

航空发动机断裂关键件的闭环管理

刘志强*, 万里勇, 高阳, 王桂华

中航工业沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015

摘 要: 本文结合发动机结构完整性及适航相关标准, 对航空发动机断裂关键件的闭环管理进行了探讨。针对发动机研制现状与需求, 提出断裂关键件管理的建议, 为断裂关键件的控制提供参考。通过制定并执行工程计划、制造计划与使用管理计划, 实现对断裂关键件的闭环管理, 提高航空发动机的安全性。

关键词: 航空发动机; 断裂关键件; 安全性; 适航; 闭环管理

中图分类号: V240.2 文献标识码: A 文章编号: 1007-5453 (2014) 05-0094-05

航空发动机结构复杂, 要求在高温、高压、高速旋转和恶劣的环境条件下安全工作。近年来, 现役及在研航空发动机安全问题频出, 严重影响了飞行安全和部队的战训任务, 延误了发动机研制周期。尤其对于关键件(或称为限寿件), 其故障通常会造成灾难性后果, 如轮盘破裂碎片打穿发动机机匣后可能切断油路或操纵系统, 也可能穿透油箱与座舱, 对飞机和人员构成严重威胁。因此, 保证关键件的安全性对于发动机和飞机都是至关重要的。针对这类影响安全的关键件, 应加强控制, 从设计、制造和管理上保证其结构完整性。

1 发动机断裂关键件及其适航要求

1.1 故障影响分类

我国国军标 GJB/Z 1391-2006^[1] 将故障影响分为四类:

I 类(灾难的): 引起人员死亡或产品损坏、重大环境损害;

II 类(致命的): 引起人员的严重伤害或重大经济损失或导致任务失败、产品严重损坏及严重环境损害;

III 类(中等的): 引起人员的中等程度伤害或中等程度的经济损失或导致任务延误或降级、产品中中等程度的损坏及中等程度环境损害;

IV 类(轻度的): 不足以导致人员伤害或轻度的经济损失或产品轻度的损坏及环境损害, 但它会导致非计划性维护或修理。

欧洲航空安全局发动机合格证规范(CS-E)^[2] 将发动机影响分为三类:

第一类(危险性发动机影响): 与前述的 I 类影响相当, 包括但不限于高能碎片不包容、座舱引气中有毒物质浓度足以使机组人员或乘员失去能力、与驾驶员想要的推力方向相反的相当大的推力、失去控制的着火、发动机安装系统失效导致非故意的发动机脱开、发动机引起的螺旋桨脱开、不能使发动机完全停车、单发飞机不可恢复的发动机空中停车等。

第二类(重大发动机影响): 与前述的 II 类影响相当, 包括但不限于受控的着火、烧穿机匣(但能表明不可能扩展成危险性发动机影响)、低能量零件飞出(但能表明不可能扩展成危险性发动机影响)、导致机组人员不舒服的振动、发动机向座舱引气中的有毒物质足以降低机组人员的操作效能、与驾驶员指令方向相反的推力(但低于规定的危险水平)、发动机支承系统载荷路径失去完整性(但发动机没有实际脱开)、产生的推力大于最大额定推力、无法控制的推力振荡等。

第三类(轻微发动机影响): 与前述的 III、IV 类影响

收稿日期: 2013-11-04; 退修日期: 2013-12-30; 录用日期: 2014-04-26

*通讯作者. Tel.: 024-24281592-809 E-mail: liuzq7538@163.com

引用格式: LIU Zhiqiang, WAN Liyong, GAO Yang, WANG Guihua. Closed loop management of fracture critical component for aero-engine[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(05): 94-98. 刘志强, 万里勇, 高阳, 王桂华. 航空发动机断裂关键件闭环管理[J]. 航空科学技术, 2014, 25(05): 94-98.

相当,对于多发飞机,一台发动机失效,其唯一后果是该发动机部分或全部丧失推力或功率(和相关的发动机供给),这种失效认为是轻微发动机影响。

1.2 断裂关键件定义

航空发动机的断裂关键件^[3]是指其破坏后未被包容而可能引起飞机失事,或对于单发飞机,由于构件自身破坏或由它引起的其他构件的破坏,而导致推力损失不能继续飞行的那些构件。断裂关键件又可细分为安全关键件和任务关键件。从断裂关键件的定义可见,其破坏后会造成危险性发动机影响。图1即为发动机转子非包容的案例。



图1 发动机转子的非包容
Fig.1 Uncontained aero-engine rotor

1.3 断裂关键件的确定

断裂关键件的确定应结合故障模式、影响及危害性分析(FMECA)、功能危险性分析(FHA)等安全性分析,参考相关型号外场使用情况及暴露故障的影响等信息综合给出,对于航空发动机,盘、鼓、大型旋转封严环和其他类似的大型旋转构件,工作条件极为恶劣,发生破坏后产生的碎片将释放巨大能量,导致发动机不能够包容,造成危险性影响,一般将这类旋转件都定为断裂关键件。在发动机研制初期应尽早确定断裂关键件清单,并且在研制过程中根据发动机试验/试飞中获得的经验,不断完善清单。表1给出了典型军、民用发动机的关键件清单。

1.4 断裂关键件的适航要求

对于断裂关键件,欧洲航空安全局适航标准^[2]CS-E515条款(发动机关键件)及中国民航总局CCAR 33部^[4]33.70条款(限寿件)均明确要求通过制定和执行工程计划、制造计划和

表1 典型发动机的关键件清单		
Table 1 List of critical components for typical aero-engine		
发动机型号	关键件数量	关键件名称
CFM56	19	风扇盘,增压器转子,风扇轴,压气机前轴,压气机转子,压气机盘,压气机后封严盘,高压涡轮前轴、封严盘、盘和后轴,低压涡轮盘、轴,短轴和锥形支承
某军用发动机	27	低压压气机盘,低压涡轮盘,低压压气机轴、中间轴和涡轮轴,高压压气机盘,高压涡轮盘,涡轮盘套筒,高压压气机轴和涡轮轴

使用管理计划,确定每个断裂关键件的完整性,使其在发动机危险性影响发生之前,从使用中撤回。

2 断裂关键件的闭环管理

断裂关键件的失效可能导致危险性发动机影响,所以必须对其加强控制,尽量降低危险性影响的发生概率。通过制定和执行工程计划、制造计划、使用管理计划,可以实现对断裂关键件的闭环管理,如图2所示。这三个计划构成一个闭环系统,使工程计划中所做的假定,与如何制造零件和使用中如何维修零件联系起来。工程、制造和使用管理计划必须作为一个完整系统发挥作用。

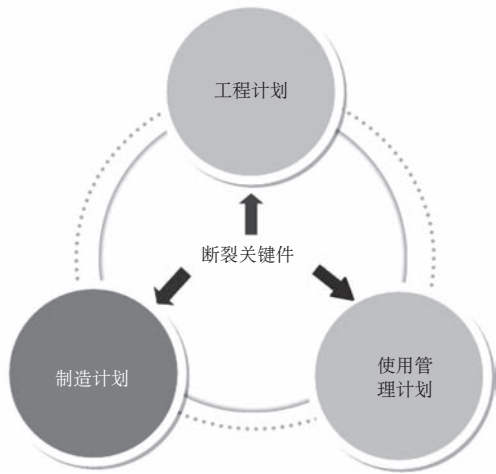


图2 断裂关键件的闭环管理
Fig.2 Closed loop management for fracture critical component

2.1 工程计划

工程计划^[2]用于确定关键件寿命,由一套综合寿命评定方法和技术组成,考虑载荷、材料性能、环境和工作条件的影响。通过执行工程计划,使每个发动机关键件,在

对发动机危险性影响发生之前,达到批准的使用寿命时,从使用中撤回。通过完成损伤容限评定,以确定在零件的批准寿命期内,由于材料、制造和使用异常而导致的潜在失效。

2.1.1 断裂关键件的定寿方法

英国军用航空涡轮发动机通用规范Def Stan 00-970-11^[5]部和民用航空发动机适航性要求BCAR-C篇章中,分别给出了用于军、民用航空涡轮发动机关键件的定寿方法,它们是唯一在正式规范和标准中指定的系统而全面的具体工程定寿方法,具有较强的可操作性,与规范和标准的正文结合很容易开展具体关键件的定寿工作。以下为Def Stan 00-970-11部中给出的四种典型定寿方法。

(1) 传统安全寿命法

目前,大部分军、民用发动机都是采用传统安全寿命法控制其关键件的使用。通常是用有代表性的零件,按严格的试验方法进行疲劳试验,考虑最好零件和最差零件疲劳性能分散度,根据试验结果确定一个最差零件也能经受的安全寿命。安全寿命通常随着使用、试验或检查不断延长,并定期向用户宣布,直到零件在疲劳试验中发生破坏。

(2) 数据库定寿法

数据库定寿方法是将零件关键部位的实际飞行循环应力和温度输入材料数据库,直接计算安全寿命,而不是对关键部位在试验机上进行专门的循环试验。一个给定材料的常规数据库是基于断裂力学模型,由来自不同的零件设计和结构特征的结果建立起来的。断裂力学裂纹模型需要考虑代表性的应力场、表面条件、微观结构和统计方法等。该方法已经被FAA等批准使用,用来批准发动机零件寿命。

(3) 损伤容限法

损伤容限定寿方法假设所有的零件都含有某种形式的初始损伤。零件从假设的初始裂纹扩展到临界裂纹尺寸时所用的循环数或者时间用于确定安全检查间隔。通常安全检查间隔被定为裂纹从初始裂纹扩展到临界裂纹寿命的1/2或者1/3。每一个安全检查间隔结束时,会进行零件检测,没有检查出裂纹的零件将继续使用,直到被检测出裂纹。目前,损伤容限定寿方法作为标准定寿方法,用于美国空军所有航空发动机断裂关键件的定寿。

(4) 因故退役

使用预定安全循环寿命和损伤容限寿命方法确定寿命的零件在退役时,被证明有80%的轮盘至少还有一个

完整的预定安全循环寿命可以使用。因故退役方法力图使用已经达到预定安全循环寿命的零件中可能剩余的一些寿命,否则这些零件就带着一些剩余寿命从使用中退役了。

2.1.2 断裂关键件的损伤容限设计与评定

航空发动机研制的经验教训表明,对于断裂关键件,认为结构上没有缺陷是不现实的,因此,采用传统的设计方法是不合理的。损伤容限设计^[6]承认结构中存在一定程度的未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤,通过合理选材、控制实际设计应力水平、合理选择结构设计类型、改善细节设计、控制裂纹缓慢扩展、提高裂纹的可检性等措施,确保设计的合理性和安全性。以保证结构在给定的使用寿命期限内,不因未被发现的初始缺陷、裂纹或其他损伤扩展而发生危险性影响。

(1) 制定损伤容限控制计划

损伤容限控制计划^[3]用于确定和安排结构设计、材料选择、制造控制和检查等各职能范围的界面关系。计划内容应包括:

- (a) 设计方案、材料、重量、性能及费用等的权衡研究;
- (b) 损伤容限分析及试验验证;
- (c) 确定断裂关键件清单;
- (d) 在断裂关键件图纸上标注关键特性,标明关键部位和相应的质量控制要求、检查方法和验收标准;
- (e) 材料的基本断裂数据;
- (f) 在材料采购和制造过程规范中,标明并控制断裂韧度和裂纹扩展率性能;
- (g) 零件制造、装配、使用等各个环节的跟踪要求;
- (h) 零件制造过程中的质量控制要求。

(2) 进行损伤容限分析

损伤容限分析应在发动机的研制初期尽早进行,以保证设计方案、材料、重量、性能、费用等的权衡安排。早期分析能确定那些裂纹扩展时间不符合要求的敏感区,及时更改设计,使产生的影响最小。对于每一个确定的断裂关键件都应进行损伤容限分析,每个部位都应考核,以确定假设有初始裂纹的最危险部位,如缺口、圆角、孔、叶片榫槽和其他高应力区。

美国依据颁布的《发动机结构完整性大纲》^[7],在发动机设计中广泛采用了损伤容限设计。设计表明,适当增加发动机总重量,即可满足损伤容限要求,增重对发动机性能略有影响,但对发动机耐久性有极大改善,且大大降低

武器系统的全寿命期费用。我国于1997年发布了《航空发动机结构完整性指南》^[3],推动了损伤容限设计在航空发动机设计中的应用。但损伤容限设计与应用涉及到缺陷初始大小的选取、材料的裂纹扩展速率、断裂韧性、无损检测的能力、裂纹扩展寿命分析技术和试验验证技术等因素,而目前国内部分材料数据不全,相关技术尚不成熟,因此,国内航空发动机研制中尚未对断裂关键件全面开展损伤容限设计。

(3) 开展损伤容限试验

为了支持材料选择的权衡研究,开展损伤容限试验,可以尽早评估许用应力水平、化学或温度环境谱的影响,验证分析方法和损伤容限特性,为材料选择的权衡研究提供支持。损伤容限试验可以包括简单试件、代表关键结构细节和材料的小元件、缩小比例的零件及全尺寸零件(如轮盘)等试验。试验件应具有代表性,应是具有预制裂纹或自然裂纹,并已经做过低循环疲劳试验的零件,对其进行损伤容限试验,评定其裂纹增长特性。试验结果应与预测的裂纹扩展间隔和临界裂纹尺寸作对比。根据材料和结构形式的相似性以及相关经验,可以提出对某些断裂关键件不作验证。

2.2 制造计划

制造计划^[2]是确定具体关键件制造过程限制的计划,用于确保关键件的寿命能力。通过固化关键件加工流程,明确具体制造过程,使发动机关键件能满足工程计划提出的要求。制造计划应考虑从毛坯材料到成品零件的制造方法带给零件的特性,并应突出所有对零件寿命重要的敏感因素,且未经核实,不能更改。这些因素包括,但不限于材料控制、制造工艺、切削参数和允许的分散度、检验方法和灵敏度、专用的零件粗加工方法和精加工方法、为改善疲劳性能或减少引入缺陷的方法、表面粗糙度、残余应力情况等。

制造问题一直是影响发动机研制质量的重要因素,也是制约航空发动机的主要瓶颈之一。发动机研制是一项复杂的系统工程,应借鉴国外发动机研制经验,建立协同工作机制,加强设计与工艺的深度交流,开展联合工艺评审。在图纸设计过程中,尤其是关键件,充分汲取、考虑工艺方面的建议和要求,提高设计的工艺性。在关键工艺的编制过程中,设计人员参与并提出建议和要求。通过设计与工艺的协同提升发动机的可生产性,确保生产的产品满足设计要求。同时,贯彻适航管理模式,开展制造符合性检查,深入查找影响发动机质量的问题和原因,推动

适航要求在制造专业的贯彻落实。

2.3 使用管理计划

使用管理计划^[2]是对发动机关键件相关的维修限制,是持续适航说明书的一部分。规定在使用过程中发动机关键件的维护和修理,使发动机关键件保持工程计划要求的特性,并在发动机使用工况与预期不一致时完成对关键件寿命的修正。使用管理计划应包含维修和翻修限制、修理方法限制、发动机和零件可追踪的使用记录、检查间隔时间、检验方法、检测使用飞行剖面、损伤和可修理极限、使用和相关经验的定期技术审查等。

3 结束语

本文结合发动机结构完整性及适航相关要求,对发动机断裂关键件的闭环管理进行了研究。针对型号研制需求,国内航空发动机制造商应完善FMECA、FTA等安全性分析工作并尽早确定断裂关键件,深入开展断裂关键件的损伤容限设计与评定研究,并应尽可能在模拟真实发动机工作环境下加强断裂关键件的试验验证。参考国外标准及经验,深入开展关键件的工程计划、制造计划与使用管理计划的研究,通过制定并实施三个计划,确保针对关键件提出的设计措施能够落实、验证与跟踪,实现对断裂关键件的闭环管理,以确保其使用安全。

AST

参考文献

- [1] 中国人民解放军总装备部.GJB/Z 1391-2006故障模式、影响及危害性分析指南[S].北京:中国人民解放军总装备部,2006.
General Armament Department of People's Liberation Army of China.GJB/Z 1391-2006 Guide to failure mode, effects and criticality analysis[S].Beijing: General Armament Department of People's Liberation Army of China,2006.(in Chinese)
- [2] European Aviation Safety Agency. CS-E Certification Specifications for Engines[S].2007.
- [3] 中国人民解放军总装备部.GJB/Z 101-1997航空发动机结构完整性指南[S].北京:中国人民解放军总装备部,1997.
General Armament Department of People's Liberation Army of China.GJB/Z 101-1997 Engine structural integrity guidance[S]. Beijing:General Armament Department of People's Liberation Army of China,1997.(in Chinese)
- [4] 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,2012.

- Civil Aviation Administration of China. CCAR33-R2 Aircraft engine airworthiness regulations[S].Beijing:Civil Aviation Administration of China,2012.(in Chinese)
- [5] The British Ministry of Defense.Def Stan 00-970-11 General Specification for Military Aviation Turbine Engine[S].2006.
- [6] 尚晓冬,孙秀文,王刚.损伤容限技术在飞行器结构设计中的应用[J].航空科学技术,2012(05):52-55.
- SHANG Xiaodong,SUN Xiuwen,WANG Gang.Application of Damage Tolerance Technology in Structure Design of Aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology,2012(05):52-55.(in Chinese)
- [7] United States Department of Defense.MIL-HDBK-1783B Engine Structural Integrity Program (ENSIP) [S].2002.
- 作者简介**
刘志强(1982—) 男,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机适航、安全性设计、分析与管理工。Tel: 024-24281592-809, 18624044327
E-mail: liuzq7538@163.com

Closed Loop Management of Fracture Critical Component for Aero-engine

LIU Zhiqiang*, WAN Liyong,, GAO Yang, WANG Guihua
AVIC Shenyang Aero-engine Design Institute, Shenyang 110015, China

Abstract: Process controlment of fracture critical component is discussed by researching the standards of structural integrity and airworthiness. According to the actuality and requirement, suggestion of fracture critical component management is proposed as the reference of fracture critical component controlment. By enacting and executing the engineering plan, manufacturing plan and service management plan, the closed loop management of fracture critical component is achieved for improving the safety of aero-engine.

Key Words: aero-engine; fracture critical component; safety; airworthiness; closed loop management

Received: 2013-11-04; Revised: 2013-12-30; Accepted: 2014-04-26

*Corresponding author. Tel.: 024-24281592-809 E-mail: liuzq7538@163.com