

发动机航材疲劳寿命提升路径研究

徐新新 陈亘枢

深圳航空有限责任公司, 中国·广东 深圳 518128

摘要: 航空发动机是航空器的主要动力装置, 关键部件的疲劳寿命直接关系到飞行安全和运行成本。本文主要研究发动机航材疲劳寿命提高途径, 从高温合金材料特性、疲劳机理、影响因素入手, 对材料设计、工艺改进、表面强化、涂层优化、健康监测、新型材料应用等关键技术路径进行梳理。通过理论分析与工程实践相结合, 提出多学科协同的寿命优化策略, 为航空发动机材料疲劳寿命的提高提供理论支持和技术指导。

关键词: 航空发动机; 航材疲劳寿命; 高温合金; 热机械疲劳

Research on the Path to Enhance the Fatigue Life of Engine Aviation Materials

Xu Xinxin, Chen Genshu

Shenzhen Airlines Co., Ltd., China Guangdong Shenzhen 518128

Abstract: The aircraft engine serves as the primary power unit of an aircraft, and the fatigue life of its critical components directly impacts flight safety and operational costs. This paper primarily investigates methods to enhance the fatigue life of engine components, beginning with the properties of high-temperature alloy materials, fatigue mechanisms, and influencing factors. It systematically reviews key technical approaches, including material design, process improvement, surface strengthening, coating optimization, health monitoring, and the application of novel materials. By integrating theoretical analysis with engineering practice, the study proposes a multidisciplinary strategy for life extension, providing theoretical support and technical guidance for improving the fatigue life of aircraft engine materials.

Keywords: Aircraft engine; Fatigue life of aviation materials; Superalloy; Thermo-mechanical fatigue

0 引言

根据有关统计, 航空发动机零部件失效中由疲劳引起的占 40% 到 90%, 高周疲劳 (HCF)、热机械疲劳 (TMF) 是造成涡轮叶片、压气机盘等主要部件失效的主要因素。疲劳寿命不够会直接危及飞行安全, 还会大大增加发动机的维护费用以及全生命周期成本, 因此提高发动机航材疲劳寿命就成为航空工业技术升级的重要课题。

1 发动机航材材料特性与疲劳机理

1.1 高温合金体系与微观结构

航空发动机关键部件 (涡轮叶片、导向叶片、压气机盘等) 大多使用镍基或者钛基高温合金。镍基单晶合金由于消除了晶界弱化效应, 具有很好的高温强度和抗蠕变性能, 是热端部件的首选材料; 定向凝固合金通过控制晶粒取向来提高疲劳抗力; 粉末冶金合金通过细化晶粒尺寸、均匀化组织来改善力学性能分布。钛合金 (Ti-6Al-4V) 由于具有高强度和耐腐蚀性, 被广泛地用在压气机叶片等低温高应力的地方。

高温合金的疲劳性能同它的微观结构有关。 γ' 相 ($\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti})$) 是主要的强化相, γ' 相的体积分数、尺寸、分布影响裂纹的萌生和扩展。研究表明, 细小均匀分布的

γ' 相可以有效地阻碍位错运动, 提高材料的抗疲劳性能, 粗大或者偏聚的 γ' 相则会成为裂纹萌生源。另外, 晶界碳化物、拓扑密排相 (TCP 相) 等第二相粒子形态、分布都会通过影响应力集中、氧化行为来间接控制疲劳寿命^[1]。

1.2 疲劳机理与失效模式

发动机航材疲劳失效是由多因素耦合引起的, 可以分为三类机理。低周疲劳 (LCF) 主要是由于起落循环等低频高应力工况造成的, 材料变形机理主要是滑移和蠕变。裂纹萌生一般起源于表面缺陷或者应力集中区, 扩展路径沿着晶界或者滑移带进行, 最后由于晶间断裂或者穿晶断裂而失效。二是高周疲劳 (HCF), 由气动振动等高频低应力载荷引起, 裂纹萌生多在材料内部的微观缺陷 (孔洞、夹杂物) 或者表面加工痕迹处, 扩展模式以穿晶为主, 断口有典型的疲劳辉纹。三是热机械疲劳 (TMF)。温度循环和机械载荷一起作用, 材料要承受热应力和机械应力的叠加效应。同相位 TMF (温度和应力同向变化) 会使裂纹扩展速度变快, 反相位 TMF (温度和应力反向变化) 由于热应力松弛效应而使裂纹扩展速度变慢。另外氧化膜的形成和剥落都会改变裂纹表面能, 使失效过程更加复杂。

1.3 环境因素与界面效应

发动机服役环境中的氧化、热腐蚀、氯化物侵蚀等环境因素都会对疲劳寿命造成影响。高温氧化生成的氧化膜 (Al_2O_3 、 Cr_2O_3 等) 虽然可以起到一定的保护作用, 但是氧化膜与基体界面的弱化会引发界面裂纹的产生; 热腐蚀介质 (Na_2SO_4) 会加快氧化反应和局部熔融, 引起晶间腐蚀和应力腐蚀开裂 (SCC)。涂层体系和基体的界面结合强度、残余应力分布、微观缺陷 (孔隙、微裂纹) 等都会成为疲劳裂纹的起始点^[9]。

2 发动机航材疲劳寿命测试与评估方法

2.1 疲劳试验技术

2.1.1 等温疲劳试验

等温疲劳试验是在恒定温度下施加交变载荷, 用来评价材料在纯机械疲劳或者蠕变-疲劳耦合状态下的性能。试验参数为应力幅值、频率、保载时间等, 需要准确地模拟实际服役时的应力应变历史。例如, 在航空发动机涡轮叶片的疲劳评估中, 等温疲劳试验可模拟叶片在高速旋转时承受的离心力与气动载荷的交变作用, 同时考虑高温环境对材料蠕变性能的影响。改变应力幅和频率可以得到材料在不同的载荷水平下的疲劳寿命曲线, 为设计提供重要的数据支持。

2.1.2 热机械疲劳试验

热机械疲劳 (TMF) 试验是模拟发动机热端部件在启动和停车的循环工作时, 温度和载荷同时变化的工况的一种试验。试验装置需要有高精度的温度场控制和多轴加载能力, 可以再现同相位 (温度和载荷同向变化) 或者反相位 (温度和载荷反向变化) TMF 的复杂应力状态。涡轮盘在服役过程中要承受离心载荷和温度梯度的共同作用, TMF 试验可以模拟盘缘和盘心在不同相位下应力-温度耦合效应, 揭示裂纹萌生和扩展的机理。另外试验还要检测材料的氧化情况, 因为氧化膜的形成会对裂纹扩展路径和寿命造成很大影响。

2.1.3 腐蚀疲劳试验

腐蚀疲劳试验在腐蚀性介质 (盐雾、高温燃气) 下加交变载荷来研究环境与疲劳的协同作用。航空发动机在海洋环境或者高温燃气中工作的时候, 航材表面容易产生腐蚀坑, 成为裂纹产生的地方。试验要监测腐蚀产物的生成和剥落过程, 分析它对裂纹扩展速率的影响。钛合金叶片的腐蚀疲劳试验, 盐雾环境会加快表面点蚀, 高温燃气中硫化物会加快裂纹扩展。结合电化学测试和疲劳加载, 可以对腐蚀环境对疲劳寿命的折减效应进行量化, 给材料选型和防护设计提供依据。

2.2 断口分析与微观表征

2.2.1 断口形貌特征

高周疲劳断口一般有疲劳源区、疲劳扩展区、瞬断

区。疲劳源区是裂纹萌生的地方, 多在表面缺陷或者应力集中处; 疲劳扩展区是由一系列的疲劳辉纹组成, 反映裂纹的稳定扩展过程; 瞬断区是裂纹快速扩展到临界尺寸后最后断裂的区域, 表现为韧窝或者解理形貌。镍基高温合金叶片的断口分析可以发现, 疲劳源多在叶尖或者榫头处, 扩展区辉纹间距和载荷频率有关, 瞬断区由于高温氧化而呈现脆性断裂特征。

2.2.2 TMF 断口分析

由于氧化膜的影响, TMF 断口要通过能谱分析 (EDS) 来识别裂纹扩展的氧化痕迹。氧化膜形成之后会改变裂纹的扩展路径, 使断口形貌变得复杂。在钴基合金涡轮盘的 TMF 断口处, 氧化膜可以覆盖在裂纹表面, 需要通过 EDS 分析氧化产物的成分和分布, 揭示氧化-疲劳的耦合作用机制。另外 EBSD 技术可以分析裂纹尖端晶粒的取向和变形情况, 对裂纹扩展的微观机制研究有参考价值。

2.3 寿命预测模型

2.3.1 应变寿命模型

应变寿命模型以 Manson-Coffin 方程为基础, 利用低周疲劳试验数据来建立应变幅和疲劳寿命之间的关系, 适合于蠕变-疲劳耦合工况。该模型认为材料在塑性应变起主导作用的疲劳过程中, 寿命和塑性应变幅成幂律关系。以涡轮叶片寿命预测为例, 应变寿命模型可以结合高温低周疲劳试验数据, 对蠕变对疲劳寿命的折减效应进行量化, 给设计留有安全裕度。

2.3.2 断裂力学模型

断裂力学模型以 Paris 公式为依据, 用裂纹扩展速率 (da/dN) 和应力强度因子范围 (ΔK) 的幂律关系来预测裂纹从初始尺寸扩展到临界尺寸的时间。该模型要借助无损检测技术 (超声、涡流) 对裂纹尺寸实施实时监测, 从而对应力强度因子的范围加以更新。

2.3.3 损伤累积模型

损伤累积模型用 Miner 法则或者其改进形式 (非线性损伤累积模型) 来量化多级载荷下的疲劳损伤, 用累积损伤因子 (D) 表示。该模型认为损伤在每一个载荷循环中是线性累积的, 当累积损伤达到临界值的时候, 材料就失效。为了提高预测精度, 需要校准不同的应力水平下的损伤贡献系数, 考虑载荷顺序效应和材料循环硬化或者软化的特性。发动机起落循环寿命预测, 损伤累积模型可以和载荷谱分析结合起来, 定量地对疲劳寿命各阶段的贡献进行量化, 从而给维护策略优化提供支持。

3 发动机航材疲劳寿命提升技术路径

3.1 材料设计与优化

材料设计是提高疲劳寿命的根本途径, 核心就是改善微观结构和化学成分。一是 γ' 相的调控, 通过改变 Al、Ti 的含量以及热处理工艺来控制 γ' 相的体积分数 (一般

为 40%~60%)，尺寸(纳米级到亚微米级)，分布均匀性。采用两级时效处理可以得到双峰 γ' 相结构，既具有高温强度又具有抗疲劳性能。二是晶界工程，即加入 B、C 等晶界强化元素，促使晶界碳化物析出，提高晶界结合强度；或者采用定向凝固或者单晶工艺消除横向晶界，减少裂纹萌生源。三是合金化改性，加入 Re、Ru 等难熔元素可以明显提高镍基合金的初熔温度和抗蠕变性能，Ta、Nb 等元素的加入则通过固溶强化和 γ' 相稳定作用来改善高温力学性能^[9]。

3.2 工艺改进与质量控制

制造工艺对航材疲劳寿命的影响存在于熔炼、铸造、热处理、机加工的全部过程之中。精密铸造技术采用真空熔模铸造或者定向凝固技术，减少铸件内部缺陷(缩松、气孔等)，用数值模拟优化浇注系统和冷却工艺，控制晶粒尺寸和取向。热处理工艺优化采用固溶处理、时效处理、深冷处理等组合工艺，控制 γ' 相形态、残余应力分布、晶界状态。深冷处理可以消除机加工产生的残余拉应力，诱导出压应力场来抑制裂纹的萌生。机加工表面完整性控制采用喷丸强化、滚压加工或者激光冲击强化等表面处理技术，降低表面粗糙度($R_a \leq 0.8 \mu m$)，引入残余压应力($\sigma \geq -500 MPa$)，形成表面纳米晶层来提高抗疲劳性能。

3.3 涂层体系优化

一是 TBC 结构设计为双层结构，即金属粘结层加陶瓷顶层，金属粘结层(MCrAlY)为 MCrAlY(M 为 Ni、Co)，通过氧化生成致密的 Al_2O_3 膜来提供抗氧化保护；陶瓷层(YSZ)通过低热导率($\leq 1.5 W/m \cdot K$)来降低基体温度(降幅可达 100-300℃)。二是界面结合的强化，用喷涂参数(粉末粒度、喷涂距离)和后处理(激光重熔、热等静压)来降低涂层孔隙率($\leq 1\%$)和界面缺陷，提高粘结强度($\geq 70 MPa$)。三是新型涂层的开发，研制纳米结构涂层、梯度涂层、多功能复合涂层以适应更高温度、更复杂的环境。稀土掺杂 YSZ 涂层可以明显提高抗热震性能；CMCs(陶瓷基复合材料)涂层利用纤维增韧机制来延缓裂纹扩展。

3.4 健康监测与预测性维护

健康监测技术对航材的状态实施持续的监测，依照不同的状况来改变维护策略，从而达到寿命最大化的目的。一是无损检测技术，用超声相控阵、涡流检测、红外热成像等方法定期检测裂纹、涂层剥落、腐蚀缺陷，用机器学习算法实现缺陷的自动识别和分类。二是传感器集成，在关键部件上嵌入光纤光栅(FBG)、应变片或者温度传感器，实时采集应力、温度、振动信号，通过数据融合分析

来建立疲劳损伤指标(疲劳损伤因子 FDI)。第三，数字孪生技术。按照物理模型和试验数据创建航材的虚拟模型，模拟各种工况下疲劳损伤的演化，结合实时监测数据动态调整模型参数，实现寿命准确预测和维护决策优化。

3.5 新型材料与结构创新

新型材料和结构的应用是打破传统疲劳寿命极限的主要途径。一是氧化物分散强化(ODS)合金，利用纳米级氧化物颗粒(Y_2O_3)均匀分散来提高高温强度和抗蠕变性能，疲劳寿命比传统合金提高 2 到 3 倍。二是碳化硅陶瓷基复合材料(CMC-SiC)。由于其密度低($\leq 3.2 g/cm^3$)、比强度高($\geq 400 MPa \cdot m^3/kg$)、高温稳定性好(使用温度 $\geq 1300^\circ C$)，所以成为下一代发动机热端部件候选材料，疲劳寿命比镍基合金高 5 倍以上。第三种是增材制造技术，使用激光选区熔化(SLM)或电子束熔化(EBM)工艺制造复杂的航材，减少焊接接头和机械连接，降低应力集中；配合拓扑优化设计达到结构轻量化和疲劳寿命同步提高。

4 结语

发动机航材疲劳寿命提高属于一个材料、工艺、设计、监测和维护等多学科综合问题。本文从材料特性解析、疲劳机理研究、测试方法优化、技术路径创新等角度对关键问题及解决办法进行系统的整理。未来研究要继续深化微观机理，利用原子尺度模拟和原位试验技术，探究热、力、化耦合作用下裂纹萌生、扩展的机理，给材料设计提供理论依据。建立原子尺度到构件尺度的多尺度疲劳寿命预测模型，用物理机制和数据驱动的方法来提高预测精度及泛化能力。加快 ODS 合金、CMCs、高熵合金等新型材料的工程化应用，使发动机性能向着更高的推重比、更长的寿命、更低的成本方向发展。依靠多学科协同创新，发动机航材疲劳寿命提升技术会持续冲破目前的瓶颈，给航空工业的可持续发展赋予关键支撑。

参考文献：

- [1] 刘威, 肖玲斐, 谭雨硕. 融合深度学习的航空发动机故障诊断知识图谱的构建及应用 [J]. 机械制造与自动化, 2025, 54 (06): 126-130.
 - [2] 赵爽, 李锋, 张瑞等. 航空发动机健康管理技术综述 [J]. 航空发动机, 2025, 51 (06): 1-18.
 - [3] 蓝青, 史航. 大数据分析在预测航空公司航材需求与故障模式中的应用 [J]. 中国高新科技, 2025, (04): 97-99.
- 作者简介: 徐新新(1995.10-), 女, 福建南安人, 汉族, 本科, 工程师, 研究方向: 从事航材消耗件采购、航材周转件送修研究。