

文章编号: 1000-8055(2023)08-2034-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20210638

发动机结构审定的基本原理及其应用

张 弓, 何 歆, 冯建文, 甄 博

(中国民用航空适航审定中心 结构审定室, 北京 100102)

摘 要: 为了在型号审定中更好地形成从要求制定、验证表明到使用中保持发动机安全性的闭环系统, 通过综合失效设计管理、应力-强度干涉、典型结构特征和运行特性研究了发动机结构审定的基本原理, 并建立了相应的工作模型。采用工作模型对发动机结构审定所涉及的典型失效模式进行分析, 确定了 12 个条款的全部工作模型关键点, 揭示了根据零部件失效后果确定条款适用对象, 根据失效模式可控制性确定具体要求的条款内在关联关系。以典型专用条件和豁免为对象说明了限寿件和振动试验条款的安全意图及偏离处理中基本原理的应用。

关 键 词: 适航; 民用航空发动机; 型号审定; 审定原理; 发动机结构

中图分类号: V231

文献标志码: A

Principle and application of engine structure certification

ZHANG Gong, HE Xin, FENG Jianwen, ZHEN Bo

(Structure Certification Division, Airworthiness Certification Center,
Civil Aviation Administration of China, Beijing 100102, China)

Abstract: The basic principle and workflow of civil engine structure certification was established to form a closed-loop system from airworthiness requirement formulation and compliance verification to maintain engine safety in service, by using failure design management, stress-strength interference model, and study of characteristics and operation conditions on typical structure component. Engine part failure modes were analyzed following the established workflow, with the key points of the 12 engine structure regulatory sections identified. Consequence and controllability of each potential failure mode determined the applicable regulatory requirements for each engine part as well as their intrinsic associations. A special condition case and an exemption case were employed as two examples to further discuss the safety intention of the regulatory requirements and application of the principle in deviation treatment.

Keywords: airworthiness; civil aero-engine; type certification; certification principle; engine structure

发动机结构审定的原理研究是对产品设计和验证进行工程判断以及条款深入应用的基础。通过持续的研究, 可以从审定原理的角度出发对条款进行有针对性的修订, 提出保障航空安全的必要要求与验证方法, 同时又可以对产品审定实践中所出现的偏离进行高效的审查和批准。这些工

作内容贯穿了型号合格审定(type certificate, TC)的全过程, 构成开展型号审定的核心能力, 也是适航当局成熟的主要标志。

美国联邦航空局(Federal Aviation Administration, FAA)和欧洲航空安全局(European Union Aviation Safety Agency, EASA)在审定的原理性探

收稿日期: 2021-11-08

作者简介: 张弓(1983—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事发动机结构审定方面的研究。E-mail: zhanggong_acc@caac.gov.cn

通信作者: 冯建文(1984—), 男, 高级工程师, 博士, 主要从事发动机结构审定方面的研究。E-mail: fengjw_acc@caac.gov.cn

引用格式: 张弓, 何歆, 冯建文, 等. 发动机结构审定的基本原理及其应用[J]. 航空动力学报, 2023, 38(8): 2034-2041. ZHANG Gong, HE Xin, FENG Jianwen, et al. Principle and application of engine structure certification[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(8): 2034-2041.

索方面处于领先地位。在针对条款的研究方面, FAA 建立了较为完善的审查体系和机制, 航空立法委员会(Aviation Rulemaking Advisory Committee, ARAC)所设置的专业委员会对条款制定持续进行原理性研究, 形成建议方案后在发展型号中进行验证确保条款要求的有效性和可行性^[1-21]。欧洲则引导工业部门对条款的原理进行前瞻性研究, 并在此基础上根据型号审定的实践不断对条款进行修订更新^[22-26]。除此之外, FAA 和 EASA 以及其他主流局方建立了局方间条款一体化研究的工作组, 持续对条款进行协调研究并解决不一致的问题^[27-29]。在审定的工程判断能力方面, FAA 和 EASA 能够从条款的安全意图出发, 从原理层面对产品设计、验证乃至运行过程中所出现的偏离进行分析, 并通过等效安全、豁免甚至制定专用条件的方式相对独立地进行工程判断, 有效地促进了其所辖范围内航空工业和民航运输业的发展。

我国发动机结构专业虽然已经具有了多个型号的审定实践, 但对于结构审定原理的研究仍然处于起步阶段, 多数已有的研究工作集中在已确定的型号审定基础中适用条款的符合性验证方法和判据等方面^[30-32]。对发动机结构审定范畴内的条款形成的原理以及对偏离进行处理等方面研究只做过初步的尝试。

当前国内针对发动机结构审定原理研究的技术工作缺乏已成为民用航空发动机适航条款制订、修订和偏离处理的障碍, 极不利于条款在工程实践中的应用和工程判断能力、水平的快速提升。本文针对这一问题通过综合失效管理、广义应力-强度干涉模型和风险防护方法等建立发动机结构审定原理的工作模型, 并将工作模型结合在条款研究和产品偏离的审定应用方面进行了专题研究工作。

1 发动机结构审定原理的工作模型

由于发动机的零部件寿命会随着使用时间和环境而耗尽, 从而发生失效, 并且发动机此类系统存在固有的无法在设计中完全预测的复杂工作特性, 从而使部分设计缺陷只有在运行中才能体现出来。因此, 尝试通过严格的设计和开发流程将所有的失效和故障隔离在系统之外是极不可能的。同时, 采用正确的设备和恰当的物理模型, 零部件的失效又是可以预测的^[33]。失效的不可避免和可以预测, 是发动机结构审定原理研究的基

础, 而这些特点在民用航空活动中已得到了充分的实践。

发动机及其零部件的功能和特性必须体现在物理对象上, 当承载某项功能的物理对象不再维持其原有状态或已经转化为其他形态时(可以将其定义为结构失效)时, 它完整执行原有功能的概率就大大降低了。因此, 物理对象的完整存续是系统或者零部件功能保持和发挥的先决条件。如图1所示, 发动机结构审定主要处理的就是零部件或整机物理表现失效所诱发的风险, 条款要求的设定、符合性验证的实施均围绕这个基础开展。以下对工作内容进行简要分析。

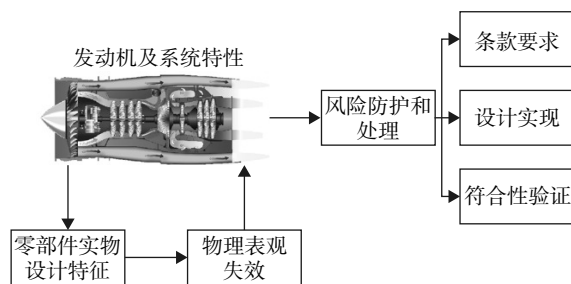


图1 发动机结构审定的主要工作内容

Fig. 1 Main content of engine structure certification

1) 零部件实物设计特征及物理表现失效

根据功率输出方式不同, 现代民用航空发动机常见涡轴、涡桨和涡扇等结构形式, 其零部件数量从上千至数万不等。由于基本采用热机循环做功, 所必需的压气机、燃烧室、涡轮及其他附加部件在材料选择和几何设计方面差别较大。同时, 发动机不同零部件的工作环境差异较大, 且温度、转速、压力等覆盖范围较广, 物理表现上包括静强度、高周疲劳、低周疲劳、蠕变、冲击包容等在内的失效模式众多。因此, 发动机结构审定涉及的实物及物理表现失效整体呈现出部件数量和环境变量多、设计特征和失效模式复杂度高等特点。

2) 风险防护和处理

在发动机强烈的非线性匹配和放大下, 整机和全部零部件的潜在失效及其后果集合极为繁杂。工程上不可能对这个集合中的所有失效与后果进行有效防护和处理。表现失效的物理机制决定了结构审定过程的实施需要根据失效后果的严重程度及控制的可能性确定其允许发生概率和控制的手段。

3) 结构审定的实施

针对需要防护/处理的风险项和防护手段的

可行性,恰当地设置条款要求,并制定表明符合性的验证方法,从而表明申请人所确定的设计特征能够有效处理和防护失效风险,构成了发动机结构审定实施过程的主要安全意图。

上述特征揭示了零部件物理表现失效的防护和处理就是发动机结构审定原理研究的核心科学问题。本文通过综合失效管理和广义应力-强度

干涉模型建立了发动机结构审定原理的工作模型。

1.1 发动机零部件结构失效管理模型分析

现有“防错”和“容错”两个相对独立的失效设计理念决定了可能采取的故障管理模式如图 2 所示。在确定了失效设计类型后,需要针对不同的结构或系统定义,通过不同的策略保持或保护其功能。

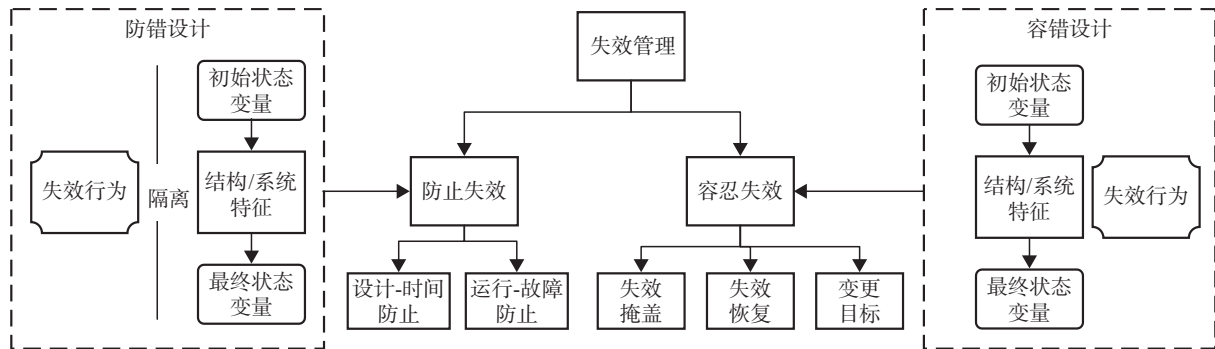


图 2 失效管理方法

Fig. 2 Failure management method

由于当前民用航空发动机结构设计几乎无法采取冗余的方式来实现容忍失效的管理方式,因此发动机结构审定领域一般均采用防止失效的策略对结构的物理表现失效进行管理。

防止失效可分为设计-时间防止和运行-故障防止,其中设计-时间防止策略一般是通过赋予裕度的设计和质量控制来防止失效的发生,运行-故障防止则主要通过设置寿命限制使其失效前退出服役或针对可维修零部件规划维修要求来防止失效的发生^[33-34]。总体上讲,发动机的结构审定主要是通过将零部件的失效行为隔离在系统之外的方式来保护发动机实现预期功能的。

1.2 广义应力-强度干涉模型分析

无论采取设计-时间防止还是运行-故障防止的失效管理策略,发动机结构审定所处理的失效表现形式均为某种特定的物理损伤。将促使发生特定物理损伤的因素定义为广义应力 S , 概率密度分布函数以 $f(S)$ 表示,其具体形式由运行中的实际工况和参数决定。将阻碍或延缓发生特定物理损伤的因素定义为广义强度 r , 相应的概率密度分布函数以 $g(r)$ 表示,其具体形式由广义应力决定,一般与不同工况下的材料性能、结构设计等因素相关。通过广义应力-强度干涉模型可以统一处理结构审定中失效防护问题。如图 3 所示^[35],当广义应力和广义强度随着运行工况发生

变化时,干涉区中所存在的 $S > r$ 的概率,即为零部件及整机所受失效的驱动力超过允许值的风险 p ,可由下式表示:

$$p = \int_{S_{\min}}^{S_{\max}} \left[\int_{R_{\min}}^S g(r) dr \right] f(S) dS$$

采用统一的模型描述失效行为,就使得对发动机结构审定的原理研究可以集中在条款涉及失效模式的广义应力和强度的定义、形式及特性上。

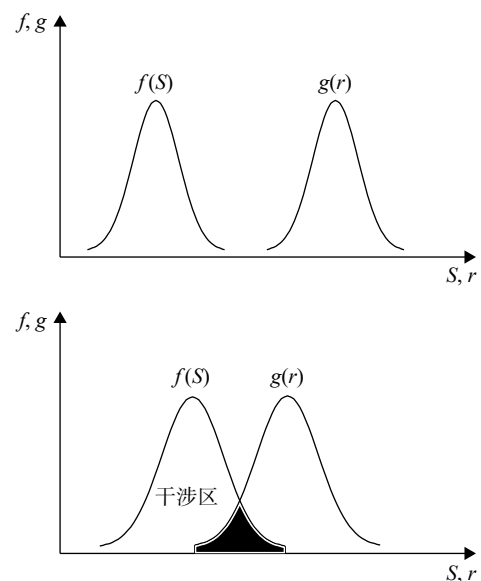


图 3 广义应力-强度干涉模型

Fig. 3 Generalized stress-strength interference model

1.3 风险的处理

理论上可以通过对发动机所有零部件裕度设计和质量控制将所有物理表现方面的失效模式隔离在系统运行之外,但由于前述发动机的结构设计特点,实践中无法实现,并且也会导致极不经济的设计。通过划分失效后果的严重程度,并根据民航运输和工业发展的需要设定恰当的风险等级,就可以获得已经广泛应用的风险矩阵,从而建立特定失效模式的概率和风险之间的关系,如表 1 所示。

表 1 CCAR 33 规章风险矩阵
Table 1 Risk matrix in CCAR 33

严重程度	失效概率		
	$10^{-3} \sim 10^{-5}$ (可能)	$10^{-5} \sim 10^{-7}$ (微小可能)	$10^{-7} \sim 10^{-9}$ (极不可能)
危害性后果	不可接受	不可接受	适用于限寿命
重大后果	不可接受	可接受	可接受
轻微后果	可接受	可接受	可接受

通过对发动机零部件运行中物理表现失效及其后果进行分析,根据风险矩阵的要求设定失效的允许发生概率,识别失效相关的广义应力和广义强度,以确定失效模式的可控制性以及可行的控制手段,在此基础上设置恰当的条款要求,并指明验证该条款的符合性方法,至此,这些工作的综合实践就构成了发动机结构审定的原理及相应的工作模型,其核心内容如图 4 所示。

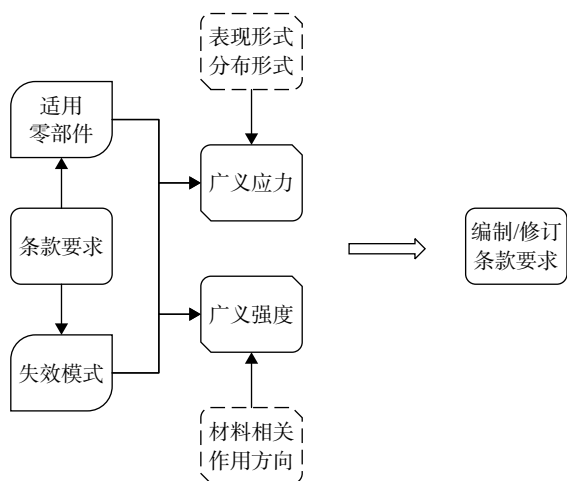


图 4 发动机结构审定原理的核心内容

Fig. 4 Key elements of engine structural certification principle

2 审定原理的应用研究

建立工作模型并不是发动机结构审定原理研

究的最终目的,以原理指导对现有条款的研究和审定中的工程判断是更为现实的需求。本文以条款的模型关键点、涡轴 16 安装节专用条件设置和典型偏离处理等方面说明结构审定原理的应用。

2.1 发动机结构审定的模型关键点分析

发动机结构审定所涉及的失效模式主要有以下几种^[36-37]: ①静态-准静态断裂; ②低周疲劳; ③高周疲劳; ④冲击断裂; ⑤蠕变。

静态-准静态断裂的失效模式主要是强度问题,是普遍存在于发动机各个零部件的可能失效模式。静态-准静态断裂失效的后果与零部件设计特征紧密相关,部分零部件发生此类失效后会直接导致危害性的发动机后果,且失效的发生具有较小的时间常数,无法通过运行-故障防止方式进行处理。因此发动机结构审定条款通过对具体零部件的强度裕度提出明确要求来避免运行中发生此类零部件失效模式。

低周疲劳失效模式主要是寿命问题,只有经受较大循环应力的零部件存在此类失效模式,通常包括轮盘、轴等,失效的发生也会导致危害性发动机后果。低周疲劳失效需要可见的损伤累积,具有较大的时间常数,可以通过设定寿命限制强制退出使用的方式来保证安全性。

高周疲劳失效模式主要是振动问题,是发动机整机和零部件普遍存在的失效模式。高周疲劳失效的后果随零部件的不同而改变,且同类零部件的不同个体(如转子叶片)存在共模失效的问题。不同于低周疲劳,高周疲劳裂纹一旦萌生,通常会很快扩展导致失效,属于典型运行不可控的失效模式。发动机结构审定条款要求所有零部件均不得出现高周疲劳失效模式。

冲击断裂失效模式主要是包容问题,是发动机包容结构(通常为机匣)所涉及的失效模式,发动机整机功能还需要考虑包容后持续运行的不平衡载荷影响。根据发动机结构设计特征,部分零部件的失效不可能在发动机层面提供包容能力,通过其他条款要求防止其发生非包容失效的方式解决。其他的冲击断裂模式同样属于运行不可控失效模式,因此发动机结构审定条款要求针对单一叶片的失效,必须提供包容能力。

蠕变失效模式是发动机工作在高温区域内的零部件的可能失效模式,除叶片外其他热端部件材料的选取能够避免出现蠕变现象,而叶片的蠕变失效模式可通过多种手段进行监测和控制,因此蠕变失效模式常作为经济性问题而不是安全性

问题来处理。发动机结构审定条款除了综合性的要求之外,没有对蠕变失效模式的显性要求。

由此可得涡轮发动机结构审定条款的原理工作模型关键点如表 2 所示。

表 2 发动机结构审定条款的原理工作模型关键点

Table 2 Key point of principle working model on engine structure certification regulation

条款	适用对象	主要失效模式	干涉模型关键点
33.15 材料	整机	设计许用值无法满足所需材料性能要求	广义强度一致性
33.17 防火	火区内零件	部件的超快速氧化	抗火焰能力
33.19 耐用性	整机	多种形式耦合	多个广义应力-广义强度
33.23 发动机的安装构件和结构	安装节	屈服/静态断裂	应力-屈服强度/抗拉强度
33.27 涡轮、压气机、风扇和涡轮增压器转子	发动机转子	屈服/静态断裂/蠕变	应力-屈服强度/抗拉强度
33.62 应力分析	发动机转子	多种形式耦合	多个广义应力-广义强度
33.63 振动	整机	高周疲劳断裂	多个广义应力-广义强度
33.64 发动机静承压件	静子承压件	屈服/静态断裂/蠕变	应力-屈服强度/抗拉强度
33.70 发动机限寿件	限寿件	低循环疲劳/其他	低周应力应变-疲劳强度
33.83 振动试验	转子件和流道件	高周疲劳断裂	振动应力/稳态应力-持久极限
33.88 发动机超温试验	涡轮部件	屈服/蠕变断裂	应力-屈服强度
33.94 叶片包容性和转子不平衡试验	机匣和整机	多种形式耦合	冲击能力-包容能力

从工作模型的角度分析可以得到发动机结构审定所覆盖的零部件、失效模式、相应的广义应力和广义强度,并可以进一步地根据失效模式的可控制性研究条款要求的合理设置,剖析条款的安全意图。针对涡轮发动机的模型关键点分析已初步建立了发动机结构审定的验证结构覆盖范围,明确了条款要求的边界,也为后续条款的自主修订确定了研究范围。

2.2 涡轴 16 安装节不声明寿命限制的专用条件设置

通过对条款涉及失效模式的分析可以得到结构审定原理工作模型的关键点,确定条款的适用对象及相应的失效模式,从而明确条款适用的边界,直接指导专用条件的设置。

涡轴 16 发动机(记为 WZ16)采用动力涡轮向前传轴直接驱动直升机主减速器的设计特征,前传的扭矩管承受扭矩以及轴向和径向载荷,是主要的安装节。其结构如图 5 所示^[38]。扭矩管失效后可能会导致发动机非故意脱离这一危害性发动机后果,根据 CCAR 33.75 安全分析要求,应当根据 CCAR 33.70 发动机限寿件要求建立寿命限制,并确保在失效发生前从发动机上移除。

但涡轴 16 扭矩管的设计特征导致其所承受的循环应力较低,不会累积低周疲劳损伤。通过结构审定原理工作模型对 CCAR 33.70 条款适用范围的分析,判定其并不适用于涡轴 16 扭矩管的

设计特征。审查组据此为涡轴 16 发动机扭矩管设定专用条件,要求通过分析验证扭矩管低周疲劳寿命大于 10^5 起动-停车循环,其内在含义在于要求申请人验证扭矩管不存在低周疲劳失效模式,从而无需声明寿命限制。该专用条件的发布有效支持了涡轴 16 发动机顺利取得型号合格证。

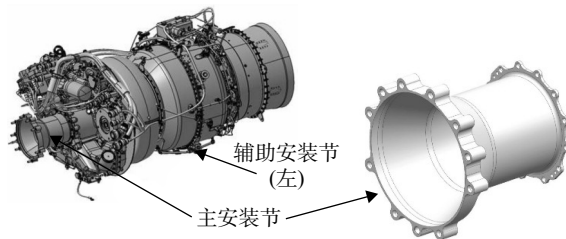


图 5 涡轴 16 发动机扭矩管^[38]

Fig. 5 Torque tube of WZ16 turboshaft engine^[38]

2.3 某型发动机压气机叶片高周疲劳裂纹的偏离处理

原理工作模型的建立不仅有助于对验证结构的分析,更重要的通过模型的分析获得条款的安全意图,支持对产品设计偏离的工程判断。

某型涡扇发动机压气机转子叶片运行中出现裂纹^[39],如图 6 所示。经过评估,失效原因是由于叶片榫头与轮盘榫槽接触面涂层磨损后,接触面发生微动疲劳,在特定转速下,风扇叶片尾流激励导致叶片根部产生大于材料持久极限的振动应力促使发生高周疲劳裂纹扩展并最终导致失效。

该失效现象所反映的超过材料持久极限的振

动应力不符合 CCAR 33.83 条的要求, 必须通过设计更改的方式来调整。但该型发动机叶片的失效模式更为复杂, 是由微动疲劳向高周疲劳转化, 并最终发展为高低周复合疲劳^[40]的失效模式, 如图 7 所示。通过原理工作模型对 CCAR 33.83 条的分析可以得知, 该条款针对的是单纯的高周疲劳失效模式, 要求振动应力和稳态应力之和必须小于持久极限的意图在于完全排除转子件的高周疲劳失效模式。针对此类复杂的复合失效模式,

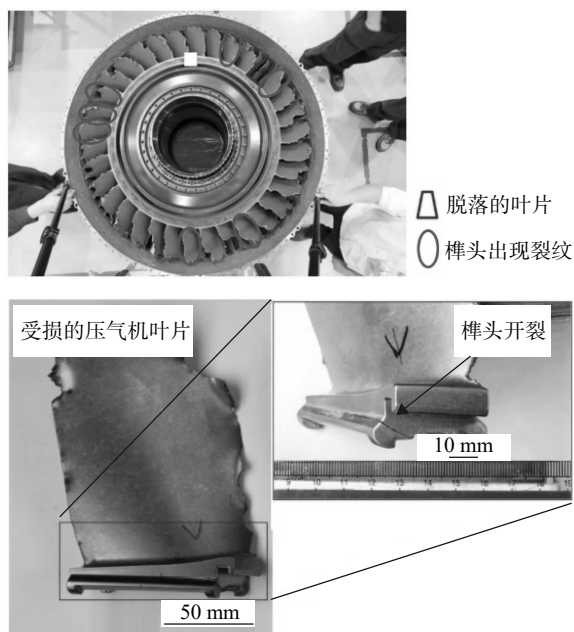


图 6 某型发动机压气机叶片裂纹^[39]

Fig. 6 Cracking in a compressor blade of an engine^[39]

仅考虑符合 CCAR 33.83 条要求并不能达到条款的安全意图。

针对此复合疲劳失效现象, 审查组支持国外局方为该型发动机制定了临时豁免, 并根据该振动模态的特点以叶尖振幅 A 和自振频率 f 的乘积 Af 值作为促使其发生失效的驱动力^[41-43], 验证在整个飞行包线内, 预期的检查间隔中叶片所承受 Af 水平不大于导致裂纹按照高周疲劳扩展的限制来达到与条款意图相当的安全水平, 如图 8 所示。通过建立高周疲劳的损伤容限的失效模式, 不仅有效地推进了审查工作, 还进一步深化了对振动条款的认识以及对复合疲劳失效现象的工程判断能力。

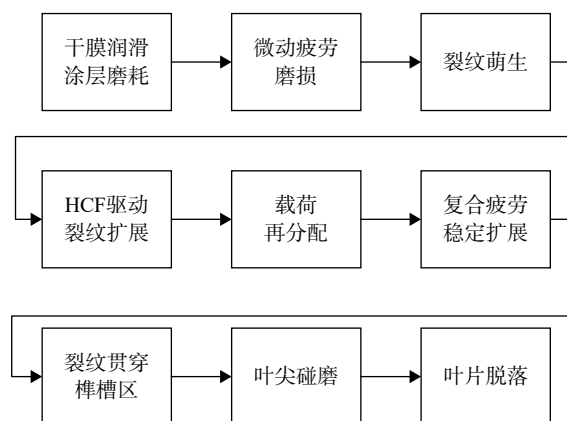


图 7 某压气机叶片裂纹萌生及扩展机理

Fig. 7 Compressor blade crack initiation and propagation mechanism

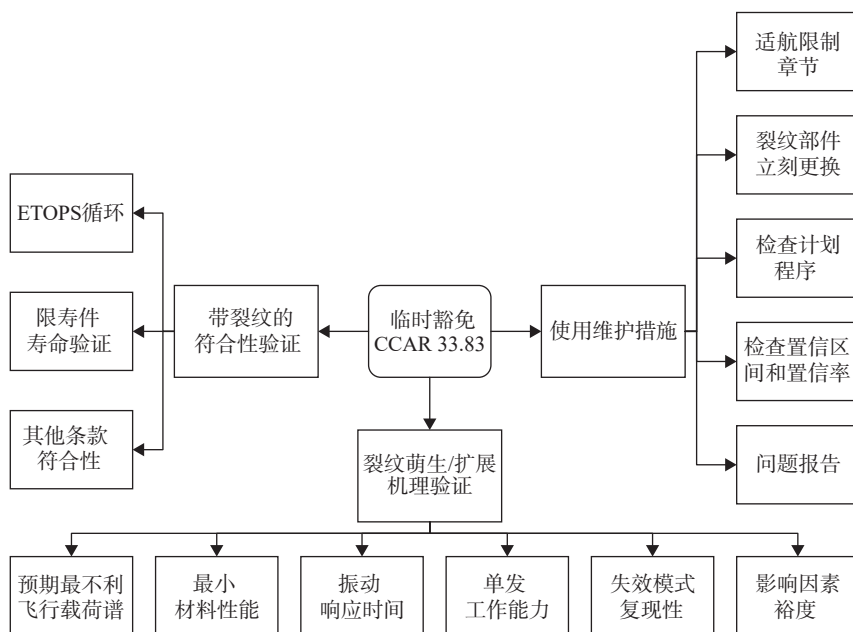


图 8 某型发动机临时豁免的主要验证工作

Fig. 8 Verification flowchart for an engine's temporary deviation

3 结 论

1) 针对发动机结构审定专业研究需求, 本文通过综合失效管理、广义应力-强度干涉模型和风险处理等方法建立了发动机结构审定基本原理的工作模型。

2) 采用工作模型对现行有效的 CCAR 33 部所涉及的失效模式出发进行专题研究, 并初步确定了各结构审定专业条款的适用对象、失效模式和干涉模型关键点, 以及发动机结构审定的总体验证结构。

3) 通过应用本文研究成果, 对涡轴 16 发动机扭矩管建立专用条件和某型发动机压气机转子叶片裂纹支持建立豁免, 深化了对 CCAR 33.70 和 CCAR 33.83 安全意图的认识和对相应偏离的工程判断能力。

4) 本文提出的基本原理及建立的工作模型可为后续条款深入应用研究和自主规章修订工作提供直接的参考。

参考文献:

- [1] Federal Aviation Administration. ORDER 8000.80A: Aviation safety (AVS) chief scientific and technical advisor (CSTA) and senior technical specialist (STS) program[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2010.
- [2] Aviation Rule Making Advisory Committee. Alternate test to 14CFR33.87 endurance test[R]. Washington DC: Aviation Rule Making Advisory Committee, 2017.
- [3] Federal Aviation Administration. Letter to ARAC for endurance test clarification[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2020.
- [4] Aviation Rule Making Advisory Committee. Engine harmonization working group. turbofan bird ingestion regulation engine harmonization working group report[R]. Washington DC: Aviation Rule Making Advisory Committee, 2015.
- [5] Federal Aviation Administration. Experimental guidelines for the design of turbine rotor fragment containment rings[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1988.
- [6] Federal Aviation Administration. Design procedures and analysis of turbine rotor fragment hazard containment[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1996.
- [7] Federal Aviation Administration. FAA T53-L-13L turbine fragment containment test[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1998.
- [8] Federal Aviation Administration. Fiber-reinforced structures for turbine engine rotor fragment containment[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 1999.
- [9] Federal Aviation Administration. Turbine rotor material design[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2000.
- [10] Sub-team to the Aerospace Industries Association Rotor Integrity Sub-Committee. The development of anomaly distributions for aircraft engine titanium disk alloys[C]//Proceedings of 38th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston, US: AIAA, 1997: 2543-2553.
- [11] Federal Aviation Administration. Turbine engine fan disk crack detection test[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2004.
- [12] Federal Aviation Administration. Fatigue crack growth database for damage tolerance analysis[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2005.
- [13] CORRAN R, GORELIK M, LEHMANN D, et al. The development of anomaly distributions for machined holes in aircraft engine rotors[C]//Proceedings of ASME Turbo Expo: Power for Land, Sea, & Air. Barcelona, US: ASME, 2006: 941-950.
- [14] Federal Aviation Administration. Guidelines to minimize manufacturing induced anomalies in critical rotating parts[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2006.
- [15] Federal Aviation Administration. Turbine rotor material design: Phase II [R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2007.
- [16] Federal Aviation Administration. Characterization and structural behavior of braided composites[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2009.
- [17] Federal Aviation Administration. Development of a generic gas turbine engine fan blade-out full-fan rig model[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2015.
- [18] Federal Aviation Administration. Summary report: joint federal aviation administration-air force workshop on qualification/certification of additively manufactured parts[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2016.
- [19] Federal Aviation Administration. Probabilistic integrity and risk assessment of turbine engines[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2018.
- [20] Federal Aviation Administration. Probabilistic design for rotor integrity[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2018.
- [21] Federal Aviation Administration. The evaluation of cold dwell fatigue in Ti-6242[R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2018.
- [22] European Commission. Flightpath 2050: Europe's vision for aviation report of high-level group on aviation research[R]. Brussels, Belgium: European Union, 2011.
- [23] European Aviation Safety Agency. Completeness and timely availability of instructions for continued airworthiness[R]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2017.
- [24] European Aviation Safety Agency. Critical parts-lifting shortfall[R]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2017.
- [25] European Aviation Safety Agency. The integrity of nickel powder metallurgy rotating critical parts for gas turbines[R]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2017.
- [26] European Aviation Safety Agency. Turbine engines: high pressure turbine shaft loss of load and rotor integrity[R]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2020.
- [27] European Aviation Safety Agency, Federal Aviation Administration. Report of the engine/aircraft certification working group[R]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency, 2017.
- [28] Federal Aviation Administration. Joint FAA-EASA workshop on qualification and certification of metal additively manufactured parts [R]. Washington DC: Federal Aviation Administration, 2020.
- [29] European Aviation Safety Agency. Notice of proposed amendment 2021-13[R]. Cologne, Germany: European Aviation Safety Agency,

- cy, 2021.
- [30] 丁水汀, 张弓, 蔚夺魁, 等. 航空发动机适航概率风险评估方法研究综述[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(7): 1441-1451.
DING Shuiting, ZHANG Gong, YU Duokui, et al. Review of probabilistic risk assessment on aero-engine airworthiness[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(7): 1441-1451. (in Chinese)
- [31] 王大伟, 邹田春, 王伟, 等. 航空发动机适航标准33.70条款技术解析[C]//航空安全与装备维修技术学术研讨会论文集: 航空安全与装备维修技术. 北京: 国防工业出版社, 2014: 86-94.
- [32] 何歆, 张弓. 民用航空发动机适航要求解读(结构审定)[M]. 北京: 航空工业出版社, 2019.
- [33] JOHNSON S B, GORMLEY T J, KESSLER S S, et al. System health management (with aerospace applications)[M]. West Sussex, UK: John Wiley and Sons Limited, 2011.
- [34] MAURYA A, KUMAR D. Reliability of safety-critical systems: a state-of-the-art review[J]. *Quality and Reliability Engineering International*, 2020, 36(7): 2547-2568.
- [35] 高镇同, 熊峻江. 疲劳可靠性[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2000.
- [36] 陈光. 航空发动机结构设计分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
- [37] 宋兆弘. 航空燃气涡轮发动机强度设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2008.
- [38] 张弓, 冯建文, 甄博, 等. 涡轴16发动机结构审定[M]. 北京: 航空工业出版社, 2021.
- [39] Transport Safety Investigation Bureau. Boeing B787, registration 9V-OJF engine failure[R]. Singapore City: Transport Safety Investigation Bureau, 2017.
- [40] NICHOLAS T. High cycle fatigue: a mechanics of materials perspective[M]. Oxford, UK: Elsevier, 2006.
- [41] ARMSTRONG E K, STEVENSON R E. Some practical aspects of compressor blade vibration[J]. *The Journal of the Royal Aeronautical Society*, 1960, 64: 117-130.
- [42] ARMSTRONG E K. Recent blade vibration techniques[J]. *Journal of Engineering for Power*, 1967, 89(3): 437-444.
- [43] KNAPPETT D, GARCIA J. Blade tip timing and strain gauge correlation on compressor blades[J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: Part G Journal of Aerospace Engineering*, 2008, 222(4): 497-506.

(编辑: 王碧珺)