

目录

目录	- 1 -
AC 33.4 持续适航文件	- 3 -
AC 33.5 发动机安装和使用说明手册	- 4 -
AC 33.7 发动机额定值和使用限制	- 6 -
AC 33.8 发动机的功率和推力额定值的选定	- 8 -
AC 33.15 材料	- 9 -
AC 33.17 防火	- 11 -
AC 33.19-1 叶片包容性	- 13 -
AC 33.19-2 耐用性	- 15 -
AC 33.19-3 轴向飞出叶片碎片定义	- 17 -
AC 33.21 发动机冷却	- 18 -
AC 33.23 发动机的安装构件和结构	- 19 -
AC 33.25 附件连接装置	- 21 -
AC 33.27 涡轮、压气机、风扇和涡轮增压器转子	- 22 -
AC 33.29 仪表连接	- 24 -
AC 33.33 振动	- 24 -
AC 33.34 涡轮增压器转子	- 26 -
AC 33.35 燃油和进气系统	- 28 -
AC 33.37 点火系统	- 29 -
AC 33.39 润滑系统	- 29 -
AC 33.42 概述	- 30 -
AC 33.43 振动试验	- 32 -
AC 33.45 校准试验	- 35 -
AC 33.47 爆震试验	- 36 -
AC 33.49 持久试验	- 38 -
AC 33.51 工作试验	- 38 -
AC 33.53 发动机系统和部件试验	- 40 -
AC 33.55 分解检查	- 42 -
AC 33.57 台架试验的一般实施	- 42 -
AC 33.62 应力分析	- 42 -
AC 33.63 振动	- 43 -
AC 33.64 发动机静承压件	- 45 -

AC 33.65 喘振和失速特性	- 47 -
AC 33.66 引气系统.....	- 48 -
AC 33.67 燃油系统.....	- 50 -
AC 33.68 进气系统的结冰	- 51 -
AC 33.69 点火系统.....	- 53 -
AC 33.70 发动机限寿件	- 54 -
AC 33.71 润滑系统.....	- 56 -
AC 33.72 液压作动系统.....	- 57 -
AC 33.73 功率或推力响应	- 58 -
AC 33.74 持续转动.....	- 60 -
AC 33.75 安全分析.....	- 61 -
AC 33.76 吸鸟.....	- 63 -
AC 33.77 外物吸入——冰	- 65 -
AC 33.78 吸雨和吸雹	- 66 -
AC 33.82 台架试验概述.....	- 69 -
AC 33.83 振动试验.....	- 70 -
AC 33.84 发动机超扭试验	- 72 -
AC 33.85 校准试验.....	- 74 -
AC 33.87 持久试验.....	- 77 -
AC 33.88 发动机超温试验	- 77 -
AC 33.89 工作试验.....	- 79 -
AC 33.90 初始维修检查	- 81 -
AC 33.91 发动机系统和部件试验	- 83 -
AC 33.92 转子锁定试验	- 86 -
AC 33.93 分解检查.....	- 87 -
AC 33.94 叶片包容性和转子不平衡试验.....	- 89 -
AC 33.95 发动机-螺旋桨系统试验	- 91 -
AC 33.96 以辅助动力装置（APU）方式工作的发动机试验	- 93 -
AC 33.97 反推力装置.....	- 94 -
AC 33.201 早期 ETOPS 资格的设计和试验要求.....	- 96 -

附件

编制说明

为指导和规范民用航空发动机型号合格审定工作，民航局启动了CCAR-33部咨询通告的制定工作，在参考国外相关资料的基础上，结合以往发动机型号合格审定工作经验，形成了此咨询通告。目前咨询通告仅涵盖CCAR-33部部分条款，以后还将继续补充完善。

为了方便局方和航空工业部门使用，咨询通告中条款编号与CCAR-33部条款编号保持一致，并将咨询通告各个条款的编制说明汇总作为本咨询通告的附件。

AC 33.4 持续适航文件

1. 背景和目的

作为发动机型号取证过程的一部分，申请人必须在规定时间内编制并提供持续适航文件，保证发动机在交付后的安全运行。

在FAR 33部第9修正案中，FAA首次新增了33.4持续适航文件条款，同时增加附件A规定持续适航文件的具体要求，这是首次在规章中规定专门针对发动机持续适航文件方面的要求。在第21修正案中，由于引入ETOPS，为了确保发动机的持续可靠运行，FAA提出发动机持续适航文件中应包含发动机状态监控程序，为此FAA在附件A 33.3条中增加了C条ETOPS要求。在第25修正案中，由于引入具有30s和2min OEI功率的旋翼航空器，在发动机使用30s和2min OEI额定功率后，发动机的某些零部件可能因为损伤而影响进一步的使用。因此必须进行强制检查和维修，来识别并纠正任何可能显著降低发动机后续可靠性或阻止发动机达到30s和2min OEI额定功率的组件故障，保持发动机处于安全OEI飞行状态，同时申请人还需要对检查和维修操作的充分性给出证明。因此，FAA新增了附件A 33.4(b)，规定必须添加飞行后检查和维修操作。

我国发动机适航规章中对持续适航文件的要求与现行有效的FAR 33部条款等效，但尚无针对CCAR 33.4的相关指导性文件发布。由于缺少指导性文件指导具体验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解释，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.4 条款的技术研究工作，梳理了 FAA 和 EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA 发布的与本条款有关的 AC 中的符合性验证建议，形成了当前的建议稿。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.4 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.4 条款的实质要求进行了解读。在可接受的符合性方法章节中，明确了符合性方法，按照条款、附件 A 的内容分别给出了具体的符合性要求。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告针对 CCAR 33 部附件 A 的要求，在参考国内外申请人的符合性实践的基础上，对本条款的符合性方法做了系统论述，相较于 FAA 的咨询通告，本咨询通告内容更详尽，在文件结构编排上，指导性和操作性更强。

AC 33.5 发动机安装和使用说明手册

1. 背景和目的

发动机安装和使用说明手册应当在颁发发动机型号合格证时得 CAAC 的批准，以确保安装该发动机的航空器制造商和营运人能够按照手册使用该发动机。

1964 年，FAA Amend 33-0 根据 NPRM63-47 的建议，将 CAR 13.21 改写为 FAR 33.5 条款，首次提出申请人应提供一本或多本手册，用于指导发动机的安装、使用、勤务、维修和翻修要求。

FAR Amend 33-6 修改了 FAR 33.5 (a) (1)，要求安装说明需要包括为符合 33.23 条确定的发动机安装节和相关结构的最大允许载荷。同样的，FAA 修改了 FAR 33.5 (a) (2)，要求包含管件、导线和电缆、钢

索、导管和整流罩。

FAR Amend 33-9 删除了 33.5 条款(c)(d)(e)中关于勤务、维修和翻修的要求，并将这些要求内容写入新增的 33.4 持续适航文件条款中。

FAR Amend 33-24 为了和 EASA、JAA 对于发动机安全性分析的标准统一，增加了 33.5(c)安全性分析假设的要求。

FAR Amend 33-25 为了和 EASA 对于涡轴发动机 OEI 的审定标准相统一，增加了 33.5(b)(4)关于含有 OEI 功率的涡轴发动机的要求。

FAA 为了和 EASA 关于发动机控制系统的审定标准相统一，FAR Amend 33-26 修订了和发动机控制相关的条款。针对 33.5 条，增加了 33.5(a)(4)、(a)(5)、(a)(6)、(b)(5)条，要求申请人在安装手册中加入更多的安装信息。

我国发动机适航规章中对安装和使用说明手册的要求与 FAR 33 部第 26 修正案等效，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，由于缺乏验证实践和指导性文件，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解释，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.5 条款的技术研究工作，梳理了 FAA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展相关支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33-2B、AC 33-7A、EASA AMC 20/30/40 中的符合性验证方法。再次，根据国内外审定实践，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.5 条款涉及的关键术语名词及定义和缩略语。条款要求解析部分，对 CCAR 33.5 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，对手册的更改、格式和内容给出了具体建议。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告在参考国外相关机型的发动机安装和使用说明手册的基础上，详细给出了关于手册组织形式、更改记录、格式和内容的要求，条目清晰，可操作性强于国外局方提供的符合性方法指南。

AC 33.7 发动机额定值和使用限制

1. 背景和目的

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。

FAA 的 FAR 33.7 条款于 1965 年 2 月 1 日生效加入 FAR-33 部，其后共历经 8 次修正案更改，最新的版本为第 30 修正案。EASA 的 CS-E 规章中与发动机额定值和使用限制对应的条款为 CS-E 40，CS-E 规章初始版本至最新的第 6 修正案，该条款在第 1 修正案和第 5 修正案分别进行了修订。此外，FAA 发布了咨询通告 AC 33.7-1，针对 FAR 33.7 和 33.8 给出了可接受的符合性方法。EASA 也在 AMC E 40 中对规章要求进行了解释。我国适航规章中涡轮发动机额定值和使用限制技术要求与 FAA 的 FAR 33.7 条款等效，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外涡轮发动机额定值和使用限制相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空涡轮发动机工业发展情况，对条款要求进行解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中，首先梳理 FAA 和 EASA 涡轮发动机额定值和使用限制条款的演变历史，明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究，深入理解和分析 FAA 咨询通告、审定备忘录和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次，结合国内外涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件，完成本咨询通告初稿的编制。最后，在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见，共收到中国航发商发、东安公司和动研所共计 13 条修改意见。经评估，共采纳

或部分采纳了 2 条修改意见。

本咨询通告已在国内型号合格审定项目中进行了初步应用实践，帮助申请人理解涡轮发动机功率和推力额定值选定条款的符合性方法、建立符合性验证思路，同时也为局方开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义、条款要求解析/规章安全意图和可接受的符合性方法。其中定义部分，给出了发动机功率和推力额定值的定义以及各具体发动机功率和推力额定值定义；条款要求解析/规章安全意图部分说明了条款的目的和安全意图；可接受的符合性方法部分分别针对 TCDS 编制、额定值状态关注点和使用限制的确定三方面提供了符合性方法。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告主要参考 FAA 的 AC 33.7-1 和 Section 1.1 of FAR Part 1 编制，与 FAA 和 EASA 现有规章和规范性文件的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告提出了“发动机功率和推力额定值”的定义，该定义与 FAA 在 Section 1.1 of FAR Part 1 中给出的“额定值”定义文字描述不同，但技术内涵相同。

(2) 本咨询通告相对于 FAA 和 EASA 的规章和规范性文件，增加了“条款要求解析/规章安全意图”章节，对 CCAR 33.7 条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。

(3) 本咨询通告相对于 FAA 和 EASA 的规章和规范性文件，在 2.1 节第二段中给出了 TCDS 的签发单位。

(4) 本咨询通告相对于 FAA 和 EASA 的规章和规范性文件，在 2.2 节中给出了额定起飞功率或推力以及额定最大连续功率或推力与起飞功率或推力以及最大连续功率或推力两者适用范围的差别。

(5) 本咨询通告相对于 FAA 和 EASA 的规章和规范性文件，在 2.15 节中明确了 33.7 中的引气限制仅包含供航空器使用的引气，不包含供发动机使用的引气。

(6) 本咨询通告相对于 FAA 和 EASA 的规章和规范性文件，在 2.1 节定义中采用了国际民用航空公约附件 8 中“标准大气”定义的大气条件，而没有采用美国关于“标准大气”定义的大气条件。

AC 33.8 发动机的功率和推力额定值的选定

1. 背景和目的

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

FAA 的 FAR 33.8 条款是在第 3 修正案中完成的，至今没有新的修订。EASA 的 CS-E 规章中与发动机功率和推力额定值的选定对应的条款为 CS-E 40，CS-E 规章初始版本至最新的第 6 修正案，该条款在第 1 修正案和第 5 修正案分别进行了修订。此外，FAA 发布了咨询通告 AC 33.7-1，针对 FAR 33.7 和 33.8 给出了可接受的符合性方法。EASA 也在 AMC E 40 中对规章要求进行了解释。我国适航规章中涡轮发动机功率和推力额定值的选定的技术要求与 FAA 的 FAR 33.8 条款等效，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外涡轮发动机功率和推力额定值的选定相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空涡轮发动机工业发展情况，对条款要求进行解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中，首先梳理 FAA 和 EASA 涡轮发动机功率和推力额定值选定条款的演变历史，明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究，深入理解和分析 FAA 咨询通告和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次，结合国内外涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件，完成本咨询通告初稿的编制。最后，在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见，共收到中国航发商发和动研所共计 15 条修改意见。经评估，共采纳或部分采纳了 5 条修改意见。

本咨询通告已在某型发动机等国内型号合格审定项目中进行了初步应用实践，帮助申请人理解涡轮发动机功率和推力额定值选定条款的符合性方法、建立符合性验证思路，同时也为审查组开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义、条款要求解析/规章安全意图和可接受的符合性方法。其中定义部分，给出了发动机功率和推力额定值的定义以及各具体发动机功率和推力额定值定义；条款要求解析/规章安全意图部分说明了条款的目的和安全意图；可接受的符合性方法部分分别从额定值的选择和额定值的确定两方面提供了符合性方法。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告主要参考 FAA 的 AC 33.7-1 和 Section 1.1 of FAR Part 1 编制，与 FAA 和 EASA 现有规章和规范性文件的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本文首次针对民用航空涡轮发动机功率和推力额定值的选定单独编制咨询通告。

(2) 本咨询通告首次提出了“发动机功率和推力额定值”的定义，该定义与 FAA 在 Section 1.1 of FAR Part 1 中给出的“额定值”定义文字描述不同，但技术内涵相同。

(3) 本咨询通告定义部分给出了 11 个具体的发动机功率或推力额定值定义，这些定义与 FAA 在 Section 1.1 of FAR Part 1 中给出的相应定义文字描述不同，但技术内涵相同

(4) 本咨询通告相对于 FAA 和 EASA 的规章和规范性文件，增加了“条款要求解析/规章安全意图”章节，对 CCAR 33.8 条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。

(5) 本咨询通告相对于 FAA 和 EASA 的规章和规范性文件，在 2.1 节第二段中增加了一个中国民用航空局颁发的专用条件。

(6) 本咨询通告相对于 FAA 和 EASA 的规章和规范性文件，在 2.2 节中增加了(2.2 节中第二段文字)发动机功率和推力额定值的确定验证思路，并给出了验证思路图。

AC 33.15 材料

1. 背景和目的

为保证发动机材料及制造方法能够满足型号设计及验证的需求，经过多年研究，FAA、EASA 在发动机适航规章中对材料及制造方法提出了具体要求。早在 1965 年，FAA 就在 FAR 33 部的首版中通过 33.15 材料条款

提出了具体要求。2003 年，EASA 在发布的第一版 CS-E 中，也在 CS-E 70 中提出了针对材料和制造方法的要求，并形成了 AMC E 70，对规章要求进行了解释。

我国发动机适航规章中对发动机材料和制造方法的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，由于国内满足民机适航要求的材料体系尚不完善，材料数据统计的方法、原则尚不清晰，材料及制造方法的验证经验较为缺乏，导致在缺少符合性验证工作指导材料的现状下，材料及制造方法的验证成为影响我国发动机型号合格审定工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.15 条款的技术研究工作，梳理了 FAA、EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 EASA AMC 70 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，总结出条款验证过程中的几大重要方面，形成了适合国情的验证思路指导，并提出了多个验证关键点及易产生验证疏漏的技术点。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机及某型涡轴发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.15 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.15 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作的几大方面分别阐述了建议的验证思路，并结合审定实践

提出了申请人应关注的关键技术要点。

4. 与国外政策的对比

由于国外经过近百年的民机发展，工业方已建立了成熟的材料体系，材料数据库的建立和数据积累早已完成，因此无需针对材料和制造方法形成过多的验证指导。FAA 虽然有针对材料的咨询通告，但其内容与其他发动机条款的验证关联性更紧密，对 33.15 材料条款验证思路的指导较弱。EASA 相关指导性文件为 2003 年随 CS-E 首版同时发布的 AMC 70，但其内容也仅限于个别材料及工艺的技术细节上，对满足条款要求的材料及制造方法的整体验证思路并没有形成实质性的指导。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告对条款的实质要求进行了解读，明确民用航空发动机材料适航要求，有助于推动我国民用航空发动机材料体系建设和发展。

(2) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(3) 本咨询通告结合国内工业现状，形成了适用于我国国情的民用航空发动机材料适航验证指导，有助于推动民机型号项目进展。

AC 33.17 防火

1. 背景和目的

民用航空发动机内部及外部包含多种燃油、滑油贮存及输送部件，并依赖高温气体工作。发动机在高温、高压的严苛工况下，如果易燃液体非预期点燃，在缺乏合理的材料选用及防火设计情况下，可能会造成非常严重的后果。因此，开展正确的发动机防火设计并进行充分的验证是保证发动机正常运行以及在着火条件下可以控制火情，避免发生危害性发动机后果的关键保证。

FAA 的 FAR 33.17 条款自 1965 年修正案 33-0 颁布以来，经过 33-3、33-6、33-8、33-10、33-29 共 5 次修订。2009 年 7 月 30 日，FAA 专门针对 33.17 条款发布第 29 修正案，使其内容上与 EASA CS-E130/135 基本相同，以降低申请人取证成本。EASA 自 2003 年 10 月 24 日发布第一版《发动机合格审定规范》（CS-E）起就提出了对发动机防火的要求，共经历 5 次修订，相关的条款为 CS-E 130“防火”条款及 CS-E 135“电气接地”条款，其要求的实质与 FAA 相似。在规章支持性文件方面，FAA 发布了多个 AC

以指导申请人开展发动机防火符合性验证活动。FAA 于 1990 年发布 AC 20-135，并于 2018 年发布修订版 AC 20-135 change 1；于 2009 年发布 AC33.17-1A，替代原 AC33.17-1。EASA 也颁布过针对 CS E130 及 CS E135 的 AMC，随 CS E 第一次修正案一同发布。

CCAR 33.17 经过 R1 与 R2 两次修订，两次版本分别与 FAR 修正案 33-10、33-29 的内容对应，但尚无相关指导性文件的发布。国内型号合格审定中由于缺乏验证经验，对防火验证活动缺乏整体上规划，尚无法充分识别验证过程中可能的风险点，缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对 CCAR 33.17 条款提出建议的符合性思路及验证活动中的关键点，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.17 条款的技术研究工作，梳理了 FAA 和 EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理 AC 33.17-1A、AC20-135 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中进行指导。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机、某型涡轴发动机、某型活塞发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了 CCAR 33.17 条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.17 条款涉

及的关键术语名词及定义；条款要求解析部分，对 CCAR 33.17 条款的实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，首先明确了确定发动机零部件防/耐火等级的方法及思路，接着对提出防火/耐火试验的实施进行指导，并提出试验判据准则。最后就特殊材料，典型零部件及系统（油箱、安装节、防火墙、通风排液系统等）提出防火符合性验证思路的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

目前，与发动机防火条款相关的国外咨询通告主要为 FAA 发布的 AC 33.17-1A 及 AC 20-135。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告增加了某些关键术语定义，如动力装置火区、火区、标准火焰、发动机正常工作期间，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(2) 本咨询通告增加了对 CCAR 33.17 条款的要求解析内容。

(3) 本咨询通告明确了防火/耐火等级判定背后的潜在假设。

(4) 本咨询通告提出了更为详细的控制系统部件防火/耐火等级评估指导。

(5) 本咨询通告明确了试验完成后判断是否存在易燃液体泄漏的时间要求。

(6) 本咨询通告明确了可接受的燃烧器类型。

(7) 本咨询通告提出了更为详细的火焰校准过程中对火焰温度及热流密度的要求，以及燃烧器距离要求，以指导审定实践。

(8) 本咨询通告提出了针对引气部件的防火/耐火验证要求。

(9) 本咨询通告中明确了安装节防火验证要求，及 3 种可接受的符合性思路。

(10) 本咨询通告提出了对试验验证中的振动加载要求。

AC 33.19-1 叶片包容性

1. 背景和目的

民用航空涡轮发动机高速飞脱碎片对飞行安全构成严重威胁，高速运动的碎片可能击穿相邻结构、油箱、机身、系统构件和其他安装在飞机上的动力装置，引起重要结构或系统的损伤、不可控火情、客舱快速

失压、飞机丧失推力等严重后果，甚至会导致飞机硬着陆、人员严重伤害/死亡、整机失事等灾难性后果。

鉴于非包容的转子失效可能导致的严重后果，一直以来，航空工业部门和局方都在致力于降低非包容转子失效发生的可能性。适航规章第 33.19 条“耐用性”条款要求：“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”。这实质上是要求发动机结构具有抵抗失效转子叶片冲击而不发生穿透的能力，同时要求发动机结构具有抵抗因转子叶片失效而产生的不平衡载荷的能力。而规章第 33.94 条“叶片包容性和转子不平衡试验”则提出了明确的试验验证要求，要求通过发动机整机试验，验证发动机结构具备上述能力。

失效转子叶片的冲击及其二次损伤具有一定程度的随机性，尚无法单纯通过分析的手段表明符合性。典型的发动机叶片包容的符合性验证体系需通过材料试验、部件试验、整机试验以及发动机运行服役经验构建。我国民用航空发动机包容适航验证基础薄弱，尚缺乏比较系统的、经过验证的包容性评估方法。FAA AC 33-5、EASA AMC E810 虽然对包容性的符合性验证方法进行了说明，但基本局限于总体要求，缺乏对包容性符合性验证的具体技术指导。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.19 条款的技术研究工作，梳理了国外主流局方（如 FAA、EASA）相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33-5、EASA AMC E810 中关于发动机包容性和转子不平衡试验的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、东安和动研所等国内民用航空发动机的申请人和持证人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.19 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.19 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，从验证前准备工作、试验验证、分析验证三个部分展开，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 1990 年发布的 AC 33-5，EASA 相关指导性文件为 2003 年随 CS-E 首版同时发布的 AMC E810，两者均对发动机包容性和转子不平衡试验验证思路提出了概括性的建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告“包容性分析”一节规定了建立包容性方法的一般流程，提供了机匣包容势能评估以及叶片冲击区域的通用定义。

(2) 针对不同申请人对包容性条款的不同验证策略，本咨询通告同时提出了通过分析和通过单元体试验建立包容符合性的路径，供申请人选择。

(3) 本咨询通告参考了国内某型发动机型号的审定经验。

AC 33.19-2 耐用性

1. 背景和目的

CCAR 33.19(a) 条款要求发动机的设计和构造应尽量减少大修周期之间不安全状况的发展。33.19(a) 条款历史可以追溯到 1941 年美国 CAR 13.2020 耐用性条款。CAR 13.2020 提出了针对活塞发动机磨损面、润滑系统以及经受疲劳载荷的零部件在翻修期内的安全性要求。1952 年，CAB 对 CAR 13 部原有耐用性条款进行了修订，分别提出了针对活塞发动机的 CAR 13.104 和针对涡轮发动机的 CAR 13.204 条款，扩大了耐用性条款的适用范围，不再局限于磨损面、润滑系统和经受疲劳载荷的零部件，而是适用于发动机的所有零部件，从而将耐用性要求明确为翻修期内关于安全性的综合要求。

我国发动机适航规章中对发动机耐用性的要求借鉴了 FAA FAR 33 部

第 28 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.19 条款的技术研究工作，梳理了 FAA、EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、动研所、钻石发动机等国内民用航空发动机的申请人和持证人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.19 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.19 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照活塞式发动机和涡轮式发动机的特点分别给出了验证思路。

4. 与国外政策的对比

国外与发动机耐用性的咨询通告只有 FAA 于 2004 年发布的 33.19-1，其内容仅涉及活塞式发动机改装件的验证。

本咨询通告的特点主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告对于活塞类发动机和涡轮发动机耐用性退化的不同机理制定了不同的符合性验证思路。

(2) 根据工业实践，本咨询通告明确了对于新设计的活塞式航空发动机，初始翻修周期可以按照第 33.49 条持久试验试验总时数的 4 倍制定的原则。

(3) 本咨询通告明确了损伤容限应用于机匣类构件寿命计算的方法。

(4) 本咨询通告参考了国内数个发动机等型号的审定经验。

AC 33.19-3 轴向飞出叶片碎片定义

1. 背景和目的

CCAR 33.19(a) 条款要求发动机申请人“必须确定由于转子叶片失效，穿透压气机和涡轮转子机匣后的转子叶片碎片的能量水平和轨迹”。规章安全意图为发动机制造商需要向航空器制造商冲击损伤设计及评估提供输入条件，在航空器系统级别保障安全性。

“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”于 1984 年 Amdt. 33-10 修正案引入，之后历次修正案均未有修改。

型号审定中由于缺乏指导性文件，对于如何确定叶片碎片的能量水平和轨迹存在较大困难，成为影响我国民用航空发动机型号开展符合性验证工作的一个障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.19 条款的技术研究工作，梳理了 FAA、EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、动研所等国内民用航空发动机的申请人和持证人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.19 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.19 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法。

4. 与国外政策的对比

国外与发动机转子碎片定义相关的现行有效的指导性文件为 FAA

AC33-5 以及 EASA AMC E 810,但是这两个文件中与发动机转子碎片定义相关的内容较为简略。

本咨询通告的特点主要体现在以下几个方面:

(1)本咨询通告澄清了规章“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”的安全意图和实质要求。

(2)针对涡扇发动机和涡轴涡桨发动机的型号特征,分别说明了转子叶片碎片的能量水平和轨迹数据的试验来源。

AC 33.21 发动机冷却

1. 背景和目的

航空发动机的冷却主要是保证发动机内部热端部件(例如涡轮、燃烧室机匣、活塞、缸盖等)、发动机工作流体(滑油)、发动机外部部件或附件(例如燃油泵、线缆、传感器等)能够在合理的温度范围内正常工作。对于发动机冷却的符合性方法,国内外都没有全面的指导。为了促进民用航空发动机型号合格审定工作顺利开展,更好地指导申请人符合性验证工作,提高审定工作效率,编制本咨询通告的来明确 33.21 条的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 研究和评估过程

通过研究 FAA 对于附件连接装置的部分符合性方法,调研国内工业方对于发动机冷却的设计情况,总结国内外型号审查的经验,编制了此咨询通告建议稿,并向审定系统内和国内有涡轮或活塞发动机冷却研发经验的 5 家单位征求意见,从意见的反馈来看,本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究,修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型涡轴和活塞发动机上得到了验证,并成功应用于目前在审的涡扇和涡轴发动机的项目中。

3. 主要内容

本咨询通告主要明确了发动机冷却的要求,并给出了用于表明 33.21 条的符合性方法及验证思路。

4. 与国外政策的对比

FAA 针对 33.21 条没有单独的 AC，AC 33-2C 明确了需要考虑冷却的对象，并要求发动机工作在合适的温度范围内，确保部件在寿命期内或检查间隔内的结构完整性。EASA 没有发动机冷却条款。

本咨询通告相比于 FAA 的咨询通告，从整体上梳理了表明发动机冷却条款要求的符合性验证思路；将发动机冷却的对象分成三类，并针对每一类给出了具体的符合性方法和验证思路。

AC 33.23 发动机的安装构件和结构

1. 背景和目的

航空发动机通过安装构件及结构与飞机相连。这些安装构件和结构若不能提供足够的强度，有可能导致非故意的发动机脱开，造成危害性发动机后果。因此，应确定发动机在正常运行及失效情况的限制载荷和极限载荷，并开展相应验证工作，以保证发动机安装构件和结构具有足够的强度。

为验证发动机安装构件和结构的强度，经过多年研究，国外航空发达国家的局方均已在发动机适航规章中提出了具体要求。1952 年，美国民用航空委员会（Civil Aeronautics Board, CAB）在当年修订发布的 CAR-13 部中，在 B 部分和 C 部分引入了新的条款 CAR 13.114 和 CAR 13.214，提出了针对发动机安装构件方面的要求。其中，CAR 13.114 针对活塞发动机设计与构造，CAR 13.214 针对涡轮发动机设计与构造，两个条款结构与内容一致。FAA 成立后，将原有的 CAR 13.114 和 13.214 合并，形成针对活塞发动机和涡轮发动机通用的发动机安装构件要求 FAR 33.23。在针对 FAR 33 部进行的第 3 次修订中，FAA 对 FAR 33.23 进行了修订，要求申请人声明最大允许载荷值，且发动机安装构件和结构需可以承受指定的载荷情况。在针对 FAR 33 部进行的第 10 次修订中，FAA 又一次对 FAR 33.23 进行了修订，区分了对限制载荷和极限载荷的要求，删除了“故障”一词。EASA 针对发动机安装构件和结构的条款要求体现在 CS-E 100(b) 中，并随 CS-E 初版一同发布，此后未进行过修订。CS-E 100(b) 中的要求虽然在文字表述上 FAA 33.23 存在区别，但两者无实质上的差异。此外，FAA 于 2013 年发布了 AC 33-2C，指导申请人开展发动机安装构件和结构的验证工作。

我国发动机适航规章中对发动机静承压件的要求借鉴了 FAA FAR 33

部第 30 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.23 条款的技术研究工作，梳理了 FAA、EASA 等局方相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33-2C 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，形成了条款验证过程中的关键点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、动研所、芜湖钻石航发等国内民用航空发动机的申请人和潜在申请人开展了多次专题研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机、某型涡轴发动机、某型活塞发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.23 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.23 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，从载荷确定、试验验证、分析验证三个段落展开，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2013 年发布的 AC 33-2C，对发动机安装构件和

结构的验证思路提出了建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告给出了适用于 CCAR 33.23 条款的术语定义，如发动机的安装构件和结构、限制载荷、极限载荷，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(2) 本咨询通告对极限载荷确定过程及可能对应的发动机载荷工况提出了建议。

(3) 本咨询通告细化了试验及分析过程的具体要求，并提出了验证建议。

AC 33.25 附件连接装置

1. 背景和目的

航空发动机的附件连接装置主要是将起动机功率传输给发动机和将发动机功率传输给发动机附件及飞机附件的驱动装置。对于附件连接装置的符合性方法，国内外都没有全面的指导。为了促进民用航空发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人符合性验证工作，提高审定工作效率，编制本咨询通告的来明确 33.25 条的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 研究和评估过程

通过研究 FAA 对于附件连接装置的部分符合性方法，调研国内工业方对于附件连接装置的划分及设计情况，总结国内外型号审查的经验，编制了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内有涡轮或活塞发动机附件连接装置研发经验的 5 家单位征求意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究，修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型涡轴和活塞发动机上得到了验证，并成功应用于目前在审的涡扇和涡轴发动机的项目中。

3. 主要内容

本咨询通告主要明确了发动机附件连接装置的要求，并给出了用于表明 33.25 条的符合性方法及验证思路。

4. 与国外政策的对比

FAA 针对 33.25 条没有单独的 AC，AC 33-2C 要求发动机附件连接装

置及其安装构件允许发动机在最大负载下正常运行，要求防止滑油污染和滑油的过度损耗；要求允许检查，调整，和拆卸配件；另外，对于设计有剪切特征的附件连接装置，申请人应证明剪切特征在所有正常运行负载条件下不会失效。EASA 没有相应的 AMC。

本咨询通告相比于 FAA 的咨询通告，从整体上梳理了表明附件连接装置条款要求的符合性验证思路；明确了表明附件连接装置在预期运行状态下能正常工作所需开展的符合性试验，以及对于各个试验如何开展和所需考虑的因素给出了明确的指导；提出了安全分析的要求。

AC 33.27 涡轮、压气机、风扇和涡轮增压器转子

1. 背景和目的

盘、鼓筒、隔圈等转子件是航空发动机重要的部件，承受着较高的转速和应力水平，在运行过程中，一旦发生破裂，其产生的高能碎片将穿透发动机，并有可能击穿飞机机体，造成极为严重的后果。因此，转子类零件应具备足够的强度裕度，以承受超转事件导致的应力水平。

为验证发动机转子具备抵抗超转事件的强度裕度，1957 年，美国民用航空委员会 (Civil Aeronautics Board, CAB) 在针对 1956 年版 CAR-13 部所进行的第 1 次修订过程中，新增 CAR 13.116 和 CAR 13.216 提出了针对涡轮转子结构完整性方面的要求。FAA 成立后，将原有的 CAR 13.116 和 13.216 合并成为针对活塞发动机和涡轮发动机通用的设计与构造要求 FAR 33.27。后续分别对适用范围、试验要求、以及其它条款的适应性进行修订。EASA 针对发动机转子超转的条款要求体现在 CS-E 840 和 CS-E850 中，并随 CS-E 初版一同发布，此后未进行过修订。经过 FAA 与 EASA 规章一体化安排，两者要求达到一致的水平。此外，FAA 于 2004 年和 2011 年分别发布了 AC 33.27-1 和 AC33.27-1A，分别对应第 26 修正案和第 31 修正案指导申请人开展发动机转子完整性的验证工作。

我国发动机适航规章中对发动机转子完整性的要求借鉴了 FAR 33 部第 26 修正案的内容，但尚无相关指导性文件发布。本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.27 条款的技术研究工作，梳理了 FAA 和 EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求，尤其是针对 FAR 第 31 修正案和第 26 修正案之间的差异进行了深入研究。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，系统总结了现有参考性文件中的符合性方法建议。再次，根据国内外审定实践，形成了条款验证过程中的关键点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的意见和建议，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、中国航发动研所、芜湖钻石航发等国内民用航空发动机的申请人开展了多次专题研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机、某型涡轴发动机、某型活塞发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及关键技术点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.27 条款涉及的关键术语及定义。规章安全意图部分，对 CCAR 33.27 条款的安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，从分析方法的验证、试验转子的选择、试验转速的确定、试验条件的修正、失效引起超转事件的危害性后果评估、超转保护系统的验证等方面展开，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2011 年发布的 AC 33.27-1A，对发动机转子完整性的验证思路提出了建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

- (1) 在结构上，按照转子完整性的符合性验证流程编制；
- (2) 提出了分析方法的具体验证技术要求，用以指导申请人完成破裂转速和尺寸增长分析方法的验证工作；
- (3) 本咨询通告细化了失效导致超转事件的危害性后果评估的分析

要求。

AC 33.29 仪表连接

5. 制订的背景和目的

仪表连接条款主要是针对动力装置仪表及其连接件提出了设计和验证要求。针对该条款，目前国内外都没有全面的符合性方法指导。为了促进民用航空发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人符合性验证工作，提高审定工作效率，编制本咨询通告来明确 CCAR 33.29 条款的实质要求和可采用的符合性方法。

6. 制订的研究和评估过程

通过研究 FAA 和 EASA 对于仪表连接的部分符合性方法，调研国内工业方对于仪表连接的设计和验证情况，总结国内外型号审查的经验，编制了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内有发动机研发经验的 4 家单位征求意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究，修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型涡扇、涡轴、活塞发动机上得到了验证，并成功应用于目前在审的涡扇、涡轴和活塞发动机的项目中。

7. 制订的主要内容

本咨询通告主要明确了仪表连接条款的要求，并给出了用于表明每一条要求的符合性方法及验证思路。

8. 与国外政策的对比

FAA 没有给出针对 33.29 条的符合性方法。EASA 在 AMC 60 中给出了动力装置仪表符合性、OEI 状态记录和指示符合性，但缺乏对振动指示、错误连接、电气隔离、涡轮冷却系统指示的符合性指导。

相比于 FAA 和 EASA 的咨询通告，本咨询通告总结了国内外审定局方的实践，从整体上梳理了表明仪表连接条款要求的符合性验证思路，并针对振动指示、错误连接、电气隔离、涡轮冷却系统指示给出了符合性方法。

AC 33.33 振动

1. 背景和目的

民用航空活塞式发动机申请人需要采用试验、分析、或相似类比的方法，对发动机部件/整机振动特性、振动持久进行验证，表明发动机所有零部件均具备承受发动机振动应力的裕度且发动机正常工作不会向飞机结构传递过大振动力。

为确保民用航空活塞式发动机所有零部件和组件的动态行为是可接受的，世界主流成熟局方均已在发动机适航规章中对活塞式发动机振动提出了具体要求。早在 1941 年，美国民用航空委员会(Civil Aeronautics Board, CAB) 在当年修订发布的 CAR 13 部中，首次引入了 13.2021 振动条款，提出了针对发动机振动方面的要求。1952 年，CAB 将活塞发动机、涡轮发动机的振动条款分别表述，其中针对活塞发动机振动的条款为 13.103 振动条款。1965 年 FAA FAR 33 部 Amend 33-0 根据原 CAR 13 部 13.103 振动条款形成了 FAR 33.33 振动条款。FAR 33.33 条款内容与 CAR 13.103 条款内容基本一致，且后续历次修正案中未作修订。CS-E 对应条款为 CS-E 100 (c) 款，要求与 FAR 33.33 条款一致。我国发动机适航规章中对民用航空活塞式发动机振动的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容。

我国民用航空活塞式发动机起步较晚，由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.33 条款的技术研究工作，梳理了国外局方相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与钻石航空发动机等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进

进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内审定项目中进行了初步应用实践，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.33 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.33 条款的实质要求进行了解读。在可接受的符合性方法章节中，根据符合性验证工作开展的前后关系，按照关键部件和振动敏感部件选取、扫频试验和驻留试验的顺序对符合性验证方法给出了指导。

4. 与国外政策的对比

与 33.33 条振动条款相关的咨询通告只有 90 年代 FAA 颁布的，现已取消的 AC 33-2B。在 AC 33-2B 中，仅提到了 33.33 条振动条款的制定目的是自证的，未给出更多的信息。除了 AC 33-2B 外，FAA 和 EASA 均未发布过任何与 33.33 条款相关的适航审定政策。本 AC 内容较为详细，从关键部件和振动敏感部件选取、扫频试验和驻留试验等方面对符合性验证方法给出了指导。

AC 33.34 涡轮增压器转子

1. 背景和目的

涡轮增压器是航空活塞发动机的重要部件，承受着较高的转速和应力水平，在运行过程中，一旦发生破裂，其产生的高能碎片有可能穿透发动机，并有可能击穿飞机机体，造成极为严重的后果。因此，涡轮增压器机匣应该具有足够的强度裕度，以包容失效的涡轮增压器转子碎片。

FAR 33.34 条明确提出了航空活塞发动机涡轮增压器的包容要求。FAA 对 33.34 的修订是随着对 33.14 条起动-停车应力循环向 33.70 条限寿件的修订而产生的。在针对 FAR 33 部进行的第 22 次修订中，FAA 根据多起事故的研究以及和 EASA 之间规章一体化的进程，提出将第 33.14 条修订为仅适用于涡轮发动机的第 33.70 条发动机限寿件要求，实际上取消了对涡轮增压器的寿命要求。同时根据当时的工业实践，申请人在表

明对 23 部中 23.909 条 c 款要求时需完成涡轮增压器转子包容试验，从而无需验证涡轮增压器转子的低循环疲劳寿命。因此，为了和转子件低循环疲劳相关要求的修订相适应，新增关于涡轮增压器转子包容要求的第 33.34 条。

我国发动机适航规章中对发动机转子完整性的要求借鉴了 FAA 的 FAR 33 部第 22 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。本咨询通告在参考了国内外相关规章的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.34 条的技术研究工作，梳理了 FAA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求，尤其是针对第 FAA 第 22 修正案进行了深入研究，对有关涡轮增压器转子包容试验的试验判据进行了分析总结。其次，根据国内外审定实践，形成了条款验证过程中的关键点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的意见和建议，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与芜湖钻石航发等国内民用航空发动机的申请人开展了多次专题研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要求和符合性方法已在国内外审定项目中得到了应用。在国内某型活塞发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括两部分：规章安全意图、可接受的符合性方法。在规章安全意图部分，对 CCAR 33.34 条的安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法类别，对采用分析或试验的方法表明符合性分别提出了要求。针对采用试验的方法表明符合性的方式，本咨询通告按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，从破裂转速条件的确定、试验转子的弱化、试验条件的修正、试验判据等方面展开，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

国外暂无针对 33.34 条的指导文件。

AC 33.35 燃油和进气系统

1. 背景和目的

航空活塞发动机的燃油和进气系统主要是给发动机燃烧室提供燃烧的燃油和空气，从而产生推力。对于燃油和进气系统的符合性方法，国内外都没有全面的指导。为了促进民用航空活塞发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人符合性验证工作，提高审定工作效率，编制本咨询通告的来明确 CCAR 33.35 条款的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 研究和评估过程

FAA 没有关于燃油和进气系统的符合性方法的指导材料，EASA 关于燃油和进气系统的符合性方法指导材料也仅给出了污染试验的污染物参考标准和污染浓度，结冰试验的水含量。在缺少国外全面指导材料的条件下，调研国内工业方对于活塞发动机燃油和进气系统的设计情况，总结国内外型号审查的经验，参考涡轮发动机燃油系统的基础上编制了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内有活塞发动机燃油和进气系统研发经验的 5 家单位征求意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究，修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型活塞发动机上得到了验证。

3. 主要内容

本咨询通告主要明确了燃油和进气系统条款的实质要求，并给出了用于表明燃油和进气系统每一条要求的符合性方法及验证思路。

4. 与国外政策的对比

FAA 没有关于燃油和进气系统的符合性方法的指导材料，EASA 关于燃油和进气系统的符合性方法指导材料也仅给出了污染试验的污染物参考标准和污染浓度，以及结冰试验的水含量。

本咨询通告从整体上梳理了表明燃油和进气系统条款要求的符合性验证思路；对于燃油结冰试验（如适用），给出了详细的符合性方法，并给出来了确定严苛结冰点所需考虑的因素；对于燃油污染试验，给出了详细的符合性方法；提出对于燃油系统正常工作的燃油温度和压力范围

的确定。

AC 33.37 点火系统

1. 背景和目的

航空活塞发动机的点火系统是用于点燃发动机气缸内的燃油混合气体的点火源系统。对于点火系统的符合性方法，国内外都没有明确的指导。为了促进民用航空发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人符合性验证工作，提高审定工作效率，编制本咨询通告来明确 33.37 条的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 研究和评估过程

通过研究 FAA 对于点火系统的部分符合性方法，调研国内工业方对于点火系统的划分及设计情况，总结国内外型号审查的经验，编制了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内具有活塞发动机点火系统研发经验的 5 家单位征求意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对意见修改完善了此咨询通告。

3. 制订的主要内容

本咨询通告主要给出了点火系统的范围，明确了点火系统的要求和可采取点火系统的设计构型说明或者安全性评估来表明点火系统的符合性。

4. 与国外政策的对比

FAA 的咨询通告只针对满足点火系统要求的飞机电源的特性和接口要在手册中进行说明。EASA 没有相应的咨询通告。

本咨询通告相比于 FAA 的咨询通告，梳理了表明点火系统条款要求的符合性验证思路，细化了满足可靠性要求的指标和符合性方法。

AC 33.39 润滑系统

1. 背景和目的

航空活塞发动机的润滑系统是用于向发动机曲轴、连杆、凸轮轴、气缸、活塞及缸体和缸盖轴承座部位提供润滑油实现对该部位润滑、冷却作用的系统。对于润滑系统的符合性方法，国内外都没有相应的指导。为了促进民用航空活塞发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人符合性验证工作，提高审定工作效率，编制本咨询通告的来明确

CCAR 33.39 条款的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 研究和评估过程

在缺少 FAA 和 EASA 关于活塞发动机润滑系统符合性方法指导材料的基础上，调研国内工业方对于润滑系统的设计情况，总结国内外型号审查的经验，并参考涡轮发动机润滑系统的符合性方法，编制了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内有活塞发动机润滑系统研发经验的 5 家单位征求意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究，修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型活塞发动机上得到了验证。

3. 主要内容

本咨询通告明确了润滑系统条款的实质要求，并针对每一条要求给出了可接受的符合性方法和验证思路。

4. 与国外政策的对比

FAA 和 EASA 关于润滑系统均未给出相应的符合性方法指导材料。

本咨询通告从整体上梳理了表明活塞发动机润滑系统所有条目的符合性方法和验证思路，并针对主要的两大整机试验（润滑系统的姿态试验和中断试验），给出了详细的指导；提出对于润滑系统正常工作的滑油温度和压力范围的确定。

AC 33.42 概述

1. 背景和目的

持久试验是活塞发动机考核面最广、持续周期最长、通过难度最大的地面整机试验，是实现从各部件系统的可用性到整机耐久性的最重要一环。试验通过模拟加速严苛的发动机工作循环，并附带考核各类严苛考核条件，充分验证活塞发动机的耐久性与可靠性，并尽可能地暴露设计问题。

作为最原始的条款之一，33.49 持久试验条款从 FAA 立法之初即有，且历次更版次数较多，CAR-13 更改 10 次，FAR-33 更改 4 次。该条款最早出现于 1937 年 11 月 1 日生效的 CAR-13 部，历经 10 次修订后，作为 33.49 条款生效并加入初版 FAR，条款名依旧保持持久试验不变，后共历经 4 次修订，最后一次修订对应的 FAR-33 部第 10 修正案版本与现行的

CCAR 33.49 条款等效。持久试验对应的 EASA 条款为 CS-E 440，同样作为最初的条款之一，于 2003 年 10 月 24 日 CS-E 规章颁布之初生效并加入。之后，从 CS-E 规章初始版本至最新的第 6 修正案，CS-E 440 条款从未修订。

作为 33.49 持久试验的伴生条款，33.55 分解检查条款同样属于最原始的条款之一，从 FAA 立法之初即有。之后，该条款在 CAR-13 更改 3 次，FAR-33 更改 2 次。现行的 CCAR 33.55 对应 FAR-33 部第 9 修正案。此外，33.55 分解检查对应的 EASA 条款同样为 CS-E 440 持久试验条款。

针对 33.57 台架试验的一般实施，美国最初的适航法规 CAR-13 并没有关于试验总体要求的条款，直到 1952 年新增了 13.16 “要求的试验”和 13.257 “发动机调整和部件更换” 2 个条款，并在此后历经了多次修订。在 FAR-33 部中，33.57 条款经历了 2 次修订，现行的 CCAR 33.57 对应 FAR-33 部第 9 修正案。33.57 条款对应的 EASA 条款为 CS-E 150，作为最初的条款之一，于 2003 年 10 月 24 日 CS-E 规章颁布之初生效并加入，并在 CS-E 第 1 修正案做了一次修订后，沿用至今。

我国现行发动机适航规章借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容。其中，CCAR 33.49 持久试验、CCAR 33.55 分解检查及 CCAR 33.57 台架试验的一般实施条款分别对应 FAR 33.49 条款第 10 修正案、33.55 第 9 修正案与 33.57 第 9 修正案的内容，但截至目前尚未发布相关指导性文件，影响了我国自主发动机型号符合性验证工作的开展。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.49 持久试验、CCAR 33.42 概述、CCAR 33.55 分解检查及 CCAR 33.57 台架试验的一般实施条款的技术研究工作，梳理了国外局方（如 FAA、EASA）相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33-2 中的相关内容。再次，根据国内外审定实践，尤其是国内在审航空活塞发动机持久试验的审定经验，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见，进一步优化和完善

本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内外审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了持久试验相关系列条款要求及技术关键点，帮助申请人梳理符合性验证思路。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法、需要说明的其它问题。其中，条款要求解析/规章安全意图部分，对 CCAR 33.49 持久试验、CCAR 33.42 概述、CCAR 33.55 分解检查及 CCAR 33.57 台架试验的一般实施的条款实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，明确了符合性验证方法，并针对上述 4 个条款分别展开叙述，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案；需要说明的其它问题部分，针对水冷式活塞发动机持久试验中气缸工作温度的控制做了特殊说明。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 AC 33-2，现行有效为 2013 年发布 AC 33-2C 版本，已取消的版本为 AC 33-2A 与 AC 33-2B。该 AC 为 FAA 颁布的阐明发动机审定时所涉及的所有 33 部条款实质要求和审定指南的参考文件。但是，新版 AC33-2C 中并未提供关于活塞发动机审定相应的条款解析，因此，活塞发动机审定还应沿用 AC 33-2B 中要求。

AC 33-2B 中针对 33.49 持久试验条款并未进一步解释，仅明确了条款的考核目的，相应的试验要求在规章原文中已经给出；此外，AC 33-2B 中未针对第 33.42、33.55、33.57 条款做进一步符合性验证说明。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下方面：

(1) 本咨询通告通过对规章安全意图的解读，提出了条款的实质性要求，有助于申请人理解条款本质，并确定该条款的适用性。

(2) 本咨询通告基于国内在审航空活塞发动机持久试验的审定经验，确定了可接受符合性方法部分的内容，填补了 AC 33-2 中的内容空白，有利于申请人理清符合性验证思路。

AC 33.43 振动试验

1. 背景和目的

民用航空活塞式发动机申请人必须通过试验的方法，对不同状态下（包括异常状态）发动机曲轴和螺旋桨轴或者其他输出轴的扭转和弯曲振动特性和振动应力水平，以及其他振动敏感零部件的振动载荷进行验证和分析，确定振动载荷的安全裕度，防止发动机曲轴和螺旋桨轴或者其他输出轴产生由于振动导致的高循环疲劳破坏。

世界主流成熟局方均已在发动机适航规章中对活塞式发动机振动试验提出了具体要求。1952年，美国民用航空委员会（Civil Aeronautics Board, CAB）在当年修订发布的CAR-13部中，在B部分引入了新的条款CAR 13.151，提出了针对活塞式航空发动机振动试验要求。1965年FAA FAR 33部 Amend 33-0根据原CAR 13部 13.151条款形成了FAR 33.43振动试验条款，并在第3、6、10修正案中进行过修订。我国发动机适航规章中对民用航空活塞式发动机振动试验的要求借鉴了FAA FAR 33部第30修正案内容。EASA CS-E与活塞式发动机振动试验相关的条款为CS-E 340“Vibration Tests”。该条款自第一版发布至今，未作修订。

FAA颁布过一项与FAR 33.43相关的咨询通告AC 33-2B，现已取消。EASA发布过一项针对E340条款的指导性材料，AMC E 340。

我国民用航空活塞式发动机起步较晚，由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对CCAR 33.43条款的技术研究工作，梳理了国外局方相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与钻石航空发动机等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内审定项目中进行了初步应用实践，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.43 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.43 条款的实质要求进行了解读。在可接受的符合性方法章节中，按照试验前准备工作、试验条件、振动测量、振动测量的结果处理的逻辑顺序对符合性验证方法给出了指导。

4. 与国外政策的对比

FAA 与 33.43 条振动试验条款相关的咨询通告只有 AC 33-2B，现已取消。在 AC 33-2B 中，指明了 33.43 条款的目的，是表明活塞式航空发动机在所有正常运行情况下不会出现潜在的有害振动。并指出，当发动机用来驱动螺旋桨时，发动机的振动研究必须配装具有代表性的螺旋桨，并带有螺旋桨调节器（governor）和进气锥（spinner）。除此之外，未对 33.43 条进行更多的解读。

EASA 发布过一项针对 E340 条款的指导性材料，AMC E 340。AMC E 340 包括两个段落内容：(1) 发动机设计阶段的分析、(2) 最大可接受应力。但是，AMC E 340 内容较为简略，指导价值有限。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告调研了活塞式发动机事件事故中常见的曲轴振动疲劳的失效部位，明确指出申请人需要特别关注轴颈圆角和润滑油孔等导致应力集中的局部几何特征。

(2) 本咨询通告吸取了部分国外型号审定中缺乏对弯曲振动的测试及其经验教训，文本中多处强调必须对弯曲振动进行测试并提供了弯曲振动测试方法说明。

(3) 针对振动数据谐波分析，CS-E340(c) 指出谐波分析的方法需要经局方批准，但是没有提供进一步指导。本咨询通告针对振动数据谐波分析，特别是近年来广泛使用数字化轴扭转振动测量数据分析，列出了谐波分析中可能的误差来源，供申请人参考。

(4)本咨询通告借鉴了已有的型号审定经验。

AC 33.45 校准试验

1. 背景和目的

活塞式发动机校准试验是活塞发动机最基本的试验，通过试验用于确定发动机整个使用范围条件下的发动机功率特性，以及发动机持久试验前、后的功率特性、额定值和使用限制参数。

该条款的技术经历了几十年的发展。最早可以追溯到1937年11月1日颁布的CAR-13.25条款。CAR-13经过两轮修正后，由于美国民航机构改革，FAA于1965年2月1日颁布FAR-33部代替了CAR-13，经过重新编排FAR后，校准试验定义为FAR 33.45条款。后期经过6轮修正案的演变，至今为有效条款，未发生任何更改。

EASA的CS-E规章中校准试验为CS-E 350条款。CS-E经过4轮修正案后，活塞式发动机校准试验条款并再无更新，为有效条款，该规章在试验目的、试验考核内容、记录参数等与FAR 33.45条款基本等效，部分规章EASA在AMC中进行规定，两方并无实质差异。

目前我国适航规章CCAR 33.45的有效版本与FAR33部第6修正案中的FAR 33.45保持一致，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对CCAR 33.45条款的技术研究工作，梳理了FAA和EASA相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了FAA AC 33-2B和FAA AC 33-2C中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践经验，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，在国内广泛征集航空发动机工业方的建议和意见，召开多次研讨会，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国外审定项目中有实际广泛经验，且在国内部分审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询

通告，向申请人明确了校准条款要求及技术关键点，帮助申请人梳理符合性验证思路。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法、需要说明的其它问题。其中，条款要求解析/规章安全意图部分，对 CCAR 33.45 条款的实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，明确了符合性验证方法，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案；需要说明的其它问题部分，针对燃油消耗量代替燃油/空气混合比调定值的相关要求做了特殊说明。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 1993 年发布的 AC 33-2B，此文件对民用航空活塞式发动机校准试验的符合性验证思路提出了概括性建议，对活塞式发动校准试验并未进行进一步详细解释，仅在指导中描述条款自证。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告通过对规章安全意图的解读，提出了条款的实质性要求，有助于申请人理解条款本质，并确定该条款的适用性。

(2) 本咨询通告可接受符合性方法部分的逻辑顺序更为合理，更有利于申请人理清符合性验证思路。

AC 33.47 爆震试验

1. 背景和目的

爆震属于点燃式活塞发动机内部燃烧室内的不正常燃烧现象。对于点燃式活塞发动机，爆震的产生将带来安全问题，严重的爆震将导致火花塞及活塞损坏，甚至击穿汽缸与发动机本体。为确保民用航空点燃式活塞发动机在整个飞行包线内的所有工作状态都不会发生爆震，各国适航当局均针对爆震提出了专门的适航要求。

FAA 针对爆震的条款要求由来已久，最早可追溯至 1941 年 8 月 1 日生效的 1941 年版 CAR-13 部的 13.214 条 Operation Tests。之后，FAA 将 CAR 重写为 FAR。1965 年 2 月 1 日，FAR 33.47 条款正式生效，之后没有再进行修订，一直延续至今。EASA 的 CS-E 规章中爆震条款为 CS-E 360。CS-E 规章经历了从初始版本到最新的第 6 修正案的演变，CS-E 360

条款仅在第 1 修正案进行了较小修订，且条款实质内容未发生变化。此外，FAA 发布了咨询通告 AC 33.47-1，对 FAR 33.47 爆震试验条款给出了可接受的符合性方法，但 EASA 未在 AMC 中对 CS-E 360 条款要求进行解释。

我国现行发动机适航规章借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容。其中，CCAR 33.47 爆震试验条款对应 FAR 33.47 条款初始版本的内容，但截至目前尚未发布相关指导性文件，影响了我国自主发动机型号符合性验证工作的开展。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.47 条款的技术研究工作，梳理了国外局方（如 FAA、EASA）相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33.47-1 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，在国内广泛征集芜湖钻石航发、中国航发南方公司、宗申航发等发动机工业方的建议和意见，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内外审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了爆震试验条款要求及技术关键点，帮助申请人梳理符合性验证思路。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法、需要说明的其它问题。其中，条款要求解析/规章安全意图部分，对 CCAR 33.47 条款的实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，明确了符合性验证方法，并从爆震试验概述、试验方法、测量参数及设备检查四个方面展开叙述，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案；需要说明的其它问题部分，针对爆震裕度的影响因素，以及涡轮增压器的影响做了特殊说明。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 1988 年发布的 AC 33.47-1, EASA 未发布相关指导性文件, 上述文件对发动机爆震试验的符合性验证思路提出了概括性建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面:

(1) 本咨询通告中按照逻辑顺序, 对整体验证流程建议进行阐述, 有助于国内申请人梳理整体验证思路。

(2) 本咨询通告通过对规章安全意图的解读, 提出了条款的实质性要求, 有助于申请人理解条款本质, 并确定该条款的适用性。

(3) 本咨询通告针对开展爆震试验的发动机提出了明确要求, 应能够代表爆震特性最严苛的状态。

AC 33.49 持久试验

本 AC 编制说明详见 AC 33.42。

AC 33.51 工作试验

1. 背景和目的

民用航空活塞发动机的工作试验包含回火、起动、慢车、加速、超转、点火和螺旋桨功能试验等, 旨在确保航空活塞发动机在其规定的使用包线范围内具有安全工作特性。为此, 各国适航当局均针对活塞发动机工作试验提出了专门的适航要求。

FAA 针对活塞发动机工作试验的条款要求由来已久, 最早可追溯至 1937 年生效的 CAR-13 部的 13.26 工作试验条款。之后, FAA 将 CAR 重写为 FAR。1965 年 2 月 1 日, FAR 33.51 条款正式生效。现行 FAR 33.51 条款是在 FAR-33 部第 3 修正案中完成的, 之后没有再进行修订。EASA 的 CS-E 规章中不存在明确的工作试验条款, 工作试验的相关要求涉及多个条款, 包括 CS-E 180 螺旋桨功能试验、CS-E 370 起动试验、CS-E 380 低温起动试验、CS-E 390 加速性试验、CS-E 400 超转试验、CS-E 430 喷水试验、CS-E 450 点火试验、CS-E 460 回火试验。CS-E 规章经历了从初始版本到最新的第 6 修正案的演变, 上述各条款未发生实质性修订。此外, FAA 未针对 33.51 条款发布咨询通告, 于 1999 年发布一份针对 33.51 条款的 Memo, 对活塞发动机工作试验的符合性方法进行说明。EASA 在上

述一系列 CS-E 条款的 AMC 中对工作试验相关要求进行了解释。

我国现行发动机适航规章借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容。其中，CCAR 33.51 工作试验条款对应 FAR 33.51 条款第 3 修正案的内容，但截至目前尚未发布相关指导性文件。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但符合性验证思路不够清晰，验证工作的落实过程中缺乏指导性资料，进而影响了我国自主发动机型号符合性验证工作的开展。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.51 条款的技术研究工作，梳理了国外局方（如 FAA、EASA）相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA 发布的 33.51 条款 Memo、EASA 相关 AMC 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，在国内广泛征集芜湖钻石航发、中国航发南方公司、宗申航发等发动机工业方的建议和意见，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内外审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了工作试验条款要求及技术关键点，帮助申请人梳理符合性验证思路。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括两部分：条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。其中，条款要求解析/规章安全意图部分，对 CCAR 33.51 条款的实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，明确了符合性验证方法，并围绕工作试验所包含的具体试验项目，分项展开叙述，提出了申请人应关注的关键技术要点和试验通过判据。

4. 与国外政策的对比

FAA 在发布的 Memo 中，EASA 在 CS-E 的相关 AMC 中，对活塞发动机工作试验要求进行了解释，上述文件对活塞发动机工作试验的符合性验

证思路提出了建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告通过对规章安全意图的解读，提出了条款的实质性要求，并对每项试验的考核目的进行了阐述，有助于申请人理解条款本质要求。

(2) 本咨询通告中针对多项试验提出了试验应满足的要求，有助于国内申请人理解试验考核内涵。

(3) 本咨询通告中增加了术语定义，对起动时间、拖动时间等易混淆的定义，给出了明确的解释。

(4) 本咨询通告要求考虑不同油品对起动慢车、低温起动等试验的影响。

(5) 本咨询通告明确了试验参数记录项的要求。

AC 33.53 发动机系统和部件试验

1. 背景和目的

活塞发动机系统和部件试验条款主要是针对活塞发动机的系统和部件提出了验证要求。针对该条款，FAA 尚未发布相关的咨询通告。EASA 由于和 CAAC 以及 FAA 存在规章差异，其涡轮发动机和活塞发动机的系统和部件试验均指向 CS-E-80，其在 AMC-E 80 给出了系统和部件试验的验证指导。该验证指导给出了民用航空发动机系统和部件需要开展的试验科目，但缺乏验证思路、验证的符合性要点，以及需要声明的环境限制要求等方面的具体指导。同时该验证指导中给出的部分试验科目并不适用于活塞发动机的系统和部件，例如耐压试验、过压试验、压力循环、部件进气结冰等。

为了促进民用航空活塞发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人开展符合性验证工作，提高审定工作效率，编制了本咨询通告来明确 CCAR 33.53 条款的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.53 条款的技术研究工作，梳理了国外局方(如 FAA、EASA)相关条款的演变历史，明确了条款的实质要求。其次开展了国外相关符合性方法、工业标准的研究工作，

梳理了 FAA AC 33-2C、AC 33.91-1、AC 20-136B、AC 20-158A、AC_21-16G、EASA AMC E 80、AMC E 170 等符合性验证建议，研究了 RTCA/DO-160G、SAE ARP 5757A 等标准中的试验考核条件和试验程序要求。最后，调研了国内工业方的验证情况，总结了国内外型号审查的经验，形成了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内拥有活塞发动机研发经验的 4 家单位征求了意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了审定系统和工业方的认可。编写组针对所有的意见进行研究，修改完善了此咨询通告。

本咨询通告建议稿给出的方法已经在国内某型在审活塞发动机上得到了验证。目前，该型活塞发动机已按照本咨询通告建议稿给出的方法完成了全部部件的试验验证，证明了该咨询通告建议稿的可行性，反映了该咨询通告建议稿能够有效指导国内活塞发动机系统和部件试验的符合性工作。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括条款要求解析和可接受的符合性方法。在条款要求解析部分，对 CCAR 33.53 条款的实质要求进行了解读。在可接受的符合性方法部分，明确了建议的符合性方法，从验证说明、验证实施、环境限制声明三方面展开，提出了申请人应关注的符合性技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告与国外相关指导材料相比，在以下几个方面进行了有效的完善：

(1) 给出了活塞发动机系统与部件试验验证项目的适用性说明，例如室温耐久性试验适用于包含活动零件的所有机械部件和电气部件，但不适用于电子部件，详见 2.1.2。

(2) 给出了活塞发动机系统和部件试验条款的验证思路，明确了 33.53 条款与 33 部其他条款的关系，提出了系统和部件试验的策划说明，详见 2.1.4 节。

(3) 给出了系统与部件试验验证项目的符合性要点，例如对于润滑系统进行高温耐久验证项目验证时，应考虑使用对诸如垫圈和 O 形圈等非金属零件有着最严重影响的滑油，详见 2.2.1 节。

(4) 明确了需要在活塞发动机安装使用手册中声明的系统和部件环境限制要求和具体项目，详见 2.3 节。

AC 33.55 分解检查

本 AC 编制说明详见 AC 33.42。

AC 33.57 台架试验的一般实施

本 AC 编制说明详见 AC 33.42。

AC 33.62 应力分析

1. 背景和目的

转子、隔圈、轴等转动部件是航空发动机重要的部件，运行条件苛刻，承受着较大的转速和应力水平。在运行过程中，一旦失效容易产生危害性发动机后果。因此，发动机转子件应具有充足的强度裕度以经受实际运行中可能出现的超转、超温、低周疲劳载荷、高周疲劳载荷、振动载荷等。

为确定发动机转子件的设计安全裕度，经过多年研究，FAA、EASA 等局方均已在发动机适航规章中提出了具体要求。1974 年，33.62 应力分析条款首次 in FAR 33 部第 6 次修正案中出现，对涡轮发动机转子、隔圈和转子轴的设计安全裕度进行要求。FAA 提出在 21.15 型号合格申请条款中增加新的 (c) 款要求，以保证在型号申请阶段，审查方能够对发动机设计特征、运行特性、运行限制有一定的了解。FAA Amend 33-6 中部分采纳了 NPRM 71-12 的建议，将 NPRM 中建议增加的 21.15 (c) 款关于应力分析的要求移至 33 部中，增加了 33.62 应力分析条款。

EASA 针对应力分析的条款要求体现在 CS-E 520 中，并随 CS-E 初版一同发布，此后未进行过修订。

我国发动机适航规章中对应力分析的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 6 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。本咨询通告在参考了国内外相关规章的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.62 条款的技术研

究工作，梳理了 FAA、EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。再次，根据国内外审定实践，形成了条款验证过程中的关键点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、动研所等国内民用航空发动机的申请人开展了多次专题研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机、某型涡轴发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.62 条款涉及的关键术语名词及定义。规章安全意图部分，对 CCAR 33.62 条款的安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，从应力分析方法和模型的验证、应力分析、应力分析结果的说明等方面展开，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

国外暂无针对 33.62 条款的指导文件。

AC 33.63 振动

1. 背景和目的

申请人需要采用试验、分析、或相似类比的方法，对发动机最大不平衡量、部件/整机振动特性、振动持久进行验证，表明发动机所有零部件均具备承受发动机振动应力的裕度且发动机正常工作不会向飞机结构传递过大振动力。

为确保发动机所有零部件和组件的动态行为是可接受的，经过多年研究，国外航空发达国家的局方均已在发动机适航规章中对发动机振动试验提出了具体要求。1965 年，FAA 基于 CAR 13.203 条相关内容制定了 FAR 33.63 条，并先后通过 33-10 和 33-17 修正案对 FAR 33.63 条的内容进行修订，对飞行包线和工作范围进行了明确。CS-E 对应条款为 CS-E

100(c)款,内容与FAR 33.63条一致。此外,FAA于2007年发布AC 33.63-1,指导申请人开展验证工作。

我国发动机适航规章中对发动机振动试验的要求借鉴了FAA FAR 33部第30修正案内容,但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现,尽管申请人掌握了规章要求,但由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作,存在“走一步瞧一步”、“摸石头过河”的现象,导致验证工作的落实遇到困难,成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上,结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况,对条款要求进行具体解读,并提出建议的符合性方法,以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中,首先开展了针对CCAR 33.63条的技术研究工作,梳理了FAA、EASA等局方相关条款的演变历史,明确条款的实质要求。其次,开展当前有效的支持性文件研究工作,梳理了FAA AC 33.63-1中的符合性验证建议。再次,根据国内外审定实践,以及与国内外相关专家的交流情况,形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点,有针对性地在咨询通告中体现。最后,广泛征集工业方的建议和意见,结合型号合格审定活动及相关技术交流,与中国航发商发、和动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了多次专题调研和技术研讨活动,进一步优化和完善本咨询通告,形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机及某型涡轴发动机型号合格审定中,审查组参考本咨询通告,向申请人明确了条款要求及技术关键点,帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分:定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分,明确了CCAR 33.63条涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分,对CCAR 33.63条的实质要

求进行了解读。在可接受的符合性方法章节中，按照转子不平衡、外部件振动、内部件振动以及试验实施的顺序对相应的符合性验证方法给出了指导。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2007 年发布的 AC 33.63-1。本咨询通告基本沿用了 AC 33.63-1 的内容，根据审定实践经验，在如下两处作了补充说明：

(1) 2.2.2 不平衡量的描述中，补充了除了结冰外的其他可能导致不平衡增大的工况。

(2) 根据涡轴 16 的经验，增加了“2.3.4 最大不平衡试验”方法，作为阶梯振动持久试验的替代或补充。

(3) 2.5.4. 试验后分解检查一节中，增加了对静承压件进行压力试验的要求。

AC 33.64 发动机静承压件

1. 背景和目的

航空发动机静承压件会受到来自气体或液体的压力载荷作用。这些静承压件在运行中若不能提供足够的压力包容能力，会造成易燃液体泄漏或发生破坏/爆破，导致着火或更为严重的发动机后果。因此，为保证发动机在正常及失效情况下的安全运行，发动机所有静承压件应具备足够的强度，提供足够的压力包容能力。

为验证发动机静承压件的承压能力，经过多年研究，国外航空发达国家的局方均已在发动机适航规章中对静承压件提出了具体要求。2008 年，FAA 在针对 FAR 33 部进行的第 27 次修订时，在 NPRM 和 Final Rule 中提出将根据 FAA、EASA 规章一体化的安排，将 EASA CS-E 640 压力载荷条款中的内容写入 FAR 33.64，以提高发动机的安全性。此外，FAA 于 2010 年发布 AC 33.64-1，指导申请人开展验证工作。EASA 也在 AMC E 640 中对规章要求进行了解释。

我国发动机适航规章中对发动机静承压件的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动

机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.64 条的技术研究工作，梳理了 FAA、EASA 等局方相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33.64-1、EASA AMC 640 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、东安和动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了 9 次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机及某型涡轴发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.64 条涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.64 条的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，从验证前准备工作、试验验证、分析验证三个段落展开，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2010 年发布的 AC 33.64-1，EASA 相关指导性文件为 2003 年随 CS-E 首版同时发布的 AMC 640，两者均对发动机静承压件的验证思路提出了概括性的建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告整体验证流程建议按照逻辑顺序进行指导，有助于国内申请人梳理整体验证思路。

(2) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如发动机静承压件、验证压力、破坏压力，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(3) 本咨询通告明确了适用零部件划分原则要求并提出验证建议。

(4) 本咨询通告细化了 33.64(b) 款对于温度、材料/工艺、几何条件的验证要求，并提出了验证建议。

AC 33.65 喘振和失速特性

1. 背景和目的

喘振和失速严重危害航空发动机安全运行，适航要求在发动机全寿命周期内，在预期工作状态不会发生这类不安全现象。发动机需要满足在其工作保险内任意一点具有充足的喘振裕度，以及在起飞功率状态，即使发生喘振或失速，发动机也能承受喘振或失速。

国外航空发达国家的局方均在发动机适航规章中对喘振和失速提出了具体要求。FAA 现行有效的 FAR 33 部 33.65 条是在第 6 修正案中完成的，至今没有新的修订。EASA 的 CS-E 规章中与喘振和失速对应的条款为 CS-E 500 功能条款，CS-E 规章第 4 修正案对喘振和不稳定情况提出了要求，其中不稳定情况包含了失速，与 FAR 中 33.65 条要求是一致的。此外，FAA 在 1985 年发布有 AC33.65-1，指导申请人开展符合性验证工作。然而，上述文件对验证过程的指导均较为笼统，特别是可供参考的 FAA 的咨询通告发布时间很早，在具体实施时，不同申请人对部分关键技术要点的认识可能存在差异。

我国发动机适航规章中对发动机喘振和失速的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.65 条款的技术研

究工作，梳理了 FAA、EASA 等局方相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件如 FAA 的 AC33.65-1 研究工作，梳理其中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、东安和动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了 2 次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行前期规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.65 条涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.65 条的实质要求以及规章安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性实施验证过程中应关注的关键技术要点。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告适用范围扩大，不仅适用于大型高涵道比涡扇发动机，也适用于涡轴类等民用航空涡轮发动机型号。

(2) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如喘振、失速、喘振裕度等，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。另外增加了发动机热浸状态的定义。

(3) 本咨询通告在喘振裕度评估需要考虑的要素中增加了发动机热浸状态。

(4) 本咨询通告在符合性试验部分增加了允许采用发动机改装的方式表明符合性，增加了表明符合性的灵活性。

AC 33.66 引气系统

1. 背景和目的

引气对发动机的性能会产生影响，条款要求在极限引气条件下发动机不能产生喘振、失速、加速时间超出限制值、涡轮部件超温等一系列不利影响。同时，对于可控的发动机防冰引气，条款要求必须设置指示发动机防冰系统功能的装置，以供机组监视和判断防冰引气的使用情况。

国外局方均在发动机适航规章中对引气系统提出了具体要求。FAA 现行有效的 FAR 33 部 33.66 条款是在第 10 修正案中完成的，至今没有新的修订。EASA 的 CS-E 规章中与引气系统对应的条款为 CS-E 690(a) 发动机引气条款，CS-E 规章中的引气系统条款从第 0 修正案到第 4 修正案未发生变化，其要求内容与 FAR33 现行有效版本中关于引气系统的要求基本一致，EASA 也在 AMC E 690 中对规章要求进行了解释。然而，上述文件对验证过程的指导均较为笼统，在具体实施时，不同申请人对部分关键技术要点的认识可能存在差异。

我国发动机适航规章中对发动机功率或推力响应的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 10 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.66 条款的技术研究工作，梳理了国外审定局方(如 FAA、EASA)相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件如 EASA 的 AMC E 690 研究工作，梳理其中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行前期规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.66 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.66 条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性实施验证过程中应关注的关键技术要点。

4. 与国外政策的对比

33.66 条无 FAA 相关咨询通告，EASA 相关指导性文件为随 CS-E 首版同时发布的 AMC 690，两者均对引气系统的验证思路提出了概括性的建议。

(1) 本文首次针对引气系统条款单独编制咨询通告。

(2) 本咨询通告根据 FAR AC 33.7-1，首次在适航上明确了“客户引气”的定义，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(3) 本咨询通告对所需开展的符合性验证试验的试验条件提出了普适性要求。

AC 33.67 燃油系统

1. 制订的背景和目的

航空涡轮发动机的燃油系统主要是给发动机燃烧室提供燃油燃烧从而产生推力，同时可以给液压作动机构提供燃油用于作动器实现作动功能。对于燃油系统的符合性方法，国内外都没有全面的指导。为了促进民用航空发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人符合性验证工作，提高审定工作效率，编制本咨询通告的来明确 CCAR 33.67 条款的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 制订的研究和评估过程

通过研究 FAA 和 EASA 对于燃油系统的部分符合性方法，调研国内工业方对于燃油系统的划分及设计情况，总结国内外型号审查的经验，编制了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内有涡轮发动机燃油系统研发经验的 4 家单位征求意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究，修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型涡轴发动机上得到了验证，并成功应用于目前在审的涡扇和涡轴发动机的项目中。

3. 制订的主要内容

本咨询通告主要明确了燃油系统的要求，并给出了用于表明燃油系统每一条要求的符合性方法及验证思路。

4. 与国外政策的对比

FAA 针对 67 条没有单独的 AC, AC 33-2C 也只提出污染物参考的标准；EASA 的 AMC 也仅仅给出了污染物的成分及污染试验的思路，以及瞬态结冰试验的要求。

本咨询通告相比于 FAA 和 EASA 的咨询通告，从整体上梳理了表明燃油系统条款要求的符合性验证思路；对于燃油系统稳态结冰试验和瞬态结冰试验，细化了符合性方法，并给出来了确定严苛结冰点所需考虑的因素；对于燃油污染试验，细化了 EASA 的符合性，并提出可以通过增加污染浓度降低试验时间的方法来表明符合性；提出对于燃油系统正常工作的燃油温度和压力范围的确定。

AC 33.68 进气系统的结冰

1. 背景和目的

民用航空发动机进气系统出现结冰现象后，会对发动机运转产生不利影响，严重时会引起失速、喘振甚至空停。为确保航空发动机在结冰条件下能够正常运转，各国适航当局均针对航空发动机进气系统结冰提出了专门的适航要求。

FAA 针对进气系统结冰的条款要求由来已久，最早可追溯至 1952 年 3 月 5 日生效的 CAR-13 部 13.210 条 Fuel and induction system。之后，FAA 将 CAR 重写为 FAR。1974 年 10 月 31 日生效的 FAR-33 部第 6 修正案中，新增了 FAR 33.68 条款号，用于规定进气系统结冰规章要求。现行 FAR 33.68 条款是在 FAR-33 部第 34 修正案中完成的，第 34 修正案也是 FAR-33 部截至目前的最新修正案。EASA 的 CS-E 规章中进气系统结冰条款为 CS-E 780。CS-E 规章经历了从初始版本到最新的第 6 修正案的演变，CS-E 780 条款在第 4 修正案进行了内容的修订。此外，FAA 发布了咨询通告 AC 20-147A，对 33.68 条款给出了可接受的符合性方法。EASA 发布了 CS-E AMC E 780，对规章要求进行了解释。

我国现行航空发动机适航规章借鉴了 FAA FAR-33 部第 30 修正案内容。其中，33.68 进气系统结冰条款对应 FAR 33.68 条款第 10 修正案的内容，但截至目前尚未发布相关指导性文件。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但符合性验证思路不够清晰，验证工作的落实过程中缺乏指导性资料，进而影响了我国自主发动机型号符合性验证工作的开展。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 33.68 条款的技术研究工作，梳理了国外航空发达国家的局方（如 FAA、EASA）相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA 的 AC 20-147A、EASA 的 AMC E 780 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，在国内广泛征集了中国航发商发、东安公司、动研所等发动机工业方的建议和意见，并与其召开多次研讨会，以进一步优化和完善本咨询通告，进而形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内外审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了进气系统结冰条款要求及技术关键点，帮助申请人梳理符合性验证思路。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法、需要说明的其它问题。其中，条款要求解析/规章安全意图部分，对 33.68 条款的实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，明确了符合性验证方法，并从背景及说明、结冰关键点分析、结冰试验点选择、试验设备要求、试验判据和符合性要素等几个方面展开叙述，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案；需要说明的其它问题部分，针对过冷大液滴 (SLD)、混合相与冰晶结冰、地面扬雪降雪条件、低温地面延期待等问题做了解释说明。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2014 年发布的 AC 20-147A, EASA 最新发布的相关指导性文件为 2020 年发布的 CS-E 第 6 修正案 AMC E 780, 上述文件对发动机进气系统结冰的符合性验证思路提出了概括性建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面:

(1) 本咨询通告通过对规章安全意图的解读, 提出了条款的实质性要求, 有助于申请人理解条款本质, 并确定该条款的适用性。

(2) 本咨询通告可接受符合性方法部分的 6 个章节依次为背景及说明、结冰关键点分析、结冰试验点选择、试验设备要求、试验判据和符合性要素、其他相关要求, 逻辑顺序更为合理, 更有利于申请人理清符合性验证思路。

(3) 考虑到现行 33.68 条款要求, 本咨询通告不包含过冷大液滴、混合相与冰晶结冰、地面扬雪降雪条件、低温地面延时等待等内容, 但考虑到上述结冰威胁, 将在具体型号审定过程中以专用条件或其他形式提出相关要求。

AC 33.69 点火系统

1. 制订的背景和目的

航空涡轮发动机的点火系统是用于点燃发动机主燃烧室或加力燃烧室内的燃油混合气体的点火源系统。对于点火系统的符合性方法, 国内外都没有明确的指导, EASA 更是没有点火系统的条款要求。为了促进民用航空发动机型号合格审定工作顺利开展, 更好地指导申请人符合性验证工作, 提高审定工作效率, 编制本咨询通告的来明确 CCAR 33.69 条款的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 制订的研究和评估过程

通过研究 FAA 对于点火系统的部分符合性方法, 调研国内工业方对于点火系统的划分及设计情况, 总结国内外型号审查的经验, 编制了此咨询通告建议稿, 并向审定系统内和国内有涡轮发动机点火系统研发经验的 5 家单位征求意见, 从意见的反馈来看, 本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究, 修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型涡轴发动机上得到了验证,

并成功应用于目前在审的涡扇发动机的项目中。

3. 制订的主要内容

本咨询通告主要给出了点火系统的范围，明确了点火系统的要求和可采取点火系统的设计构型说明、电源需求说明、安全性评估和功能验证试验四方面来表明点火系统的符合性。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告相比于 FAA 的咨询通告（EASA 没有相应的条款及 AMC），梳理了表明点火系统条款要求的符合性验证思路（FAA 只针对点火系统设计和可靠性提出了指导，缺少对于点火系统的验证）；对于完全独立的点火电路增加了可靠性指标要求（FAA 针对完全独立的没有提出可靠性指标要求）；细化了满足可靠性指标要求的符合性方法（FAA 没有提具体的方法）；增加了对于点火电路的功能验证要求；增加了对于加力燃烧室点火系统的符合性验证方法（FAA 针对加力燃烧的点火系统没有提出相应的指导）。

AC 33.70 发动机限寿件

1. 背景和目的

发动机限寿件是指原发失效会导致危害性发动机后果的转子件和主要静子结构件。因此，针对每一限寿件，需要建立寿命限制，确保限寿件在失效发生前能够退出服役。发动机限寿件的寿命限制需要通过一系列分析、试验的综合性工作予以确定。

为确保发动机关键转子件不会因低循环疲劳而导致失效，1974 年 10 月 31 日，在针对 FAR33 部进行的第 6 次修订中，FAA 新增了关于涡轮发动机转子低循环疲劳寿命限制的要求。该要求提出了将新增涡轮和压气机转子盘、隔圈低循环疲劳寿命限制的要求，要求为每个转子盘和隔圈建立起动-停车应力循环的使用寿命，并作为一项使用限制。1984 年 3 月 26 日，在针对 FAR 33 部进行的第 10 次修订中，FAA 对第 33.14 条进行了修订，主要涉及条款适用范围以及延寿程序性规定方面的要求。增加了针对鼓筒和轴的要求，使之覆盖失效后可能对飞机产生危害性后果的所有转子结构件。随着 1989 年苏城空难和 1996 年潘城空难的发生，FAA 和工业方认识到限寿件缺陷存在的必然性和影响低循环疲劳失效变

量的复杂性，需要建立工程假设条件，并通过相应的技术活动予以实现和维持，从而将限寿件在寿命限制内失效的概率保持在可接受的水平。2007年11月5日，在针对 FAR 33 部进行的第 22 次修订中，FAA 新增第 33.70 条发动机限寿件，替代原有第 33.14 条要求。此次修订在适用范围、确定寿命相关的工程、制造和使用计划之间的联系以及将损伤容限评估作为安全寿命方法的补充等方面对条款要求进行了大范围的修订。

EASA 自 2003 年 10 月 24 日发布了第一版《发动机合格审定规范》(CS-E) 以来共经历 6 次修订，与发动机限寿件相关的条款为 CS-E515 “关键件”。该条款自发布第一版至今，未作修订。CS-E515 “关键件”条款实质要求与 FAR 33.70 一致，也要求申请人通过定义和实施三大计划来建立发动机限寿件的寿命限制。

现行有效的 CCAR 33.70 与 FAR 修正案 33-22 的内容对应，但尚无相关指导性文件的发布。在国内型号合格审定中发现，由于缺少指导性文件指导具体的验证工作，对于如何建立经局方批准的定寿程序，如何开展建立损伤容限评估所需的基础数据和工具软件等，存在很多困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，提出建议的符合性总体思路及验证活动中的关键点，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究与评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.70 条款的技术研究工作，梳理了 FAA 和 EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理 AC 33.70-1、AC33.70-2、AC33.14-1 等支撑性资料中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机、某型涡轴发动机型号合格审定中，

审查组参考本建议稿，明确了 33.70 条款要求及技术关键点，支持了型号符合性验证思路的形成。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.70 条款涉及的关键术语名词及定义；条款要求解析/规章安全意图部分，对 CCAR 33.70 条款的实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，首先概述了 CCAR33.70 条的审定过程，总体描述了限寿件条款的符合性验证工作项及其相互之间的关系。然后按照限寿件的确定、建立经批准的定寿程序、工程计划、制造计划、使用管理计划和适航限制章节分别详述具体的工作要求。2.3 节建立经批准的定寿程序部分，对申请人建立的定寿程序应包括的内容和要求进行了指导，该程序是开展限寿件定寿工作的基础，也是申请人定义和实施工程计划技术活动的主要指导。2.4-2.6 节分别对工程计划、制造计划和使用管理计划应包括的内容和具体要求进行了明确。4.7 节说明了限寿件寿命评估后应当在 ALS 中进行规定的技术信息。

4. 与国外政策的对比

目前，与发动机限寿件条款相关的国外咨询通告主要为 FAA 发布的 AC33.70-1、AC 33.14-1、AC33.70-2 以及 EASA 发布的 AMC-E 515。

本咨询通告旨在解决针对限寿件表明符合性的总体要求，针对钛合金材料缺陷的概率损伤容限评估、特征孔制造缺陷的概率损伤容限评估等专题咨询通告将另行编制和发布。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 在结构上，按照限寿件条款的符合性验证流程编制，重点明确了建立定寿程序的要求；

(2) 明确了采用低循环疲劳试验确定寿命限制时，寿命分散系数要求；

(3) 明确了批准寿命制定时的安全系数。

AC 33.71 润滑系统

1. 制订的背景和目的

航空涡轮发动机的润滑系统是用于向发动机的轴承腔及轴承、齿轮箱及齿轮或花键等部位提供润滑油实现对该部位润滑、冷却、清洁作用的系统。对于润滑系统的符合性方法，国内外都没有明确的指导。为了促进民用航空发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人符合性验证工作，提高审定工作效率，编制本咨询通告的来明确 CCAR 33.71 条款的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 制订的研究和评估过程

通过研究 FAA 和 EASA 对于润滑系统的部分符合性方法，调研国内工业方对于润滑系统的划分及设计情况，总结国内外型号审查的经验，编制了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内有涡轮发动机润滑系统研发经验的 4 家单位征求意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究，修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型涡轴发动机上得到了验证，并成功应用于目前在审的涡扇和涡轴发动机的项目中。

3. 制订的主要内容

本咨询通告明确了润滑系统的实质要求，并针对每一条要求给出了可接受的符合性方法和验证思路。

4. 与国外政策的对比

FAA 针对 33.71 条没有相应的 AC；EASA 的 AMC 也仅仅对油滤或滤网，滑油箱及其加油口，以及磁性屑末检测器的设计要求给出了相应的指导出。

本咨询通告相比于 EASA 的咨询通告（AMC），从整体上梳理了表明涡轮发动机润滑系统所有条目的符合性方法和验证思路；针对主要的两大整机试验（润滑系统的姿态试验和中断试验），给出了详细的指导；针对润滑系统污染试验给出了具体的符合性思路，并给出了可参考的污染物成分及配比；提出对于润滑系统正常工作的滑油温度和压力范围的确定。

AC 33.72 液压作动系统

1. 背景和目的

航空涡轮发动机液压作动系统主要是为发动机内部的液压作动器，如压气机可调静子导叶作动器（VSVA）和涡轮机匣冷却作动器（TCCA）

等提供满足要求的液压介质，保证发动机的运行安全。对于发动机液压作动系统的符合性方法，国内外都没有全面的指导。为了促进民用航空发动机型号合格审定工作顺利开展，更好地指导申请人符合性验证工作，提高审定工作效率，编制本咨询通告来明确第 33.72 条的实质要求和可采用的符合性方法。

2. 研究和评估过程

FAA 针对第 33.72 条没有相关 AC，EASA 更没有液压作动系统的相关条款。编写组主要调研国内工业方对于发动机液压作动系统的设计情况，总结国内外型号审查的经验，编制了此咨询通告建议稿，并向审定系统内和国内有涡轮发动机液压作动系统研发经验的 4 家单位征求意见，从意见的反馈来看，本咨询通告得到了系统内和行业内的认可。编写组针对所有的意见进行研究，修改完善了此咨询通告。

本咨询通告给出的方法已经在国内某型涡轴发动机上得到了验证，并成功应用于目前在审的涡扇和涡轴发动机的项目中。

3. 主要内容

本咨询通告主要明确了发动机液压作动系统的实质要求，并给出了用于表明第 33.72 条的符合性方法及验证思路。

4. 与国外政策的对比

FAA 针对第 33.72 条没有相关 AC，EASA 更没有液压作动系统的相关条款。

本咨询通告阐述了涡轮发动机液压作动系统的实质要求，并从整体上梳理了表明涡轮发动机液压作动系统条款要求的符合性验证思路；针对可能选用的不同液压介质，给出了具体的符合性方法和验证思路。

AC 33.73 功率或推力响应

1. 背景和目的

民用航空器对航空发动机功率或推力响应有着严格而直接的要求，发动机需要满足航空器紧急加速时的可操作性要求，以及航空器爬升时的功率或推力响应时间要求。

为验证发动机可操作性和功率或推力响应时间，经过多年研究，国外航空发达国家的局方均已在发动机适航规章中对功率或推力响应提出

了具体要求。FAA 现行有效的 FAR 33 部 33.73 条款是在第 4 修正案中完成的，至今没有新的修订。EASA 的 CS-E 规章中与功率或推力响应对应的条款为 CS-E 745 发动机加速性条款，CS-E 规章最初版本到最新的第 4 修正案该条款没有发生过修订。此外，FAA 发布有政策声明 PS-ANE-33.73-01，指导申请人开展验证工作。EASA 也在 AMC E 745 中对规章要求进行了解释。然而，上述文件对验证过程的指导均较为笼统，在具体实施时，不同申请人对部分关键技术要点的认识可能存在差异。

我国发动机适航规章中对发动机功率或推力响应的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.73 条款的技术研究工作，梳理了 FAA、EASA 等局方相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA PS-ANE-33.73-01、EASA AMC 745 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、东安和动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了 5 次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行前期规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.73 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.73 条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性实施验证过程中应关注的关键技术要点。

4. 与国外政策的对比

33.73 条无 FAA 相关咨询通告只有一份政策声明，EASA 相关指导性文件为随 CS-E 首版同时发布的 AMC 745，两者均对发动机功率或推力响应的验证思路提出了概括性的建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如最小位置、最大位置、运转所必需的引气等，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(2) 本咨询通告通过对规章安全意图的解读，提出了条款的实质性要求，对申请该条款可能性豁免的前提条件进行了解释。

(3) 本咨询通告对整机试验的试验条件需考虑因素提出了普适性要求。

(4) 本咨询通告细化了 33.73(a) 款对于不利组合条件，(b) 款对于控制规律、试验点选取以及计时要求的验证要求，并提出了验证建议。

AC 33.74 持续转动

1. 背景和目的

第 33.74 条针对航空涡轮发动机持续转动提出了一项设计要求，即初始持续转动失效状态不会在持续转动期间发展为危害性发动机后果。

FAA 的 FAR 33.74 条是在第 17 次修正案中提出的，该条款在第 24 次修正案进行了修订。EASA 的 CS-E 规章中与持续转动对应的条款为 CS-E 525，CS-E 525 条是在 CS-E Initial Issue 中正式提出的，在 CS-E Amend1 中进行了修订。FAR 第 24 次修正案中 33.74 的条款要求与 CS-E 第 1 次修正案中 CS-E 525 要求完全一致。此外，FAA 发布了咨询通告 AC33.74/92-1B，针对 FAR 33.74 条给出了可接受的符合性方法。EASA 也在 AMC E 525 中对规章要求进行了解释。我国适航规章中第 33.74 条的技术要求与 FAA 的 FAR 33.74 条等效，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外持续转动相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空涡轮发动机工业发展情况，对条款要求进行解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中，首先梳理 FAA 和 EASA 航空涡轮发动机持续转动条款的演变历史，明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA

和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究，深入理解和分析 FAA 咨询通告和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次，结合国内外航空涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件，完成本咨询通告初稿的编制。最后，在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见，共收到 21 条修改意见。经评估，共采纳或部分采纳了 11 条修改意见。

本咨询通告已在 CJ-1000A、AES100 发动机等国内型号合格审定项目中进行了初步应用实践，帮助申请人理解持续转动条款的符合性方法、建立符合性验证思路，同时也为审查组开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告明确了持续转动的实质要求，并针对条款要求给出了可接受的符合性方法和验证思路。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告与 FAA 的 AC33.74/92-1B 和 EASA 的 AMC E 525 的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告对条款要求进行了详细解析，尤其是针对适用的危害性发动机后果，逐一详细阐述了其实质内涵和申请人的验证要求，而在 AC33.74/92-1B 和 AMC E 525 并无针对性地介绍；

(2) 本咨询通告细化了申请人开展持续转动强度验证的具体方法和准则要求，并明确了申请人可基于安全性分析的结果确定需开展强度验证的零部件，而在 AC33.74/92-1B 和 AMC E 525 中无详细介绍；

(3) 本咨询通告在着火风险验证中，提出了申请人应对镁火风险进行验证，并提出了申请人开展易燃液体泄漏引起着火这一风险验证中应考虑的相关零部件，而在 AC33.74/92-1B 和 AMC E 525 并未提及；

(4) 本咨询通告细化了申请人开展引气有毒物质评估的具体方法和准则要求，而在 AC33.74/92-1B 和 AMC E 525 并未提及。

AC 33.75 安全分析

1. 背景和目的

第 33.75 条是针对航空涡轮发动机安全分析的总则性条款，并对安全性提出了定性和定量的要求，要求保证发动机在所有已声明的安全分析假设、维护程序、检测程序、机组操作程序（如适用）以及环境和运行条件下具备可接受的安全性水平。

FAA 的 FAR 33.75 条是在第 6 次修正案中提出的，该条款分别在第 10 次修正案和第 24 次修正案进行了修订。EASA 的 CS-E 规章中与安全分析对应的条款为 CS-E 510，CS-E 510 条在 CS-E Initial Issue 中提出后，至今一直未做修订。FAR 第 24 次修正案中 33.75 安全分析的条款要

求与 CS-E 510 条要求基本一致。此外，FAA 发布了咨询通告 AC33.75-1A，针对 FAR 33.75 条给出了可接受的符合性方法。EASA 也在 AMC E 510 中对规章要求进行了解释。我国适航规章中第 33.75 条的技术要求与 FAA 的 FAR 33.75 条等效，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外安全分析相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空涡轮发动机工业发展情况，对条款要求进行解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中，首先梳理 FAA 和 EASA 航空涡轮发动机安全分析条款的演变历史，明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究，深入理解和分析 FAA 咨询通告和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次，结合国内外航空涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件，完成本咨询通告初稿的编制。最后，在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见，共收到中国航发商发和中国航发动研所共计 25 条修改意见。经评估，共采纳或部分采纳了 16 条修改意见。

本咨询通告已在 CJ-1000A、AES100 发动机等国内型号合格审定项目中进行了初步应用实践，帮助申请人理解安全分析条款的符合性方法、建立符合性验证思路，同时也为审查组开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告明确了安全分析的实质要求，并针对条款的每一条要求给出了可接受的符合性方法和验证思路。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告与 FAA 的 AC33.75-1A 和 EASA 的 AMC E 510 的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告相对于 AC33.75-1A 和 AMC E 510，增加了发动机及其所含复杂系统开展功能危险性评估的建议，促进发动机制造商尽早考虑航空器需求，以保证发动机与航空器安全性要求相匹配。

(2) 本咨询通告相对于 AC33.75-1A 和 AMC E 510，对于重要发动机后果发生概率的计算，要求计算导致该重要发动机后果的各单点失效或组

合失效的概率和值，而 AC33.75-1A 和 AMC E 510 不要求计算和值。

(3) 本咨询通告相对于 AC33.75-1A 和 AMC E 510，增加了对原发失效、二次失效、级联方式失效、潜在失效、暴露时间的解释。

(4) 本咨询通告相对于 AC33.75-1A 和 AMC E 510，增加了表明多重失效独立性的符合性方法说明。

(5) 本咨询通告相对于 AC33.75-1A 和 AMC E 510，在“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”的解释中增加了有毒物质成分、浓度的参考标准。

AC 33.76 吸鸟

1. 背景和目的

世界范围内每年都会发生多起发动机吸鸟事件。飞机尤其在起飞、爬升及下降过程中，很容易受到鸟群的干扰。发动机在吸入单只大鸟后，可能会导致着火、释放穿透机匣的危害性碎片、超出极限载荷、失去停车能力等危害性后果；吸入中小型群鸟后，可能会出现喘振、失速、熄火和功率或推力的失效等不安全状态。因此，发动机吸鸟成为影响飞行安全的重要风险项而备受关注。

为了确保发动机在吸鸟事件发生时具有相应的结构和操作方面的裕度，需要开展发动机吸鸟试验。经过多年研究，国外航空发达国家的局方均已在发动机适航规章中对发动机吸鸟试验提出了具体要求。1971年，FAA 在 NPRM No. 71-12 中指出外物吸入会导致发动机结构损伤和功能方面的失效，从而引起对此类危害性事件的关注。在 NPRM 中，FAA 提出了对吸入外物的三条要求，其中两条与吸鸟相关，分别是吸入单只大鸟和中小鸟群。FAA Amend 33-6 部分采纳了 NPRM No. 71-12 的建议，新增了 FAR 33.77，提出了包含吸鸟在内的外物吸入条款要求。2007年，FAA 在针对 FAR 33 部进行的第 24 次修订时，确定了现行的 FAR 33.76 条款“吸鸟”，此外，FAA 于 2009 年发布 AC 33.76-1A，指导申请人开展验证工作。

我国发动机适航规章中对发动机吸鸟的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 24 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型

号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.76 条款的技术研究工作，梳理了国外局方(如 FAA、EASA)关于吸鸟相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33.76-1A 中吸鸟的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了吸鸟条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、东安和动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了数次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机及某型涡轴发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.76 条款涉及的关键术语名词及定义；条款要求解析/规章安全意图部分，对 CCAR 33.76 条款的实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，根据遭遇单只大鸟、中小鸟群和大型群鸟类型的差异，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，以及申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 发布的咨询通告 AC 33.76-1A 对发动机吸鸟的验证思路提出了概括性的建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告整体验证流程建议按照逻辑顺序进行指导，有助于国内申请人梳理整体验证思路。

(2) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如最差发动机、关键撞击参数等，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

AC 33.77 外物吸入——冰

1. 背景和目的

民用航空涡轮发动机吸入冰块后，可能引起持续的功率或推力损失，严重时会导致空停。为确保航空发动机具备一定的吸冰能力，各国适航当局均针对吸冰提出了专门的适航要求。

FAA 针对吸冰的条款要求由来已久，最早可追溯至 1974 年 10 月 31 日生效的 FAR-33 部第 6 修正案中的 33.77 Foreign object ingestion 条款。EASA 的 CS-E 规章中吸冰条款为 CS-E 780。CS-E 规章经历了从初始版本到最新的第 6 修正案的演变，在第 4 修正案时，将吸冰具体要求纳入 CS-E 780 条款。此外，FAA 发布了咨询通告 AC 20-147A，对 33.77 条款给出了可接受的符合性方法。EASA 发布了 CS-E AMC E 780，对规章要求进行了解释。

我国现行发动机适航规章借鉴了 FAA FAR-33 部第 30 修正案内容。其中，33.77 条款对应 FAR 33.77 条款第 20 修正案的内容，但截至目前尚未发布相关指导性文件。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但符合性验证思路不够清晰，验证工作的落实过程中缺乏指导性资料，进而影响了我国自主发动机型号符合性验证工作的开展。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 33.77 条款的技术研究工作，梳理了国外航空发达国家的局方（如 FAA、EASA）相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 20-147A、EASA AMC E 780 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通

告中体现。最后，在国内广泛征集中国航发商发、东安公司、动研所等发动机工业方的建议和意见，召开多次研讨会，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内外审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了吸冰条款要求及技术关键点，帮助申请人梳理符合性验证思路。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法、需要说明的其它问题。其中，条款要求解析/规章安全意图部分，对 33.77 条款的实质要求进行了解读；可接受的符合性方法部分，明确了符合性验证方法，并从试验目的、以试验的方法表明符合性、以经验证的分析方法表明符合性、试验结果的记录共四个方面展开叙述，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案；需要说明的其它问题部分，针对冰片破碎与吸中鸟试验代替吸冰试验的相关要求做了特殊说明。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2014 年发布的 AC 20-147A，EASA 最新发布的相关指导性文件为 2020 年发布的 CS-E 第 6 修正案 AMC E 780，上述文件对发动机吸冰的符合性验证思路提出了概括性建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告通过对规章安全意图的解读，提出了条款的实质性要求，有助于申请人理解条款本质，并确定该条款的适用性。

(2) 本咨询通告可接受符合性方法部分的 4 个章节依次为试验目的、以试验的方法表明符合性、以经验证的分析方法表明符合性、试验结果的记录，逻辑顺序更为合理，更有利于申请人理清符合性验证思路。

(3) 本咨询通告中以试验方法表明符合性的部分，将撞击位置作为单独章节列出，强调为确定最关键的撞击位置，申请人应当开展关键撞击位置分析，且应考虑飞机脱冰的情况。

AC 33.78 吸雨和吸雹

1. 背景和目的

航空器在运行中常遭遇雨和冰雹天气，涡轮发动机在吸入雨水和冰雹后可能出现发动机机械损伤和不可接受的功率或推力损失，对航空器安全运行带来危险。因此，各国适航当局均针对吸雨和吸雹提出了专门的适航要求。

FAA 的 FAR 33.78 条款是在第 19 修正案中完成的，至今没有新的修订。EASA 的 CS-E 规章中与吸雨和吸雹对应的条款为 CS-E 790，CS-E 规章初始版本至最新的第 6 修正案，该条款在第 1 修正案和第 5 修正案分别进行了修订。此外，FAA 发布了咨询通告 AC33.78-1，针对 33.78(a)(2) 和 33.78(c) 给出了可接受的符合性方法。EASA 也在 AMC E 790 中对规章要求进行了解释。我国适航规章中涡轮发动机吸雨和吸雹的技术要求与 FAA 的 FAR 33.78 条款等效，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外吸雨和吸雹相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空涡轮发动机工业发展情况，对条款要求进行解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中，首先梳理 FAA 和 EASA 涡轮发动机吸雨和吸雹条款的演变历史，明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究，深入理解和分析 FAA 咨询通告和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次，结合国内外涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件，完成本咨询通告初稿的编制。最后，在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见，共收到中国航发商发、东安公司和动研所共计 20 条修改意见。经评估，共采纳或部分采纳了 13 条修改意见。

本咨询通告已在 AES100 发动机等国内型号合格审定项目中进行了初步应用实践，帮助申请人理解吸雨和吸雹条款的符合性方法、建立符合性验证思路，同时也为审查组开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括六部分：条款要求解析/规章安全意图、功率损失和失稳现象、设计因素、关键点分析、符合性方法、需要说明的其它问题。其中条款要求解析/规章安全意图部分，对 CCAR 33.78 条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读；功率损失和失稳现象部分，

解释了遭遇雨和冰雹天气时，涡轮发动机的吸雨和吸雹效应以及雨水和冰雹吸入涡轮发动机后，对涡轮发动机产生的影响；设计因素部分，说明了在遭遇雨和冰雹天气时，设计和工作因素对涡轮发动机响应的影响；关键点分析部分，说明了确定由于遭遇雨或冰雹导致的发动机飞行包线内工作裕度最小工作点需要考虑的因素；符合性方法部分，给出了吸雨和吸雹的试验和分析方法；需要说明的其它问题部分，说明了旋翼航空器发动机型号合格证申请人在表明对 CCAR 33.78 条款符合性时的注意事项。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告主要参考 FAA 的 AC33.78-1 编制，与 FAA 的 AC33.78-1 的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告适用于 33.78 条款 (a) (2) 和 (b) 款的要求，FAA 的 AC33.78-1 适用于 33.78 条款 (a) (2) 和 (c) 款的要求。即本咨询通告相对于 FAA 的 AC33.78-1，增加了对 33.78 (b) 旋翼航空器发动机吸雨和吸雹符合性的适用性；考虑到目前没有超音速飞机发动机的审查需求，国内局方也缺乏超音速飞机发动机审查经验，删除了对 33.78 (c) 超音速飞机发动机吸雨和吸雹符合性的适用性。

(2) 本咨询通告相对于 FAA 的 AC33.78-1，增加了“条款要求解析/规章安全意图”章节，对 CCAR 33.78 条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。

(3) 本咨询通告相对于 FAA 的 AC33.78-1，在“符合性方法”章节中，增加了 7.3 (4) (h) 和 7.3 (4) (i) 两部分内容。分别说明旋翼航空器发动机吸雨地面试验时的最小慢车选取方式和吸雨保持条件。

(4) 本咨询通告相对于 FAA 的 AC33.78-1，增加了“需要说明的其它问题”章节，说明了旋翼航空器发动机型号合格证申请人在表明对 CCAR 33.78 条款符合性时的注意事项。

(5) 考虑到目前没有超音速飞机发动机的审查需求，国内局方也缺乏超音速飞机发动机审查经验，本咨询通告相对于 FAA 的 AC33.78-1，删除了 FAA 的 AC33.78-1 中“SECTION 5. GUIDANCE ON ENGINE FOR SUPERSONIC AIRPLANES”内容。

AC 33.82 台架试验概述

1. 背景和目的

具备独立功能的部件在整机环境下完成足够长时间的运转后，其功能特性、关键尺寸、调节器调整位置通常会发生变化，这些差异将决定相关部件是否继续可用。但对于控制系统部件、泵、阀等在整机环境下进行功能特性和调节器调整位置的测定通常是难以执行的，所以 FAR 33.82 条款要求对该类部件可以在装机前完成相关信息的测量与记录。此外，EASA 也有类似的规章要求，CS-E 140 (c) 要求对于在发动机工作期间不计划进行调节的可变装置，必须按型号设计要求，在每次试车前调好；CS-E 740 (b) (5) 要求必须在装配前完成一次检查以记录具有单独功能的发动机部件或设备（如：控制系统、泵、作动筒、阀）的校准值和设定。

我国发动机适航规章中对发动机台架试验概述的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 6 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR33.82 条款的技术研究工作，梳理了国外主流局方(如 FAA、EASA)相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见，共收到中国航发商发和动研所共计 3 条修改意见。经评估，采纳 2 条修改意见，部分采纳了 1 条修改意见，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行前期规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR

33.82 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.82 条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性实施验证过程中应关注的关键技术要点。

4. 与国外政策的对比

国外暂无针对 33.82 条的相关指导文件

(1) 本文首次针对 33.82 概述条款单独编制咨询通告。

(2) 本咨询通告对所需开展的符合性验证试验的试验条件提出了普适性要求。

AC 33.83 振动试验

1. 背景和目的

航空发动机叶片、转子轴、转子盘、隔圈等部件易受气动和机械激励导致振动，会造成部件高循环疲劳失效，导致不可接受的发动机后果。因此，为保证发动机在正常及故障情况下的安全运行，发动机需通过振动试验来验证其振动特性满足要求。

1965 年，FAA 基于 CAR 13.251 条款相关内容制定了 FAR 33.83 条款，并先后 5 次对 33.83 条款的内容进行修订，以提高发动机的安全性。此外，FAA 于 1997 年发布 AC 33.83，指导申请人开展验证工作，并于 2006 年进一步发布 AC 33.83A 替代 AC 33.83。EASA 也在 AMC E 650 中对规章要求进行了解释。

我国发动机适航规章中对发动机振动试验的要求与 FAA FAR 33 部第 30 修正案等效，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，申请人由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解释，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.83 条款的技术研

究工作，梳理了 FAA 和 EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33-83A、EASA AMC 650 中的符合性验证方法。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、中国航发动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机及某型涡轴发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告建议稿明确了条款要求及技术关键点，支持了型号符合性验证思路的形成。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.83 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.83 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并根据验证工作开展的逻辑顺序按照试验前准备工作、试验条件、振动测量、振动测量的结果处理的顺序安排内容，提出了申请人应关注的关键技术要点。对于颤振的分析及验证则专门安排了章节进行了说明。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2006 年发布的 AC 33-83A，EASA 相关指导性文件为 2018 年随 CS-E 第 5 修正案同时发布的 AMC 650，两者均对发动机振动试验的验证要点提出了建议。此外，FAA 于 2015 年发布了政策文件 PS-ANE-33.83-01，解释了规章要求的发动机测试与“经验、分析和部件试验”的关系。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告借鉴了已有的型号审定经验。

(2) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(3) 本咨询通告明确了中国民航局关于 CCAR 33.83 可接受的符合性

方法，即可接受的符合性方法为试验，申请人为符合性验证试验开展的分析和部件试验为支撑性材料而非直接的符合性证据。

(4)本咨询通告按照试验开展的逻辑顺序组织结构内容，便于理解掌握。

(5)本咨询通告根据审定经验并参考国外咨询通告，明确了金属材料疲劳极限可以用 107 次循环疲劳测试表征。

(6)对于从多个同时发生的振动模态得到等效振动应力的方法进行了举例说明，方便了国内申请人理解。

AC 33.84 发动机超扭试验

1. 背景和目的

涡轮螺旋桨和涡轮轴发动机在工作中，由于某种失效会导致发动机超出扭矩限制值，可能会对发动机的结构或性能造成不确定的损伤，如果频繁采取维修检查，不仅会对发动机派遣时间产生影响，而且会大大的增加发动机的维护成本。

为了减少发动机超出扭矩限制值后不必要的维修检查，需要开展第 33.84 条发动机超扭试验。考核发动机在工作当中，由于某种失效导致超出扭矩限制值后，持续工作的能力。发动机通过第 33.84 条超扭试验验证后，若发动机在工作中出现超出扭矩限制，但是在声明的最大发动机超扭范围之内（持续时间达到 20s），发动机不需要更换或进厂维修。

FAA 与 EASA 在对发动机超扭试验的规章符合性指导方面没有特定的咨询通告，仅有 FAA 于 2015 年发布的 AC 33.87-1A，部分内容指导了申请人开展超扭验证工作。

当前，我国发动机适航规章中包含了 33.84 条超扭要求，但没有相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中，尽管申请人掌握了规章要求，但缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，在具体验证工作的落实方面存在困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解

读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.84 条款的技术研究工作，明确了 FAA、EASA 相关条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33.87-1A 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、东安和动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了数次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在某型发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.84 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.84 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，以及申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 发布的咨询通告 AC 33.87-1A 对发动机初始维修检查的验证思路提出了概括性的建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告为首次针对 33.84 条款发动机超扭试验编写单独的 AC 文件，指导国内外申请人开展验证工作。

(2) 本咨询通告明确了对 33.84 条款的符合性验证方法，包括条款解析、规章安全意图、失效原因分析、最大发动机超扭值选定、超扭试验发机构型、试验参数要求、通过/失败准则等。

(3) 本咨询通告整体验证流程建议按照逻辑顺序进行指导，有助于国

内申请人梳理整体验证思路。

(4)本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如最大发动机超扭等，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

AC 33.85 校准试验

1. 背景和目的

发动机适航性的认证一般遵循从零部件、单元体、系统到整机的自底向上、逐步累积式的验证过程。持久试验作为发动机考核面最广、持续周期最长、通过难度最大的地面整机试验，通常会引发较大的设计更改，是实现从各部件系统的可用性到整机耐久性的最重要一环。试验通过模拟加速严苛的发动机工作循环，并附带考核各类极端严苛的运行工况，以充分验证发动机的耐久性与可靠性，并尽可能地暴露设计问题。其验证要求充分体现了发动机的本质特点，即强瞬变、强耦合、强集成和强非线性，重要程度堪比飞机审定过程中的飞行试验。

作为最原始的条款之一，持久试验从 FAA 立法之初即有，且历次改版次数最多，CAR-13 更改 10 次，FAR-33 更改 8 次。该条款最早出现于 1937 年 11 月 1 日生效的 CAR-13 部，历经 10 次修订后，作为 33.87 条款生效并加入初版 FAR，条款名依旧保持持久试验不变，后共历经 8 次修订，其中第 9 次修订对应的 FAR-33 第 30 修正案版本与现行的 CCAR-33 部条款等效，第 10 次修订只是对规章用语进行勘误和调整，无实质要求上的变化。对应的 EASA 条款为 CS-E 740，同样作为最初的条款之一，于 2003 年 10 月 24 日 CS-E 规章颁布之初生效并加入。从 CS-E 规章初始版本至最新的第 6 修正案，针对持久试验条款 CS-E 无实质修订。从修订历史来看，持久试验条款的更改与工业实践相匹配，反映了发动机新技术的发展历程，且服务于外场服役的实际使用需求，例如，旋翼机的 30 秒、2 分钟、2.5 分钟和 30 分钟 OEI 使用限制的增加与旋翼机的全新使用状态直接相关。另外，持久试验关于三红线的要求自条款设立之初一直沿用至今，只在运行时间要求上有所延长，而对发动机耐久性、可靠性、工作及操纵特性的考核实质未发生变化，相应地，其验证限制要求也未发生变化。

作为 33.87 持久试验的伴生条款，校准试验的目的在于，通过试验

前后的性能校准以确定发动机的性能状况和衰退特性。此条款同样在 CAR-13 部立法之初生效，与持久试验和工作试验共同构成台架试验的基本验证要求，并于 1965 年 2 月 1 日加入 FAR-33 部，其后共历经 2 次修正案更改，最新的版本为第 18 修正案，与 CCAR-33R2 现行有效条款等效。EASA 的 CS-E 规章中与校准试验对应的条款为 CS-E 730，CS-E 规章初始版本至最新的第 6 修正案，针对校准试验条款 CS-E 未进行任何修订，与 FAR 33.85 条款相比除 30 秒和 2 分钟 OEI 功率状态的特殊要求存在差别之外，其他要求完全一致。

针对 FAR 33.87 持久试验及其一系列伴生及关联条款包括：33.82 台架试验概述、33.85 校准试验、33.93 分解检查等，FAA 发布了咨询通告 AC 33.87-1A 和 AC 33.87-2，给出了可接受的符合性方法。EASA 也在 AMC E 740 和 AMC E 730 中分别对持久试验和校准试验规章要求进行了解释。我国适航规章中的 CCAR 33.87 发动机持久试验和 33.85 校准试验要求分别与 FAA 的 FAR 33.87 和 33.85 条款等效，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外涡轮发动机持久试验和校准试验相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空涡轮发动机工业发展情况，对条款要求进行解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中，首先梳理 FAA 和 EASA 涡轮发动机持久试验、校准试验条款的演变历史，明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究，深入理解和分析 FAA 咨询通告、审定备忘录和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次，结合国内外涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件，完成本咨询通告初稿的编制。最后，在国内广泛征集发动机工业方和中心系统的建议和意见，共收到中国航发商发、中国航发研研所共计 21 条修改意见。经评估，共采纳或部分采纳了 11 条修改意见。

本咨询通告已在国内型号合格审定项目中进行了初步应用实践，帮助申请人理解涡轮发动机持久试验及校准试验条款的符合性方法、建立符合性验证思路，同时也为局方开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义、条款要求解析/规章安全意图和可接受的符合性方法。其中定义部分，给出了发动机部件、相关件和重要硬件、试验件、持久试验循环和红线状态及三红线试验状态的定义；条款要求解析/规章安全意图部分说明了条款的目的和安全意图；可接受的符合性方法一章中，校准试验部分对功率特性、校准试验要求概述、30秒和2分钟OEI功率要求给出了指南；持久试验部分以条款原文为提纲，分别对33.87条(a)至(f)款的规章要求进行了解析，并在验证实施层面给出了指导。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告主要参考FAA的AC 33.87-1A编制，与FAA和EASA现有规章和规范性文件的差异主要体现在以下几个方面：

(1)本咨询通告相对于FAA和EASA的规章和规范性文件，增加了“条款要求解析/规章安全意图”章节，对CCAR 33.87条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。

(2)本咨询通告在2.2.2.5节明确了最大引气要求：试验主要考核和验证的，且应在TCDS中体现的引气限制值为极限客户引气量，发动机用引气（防冰、二次流等）保持正常功能打开，发挥预期功能即可。

(3)本咨询通告在2.2.2.6节明确了功率提取要求：发动机运行在额定功率状态（红线）时飞机附件所需的功率提取数值应为客户确定的额定功率提取量，发动机在其他功率状态下，对提取量没有要求，连接件保持正常加载和带转即可。

(4)本咨询通告在2.2.2.7节明确了关于燃油压力限制改装的方法表述，即申请人可以通过试验设备进行热交换调节油液温度，以达到所需的限制值。

(5)本咨询通告在2.2.8节明确了30秒和2分钟OEI功率的发动机使用限制，该值应为基于第33.87条(f)款要求的2小时试验期间获得的最小值，而非平均值。

(6)本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如试验件、相关件和重要硬件、持久试验谱、试验循环、试验次序等，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

AC 33.87 持久试验

本 AC 编制说明详见 AC 33.85。

AC 33.88 发动机超温试验

1. 背景和目的

在航空器运行条款中，针对紧急事件，飞行员可以偏离运行规章的要求，这其中包括了允许飞行员需要更多的功率或推力时，将发动机控制在超过红线温度的状态下。此外，控制系统或其它发动机失效也可能导致发动机处于超温的状态。第 33.88 条的实质要求即来源于此，规定此项要求在于验证涡轮转子以及发动机整机具有承受超温状态的能力并能保证最终安全降落。

为验证发动机承受超温的能力，经过多年研究，国外航空发达国家的局方均已在发动机适航规章中对发动机超温试验提出了具体要求。1984 年，在针对 FAR 33 部进行的第 10 次修订中，FAA 对第 33.88 条进行了修订，确定了发动机超温试验的工作时间为 5 分钟。2008 年，FAA 在针对 FAR 33 部进行的第 25 次修订时，FAA 对第 33.88 条进行了修订，以适应针对具有额定 30 秒和 2 分钟 OEI 功率设计的涡轴发动机相关规章一体化的工作。此外，FAA 于 2009 年发布了 AC 33-7A，于 2013 年发布了 AC 33-2C，指导申请人开展验证工作，这两个 AC 对发动机超温试验的验证过程较为详细，包括对试验装置、试验条件和试验判据的解释，可以较好地指导申请人的验证工作。EASA 的 CS-E 规章中并没有与 FAR 33.88(a) 及 CCAR 33.88(a) 完全对应的条款，但 CS-E 920 超温试验条款的要求与 FAR 33.88(b) 及 CCAR 33.88(b) 要全一致。

我国发动机适航规章中对发动机超温试验的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.88 条款的技术研究工作，梳理了 FAA、EASA 等局方相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33-7A、AC33-2C、AMC-E 920 中的符合性验证建议。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、动研所等国内民用航空发动机的申请人和潜在申请人开展了多次专题研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机、某型涡轴发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.88 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.88 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，从整机试验实施和试验后检查方面展开，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2009 年发布的 AC 33-7A 和 2013 年发布的 AC 33-2C，对发动机超温试验的验证思路提出了建议。并于 1988 年和 1997 年发布了两个 Memorandum 以明确审定要求。EASA 相关指导性文件为 2003 年随 CS-E 初版一同发布的 AMC-E 920，对有 30 秒和 2 分钟 OEI 功率状态的发动机超温试验提出了验证指导。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告从国外多个指导性文件零星的验证指导中提取关键点进行整合，系统梳理条款的验证思路建议，并对国外指导性文件中易产生歧义的表述进行具体解读，有助于指导国内申请人梳理整体验证思路。

(2) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如红线状

态、控制温度站位、指示温度站位，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(3) 本咨询通告给出了指示温度站位的可选位置，并且明确了试验前应通过分析建立涡轮进口温度与指示温度之间的关系的具体要求。

AC 33.89 工作试验

1. 背景和目的

在预期的使用环境下具备安全的工作特性是航空发动机最基本的能力，为了验证发动机的工作性能，避免在使用过程中出现超温、喘振、熄火、失速、结构损伤等危害航空器安全运行的情况，各国适航当局均针对发动机工作特性（包括起动点火、慢车、加减速、超转等）提出适航要求，规定申请人需要开展相关发动机工作试验，表明发动机在使用包线内具有安全的工作特性。

FAA 的 FAR33.89 条款由 CAR 13.255 条“工作试验”演变而来，共经历四次修订，其现行有效的版本是在 1984 年发布的第 10 修正案。EASA 的 CS-E 规章中与工作试验对应的条款包括 CS-E 500 功能、CS-E 720 连续点火、CS-E 745 发动机加速、CS-E 750 起动试验、CS-E 770 低温起动试验、CS-E 830 发动机最大超转、CS-E 910 空中重新点火。

FAA 未针对 33.89 条款颁发专用的咨询通告 (Advisory Circular, AC)，但是与之相关的有 4 份 AC：

(1) AC 33-2C

该 AC 提出了涡轮发动机综合的符合性指南，其中针对 FAR 33.89 条款，提出了工作试验应该包含的试验项目。

(2) AC 20-147A

该 AC 提出了涡轮发动机进气系统结冰的符合性方法，该方法在符合 33.68 进气系统结冰条款的符合性的同时，也为符合 33.89 (b) 条要求提供了符合性证据。

(3) AC 20-24D

该 AC 提出了动力装置适用燃油、滑油及其添加剂批准的符合性方法，考虑到燃油的成分和特性对发动机使用包线范围内某些工作点的燃烧能力能够产生严重的影响，发动机起动、加速、减速、稳态工作等工作试验的试验结果应用来评估拟批准燃油对发动机在使用包线范围内不同工

作点的影响。

(4)AC 20-18B

提出了涡喷和涡扇发动机使用反推的符合性方法，其中针对 33.89 条款的要求，提出申请人应在工作试验中包含反推的使用，以确定不会因为反推的使用对发动机的工作特性产生不利影响。

EASA 也在相应条款 AMC 中对规章要求进行了解释。EASA 相对于 FAA，对工作试验相关的空中起动试验、加速试验等符合性给出了相对较详细的符合性关注事项说明，也没有对工作试验的完整符合性方法和符合性判据给出具体和详细的说明。

目前我国适航规章 CCAR33.89 条款的有效版本与 FAR33 部第 10 修正案中的 FAR33.89 保持一致，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外涡轮发动机工作试验相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空涡轮发动机工业发展情况，对条款要求进行解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中，首先梳理 FAA 和 EASA 涡轮发动机工作试验条款的演变历史，明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究，深入理解和分析 FAA 咨询通告、审定备忘录和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次，结合国内外涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件，完成本咨询通告初稿的编制。最后，在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见，共收到中国航发商发和动研所共计 12 条修改意见。经评估，共采纳或部分采纳了 4 条修改意见。

本咨询通告已在国内型号合格审定项目中进行了初步应用实践，帮助申请人理解涡轮发动机工作试验条款的符合性方法、建立符合性验证思路，同时也为局方开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法、需要说明的其它问题。其中条款要求解析/规章安全意图部分说明了条款的目的和安全意图；可接受的符合性方法部分给

出了工作试验条款的符合性验证方法，并分别针对分析方法和符合性试验方法需关注的方面进行了说明；需要说明的其它问题部分针对反推影响工作试验符合性方法给出了技术说明。

4. 与国外政策的对比

目前 FAA 未针对 33.89 工作试验条款颁发专用的 AC，EASA 仅对工作试验相关的空中起动试验、加速试验的符合性给出了相对较详细的符合性关注事项说明，但没有对工作试验的完整符合性方法和符合性判据给出具体和详细的说明。本咨询通告在参考国内外工作试验相关规章、指导性文件、符合性资料的基础上，由编制人员开展大量研究后独立编写完成，没有直接对应的国外政策，其内容与现有国内外政策在技术要求上不存在实质性差异。

AC 33.90 初始维修检查

1. 背景和目的

为了在所要求或推荐的维修检查间隔内或翻修周期内，发动机满足持续适航文件和 33.19 条要求，保持可用状态，需要开展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，以帮助发动机型号确立投入运营时的初始维修检查（IMI）间隔或整机固定翻修期。经过多年研究，FAA、EASA 已在发动机适航规章中对 IMI 试验提出了具体要求。

在 1974 年 FAR 33 部第 6 修正案颁布之前，规章并没有发动机 IMI 验证方面的专门要求，此前的翻修周期主要是基于 150 小时持久试验的外插结果，但 150 小时持久试验是一种加速严苛试验，不能很好地模拟发动机的正常使用情况，也不能等效地反映更长期的使用运行情况。此时的发动机维修大都按照整机固定周期翻修/拆修的思想进行，因此，在充分认识到新研发动机型号应该用模拟真实运行情况的试验来验证初始翻修周期，以减少型号刚投入使用时的故障之后，FAA 在 FAR 33 部第 6 修正案中增加了 FAR 33.90 条“翻修试验”的审定要求。

从 20 世纪 60 年代末、70 年代初开始，以可靠性为中心的维修 (RCM) 理论等方法出现并逐渐发展、日益成熟，越来越多的发动机不再以固定的翻修周期控制发动机的维修，而是按照 RCM 理论制定结构化的维修检查大纲，翻修期不再固定。FAA 同时认可传统的按照整机固定周期翻修/拆修思想制定的维修大纲和按照 RCM 理论制定的维修大纲的有效性。由

于 33.90 条中的“翻修”一词已经明显不适应新型维修大纲，于是在 1984 年 FAR 33 部第 10 修正案中用 33.90“初始维修检查”替代了原来的 33.90“翻修试验”，并且删除/停用了 33.7 和 33.90 条内容中的“翻修”字样。

2007 年 FAR 33 部第 21 修正案又将 33.90 条的名称更新为“初始维修检查试验”，并与本版修正案中新增 33.201 条“早期 ETOPS 资格的设计和试验要求”相适应，给出了两种审定试验类型，从而形成了现行有效的 FAR 33.90 条款。FAA 分别于 2004 年和 2016 年发布了 AC 33.90-1 和 AC 33.90-1A，指导申请人开展验证工作。

我国发动机适航规章中对初始维修检查的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 21 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 33.90 条款的技术研究工作，梳理了国外局方(如 FAA、EASA)相关条款的演变历史，明确了条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA 的 AC 33.90-1A 中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、东安和动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了数次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机及某型涡轴发动机型号合格审定中，

审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 33.90 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析/规章安全意图部分，对 33.90 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，以及申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 发布的咨询通告 AC 33.90-1A 对发动机初始维修检查的验证思路提出了概括性的建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告整体验证流程建议按照逻辑顺序进行指导，有助于国内申请人梳理整体验证思路。

(2) 本咨询通告是按照审定经验自行组织语言进行的符合性指导描述。

(3) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如初始维修检查、初始维修检查间隔、结构化检查、翻修等，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

AC 33.91 发动机系统和部件试验

1. 背景和目的

为验证发动机系统和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，各国局方均已在发动机适航规章中对发动机系统和部件试验提出了具体要求。在 1965 年，美国联邦航空局（FAA）发布了联邦航空规章 FAR33.91 发动机部件试验条款，明确了在 FAR33.87 持久试验中未能充分验证的部件，需开展附加的试验要求；在第 6 次修订中，FAR33.91 条款新增了增压油箱及超音速飞机发动机部件试验的要求；在第 26 次修订中，将 FAR33.91 适用对象从部件修改为系统和部件；在第 27 次修订中，将滑油箱的承压要求移到 FAR33.71 条款，将增压油箱的承压要求关联新增的 FAR33.64 静承压件条款。此外，FAA 于 2010 年发布了

咨询通告 AC 33.91-1，指导申请人开展系统和部件试验验证工作。欧洲民用航空局（EASA）的航空发动机审定规章 CS-E 中 CS-E 80 和 CS-E 170 分别提出了对设备的验证要求和对系统的验证要求，并通过可接受符合性方法 AMC E 80 和 AMC E 170 指导申请人开展系统和部件试验验证工作。

我国发动机适航规章 CCAR33 部中对发动机系统和部件试验的要求借鉴了 FAA FAR 33 部第 27 修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但由于缺乏验证经验、没有识别验证过程中可能的风险点、风险相关验证技术缺失、缺少指导性文件指导具体的验证工作，导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍，具体表现为：

(1) 部件的定义不充分，导致条款验证对象不明确，存在验证对象遗漏的问题；

(2) CCAR 33.91 条款和 CCAR 33 部其他条款的关系不明确，导致系统和部件的验证工作存在重复或者遗漏的风险；

(3) 系统和部件试验验证项目的适用性不确定，存在验证工作重复或者遗漏的风险；

(4) 具体验证项目的符合性验证方法和符合性要点不清晰，存在符合性证据不充分的风险；

(5) 缺乏系统和部件验证声明的指导，存在系统和部件限制声明被遗漏的风险；

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.91 条款的技术研究工作，梳理了国外局方(如 FAA、EASA)相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33-2C、AC 33.91-1、AC 20-136B、AC 20-158A、AC_21-16G、EASA AMC E 80、AMC E 170 等中的符合性验证建议。再者，开展了相关工业标准的研究工作，梳理了 RTCA/DO-160G、SAE ARP 5757A 等中的试验考核条件和试验程序要求。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审

定活动及相关技术交流，与中国航发商发、中国航发东安公司、中国航发发动机所、中国航发南方、中国航发动控所等国内民用航空发动机的申请人、潜在申请人以及系统和部件研制厂商开展了多次专题研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在国内外审定项目中进行了初步应用实践。在国内某型涡扇发动机、某型涡轴发动机型号合格审定中，审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及符合性要点，帮助申请人对符合性验证思路进行规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.91 条款涉及的关键术语名词及定义。在条款要求解析部分，对 CCAR 33.91 条款的实质要求进行了解读。在可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，从验证说明、验证实施、环境限制总结三方面展开，提出了申请人应关注的符合性技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2010 年发布的 AC 33.91-1，其中提出了发动机系统和部件试验的验证科目、采用试验和相似性表明符合性的要点，对发动机系统和部件试验的验证思路提出了建议。EASA 相关指导性文件为 2003 年随 CS-E 初版一同发布的 AMC-E 170，AMC-E 80，对系统和部件试验提出了验证指导。

本咨询通告与国外相关指导材料相比，在以下几个方面进行了有效的补充：

(1) 本咨询通告完善了术语定义中部件的描述，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念并确定条款的适用对象。

(2) 本咨询通告对国外指导性文件中易产生歧义的表达进行具体解读，给出了系统和部件试验条款的验证思路建议，明确了 33.91 条款和 33 部其他条款的关系，提出了系统和部件试验的策划说明，降低了符合性验证工作遗漏的风险，有助于指导国内申请人梳理整体验证思路。

(3) 本咨询通告给出系统与部件试验验证项目的适用性，例如明确室温耐久验证项目适用于除电子部件以外的其他所有发动机部件，特别是内部有活动零件的部件，例如内部含有弹簧、阀门等，有助于在国内民

用航空发动机行业内确定验证项目的适用对象。

(4) 本咨询通告给出系统与部件试验验证项目的符合性要点，例如对于润滑系统进行高温耐久验证项目验证时，应考虑使用对诸如垫圈和 O 形圈等非金属零件有着最严重影响的滑油，有助于指导国内申请人明确验证项目的验证条件和通过准则。

(5) 本咨询通告给出了需要在安装使用手册中声明的系统和部件环境限制要求和具体项目，有助于在国内民用航空发动机行业内确定发动机系统和部件的限制声明项目。

AC 33.92 转子锁定试验

1. 背景和目的

转子锁定装置是航空发动机空中停车后防止发动机转子转动造成伤害的重要部件。转子锁定装置不是发动机必须的设计构型，若申请人表明了对 33.74 条的符合性，则 33.92 条要求不适用。

FAR33 部中第一次出现 33.92 条款是从第 6 修正案开始。为防止发动机空中停车后，转子持续转动可能造成的危害性后果，FAA 针对 14 CFR Parts 21, 23, 25, 27, 29 和 33 的部分条款进行了修订。新增了第 33.92 条风车试验的要求：“(a) 当发动机空中停车时，除非有措施能够使发动机转子停车，否则发动机转子在发动机滑油系统无滑油的情况下，必须有能力和以限定的风车转速持续转动 3 小时而不导致下列情况：

(1) 着火；(2) 破裂（穿透机匣）；或 (3) 产生大于 33.23 中规定的那些载荷。(b) 对于装有当发动机在空中停车时能使发动机转子停止转动的装置的涡喷或涡扇发动机，必须在在下列条件下进行 25 次运转：(1) 在以额定最大连续推力工作时，每台发动机必须停车；(2) 对用于超音速飞机的发动机合格审定，在进行本条款要求的试验时，其进气和发动机外表面的温度必须保持在最大限制值。”该要求逐步演化为 33.74 条持续转动和 33.92 条转子锁定装置。对于具有转子锁定试验的发动机，33.92 (b) 为 33.92，要求转子在最大扭矩时停止 5 分钟，相关操作说明必须规定在使用手册中。

我国《航空发动机适航规定》(CCAR-33R2) 中对转子锁定试验的要求借鉴了 FAR 33 部第 17 修正案的内容，但尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.92 条款的技术研究工作，梳理了 FAA 和 EASA 相关条款的演变历史，明确条款的实质要求，尤其是针对 FAR33 部第 17 修正案进行了深入研究。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，系统总结了现有参考性文件中的符合性方法建议。最后，广泛征集工业方的意见和建议，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发等国内民用航空发动机的申请人开展了多次专题研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

由于国内尚无采用转子锁定装置的发动机型号，该咨询通告目前还未有应用实践。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括两部分：规章安全意图、可接受的符合性方法。规章安全意图部分，对 CCAR 33.92 条款的安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了转子锁定装置试验的总体要求、最大扭矩的确定、试验实施过程、试验判据和其他要求，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2016 年发布的 AC 33.74/92-1B。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

- (1) 在结构上，按照转子锁定试验的符合性验证流程编制；
- (2) 对转子锁定装置试验的具体实施过程进行了指导。

AC 33.93 分解检查

1. 背景和目的

民用航空发动机在完成经批准的 150h 持久试验后需开展分解检查以表明发动机各零部件的可用性，国外审定局方均已在发动机适航规章中对持久试验后分解检查提出了具体要求。

1952 年，民用航空规章 (CAR) 第 13 部的修订本创建了有关涡轮发动

机分解检查的初始条款。1965年当联邦航空规章第33部开始生效时，原适航标准被取代。自1965年来依次通过第33-0、33-6、33-9、33-10、33-18、33-25修正案对FAR33.93条款进行了修正。这些修订案对发动机分解检查的要求进行了完善，以适应现代涡轮发动机以及发动机与飞机界面不断增加的复杂性。

CS-E对应条款为CS-E 740(h)，CS-E 740(h)(1)对应FAR 33.93(a)，CS-E 740(h)(2)对应FAR 33.93(b)：二者均适用于要求30秒OEI和2分钟OEI功率额定值的旋翼航空器发动机，其中，CS-E 740(h)(2)(i)对应FAR 33.93(c)，CS-E 740(h)(2)(iii)对应于FAR 33.93(b)(2)。CS-E 740(h)和FAR 33.93条款在要求上基本上是一致的，主要区别之处在于，CS-E新增了CS-E 740(h)(2)(ii)条，该条相较FAR 33.93条款对于FAR 33.93(c)或CS-E 740(h)(2)(i)中要求的完成150h持久试验后补充开展额外2小时试验的情况进行了补充说明：可以在完成持久试验后，在开展2小时补充试验前开展分解检查，但发动机须仍使用已完成150h小时持久试验的非消耗类的旧零部件进行重新组装。

此外，FAA于2015年发布AC 33.87-1A(其中，第4章及附录11为33.93条款相关内容)，指导申请人开展分解检查验证工作。

我国发动机适航规章中对分解检查的要求借鉴了FAA FAR 33部第32修正案内容，但尚无相关指导性文件发布。在国内型号合格审定中发现，尽管申请人掌握了规章要求，但由于缺乏验证经验，易导致验证工作的落实遇到困难，成为影响我国发动机型号开展符合性验证工作的一大障碍。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对CCAR 33.93条款的技术研究工作，梳理了国外审定局方(如FAA、EASA)相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了FAA AC 33.87-1A(FAR 33.93部分)中的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及与国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过

程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、XX 和 XXX 等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了 X 次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行前期规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.93 条款涉及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.93 条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性实施验证过程中应关注的关键技术要点。

4. 与国外政策的对比

33.93 条无 FAA 和 EASA 的单独咨询通告，FAA 相关咨询通告为 2015 年发布的 AC 33.87-1A(FAR 33.93 部分)，本文结合审定实践经验首次针对 33.93 分解检查条款单独编制咨询通告。

AC 33.94 叶片包容性和转子不平衡试验

1. 背景和目的

民用航空涡轮发动机非包容的转子失效对飞行安全构成严重威胁，高速运动的碎片可能击穿相邻结构、油箱、机身、系统构件和其他安装在飞机上的动力装置，引起重要结构或系统的损伤、不可控火情、客舱快速失压、飞机丧失推力等严重后果，甚至会导致飞机硬着陆、人员严重伤害/死亡、整机失事等灾难性后果。

鉴于非包容的转子失效可能导致的严重后果，一直以来，航空发动机制造商都在致力于降低非包容转子失效发生的可能性。适航规章第 33.19 条“耐用性”条款要求：“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”。这实质上是要求发动机结构具有抵抗失效转子叶片冲击而不发生穿透的能力，同时要求发动机结构具有抵抗因转子叶片失效而产生的不平衡载荷的能力。而规章第 33.94

条“叶片包容性和转子不平衡试验”则提出了明确的试验验证要求，要求通过发动机整机试验，验证发动机结构具备上述能力。需要明确指出的是，适航规章 33 部对于发动机包容性的要求只针对叶片，因为现有的技术条件还不足以支撑发动机对大的集中质量失效转子碎片，例如涡轮盘碎片的包容。

叶片包容性和转子不平衡条款本质上是对发动机整机最严酷失效条件承受能力的试验验证要求的条款。对于转子叶片失效的包容以及由其导致的转子不平衡的响应是一个非常复杂的动态过程，并且涉及了发动机型号设计的几乎所有零部件。根据目前工业实践的水平，叶片失效包容的动态过程及其结果很难采用设计、分析以及计算的方式加以准确预测，因此必须采用试验的方法对最关键叶片失效的包容以及其所导致的不平衡力的响应加以验证。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况，对条款要求进行具体解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中，首先开展了针对 CCAR 33.94 条款的技术研究工作，梳理了 FAA、EASA 等局方相关条款的演变历史，明确条款的实质要求。其次，开展当前有效的支持性文件研究工作，梳理了 FAA AC 33-5、EASA AMC E810 中关于发动机包容性和转子不平衡试验的符合性验证建议，以及 FAA Memorandum ANE-2006-33.94-2、AMC E 520(c) (2) 中关于整机模型分析的符合性验证建议。再次，根据国内外审定实践，以及国内外相关专家的交流情况，形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点，有针对性地在咨询通告中体现。最后，广泛征集工业方的建议和意见，结合型号合格审定活动及相关技术交流，与中国航发商发、东安和动研所等国内民用航空发动机的申请人、持证人和潜在申请人开展了多次专题调研和技术研讨活动，进一步优化和完善本咨询通告，形成了当前的建议稿。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义和缩略语、条款要求解析、可接受的符合性方法。在定义和缩略语部分，明确了 CCAR 33.94 条款涉

及的关键术语名词及定义。条款要求解析部分，对 CCAR 33.94 条款的实质要求进行了解读。可接受的符合性方法部分，明确了符合性方法，并按照验证工作开展的逻辑顺序提出了建议的验证思路，从验证前准备工作、试验验证、分析验证三个段落展开，提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 1990 年发布的 AC 33-5，EASA 相关指导性文件为 2003 年随 CS-E 首版同时发布的 AMC E810，两者均对发动机包容性和转子不平衡试验验证思路提出了概括性的建议。

同时，FAA 2009 年修订的备忘录 FAA Memorandum ANE-2006-33.94-2，EASA 2009 年随 CS-E Amendment 2 同时发布的 AMC E520(c)(2) 均对发动机整机分析模型确认提出了原则性要求。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告整体验证流程建议按照逻辑顺序进行指导，有助于国内申请人梳理整体验证思路。

(2) 本咨询通告统一了术语定义及相关名词的中文表述，如包容性、最大允许转速、关键转子叶片，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。

(3) 本咨询通告明确并细化了整机试验通过准则。

AC 33.95 发动机-螺旋桨系统试验

1. 背景和目的

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，完成 33.95 规定的试验。

FAA 的 FAR 33.95 由 CAR 13.259 条“发动机—螺旋桨系统试验”演变而来，共经历两次修订，其现行有效的版本是 FAA 在 1967 年发布的 FAR33 部第 3 修正案。EASA 的 CS-E 规章中没有发动机—螺旋桨系统试验条款，仅有 CS-E 180 “螺旋桨功能试验”与 FAR 33.95 相关，但两个条款存在实质技术差异。

FAA 未针对 33.95 颁发专用的咨询通告(Advisory Circular, AC)，仅有 AC 33-2C 与该条款相关。FAA AC 33-2C 提出了涡轮发动机综合的符合性指南，其中针对 FAR 33.95，提出了各个发动机-螺旋桨系统试验的考

核意图及其他注意事项。

EASA 针对 CS-E 180 “螺旋桨功能试验” 颁发了可接受的符合性方法 (AMC), 该 AMC 仅涉及螺旋桨的相关批准以及允许活塞发动机在试验中使用辅助冷却装置。

目前我国适航规章 CCAR 33.95 的有效版本与 FAR33 部第 3 修正案中的 FAR 33.95 保持一致, 尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外涡轮发动机和螺旋桨系统试验相关规章及指导性文件的基础上, 结合审定实践, 对条款要求进行解读, 并提出建议的符合性方法, 以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中, 首先梳理 FAA 和 EASA 与发动机—螺旋桨系统试验相关条款的演变历史, 明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究, 深入理解和分析 FAA 咨询通告和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次, 结合国外涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件, 完成本咨询通告初稿的编制。最后, 在国内广泛征集航空发动机工业方的建议和意见, 进一步优化和完善本咨询通告, 形成了当前的建议稿。

本咨询通告可帮助申请人理解发动机—螺旋桨系统试验条款的符合性方法、建立符合性验证思路, 同时也为局方开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括两个部分: 条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法。其中条款要求解析/规章安全意图部分说明了条款的目的和安全意图; 可接受的符合性方法部分针对不同的试验要求给出了相应的符合性验证方法和试验注意事项。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告主要参考 FAAAC 33-2C 中的 33.95 相关内容编制, 二者的差异主要体现在以下方面:

(1) 本咨询通告相对于 FAA 的 AC 33-2C, 增加了“条款要求解析/规章安全意图”章节, 对 CCAR 33.95 的实质要求以及规章安全意图进行了解读。

(2)本咨询通告相对于 FAA 的 AC 33-2C, 针对 33.95 (b) 或 (c) 款的试验要求增加了一个前提条件, 即“发动机的设计构型中包含负扭矩和推力系统或自动退耦装置”。

AC 33.96 以辅助动力装置 (APU) 方式工作的发动机试验

1. 背景和目的

如涡桨发动机设计成带螺旋桨制动器, 且可以 APU 方式工作, 申请人应验证螺旋桨制动器在申请人声明的工作范围内能够正常工作, 并且以 APU 方式工作不会对涡桨发动机产生不利的影晌。

FAA 的 FAR 33.96 条款于 1986 年 4 月 24 日 FAR 33 部第 11 次修正案中提出, 并一直沿用至今。EASA 的 CS-E 规章中没有以 APU 方式工作发动机试验的条款, 仅有 CS-E 900“螺旋桨制动”与 FAR 33.96 相关, 但两个条款存在实质技术差异。

FAA 未针对 33.96 条款颁发专用的咨询通告 (Advisory Circular, AC), 仅有 AC 33-2C 与该条款相关。FAA AC 33-2C 提出了涡轮发动机综合的符合性指南, 其中针对 FAR 33.96 条款, 提出了以 APU 方式工作试验考核的系统和零部件及其它注意事项。

EASA 未针对 CS-E 900“螺旋桨制动”颁发可接受的符合性方法 (AMC), 也没有发动机以 APU 方式工作相关的 AMC。

目前我国适航规章 CCAR33.96 条款的有效版本与 FAR33 部第 11 修正案中的 FAR33.96 保持一致, 尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外涡轮发动机以 APU 方式工作相关规章及指导性文件的基础上, 结合审定实践, 对条款要求进行解读, 并提出建议的符合性方法, 以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中, 首先梳理 FAA 和 EASA 与以 APU 方式工作的发动机试验相关条款的演变历史, 明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究, 深入理解和分析 FAA 咨询通告、审定备忘录和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次, 结合国外涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件, 完成本咨询通告初稿的编制。最后, 在国内广泛征集发动机工业方的建议和意见, 共收到中国航发商发 1 条修改意见。经评估, 共采纳或部分采纳了 1 条修改

意见。

本咨询通告可帮助申请人理解涡桨发动机以 APU 方式工作试验条款的符合性方法、建立符合性验证思路，同时也为局方开展符合性审查工作提供了指导。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法、需要说明的其它问题。其中条款要求解析/规章安全意图部分说明了条款的目的和安全意图；可接受的符合性方法部分针对不同的试验要求给出了相应的符合性验证方法；需要说明的其它问题部分给出了采用 APU 方式工作设计涡轴发动机的审定基础确定方法。

4. 与国外政策的对比

目前 FAA 未针对 33.96 条款颁发专用的 AC，EASA 未针对以 APU 方式工作的发动机试验制定规章条款和相应的 AMC。本咨询通告在参考国外以 APU 方式工作的发动机试验相关规章、指导性文件、符合性资料的基础上，由编制人员开展大量研究后独立编写完成，没有直接对应的国外政策，其内容与现有国内外政策在技术要求上不存在实质性差异。

AC 33.97 反推力装置

1. 背景和目的

民用航空发动机安装反推力装置后，会对发动机本体的气动性能、工作特性、振动特性等方面产生影响。为确保发动机在安装反推力装置后能够正常运行，各国适航当局均针对反推力装置提出了专门的适航要求。

FAA 针对反推力装置的条款要求由来已久，最早可追溯至 1959 年 10 月 1 日生效的 1956 年版 CAR-13 部第 3 修正案的 13.260 条 Thrust reversers。之后，FAA 将 CAR 重写为 FAR。1964 年 6 月 3 日，FAA 发布 Final Rule No. 3025，正式发布了 FAR 33.97 条款内容。现行 FAR 33.97 条款是在 FAR-33 部第 3 修正案中完成的，之后没有再进行修订。EASA 的 CS-E 规章中反推力装置条款为 CS-E 890。CS-E 规章经历了从初始版本到最新的第 6 修正案的演变，CS-E 890 条款在第 1 修正案和第 5 修正案进行了部分措辞的修订，条款实质内容未发生变化。此外，FAA 发布了

咨询通告 AC 20-18B, 对 33.97(a) 和 33.97(b) 给出了可接受的符合性方法。EASA 发布了 Certification Memo CM-PIFS-002 指导反推力装置的审定活动, 并在 CS-E AMC E 890 中对规章要求进行了解释。

我国现行发动机适航规章借鉴了 FAA FAR 33 部第 30 修正案内容。其中, CCAR 33.97 反推力装置条款对应 FAR 33.97 条款第 3 修正案的内容, 但截至目前尚未发布相关指导性文件。在国内型号合格审定中发现, 尽管申请人掌握了规章要求, 但符合性验证思路不够清晰, 验证工作的落实过程中缺乏指导性资料, 进而影响了我国自主发动机型号符合性验证工作的开展。

本咨询通告在参考了国内外相关规章及指导性文件的基础上, 结合审定实践及我国民用航空发动机工业发展情况, 对条款要求进行具体解读, 并提出建议的符合性方法, 以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

本咨询通告编制过程中, 首先开展了针对 CCAR 33.97 条款的技术研究工作, 梳理了 FAA、EASA 等局方相关条款的演变历史, 明确条款的实质要求。其次, 开展当前有效的支持性文件研究工作, 梳理了 FAA AC 20-18B、EASA CM-PIFS-002 与 AMC 890 中的符合性验证建议。再次, 根据国内外审定实践, 以及与国内外相关专家的交流情况, 形成了条款验证过程中的关键点及易产生验证疏漏的技术点, 有针对性地在咨询通告中体现。最后, 在国内广泛征集中国航发商发、东安公司、动研所等发动机工业方的建议和意见, 进一步优化和完善本咨询通告, 形成了当前的建议稿。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内外审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告, 向申请人明确了反推力装置条款要求及技术关键点, 帮助申请人梳理符合性验证思路。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分: 条款要求解析/规章安全意图、可接受的符合性方法、需要说明的其它问题。其中, 条款要求解析/规章安全意图部分, 对 CCAR 33.97 条款的实质要求进行了解读; 可接受的符合性方法部分, 明确了符合性验证方法, 并从反推力装置的构型要求、反推力装置与发动机匹配性试验要求、反推力装置耐用性试验三个方面展开叙述, 提出了申请人应关注的关键技术要点和建议的实施方案; 需

要说明的其它问题部分，针对未确定反推力装置构型的取证发动机型号，以及反推力装置控制系统的安全评估做了特殊说明。

4. 与国外政策的对比

FAA 相关咨询通告为 2015 年发布的 AC 20-18B，EASA 相关指导性文件为 2012 年发布的 Certification Memo Approval of Engine Use with a Thrust Reverser (EASA CM-PIFS-002)，以及 CS-E AMC 890，上述文件对发动机反推力装置的符合性验证思路提出了概括性建议。

本咨询通告与国外相关指导材料的差异主要体现在以下几个方面：

(1) 本咨询通告通过对规章安全意图的解读，提出了条款的实质性要求，有助于申请人理解条款本质，并确定该条款的适用性。

(2) 本咨询通告中撰写了专门的章节，着重强调了对反推力装置的构型要求。

(3) 对于未确定反推力装置构型的取证发动机型号，本咨询通告明确了申请人可以自主选择 33.97 条款的适用性，同时也阐述了不同情况下的验证技术要求。

AC 33.201 早期 ETOPS 资格的设计和试验要求

1. 背景和目的

获取 ETOPS 资格是飞机实现跨洋飞行或跨陆长时运行的必要条件，为确保 ETOPS 安全性，CCAR 众多规章 (CCAR-21、CCAR-25、CCAR-33、CCAR-121) 从设计、运行及证后管理等多个方面提出了相关要求，这些要求实质上体现了特定飞机型号在预期服役环境下保持高可靠性的能力。根据 25 部附录 K25.2 的要求，当飞机-发动机组合缺乏足够的服役经验数据时，申请人可选用早期的 ETOPS 方法实现 ETOPS 批准。分解到发动机层级上，CCAR 33.201 条款要求发动机主要通过模拟典型的飞行与改航任务的方法，获取安装在批准用于 ETOPS 运行的双发飞机上的许可。

FAA 在 2007 年 2 月 33 部第 21 修正案中正式提出发动机早期 ETOPS 资格批准方法，要求发动机厂商能够有效识别所有 ETOPS 相关的失效事件 (失去推力控制、空中停车) 及通过对现有取证型号产品运行经验梳理与 ETOPS 相关的设计、维修错误。该修正案还提出对早期 ETOPS 的相关试验要求的细则解释，明确了 ETOPS 应用的特定型号设计要求。此条款

并未在后续修正案中再更改，为当前生效条款。EASA 中的早期 ETOPS 要求对应于 CS-E 1040，该条款从 CS-E 第三修正案后正式出现，之后未经过修订。

针对早期 ETOPS 要求，欧美相应规章的技术要求思路基本一致，但是 FAA 将相关型号运行经验、具体试验要求都在法规原文中给出，而 EASA 做法是在原文中仅对发动机的安全性目标提出要求，将实质性的试验要求都在 AMC 中进行表述。另外，EASA 规章中分别说明了为获得 180min 以上或以下 ETOPS 资格应达到的安全性指标，FAA 则无明确指标要求。我国适航规章中的 CCAR 33.201 早期 ETOPS 资格的设计与试验要求与 FAA 的 FAR 33.201 条款等效，二者无实质差异。目前，尚无相关指导性文件发布。

本咨询通告在参考国内外早期 ETOPS 资格的设计与试验相关规章及指导性文件的基础上，结合审定实践及我国民用航空涡轮发动机工业发展情况，对条款要求进行解读，并提出建议的符合性方法，以指导申请人开展相关符合性验证工作。

2. 研究和评估过程

在本咨询通告编制过程中，充分与工业方沟通协作，联合中国航发商发、中国航发动研所组建了 33.201 条款研究工作组，组织开展技术研讨多次，收集多轮意见，历经 2 次大范围修改，最终得以定稿。首先，梳理 FAA 和 EASA 涡轮发动机早期 ETOPS 资格的设计和试验要求条款的演变历史，明确了条款的目的和实质要求。其次针对 FAA 和 EASA 当前有效的支持性文件开展研究，深入理解和分析 FAA 咨询通告、审定备忘录和 EASA 可接受符合性方法的技术内涵。再次，结合国内外涡轮发动机审查实践和国外局方的支持性文件，完成本咨询通告初稿的编制。最后，在国内广泛征集发动机工业方和中心系统的建议和意见，共收到中国航发商发反馈共计 6 条修改意见。经评估，共采纳或部分采纳了 3 条修改意见。

本咨询通告中梳理出的技术要点已在部分国内审定项目中进行了初步应用实践。审查组参考本咨询通告，向申请人明确了条款要求及技术关键点，帮助申请人对符合性验证思路进行前期规划。

3. 主要内容

本咨询通告的主要内容包括三部分：定义、条款要求解析/规章安全

意图和可接受的符合性方法。其中定义部分，给出了延程运行、早期ETOPS、空中停车、最大改航时间等专业术语的定义；条款要求解析/规章安全意图部分说明了条款的目的和安全意图；可接受的符合性方法一章中，针对CCAR 33.201条款的几大要点：设计质量过程、设计特征和循环持久试验分别给出了实质要求解析与符合性方法指导。此外，还剖析ETOPS资格申请涉及的其他条款要求与验证要点。

4. 与国外政策的对比

本咨询通告主要参考FAA的AC 33.201-1编制，与FAA和EASA现有规章和规范性文件的差异主要体现在以下几个方面：

(1)本咨询通告相对于FAA和EASA的规章和规范性文件，增加了“条款要求解析/规章安全意图”章节，对CCAR 33.201条款的实质要求以及规章安全意图进行了解读。

(2)本咨询通告对循环持久试验需考虑因素提出了普适性要求，并在实施层面给出了具体指导。

(3)本咨询通告对适用于循环持久试验的具体情形进行了梳理，为申请人明确ETOPS资格申请所需的验证工作提供依据。

(4)本咨询通告针对循环持久试验中出现的偏离，如振动水平不达标、试验后硬件状况异常等问题，明确了申请人可采取的补偿或处理措施。

(5)本咨询通告结合ETOPS专业背景对延程运行、空中停车、最大连续推力、最大改航时间、失效等术语进行了明确定义，有助于在国内民用航空发动机行业内统一概念。