

航空发动机性能衰减控制和恢复方法研究

徐秋实*

中航工业沈阳发动机设计研究所, 辽宁 沈阳 110015

摘要: 研究和解决发动机性能衰减问题是保证军用飞机和民用飞机安全飞行的有效手段之一。本文在分析航空发动机性能衰减原因的基础上, 以F404-GE-400等发动机为例, 分析了发动机性能衰减的不利影响, 研究了航空发动机性能衰减的控制和恢复方法。

关键词: 航空发动机; F404-GE-400; 性能衰减; 控制与恢复

中图分类号: V235.1 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 05-0040-04

航空发动机特别是军用航空发动机一旦投入使用就开始经历性能衰减的过程, 而每次性能衰减都会对发动机性能产生不利影响, 例如可靠性降低、寿命缩短、全寿命期成本增加。因此, 分析发动机性能衰减的原因、研究性能衰减的有效控制和恢复措施, 使得性能衰减的发动机在保证安全的前提下处于最佳的工作状态, 对于发动机的使用和飞行安全具有重要意义。

1 性能衰减的原因

飞机发动机性能衰减的引发因素较多, 主要包括以下因素^[1]:

- (1) 叶尖间隙增大引起发动机性能衰减;
- (2) 高温部件长时间工作于恶劣环境下造成发动机性能衰减;
- (3) 叶片表面粗糙度增加造成部件性能衰减;
- (4) 杂质和污垢引起的发动机性能衰减;
- (5) 发动机的正常使用可能造成发动机性能衰减。

2 性能衰减的影响

以F404-GE-400发动机为例, 国外学者Naeem^[1-6]对性能衰减的发动机进行了计算机模拟评估, 研究了航空发动机性能衰减的不利影响。该项研究评估了配备有2台F404-GE-400发动机的F-18飞机性能。本次测试采用3个性能参数: 污染指数; 腐蚀

指数; 发动机性能衰减指数。根据这些性能参数以及每次飞行预测飞机的燃油使用等参数值, 在军用飞机的任务剖面图内, 采用计算机模拟, 预测并描述发动机性能衰减的飞机作战效能及其燃油消耗和寿命等因素的不利影响, 见图1。

测试结果表明, 压气机和涡轮的性能衰减改变了其效率和流量。为了在任务剖面图中达到同样的飞行性能, 压气机和涡轮的效率和流量的改变需要相对没有性能衰减的发动机在增加的涡轮进口温度和/或转速下运行, 以满足推力需要。在假定的条件下, 对于相同的涡轮进口温度, 随着性能不断衰减, 发动机的耗油率增加, 可提供推力减小, 进而导致飞机任务作战效能的下降。同时, 由于推力减小, 飞机在起飞阶段需要更多的时间, 这也导致更严重的叶片蠕变损伤。随着发动机性能衰减程度的不断加重, 可提供推力的减小也导致低压和高压转子转速的降低。为了保持飞机性能不变, 性能衰减的发动机不得不更高的涡轮前进口温度下工作。但是, 涡轮进口温度的提高将进一步加重了叶片的蠕变和热疲劳损伤。

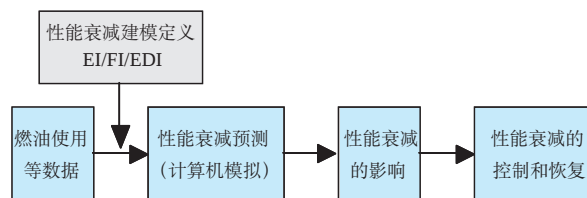


图1 基于性能衰减的建模和计算机模拟

Fig.1 Modeling and computer simulations based on deterioration

收稿日期: 2013-12-04; 修改日期: 2014-02-18; 录用日期: 2014-03-30

*通讯作者: Tel.: 024-24281756-6 E-mail: xuqiushi7589@126.com

引用格式: XU Qiushi. Method research of control and recovery for aero-engine deterioration[J]. Aeronautical Science & Technology, 2014, 25(05): 40-43. 徐秋实. 航空发动机性能衰减的控制和恢复方法研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(05): 40-43.

计算机模拟的最终结果是：与没有发生性能衰减的发动机相比，对于性能衰减程度为6%（在计算机模拟中设定的数值）的发动机，飞机任务作战效能、高压涡轮叶片蠕变寿命和低循环疲劳寿命消耗分别减少了75%、86%和40%，而发动机燃油使用和高压涡轮叶片热疲劳的相对严重性分别增加了14%和120%（即为原值的220%）。

3 性能衰减控制方法

性能衰减控制是一项复杂、系统的工程。航空发动机的性能衰减控制是指预先采取必要的措施，从方案设计开始，根据使用要求制定性能衰减控制方案，在发动机设计、制造、装配、使用阶段开展全过程控制。

3.1 设计阶段控制

航空发动机的总体性能设计要考虑一定的性能裕度，以控制在使用过程中发动机存在性能衰退的问题。文献[7]研究了大型客机发动机在使用过程中的性能衰退对总体性能的影响，其结果可用于后继发展型发动机总体性能裕度设计中。利用性能衰退专项试验的数据以及返厂进行翻修的发动机磨损数据，分析计算部件效率下降对性能的影响，找出新交付时与性能衰退后发动机性能的差值，将这个差值应用在发展型发动机性能衰退后的总体性能计算中。针对一架大型双发客机的2台某型号双转子涡扇发动机研究结果表明：总体性能设计时需要留取100℃的燃气温度裕度才能保证翻修期内的安全使用，各大部件磨损造成的发动机性能衰退后（文献[7]中列表表示了其程度）单位燃油耗油率（SFC）平均上升7%，后继发展型发动机依靠部件效率的改善能够满足新一代飞机的更高性能要求^[7]。

3.2 制造阶段控制

发动机的制造需要提高加工质量，确保零部件设计、制造的一致性和符合性。发动机部件工作环境苛刻，既存在高温、高压环境，又易受到腐蚀和外物侵蚀。不必要的零件摩擦易造成间隙变大和效率降低，不应有的零件变形、失效导致气动性能恶化。因此，在制造阶段，要将零件尺寸控制在标准加工公差值范围内。

3.3 装配过程控制

发动机的装配要控制好装配间隙。发动机装配间隙小，转静子间碰摩相对会多一些，初始衰减会略快，但其初始性能好。发动机装配间隙大，初始性能会受影响，但随着工作时间的延长，相比于间隙小的发动机，其衰减速率要低。但是，对于装配间隙小的发动机，虽然其性能衰减速率较高，但在整个寿命循环周期内，热端部件温度偏低，其实更利于总体性能保持。

3.4 使用阶段控制

根据Naeem等人进行的各种任务剖面测量结果，为了提高性能衰减发动机的利用率和任务作战效能，在使用中可以采取以下控制措施：

- （1）制订压气机清洗和必要的修理计划。
- （2）计划任务剖面时，根据类似的发动机性能衰减的类型和程度将飞机分组。
- （3）采用不同的燃油和武器重量，保持同样的飞机总起飞重量。
- （4）根据发动机性能衰减的不同类型和程度，规划不同的飞机起飞计时，以同时到达目标。
- （5）为保持同样的飞行性能，在允许的特定操作（例如涡轮进口温度和转速）范围内，提高承受性能衰减的发动机的涡轮前进口温度（即在更高的动力设置下工作）。
- （6）改变飞机的任务剖面 and/或配置。
- （7）在不同的工作状态下，调整飞行计划（如根据相关的温度条件确定飞行时间）^[2]。

4 性能衰减恢复方法

4.1 通过修复方法（修理和返修）控制性能衰减

在军用发动机领域，新技术提供了创建新的修理理念或执行新的设计或改变材料的机会，以使无法预见的性能衰减的发动机部件在经过修理后返回使用，而不是直接废弃。也可以允许部件在超过设想的或由初始设备制造商设置的情况下（例如在标准的修理和大修手册中给出的损伤极限）被修理。在商用发动机领域，一些技术革新已经用于民用发动机的修理和返修，用于民用产品的大多数技术也可以用于提高军用发动机的成本效益管理。

下面列出了加拿大空军发动机机群管理者为了部件延寿而采用的修理和返修技术。

（1）先进的焊接修理

长期以来，焊接技术可用于修理具有裂缝的流路部件（例如静子和转子叶片以及燃烧室衬筒）。然而，新技术的出现使得不包括在标准手册中的或在由初始设备制造商（OEM）设置的极限以上部件的修理成为可能。例如，OAC（Orenda宇航公司）最近采用电子束焊接（EBW）技术^[8,9]，研发了用于消除F404风扇和压气机转子叶片上外物损伤的补丁修理。损坏区域采用与叶片同样材料的补丁进行代替，然后采用电子束焊接技术与叶片连接。然后，完成修理组件的加工，以满足尺寸的规格说明，见图2。

（2）先进的铜焊修理

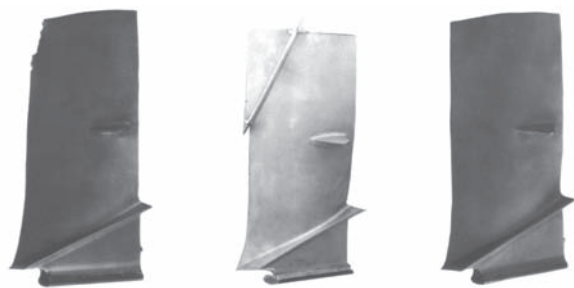


图2 通过电子束焊接转角补钉代替叶片损坏部分

Fig.2 Damaged portion of blade replaced by a corner patch using electron beam welding

基于氟化氢的清洗过程的研制(例如Vac-Aero国际的AFOR-DBR或Dayton大学研究机构的氧化物还原过程),结合扩散铜焊技术的发展已经可以修理以前不可以铜焊的镍基合金。该技术依赖气态氟化氢从裂缝表面除去热力学稳定氧化物,使得铜合金通过表面张力浸湿和渗透,产生了结构上健全和持久的接点^[8]。

(3) 通过热处理更新

热处理和热等静压法已经使用20多年,主要用于消除使用中涡轮转子和静子叶片出现的微结构损坏,以使其恢复蠕变特性。热等静压法能够消除使用中可能形成的蠕变空隙。重新涂层的热处理完成了更新,修复了微结构损坏。热等静压法还能消除铸件孔隙度,通过减少材料特性的耗散提高部件可靠性。热等静压法更新循环技术已经得到了研发,并用于合金713C和IN738。这两种合金都在T56发动机中得到了应用^[9]。

(4) 先进的重造型过程

先进的重造型过程(ARP)可以将压气机叶片自动翻新,使其具有可再现的气动性能,见图3。ARP由2部分组成。第1部分是设计部分,为加工损坏的叶片提供了新的目标造型,产生了基于数值流计算优化的形状。第2部分是加工部分,由计

算机控制的研磨系统加工这些造型。各种不同的质量检查表明,与传统翻新的叶片相比,采用ARP进行翻新的压气机叶片的性能得到了较大提升,配有ARP叶片的压气机的总体性能接近OEM的原始设计性能。CF6-50发动机的试验表明,与传统大修的相比,重造型叶片的排气温度(EGT)裕度提高了3℃~4℃,在翼时间延长1000h以上^[10]。

4.2 材料修饰延寿

通过材料修饰可增强部件耐久性,可供选择技术包括:

(1) 采用新材料翻新

在由发动机制造商领导、多家使用用户支持的部件改进计划中,通常做出改变包括叶片和盘的部件材料的情况。为了提高叶片的抗蠕变强度和抗热疲劳性,加拿大空军的F404-GE-400发动机的第1级高压涡轮叶片材料被从常规铸造的Rene 125改变为定向凝固-柱状晶粒Rene 80,并且后来改变为采用单晶合金N4已被验证。

(2) 替换或增加保护层

替代和增加的涂层可以延长冷端和热端部件的寿命。验证试验通常包括新涂层的物理和机械特性以及相关耐久性和损伤容限特性的评估。更重要的是,需要仔细评估涂层底层相互作用及其对部件属性的影响。

a. 压气机叶片的硬涂层

钛镍合金已经被用作压气机叶片的保护层,防止由侵蚀和腐蚀造成的损坏。例如,Liburdi工程公司的RIC™ PVD TiN涂层是T56/K501 RR(Allison)发动机的用料选择之一。虽然一些商用的氮化钛涂层也出现锈斑的问题,但是氮化钛是一种硬质陶瓷混合物,能有效地防止侵蚀和某些腐蚀。为了提高抗侵蚀和腐蚀能力,由具有碳和铝的合金氮化钛(TiCN, TiAlN)制造而成的最新一代涂层将得到设计和研发。

b. 涡轮部件的涂层

在大修时,重新给涡轮转子和静子叶片涂覆涂层是常见的事情。在叶片的某些关键区域,例如涡轮转子叶片的叶尖区域或导向器叶片的前缘等,往往附加有热障涂层。热障涂层将降低部件金属的温度,并将材料由在这些位置的氧化引起的消耗速率降到最小。通过减小使用中热循环导致的瞬时应力,热障涂层还将减弱这些部件对热疲劳裂缝的敏感性。

(3) 表面修饰处理

离子植入和化学表面处理等表面处理技术已经得到了研发,用于同喷丸强化和软涂层的结合,旨在减轻钛合金风扇和压气机叶片燕尾榫部分的微振磨损疲劳问题。试验发现,喷丸强化和化学处理是很有效的。采

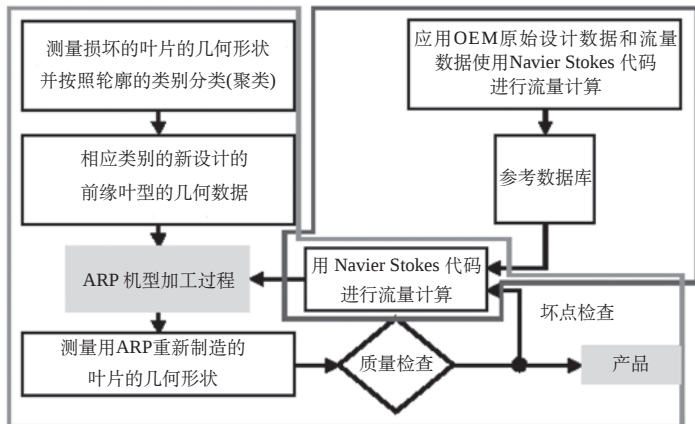


图3 重造型过程

Fig.3 Re-contouring process

用软涂层和润滑剂等其它的表面处理技术也有提高钛合金抗微振磨损疲劳的潜力^[8]。

5 结论

一旦发动机开始使用,其性能衰减就已经开始了,其部件性能也处于一个逐渐衰减的过程。这个性能衰减过程不可避免,因此,必须要对其进行控制和恢复。发动机的性能衰减在设计、制造、装配和使用等几个阶段和环节可以实施控制,以减少性能衰减带来的不利影响,获得发动机更高可靠性、更低全寿命成本和最优任务效能。可以采用新技术修理损伤的部件,或通过材料修饰以及保护涂层的替代或增加等措施来增强发动机的耐久性,实现发动机性能衰减的性能恢复。**AST**

参考文献

- [1] M Naeem. Implications of aero-engine deterioration for a military aircraft's performance[D]. Cranfield,United Kingdom;Cranfield University, 1999.
- [2] M Naeem. Impacts of aero-engine deteriorations on military aircraft mission's effectiveness[J]. The Aeronautical Journal, 2001(11):685-694.
- [3] M Naeem, R Singh,D Probert. Consequences of aero-engine deteriorations for military aircraft[J]. Applied Energy, 2001(70): 103-133.
- [4] M Naeem,R Singh,D Probert. Implications of engine deterioration for fuel usage[J].Applied Energy, 1998, 59(2-3): 125-146.
- [5] M Naeem, R Singh, D Probert. Implications of engine deterioration for a high-pressure turbine-blade's low-cycle fatigue[J].

International Journal of Fatigue, 1999 (21) :831-847.

- [6] M Naeem, R Singh,D Probert. Implications of engine's deterioration upon an aero-engine HP turbine blade's thermal fatigue life[J]. International Journal of Fatigue, 2000(22): 147-160.
- [7] 周茂军.考虑性能衰退的航空发动机总体性能裕度设计研究[J].航空动力学报,2008,23(10):1868-1874.
ZHOU Maojun. Research on aeroengine performance margin design considering performance deterioration in utility[J]. Journal of Aerospace Power, 2008,23(10):1868-1874.(in Chinese)
- [8] J-P Immarigeon, A K Koul, et al. The aging of engines an operator's perspective[C]. RTO AVT Lecture Series on“Aging Engines, Avionics, Subsystems and Helicopters”.Atlantic City, USA;October, 2000.
- [9] J-P Immarigeon, A K Koul, et al.Life cycle management strategies for aging engines[C].RTO AVT Specialists' Meeting on “Life Management Techniques for Aging Air Vehicles”. Manchester,United Kingdom:October, 2001.
- [10] Herwart T Hoenen, Karsten Ellenberger. Jet engine compressor blade refurbishment by application of the advanced re-contouring process[R]. ASME GT2003-38721.

作者简介

徐秋实(1982—)女,硕士,工程师。主要研究方向:航空发动机情报研究。

Tel: 024-24281756-6 13609823880

E-mail: xuqiushi7589@126.com

Method Research of Control and Recovery for Aero-engine Deterioration

XU Qiushi*

AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China

Abstract: Researching and solving the problem of deterioration is the effective way of ensuring the military aircraft and civilian aircraft fly more safely. Based on the causes of aero-engine deterioration, this thesis took the F404-GE-400 and other engines for example, analyzed the adverse implications of engine deterioration ,researched the method of the control and recovery of aero-engine deterioration.

Key Words: aero-engine; F404-GE-400;deterioration; control and recovery

Received: 2013-12-04; **Revised:** 2014-02-18; **Accepted:** 2014-03-30

* **Corresponding author.** Tel: 024-24281756-6 **E-mail:** xuqiushi7589@126.com