

中国民用航空总局关于修订 《航空发动机适航标准》的决定

中国民用航空总局依据《中华人民共和国民用航空法》第三十四条，决定对《航空发动机适航标准》(CCAR-33)作如下修订：

一、规章名称“航空发动机适航标准”修改为“航空发动机适航规定”。

二、原规章中 A 分部、B 分部、C 分部、D 分部、E 分部、F 分部分别改为 A 章、B 章、C 章、D 章、E 章、F 章。

三、原规章中关于条的序号的表述“§ ……”改为“第 …… 条”。

四、增加第 33.28 条，内容如下：

第 33.28 条 发动机电气和电子控制系统

依靠电气和电子装置进行正常工作的每一控制系统必须满足下列要求：

(a) 在第 33.5 条所要求的发动机安装和使用说明手册中应对控制系统进行说明、并应规定在正常工作和失效状态所控制的可用功率或推力的百分比、以及其他被控制的功能的控制范围；

(b) 控制系统的设计和构造应能保证由飞机提供的电源或数据的任何失效不应导致功率或推力发生不可接受的变化，或妨碍发动机继续安全运转；

(c) 控制系统的设计和构造应能保证不会由于控制系统电气或电子部件的单个失效或故障，或可能发生的组合失效，而导致不安全状态的发生；

(d) 在该安装和使用说明手册中应规定环境限制，包括雷击引起的瞬变状态；并且

(e) 所有相关软件的设计和应具有防止导致不可接受的功率或推力损失或其他不安全状态的防错功能，并且，软件的设计和实施方案须经中国民用航空总局批准。

五、增加第 33.74 条，内容如下：

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 (a) 至 (c) 所描述的任何情况。

六、增加第 33.76 条，内容如下：

第 33.76 条 吸鸟

(a) 概述 为符合本条 (b)、(c)，应遵照下列规定：

(1) 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) 或 (c) 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) 和 (c) (6) 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) 和 (c) 的要求进行吸鸟试验时，可用中国民用航空总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。

(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下列情况之一：

(i) 着火；

(ii) 危险的碎片穿透发动机机匣飞出；

(iii) 产生的载荷大于 33.23(a) 中规定的极限载荷；

(iv) 失去停车能力。

(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。

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)

(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总局可接受的分析方法或部件试验或两者的组合，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。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。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。

(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)	鸟的数量	鸟的重量
----------------	------	------

平方米 (平方英寸)		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	1.15 (2.53)
	加 3	0.70 (1.54)
$1.70 (2,635) \leq A < 2.10 (3,255)$	1	1.15 (2.53)
	加 4	0.70 (1.54)
$2.10 (3,255) \leq A < 2.50 (3,875)$	1	1.15 (2.53)
	加 5	0.70 (1.54)
$2.50 (3,875) \leq A < 3.90 (6,045)$	1	1.15 (2.53)
	加 6	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)	鸟的数量	鸟的重量
----------------	------	------

平方米 (平方英寸)		千克 (磅)
1. 35 (2, 092) > A	不适用	
1. 35 (2, 092) ≤ A < 2. 90 (4, 495)	1	1. 15 (2. 53)
2. 90 (4, 495) ≤ A < 3. 90 (6, 045)	2	1. 15 (2. 53)
3. 90 (6, 045) ≤ A	1	1. 15 (2. 53)
	加 6	0. 70 (1. 54)

七、增加第 33.78 条，内容如下：

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) 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, 则中国民用航空总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。

并且

(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。

八、增加附件 B, 内容如下:

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	13.50
3.50-3.99	9.50
4.00-4.49	6.00
4.50-4.99	3.00
5.00-5.49	2.00
5.50-5.99	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

冰雹直径 (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	0.25
合计	100.00

注：冰雹的平均直径为 16 毫米

九、§ 33.1 改为第 33.1 条后，条款修改为：

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)。

十、§ 33.7 改为第 33.7 条后，条款修改为：

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总局认定，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 2 1/2 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) 超音速航空器发动机的转子风车转速(转/分)。

十一、§ 33.29 改为第 33.29 条后，条款修改为：

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的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 秒钟一台发动机不工作 (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应采取以下措施：

(1) 当发动机处于 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) 功率状态及状态开始和该时间间隔结束时，应提示飞行员；

(2) 使用可靠的方式确认发动机是在每一额定功率状态运转；并且

(3) 自动记录每次使用的次数和在每一额定功率状态的持续时间。

十二、§ 33.63 改为第 33.63 条后，条款修改为：

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。

十三、§33.67改为第33.67条后，条款修改为：

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章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，按中国民用航空总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) 具有 30 秒钟一台发动机不工作(OEI)功率额定值的发动机, 必须具有 30 秒钟一台发动机不工作(OEI)功率的自动可用性和自动控制装置。

十四、§ 33.77 改为第 33.77 条后, 条款修改为:

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; 或
- (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) 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。

十五、§ 33.83 改为第 33.83 条后, 条款修改为:

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;而且

(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。

十六、§ 33.85 改为第 33.85 条后，条款修改为：

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 条 (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。

十七、§ 33.87 改为第 33.87 条后，条款修改为：

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总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) 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，若中国民用航空总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) 必须对每一附件传动装置和安装构件加载。在仅供航空

器使用的每一个附件上所加的载荷，必须是在额定的最大连续功率或推力和更高的功率输出时，由申请人为发动机传动装置和安装点所规定的极限载荷。在对任何附件传动装置和安装构件加载条件下的持久试验也可以在单独的试验台上进行，但试验的有效性必须使用经过批准的分析方法来证实。

(7) 除了试验时间不超过 5 分钟和不允许稳定的场合外，在以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或燃气瞬时超温的出现次数有限制，则本条 (b) 至 (g) 所规定的加速次数必须在限制超转或超温的情况下进行。如果出现上述超转或超温的次数没有限制，则所规定的加速次数中有一半必须在限制超转或超温的情况下进行；

(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 条 (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) 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总局决定。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和推力 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) 额定最大连续功率和推力 应以额定最大连续功率和推力进行 1 小时 30 分钟运转。

(4) 递增的巡航功率和推力 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 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 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;

(3) 额定最大连续功率 以额定最大连续功率和推力运转 2 小时;

(4) 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%。

(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。

(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。

(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, 以及

(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 4 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。

(e) 要求 $2\frac{1}{2}$ 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 $2\frac{1}{2}$ 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, 申请人必须进行以下一系列试验:

(1) 起飞, $2\frac{1}{2}$ 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 $2\frac{1}{2}$ 分钟, 余下的 $2\frac{1}{2}$ 分钟必须以额定的 $2\frac{1}{2}$ 分钟 OEI 功率进行试验的情况除外。在发动机起飞、 $2\frac{1}{2}$ 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 条 (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。但是, 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。

(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 以慢车功率进行 1 分钟运转。

(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，接着以功率控制杆在 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。

十八、§ 33.88 改为第 33.88 条后，条款修改为：

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) 每型要求 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，在不安装温度限制装置的情况下，必须在超过 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值工作限制温度至少 42°C (75°F) 时，以接通最大功率转速运转 5 分钟。在此运转后，只要通过中国民用航空总局认为必要的分析或试验证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) 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) 功率额定值的每型发动机，在安装温度限制装置的情况下，必须在超过 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 功率

额定值工作限制温度至少 20°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总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。

(d) 对每一试验条件, 可以使用单独的试验设备。

十九、§ 33.91 改为第 33.91 条后, 条款修改为:

第 33.91 条 发动机部件试验

(a) 对于不能按本规定第 33.87 条规定的持久试验予以充分验证的那些系统, 必须进行另外的试验, 以确定在所有正常预期的飞行和大气条件下, 这些部件能可靠地工作。

(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 34.5 千帕 (5 磅/英寸²) 的内部压力时, 不得出现失效或泄漏。每个增压的液压油油箱在受到最大工作温度和不低于 34.5 千帕 (5 磅/英寸²) 的内部压力加上油箱的最大工作压力时, 不得出现失效或泄漏。

(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。

二十、§ 33.92 改为第 33.92 条后, 条款修改为:

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; 并且
- (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, 并且
- (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。

二十一、§ 33.93 改为第 33.93 条后, 条款修改为:

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。当中国民用航空总局认为必要时, 申请人必须通过分析和、或试验, 证明发动机以及包括安装节、机匣、轴承座、轴和转子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 条 (b)、(c)、(d) 或 (e) 规定的持久试验, 接着进行第 33.87 条 (f) 规定的试验, 但中间不进行分解和检查。在完成第 33.87 条 (f) 的持久试验后, 发动机必须满足本条 (a) 的要求。

1988 年 2 月 9 日发布施行的《航空发动机适航标准》(CCAR-33) 根据本决定作相应修订, 重新发布。

本决定自 2002 年 4 月 19 日起施行。

航空发动机适航规定 (CCAR33—R1)

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 编制中国民用航空总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总局应用，在发动机交付时可供用户应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下列内容：

(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。

(b) 使用说明

(1) 中国民用航空总局认定的使用限制；

(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；

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总局认定，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 2 1/2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) 超音速航空器发动机的转子风车转速(转/分)。

[2002年4月19日第一次修订]

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 起动—停车循环应力(低循环疲劳)

根据中国民用航空总局批准的程序，必须确定使用限制。该使用限制规定发生失效后可能危及航空器安全的每一转子结构件(压气机和涡轮的盘、隔圈、轮毂、轴)起动—停车应力循环的最大允许次数。起动—停车应力循环由飞行循环剖面图或由发动机当量使用图表组成，它包括发动机起动、加速到最大额定功率或推力、减速和停车。对于每次循环，除非表明转子结构件在温度没有稳定的情况下经受了相同的应力范围，否则，在发动机以最大额定功率或推力运转期间及发动机停车后，转子结构件必须达到稳定的温度。

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) 除本条(c)、(d)和(e)的规定外, 存留或输送易燃液体的每一外部管路、接头和其他部件, 均必须是耐火的。上述部件必须防护或设置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) 对于超音速航空器的涡轮发动机的型号合格审定, 要求每一个输送或存留易燃液体的外部部件必须是防火的。

(e) 必须用排放和通风的方法防止易燃液体和蒸汽的有害积聚。

第 33.19 条 耐久性

(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 35.42 条的要求。

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) 发动机控制装置、系统和仪表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。

第 33.28 条 发动机电气和电子控制系统

依靠电气和电子装置进行正常工作的每一控制系统必须满足下列要求：

(a) 在第 33.5 条所要求的发动机安装和使用说明手册中应对控制系统进行说明、并应规定在正常工作和失效状态所控制的可用功率或推力的百分比、以及其他被控制的功能的控制范围；

(b) 控制系统的设计和构造应能保证由飞机提供的电源或数据的任何失效不应导致功率或推力发生不可接受的变化，或妨碍发动机继续安全运转；

(c) 控制系统的设计和构造成应能保证不会由于控制系统电气或电子部件的单个失效或故障，或可能发生的组合失效，而导致不安全状态的发生；

(d) 在该安装和使用说明手册中应规定环境限制，包括雷击引起的瞬变状态；并且

(e) 所有相关软件的设计和应具有防止导致不可接受的功率或推力损失或其他不安全状态的防错功能，并且，软件的设计

计和实施方法须经中国民用航空总局批准。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

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 秒钟一台发动机不工作 (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应采取以下措施：

(1) 当发动机处于 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) 功率状态及状态开始和该时间间隔结束时，应提示飞行员；

(2) 使用可靠的方式确认发动机是在每一额定功率状态运转；并且

(3) 自动记录每次使用的次数和在每一额定功率状态的持续时间。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

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 33.35 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总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 1/2 小时最大连续转速下额定最大连续功率的和 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 1/2 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 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 1/2 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 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 1/2 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 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 1/2 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 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 1/2 小时最大连续转速下额定最大连续功率和 2 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 小时试验必须是在高传动比下进行，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 $1/2$ 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 $1/2$ 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 29.923 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 2 ¹/₂ 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 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总局认为必要的试验,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 发动机部件试验

(a) 对于不能按第 33.49 条用持久试验方法进行充分验证的每型发动机,申请人必须进行附加的试验,以确定那些部件在所有正常预期飞行和大气条件下都能可靠地工作。

(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。

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总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 33.65 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，按中国民用航空总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) 具有 30 秒钟一台发动机不工作(OEI)功率额定值的发动机, 必须具有 30 秒钟一台发动机不工作(OEI)功率的自动可用性和自动控制装置。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

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 $-9^{\circ} \sim -1^{\circ} \text{C}$ 之间 ($15^{\circ} \sim 30^{\circ} \text{F}$ 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总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 33.71 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；
 - (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 34.5 千帕(0.35 公斤/厘米²； 5 磅/英寸²)的内部压力时不得发生泄漏；而每个增压的滑油箱在受到最大工作温度和不低于 34.5 千帕(0.35 公斤/厘米²； 5 磅/英寸²)的内部压力加上该油箱的最大工作压力时不得发生泄漏；
 - (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。

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，则中国民用航空总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 秒种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(a)至(c)所描述的任何情况。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

第 33.75 条 安全分析

必须用分析的方法表明，任何可能的发动机故障或单一或多重失效，或任何可能的不正常操纵，不会引起发动机出现下列情况之一：

- (a) 着火。
- (b) 破裂(危险碎片穿透发动机机匣飞出)。

- (c) 产生的载荷大于第 33.23 条 (a) 中规定的极限载荷。
- (d) 失去停车能力。

第 33.76 条 吸鸟

(a) 概述 为符合本条 (b)、(c) 的要求，应遵照下列规定：

(1) 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) 或 (c) 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) 和 (c) (6) 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) 和 (c) 的要求进行吸鸟试验时，可用中国民用航空总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。

(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下列情况之一:

(i) 着火;

(ii) 危险的碎片穿透发动机机匣飞出;

(iii) 产生的载荷大于第 33.23 条(a)中规定的极限载荷;

(iv) 失去停车能力。

(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。

表 1 大鸟的重量要求

航空发动机适航规定

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)

(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总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。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。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。

(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	1.15 (2.53)
	加 3	0.70 (1.54)
$1.70 (2, 635) \leq A < 2.10 (3, 255)$	1	1.15 (2.53)
	加 4	0.70 (1.54)
$2.10 (3, 255) \leq A < 2.50 (3, 875)$	1	1.15 (2.53)
	加 5	0.70 (1.54)
$2.50 (3, 875) \leq A < 3.90 (6, 045)$	1	1.15 (2.53)
	加 6	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)

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

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; 或
- (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

(5) 在快速减速到最小慢车期间持续吸雨，然后

(6) 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

(7) 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，则中国民用航空总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。
并且

(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；而且

(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 33.85 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总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) 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，若中国民用航空总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) 必须对每一附件传动装置和安装构件加载。在仅供航空器使用的每一个附件上所加的载荷，必须是在额定的最大连续功率或推力和更高的功率输出时，由申请人为发动机传动装置和安装点所规定的极限载荷。在对任何附件传动装置和安装构件加载条件下的持久试验也可以在单独的试验台上进行，但试验的有效性必须使用经过批准的分析方法来证实。

(7) 除了试验时间不超过 5 分钟和不允许稳定的场合外，在以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或燃气瞬时超温的出现次数有限制，则本条 (b) 至 (g) 所规定的加速次数必须在限制超转或超温的情况下进行。如果出现上述超转或超温的次数没有限制，则所规定的加速次数中有一半必须在限制超转或超温的情况下进行；

(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。

(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总局决定。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 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;

(3) 额定最大连续功率 以额定最大连续功率和推力运转 2 小时;

(4) 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%。

(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。

(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，以及

(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 4 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。

(e) 要求 $2\frac{1}{2}$ 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 $2\frac{1}{2}$ 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, 申请人必须进行以下一系列试验:

(1) 起飞, $2\frac{1}{2}$ 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 $2\frac{1}{2}$ 分钟, 余下的 $2\frac{1}{2}$ 分钟必须以额定的 $2\frac{1}{2}$ 分钟 OEI 功率进行试验的情况除外。在发动机起飞、 $2\frac{1}{2}$ 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 2¹/₂ 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。但是，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。

(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 以慢车功率进行 1 分钟运转。

(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，接着以功率控制杆在 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。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

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) 每型要求 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，在不安装温度限制装置的情况下，必须在超过 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值工作限制温度至少 42°C (75°F) 时，以接通最大功率转速运转 5 分钟。在此运转后，只要通过中国民用航空总局认为必要的分析或试验证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) 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) 功率额定值的每型发动机, 在安装温度限制装置的情况下, 必须在超过 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值工作限制温度至少 20°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总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。

(d) 对每一试验条件, 可以使用单独的试验设备。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

第 33.89 条 工作试验

(a) 工作试验必须包括中国民用航空总局认为必要的试验, 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总局认为必要的试验，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 初次维修检查

除了正在进行现有型号合格证更改或补充的型号合格审定的发动机外，每型发动机必须承受批准的运转试验，来模拟使用中预期的发动机工作状态，包括典型的起动—停车循环，以确定要求初次维修检查的时限。运转试验必须在基本符合最终型号设计的发动机上进行。

第 33.91 条 发动机部件试验

(a) 对于不能按本规定第 33.87 条规定的持久试验予以充分验证的那些系统，必须进行另外的试验，以确定在所有正常预期的飞行和大气条件下，这些部件能可靠地工作。

(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 34.5 千帕（5 磅/英寸²）的内部压力时，不得出现失效或泄漏。每个增压的液压油油箱在受到最大工作温度和不低于 34.5 千帕（5 磅/英寸²）的内部压力加上油箱的最大工作压力时，不得出现失效或泄漏。

(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。

[2002年4月19日第一次修订]

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；并且
- (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，并且
- (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。当中国民用航空总局认为必要时，申请人必须通过分析和、或试验，证明发动机以及包括安装节、机匣、轴承座、轴和转子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。

[2002 年 4 月 19 日第一次修订]

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总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总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。

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总局提交一份文件，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。

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他部分明显地区分开来。该条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。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总局批准，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，如果中国民用航空总局已另行批准使用替代的大纲则除外”。

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	13.50
3.50-3.99	9.50
4.00-4.49	6.00
4.50-4.99	3.00
5.00-5.49	2.00
5.50-5.99	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

冰雹直径 (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	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]

关于《中国民用航空总局关于修订〈航空发动机适航标准〉的决定》的说明

一 修订背景

中国民用航空规章《航空发动机适航标准》(CCAR-33)自1988年2月9日发布施行以来,已用于国产运七、运八、直九和直十一等航空器所装WJ5E、WJ5AI、WJ6、WJ9、WZ8D和WZ8A等型发动机的型号合格审定和引进的国外民用航空发动机的型号认可审查。该标准对保障我国民用航空发动机的使用安全和促进民用航空事业的发展发挥了重要作用。

随着航空科学技术的发展,各种新技术不断应用于航空发动机,人们对安全标准的认识也在逐步提高。《航空发动机适航标准》(CCAR-33)主要是参考美国联邦航空条例FAR-33第11修正案制定的。目前FAR-33已修订到第20修正案。从第12到20修正案增加了多发旋翼航空器发动机一台发动机不工作(OEI)功率额定值、发动机电气和电子控制系统等新概念、新技术,更新了发动机的部分验证标准。

为保持我国适航标准与国际标准同步,防止国外不符合现行国际标准的发动机进入我国造成民用航空飞行隐患,配合国际民航组织安全审计和我国新支线飞机项目的开展,中国民用航空总

局依据《中华人民共和国民用航空法》第三十四条，决定修订《航空发动机适航标准》，修订后的名称改为《航空发动机适航规定》。

二 修订的主要情况

在格式上，本次修订将原规章中 A 分部、B 分部、C 分部、D 分部、E 分部、F 分部分别改为 A 章、B 章、C 章、D 章、E 章、F 章；原规章中关于条的序号的表述“§ ……”改为“第 …… 条”。

在内容上，本次修订主要参考了 FAR-33 第 12 至 20 修正案，修订内容主要包括：

1. 引进了多发旋翼航空器发动机一台发动机不工作（OEI）功率额定值的概念；
2. 新增增加了对发动机电气和电子控制系统、持续转动、转子锁定试验、涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定；
3. 更新了对仪表连接、振动和振动试验、吸鸟、外物冰吸入、吸雨和吸雹、校准试验、持久试验、超温试验、发动机部件试验、分解检查等要求的验证，内容共涉及 18 个条款。

在文字处理上，本此修订尽量与 1988 年 2 月 9 日发布的《航空发动机适航标准》（CCAR-33）的文字保持一致。对于内容不做修订的原规章文字，虽不妥贴但含义仍然正确的，原则上不作改动；对于本此修订涉及的个别文字表达过于生涩的条款，在不影响原意的情况下进行了文字调整。

三 修订内容的说明

1. 修订后的第 33.1 条中增加了申请人必须表明符合民用航空

规章《涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物规定》(CCAR-34)的适用要求。

2. 修订后的第 33.7 条 (C) 中增加了额定 30 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率、额定 2¹/₂ 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、额定 2 分钟一台发动机不工作 (OEI) 功率、额定 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 功率和辅助动力装置 (APU) 工作方式的要求。

3. 增加第 33.28 条, 提出了对电气和电子控制系统的具体要求。

4. 修订后的第 33.29 条中增加了对于具有 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) 功率额定值的旋翼航空器涡轮发动机, 在该状态工作时需提醒飞行员注意的要求。

5. 修订后的第 33.63 条增加了发动机对运转的环境条件“飞行包线”的要求, 在设计上建立发动机正常工作的边界。

6. 修订后的第 33.67 条增加了对具有 30 秒钟一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值的发动机的燃油系统的自动可用性和自动控制的要求。

7. 增加第 33.74 条, 提出了发动机空中停车对其转动系统的要求。

8. 修订后的第 33.77 条规定了吸冰的要求, 将原规章中吸鸟的要求列为第 33.76 条, 将原规章中吸冰雹和吸雨的要求列为第

33.78 条。

9. 修订后的第 33.83 条主要有下列变化:

(b) 对振动测试的物理转速和换算转速的范围作出新的规定。

(c) 要求对列举的各因素对发动机振动的影响进行评估, 并强调对颤振的评估。

(d) 澄清振动应力与稳态应力的组合小于材料的持久极限。

10. 修订后的第 33.85 条增加了 (c)、(d):

(c) 强调进行 (a)、(b) 规定的校准试验时每一状态必须稳定。

(d) 增加了对具有 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) 功率额定值的旋翼航空器发动机的校准试验要求。

11. 修订后的第 33.87 条增加了对具有连续一台发动机不工作 (OEI) 功率额定值、30 秒钟一台发动机不工作 (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发动机的持久试验要求。

(a) 增加了“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”的要求。

(d) 为增加的内容。增加了对于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的持久试验要求。

(e) 编辑更改, 其内容与原规章的 § 33.87 (d) 相同。

(f) 为增加的内容。增加了对要求有 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) 功率额定值的旋翼航空器发动机的持久试验要求。

(g) 编辑更改, 其内容与原规章的 § 33.87 (e) 相同。

12. 修订后的第 33.88 条增加了对要求有 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) 功率额定值的旋翼航空器发动机的超温试验要求, 并且针对是否安装限制温度装置提出不同的试验要求。

(a) 编辑更改, 其内容与原规章的 § 33.88 相同。

(b) 增加了对不安装限制温度装置、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) 功率额定值的旋翼航空器发动机的超温试验要求。

(c) 增加了对安装限制温度装置、要求有 30 秒钟一台发动机工作 (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的超温试验要求。

13. 修订后的第 33.91 条增加(c)、(d), 增加的内容为 FAR-33 第 6 修正案中增加的内容: 航空器和航空发动机合格审定程序和型号合格审定标准。该修订案在美国于 1974 年 10 月 31 日生效。

14. 修订后的第 33.92 条增加了转子锁定试验要求。

15. 修订后的第 33.93 条增加了对要求有 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) 功率额定值的旋翼航空器发动机的分解检查的要求。

16. 增加附件 B, 规定了符合第 33.78 条 (a) (2) 要求的雨和冰雹的大气浓度和尺寸分布。

四 修订参考资料

本次修订参考了美国联邦航空条例 FAR-33 的下列 8 项修正案:

修正案编号	标题	生效日期
Amdt 33-12	旋翼航空器规章评审大纲, 第三号修正案	1988.10.03
Amdt 33-13	运行和飞行的一般规则修订 (不适用)	1990.08.18
Amdt 33-14	涡轮发动机飞机燃油排泄和排气排出物的要求	1990.09.10
Amdt 33-15	适航标准: 航空发动机电气和电子控制系统	1993.08.16
Amdt 33-16	权限援引的修订 (不适用)	1995.12.28
Amdt 33-17	适航标准: 持续转动和转子锁定试验, 振动试验	1996.07.05
Amdt 33-18	适航标准: 旋翼航空器发动机一台发动机不工作(OEI)额定值的定义和型号审查标准	1996.08.19
Amdt 33-19	适航标准: 吸雨和吸雹	1998.04.30
Amdt 33-20	适航标准: 吸鸟和外物吸入—冰	2000.12.13

五 CCAR-33 本次修订涉及的条款

条款号	新增	修订	FAR 修正案	备注
§ 33.1		✓	33-14	
§ 33.7		✓ ✓	33-12 33-18	
§ 33.28	✓		33-15	
§ 33.29		✓	33-18	
§ 33.63		✓	33-17	
§ 33.67		✓	33-18	
§ 33.74	✓		33-17	
§ 33.76	✓		33-20	
§ 33.77		✓ ✓	33-19 33-20	
§ 33.78	✓		33-19	
§ 33.83		✓	33-17	
§ 33.85		✓	33-18	
§ 33.87		✓ ✓	33-12 33-18	
§ 33.88		✓	33-18	
§ 33.91		✓	33-6	
§ 33.92		✓	33-17	
§ 33.93		✓	33-18	
附件 B	✓		33-19	