

民用航空发动机转子包容性适航要求及符合性方法研究



杜春林¹, 邢军², 赵振强¹, 何歆², 戚震辉¹, 江涛¹, 葛岩¹, 张超¹, 李玉龙¹

1. 西北工业大学, 陕西 西安 710072

2. 中国民用航空适航审定中心, 北京 100102

摘要: 航空发动机转子包容性能够降低飞机损坏的概率, 从而提高飞行的安全性, 它是航空发动机结构设计的重要环节, 也是适航审定重点关注的内容之一。本文从适航规章对于航空发动机包容性的要求出发, 研究了与包容性相关的适航条款的发展历程, 以及复合材料风扇叶片包容性的专用条件, 从而确定包容性相关条款和专用条件的实质要求及符合性方法。最后, 通过某型发动机的审查实例, 说明满足包容性相关的条款和专用条件需要开展的符合性工作, 为发动机制造商的包容性设计以及适航部门的包容性适航审定提供参考。

关键词: 航空发动机转子; 包容性; 适航要求; 安全分析; 复合材料风扇叶片

中图分类号: V271.1

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.10.009

航空发动机转子叶片由于长期在高温、高转速、高载荷的环境下工作, 容易发生疲劳断裂, 断裂部分会在巨大的离心力作用下被甩出, 若发动机机匣不能包容该碎片, 则飞出的高速高能碎片有可能会破坏飞机的关键结构或系统部件, 造成机舱失压、系统部件失效或设备失灵等多种风险, 极有可能导致飞机出现灾难性事故, 带来巨大的经济损失甚至人员伤亡。因此, 发动机转子包容性问题是进行发动机设计时必须考虑和解决的关键性问题。

转子包容性主要是指发动机机匣要具有足够的强度, 以防止断裂或脱落的叶片穿透机匣。民用航空发动机必须满足相关适航规章并获得适航当局的批准才能投入使用, 国内外适航标准对于发动机转子包容性都有明确要求。国外从20世纪80年代开始展开对发动机转子叶片包容性的研究, 包容性的分析和试验方法已经比较成熟。我国由于开展相关研究时间较短, 民用航空发动机研发和适航取证经验不足, 对于包容性相关适航条款的理解不够充分, 对于如何表明发动机设计对于相关标准的符合性的路径和方法不清晰, 缺少相关实践经验。

本文主要解析国内外主流适航规章对于发动机转子包容性的要求, 并阐述向适航当局表明发动机设计满足转子包容性相关适航条款的方法。

1 包容性适航条款及其发展历史

1.1 中国适航规章对发动机包容性的要求

我国现行有效的民用航空发动机适航规章为2012年1月1日施行的《航空发动机适航规定》(CCAR-33-R2), 其中对发动机转子包容性共有三处要求。

(1) 发动机的设计与构造必须使发动机在翻修周期之间不安全状态的发展减至最小。压气机和涡轮转子机匣的设计必须对因转子叶片失效而引起的破坏具有包容性。必须确定由于转子叶片失效, 穿透压气机和涡轮转子机匣后的转子叶片碎片的能量水平和轨迹(对应CCAR-33.19耐用性条款的(a)项)。

(2) 除了本要求(3)规定外, 除非在下列每一事故后发动机损坏的结果导致了自动停车, 否则必须通过发动机试验验证: 发动机能包容损坏件至少运转15s不着火, 并且其

收稿日期: 2023-05-06; 退修日期: 2023-08-07; 录用日期: 2023-09-05

基金项目: 航空科学基金(2020Z061053001); 西北工业大学博士论文创新基金(CX2023082)

引用格式: Du Chunlin, Xing Jun, Zhao Zhenqiang, et al. Research on airworthiness requirements and the compliance method of rotor containment for civil aero-engines[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(10): 66-73. 杜春林, 邢军, 赵振强, 等. 民用航空发动机转子包容性适航要求及符合性方法研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(10): 66-73.

安装节也不失效(对应CCAR-33.94叶片包容性和转子不平衡试验条款的(a)项):在以最大允许转速运转期间,最危险的压气机或风扇的一个叶片失效。该叶片失效必须出现在盘上最外层的固定榫槽处;或对于整体叶盘转子,叶片必须至少缺损80%。在以最大允许转速运转期间,最危险的涡轮叶片失效。该叶片失效必须出现在盘上最外部的固定榫槽处;或对于整体叶盘转子,该叶片必须至少缺损80%。必须根据涡轮叶片的重量(质量)和其邻近的涡轮机匣在与最大允许转速运转相关的温度和压力下的强度确定该最危险的涡轮叶片。

(3)基于根据试验台试验、部件试验或使用经验的分析如果符合下列条件,可以代替要求(2)规定的发动机试验之一(对应CCAR-33.94叶片包容性和转子不平衡试验的(b)项):某一试验(上述规定的两个试验之一)产生的转子不平衡量为最小;证明分析等同于上述某一试验^[1]。

1.2 适航条款的实质含义

发动机包容性1.1节中要求(1)的实质含义为:发动机结构具有包容失效转子叶片的能力,防止失效叶片从旋转平面飞出发动机而对飞机结构造成损伤;发动机的叶片碎片可以从发动机进口和出口飞出,发动机设计方需要确定叶片失效后碎片的能量水平和轨迹并提供给飞机设计方。1.1节中要求(2)的实质含义为:要求采用发动机整机试验的方法来验证1.1节中的要求(1),即发动机结构具有包容失效转子叶片的能力,同时要求发动机在进行整机包容性试验时在规定的时间内不着火,并且其安装结构可以承受因转子叶片脱离导致的发动机不平衡载荷。1.1节中要求(3)的实质含义为:确定各类型发动机需要开展叶片包容试验的次数。

1.3 美国适航规章发动机包容性相关条款的发展历史

美国适航规章对发动机包容性的要求是:现行有效的美国联邦航空局(FAA)关于发动机的适航规章(FAR Part 33)中对于发动机包容性的要求,与《航空发动机适航规定》(CCAR-33-R2)要求完全一致^[2]。

美国适航规章对发动机包容性相关条款的要求并不是一成不变的,而是随着航空发动机研制技术水平的提升和人类对于航空发动机安全性的认识而逐渐发展的。以下简述相关条款的发展历史。

(1)耐用性条款(FAR 33.19)发展历程

FAA在1965年2月1日生效的FAR 33第0修正案中,即提出了33.19条耐用性的要求,当时只要求压气机和涡轮机匣能够包容转子叶片失效带来的危害。

1980年,FAA在NPRM 80-21中提出对于安装涡轮发

动机的飞机,在设计中必须考虑发动机转子失效或烧穿发动机机匣事件对飞机的影响,尽可能减小上述事件对飞机的危害^[3]。因此,FAA拟对33.19条新增一个要求,即要求发动机制造商确定可能飞出发动机机匣的高能转子叶片碎片的影响。修正提案对原有33.19条的规定进行了更新,要求发动机申请人确定飞出发动机机匣的转子叶片碎片的能量水平和轨迹。这些数据将帮助使用该发动机的飞机方进行飞机设计及审定,从而提高安全性水平。

FAA在1984年3月26日生效的FAR 33第10修正案中,增加了确定由转子叶片失效导致的穿透机匣的叶片碎片的轨迹和能量的要求^[4]。在2008年12月23日生效的FAR 33第28修正案中,该条款中对发动机包容性的要求未发生任何变化^[5]。

(2)叶片包容性和转子不平衡试验条款(FAR 33.94)发展历程

发动机叶片包容性试验的要求最早在1974年生效的FAR 33第6修正案中33.77条外物吸入条款中出现。当时将失效脱落的叶片作为发动机吸入的外来物考虑,要求发动机通过整机试验的方法验证其在运转过程中,一片最重的压气机或涡轮叶片从最外侧流道线或整个断裂,或整体叶盘中从最少80%的整体叶片处断裂,15s后将试验发动机停车,其碎片吸入发动机后不会引起发动机着火或击穿或产生过大的安装节载荷或不能停车^[6]。1980年,FAA在NPRM 80-21中提出了删除原33.77条外物吸入中对于吸入失效转子叶片的试验要求,并新增33.94条叶片包容性和转子不平衡试验要求的修订建议。FAA提出的新增33.94条的内容即本文1.1节中的要求(2)和(3)。FAA还认为符合b款要求的基于台架试验、零部件试验或使用经验的分析只能用来代替新增规章a款要求中两项试验的其中一项。为了表明符合33.94条的要求,至少应完成一项发动机试验,以确保发动机机匣能够包容叶片失效所导致的损伤,并且发动机能够在失效叶片所导致的不平衡条件下维持其结构的完整性。该条款在当时引起了业界很大的争论。部分发动机制造商认为NPRM 80-21中所要求的叶片失效后发动机15s持续运转时间过于严苛,并建议只要没有发生转子爆裂、着火或产生过高的安装结构载荷,发动机在15s内停车是可以接受的。FAA同意某些发动机叶片失效后不能持续运转15s的观点,因此采纳了该建议,在最终发布规章时,修订了a款要求,允许失效损伤在15s内导致发动机停车。部分发动机制造商建议对33.94条a款第2项进行更改,要求发动机整机试验在最关键的发动机机匣温度条件

下完成,而不是如NPRM 80-21中所提出的最关键涡轮叶片条件下完成。FAA认为在确定最关键涡轮叶片的分析中,应当包含发动机在最大允许转速下运行时机匣温度及相应的材料特性,因此对于关键机匣温度的额外声明并不必要,故未采纳该建议^[3]。

根据以上征求意见结果,FAA在1984年生效的FAR 33第10修正案中,增加了33.94叶片包容性和转子不平衡试验的要求,即是本文1.1节的要求(2)和(3)^[4]。

由以上分析可见,适航规章条款的变化是随着人类对于航空安全认识水平的不断提升而产生的,并且由航空制造业、适航监管当局充分讨论,共同协商一致才能产生。适航规章条款的不断修订,保证了民航飞行保持在公众可以接受的安全性水平。

1.4 复合材料叶片的包容性适航要求

近年来,随着对复合材料研究的逐渐深入,高比强度、高比刚度、可设计性强等诸多优异特性使得复合材料在许多重要的工程结构中得到了广泛应用^[7]。在民用航空发动机领域,复合材料结构的风扇叶片和包容机匣已经在部分型号中得到使用^[8]。然而,适航规章中对于发动机包容性的要求仅覆盖采用传统金属材料的风扇叶片设计,不适用于复合材料风扇叶片设计。因此,FAA针对GE90、GEnx、LEAP等采用复合材料结构风扇叶片的发动机型号,制定了关于复合材料结构的风扇叶片的专用条件。

最早使用复合材料航空发动机叶片的型号是美国通用电气的GE90,FAA针对其制定的专用条件为SC33-ANE-08,其中关于结构包容性的具体要求如下:

(1) 允许采用流道环线平台作为释放叶片的失效位置开展风扇叶片脱落的整机试验表明对第33.94条的符合性。

(2) 风扇轮盘和叶片的保持系统必须能够承受两倍最大运行载荷;通过试验和分析或其他可接受的方法,表明叶片流道环线以下部分的设计具有多重传力路径和/或阻止裂纹的特征,从而能够防止分层或裂纹扩展导致叶片失效。

(3) 在整个服役周期内任何原因导致的风扇叶片保持系统的失效都必须证明是极不可能的。

(4) 在静载和低循环疲劳限制的分析和试验中必须考虑使用中的退化、材料和加工的分散度以及环境的影响^[9]。

通过对上述要求的理解,该专用条件的实质要求是:(1)复合材料风扇叶片流道线以上的部分通过整机包容试验验证包容性;(2)复合材料风扇叶片流道线以下的部分要能够承受两倍最大的运行载荷;(3)复合材料风扇叶片流道线以下部分的制造缺陷不能由于承受运行载荷而扩

展;(4)风扇叶片的轮盘应视为关键件管理,其寿命期内的失效概率小于 10^{-9} 次/飞行小时;(5)复合材料风扇叶片的静载和疲劳分析试验中材料的性能要考虑制造缺陷、环境影响和使用退化。

对于GEnx发动机复合材料结构风扇叶片的专用条件为SC33-006-SC(针对GEnx-1B发动机)和SC33-007-SC(针对GEnx-2B发动机),其中关于结构包容性的要求基本继承了GE90发动机的专用条件,没有增加新的要求^[10-11]。对于LEAP发动机复合材料结构风扇叶片的专用条件为SC33-015-SC(针对LEAP-1A和LEAP-1C发动机)和SC33-017-SC(针对LEAP-1B发动机),其中对于结构包容性的要求和GE90、GEnx发动机的专用条件中对结构包容性的要求一致,只是更明确说明了风扇叶片保持系统包括叶片流道线以下的部分、叶片保持部件、风扇盘和风扇叶片附件等^[12-13]。

该类专用条件基于一个重要的安全假设,即复合材料中的制造缺陷(如裂纹、分层等)不会像金属材料中的缺陷一样进行扩展,因此复合材料叶片只可能是由于外物冲击而不可能因为自身缺陷导致叶片断裂,从而引起发动机包容问题。因此,复合材料风扇叶片的发动机只需进行复合材料叶片流道线以上部分(可能被外物撞击的部分)脱落的整机包容性试验来表明符合性。因此,FAA认为该类专用条件只适用于完全由纤维和树脂制备的复合材料风扇叶片(如用于GE90、GEnx和LEAP型发动机的复合材料风扇叶片),对于采用金属内芯外部缠绕复合材料的叶片不适用(如PW1100系列的金属芯复合材料叶片),因为其缺陷可能会在金属内芯中扩展,从而导致整个叶片从根部断裂脱落。

这类专用条件与适航规章中发动机包容性的三条要求相比,1.1节中的要求(1)和(3)没有发生变化,只是针对复合材料结构和金属材料力学性能的差异,对适航规章中发动机包容性的要求(2)进行了完善。除适航规章中对于发动机包容性的三条要求外,专用条件还增加了两项要求:(a)参考螺旋桨的适航规章增加了两倍运行载荷的要求;(b)增加了安全性分析的要求。

2 发动机包容性适航条款符合性验证思路

根据适航规章对发动机包容能力的要求,对发动机转子包容性的符合性验证工作,详细流程如图1所示,具体包含以下几个方面。

(1) 分析

发动机制造商应采用经验证的分析,确定发动机机匣在全寿命期内对各级转子叶片失效碎片的包容能力,并说

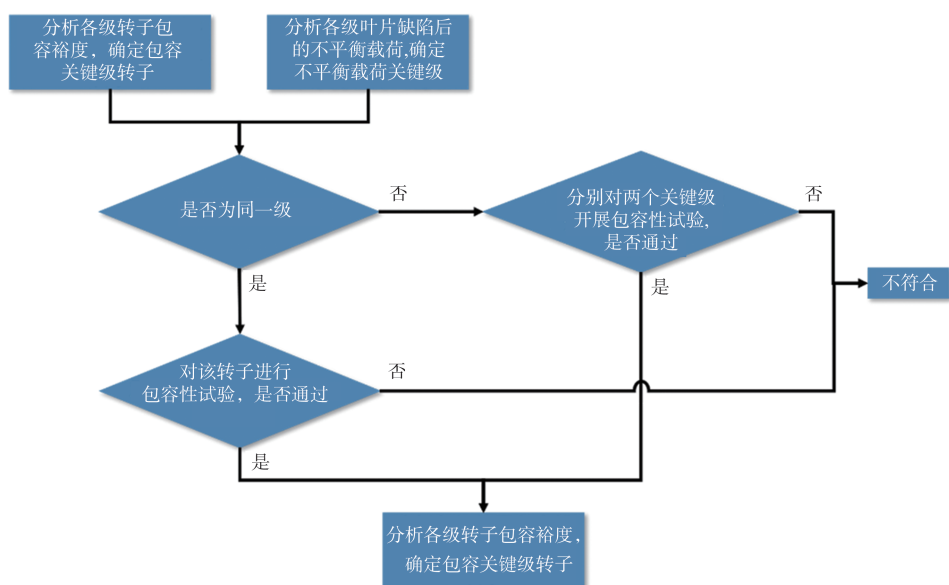


图1 包容性条款符合性验证路径

Fig.1 The route of demonstration compliance for containment provisions

明发动机可以包容除最关键转子级失效叶片外其他各级叶片。在分析的过程中,需要考虑质量、转速、温度、应力、厚度、角度、几何形状等因素,以确认叶片飞出能量及机匣能量吸收能力。通过分析计算,确定最关键的转子叶片级,最关键转子叶片级的分析应包含叶片的包容裕度与失效后所导致的整机不平衡量两个方面。发动机类型如可以进行一次整机叶片包容试验,采用分析替代一次整机试验时,应进行不平衡量及其整机响应的等效分析,其结果应能够与试验一致,分析所用的方法应基于台架试验、零部件试验或使用经验。

如果包容裕度分析涉及复合材料结构,由于其与金属材料存在较大的区别,根据FAA咨询通告《飞机的复合材料结构》(AC 20-107B),发动机制造商应采用积木式的思路确定复合材料结构的破坏形式、失效机理、在高速冲击载荷下的动态力学性能、计算与评价方法等。对于初级结构,应进行大量试样级试验,通过统计学的方法得到其材料数据。详细结构的力学性能试验要通过部件试验或子部件试验来开展,其数量要少于试样级试验,并且在进行结构安全性分析时要考虑全寿命周期内由于环境因素、结构损伤和其他因素导致的结构力学性能退化^[4]。

如果发动机采用复合材料的风扇叶片,还需要对风扇叶片进行安全性分析,确定其失效概率。

(2) 零部件/台架试验

申请人可以采用零部件/台架试验,确定发动机机匣对

除最关键转子级失效叶片之外其他各级叶片的包容能力。

如果发动机采用复合材料的风扇叶片,需要对风扇轮盘和叶片的保持系统进行两倍使用载荷试验,该试验一般采用台架试验的形式进行。

(3) 整机试验

发动机制造商应对最关键转子级开展整机包容性试验,在最大允许转速工作条件下,释放一个失效叶片,验证发动机能够包容失效叶片的损伤不着火,也不会产生超过安装节承受能力的平衡载荷。整机包容试验应分别针对压气机/风扇单元和涡轮单元中的关键转子级进行整机包容性和转子不平衡试验。经局方批准的情况下,可选择采用分析替代上述两项试验中转子不平衡量较小的一个,表明对条款的符合性。

(4) 设计说明

整机包容性试验验证后,发动机制造商应通过分析和设计说明,记录从发动机进气方向和排气方向飞出的碎片能量水平及其轨迹。

3 某型发动机包容性适航审定实例

下面将通过对某型号发动机包容性适航审定的实例来具体说明如何表明发动机满足适航规章中对于包容性的要求。该型号发动机为两轴涡轮风扇发动机,风扇叶片和风扇机匣采用三维编织复合材料结构形式。依据第2部分所介绍的思路,从复合材料材料性能验证、各级转子

包容裕度分析、确定不平衡载荷、安全性分析、风扇超转试验、整机包容试验和确定碎片能量和轨迹7个方面展开介绍。

3.1 复合材料及结构性能验证

根据《飞机复合材料结构》(FAA AC 20-107B),发动机制造商采用积木式(也称金字塔式)的方法进行复合材料基本力学性能、子部件抗冲击性能、全尺寸部件包容能力、整机包容性及振动持久的设计与试验验证,方法思路如图2所示。在最基础的材料级,开展了纤维和树脂等基体材料性能的测试和选择。为了获得基体材料的力学性能,每种基体材料都对5个批次以上数量的材料开展测试,以获得材料的力学性能区间范围,避免制造容差对测试结果的影响。除了基体材料,发动机制造商还通过试块试验(coupon test)来验证复合材料的制造工艺过程和使用环境对于材料性能的影响。采用对风扇叶片和机匣的工艺失效模式分析(PFMEA)的方法确定关键工艺参数。通过采用不同工艺过程和工艺参数来调整复合材料结构的力学性能和内部结构,从而获得符合设计要求的试验件。然后,这些工艺过程和参数将被冻结,后续在验证试验的试验件的制造过程中进行固化并且持续更新。在该级别内,还需要确定预期的运行环境对材料性能的影响。温度、湿度和工作流体对材料力学性能的影响需要考虑,在试块试验中开展验证。基于试验结果,确定环境导致材料性能退化系数。在开展子部件试验和部件试验的过程中,开展验证试验时要考虑性能退化系数的影响。在材料级,申请人共进行了5000次以上的试验。

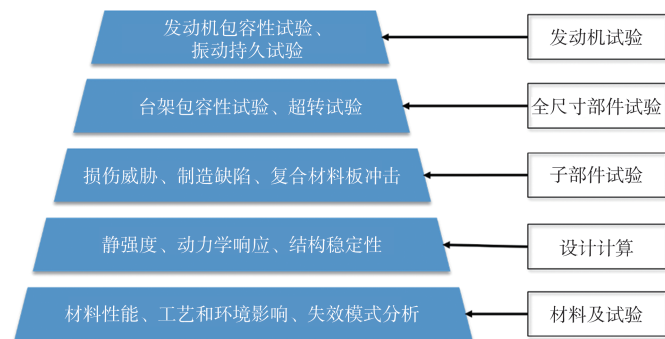


图2 某型发动机复合材料叶片性能积木式验证方法

Fig.2 Schematic diagram of building-block tests for composite fan blades

完成材料级试验后,要根据材料级试验获得的材料性能 and 环境影响来对结构的静强度、动力学响应和结构稳定性等进行分析计算,从而为后面的子部件和全部件试验提

供依据。

通过分析计算,获得结构能够承受预期的运行载荷并且符合适航规章要求的正向结论后,申请人开展了子部件试验,即对非全尺寸的试验件开展相关试验,以验证计算结果是否准确。由于全尺寸的部件试验从经济上耗资较大,申请人一般不可能开展大量的全尺寸部件试验,因此一般在全尺寸部件试验开始前进行子部件试验,验证分析计算结果,预估全尺寸部件试验结果,从而为下一级的全尺寸部件试验提供依据。在子部件试验中,需要考虑损伤威胁和制造缺陷对试验结果的影响。损伤威胁是指该结构部件在运行使用过程中,可能会遇到的影响其性能的损伤,这种损伤是可能发生的,并且不会导致部件更换,即这种损伤产生后,部件可以正常使用。申请人对于该型发动机定义的损伤威胁只有尖锐物碰伤一种。制造缺陷是指该部件在加工制造过程中,不可避免产生的与设计资料的不符合,这种不符合不影响产品的最终交付使用。申请人对于该型发动机定义的制造缺陷有两种:与设计规范之间的偏差和叶片前缘层间脱开。这些影响因素都需要在子部件试验这一层级进行验证。对于包容性,申请人开展了金属子弹对复合材料板的高速冲击试验。申请人一共开展了200次子部件试验(此试验数目涵盖该型发动机适航审定的所有试验项目,不只针对转子包容性)。

完成子部件试验后,申请人开展了全尺寸部件试验。全尺寸部件试验应完全按照发动机在实际运行时该部件的载荷或使用条件开展试验。在全尺寸部件试验中,也应考虑损伤威胁和制造缺陷的影响。环境因素对材料性能的影响也要考虑在内。申请人通过开展全尺寸部件试验,获得该部件对于适航规章符合性的直观结果。对于风扇叶片包容性,申请人通过旋转试验台将风扇转子在最大可允许转速下旋转,使其中一个叶片在流道线处断裂,验证包容机匣是否能实现包容。对于风扇叶片的保持系统和风扇盘能承受两倍离心载荷的要求,申请人通过对风扇级转子超转试验来验证。在本案例中,共完成了100次全尺寸部件试验。

真实发动机试验是为了表明满足适航规章相关条款而进行的符合性验证试验,在开展发动机试验时也需要考虑损伤威胁和制造缺陷的影响。发动机试验是否通过,将直接说明该型号设计能否满足适航规章相关条款。申请人为表明该型号发动机满足包容性相关条款,进行了发动机风扇叶片脱落包容性试验和振动持久试验。

3.2 分析各级转子包容裕度

申请人应确定各级转子的包容裕度,其中应分别针对高低压轴进行包容裕度计算。包容裕度的表征可以采用不同的形式,如能量法或厚度法。对于能量法,包容裕度=(机匣的包容能量/脱落叶片动能)-1;对于厚度法,包容裕度=(机匣的等效厚度/脱落叶片所需的包容厚度)-1。不管采用哪种方法表征包容裕度,包容裕度越小都越危险,当包容裕度为0时表示叶片刚刚击穿包容机匣,此时即为非包容的临界点,因此各级转子的包容裕度都应大于0。申请人应计算各级转子的包容裕度,找出包容裕度最小的那一组转子。

确定包容裕度一般采用经验证过的计算方法(以有限元仿真为主),在进行包容裕度计算时,需要考虑发动机的转速限制、包容机匣长度、制造离散性、材料性能的离散性、温度对材料性能的影响等因素,一般应采用相对保守的计算参数,分析在最不利情况下的包容裕度数值。通过对各级转子包容裕度的计算结果,确定各级转子的包容裕度都大于0,风扇转子为包容裕度最小的转子级,其他级转子的包容裕度结果都好于风扇级。因此就包容性来说,风扇级是关键级。

3.3 确定各级转子叶片脱落后不平衡载荷

叶片飞出后会导致转子产生不平衡载荷,需要分析哪一级叶片飞出后所导致的不平衡载荷最大。发动机制造方通过分析的方法确定了各级叶片飞出后导致的不平衡载荷的大小。需要注意的是,虽然适航规章只要求对于风扇级,一个叶片从流道线断裂飞出;对于其他转子级,一个叶片从根部断裂飞出。但是,叶片在脱落后,由于受离心载荷和径向速度影响,会撞击到本级转子的其他叶片,导致不止一个叶片发生断裂。因此,在确定叶片脱落后不平衡载荷时,需要分析本级转子一个叶片断裂导致的最大可能的不平衡载荷,应大于本级转子一个叶片缺失的不平衡载荷。根据各级转子叶片脱落所导致的不平衡载荷,找到不平衡载荷最大的转子级,该级转子就是不平衡载荷的关键级。通过计算分析,本型发动机不平衡载荷的关键级为风扇转子级,其最大可能的不平衡量为1.5个风扇叶片缺失所导致的不平衡载荷,发动机的安装节可以承受该不平衡载荷且不失效。

3.4 安全性分析

根据复合材料风扇叶片专用条件,需要表明复合材料风扇叶片的保持系统(风扇轮盘)的失效概率小于 $1E-9$ 次/飞行小时。发动机制造方采用故障树分析(FTA)方法

进行分析,将风扇叶片保持系统的失效划分为径向保持系统的失效和轴向保持系统的失效,并进一步地将其分解为各项底事件,从而确定各事件的发生率。FTA主要基于研发和审定过程当中整机试验、叶片零部件试验、材料特性数据、加工过程控制以及以往发动机型号经验。FTA分析表明了叶片保持系统在使用中的失效率为极不可能($1E-9$ 次/飞行小时),满足安全性要求。

3.5 风扇超转试验

申请人通过对风扇级转子进行超转试验验证风扇叶片保持系统可以承受两倍离心载荷的要求。该试验为部件级台架试验,风扇级转速为发动机正常工作中可能遇到的最大离心载荷的两倍载荷对应的转速,试验时间为60min。该试验需要考虑试验温度、材料分散度、制造分散度和环境因素的影响,如正常服役温度和试验温度环境可能有差异,这种温度差异可能造成材料性能的改变,需要在试验设计中进行考虑。风扇叶片的保持系统在试验过程中应确保结构完整性,不能出现结构破坏。

3.6 包容性试验

通过包容裕度分析和不平衡载荷分析,包容裕度的关键级和不平衡载荷的关键级都是风扇级转子,因此包容性试验只需进行一次,即只需验证对风扇级叶片的包容性。由于该型发动机风扇叶片为三维编织全复合材料结构,根据复合材料风扇叶片的专用条件,发动机需要在最大可能转速时,一个风扇叶片从流道线处断裂,发动机能包容该损坏15s不着火或自动停车,发动机安装节不失效。

通过对该型发动机进行包容性试验,发动机可以包容脱落叶片,发动机15s不着火且自动停车,发动机安装节未失效。发动机包容性试验后实际只有1.1个风扇叶片缺失,而风车状态不平衡载荷的计算是分析1.5个风扇叶片缺失产生的不平衡载荷,说明计算分析过程更为保守。将包容试验后发动机风车转动的振动水平和振动持久试验中发动机的振动水平相比较,发现包容试验后发动机的振动水平更低,从而验证了发动机能够承受风扇叶片飞出后的不平衡载荷产生的振动水平。

3.7 确定进出口碎片能量和轨迹

申请人通过对发动机风扇叶片脱落过程的动力学分析计算,获得进出口飞出碎片的能量以及碎片可能的轨迹覆盖的范围。申请人应将计算结果同包容性试验的结果相对比,从而验证该计算过程是否准确。

本节通过涡扇发动机的包容性适航验证实例,阐述了发动机包容性适航验证的基本方法和基本流程。需要补

充说明的是:(1)在适航审查中,涡桨发动机包容性要求和涡扇发动机基本一致,但单个转子叶片失效后的能量没有大涵道比涡扇发动机大,机匣的包容性设计和验证难度较低。(2)33.19确定的进出口碎片能量和轨迹为25.903条的验证提供输入和假设。

4 结束语

本文从适航规章对航空发动机包容性的要求出发,阐述了与包容性相关的适航条款的发展历程,以及复合材料风扇叶片包容性的专用条件,从而确定包容性相关条款和专用条件的实质要求及符合性方法。并通过某型发动机的审查实例,从材料及结构性能、各级转子的包容裕度评估、转子脱落导致的不平衡载荷、叶片保持系统的安全性分析、风扇超转试验、整机包容性验证试验以及确定进出口碎片能量和轨迹几个方面,逐步并详细说明了发动机制造商为满足包容性相关的条款和专用条件需要开展的符合性工作。本文研究内容可以为发动机制造商的包容性设计以及适航部门的包容性适航审定提供有效指导。 **AST**

参考文献

- [1] 中国民用航空局.CCAR-33-R2 航空发动机适航规定[S].北京:中国民用航空局,2011.
Civil Aviation Administration of China.CCAR-33-R2: Airworthiness standards: Aircraft engines[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [2] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: Aircraft engines[S]. USA: Federal Aviation Administration, 2015.
- [3] Federal Aviation Administration. CFR notices of proposed rulemaking 80-21 aircraft engine regulatory review program; Aircraft engine and related powerplant installation proposals [S]. USA: Federal Aviation Administration, 1980.
- [4] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: Aircraft engines[S]. USA: Federal Aviation Administration, 1984.
- [5] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: Aircraft engines [S]. USA: Federal Aviation Administration, 2008.
- [6] Federal Aviation Administration. Airworthiness standards: Aircraft engines[S]. USA: Federal Aviation Administration, 1974.
- [7] 解江,迟琪琳,刘亚婷,等.碳纤维2.5D机织复合材料弹道冲击性能及仿真分析[J].航空科学技术,2021,32(12):57-65.
Xie Jiang, Chi Qilin, Liu Yating, et al. Ballistic impact performance of carbon fiber 2.5D woven composite and simulation analysis[J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(12): 57-65. (in Chinese)
- [8] 刘志强,王祯鑫,宣海军,等.三维机织复合材料弹道冲击试验研究[J].航空科学技术,2023,34(2):49-55.
Liu Zhiqiang, Wang Zhenxin, Xuan Haijun, et al. Research on 3D woven composites ballistic impact test[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(2): 49-55. (in Chinese)
- [9] Federal Aviation Administration. SC33-ANE-08 special conditions; General Electric aircraft engines model GE90-75B/-85B/-76B turbofan engines[S]. USA: Federal Aviation Administration, 1995.
- [10] Federal Aviation Administration. SC33-006-SC special conditions: General electric company GENx model turbofan engines[S]. USA: Federal Aviation Administration, 2007.
- [11] Federal Aviation Administration. SC33-007-SC special conditions: General electric company GENx model turbofan engines[S]. USA: Federal Aviation Administration, 2009.
- [12] Federal Aviation Administration. SC33-015-SC special conditions: CFM international, LEAP-1A and LEAP-1C engine models; Incorporation of woven composite fan blades [S]. USA: Federal Aviation Administration, 2015.
- [13] Federal Aviation Administration. SC33-017-SC special conditions: CFM international, LEAP-1B engine models; Incorporation of woven composite fan blades[S]. USA: Federal Aviation Administration, 2000.
- [14] Federal Aviation Administration. AC 20-107B composite aircraft structure [S]. USA: Federal Aviation Administration, 2009.

Research on Airworthiness Requirements and the Compliance Method of Rotor Containment for Civil Aero-engines

Du Chunlin¹, Xing Jun², Zhao Zhenqiang¹, He Xin², Qi Zhenhui¹, Jiang Tao¹, Ge Yan¹, Zhang Chao¹, Li Yulong¹

1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China

2. CAAC Airworthiness Certification Center, Beijing 100102, China

Abstract: The inclusivity of aircraft engine rotors can reduce the probability of aircraft damage, thereby improving flight safety. It is an important link in the structural design of aircraft engines and one of the key focuses of airworthiness certification. Rotor containment for aero-engines, which is an important step in the engine structure design, is one main consideration in airworthiness certification. This paper introduces the requirements for rotor containment through the airworthiness requirements aspect, illustrates the history and development of the containment-related provisions in airworthiness standards and the special conditions for composite material fan blades containment, and investigates the actual technique requirements and compliance method for these provisions and special conditions. Finally, the compliance works needed to meet these provisions and special conditions are demonstrated by an engine certification case, which provides effective references for the inclusive design of engine manufacturers and the inclusive airworthiness certification of airworthiness departments.

Key Words: aero-engine rotor; containment; airworthiness requirement; safety analysis; composite material fan blade

Received: 2023-05-06; **Revised:** 2023-08-07; **Accepted:** 2023-09-05

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(2020Z061053001); Innovation Foundation for Doctor Dissertation of Northwestern Polytechnical University(CX2023082)