括压气机和涡轮。

(2)确定关键转子叶片

申请人应识别风扇/压气机转子单元和涡轮转子单元内失效后最可能穿透发动机包容结构和引起最大转子不平衡的叶片。通常依赖分析方

法确定关键转子叶片，确定关键转子叶片时，应至少考虑以下几点：

(a)应针对每一级转子叶片进行评估；

(b)原发失效叶片数量为 1 片；

(c)原发失效叶片的质量应为型号设计允许的最大质量；

(d)失效位置根据条款规定，为盘上最外层的固定榫槽处。对于整体叶盘，叶片缺损至少 80%的质量；

(e)在最大允许物理转速及对应的最不利温度和应力条件下评估发动机结构的包容性；

(f)对于特殊的型号设计，包容结构的最高温度不一定会导致最低的抵抗叶片穿透和转子不平衡载荷的能力，例如少数结构材料（如碳纤维复合材料）的强度随着温度在一定范围内的升高而增加，若转子转速、包容结构温度和应力的实际组合会导致比上述(e)条规定更不利的工况出现，则该工况也应纳入关键转子叶片的分析和比较当中；一般而言，由于较低的转速和结构温度组合对应着较低的叶片飞脱动能和转子不平衡载荷，因此不太可能对发动机结构完整性造成更严重的影响；

(g)应评估单个叶片原发失效导致的二次损伤，例如某级转子一个叶片失效后，导致该级剩余部分或全部叶片脱落，这种情况产生的脱落质量、动能和不平衡载荷应被纳入关键转子叶片的分析和比较当中。申请人可以使用取证型号的研发经验或相似型号的使用经验为二次损伤的评估提供支撑。

2.3 试验开展及判据

(1)确定试验发动机

(a)在进行发动机包容性和转子不平衡试验时，对试验结果有影响的发动机构型特征必须符合型号设计，有影响的构型特征包括但不限于机匣厚度、外部结构连接件、叶片设计、转子和转子支撑结构等。

(b)采用典型的航空器进气道和尾喷管，或等效结构；等效结构应与真实结构具有相近的重量和刚度以保证与机匣的连接载荷相近，对机匣变形、包容能力和发动机振动相应的影响与真实结构类似。

(2)试验条件

发动机可以在正常海平面环境下进行试验，并且：

(a)选取关键转子叶片开展试验，在批准的最大转速和相应的最不利机匣温度，或经评估所得最严酷的转速和温度组合条件下，按本咨询通

告第 2.2(2)(d)定义的位置释放关键转子叶片；试验中可以通过适当增加发动机转速的方法以补偿所需机匣温度的不足以及转速波动等因素的影响；

(b)由于第 33.19 条耐用性要求与本条款试验验证要求之间的直接关系，针对第 33.94 条所开展的整机试验中，除了验证发动机的响应之外，还需要对从发动机进口和出口飞出的转子碎片能量及轨迹进行记录和分析，以便将相关信息记录在安装和使用说明手册中提供给航空器设计批准申请人或持有人。可以使用高速相机、飞出碎片掉落的位置或示踪罩对试验过程进行记录，以计算从进气道或尾喷口射出或穿透机匣的碎片轨迹和能量水平；

(c)关键转子叶片脱落后，至少 15 秒时间内不得对发动机进行任何操作，以模拟机组成员的危险识别和反应时间，并确定该不平衡状态的短期效应。

(3)试验结果

发动机试验完成后，若满足以下条件，则可以认为发动机通过试验验证：

(a)发动机包容失效叶片所导致的损伤，未穿透发动机机匣或其它包容结构飞出叶片；失效叶片所对应的包容机匣未出现明显破裂或危险变形；

(b)除非证明以下损伤不会导致危害性后果，否则不应发生：

(i)机匣严重扭曲变形；

(ii)机匣安装边大范围分离；

(iii)转子解体；

(iv)机匣外部重要附件破坏或脱落。

(c)未发生不可控着火（包括发动机内部或外部）；

(d)未发生发动机安装结构失效；

(e)叶片飞脱后 15 秒内发动机自动停车，或在满足上述(a)至(d)情况下运行 15 秒后手动关停发动机。

AC 33.96 以辅助动力装置（APU）方式工作的发动机试验

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.96 条制定的目的是验证螺旋桨制动器在申请人声明的工作范围内（包含不同的转子制动工作方式及其对应的使用条件或限制）能够正常工作，并且以 APU 方式工作不会对涡桨发动机产生不利的影响。

第 33.96 条要求通过试验证明以 APU 方式工作发动机的可操作性和耐用性。这些试验考核以下系统和零部件的稳态和动态工作特性：

(1)对转子制动条件下发动机热端部件的耐热性进行评估，评估内容包括对燃烧室稳定性/结焦的影响、对涡轮导向器和涡轮转子叶片完整性的影响，以及对发动机振动的影响。

(2)对发动机驱动系统的稳定性和响应进行评估，评估对象包括动力涡轮转子、轴系、轴承和支撑、减速器和附件传动装置的齿轮传动链，以及转子制动装置。

2. 可接受的符合性方法

申请人可以采用试验或试验与分析相结合的方法表明第 33.96 条的符合性。试验前，申请人应声明发动机所有适用的螺旋桨制动器转子制动工作方式及其所对应的使用条件或限制；试验后，申请人应将经试验验证的螺旋桨制动器转子制动工作方式（包含螺旋桨制动器的设计特征、操作说明等）及其所对应的使用条件或限制写入发动机安装和使用说明手册中。申请人可以结合 150 小时持久试验和初始维修检查试验开展以 APU 方式工作的发动机试验，也可以单独开展以 APU 方式工作的发动机试验。但在结合 150 小时持久试验和初始维修检查试验开展以 APU 方式工作的发动机试验前，应获得局方的同意。

2.1 地面转子锁止条件下的稳态工作试验——33.96(a)

本试验用于证明螺旋桨制动器能够在申请人规定的发动机限制条件下，按 APU 方式工作足够长时间（45 小时等同于第 33.87(b)款中额定最大连续功率或推力的考核时长），能够持续保持地面转子锁止的稳态工作功能，且不会对发动机产生有害的影响。

申请人应依据所声明的地面转子制动工作方式及其所对应的使用条件或限制，确定发动机的稳态工作试验程序和试验条件。稳态工作试验的试验程序应能够验证申请人所声明的地面转子制动方式；稳态工作试验条件应选取地面转子制动工作方式所对应的发动机转速、扭矩、温度、引气和功率等参数的限制值，以实现发动机以 APU 方式稳态工作时，对热端部件和驱动系统/部件的功能和耐久性进行了最严苛考核。

申请人可以结合其它试验需求，灵活安排每段 APU 工作方式试验的时长，各段 APU 工作方式试验的累计时长应达到或超过 45 小时。

2.2 转子锁止和解锁循环条件下的动态工作试验——33.96(b)

本试验用于证明螺旋桨制动器能够在申请人规定的发动机工况条件下、在锁止和解锁转子的动态循环工作时能够保持其功能，且不会对发动机产生有害的影响。

申请人应依据所声明的转子锁止和解锁工作方式及其所对应的使用条件或限制，确定发动机的动态工作试验程序和试验条件。动态工作试验的试验程序应能够验证申请人所声明的转子锁止和解锁工作方式；动态工作试验条件应选取转子锁止和解锁工作方式所对应的发动机转速、扭矩、温度等参数的限制值，以实现发动机以转子锁止和解锁循环条件下动态工作时，对热端部件和驱动系统/部件的功能和耐久性进行了最严苛考核。

申请人应累计完成至少 400 个转子锁止和解锁循环条件下的动态工作试验。

2.3 转子锁止条件下的起动停车试验——33.96(c)

本试验用于证明螺旋桨制动器锁止转子的条件下，发动机能够正常完成起动和停车操作。

申请人应按照所声明的转子锁止条件下的起动和停车方式，完成至少 100 次起动和停车操作。该试验可以结合 2.1 节稳态工作试验和 2.2 节动态工作试验完成，也可以单独完成。

2.4 试验后的检查——33.96(d)、(e)

2.1 节、2.2 节和 2.3 节的试验应在同一台发动机上完成，试验后申请人应将试验发动机分解到为表明符合第 33.93(a)款和第 33.93(b)款所必须的程度，并完成分解后的检查。检查结果应表明，发动机的每个零部件符合型号设计，且满足持续适航文件的要求，可以安装在发动机上继续使用。

3. 需要说明的其它问题

虽然第 33.96 条不适用于涡轴发动机，但对于采用 APU 方式工作的涡轴发动机型号，可以参考第 33.96 条的适用要求制定专用条件。

AC 33.97 反推力装置

1. 条款要求解析/规章安全意图

第 33.97 条用于验证反推力装置对发动机的影响，以及反推力装置的耐久性。其中(a)款要求用于验证反推力装置的安装与工作不会损坏发动机，或降低其性能、操作性与耐用性；(b)款要求用于验证反推力装置的耐用性。

2. 可接受的符合性方法

本咨询通告只针对第 33.97 条，不涵盖飞机层面的安装影响、反推力装置作动等符合性验证工作。

按照第 33.97 条要求，开展 CCAR-33 部 F 章所要求的持久试验、校准试验、工作试验与振动试验时，以及开展第 33.97(b)款所要求的反推力装置耐用性试验时，试验发动机都必须安装反推力装置，且所安装的反推力装置必须与型号设计完全一致，相关要求详见 2.1 节。

当取证发动机型号没有明确的装机对象时，可能存在反推力装置构型不确定的情况。相关要求详见本咨询通告第 3 节内容。

2.1 验证试验反推力装置的构型要求

验证试验反推力装置的构型需要与型号设计构型保持一致。当两者构型存在差异时，申请人应当表明以下几点：

(1)构型差异不影响施加在发动机本体上的机械载荷与气动载荷；不影响发动机的性能、工作特性；

(2)试验用的反推力装置构型的性能与耐用性水平，不高于型号设计构型对应的指标；

(3)为确保在反推力装置耐用性试验中，反推力装置的作动与正常使用中的方式一致，反推力装置控制系统的布置必须与飞机或飞机挂架要求相一致。

2.2 反推力装置与发动机匹配性试验要求

第 33.97(a)款要求如果发动机装有反推力装置，则在开展 CCAR-33 部 F 章所要求的持久试验、校准试验、工作试验与振动试验时，试验发动机必须安装反推力装置。

(1)持久试验

(a)按照第 33.97(a)款要求，装有反推力装置的发动机在开展持久试验时应当安装反推力装置。按照第 33.87 条要求开展持久试验时，无需

作动反推力装置。

若反推力装置使用内涵或混合排气的气流，则第 33.97(b)款所要求的反推力装置耐用性试验，可以作为持久试验的一部分，具体要求参见本咨询通告 2.3.2 节内容。

(b)虽然不需要作动反推力装置，申请人在开展持久试验时，必须完整安装型号设计定义的反推力装置（包括相关的支撑部件）。其目的是确保持久试验过程中，未作动状态下的反推力装置所产生的机械载荷与气动载荷可以施加到发动机上。

(c)持久试验过程中，反推力装置的控制系统可以处在不工作状态。第 33.97(b)款要求的反推力装置耐用性试验可以与第 33.87 条持久试验一起开展，也可以单独进行。当两者一起开展时，应当满足本咨询通告中 2.3.1 节对控制系统的要求。

(2)校准试验

(a)必须安装完整的反推力装置，包括任何可能会影响发动机性能的相关部件；

(b)开展第 33.85 条所要求的校准试验时，不需要测量反推打开状态下的发动机推力。考虑到上述情况，开展校准试验时不要求作动反推力装置。

(c)第 33.85 条校准试验中反推装置控制系统可以处在不工作状态。之所以在 CCAR-33 部的范畴内不要求测试反推力状态性能，是因为它依赖于发动机与反推力装置的组合在飞机上的安装情况。

(3)工作试验

(a)在开展工作试验期间，必须作动反推力装置，以表明使用反推力装置时不会影响发动机的工作特性；申请人应当表明，在反推力装置工作行程中的所有位置（含稳态与瞬态），不会影响发动机的工作特性。

(b)申请人需要证明作动反推力装置时不会引起严重的喘振或失速，具体指喘振或失速造成了发动机熄火、结构失效、超温、或发动机无法恢复功率或推力的情形。

(c)必须安装完整的反推力装置以表明发动机的运行特性不受影响。

(d)若申请人可以表明反推力装置作动过程中产生的任何瞬态影响低于试验过程中已验证的影响，则在试验中可以不使用反推力装置控制

系统来控制其作动。

(e)为表明对第33.89条符合性,应当证明发动机在整个工作包线内,均可以安全地运行。此处所谓整个工作包线包含了发动机安装反推力装置后的工作情形。

(4)振动试验

(a)在振动试验过程中，申请人必须作动反推力装置。第33.83条振动试验要求作动反推力装置是为了确保其在使用过程中不会对发动机造成不利影响。

(b)申请人还应表明反推力装置作动过程中产生的机械载荷与气动载荷所影响部件的振动特性是可接受的。

(c)申请人必须表明不会由于作动反推力装置引起机械损伤。

(d)反推力装置必须满足第33.63条振动的要求，即发动机振动不会引起反推力装置的任何部件产生过大应力。

(e)必须安装完整的反推力装置及相关部件。

(f)反推力装置在完整作动过程中不会对发动机的任何部件产生过大的应力。

(g)若申请人可以表明反推力装置作动过程中产生的任何瞬态影响低于试验过程中已验证的影响，则在试验中可以不使用反推力装置控制系统来控制其作动。

2.3 反推力装置耐用性试验

第33.97(b)款所要求的反推力装置试验是为了验证其耐用性，以充分代表服役后的运行情况。因此，必须安装完整的反推力装置及相关部件，以开展共计200个循环试验。第33.97(b)款要求至少进行175个从飞行慢车状态至最大反推力状态的循环（模拟反推力装置正常工作）和25个从额定起飞推力状态到最大反推力状态的循环（模拟中断起飞过程）。

(1)控制系统要求

(a)为了确保在循环试验中反推装置的作动与在使用中的方式一致，反推力装置控制系统的布置必须与飞机或飞机挂架要求相一致。

(b)应保证所使用的任何伺服控制软件或硬件，与型号设计的控制系统作动反推力装置的方式一致。

(c)反推力装置中安装在飞机上的部分（以吊挂为界）可以不包含在

试验设备中，例如从发动机吊挂到飞机驾驶舱之间的连接线缆等。

(2)反推力装置耐用性试验严苛度要求

(a)若反推力装置使用内涵气流或者混合排气，则反推力装置会暴露在内涵排气温度的环境中，这比风扇出口温度环境要更严酷。因此，需要考虑最大排气温度（EGT）。最严酷的内涵排气温度根据第 33.87 条确定，对于使用内涵气流或者混合排气的反推力装置，申请人需要证明在开展从额定起飞推力状态到最大反推力状态的 25 个循环过程中，反推力装置可以承受最大排气温度的高温环境。

(b)若反推力装置只使用外涵气流，不使用内涵气流或者混合排气，则反推力装置不会暴露在内涵排气中，因此不需要考虑最大排气温度（EGT）。

(c)第 33.87 条不要求作动反推力装置。为了试验安排的便利性，申请人可以将第 33.97(b)款所要求的循环试验同持久试验一起开展，也可以安排单独的试验。如果两个试验合并完成，则应该考虑第 33.97(b)款所开展的试验对持久试验符合性的影响。

(3)试验判断准则

除了第 33.99(b)款允许的小修和勤务外，根据持续适航文件，反推力系统在试验完成后必须处于可用状态。

3. **需要说明的其它问题**

a) 未确定反推力装置构型的取证发动机型号

对于未确定反推力装置构型的取证发动机型号（例如，没有明确装机对象的发动机型号），为顺利取得发动机型号合格证，申请人可以选择安装一个有代表性的反推力装置或仅可以模拟部分反推力装置功能的“假反推”，以开展持久试验、校准试验、工作试验、振动试验以及反推力装置耐用性试验。

此外，在发动机型号适航审定过程中，申请人也可以申请审定基础中不纳入第 33.97 条，并同时在发动机型号合格证数据单和相关手册中予以明确该型号发动机不允许安装反推力装置。

b) 反推力装置控制系统的安全评估

如果发动机的控制系统中控制反推力装置的打开与作动，则申请人应当按照第 33.28(e)款要求对相关的软硬件开展安全评估，以确保反推

力装置控制系统不会引起不可接受的推力变化与振荡。