

中国民用航空局令

第 207 号

《航空发动机适航规定》（CCAR-33R2）已经 2011 年 1 月 30 日中国民用航空局局务会议通过，现予公布，自 2012 年 1 月 1 日起施行。

局长 **李家祥**

二〇一一年三月十五日

航空发动机适航规定

A 章 总 则

第 33.1 条 适用范围

(a) 本规定规定颁发和更改航空发动机型号合格证用的适航标准。

(b) 按照中国民用航空规章《民用航空产品和零部件合格审定规定》(CCAR-21) 的规定申请航空发动机型号合格证或申请对该合格证进行更改的法人, 必须表明符合本规定中适用的要求, 并且必须表明符合中国民用航空规章《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

第 33.3 条 概述

每一个申请人必须表明该型航空发动机符合本规定中适用的要求。

第 33.4 条 持续适航文件

申请人必须根据本规定附件 A 编制中国民用航空局可接受的持续适航文件。如果有计划保证在交付第一架装有该发动机的航空器之前或者在为装有该发动机的航空器颁发适航证之前完成这

些文件，则这些文件在型号合格审定时可以是不完备的。

第 33.5 条 发动机安装和使用说明手册

每一个申请人必须备有在型号合格证颁发之前可供中国民用航空局应用，在发动机交付时可供用户使用的经批准的发动机安装和使用说明手册。该说明手册必须至少包括以下内容：

(a) 安装说明

(1) 发动机安装构件的位置，将发动机装接到航空器上的方法及安装构件和相关结构的最大允许载荷；

(2) 发动机与附件、管件、导线和电缆、钢索、导管及整流罩连接的位置和说明；

(3) 包括总体尺寸的发动机轮廓图；

(4) 定义发动机与航空器和航空器设备，包括螺旋桨（如适用）的物理和功能界面；

(5) 如果发动机系统所依靠的部件不是发动机型号设计的组成部分，而发动机型号合格审定又要基于这些部件，则其界面条件和可靠性要求必须在发动机安装说明手册中直接规定，或者规定参考适当的文件；

(6) 必须给出发动机控制所需的仪表清单，包括控制发动机工作的仪表精度和瞬态响应的所有限制值，以评估在装机条件下该仪表的适用性。

(b) 使用说明

(1) 中国民用航空局认定的使用限制；

(2) 功率或推力的额定值及在非标准大气条件下的修正程序;

(3) 在一般和极端环境条件下, 对下列情况的荐用程序:

(i) 起动;

(ii) 地面运转;

(iii) 飞行中的运转;

(4) 对于有一个或多个一台发动机不工作(OEI)额定功率的旋翼航空器发动机, 申请人必须提供发动机性能特性和变化的数据, 以使飞机制造商能够建立飞机功率保证程序;

(5) 发动机控制系统的主模式、所有可选模式和任何备份系统及其相关限制的描述, 以及发动机控制系统及其与飞机系统、螺旋桨(如适用)之间的界面描述。

(c) 安全分析假设。针对第 33.75(d) 条中描述的不在发动机制造商控制之内关于安全装置、仪表、早期警告装置、维修检查和类似设备或程序的可靠性做出安全分析假设。

[2011年3月15日第二次修订]

第 33.7 条 发动机额定值和使用限制

(a) 发动机额定值和使用限制由中国民用航空局认定, 并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》(CCAR-21) 规定的发动机型号合格证数据单中, 其中包括按本条规定的各种适用的使用条件和资料确定的额定值和限制以及为发动机安全使用所必需的任何其他资料。

(b) 对于活塞式发动机，额定值和使用限制的确定与下列因素有关：

(1) 下列功率状态值在临界压力高度与海平面压力高度下的功率或扭矩、转速（转/分）、进气压力和时间：

(i) 额定最大连续功率（与非增压使用状态或与适用的增压器各种使用状态有关）；

(ii) 额定起飞功率（与非增压使用状态或与适用的增压器各种使用状态有关）。

(2) 燃油牌号或规格。

(3) 滑油品级或规格。

(4) 下列各项温度：

(i) 气缸温度；

(ii) 滑油进口温度；

(iii) 涡轮增压器的涡轮进气温度。

(5) 下列各项压力：

(i) 燃油进口压力；

(ii) 主滑油腔的滑油压力。

(6) 附件传动扭矩和悬臂力矩。

(7) 部件寿命。

(8) 涡轮增压器的涡轮转速（转/分）。

(c) 对于涡轮发动机，额定值和使用限制的确定与下列因素有关：

(1) 下列状态的功率、扭矩或推力、转速(转/分)、燃气温度和时间:

- (i) 额定最大连续功率或推力(加力的);
- (ii) 额定最大连续功率或推力(不加力的);
- (iii) 额定起飞功率或推力(加力的);
- (iv) 额定起飞功率或推力(不加力的);
- (v) 额定30分钟一台发动机不工作(OEI)功率;
- (vi) 额定2½分钟一台发动机不工作(OEI)功率;
- (vii) 额定连续一台发动机不工作(OEI)功率;
- (viii) 额定2分钟一台发动机不工作(OEI)功率;
- (ix) 额定30秒钟一台发动机不工作(OEI)功率;
- (x) 辅助动力装置(APU)的工作方式。

(2) 燃油牌号或规格。

(3) 滑油品级或规格。

(4) 液压油规格。

(5) 下列各项温度:

(i) 在申请人规定部位上的滑油温度;

(ii) 超音速发动机进口截面上的进气温度,包括稳态工作时的温度和瞬时超温温度及其允许超温的时间;

(iii) 超音速发动机的液压油温度;

(iv) 在申请人规定部位上的燃油温度;

(v) 申请人如有规定的发动机的外表面温度。

- (6) 下列各项压力:
- (i) 燃油进口压力;
 - (ii) 在申请人规定部位上的滑油压力;
 - (iii) 超音速发动机进口截面上的进气压力, 包括稳态工作时的压力和瞬时超压压力及其允许超压的时间;
 - (iv) 液压油压力。
- (7) 附件传动的扭矩和悬臂力矩。
- (8) 部件寿命。
- (9) 燃油过滤。
- (10) 滑油过滤。
- (11) 引气。
- (12) 每一转子盘和隔圈被批准的起动—停车应力循环次数。
- (13) 发动机进气畸变。
- (14) 转子轴的瞬时超转转速 (转/分) 和超转出现的次数。
- (15) 燃气的瞬时超温温度和超温出现的次数。
- (16) 发动机瞬态超扭及其发生次数。
- (17) 带有自由动力涡轮的涡轴发动机和涡桨发动机的最大超扭。
- (18) 超音速航空器发动机的转子风车转速 (转/分)。
- (d) 在确定发动机性能和使用限制时, 必须考虑发动机控制系统和第 33.5 条 (a) (6) 中定义的所需仪表的所有精度限制要求。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.8 条 发动机功率和推力额定值的选定

- (a) 必须由申请人选定所申请的发动机功率和推力额定值。
- (b) 选定的每种额定值必须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。

B 章 设计与构造**总 则****第 33.11 条 适用范围**

本章规定航空活塞式和涡轮发动机的一般设计与构造要求。

[第 33.13 条 备用]

[第 33.14 条 删除]

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.15 条 材料

发动机所用材料的适用性和耐久性必须满足下列要求：

- (a) 建立在经验或试验的基础上；
- (b) 符合经批准的规范（如工业或军用规范），保证这些材料具有设计资料中采用的强度和其他性能。

第 33.17 条 防火

(a) 发动机的设计和构造及所用的材料必须使着火和火焰蔓延的可能性减至最小。此外，涡轮发动机的设计和构造必须使出现导致结构失效、过热或其他危险状态的内部着火的可能性减至最小。

(b) 除 (c) 条规定外, 在发动机正常工作期间存留或输送易燃液体的每一外部管路、接头和其他部件, 必须由中国民用航空局确认是耐火的或是防火的。上述部件必须有防护或正确安装以防止点燃泄漏的易燃液体。

(c) 属于发动机部分并与发动机相连的易燃液体箱和支架必须是防火的或用防火罩防护, 任一非防火的零部件被火烧坏后不会引起易燃液体泄漏或溅出则除外, 活塞式发动机上容量小于 23.7 升 (25 夸脱) 的整体湿油池, 既不必是防火的, 也不需用防火罩防护。

(d) 用于防火墙的发动机零件, 其设计、构造和安装必须是:

- (1) 防火的;
- (2) 构造上不会使任何危险量的空气、液体或火焰绕过或穿过防火墙;
- (3) 防腐蚀的。

(e) 除 (a) 和 (b) 条要求外, 位于指定火区内的发动机控制系统部件必须由中国民用航空局确定是防火的或者耐火的。

(f) 必须通过排放和通风的方法防止发动机内易燃液体非故意的积聚达到危险量。

(g) 任何容易或者具有潜在产生静电放电或电气故障电流的部件、单元或设备, 必须设计和构造成与发动机基准点等电位接地, 以使可能出现易燃液体或蒸汽的外部区域点燃的风险减至最小。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.19 条 耐用性

(a) 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。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。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。

(b) 属于发动机型号设计部分的螺旋桨桨距调节系统的每一个部件必须满足中国民用航空规章第 35 部第 35.21 条、第 35.23 条、第 35.42 条和第 35.43 条的要求。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.21 条 发动机冷却

发动机的设计与构造必须在飞机预定工作条件下提供必要的冷却。

第 33.23 条 发动机的安装构件和结构

(a) 必须规定发动机安装构件和相关的发动机结构的最大允许的限制载荷和极限载荷。

(b) 该发动机安装构件和相关的发动机结构必须能承受下列载荷：

- (1) 规定的限制载荷并且没有永久变形；
- (2) 规定的极限载荷并且没有破坏，但可以出现永久变形。

第 33.25 条 附件连接装置

发动机在附件传动装置和安装构件受载的情况下，必须能正常地运转。每一个发动机附件传动装置和安装构件必须具有密封措施以防止发动机内部的污染或来自发动机内部的不可接受的泄漏。要求用发动机滑油润滑外部传动花键或联轴节的传动装置和安装构件，必须采用密封措施以防止不可接受的滑油流失和防止来自封闭传动连接件腔室外的污染。发动机的设计必须能对发动机运转所需的每个附件进行检查、调整或更换。

第 33.27 条 涡轮、压气机、风扇和涡轮增压器转子

(a) 涡轮、压气机、风扇和涡轮增压器转子必须具有足够的强度以便能承受本条 (c) 款规定的试验条件。

(b) 除第 33.28 条要求之外的发动机系统、仪表和其它方法的设计和必须给予合理的保证，使影响涡轮、压气机、风扇和涡轮增压器转子结构完整性的发动机使用限制在使用中不会超出。

(c) 根据分析或其他可接受的方法确定的每个涡轮、压气机和风扇中经受最关键应力的转子部件 (除叶片外)，其中包括发动机或涡轮增压器中的整体鼓筒转子和离心式压气机，必须在下列条件下试验 5 分钟：

(1) 除了本条 (c) (2) (iv) 的规定外，以其最大工作温度进行；

(2) 以下列适用的最高转速进行：

(i) 如果在试验台上试验并且转子部件装有叶片或叶片配重

块, 则以其最大允许转速的 120%进行;

(ii) 如果试验在发动机上进行, 则以其最大允许转速的 115%进行;

(iii) 如果试验在涡轮增压器上进行, 由一特制燃烧室试验台提供炽热燃气驱动, 则以其最大允许转速 115%进行;

(iv) 以 120%的某个转速进行, 冷转时, 转子部件承受的工作应力相当于最高工作温度和最大允许转速导致的应力;

(v) 以 105%的最高转速进行, 此最高转速是发动机典型安装方式中导致最关键的部件或系统失效时的转速;

(vi) 在发动机典型安装方式中, 任一部件或系统失效并和飞行前例行检查中或正常飞行使用期间一般不予以检测的部件或系统发生的任一故障相组合时, 所导致的最高转速。

试验后, 在某种超转情况下的每个转子必须在批准的尺寸限制内, 并且不得有裂纹。

[2011年3月15日第二次修订]

第 33.28 条 发动机控制系统

(a) 适用性。本条款适用于任何发动机型号设计中控制、限制或监控发动机工作, 和发动机持续适航所必需的系统或设备。

(b) 验证。

(1) 功能方面。申请人必须通过试验、分析或两者结合的方法证明发动机控制系统能以下列方式实现预期的功能:

(i) 在声明的飞行包线内变化的大气条件下, 保持有关控制

参数的选定值，使发动机工作在批准的使用限制之内；

(ii) 在所有可能的系统输入和允许的发动机功率或推力需求下，必须符合第 33.51 条，第 33.65 条以及第 33.73 条，如适用的使用要求，除非已证实控制功能故障导致在预定的使用中发动机不能被放行；

(iii) 在声明的发动机使用条件范围内，发动机的功率或推力调节应具有足够的灵敏度，和

(iv) 不产生不可接受的功率或推力振荡。

(2) 环境限制。申请人必须表明，当符合第 33.53 条和第 33.91 条时，在声明的环境条件下，包括电磁干扰 (EMI)、高强度辐射场 (HIRF) 和闪电条件，发动机控制系统功能不会受到有害影响。对于已鉴定系统的环境限制必须记录在发动机安装说明手册中。

(c) 控制转换。

(1) 申请人必须表明，当故障或失效导致控制模式、通道或者从主系统到备份系统的转换时：

(i) 发动机不会超出任何使用限制；

(ii) 发动机不会喘振、失速或出现不可接受的推力或功率改变、振荡及其它不可接受的特性；和

(iii) 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，则必须有方式警示机组。该方式必须在发动机安装说明手册中描述，并且要在发动机使用手册中描述机组的操作。

(2)任何推力或功率改变的幅度和相应的转换时间必须在发动机安装和使用说明手册中有明确描述。

(d)发动机控制系统失效。申请人必须将发动机控制系统设计和构造成:

(1)失去推力(或功率)控制(LOTC/LOPC)事件的发生率与预期应用的安全目标一致;

(2)在全勤构型中,经中国民用航空局确定,对于 LOTC / LOPC 事件相关的电子和电气的失效,系统能容忍“单点故障”;

(3)发动机控制系统部件的单点失效不会导致危害性发动机后果;

(4)与预期装机相关的可预见失效或故障,会导致着火、过热或失效等造成发动机控制系统部件损伤的局部事件,该失效或故障不应导致发动机控制系统失效或故障,从而引起危害性发动机后果。

(e)系统安全评估。当符合本条和第 33.75 条要求时,申请人必须完成发动机控制系统的系统安全评估。该项评估必须确定可能导致推力或功率改变、错误数据传输,或影响发动机工作特性从而产生喘振或失速的故障或失效,以及这些故障或失效预期的发生频率。

(f)保护系统。

(1)发动机控制设备、系统和发动机仪表的设计和功能,以及发动机使用和维护说明,必须合理保证,影响涡轮、压气机、

风扇、涡轮增压器转子结构完整性的发动机使用限制在工作中不会被超出。

(2) 当提供电子式超转保护系统时,设计必须包括系统的检测方法,以确定保护功能的可用性,并且至少每个发动机起动/停车循环检测一次。该方法必须能以最少的循环数完成系统的全面测试。如果这种测试不是完全自动的,则必须在发动机使用说明手册中包含手动测试的规定。

(3) 如果超转保护是液压机械式或机械式的,必须通过试验或其他可接受的方法验证,超转保护功能在检查和维修周期内可用。

(g) 软件。申请人必须通过经中国民用航空局批准的方法设计、实现和验证所有相关软件,将软件错误存在的可能性减至最小,并符合其实施功能的关键性要求。

(h) 飞机提供的数据。单点失效引起的飞机提供的数据(而不是来自飞机的推力或功率指令信号),或发动机之间共享的数据丢失、中断或损坏,必须:

(1) 不得导致任何发动机的危害性发动机后果;

(2) 被检测和调节。调节规律不得导致推力或功率,或者发动机操作和起动特性不可接受的改变。申请人必须评估并在发动机安装说明手册中说明这些失效在整个飞行包线内对发动机功率或推力、工作性能和起动特性的影响。

(i) 飞机提供的电源。

(1) 申请人必须将发动机控制系统设计成当飞机提供给发动机控制系统的电源失去、故障或中断时，不会：

- (i) 导致危害性发动机后果；
- (ii) 引起不可接受的错误数据传递。

(2) 当依据(i) (1) 条要求使用发动机专用电源时，其容量应有足够的裕度解决发动机在慢车以下的运转，发动机控制系统的设计预期在这种情况下能够使发动机自动恢复运行。

(3) 申请人必须确定飞机提供给发动机控制系统起动和运转发动机所需任何电源的需求和特性，包括瞬态和稳态电压限制值，并在发动机安装说明手册中声明。

(4) 超出本条(i) (3) 中声明的电源电压限制值的瞬态低电压，必须满足本条(i) (1) 的要求。当飞机提供的电源回到极限值以内时，发动机控制系统必须恢复正常工作。

(j) 空气压力信号。申请人必须考虑空气压力信号管线堵塞或泄漏对发动机控制系统的影响，作为本条(e) 系统安全评估的组成部分，并在设计上采用适当的预防措施。

(k) 30 秒一台发动机不工作(OEI) 额定功率控制和自动可用性。具有 30 秒一台发动机不工作(OEI) 额定功率的发动机，必须具备其使用限制内 30 秒一台发动机不工作(OEI) 功率自动获得并自动控制的方法或措施。

(1) 发动机停车方法。必须提供发动机迅速停车的方法。

(m) 可编程逻辑装置。使用数字逻辑或其它复合设计技术开

发可编程逻辑装置时，必须确保编码器逻辑已经考虑到，安装可编程逻辑装置的系统失效或故障的风险。申请人必须证实这些设备是采用中国民用航空局已批准的方法来设计开发的、且与设计履行的功能的关键性相一致。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.29 条 仪表连接

(a) 除非在结构上能防止错接仪表，否则，按航空器适航标准要求动力装置仪表所设置的每个连接件或者为保证发动机工作符合任何发动机使用限制所必需的每个连接件，都必须作标记，以标明与相应的仪表一致。

(b) 每台涡轮发动机必须为指示转子系统不平衡的显示系统提供接头。

(c) 具有 30 秒一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值和 2 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的旋翼航空器涡轮发动机必须有方法或措施：

(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) 功率状态及状态开始和该时间间隔结束时，应提示飞行员；

(2) 自动记录每次使用 30 秒 OEI 和 2 分钟 OEI 功率水平的次数和持续时间；

(3) 使用可靠的方法提示维修人员发动机已经使用 30 秒 OEI 或 2 分钟 OEI 功率水平，并且允许维修人员取回已记录的数

据，和

(4) 能够针对上述方法的正确操作进行日常检验。

(d) 本条(c)(2)和(c)(3)的方法和措施一定不能在飞行中复位。

(e) 申请人必须制定保证发动机在其使用限制内工作的仪表的安装规定。按照提出的安全分析或任何其他的规范要求，如果所依赖的仪表在假定飞机的安装中不是强制的，则该仪表必须在发动机安装说明中指定，并在发动机批准文件中声明为强制性的。

(f) 作为第33.28条(e)中系统安全评估的一部分，申请人必须评估仪表，传感器或接头错误装配的可能性及后果。如需要，申请人必须在系统中采用防错设计。

(g) 传感器及相关电线和信号调节器必须在物理上和电气上进行隔离，以确保从仪表的监测功能向控制功能传递故障的概率与该故障的影响一致，反之亦然。

(h) 申请人必须提供机组人员监测涡轮冷却系统功能的仪表，除非有证据表明：

(1) 其他现有仪表可以给出失效或即将失效的适当警报，或者

(2) 在发现冷却系统失效之前不会导致危害性发动机后果，或者

(3) 冷却系统失效的概率是极小可能的。

[2011年3月15日第二次修订]

C 章 设计与构造:

活塞式航空发动机

第 33.31 条 适用范围

本章规定活塞式航空发动机附加的设计与构造要求。

第 33.33 条 振动

发动机的设计与构造必须能使发动机在其曲轴转速和发动机功率的整个正常工作范围内运转，不会由于振动而引起发动机任何零部件的过大应力，并且也不会将过大的振动力传给航空器结构。

第 33.34 条 涡轮增压器转子

每个涡轮增压器机匣必须设计、构造成，当正常转速控制装置不工作时，可以包容最高转速下压气机或涡轮转子失效产生的碎片。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.35 条 燃油和进气系统

(a) 发动机燃油系统的设计与构造必须能在所有飞行和大气条件下的整个发动机工作范围内向气缸提供适当的燃油混合物。

(b) 用于燃烧的空气或油气的混合物所通过的发动机进气通道的设计与构造，必须使冰在这些通道里积聚的危险减至最小。发动机的设计与构造必须允许采用防冰的措施。

(c) 必须规定为防止燃油中外来颗粒进入发动机燃油系统所

必需的燃油滤的类型和过滤度。申请人必须表明通过规定的过滤装置的外来颗粒将不会严重地损害发动机燃油系统的功能。

(d) 当装该发动机的航空器在地面静止状态时，在申请人所确定的发动机可能有的所有姿态下，进气系统中，引导油气混合物的每一条通道，都必须是自身可以放泄的，以防止气缸内的液锁。

(e) 对于每个流体喷射（除了燃油）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体的流量是充分可控的。

第 33.37 条 点火系统

火花点火发动机必须装有双点火系统，每个气缸至少要有两只火花塞，并具有电源分开的两条独立电路；或者装有在飞行中可靠性相当的点火系统。

第 33.39 条 润滑系统

(a) 发动机的润滑系统的设计与构造，必须使该系统在飞机预期使用中的所有飞行姿态和大气条件下能正常地工作。装有湿油池的发动机，当发动机里的滑油只有最大滑油量的一半时，必须仍能满足这一要求。

(b) 发动机润滑系统的设计与构造必须能安装滑油冷却装置。

(c) 曲轴机匣应与大气相通，以消除曲轴机匣中压力过高时的滑油泄漏。

D 章 台架试验：活塞式航空发动机

第 33.41 条 适用范围

本章规定活塞式航空发动机的台架试验和检验。

第 33.42 条 概述

在本章规定的每项持久试验前，不经装机即可确定其调整位置和功能特性的每个部件，必须确定和记录其调整位置和功能特性。

第 33.43 条 振动试验

(a) 每型发动机必须进行振动测试，以确定曲轴和螺旋桨轴或其他输出轴在整个曲轴转速和发动机功率范围之内，在稳定状态和瞬时状态下，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）时的扭转和弯曲振动特性。对于飞机用的发动机，该项测试必须采用与持久试验所用的螺旋桨型号相同的结构形式，对于其他发动机，则采用与持久试验所用的负载装置型号相同的结构型式。

(b) 曲轴和螺旋桨轴或者其他输出轴的扭转和弯曲振动应力，不得超过制轴材料的持久极限应力。如果不能通过测量表明轴的最大应力低于持久极限，则必须测量振动频率和振幅。必须表明峰值振幅所产生的应力低于持久极限；否则，发动机必须在产生峰值振幅的状态下运转，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，直到表明在材料的持久极限应力范围之内不发生疲劳为止。

(c) 必须对每一附件传动装置和安装构件加载，该载荷由仅供航空器使用的每一附件装置所施加，并且是申请人为该传动装置或安装点规定的限制载荷。

(d) 本条 (a) 规定的振动测试必须在最不利振动效应的那只气缸不点火的情况下重复进行，以确定发动机在此非正常状态下安全使用的条件。但对此振动测试，发动机转速范围仅需从慢车到要求的最大起飞转速，并不必表明符合本条 (b)。

第 33.45 条 校准试验

(a) 每型发动机必须进行为确定第 33.49 条规定的有关持久试验的发动机功率特性和条件所必需的校准试验。功率特性校准试验的结果构成确定整个使用范围内曲轴转速、进气压力、燃油 / 空气混合比调定值和高度的发动机特性。功率额定值以标准大气条件下只装有为发动机功能所必需的那些附件时为基准。

(b) 进行持久试验的发动机在持久试验后必须进行海平面状态时的功率检查。必须确定在持久试验期间出现的任何功率特性变化。在持久试验最后阶段取得的测量值可以用于表明符合本款的要求。

第 33.47 条 爆震试验

每型发动机必须试验，以确定在其预定的整个工作状态范围内，发动机能工作而不会发生爆震。

第 33.49 条 持久试验

(a) 概述

每型发动机必须进行持久试验，它包括总时数为 150 小时的试车（除本条 (e)(1)(iii) 中规定的外），并根据发动机型号和预期工作情况由本条 (b) 至 (e) 中规定的一个适用的试验系列组成。对于待试的特定发动机必须按中国民用航空局认为合适的程序进行试验。在持久试验期间，该发动机功率和曲轴转速必须保持在额定值的 $\pm 3\%$ 的范围内。在以额定起飞功率和至少 35 小时额定最大连续功率运转期间，一只气缸必须在不低于限制温度下工作，其余气缸必须在不低于限制温度 28°C (50°F) 范围内工作，并且滑油进口温度必须保持在限制温度 $\pm 5.5^{\circ}\text{C}$ (10°F) 范围内。装有螺旋桨轴的发动机必须装螺旋桨做持久试验，并且在在本条规定的各种适用运转条件下，该螺旋桨要对发动机加载到其设计能承受的最大拉力载荷。必须对每个附件传动装置和安装构件加载。在以额定起飞功率和额定最大连续功率运转期间，由仅供飞机使用的每种附件所施加的载荷，必须是申请人为发动机传动装置或安装点规定的限制载荷。

(b) 非增压的发动机和采用齿轮传动单速增压器的发动机

对于不采用增压器的发动机和采用齿轮传动单速增压器的发动机，申请人必须作下列试验：

(1) 30 小时试验，由 5 分钟起飞转速下额定起飞功率和 5 分钟最大最经济巡航功率或荐用的最大巡航功率交替组成；

(2) 20 小时试验, 由 $1\frac{1}{2}$ 小时最大连续转速下额定最大连续功率的和 $\frac{1}{2}$ 小时 75% 的额定最大连续功率及 91% 最大连续转速交替组成;

(3) 20 小时试验, 由 $1\frac{1}{2}$ 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 $\frac{1}{2}$ 小时 70% 额定最大连续功率及 89% 最大连续转速交替组成;

(4) 20 小时试验, 由 $1\frac{1}{2}$ 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 $\frac{1}{2}$ 小时 65% 额定最大连续功率及 87% 最大连续转速交替组成;

(5) 20 小时试验, 由 $1\frac{1}{2}$ 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 $\frac{1}{2}$ 小时 60% 额定最大连续功率及 84.5% 最大连续转速交替组成;

(6) 20 小时试验, 由 $1\frac{1}{2}$ 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 $\frac{1}{2}$ 小时 50% 额定最大连续功率及 79.5% 最大连续转速交替组成;

(7) 20 小时试验, 由 $2\frac{1}{2}$ 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 $2\frac{1}{2}$ 小时最大最经济巡航功率或荐用的最大巡航功率交替组成。

(c) 采用齿轮传动双速增压器的发动机

对于采用齿轮传动双速增压器的发动机, 申请人必须进行下列试验:

(1) 30 小时试验, 由低传动比的 5 分钟额定起飞转速下额

定起飞功率和 5 分钟最大最经济巡航功率或最大荐用巡航功率交替组成。如果在高传动比中要求起飞功率额定值, 则 30 小时试验中的 15 小时试验必须在高传动比下进行, 并由 5 分钟的在起飞临界高度进气压力和起飞转速下获得的功率测量值及 5 分钟 70% 高传动比额定最大连续功率和 89% 高传动比最大连续转速交替组成;

(2) 15 小时试验, 由低传动比的 1 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 $\frac{1}{2}$ 小时 75% 额定最大连续功率及 91% 最大连续转速交替组成;

(3) 15 小时试验, 由低传动比的 1 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 $\frac{1}{2}$ 小时 70% 额定最大连续功率及 89% 最大连续转速交替组成;

(4) 30 小时试验, 以高传动比的最大连续转速下额定最大连续功率进行;

(5) 5 小时试验, 由增压器的每个传动比各 5 分钟交替组成。该试验的第一个 5 分钟必须以高传动比下的最大连续转速及在海平面条件下以高传动比的 90% 的最大连续进气压力获得的测量功率进行。在低传动比下的 5 分钟交替试验状态必须是在恒定转速下转换到低传动比时所获得的状态;

(6) 10 小时试验, 由低传动比 1 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 1 小时 65% 额定最大连续功率及 87% 最大连续转速交替组成;

(7) 10 小时试验, 由低传动比 1 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 1 小时 60% 额定最大连续功率及 84.5% 最大连续转速交替组成;

(8) 10 小时试验, 由低传动比 1 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 1 小时 50% 额定最大连续功率及 79.5% 最大连续转速交替组成;

(9) 20 小时试验, 由低传动比 2 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 2 小时最大最经济巡航功率和转速或荐用的最大巡航功率和转速交替组成;

(10) 5 小时试验, 在低传动比下以最大最经济巡航功率和转速或荐用的最大巡航功率和转速进行; 以高传动比运转时, 在没有模拟高空试验装置的地方, 这些试验可以用在临界高度进气压力或由此规定的百分数压力下获得的测量功率进行, 并可将燃油/空气混合比调整到足以抑制爆震的富油混合气。

(d) 直升机发动机

为了适合于在直升机上的使用, 每型发动机必须符合中国民用航空规章第 29 部第 29.923 条 (a) 至 (j), 或者必须进行以下一系列试验:

(1) 35 小时试验, 由各 30 分钟的起飞转速下额定起飞功率和最大连续转速下额定最大连续功率交替组成;

(2) 25 小时试验, 由各 2½ 小时的最大连续转速下额定最大连续功率和最大连续转速下 70% 额定最大连续功率交替组成;

(3) 25 小时试验, 由各 $2\frac{1}{2}$ 小时的最大连续转速下额定最大连续功率和 80% 至 90% 最大连续转速下 70% 额定最大连续功率交替组成;

(4) 25 小时试验, 由各 $2\frac{1}{2}$ 小时的起飞转速下 30% 额定最大连续功率和 80% 至 90% 最大连续转速下 30% 额定最大连续功率交替组成;

(5) 25 小时试验, 由各 $2\frac{1}{2}$ 小时的起飞转速下 80% 额定最大连续功率和 110% 最大连续转速下额定最大连续功率或 103% 起飞转速下额定起飞功率 (两者中取转速较大者) 交替组成;

(6) 15 小时试验, 以 105% 最大连续转速下 105% 额定最大连续功率进行, 或者, 如果不能超过 105% 额定最大连续功率时, 则以全油门及在标准海平面汽化器出口压力下的相应转速进行。

(e) 涡轮增压的发动机

对于装有涡轮增压器的发动机, 如果申请人表明在模拟高空试验中, 发动机和增压器承受的机械载荷和工作温度不低于在实际高空条件下运转时的机械载荷和工作温度, 则除了高空试验可以模拟外, 按下列规定进行:

(1) 对用于飞机的发动机, 申请人必须实施本条 (b) 规定的试验, 但下列情况除外:

(i) 本条 (b) (1) 规定的整个试验必须在海平面高度压力下进行;

(ii) 本条 (b) (2) 到 (7) 中所规定的以额定最大连续功

率运转的部分必须在临界高度压力下进行；而以其他功率进行试验部分必须在 2,440 米（8,000 英尺）高度压力下进行；

(iii) 在 150 小时持久试验期间使用的涡轮增压器必须以额定最大连续功率运转时的涡轮进口燃气限制温度和转速增加 50 小时台架试验，除非在 50 小时额定最大连续功率运转中保持该限制温度和转速。

(2) 对用于直升机的发动机，申请人必须实施本条 (d) 款规定的试验，但下列情况除外：

(i) 本条 (d) (1) 中规定的整个试验必须在临界高度压力下进行；

(ii) 本条 (d) (2) 和 (3) 中规定的以额定最大连续功率进行试验的部分，必须在临界高度压力下进行；而以其他功率进行试验的部分，必须在 2,440 米（8,000 英尺）高度压力下进行；

(iii) 本条 (d) (4) 中规定的整个试验，必须在 2,440 米（8,000 英尺）高度压力下进行；

(iv) 本条 (d) (5) 规定的以 80% 额定最大连续功率进行试验的部分，必须在 2,440 米（8,000 英尺）高度压力下进行，而以其他功率进行试验的部分，必须在临界高度压力下进行；

(v) 本条 (d) (6) 规定的整个试验，必须在临界高度压力下进行；

(vi) 在持久试验期间使用的涡轮增压器，必须以额定最大连续功率运转时的涡轮进口燃气限制温度和转速进行 50 小时台

架试验, 除非在 50 小时额定最大连续功率运转中保持该限制温度和转速。

第 33.51 条 工作试验

工作试验必须包括中国民用航空局认为必要的试验, 以验证发动机的回火特性、起动、慢车、加速、超转、螺旋桨功能和点火及任何其他工作特性。如果发动机装有多速增压器传动装置, 则设计与构造必须允许增压器的运转从低速比转向高速比, 并且在增压器高转速比下与额定最大连续功率所具有的进气压力和转速调定值相对应的功率, 必须在 5 秒内达到。

第 33.53 条 发动机系统和部件试验

(a) 对于不能按第 33.49 条持久试验方法进行充分验证的每型发动机系统和部件, 申请人必须进行附加的试验, 以确定那些系统和部件在所有已声明环境和使用条件下都能实现预期功能。

(b) 必须确定在航空器安装中要求温度控制措施的每一部件的温度限制, 以保证其良好的功能、可靠性和耐久性。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.55 条 分解检查

在完成持久试验后, 满足下列要求:

(a) 每台发动机必须完全分解。

(b) 不经装机即可确定其调整位置和功能特性的每一部件的调整位置和功能特性必须保持在试验开始时已确定并记录的限制范围内。

(c) 按照第 33.4 条提交的资料, 发动机每个部件必须符合型号设计要求, 并且适宜于装在发动机上继续工作。

第 33.57 条 台架试验的一般实施

(a) 在台架试验时, 申请人可用同一设计和结构的几台发动机分别进行振动、校准、爆震、持久和工作试验。如果用一台发动机单独进行持久试验, 则该发动机在开始持久试验之前, 必须经过校准检查。

(b) 申请人根据符合本规定第 33.4 条要求提交的维修和维护说明书, 可以对在台架试验期间的发动机进行维护和小修。如果这类维护频次过高, 或由于发动机故障停车次数过多, 或在台架试车期间或分解检查的结果认为有必要大修或更换零件的话, 则发动机或其零部件可能进行中国民用航空局认为必要的任何附加试验。

(c) 每个申请人必须提供所有试验条件, 包括设备和胜任的人员, 以实施台架试验。

E 章 设计与构造:

航空涡轮发动机

第 33.61 条 适用范围

本章规定航空涡轮发动机附加的设计与构造要求。

第 33.62 条 应力分析

必须对每型涡轮发动机进行应力分析, 表明每个涡轮发动机

转子、隔圈和转子轴的设计安全裕度。

第 33.63 条 振动

每型发动机的设计和构造必须使发动机在其声明的整个飞行包线和整个转速和功率或推力的工作范围内正常工作，而不应导致因振动而使发动机的任何零部件应力过大，并且也不应导致将过大的振动力传给航空器结构。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

第 33.64 条 发动机静承压件

(a) 强度。申请人必须通过试验、已验证的分析或两者结合的方法，确定承受较大气体或液体压力载荷的所有静子零件，可以稳定保持一分钟，不会：

(1) 当承受以下较大的压力作用时，出现超过使用限制的永久变形，或者发生可能导致危害性发动机后果的泄漏：

- (i) 1.1 倍的最大工作压力；
- (ii) 1.33 倍的正常工作压力；或者
- (iii) 大于正常工作压力 35kPa (5 p.s.i.)。

(2) 当承受以下较大的压力作用时，发生破裂或爆破：

- (i) 1.15 倍的最大可能压力；
- (ii) 1.5 倍的最大工作压力；或者
- (iii) 大于最大可能压力 35kPa (5 p.s.i.)。

(b) 在满足本条要求时必须考虑：

- (1) 零件的工作温度；

- (2) 除压力载荷外的任何其他重要静载荷;
- (3) 代表零件材料和工艺的最低性能;
- (4) 型号设计允许的任何不利的几何形状。

[2011年3月15日第二次修订]

第33.65条 喘振和失速特性

发动机按第33.5条(b)规定的使用说明运转时,即在发动机工作包线内的任何一点上,起动、功率或推力的变化、功率的增大或推力的加力,极限的进气畸变或进气温度,不得引起喘振或失速达到出现熄火、结构失效、超温或发动机功率或推力不能恢复的程度。

第33.66条 引气系统

在第33.7条(c)(11)中规定的极限引气状态的所有条件下,发动机必须提供引气而不会对发动机产生除推力或功率输出降低外的不利影响。如果能控制发动机防冰的引气,则必须设置指示发动机防冰系统功能的装置。

第33.67条 燃油系统

(a)在按申请人规定的流量和压力对发动机供给燃油的情况下,该发动机必须在本规定规定的各种工作状态下都能正常地工作。不可再调整的每个燃油控制调节装置装于发动机上时必须用锁紧装置固定并且必须是铅封的,否则应是不可达的。所有其他的燃油控制调节装置必须是可达的,并且作标记以指明调节功能,除非该功能是显而易见的。

(b) 在发动机燃油进口与燃油计量装置进口, 或与发动机传动的正排量泵进口 (两种进口中取距发动机燃油进口较近者) 之间, 必须设置燃油滤或滤网。此外下列规定适用于本款 (b) 要求的每个燃油滤或滤网:

(1) 必须是便于放泄和清洗, 并必须采用易于拆卸的网件或滤芯;

(2) 除非滤网或油滤易于拆卸进行放油, 而不需设置放油装置, 否则必须具有沉淀槽和放油嘴;

(3) 除非导管或接头在所有载荷情况下均具有足够的强度裕量, 否则, 油滤或滤网的重量不能由相连的导管或其入口或出口的接头支承。

(4) 必须规定为防止燃油中外来颗粒进入发动机燃油系统所必需的燃油滤的类型和过滤度。申请人必须表明符合下列要求:

(i) 通过规定过滤装置的外来颗粒不会损害发动机燃油系统的功能;

(ii) 在 27°C (80°F) 的含水的初始饱和燃油中每升加进 0.2 毫升游离水 (每加仑含 0.025 液英两), 并冷却到工作中可能遇到的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持续工作。然而, 这一要求可以通过验证特定的经批准的燃油防冰添加剂的有效性来满足; 或者燃油系统带有燃油加热器, 它能在最危险结冰条件下将燃油滤或燃油进口处的燃油温度保持在 0°C (32°F) 以上。

(5) 申请人必须验证在燃油被污染到工作中可能遇到的最大程度的颗粒尺寸和密度时, 过滤装置具有保证发动机在其批准的极限内继续运转的能力(与发动机使用限制相对应)。必须验证发动机在这些条件下, 按中国民用航空局可接受的一段时间内工作, 这段时间由下列装置开始指示过滤器临近阻塞时算起:

(i) 现有的发动机仪表;

(ii) 装在发动机燃油系统的附加装置。

(6) 任何滤网或油滤旁路装置的设计与构造, 必须通过其适当设置使积聚的污物逸出最少, 以确保积聚的污物不致进入旁通油路。

(c) 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体量是充分可控的。

(d) 删除

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.68 条 进气系统的结冰

在所有防冰系统工作时, 每型发动机必须满足下列要求:

(a) 在中国民用航空规章第 25 部附件 C 中规定的连续最大或间断最大结冰状态下, 发动机在其整个飞行功率范围(包括慢车)内的工作中, 在发动机部件上不应出现影响发动机工作或引起功率或推力严重损失的结冰情况。

(b) 在临界状态进行引气防冰时, 地面慢车 30 分钟, 不出现不利影响, 此时大气的温度在 $-9^{\circ}\text{C} \sim -1^{\circ}\text{C}$ 之间($15^{\circ}\text{F} \sim 30^{\circ}\text{F}$)

之间), 每立方米含液态水不少于 0.3 克并且以平均有效直径不小于 20 微米的水珠形式存在, 接着发动机以起飞功率或推力进行短暂的运转。在 30 分钟慢车运转期间, 该发动机可以以中国民用航空局接受的方式周期性地加速运转到中等功率或推力调定值。

第 33.69 条 点火系统

每型发动机必须安装有地面和飞行中起动发动机的点火系统。除了燃油加力燃烧系统只要求一个点火器外, 电点火系统必须至少有二个点火器和二条独立的次级电路。

第 33.70 条 发动机限寿件

必须通过中国民用航空局批准的程序, 指定使用限制中发动机每个限寿件的最大允许飞行循环数。发动机限寿件指的是其主要失效可能导致危害性发动机后果的转子和主要静子结构件。典型的发动机限寿件包括, 但不限于, 盘、隔圈、轮毂、轴、高压机匣和非冗余的安装部件。对于本条的要求, 危害性发动机后果包括第 33.75 条中列举的任何一种情况。申请人将通过以下各项确定每个限寿件的完整性:

(a) 工程计划。通过执行该计划, 根据已经过验证的分析、试验或使用经验, 充分了解或预测载荷、材料性能、环境影响和工作条件的组合, 包括对这些参数有影响的零件的作用, 使每个发动机限寿件, 达到批准的使用寿命时, 在危害性发动机后果发生前, 从使用中拆下。还应通过执行该计划, 始终保持符合上述要求。申请人必须进行适当的损伤容限评估, 以确定在零件的批

准寿命期内，由于材料、制造和使用引起的缺陷导致的潜在失效。必须按第 33.4 条的要求在持续适航文件的适航限制条款中公布发动机限寿件明细和批准寿命。

(b) 制造计划。该计划明确了必须符合生产发动机限寿件要求的具体制造过程，使发动机限寿件具有工程计划要求的特性。

(c) 使用管理计划。该计划规定发动机限寿件使用维护过程和修理限制，使发动机限寿件保持工程计划要求的特性。这些过程和限制必须包含在持续适航文件中。

[2011年3月15日第二次修订]

第 33.71 条 润滑系统

(a) 概述。每一润滑系统在航空器预期使用的飞行姿态和大气条件下，必须能正常地工作。

(b) 滑油滤网或滑油滤。必须有一个供发动机所有滑油通过的滤网或油滤，此外还应满足下列要求：

(1) 本款要求的具有旁路的滑油滤网或滑油滤，其构造和安装必须使得在该滤网或油滤元件完全堵塞的情况下，滑油仍能以正常的流量流经系统的其余部分；

(2) 必须规定为防止滑油中外来颗粒进入发动机滑油系统所必需的滑油滤类型和过滤度。申请人必须表明通过规定的过滤装置的外来颗粒将不会损害发动机滑油系统的功能；

(3) 当滑油污染程度大于本条 (b) (2) 的规定时 (就颗粒的尺寸和密度而言)，本款要求的每个滤网或油滤必须具有保证发

动机滑油系统功能不受损害的容量（就确定的发动机使用限制而言）；

（4）除了滑油箱出口的滤网或油滤，对于本款要求的每个滤网或油滤，必须具有在污染达到本条（b）（3）规定的容量之前能予以指示的装置；

（5）任何油滤旁路装置的设计与构造，必须通过其适当设置使积聚的污物逸出最少，以确保积聚的污物不致进入旁通油路；

（6）除了滑油箱出口或回油泵的滤网或油滤外，本款规定的没有旁路的每个滤网或油滤，必须具有一报警器连接装置，以便在滤网的污染达到本条（b）（3）确定的容量之前警告驾驶员；

（7）本款要求的每个滤网或油滤必须便于放泄和清洗。

（c）滑油箱

（1）每个滑油箱必须具有不小于油箱容量 10% 的膨胀空间；

（2）必须避免因疏忽而注满滑油箱膨胀空间的可能性；

（3）每个能存留一定数量滑油的凹型滑油箱加油接头，必须具有安装放油的装置；

（4）每个滑油箱盖必须有滑油密封件；对于申请在获得 ETOPS 批准的飞机上进行安装的发动机，滑油箱必须设计能防止因滑油箱盖的错误安装导致的危害性滑油损失；

（5）每个滑油箱加油口应标上“滑油”字样；

（6）每个滑油箱必须在膨胀空间的顶部通气，通气口的布置应使可能冻结并阻塞管道的冷凝水蒸汽不能在任何部位积聚；

(7) 必须有防止任何可能妨碍滑油在系统中流通的物体进入滑油箱或任何滑油箱出口的装置;

(8) 除非滑油系统的外部(包括滑油箱支架)是防火的,否则,在每个滑油箱出口必须有一个切断阀;

(9) 每个不增压的滑油箱在受到最大工作温度和 5 p.s.i. 的内部压力时不得泄漏,每个增压的滑油箱必须满足第 33.64 条的要求;

(10) 漏出或溢出的滑油不得在油箱和发动机其他零部件之间积聚;

(11) 每个滑油箱必须有滑油量指示器或相应的装置;

(12) 如果螺旋桨顺桨系统使用发动机滑油,则应满足下列要求:

(i) 如果不是油箱本身的失效而是由于润滑系统任一部分的失效使滑油供给量枯竭,则滑油箱必须具有一种能截留一定量滑油的装置;

(ii) 被截留的滑油量必须足以完成顺桨工作,并且必须仅供顺桨泵使用;

(iii) 必须设有用以防止油泥或其他外来物影响螺旋桨顺桨系统的安全工作的装置。

(d) 滑油放油装置 必须配备一个(或多个)放油嘴,以使滑油系统能安全放泄,每个放油装置必须满足下列要求:

(1) 是可达的;

(2) 有手动或自动装置确保锁定在关闭位置。

(e) 滑油散热器 每个滑油散热器必须能承受在台架试验中产生的任何振动、惯性和滑油压力载荷而不出现失效。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.72 条 液压作动系统

在发动机所有预期的工作状态下，每个液压作动系统必须能正常工作。每个油滤或滤网必须便于维修并且每个油箱必须符合本规定第 33.71 的设计准则。

第 33.73 条 功率或推力响应

发动机的设计与构造必须满足下列要求：

(a) 当功率控制杆在不超过 1 秒内从最小位置推到最大位置时，在航空器所允许的最大引气和功率提取状态下，从最小功率或推力增大到额定起飞功率或推力，不会出现发动机超温、喘振、失速或其他有害因素，除非工作方式要求不同的控制程序，则中国民用航空局可以允许增加额外的时间。

(b) 在不超过 5 秒时间内，保证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。该 5 秒钟的功率或推力响应必须在仅使用发动机运转所必需的引气和附件载荷的稳定静态下产生。该起飞额定值由申请人规定并且不需包括加力推力值。

第 33.74 条 持续转动

由于飞行中的任何原因使发动机停车，如果停车后发动机的任何主转动系统仍持续转动并且没有提供阻止持续转动的装置，那么在最长的飞行周期内和在预期该发动机不工作的飞行条件下，任何持续的转动不得导致第 33.75 条 (g) (2) (i) 至 (vi) 所描述的任何情况。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.75 条 安全分析

(a) (1) 为了评估预期可能发生的所有失效的后果，申请人必须对发动机及其控制系统进行分析。如适用，分析中必须考虑：

(i) 与典型发动机安装相关的飞机级装置和程序假设，在分析中必须说明这些假设；

(ii) 随之发生的二次失效和潜在的失效；

(iii) 本条 (d) 中的多重失效或在 (g) (2) 条中定义的导致危害性发动机后果的失效。

(2) 申请人必须总结可能导致本条 (g) 中定义的重要发动机后果或危害性发动机后果的失效，并且估算这些失效发生的概率。在总结中必须清楚确认其失效可导致危害性发动机后果的任何发动机零件。

(3) 申请人必须表明，危害性发动机后果的预期发生概率不超过定义的极小可能概率 (概率范围是 10^{-7} 到 10^{-9} 次 / 发动机飞行小时)。由于对单个失效估计的概率可能不够精确，导致申请人不能评估多个危害性发动机后果发生的总概率，所以可以通过预测，

单个失效引起的危害性发动机后果的概率不大于 10^{-8} 次 / 发动机飞行小时，来表明本条款符合性。如果不能绝对证明可以得到这样低的数量级的概率，那么可以通过依靠工程判断和以往经验并结合正确的设计和试验原理来表明本条款的符合性。

(4) 申请人必须表明，重要发动机后果的预期发生概率，不超过定义的微小可能概率(概率范围是 10^{-5} 到 10^{-7} 次 / 发动机飞行小时)。

(b) 中国民用航空局可以要求通过试验对任何有关失效和可能的失效组合的假设进行验证。

(c) 某些单个元件的主要失效不能用数字合理地估计。如果该元件的失效可能导致危害性发动机后果，那么可以通过满足第 33.15 条，第 33.27 条和第 33.70 条（如适用）规定的完整性要求来表明本条款符合性，但必须在安全性分析中说明这些情况。

(d) 如果依靠安全系统以防止失效发展到导致危害性发动机后果的程度，则必须分析安全系统与发动机本身共同失效的可能性。这样的安全系统包括安全装置、仪表、早期警告装置、维修检查和其他类似的设备或程序。如果安全系统的某些部件在发动机制造商的控制之外，应按第 33.5 条要求确定，与这些项目可靠性有关的安全分析假设，且必须在安全分析和安装说明手册中明确。

(e) 如果安全分析取决于下述一项或多项，则必须在分析中给予确认和适当的证明。

(1) 在规定时间内完成的维修措施。包括验证可能引起潜在失效的维修措施的适用性。必要时，为防止危害性发动机后果的发生，维修措施和间隔期必须在第 33.4 条要求的持续适航文件中公布。另外，如果发动机维修的错误，包括发动机控制系统维修的错误，可能导致危害性发动机后果，则必须在相关发动机手册中包含适当的程序。

(2) 飞行前或其他规定时间，检测安全装置或其他装置能否正常工作。这种检测的细节必须在适当的手册中公布。

(3) 使用无其他要求的专用仪表。

(4) 按第 33.5 条要求建立的使用说明手册应规定飞行机组人员的操作。

(f) 如果适用，安全分析必须包括，但不限于以下项目的检查：

(1) 指示设备；

(2) 人工和自动控制系统；

(3) 压气机引气系统；

(4) 冷却剂喷射系统；

(5) 燃气温度控制系统；

(6) 发动机转速、功率或推力控制器和燃油控制系统；

(7) 发动机超转、超温或最大值限制器；

(8) 螺旋桨控制系统，和

(9) 发动机或螺旋桨反推系统。

(g) 除了另有中国民用航空局批准并在安全分析中已声明的

情况之外，为符合 33 部要求，以下失效定义适用于发动机：

(1) 一台发动机失效，其唯一后果是该发动机部分或全部丧失推力或功率(和相关发动机使用状态)，这种失效应认为是轻微发动机后果。

(2) 以下后果认为是危害性发动机后果：

(i) 非包容的高能碎片；

(ii) 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；

(iii) 与驾驶员命令的推力方向相反的较大的推力；

(iv) 不可控火情；

(v) 发动机安装系统失效，导致非故意的发动机脱开；

(vi) 如果适用，发动机引起的螺旋桨脱开；

(vii) 完全失去发动机停车能力。

(3) 严重程度介于本条 (g) (1) 和 (g) (2) 之间的后果是重要发动机后果。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.76 条 吸鸟

(a) 概述 为符合本条 (b)、(c) 和 (d) 的要求，应遵照下列规定：

(1) 除本条 (d) 的规定外，吸鸟试验应在吸鸟前的试验天气环境条件下，发动机稳定在不小于 100% 的起飞功率或推力的状态下进行。另外，符合性的验证必须考虑在海平面最热天气的

起飞条件下最差的发动机能够达到最大额定起飞功率或推力的运转情况。

(2) 应由申请人来确定在本条中用来决定鸟的数量和重量的发动机进气道喉道面积, 并且将其确认为第 33.5 条所要求的安装说明中的一个限制。

(3) 必须对可能进入进气道的单只大鸟和单只最大的中鸟对发动机前部的撞击进行评估。必须证明, 当按本条 (b)、(c) 或 (d) 的规定的条件 (如适用) 撞击相关部件时, 不会影响发动机, 使之达到不符合本条 (b)(3)、(c)(6) 和 (d)(4) 要求的程度。

(4) 对于采用进气道防护装置的发动机, 本条的符合性验证应在该防护装置起作用的情况下进行。发动机的批准文件上应注明对这些要求的符合性验证是在防护装置起作用的情况下进行的。

(5) 按本条 (b)、(c) 和 (d) 的要求进行吸鸟试验时, 可用中国民用航空局可接受的物体代替鸟。

(6) 如果本条中各项要求的符合性未被验证, 在发动机的型号审定文件中应说明该发动机应仅限于安装在不可能发生鸟撞击发动机, 或者发动机不会吸入鸟, 或者鸟不会对进入发动机的气流产生不利限制的航空器上。

(b) 大鸟 为符合大鸟吸入的要求, 应遵照下列规定:

(1) 大鸟的吸入试验应使用表 1 规定重量的 1 只鸟。该鸟应投向第一级旋转叶片最关键的暴露位置。对于安装在固定翼飞机上的发动机, 吸入鸟的速度应为 370 公里/小时 (200 节); 对于

安装在旋翼航空器上的发动机，吸入鸟的速度应为旋翼航空器正常飞行时的最大的空速。

表 1 大鸟的重量要求

发动机进气道喉道面积 (A) 平方米 (平方英寸)	鸟的重量 千克 (磅)
$1.35 (2,092) > A$	最小 1.85 (4.07), 除非确认使用更小的鸟可使验证更为严格
$1.35 (2,092) \leq A < 3.90 (6,045)$	2.75 (6.05)
$3.90 (6,045) \leq A$	3.65 (8.03)

(2) 在大鸟吸入后的 15 秒内不允许移动功率杆。

(3) 在本条规定的条件下进行单只大鸟的吸鸟试验时，不得导致发动机出现第 33.75 条 (g) (2) 中描述的任何情况发生。

(4) 对本款中大鸟吸入要求的符合性验证也可以通过验证第 33.94 条 (a) 中在叶片包容性和转子不平衡性方面的各项要求比本条的各项要求更为严格来证明。

(c) 中鸟和小鸟 为符合中鸟和小鸟吸入的要求，应遵照下列规定：

(1) 应采用中国民用航空局可接受的分析方法或部件试验或是两者的组合，来确定影响功率损失和造成损坏的关键吸鸟参数。关键吸鸟参数应包括，但不限于，鸟速、关键目标位置和第一级转子转速的影响。吸鸟临界速度应反映从地面到地面上 460 米

(1500英尺)的正常飞行高度所使用的空速范围内的最严酷条件,但不应小于飞机的V1最小速度。

(2) 应进行吸中鸟的发动机试验以便模拟遭遇鸟群,表2中规定了使用鸟的数量和重量。当规定只用1只鸟时,这只鸟应投在发动机核心机流通道上;必要时,应通过合适的试验或分析或两者的组合来确定发动机前迎风表面上的其他关键位置。在表2中规定使用2只或2只以上的鸟时,其中最大的1只鸟应投向发动机核心机流通道上,而次重的1只鸟应投向第一级转子叶片的最关键的暴露位置上,其余的鸟必须均匀地分布在整个发动机的前表面上。

(3) 此外,除旋翼航空器发动机外,也必须通过适当的试验或分析或两者的组合来证明,当根据本款适用的试验条件,用表3规定数量和重量的鸟,投向核心机主流道外侧风扇组件的最关键位置,而使整个风扇组件经受吸鸟试验时,发动机应能符合本款的验收准则。

(4) 在中鸟试验期间,如果规定数量的中鸟通过了发动机转子叶片,则不再要求作小鸟吸入试验。

(5) 应进行小鸟吸入试验以便模拟遭遇鸟群。试验时鸟的数量应按在每0.032平方米(49.6平方英寸)进气道面积或其余数部分使用1只85克(0.187磅)的鸟计算,但最多不超过16只鸟。在对准这些鸟的打击位置时应考虑到第一级转子叶片上的任何关键打击位置,而其余的鸟应均匀地分布在整个发动机前表面上。

(6) 在按本款中规定条件下进行试验时, 吸入小鸟和中鸟不得引起下列的任何情况:

(i) 持续的功率或推力损失超过 25%;

(ii) 在本条 (c)(7) 或 (c)(8) 规定的要求连续验证期间发动机停车;

(iii) 出现本条 (b)(3) 定义的各种情况;

(iv) 不可接受的发动机操纵特性的降低。

(7) 除旋翼航空器发动机外, 应采用下列试验程序:

(i) 为模拟遭遇鸟群, 从吸入第 1 只鸟的时刻到吸入最后 1 只鸟经过的时间应为大约 1 秒钟;

(ii) 吸鸟之后 2 分钟内, 不能移动功率杆;

(iii) 随后 3 分钟, 在试验状态的 75%;

(iv) 随后 6 分钟, 在试验状态的 60%;

(v) 随后 6 分钟, 在试验状态的 40%;

(vi) 随后 1 分钟, 在进场慢车位置;

(vii) 随后 2 分钟, 在试验状态的 75%;

(viii) 随后稳定在慢车位置并使发动机停车;

(ix) 规定的持续时间是指, 当功率杆在每个状态之间移动的时间不超过 10 秒时所定义的状态的工作时间。

(8) 对于旋翼航空器发动机, 使用下列试验程序

(i) 为模拟遭遇鸟群, 从吸入第 1 只鸟的时刻到吸入最后 1 只鸟经过的时间应为大约 1 秒钟;

- (ii) 随后 3 分钟，在试验状态的 75%；
- (iii) 随后 90 秒钟，在下降的飞行慢车位置；
- (iv) 随后 30 秒钟，在试验状态的 75%；
- (v) 随后稳定在慢车位置并使发动机停车；
- (vi) 规定的持续时间是指出，当功率杆在每个状态之间移动的时间不超过 10 秒时所定义的状态的工作时间。

(9) 如果相应的型号审定文件中注明不要求预期在多发旋翼航空器上使用的发动机遵守本条的中鸟吸入部分，则这类发动机可以不遵守本条的中鸟吸入部分的要求。

(10) 如果发生按本条 (c) (7) (ii) 的规定，在不移动功率杆的情况下，在最初的 2 分钟期间，出现发动机超过任何工作限制的情况，则应确认该超限情况不会导致出现不安全状态。

表 2 中鸟群的数量和重量要求

发动机进气道喉道面积 (A) 平方米 (平方英寸)	鸟的数量	鸟的重量 千克 (磅)
$0.05 (77.5) > A$	不适用	
$0.05 (77.5) \leq A < 0.10 (155)$	1	0.35 (0.77)
$0.10 (155) \leq A < 0.20 (310)$	1	0.45 (0.99)
$0.20 (310) \leq A < 0.40 (620)$	2	0.45 (0.99)

$0.40 (620) \leq A < 0.60 (930)$	2	0.70 (1.54)
$0.60 (930) \leq A < 1.00 (1,550)$	3	0.70 (1.54)
$1.00 (1,550) \leq A < 1.35 (2,092)$	4	0.70 (1.54)
$1.35 (2,092) \leq A < 1.70 (2,635)$	1 加 3	1.15 (2.53) 0.70 (1.54)
$1.70 (2,635) \leq A < 2.10 (3,255)$	1 加 4	1.15 (2.53) 0.70 (1.54)
$2.10 (3,255) \leq A < 2.50 (3,875)$	1 加 5	1.15 (2.53) 0.70 (1.54)
$2.50 (3,875) \leq A < 3.90 (6,045)$	1 加 6	1.15 (2.53) 0.70 (1.54)

$3.90 (6,045) \leq A < 4.50 (6,975)$	3	1.15 (2.53)
$4.50 (6,975) \leq A$	4	1.15 (2.53)

表 3 附加的完整性评估

发动机进气道喉道面积 (A) 平方米 (平方英寸)	鸟的数量	鸟的重量 千克 (磅)
$1.35 (2,092) > A$	不适用	
$1.35 (2,092) \leq A < 2.90 (4,495)$	1	1.15 (2.53)
$2.90 (4,495) \leq A < 3.90 (6,045)$	2	1.15 (2.53)
$3.90 (6,045) \leq A$	1 加 6	1.15 (2.53) 0.70 (1.54)

(d) 大型群鸟 应完成如下发动机试验:

(1) 发动机吸鸟试验应使用表 4 规定的鸟的数量和重量, 吸入鸟的速度为 200 海里/小时。

(2) 吸鸟试验应在吸鸟前的标准天气环境条件下, 发动机须稳定在不低于第 1 级暴露的转子或多级转子的机械转速下进行,

该转速可以在海平面静止状态下产生 90% 最大额定起飞功率或推力。

(3) 该鸟应投向第 1 级或多级暴露的旋转叶片不小于 50% 进气边叶身高度的部位。

(4) 在本条规定的条件下吸入大型群鸟，不得引起下列的任何情况：

(i) 在本条 (d)(5)(i) 规定的运行期间，功率或推力持续减小到小于 50% 最大额定起飞功率或推力状态。

(ii) 在本条 (d)(5) 规定的运行验证期间内发动机停车。

(iii) 本条 (b)(3) 规定的情况。

(5) 必须采用下列试验程序：

(i) 吸鸟后 1 分钟内不能移动功率杆。

(ii) 随后，在不小于 50% 最大额定起飞功率或推力下运行 13 分钟。

(iii) 随后，在 30% 到 35% 最大额定起飞功率或推力下运行 2 分钟。

(iv) 随后，功率或推力从本条 (d)(5)(iii) 的状态增加到最大额定起飞功率或推力的 5% 到 10%，运行 1 分钟。

(v) 随后，功率或推力从本条 (d)(5)(iv) 的状态减小至最大额定起飞功率或推力的 5% 到 10%，运行 2 分钟。

(vi) 随后，在地面慢车至少运行 1 分钟，使发动机停车。规定持续时间取决于所定义的状态。功率杆在每个状态之间移动

的时间不超过10秒，但是本条(d)(5)(ii)允许的油门杆移动时间不受限制，本条(d)(5)(iii)要求功率设置时油门杆移动时间不超过30秒。

(6)为符合(d)条吸入大型群鸟的要求也可以通过下列方式进行验证：

(i)将本条(d)(4)和(d)(5)的要求与本条(b)(1)规定的单只大鸟的试验合并验证；或者

(ii)在本条(b)(1)规定的吸鸟条件下，用发动机部件试验，条件是：

(A)对于符合本条(d)要求所涉及的所有关键部件都包含在组件试验中；

(B)将本条(d)(6)(ii)(A)涉及的部件，安装在一台有代表性的发动机上进行运转试验，以符合本条(d)(4)和(d)(5)的要求，如果不进行(d)(5)(i)条要求的试验，那么(d)(5)(ii)条要求发动机起动和稳定后必须运行14分钟；和

(C)如果满足(d)(4)和(d)(5)条要求，申请人可以表明整机吸鸟试验期间经受的动态效应是可以忽略不计的。

(7)申请人必须证明，在发动机运转期间如果超过任何发动机使用限制，将不会引起不安全状态发生。

表 4 大型群鸟质量和数量要求

发动机进气道喉道面积 (A) 平方米 (平方英寸)	鸟的数量	鸟的重量 千克 (磅)
$A < 2.50 (3875)$	不适用	
$2.50 (3875) \leq A < 3.50 (5425)$	1	1.85 (4.08)
$3.50 (5425) \leq A < 3.90 (6045)$	1	2.10 (4.63)
$3.90 (6045) \leq A$	1	2.50 (5.51)

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.77 条 外物吸入—冰

[(a) 备用]

[(b) 备用]

(c) 在本条 (e) 的条件下吸冰时不得出现以下情况:

- (1) 引起持续的功率或推力损失;
- (2) 要求发动机停车。

(d) 对于采用防护装置的发动机, 如果能证明符合下列各项要求, 则无需验证在本条 (e) 规定的条件下外来物吸入是否符合本条规定:

- (1) 该外来物的尺寸大到使它不能通过该防护装置;
- (2) 该防护装置将能经受该外来物的撞击;

(3) 被防护装置阻挡的该外来物或若干外来物不会阻碍空气流入发动机，从而造成数值超过本条(c)所要求的功率或推力减少。

(e) 在下列吸入条件下，必须通过发动机试验证明符合本条(c)款的要求：

(1) 冰的数量应是由于滞后2分钟开启防冰系统而在典型的进气道整流罩和发动机正面积聚的最多数量的冰；或者使用质量和厚度与该发动机的尺寸可比拟的一块冰。

(2) 吸冰速度应能模拟被吸入发动机进气道的冰块的速度。

(3) 发动机应工作在最大巡航功率或推力状态。

(4) 吸冰试验应能模拟在 -4°C (25°F) 时遇到的最大连续结冰条件。

[2002年4月19日第一次修订]

第33.78条 吸雨和吸雹

(a) 所有发动机

(1) 当航空器在最大高度达4,500米(15,000英尺)的颠簸气流中飞行的典型飞行条件下，发动机在最大连续功率状态下以最大真实空速吸入大冰雹(比重在0.8—0.9)之后，不得引起不可接受的机械损坏或不可接受的功率或推力损失或者要求发动机停车。此时，一半数量的冰雹应随机投向整个进气道正前方的区域，而另一半则应投向进气道正前方的关键区域。应快速连续地吸入冰雹来模拟遭遇冰雹的情况，并且冰雹的数量和尺寸应按

以下列方式确定:

(i) 对于进气道面积不大于 0.064 平方米 (100 平方英寸) 的发动机, 为 1 颗 25 毫米 (1 英寸) 直径的冰雹:

(ii) 对于进气道面积大于 0.064 平方米 (100 平方英寸) 的发动机, 每 0.0968 平方米 (150 平方英寸) 的进气道面积或其余数, 为 1 颗 25 毫米 (1 英寸) 直径和 1 颗 50 毫米 (2 英寸) 直径的冰雹。

(2) 除了遵照本条 (a) (1) 的规定外, 但本条 (b) 的规定除外, 每型发动机必须证明当其突然遭遇浓度达到本规定附录 B 中定义的审定标准的雨和冰雹时, 在其整个规定的工作包线范围内仍有可接受的工作能力。发动机可接受的工作能力是指在任何连续 3 分钟的降雨周期内, 和任何连续 30 秒的降冰雹周期内发动机不熄火、不降转、不发生持续或不可恢复的喘振或失速, 或不失去加速和减速的能力。还必须证明吸入之后没有不可接受的机械损坏, 不可接受的功率或推力损失或其他不利的发动机异常情况。

(b) 旋翼航空器发动机 作为对本条 (a) (2) 规定要求的另一种验证方法仅适用于旋翼航空器涡轮发动机。当吸入的雨在进气道平面上均匀分布、水滴流量与空气流量的总重量比至少为 4% 时, 必须证明每型发动机在吸雨期间和之后, 具有满意的工作能力, 即发动机不熄火、不降转、不发生持续或不可恢复的喘振或失速、或不失去加速和减速的能力。还必须证明吸雨之后没有

不可接受的机械损坏，不可接受的功率损失或其他不利的发动机异常情况。吸雨必须在下列地面静止条件下进行：

(1) 在无吸雨条件下在起飞功率状态稳定一正常的时间周期，随后立即在起飞功率状态突然开始吸雨 3 分钟，然后

(2) 在快速减速到最小慢车期间持续吸雨，然后

(3) 在审定的最小空中慢车功率状态运转 3 分钟期间持续吸雨，然后

(4) 在快速加速到起飞功率期间持续吸雨。

(c) 超音速飞机发动机 除了符合本条 (a)(1) 和 (a)(2) 款的规定外，应仅对超音速飞机发动机进行单独的试验。试验时发动机应以超音速巡航速度吸入不同的 3 颗冰雹。这些冰雹应投向发动机正面的关键区域，并且吸雹后不能造成不可接受的机械损坏、或不可接受的功率或推力损失或要求发动机停车。试验冰雹的尺寸应根据在 10,500 米 (35,000 英尺) 时冰雹直径为 25 毫米 (1 英寸)，到 18,000 米 (60,000 英尺) 时冰雹直径为 6 毫米 (1/4 英寸) 的线性关系来确定。所使用的冰雹直径应与所预期的最低超音速巡航高度相对应。另一种替代方法是，在亚音速下吸入三颗较大的冰雹，但这三颗冰雹的动能应与超音速时吸入的冰雹的动能等效。

(d) 对于已安装或要求使用防护装置的发动机，如果申请人能证明符合下列条件，则中国民用航空局可以全部或部分地免除本条 (a)、(b) 和 (c) 中关于发动机吸雨和吸雹能力的验证要求：

(1) 所遭遇的雨和冰雹构成物的尺寸大到不能通过该防护装置。

(2) 该防护装置能够承受所遭遇的雨和冰雹构成物的打击。

(3) 防护装置阻挡的雨和冰雹构成物，不会阻碍进入发动机的空气流量，至使所造成的损坏、功率或推力损失、或其他对发动机不利的情况超过本条 (a)、(b) 和 (c) 中可接受的水平。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

第 33.79 条 燃烧燃料加力装置

包括喷口的每个燃烧燃料加力装置，必须满足下列规定：

- (a) 设有燃烧燃料加力装置的切断装置；
- (b) 允许开—关交替进行；
- (c) 在预期的工作范围内可控制；
- (d) 除了加力装置提供的推力外，加力装置的失效或故障不能引起发动机推力损失；
- (e) 如果发动机转子转速下降到加力装置预期工作的最低转速以下时，应设有与发动机其他控制机构协调工作并自动切断提供加力装置燃料的控制机构。

F 章 台架试验：航空涡轮发动机

第 33.81 条 适用范围

本章规定涡轮发动机的台架试验和检验。

第 33.82 条 概述

在本章规定的每项持久试验前，必须确定和记录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的调节器调整位置和功能特性。

第 33.83 条 振动试验

(a) 每型发动机必须进行振动测试，以确定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。发动机测试应该以经验、分析和部件试验适当的结合为基础，并且应至少涉及转子叶片、静子叶片、转子盘、隔圈和转子轴。

(b) 测试应覆盖对应于声明的整个飞行包线环境条件范围内的功率或推力、每个转子系统的物理和换算转速，从最小转速直到允许工作 2 分钟或更长的额定时间的最大物理转速和换算转速的 103%，并直到所有其他允许工作的物理或换算转速的 100%，包括超转转速。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，则应将测试范围充分扩大到足以找到存在的最大应力值，但该转速范围的扩大不必包括比那些转速再增加 2% 以上的转速。

(c) 应该对下列情况进行评估：

(1) 在改变可调静子叶片角度（包括其调节容差）、压气机引气、附件加载、发动机制造商声明的最恶劣的进气道进气流场畸变以及在（各）排气管内最恶劣条件等情况下对振动特性的影响；

(2) 在对颤振敏感的系统，可能导致或影响颤振的气动力学和航空力学因素。

(d) 除本条 (e) 规定的以外，为在各种工作条件下允许材料的性能变化留出适当的容差后，与本条确定的振动特性有关的振动应力与适当的稳态应力相加后之和，必须小于有关材料的持久极限。对于每一个被评估的零件，必须证明这些应力裕度的适用性是合理的。如果确定某些工作状态或范围需要加以限制，则应该制定使用和安装限制。

(e) 应该通过试验或分析，或参考以往的经验，评估失效情况（例如，但不限于，失去平衡，静子叶片通道局部堵塞或扩大，燃油喷嘴堵塞，不正确的压气机调节变量等等）所引起的激振力对振动特性的影响，并且证明不会产生有害的情况。

(f) 应对可能影响发动机振动特性的每一具体安装构型进行对本条的符合性验证。如果在发动机型号合格审查期间不能完全地查明这些振动影响，应该对评估的方法和证明符合性的方法加以验证，并应在第 33.5 条要求的安装说明中定义这些方法。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

第 33.84 条 发动机超扭试验

(a) 对带有自由涡轮的发动机，如果申请获得最大发动机超扭批准，必须用试验验证符合本条款的要求。

(1) 试验可以作为第 33.87 条持久试验的一部分。另外还可以进行整合发动机试验或单个部件的等效试验。

(2) 试验结束, 每个发动机零件或单个部件分解后, 必须能够满足第 33.93 条中 (a) (1) 和 (a) (2) 要求。

(b) 试验条件必须满足:

(1) 在申请批准的发动机最大超扭下, 总计工作 15 分钟。可以分段工作, 每段至少 2.5 分钟。

(2) 动力涡轮转速等于使用中发动机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 OEI 功率的限制转速。

(3) 对带有减速齿轮箱的发动机, 减速齿轮箱滑油温度等于使用中可能发生的发动机最大超扭时的最高温度。对其他发动机, 滑油温度在正常工作范围以内。

(4) 当工作在与 30 秒或 2 分钟 OEI 功率状态无关的条件下, 涡轮进口燃气温度等于已批准的工作时间长于 20 秒的最高稳态温度。如果申请人证明, 当与 (b) (1)、(b) (2) 和 (b) (3) 条中提到的其他参数综合考虑时, 其他试验提供了温度影响的证明, 那么中国民用航空局可以不要求在最大已批准的稳态温度下进行超扭试验。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.85 条 校准试验

(a) 每型发动机必须进行为确定第 33.87 条规定的有关持久试验的发动机功率特性和条件所必需的校准试验。功率特性校准试验的结果是确定在整个转速、压力、温度和高度工作范围内发

动机特性的依据。功率额定值以标准大气条件为基准，无供航空器使用的引气，并且只装有发动机正常工作所必需的那些附件。

(b) 进行持久试验的发动机在持久试验后必须进行在海平面条件下的功率检查，必须确定在持久试验期间出现的任何功率特性变化。在持久试验最后阶段取得的测量值可以用于证明对本款要求的符合性。

(c) 在证明对本条的符合性时，除本条 (d) 允许的情况外，在进行测量前，发动机在每一状态必须是稳定的。

(d) 在发动机有 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 和 2 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的情况下，可以使用第 33.87 (f) (1) 至 (8) 规定的适用的持久试验所取得的测量结果，以证明符合本条对这些一台发动机不工作 (OEI) 额定值的要求。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

第 33.87 条 持久试验

(a) 概述 每型发动机必须进行持久试验，它包括总时数至少为 150 小时的试验，并且，根据发动机型号和预期使用情况，持久试验 (凡适用时) 应由本条 (b) 至 (g) 中规定的系列运转中的某一个运转组成。对于按本条 (b)、(c)、(d)、(e) 或 (g) 进行试验的发动机，必须进行 25 次规定的 6 小时试验程序，以完成要求的总时数为 150 小时的试验。对要求有 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 和 2 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的发动机必须按本条 (f) 进一步试验。试验按下列要求进行：

(1) 对于待试的特定发动机，各项运转须按中国民用航空局认为合适的顺序进行；

(2) 除了一般须由手动控制超控自动控制的那些发动机工作状态，或者必须另外规定进行手动控制的某些特定试验运转情况以外，在持久试验期间，发动机必须在属于发动机组成部分的发动机自动控制装置的控制之下。

(3) 除了本条(a)(5)的规定，发动机功率或推力、燃气温度、转子轴的转速，以及如果有限制时，包括发动机外表面的温度，必须至少是被试的特定发动机相应规定值的100%。如果所有参数值不能同时保持在100%的水平，则可以进行若干次试验；

(4) 在进行发动机运转时必须使用符合第33.7条(c)规定规格的燃油、润滑油和液压油；

(5) 除了(f)条要求的试验且该试验的有效性没有受到影响之外，那么在至少 $\frac{1}{5}$ 的运转期间，必须使用供发动机和航空器使用的最大引气量。但是，若中国民用航空局发现在进行这样的运转时，持久试验的有效性没有受到影响，则功率、推力或转子轴转速可以比被试的特定工作状态的相应规定值的100%低；

(6) 除了(f)条要求的试验需满足(a)(6)(iii)条加载之外，每一附件驱动和安装连接件必须按照(a)(6)(i)和(ii)条加载。

(i) 仅为飞机使用所需的每个附件施加的载荷，必须是由申请人确定的在发动机驱动和连接点处，输出额定最大连续功率或

推力和更高功率时的限制载荷。

(ii) 如果持久试验的有效性被已批准的分析所证实, 则在加载作用下, 任何附件驱动和安装连接件的持久试验可以在单独的试验器上完成。

(iii) 如果申请人可以证实下述情况不会对任何附件传动或发动机部件的耐用性造成影响, 则当按照 (f) (1) 到 (f) (8) 条要求进行试验时, 申请人不需要加载附件传动装置和安装连接件。但是申请人必须给发动机轴输出端增加从动力涡轮转子组件提取的等效发动机输出功率。

(7) 除了试验时间不超过 5 分钟和不允许稳定的场合外, 在任何额定功率或推力运转期间, 燃气温度和滑油进口温度必须保持在限制温度。至少有一次运转必须在燃油, 滑油和液压油的最小限制压力下进行; 并且至少有一次运转必须在燃油、滑油和液压油最大限制压力下进行, 同时, 必要时可以降低油液温度以便允许获得最大压力;

(8) 如果转子轴瞬时超转、燃气瞬时超温或发动机瞬时超扭的出现次数有限制, 则本条 (b) 至 (g) 所规定的加速次数必须在限制超转、超温或超扭的情况下进行。如果出现上述超转、超温或超扭的次数没有限制, 则所规定的加速次数中有一半必须在限制超转、超温或超扭的情况下进行。

(9) 下列附加试验要求适用于装在超音速航空器上的每型发动机的型号合格审定:

(i) 为了改变推力调定值, 功率控制杆必须在不超过 1 秒的时间内从初始位置推到最终位置, 但如果为确保点火必须增加时间, 以便将功率控制杆推到用燃油产生加力推力的加力位置的情况除外。

(ii) 在以任何额定加力推力的运转期间, 除了试验时间不足以使温度稳定的场合外, 液压油温度必须保持在限制温度下。

(iii) 在模拟超音速运转期间, 燃油温度和进气温度不得低于限制温度:

(iv) 持久试验必须在装有燃料加力装置和主尾喷管、副尾喷管并在使用可调面积喷管的情况下进行。在每次运转期间, 按第 33.5 (b) 规定的方法实施。

(v) 在以最大连续推力和其相应百分比的推力调定值进行运转期间, 发动机必须在上述推力调定值的极限进气畸变条件下工作。

(b) 除某些旋翼航空器发动机以外的发动机 除了本条 (c)、(d) 或 (e) 款中要求额定值的旋翼机发动机外, 对于每型发动机, 申请人必须进行下列运转:

(1) 起飞和慢车 1 小时试验, 由 5 分钟额定起飞功率或推力及 5 分钟慢车功率或推力交替组成。在起飞和慢车状态及其相应的转子转速和燃气温度条件下发出的功率或推力必须通过用功率控制杆按制造者确定的程序加以调定。在任一个运转周期内, 申请人可以在录取检查性能数据时, 手动控制转子转速, 功率或

推力。对于具有加大起飞功率额定值，包括提高涡轮前温度、转子转速或轴功率的发动机，在以起飞功率运转的该周期必须在加大功率额定值的情况下进行。对于实质上不会增加工作苛刻程度的具有加大起飞功率额定值的发动机，以加大功率额定值进行运转的次数由中国民用航空局决定。在每次 5 分钟周期后更改功率调定值时，必须按本条 (b) (5) 规定的方式移动功率控制杆。

(2) 额定最大连续和起飞功率或推力 在下列情况下各运转 30 分钟：

(i) 在 25 次 6 小时持久试验循环中的 15 次期间，应在额定最大连续功率或推力下进行运转。

(ii) 在 25 次 6 小时持久试验循环中的 10 次期间，应在额定起飞功率或推力下进行运转。

(3) 额定最大连续功率或推力 应以额定最大连续功率或推力进行 1 小时 30 分钟运转。

(4) 递增的巡航功率或推力 在最大连续发动机转速和地面或最小慢车转速之间应至少分成 15 个大致相同的转速和时间增量，依次在与这 15 个转速和时间增量相对应的功率控制杆位置连续进行 2 小时 30 分钟的试验。对于以恒定转速工作的发动机，可以用改变推力和功率来代替改变转速。如果在地面慢车和最大连续之间任何状态有显著的峰值振动，则可以变更所选择的增量个数，以便使承受峰值振动影响的运转时数增加到不超过递增运转总时数的 50%。

(5) 加速和减速运转 30分钟加速和减速运转应由6个循环组成, 而每个循环应由慢车功率或推力到额定起飞功率或推力所组成, 并且须在起飞功率控制杆位置保持30秒, 在慢车功率控制杆位置保持约 $4\frac{1}{2}$ 分钟。为符合本款规定, 功率控制杆必须在不超过1秒内从一个极端位置推到另一极端位置; 但是, 如果采用了必须按时间程序把功率控制杆从一个极端位置移动到另一极端位置的不同的调节工作方式, 允许使用较长时间的情况除外。但移动功率杆的时间最长不能超过2秒。

(6) 起动 必须进行100次起动试验, 其中的25次必须在发动机停车至少2小时后进行。其中必须至少有10次发动机假起动。每次假起动后准备正常起动前, 按申请人规定的最短排油时间暂停起动。其中至少有10次正常再起动必须在发动机停车后15分钟内进行。其余的起动可以在150小时的持久试验完成后进行。

(c) 要求30分钟一台发动机不工作(OEI)功率额定值的旋翼航空器发动机 对于要求30分钟一台发动机不工作(OEI)功率额定值的每型旋翼航空器发动机, 申请人必须进行下列一系列试验:

(1) 起飞和慢车 1小时试验, 由5分钟额定起飞功率及5分钟慢车功率交替组成。在起飞和慢车状态及其相应的转子转速和燃气温度条件下发出的功率必须通过功率控制杆按制造者规定的程序加以确定。在任何一个运转周期内, 可以在录取检查性能

的数据时，手动控制转子转速和功率和推力。具有加大起飞功率额定值包括增加涡轮进气温度、转子转速或轴功率的发动机，在以额定起飞功率运转期间，必须以加大额定值进行。在每次 5 分钟试验后变更功率调定值时，必须按本条 (c)(5) 规定的方式移动功率控制杆。

(2) 额定最大连续和起飞功率。在下列情况下各运转 30 分钟

(i) 在 25 次 6 小时持久试验循环中的 15 次期间，应在额定最大连续功率下进行运转。

(ii) 在 25 次 6 小时持久试验循环中的 10 次期间，应在额定起飞功率下进行运转。

(3) 额定最大连续功率 以额定最大连续功率运转 1 小时。

(4) 额定 30 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率 以额定 30 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率进行 30 分钟试验。

(5) 递增的巡航功率 在最大连续发动机转速和地面或最小慢车转速之间应至少分成 12 个大致相同的转速和时间增量，依次在与这 12 个转速和时间增量相对应的功率控制杆位置连续进行 2 小时的试验。对于以恒定转速工作的发动机，可以用改变功率来代替改变转速。如果在地面慢车和最大连续功率之间任何状态有显著的峰值振动，则可以变更所选择的增量个数，以便使承受峰值振动影响的运转时数增加到不超过递增运转总时数的 50%。

(6) 加速和减速运转 30 分钟加速和减速运转应由 6 个循环组成，而每个循环应由慢车功率到额定起飞功率所组成，并且须在起飞功率控制杆位置保持 30 秒，在慢车功率控制杆位置保持约 $4\frac{1}{2}$ 分钟。为符合本款规定，功率控制杆必须在不超过 1 秒内从一个极端位置推到另一极端位置；但是，如果采用了必须按时间程序把功率控制杆从一个极端位置移动到另一极端位置的不同的调节工作方式，允许使用较长时间的情况除外。但移动功率杆的时间最长不能超过 2 秒。

(7) 起动 必须进行 100 次起动试验，其中的 25 次必须在发动机停车至少 2 小时后进行。其中必须至少有 10 次发动机假起动。每次假起动后准备正常起动前，按申请人规定的最短排油时间暂停起动。其中至少有 10 次正常再起动力必须在发动机停车后 15 分钟内进行。其余的起动可以在 150 小时的持久试验完成后进行。

(d) 要求连续一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的旋翼航空器发动机

对于要求连续一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的每型旋翼航空器发动机，申请人必须进行下述一系列试验：

(1) 起飞和慢车 1 小时试验，由 5 分钟额定起飞功率及 5 分钟慢车功率交替组成。在起飞和慢车状态及其相应的转子转速和燃气温度条件下发出的功率和推力必须通过功率控制杆按制造者规定的程序加以确定。在任何一个运转周期内，可以在录取检

查性能的数据时，手动控制转子转速和功率。具有加大起飞功率额定值包括增加涡轮进气温度、转子转速或轴功率的发动机，在以额定起飞功率运转期间，必须以加大额定值进行。在每次 5 分钟试验后变更功率调定值时，必须按本条 (c)(5) 规定的方式移动功率控制杆。

(2) 额定最大连续功率和起飞功率 在下列情况下各运转 30 分钟：

(i) 在 25 次 6 小时持久试验循环中的 15 次期间，以额定最大连续功率进行运转；

(ii) 在 25 次 6 小时持久试验循环中的 10 次期间，以额定起飞功率进行运转。

(3) 额定连续一台发动机不工作 (OEI) 功率 以额定连续一台发动机不工作 (OEI) 功率运转 1 小时。

(4) 额定最大连续功率 以额定最大连续功率运转 1 小时。

(5) 递增的巡航功率 在最大连续发动机转速和地面或最小慢车转速之间应至少分成 12 个大致相同的转速和时间增量，依次在与这 12 个转速和时间增量相对应的功率控制杆位置连续进行 2 小时的试验。对于以恒定转速工作的发动机，可以用改变功率来代替改变转速。如果在地面慢车和最大连续功率之间任何状态有显著的峰值振动，则可以变更所选择的增量个数，以便使承受峰值振动影响的运转时数增加到不超过递增运转总时数的 50%。

(6) 加速和减速运转 30 分钟加速和减速运转应由 6 个循

环组成，而每个循环应由慢车功率到额定起飞功率所组成，并且须在起飞功率控制杆位置保持30秒，在慢车功率控制杆位置保持约4½分钟。为符合本款规定，功率控制杆必须在不超过1秒内从一个极端位置推到另一极端位置；但是，如果采用了必须按时间程序把功率控制杆从一个极端位置移动到另一极端位置的不同的调节工作方式，允许使用较长时间的情况除外。移动功率杆的时间最长不能超过2秒。

(7) 起动 必须进行100次起动试验，其中的25次必须在发动机停车至少2小时后进行。其中必须至少有10次发动机假起动。每次假起动后准备正常起动前，按申请人规定的最短排油时间暂停起动。其中至少有10次正常再起动必须在发动机停车后15分钟内进行。其余的起动可以在150小时的持久试验完成后进行。

(e) 要求2½分钟一台发动机不工作(OEI)功率额定值的旋翼航空器发动机 对于要求2½分钟一台发动机不工作(OEI)功率额定值的旋翼航空器发动机，申请人必须进行以下一系列试验：

(1) 起飞，2½分钟一台发动机不工作(OEI)功率和慢车。1小时试验，由5分钟额定起飞功率及5分钟慢车功率交替组成。但是，在第3次和第6次起飞功率期间，仅需以额定起飞功率试验2½分钟，余下的2½分钟必须以额定的2½分钟OEI功率进行试验的情况除外。在发动机起飞、2½分钟OEI和慢车状态及其相应的转子转速和燃气温度状态下发出的功率，必须通过使用功率

控制杆按制造者确定的程序加以调定。在任一个运转期间，申请人在录取检查性能用的数据时，可以手动控制转子转速和功率。具有加大起飞功率额定值，包括增加涡轮前温度、转子转速或轴功率的发动机，在以额定起飞功率运转期间，必须以加大额定值进行。在每次 5 分钟试验后或试验期间变更功率调定值时，必须按本条 (d)(6) 规定的方式移动功率控制杆。

(2) 除了 25 次在每 6 小时试验程序中的 1 次外，以及除了在本条 (b)(2) 规定的 30 分钟起飞功率试验周期内的最后 5 分钟，或本条 (c)(2) 规定的以 30 分钟 OEI 功率进行 30 分钟试验周期内的最后 5 分钟，或本条 (d)(3) 规定的 1 小时连续 OEI 功率试验周期内的最后 5 分钟外，按本条 (b)(2) 至 (b)(6)，或 (c)(2) 至 (c)(6)，或 (d)(2) 至 (d)(7) 所要求的试验，在适用时，必须在 $2\frac{1}{2}$ 分钟 OEI 功率状态运转。

(f) 要求 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 和 2 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的旋翼航空器发动机 对于要求 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 和 2 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的旋翼航空器发动机，在完成了本条 (b)、(c)、(d) 或 (e) 规定的试验后，申请人可以分解试验后的发动机至能证明符合第 33.93 (a) 的要求所需要的程度。此试验发动机必须用按本条 (b)、(c)、(d) 或 (e) 试验用的相同零部件重新装配，但持续适航性说明文件规定的消耗件除外。然后，申请人必须进行下列试验程序 4 次，总时数不低于 120 分钟：

- (1) 起飞功率 以额定起飞功率进行3分钟运转。
- (2) 30秒钟一台发动机不工作(OEI)功率 以额定30秒钟一台发动机不工作(OEI)功率进行30秒钟运转。
- (3) 2分钟一台发动机不工作(OEI)功率 以额定2分钟一台发动机不工作(OEI)功率进行2分钟运转。
- (4) 30分钟一台发动机不工作(OEI)功率、连续一台发动机不工作(OEI)功率或最大连续功率 以额定30分钟一台发动机不工作(OEI)功率、额定连续一台发动机不工作(OEI)功率或额定最大连续功率(取大者)进行5分钟运转。第一次试验程序期间,该时间周期应该为65分钟的情况除外。但是当最大功率状态为30分钟OEI时,65分钟将包括30分钟OEI功率运行30分钟和随后的以连续OEI功率或最大连续功率较高功率运行35分钟。
- (5) 50%起飞功率 以50%起飞功率进行1分钟运转。
- (6) 30秒钟一台发动机不工作(OEI)功率 以额定30秒钟一台发动机不工作(OEI)功率进行30秒钟运转。
- (7) 2分钟一台发动机不工作(OEI)功率 以额定2分钟一台发动机不工作(OEI)功率进行2分钟运转。
- (8) 慢车 以飞行慢车运行1分钟。
- (g) 超音速航空器发动机 对于用于超音速航空器的每型发动机的型号合格审定,申请人必须进行下列试验:
 - (1) 在海平面环境大气条件下的亚音速试验 必须进行每阶

段 1 小时共 30 阶段的运转，每阶段运转由下列各项组成：

(i) 2 次 5 分钟的额定起飞加力推力，每次接着 5 分钟的慢车推力；

(ii) 1 次 5 分钟的额定起飞推力，接着 5 分钟的不超过 15 % 额定起飞推力；

(iii) 1 次 10 分钟的额定起飞加力推力，接着 2 分钟的慢车推力。但是，如果额定最大连续加力推力低于额定起飞加力推力，则 10 分钟周期中的 5 分钟为额定最大连续加力推力的情况除外；

(iv) 6 次 1 分钟的额定起飞加力推力，每次接着 2 分钟的慢车推力，包括加速和减速的时间在内。

(2) 模拟超音速试验 必须在模拟超音速试验的每次运转前，把亚音速状态所达到的进气温度和压力变换到超音速所达到的温度和压力，随后必须再返回到亚音速状态所达到的温度。必须进行每阶段 4 小时共计 30 阶段的运转，每次运转由下列各项组成：

(i) 一个以功率控制杆在额定最大连续加力推力位置上所获得的推力进行 30 分钟运转周期，接着以功串控制杆在 90 % 额定最大连续加力推力位置上所获得的推力进行 10 分钟运转。在前 5 个阶段该运转周期的末尾，空气进气温度必须在瞬时超温的极限条件下进行，但在本条 (g) (2) (ii) 至 (iv) 中规定的试验期间不必重复该运转；

(ii) 重复进行一次本条(g)(2)(i)规定的运转周期。但是,必须接着以功率控制杆在80%额定最大连续加力推力位置上所获得的推力进行10分钟运转的情况除外;

(iii) 重复进行一次本条(g)(2)(i)规定的运转周期。但是,必须接着以功率操纵杆在60%额定最大连续加力推力位置上所获得的推力进行10分钟运转,然后以不超过15%的额定起飞推力运转10分钟的情况除外;

(iv) 重复进行本条(g)(2)(i)和(ii)规定的运转各一次;

(v) 进行一次30分钟的运转周期,30个阶段中的25个运转阶段以功率控制杆在额定最大连续加力推力位置上所获得的推力进行,并且每阶段运转后接着在慢车推力状态下工作;其余的5个运转阶段以功率控制杆在额定最大连续加力推力位置上所获得的推力试验25分钟,每阶段接着用热燃油以不大于15%的额定起飞推力进行亚音速工作,并加速到额定起飞推力工作5分钟。

(3) 起动 必须进行100次起动试验,其中的25次必须在发动机停车至少2小时后进行。其中必须至少有10次发动机假起动。每次假起动后准备正常起动前,按申请人规定的最短排油时间暂停起动。其中至少有10次正常再起动必须在发动机停车后15分钟内进行。起动可以在包括持久试验期间的任何时候进行。

[2011年3月15日第二次修订]

第33.88条 发动机超温试验

(a) 每型发动机必须在比最大额定功率下的稳态工作限制温度高至少 42°C (75°F) 的燃气温度下, 以最大允许转速运转 5 分钟。但不包括对应 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 和 2 分钟一台发动机不工作 (OEI) 的转速和燃气温度的最大值。在此运转后, 涡轮部件必须在可使用的限制范围内。

(b) 除 (a) 条的试验要求外, 对要求 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, 按第 33.28 条 (k) 要求进行自动温度控制的每型发动机, 必须在 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值至少超过工作限制温度 19°C (35°F) 时, 以接通最大功率转速运转 4 分钟。在此运转后, 只要通过中国民用航空局认为必要的分析或试验表明发动机能保持涡轮部件的完整性, 则在涡轮部件上可以有超出该超温条件限制范围的损伤。

(c) 对每一试验条件, 可以使用单独的试验设备。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.89 条 工作试验

(a) 工作试验必须包括中国民用航空局认为必要的试验, 以验证下列各项:

(1) 起动、慢车、加速、超转、点火、螺旋桨功能 (如果规定发动机装螺旋桨工作);

(2) 符合第 33.73 条发动机的响应要求;

(3) 在下列发动机载荷条件下, 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最小响应时间:

- (i) 没有供航空器使用的引气和功率提取;
- (ii) 供航空器使用的最大允许引气和功率提取值;
- (iii) 代表航空器进场着陆期间使用的最大的引气和功率提取的某中间值。

(4) 如果没有合适的试验设备, 则确定本条 (a) (3) (ii) 和 (iii) 规定的功率提取可以通过适当的分析方法进行。

(b) 工作试验必须包括中国民用航空局认为必要的所有试验, 以验证发动机在其规定的整个使用包线内所具有的安全工作特性。

第 33.90 条 初始维修检查

除了正在申请现有发动机型号合格证更改或补充型号合格审定之外, 申请人必须在基本符合最终型号设计的发动机上完成下列一项试验, 以确定要求初次维修检查的时限:

(a) 批准的发动机运转试验, 该试验模拟使用中所预期的发动机工作状态, 包括典型的起动—停车循环。

(b) 按照第 33.201 条 (c) 至 (f) 要求进行批准的发动机运转试验。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.91 条 发动机系统和部件试验

(a) 对不能按照第 33.87 条进行持久试车予以充分验证的系

统或部件，申请人必须进行附加的试验，以证明这些系统或部件在所有已声明的环境和工作条件下能可靠地完成预定功能。

(b) 必须确定在航空器安装中要求温度控制措施的那些部件的温度限制，以确保其良好的功能、可靠性和耐久性。

(c) 每个不增压的液压油油箱在受到最大工作温度和 5 p. s. i. 的内部压力时，不得出现失效或泄露，并且每个增压的液压油油箱必须满足第 33.64 条的要求。

(d) 对于超音速航空器的发动机型号合格审定，必须确定由于在最高和最低工作温度时可能会发生失效的发动机系统、安全装置及外部附件。并且必须在最高和最低工作温度以及当温度和其他使用条件在最高和最低使用值之间循环时进行试验。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.92 条 转子锁定试验

如果采用锁定转子装置以阻止发动机持续转动，则发动机必须在以下条件下进行包括该装置工作 25 次的试验：

(a) 发动机必须从额定最大连续推力或功率状态停车；

(b) 必须在承受在该状态下持续飞行可能引起的最大扭矩的情况下，按发动机使用说明的规定操作停止和锁定转子的装置；

(c) 在 25 次工作中，每一次转子锁定后，转子必须在这些状态下保持静止 5 分钟。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

第 33.93 条 分解检查

(a) 在完成本章第 33.87 条 (b)、(c)、(d)、(e) 或 (g) 的持久试验后, 每台发动机必须完全分解, 并满足下列要求:

(1) 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。

(b) 在完成本章第 33.87 条 (f) 的持久试验后, 每台发动机必须完全分解, 并满足下列要求:

(1) 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; 并且

(2) 每型发动机可以有超出本条 (a) (2) 允许的损伤, 包括某些不适合于进一步使用的发动机零件或部件。当中国民用航空局认为必要时, 申请人必须通过分析、试验, 证明发动机的结构完整性得到了保持; 或者

(c) 代替本条 (b) 的符合性, 可以在要求 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 和 2 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的发动机上进行本规定第 33.87 (b)、(c)、(d) 或 (e) 规定的持久试验, 接着进行第 33.87 (f) 规定的试验, 但中间不进行分解和检查。在完成第 33.87 (f) 的持久试验后, 发动机必须满足本条 (a) 的要求。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 33.94 条 叶片包容性和转子不平衡试验

(a) 除了本条 (b) 款规定外, 除非在下列每一事故后发动机损坏的结果导致了自动停车, 否则必须通过发动机试验验证: 发动机能包容损坏件至少运转 15 秒不着火, 并且其安装节也不失效。

(1) 在以最大允许转速运转期间, 最危险的压气机或风扇的一个叶片失效。该叶片失效必须出现在盘上最外层的固定榫槽处; 或对于整体叶盘转子, 叶片必须至少缺损 80%。

(2) 在以最大允许转速运转期间, 最危险的涡轮叶片失效。该叶片失效必须出现在盘上最外部的固定榫槽处; 或对于整体叶盘转子, 该叶片必须至少缺损 80%。必须根据涡轮叶片的重量和其邻近的涡轮机匣在与最大允许转速运转相关的温度和压力下的强度确定该最危险的涡轮叶片。

(b) 基于根据试验台试验、部件试验或使用经验的分析如果符合下列条件, 可以代替本条 (a) (1) 和 (a) (2) 规定的发动机试验之一:

(1) 某一试验 (上述规定的两个试验之一) 产生的转子不平衡量为最小;

(2) 证明分析是等同于上述某一试验。

第 33.95 条 发动机—螺旋桨系统试验

如果设计的发动机是带螺旋桨工作的, 则必须在装有一个有

代表性的螺旋桨的情况下，进行下列试验，该试验可以包括在持久试验中；或者按中国民用航空局接受的其他方法进行下列试验：

- (a) 顺桨试验 25 次循环；
- (b) 负扭矩和推力系统试验 以额定最大连续功率作 25 次循环；
- (c) 自动退耦装置试验 以额定最大连续功率作 25 次循环（如果重复退耦和重新耦合是这种装置在使用中的预期功能）；
- (d) 负拉力 从飞行慢车位置到全负拉力 175 次循环；和以额定最大连续功率从全正拉力到全负拉力的 25 次循环。在每个循环结束时，螺旋桨必须在申请人对反桨距运转所规定的最大转速和功率下，用反桨距运转 30 秒。

第 33.96 条 以辅助动力装置（APU）方式工作的发动机试验
如果发动机设计成带螺旋桨制动器，而该制动器在发动机燃气发生器仍然工作期间，允许螺旋桨制动，并在发动机作为辅助动力装置（APU）方式工作期间保持制动，那么除了第 33.87 条的要求外，申请人必须做下列试验：

(a) 地面锁定：螺旋桨制动器以某种方式耦合共 45 小时。这种方式在申请人规定的发动机转速、扭矩、温度、引气和功率提取的最大状态下，发动机处于 APU 方式工作时，能清楚地验证它的功能对全台发动机无有害的影响。

(b) 动态制动：制动器必须以某种方式进行共 400 个使用—放松耦合的循环。这种方式在申请人规定的发动机最大状态的加

速/减速、转速、扭矩和温度时，能清楚地验证制动器的功能对全台发动机无有害的影响。制动器放松之前，螺旋桨必须制动。

(c) 螺旋桨制动器耦合时，进行 100 次发动机起动和停车。

(d) 本条 (a)、(b) 和 (c) 规定的试验必须在同一台发动机上进行，但这台发动机不必是第 33.87 规定试验中使用的同一台发动机。

(e) 必须在完成本条 (a)、(b) 和 (c) 规定的试验后，将发动机分解到为表明符合第 33.93 (a) 和第 33.93 (b) 所必需的程度。

第 33.97 条 反推力装置

(a) 如果发动机装有反推力装置，则本章规定的持久、校准、工作和振动试验必须在安装了反推力装置的情况下进行。根据本条规定，功率操纵杆必须在不超过 1 秒的时间内从一个极端位置移到另一个极端位置，除非操纵方式需要功率操纵杆从一个极端位置移到另一个极端位置，有计划地进行，才允许有稍长的时间，但不能超过 3 秒。另外，本条 (b) 规定的试验也必须进行。这一试验可以作为持久试验的一部分。

(b) 必须进行从飞行慢车的向前推力到最大反推力的试验 175 次，以及必须从额定起飞推力到最大反推力进行 25 次反推力试验。在每次反推力后，反推力装置必须在全反推力下工作 1 分钟，除非反推力装置仅预备用作为地面制动装置，则该反推力装置只需在全反推力下工作 30 秒。

第 33.99 条 台架试验的一般实施

(a) 在作台架试验时, 每个申请人可用同一设计和结构的几台发动机分别进行振动、校准、持久和工作试验。如果用一台发动机单独进行持久试验, 则该发动机在持久试验开始之间, 必须进行校准检查。

(b) 申请人根据符合第 33.4 条的要求提交维修和维护说明书, 可以对在台架试验期间的发动机进行维护和小修。如果这类维护频次过高; 或由于发动机故障, 停车次数过多, 或在台架试验期间或分解检查的结果认为有必要大修或更换零件的话, 则发动机或其零部件可能要进行中国民用航空局认为必要的任何附加试验。

(c) 每个申请人必须提供所有试验条件, 包括设备和胜任的人员, 以实施台架试验。

G 章 专用要求 航空涡轮发动机

第 33.201 条 早期 ETOPS 资格的设计和试验要求

如果申请人在没有 25 部附录 K 中第 K25.2.1 条规定的使用经验的情况下, 对于安装在批准用于 ETOPS 运行的双发飞机上的发动机, 如要获得发动机型号设计批准, 则必须符合下列要求:

(a) 必须使用中国民用航空局可以接受的设计质量过程设计发动机, 以确保发动机的设计特征能最大限度的减少可能导致空中停车、失去推力控制或其它功率损失的失效、故障、缺陷和维修错误的发生。

(b) 发动机的设计特征必须利用过去 10 年期间获得的充分的使用数据, 解决申请人在过去 10 年内, 已获批准的其它相关型号设计中出现的, 导致空中停车、失去推力控制或其他功率损失的问题。如果没有充分的使用数据, 申请人必须用中国民用航空局可以接受的方法表明具有使问题趋少的设计实践经验和认知。该设计实践等效于从实际使用中获得的经验和认知。

(c) 除 (f) 条的规定外, 申请人必须按照批准的试验计划, 在基本符合最终型号设计的一台发动机上进行一次模拟 ETOPS 任务循环的持久试验。该试验必须:

(1) 包括至少 3000 次代表使用中起动—停车任务循环和 3 次以最大连续功率或推力进行的模拟改航飞行循环, 以获得最长改航飞行时间的 ETOPS 资格。每次起动—停车任务循环必须包括起飞、爬升、巡航、下降、进近和着陆阶段使用的推力或功率, 以及反推的使用 (如果适用)。改航飞行必须均匀安排在试验期间内。最后一次改航飞行必须在试验结束前的 100 次循环之内进行。

(2) 分别进行发动机高压转子和低压转子不平衡试验, 以达到至少 90% 的建议外场使用维修的振动值。对于三转子发动机, 中压转子必须进行单独不平衡试验, 以达到至少 90% 的建议产品验收的振动值。要求的振动峰值必须经在发动机转子工作转速范围内, 缓慢加速和减速期间验证。

(3) 高压转子典型起动—停车任务循环的每个 60 转/分递增台阶, 进行至少包括三百万次振动循环。如果试验覆盖典型使用

起动—停车循环转速范围，试验可以 60 转/分到 200 转/分的任何转速台阶递增。递增转速台阶大于 60 转/分时，最小振动循环数必须线性增加，到 200 转/分时为一千万次循环。

(4) 在已批准的工作转速范围，但不包含在本条 (c)(3) 中，从最小空中慢车到巡航功率的每个 60 转/分递增的高压转子循环台阶，进行至少包括三十万次振动循环。如果试验覆盖适用的转速范围，试验可以 60 转/分到 200 转/分的任何转速台阶递增。递增转速台阶大于 60 转/分时，最小振动循环数必须线性增加，到 200 转/分时为一百万次循环。

(5) 包括在整个试验过程中，定期的振动测量。振动测量期间测得的振动峰值等效值，必须满足第 33.201 条 (c)(2) 的最小振动要求。

(d) 本条 (c) 要求的试验之前，发动机必须进行一次校准试验，记录功率和推力特性。

(e) 本条 (c) 要求的试验结束时，发动机必须：

(1) 在海平面条件下进行一次校准试验。功率或推力特性的任何变化，必须在批准的限制值之内。

(2) 进行目视检查，根据符合第 33.4 条要求提交的持续适航文件中包含的在翼检查建议和限制值。

(3) 应进行全面分解和检查：

(i) 根据符合第 33.4 条要求提交的持续适航文件中包含的适当的检查建议和限制值。

(ii) 考虑本条 (b) 中明确的造成空中停车、失去推力控制或其它功率损失的原因。

(iii) 在一定程度上确认, 没有在本条 (b) 中或在持续适航文件中明确的, 可能导致空中停车、失去推力控制或其它功率损失的磨损或损坏。

(4) 在可能对部件、组件或系统进行检验或完整性功能测试之前的使用期内, 没有出现可以导致空中停车、失去推力控制或其它功率损失的磨损或损坏。在 ETOPS 资格获准之前, 这样的磨损或损坏必须通过设计更改、维修说明手册更改或者工作程序, 提供纠正措施。在发动机试验过程中发生的磨损或损坏的类型和频率, 必须与在 ETOPS 资格的发动机上预期发生的磨损或损坏的类型和频率一致。

(f) 经中国民用航空局批准, 可以使用其他的任务循环持久试验代替, 但需要证明该试验具有与本条 (c) 中规定的等效的不平衡和振动水平。

(g) 对使用模拟 ETOPS 任务循环来进行持久试验以满足第 33.90 条要求的申请人, 在完成第 33.90 (a) 条要求的试验后, 试验可以中断, 以便采用中国民用航空局可以接受的标准, 对发动机进行在翼或其它方法检查。检查后, 须继续 ETOPS 试验, 完成本条的要求。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

H 章 附 则

本规定自 2012 年 1 月 1 日起施行, 2002 年公布的《中国

民用航空总局关于修订<航空发动机适航标准>的决定》(中国民用航空总局令第 109 号)自本规定施行之日起废止。

附件 A 持续适航文件

第 A33.1 条 总则

(a) 本附录规定第 33.4 条所需要的持续适航文件的编制要求。

(b) 每一发动机持续适航文件必须包含所有发动机零部件的各种持续适航文件。如果发动机部件制造者未提供发动机零部件的持续适航文件,则发动机的持续适航文件必须包含对于发动机持续适航性必不可少的资料。

(c) 申请人必须向中国民用航空局提交一份文件,说明如何分发由申请人或发动机零部件制造者对持续适航文件的更改资料。

第 A33.2 条 格式

(a) 必须根据所提供资料的数量,将持续适航文件编成一本或多本手册。

(b) 手册的编排格式必须实用。

第 A33.3 条 内容

手册的内容必须用中文编写。持续适航文件必须含有下列手册或条款(视适用而定)以及下列资料:

(a) 发动机维护手册或条款

(1) 概述性资料,包括在维护或预防性维护所必需的对发动机特点和数据的说明;

- (2) 发动机及其部件、系统和安装的详细说明;
- (3) 安装说明, 包括拆包、启封、验收、起吊和安装附件的正确程度及任何必要的检查;
- (4) 说明发动机部件、系统和装置如何使用的基本控制和使用资料, 及说明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;
- (5) 关于下列细节内容的维护资料: 维护点、油箱和流体容器的容量、所用流体的类型、各系统所采用的压力、润滑点位置、所用的润滑剂和维护所需的设备;
- (6) 发动机每一零部件的定期维护资料, 它给出发动机每一零部件的清洗、检查、调整、试验和润滑的荐用周期, 并提供检查的程度、适用的磨损允差和在这些周期内推荐的工作内容。但是如果申请人表明某项附件、仪表或设备非常复杂, 需要专业化的维护技术、测试设备或专家才能处理, 则申请人可以指明向该件的制造厂商索取上述资料。荐用的翻修周期和与本文件适航性限制条款必要的互相参照也必须列入。此外, 申请人必须提交一份包含发动机持续适航性所需检查频数和范围的检查大纲;
- (7) 说明可能发生的故障、如何判别这些故障以及对这些故障采取补救措施的检查排故资料;
- (8) 说明拆卸发动机及其零部件和更换零部件的顺序和方法及应采取的必要防护措施的资料。还必须包括正确的有关地面保管、装箱和运输的说明;

- (9) 维护所必需的工具和设备清单及其使用方法的说明。
- (b) 发动机翻修手册或条款
- (1) 分解资料包括翻修分解顺序和方法；
- (2) 清洗与检查说明包括翻修期间使用的材料和仪器、采用的方法和防护措施。还必须包括翻修检查的方法；
- (3) 有关翻修的所有公差与配合的明细表；
- (4) 磨损的或其他低于标准零部件详细的修理方法及其确定何时必须更换的必要资料；
- (5) 翻修时装配的顺序和方法；
- (6) 翻修后的试验说明；
- (7) 储存处理包括任何储存限制的说明；
- (8) 翻修需要的工具清单。
- (c) ETOPS 要求 为申请获得安装在已批准 ETOPS 飞机上的发动机资格，持续适航文件必须包括发动机状态监控程序。发动机状态监控程序必须能够在飞行前确定，一台发动机是否可以在批准的发动机使用限制值之内提供另一台发动机不工作时改航要求的最大连续功率或推力、空气引气和功率提取。对安装在批准 ETOPS 双发飞机上的发动机，发动机状态监控程序必须在取得 ETOPS 资格之前得到验证。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

第 A33.4 条 适航限制条款

持续适航文件必须包含题为适航性限制的条款，该条应单独

编排并与文件的其它部分明显的区分开。

a. 对于所有发动机:

(1) 适航限制条款必须规定强制性的更换时间、检查时间间隔和型号合格审定要求的有关程序。如持续适航文件由多本文件组成, 则本节要求的条款必须编在主要手册中。

(2) 必须在该条显著位置清晰说明: “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”。

b. 对于具有 30 秒 OEI 和 2 分钟 OEI 额定功率的旋翼航空器发动机:

(1) 适航限制条款强制规定在任何时候使用 30 秒 OEI 或 2 分钟 OEI 额定功率的发动机必须进行飞行后检查和维修操作。

(2) 申请人必须证实 A33.4 中 b(1) 条所要求的检查和维修操作的充分性。

(3) 申请人必须建立在役发动机评估程序, 确保 A33.4 中 b(1) 条所要求的强制性飞行后检查和维修操作说明的持续充分, 和 33.5 条 (b)(4) 要求的关于功率可用性数据的持续充分。该程序必须包括在役发动机试验, 或在具有相似性设计的发动机上进行的等效的在役发动机试验经验, 和针对 30 秒 OEI 或 2 分钟 OEI 额定功率状态的维修使用评估。

[2011 年 3 月 15 日第二次修订]

附件 B 合格审定标准大气降雨和冰雹的浓度

为了按照第 33.78 条 (a) (2) 的要求进行合格审定, 图 B1、表 B1、表 B2、表 B3、表 B4 规定了雨和冰雹的大气浓度和尺寸分布。只要申请人能表明所使用的替代方法没有降低试验的严格程度, 在通常通过喷洒液态水模拟降雨以及投掷冰块制造的冰雹模拟降冰雹的情况下, 允许使用不同于本规定附录 B 规定的这些水滴和冰雹的形状、尺寸和尺寸分布, 或者允许使用尺寸和形状单一的水滴或冰雹。

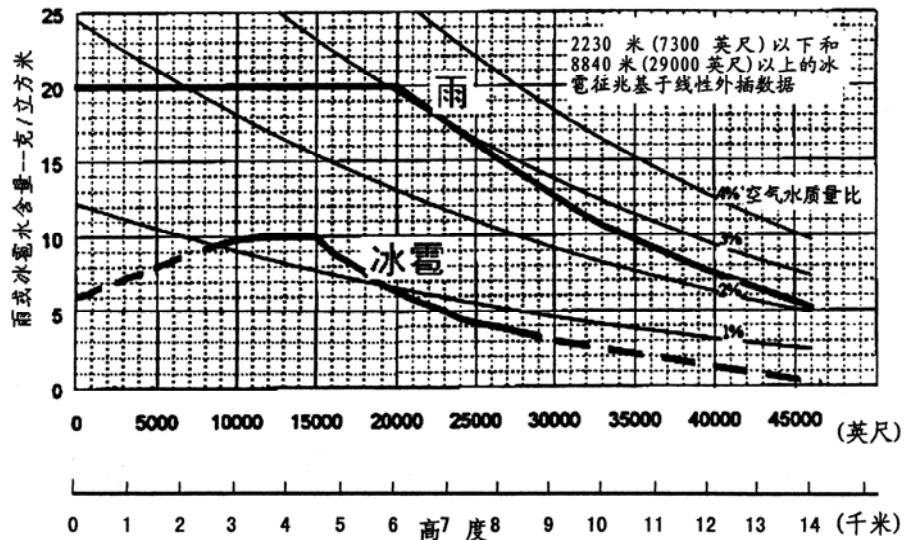


图 B1 雨和冰雹的征兆图表, 利用表 B1 和 B2 可获得合格审定浓度

表 B1 合格审定标准的大气雨浓度

高度 米 (英尺)	雨水含量 (克水 / 立方米空气)
0 (0)	20.0
6,100 (20,000)	20.0

8,020 (26,300)	15.2
9,970 (32,700)	10.8
11,980 (39,300)	7.7
14,020 (46,000)	5.2

注：在其他高度上雨的水含量的值可以由线性内插的方法确定。

表 B2 合格审定标准的大气冰雹浓度

高度 米 (英尺)	冰雹水含量 (克水 / 立方米空气)
0 (0)	6.0
2,230 (7,300)	8.9
2,600 (8,500)	9.4
3,050 (10,000)	9.9
3,660 (12,000)	10.0
4,570 (15,000)	10.0
4,880 (16,000)	8.9
5,400 (17,700)	7.8
5,890 (19,300)	6.6
6,550 (21,500)	5.6
7,410 (24,300)	4.4
8,840 (29,000)	3.3
14,020 (46,000)	0.2

注：在其他高度上的冰雹水含量值可以用线性内插法确定。低于 2,230 米（7,300 英尺）和大于 8,840 米（29,000 英尺）的冰雹征兆可根据线性外插数据获得。

表 B3 合格审定标准的大气雨滴尺寸分布

雨滴直径（毫米）	总雨水含量分布（%）
0-0.49	0
0.5-0.99	2.25
1.00-1.49	8.75
1.50-1.99	16.25
2.00-2.49	19.00
2.50-2.99	17.75
3.00-3.49	9.50
3.50-3.99	6.00
4.00-4.49	3.00
4.50-4.99	2.00
5.00-5.49	1.25
6.00-6.49	0.50
6.50-7.00	0.25
合计	100.00

注：雨滴的平均直径为 2.66 毫米

表 B4 合格审定标准的大气冰雹尺寸分布

雨滴直径 (毫米)	总冰雹水含量分布 (%)
0-4.9	0
5.0-9.9	17.00
10.0-14.9	25.00
15.0-19.9	22.50
20.0-24.9	16.00
25.0-29.9	9.75
30.0-34.9	4.75
35.0-39.9	2.50
40.0-44.9	1.50
45.0-49.9	0.75
50.0-55	0.25
合计	100.00

注：冰雹的平均直径为 16 毫米

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]