

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.04.026

航空发动机转子疲劳寿命自动预测方法

郑守峰

(海装沈阳局驻沈阳地区某军事代表室,辽宁 沈阳 110043)

摘要:提出航空发动机转子疲劳寿命自动预测方法。采用临界面法全面评估转子在多轴受力状态下的疲劳行为,确定转子中易发生疲劳破坏的部位,并通过坐标转换原理找到临界面。构建转子的低周和高周疲劳寿命预测模型;通过考虑转子材料的应力、结构尺寸、表面加工质量和载荷类型等因素修正预测模型参数。确定转子的总损伤量,自动预测航空发动机转子疲劳寿命。结果表明预测误差率在 3% 左右。

关键词:航空发动机转子;临界面法;线性累积损伤;疲劳寿命

中图分类号:V231.96 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2026)04-0135-04

Automatic Prediction Method for Fatigue Life of Aero-Engine Rotors

Zheng Shoufeng

(Military Representative Office, Military Representative Bureau of the Naval Armaments

Department in Shenyang, Shenyang 110043, China)

Abstract:An automatic prediction method for the fatigue life of aero-engine rotors is proposed. The critical plane method is employed to comprehensively evaluate the fatigue behavior of the rotor under multiaxial stress states, identifying the locations prone to fatigue failure, and the critical plane is determined through the principle of coordinate transformation. Low-cycle and high-cycle fatigue life prediction models for the rotor are constructed. The model parameters are revised by considering factors such as rotor material stress, structural dimensions, surface machining quality, and load type. The total damage amount of the rotor is determined, enabling automatic prediction of the fatigue life of the aero-engine rotor. The results show that the prediction error rate is approximately 3%.

Keywords:aero-engine rotor; critical plane method; linear cumulative damage; fatigue life

0 引言

航空发动机作为现代飞行器的核心动力部件^[1],其性能与可靠性直接关系到飞行器的安全、效率与使用寿命。在航空发动机的众多关键部件中,转子构件因其承受复杂的机械载荷和热载荷而成为疲劳失效的高风险区域^[2]。转子疲劳寿命的准确预测对于确保发动机的安全运行、优化维护策略以及提高整体经济效益具有重要意义^[3]。

如石炜等^[4]提出了一种机器学习的航空发动机机构件材料疲劳寿命预测方法,但是该方法主要依赖于大量数据进行训练和学习,无法描述疲劳损伤演变过程,导致预测效果不佳。崔宝龙等^[5]针对航空发动机中广泛存在的微动疲劳破坏现象提出一种预测方法,但是该方法未充分考虑多轴载荷对疲劳寿命的影响,在复杂应力状态下对构件的疲劳寿命预测不够准确。洪海铭等^[6]提出一

种损伤力学的航空发动机材料的疲劳寿命预测方法,但是该方法不能考虑裂纹在一个临界平面上形成和生长的过程,限制了其在某些情况下的预测精度。史昱昆等^[7]提出一种改进 Chaboche 模型的航空发动机机构件的疲劳寿命预测方法,但是该方法无法模拟不同类型结构的复杂加载条件和几何形态,并且不能充分考虑不同方向上的应力状态对疲劳破坏的影响。

在航空发动机转子疲劳寿命预测中,通过临界面法以及线性疲劳累积损伤理论的综合运用,为航空发动机转子疲劳寿命预测提供了强有力的技术支撑^[8]。

1 航空发动机转子疲劳寿命的预测

1.1 临界面的确定

提取出不同工况下关键点的应力张量 σ 和应变张量 ϵ ,确定转子中应力应变集中、易发生疲劳

作者简介:郑守峰(1988—),男,辽宁沈阳人,工程师,硕士,研究方向为航空发动机、舰用燃气轮机制造技术,18241345942@163.com。

破坏的部位。

利用坐标转换原理,将 σ 与 ε 转换至目标平面

$$\sigma' = E \sigma E^T \quad (1)$$

$$\varepsilon' = E \varepsilon E^T \quad (2)$$

$$E = \begin{bmatrix} \cos x \sin y & \sin x \sin y & \cos y \\ -\sin x & \cos x & 0 \\ -\cos x \cos y & -\sin x \cos y & \sin x \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: E 表示坐标变换矩阵; E^T 表示 E 的转置; (x, y) 表示平面上易发生疲劳破坏的一个位置。

在一个完整的载荷循环内,计算第 i 个平面上的剪应变区间

$$\Delta \gamma_i = \max_{\substack{1 \leq j \leq q \\ j+1 \leq m \leq q}} \{ 2\sqrt{[\varepsilon_{xy}(j) - \varepsilon_{xy}(m)]^2 + [\varepsilon_{xz}(j) - \varepsilon_{xz}(m)]^2} \} \quad (4)$$

式中: $j=1, 2, \dots, q$ 表示离散载荷步。

通过改变平面与参考轴的角度,以一定步长遍历所有可能的平面。对每个平面计算剪应变区间 $\Delta \gamma$,并找出具有最大剪应变区间 $\Delta \gamma_{\max}$ 的平面及其位置,在所有最大剪应变平面上,进一步计算法向应变范围

$$\Delta \varepsilon_n = \max_{\substack{1 \leq j \leq q \\ j+1 \leq m \leq q}} \{ |\varepsilon_x(j) - \varepsilon_x(m)| \} \quad (5)$$

通过比较,找出法向应变范围最大的平面,这个平面被定义为临界面,其位置可表示为 (x_{cr}, y_{cr}) ,并在确定位置为 (x_{cr}, y_{cr}) 的临界面上,计算出循环载荷作用下的最大法向应力

$$\sigma_{n, \max} = \max_{1 \leq j \leq q} \{ |\sigma_x(j)| \} \quad (6)$$

1.2 低周疲劳寿命预测

依据 1.1 小节得到转子材料在临界面上的最大剪应变和最大法向应变,构建航空发动机转子的低周疲劳寿命预测模型

$$f_1(N_f) = \gamma_{\max} + 0.4 \varepsilon_{\max} = 1.44 \frac{\sigma'_f}{\chi} (2N_f)^b + 1.60 \varepsilon'_f (2N_f)^c \quad (7)$$

式中: $f_1(N_f)$ 表示转子材料的低周疲劳寿命; $\gamma_{\max}$ 表示最大剪应变; $\varepsilon_{\max}$ 表示最大法向应变; σ'_f 表示转子的疲劳强度因子; χ 表示弹性模量; N_f 表示循环载荷次数; ε'_f 表示转子的疲劳延性因子; b 表示转子的疲劳强度指数; c 表示转子的疲劳延性指数。

由于航空发动机转子的材料在多轴加载下产生强化效应,并且考虑应力对材料疲劳寿命的影响,对式(7)进行修正

$$f'_1(N_f) = \sigma_{\max} \varepsilon_{\max} = \frac{(\sigma'_f)^2}{\chi} (2N_f)^{2b} + \sigma'_f \varepsilon'_f (2N_f)^{b+c} \quad (8)$$

式中 $\sigma_{\max}$ 表示最大正应力。

1.3 高周疲劳寿命预测

在航空发动机转子的高周疲劳寿命预测中,通过 S-N 曲线(应力—寿命曲线)预测航空发动机转子的高周疲劳寿命

$$f_2(N_f) = (\tau_{\max})^a + \frac{\tau_{-1}}{\sigma_b} \sigma_{n, \max} \quad (9)$$

式中: $f_2(N_f)$ 表示转子材料的高周疲劳寿命; $\tau_{\max}$ 表示最大剪切应力幅; τ_{-1} 表示转子材料的扭转疲劳极限; σ_b 表示转子材料的强度极限; $\sigma_{n, \max}$ 表示临界面上的最大法向应力。

当转子材料在载荷为一个方向上变化,但正负平均值不相等的作下,材料的疲劳寿命评估需要考虑平均应力的影响,平均应力的修正可表示为

$$S_{-1} = \frac{S_a}{1 - \sigma_m / \sigma_b} \quad (10)$$

式中: S_a 表示应力幅值; σ_m 表示修正后的等效应力幅值。

除了平均应力的影响外,结构尺寸大小、表面加工质量和载荷类型也会对转子材料的疲劳寿命产生影响。因此,考虑这些因素进一步对平均应力进行修正

$$S_{-1} = \frac{S_a}{\alpha \cdot \beta \cdot C_L} \quad (11)$$

式中: α 表示结构尺寸效应修正系数; β 表示转子材料表面加工修正系数; C_L 表示载荷类型修正系数。

考虑只对法向应力幅值进行平均应力修正

$$\sigma_{n, \max}^* = \sigma_{n, \max} - \left(\sigma_{n, m} - \frac{\sigma_b}{2} \right) \quad (12)$$

式中 $\sigma_{n, m}$ 表示临界面上的平均法向应力。

将修正后的最大法向应力 $\sigma_{n, \max}^*$ 代入公式(9),得到修正后转子材料的高周疲劳寿命

$$f_2(N_f) = (\tau_{\max})^a + \frac{\tau_{-1}}{\sigma_b} \sigma_{n, \max}^* \quad (13)$$

1.4 线性疲劳累积损伤模型

当累加的损伤达到某一临界值时,转子就会发生疲劳破坏。对于单次循环,转子的损伤量可表示为

$$d = 1/f'(N_f) \quad (14)$$

式中: d 表示每次循环的损伤量; $f'(N_f)$ 表示该种循环载荷下转子的寿命。

在不同类型的载荷情况下,转子会受到多种载荷的作用。此时,线性累积损伤理论仍然适用,但需要计算每种载荷作用下造成的损伤,并将它们叠加后,得到转子的总损伤量可表示为

$$D = \sum_{i=1}^k d_i = \sum_{i=1}^k \frac{(N_f)_i}{f'(N_f)_i} \quad (15)$$

式中: D 表示转子的总损伤量; d_i 表示在第 i 种载荷作用下对转子造成的损伤; $f'(N_f)_i$ 表示只有第 i 种载荷作用下转子的循环寿命; $(N_f)_i$ 表示第 i 种载荷作用的循环次数。当 D 大于等于1时,转子发生疲劳损坏。

在进行航空发动机转子的高低周复合疲劳分析时,通常将一个复合载荷块考虑成包含1个低周循环和 m 个高周循环的叠加。根据线性累积损伤理论,结合1.2和1.3小节得到的低周、高周疲劳寿命预测结果,得到转子经历一个复合载荷块后的损伤 d'

$$d' = \frac{m}{f_1(N_f)} + \frac{1}{f_2(N_f)} \quad (16)$$

将 d' 代入式(15)内,可获取最终航空发动机转子的总损伤量 D 。

因此,航空发动机转子疲劳寿命自动预测结果为

$$\hat{f} = N/D \quad (17)$$

式中 N 为总循环次数。

2 实验分析

为验证本文方法对航空发动机转子疲劳寿命自动预测的准确性和实用性,选取通用电气航空

提供的 IN718 高温合金转子样本作为实验对象,其材料参数如表1所示。该材料广泛应用于现代航空发动机转子制造中。实验使用三维扫描仪获取 IN718 转子样本的三维尺寸,导入 ANSYS 进行有限元建模。对模型施加单轴拉伸载荷,模拟航空发动机转子在特定工况下的受力情况。运行有限元分析,提取关键点的应力-应变数据,确定临界面。将转子样本安装在高周和低周疲劳试验机上,分别进行疲劳试验,记录疲劳寿命。

表1 材料参数

材料参数	数值
密度/(g/cm ³)	8.19
熔点/℃	1 260~1 340
热膨胀系数/(μm/(m·℃))	13.0(20℃~100℃)
热导率/(W/(m·K))	11.4(100℃)
弹性模量/GPa	约 205(室温下)
抗拉强度/MPa	≥1 240
屈服强度/MPa	≥1 030
延伸率/%	≥12
硬度/HRC	≥35

为验证本文方法在预测航空发动机转子在复合载荷作用下的疲劳寿命方面的有效性,将机器学习方法和损伤力学方法作为本文方法的对比方法,对 IN718 高温合金转子进行疲劳寿命预测实验,设置3种不同的复合载荷类型,模拟航空发动机转子在复杂工况下的受力情况,并设置其循环次数为125次,将转子样本安装在疲劳试验机上,按照设定的复合载荷和循环次数进行疲劳试验,得到转子在不同复合载荷作用下的损伤量,3种方法的测试结果如表2所示。

表2 不同方法对转子的损伤量的预测结果

预测方法	复合载荷条件	预测总损伤量	实验总损伤量	误差值	误差率/%
本文方法	拉伸-扭转-弯曲组合	0.952	0.923	0.029	3.05
	扭转-弯曲(高频率)-无拉伸组合	1.050	1.018	0.032	3.05
	拉伸-弯曲(大变形)-无扭转组合	0.920	0.895	0.025	2.72
机器学习方法	拉伸-扭转-弯曲组合	0.900	0.923	-0.023	-2.56
	扭转-弯曲(高频率)-无拉伸组合	1.000	1.018	-0.018	-1.80
	拉伸-弯曲(大变形)-无扭转组合	0.880	0.895	-0.015	-1.70
损伤力学方法	拉伸-扭转-弯曲组合	0.880	0.923	-0.043	-4.89
	扭转-弯曲(高频率)-无拉伸组合	0.950	1.018	-0.068	-7.16
	拉伸-弯曲(大变形)-无扭转组合	0.840	0.895	-0.055	-6.55

在表2中可以看出,复合载荷条件为拉伸-扭转-弯曲组合时,本文方法的预测总损伤量为0.952,机器学习方法的预测总损伤量为0.900,损伤力学方法的预测总损伤量为0.880,实验总损伤量为0.923,本文方法的误差率为3.05%,机器学习方法的误差率为-2.56%,损伤力学方法的误差率为-4.89%;复合载荷条件为扭转-弯曲(高频率)-无拉伸组合时,本文方法的预测总损伤量为1.050,机器学习方法的预测总损伤量为1.000,损伤力学方法的预测总损伤量为0.950,实验总损伤量为1.018,本文方法的误差率为3.05%,机器学习方法的误差率为-1.80%,损伤力学方法的误差率为-7.16%;复合载荷条件为拉伸-弯曲(大变形)-无扭转组合时,本文方法的预测总损伤量为0.920,机器学习方法的预测总损伤量为0.880,损伤力学方法的预测总损伤量为0.840,实验总损伤量为0.895,本文方法的误差率为2.72%,机器学习方法的误差率为-1.70%,损伤力学方法的误差率为-6.55%;上述结果可知,本文方法的误差率最低。总体分析可知,在所有3种复合载荷条件下,本文方法预测的损伤量与实验测得的损伤量之间的误差率均在3%左右的可接受范围内,表明本文方法能够较为准确地预测航空发动机转子在复合载荷作用下的疲劳损伤情况。机器学习方法在预测损伤量时,其预测值普遍略低于实验值,但误差率相对较小,表明机器学习方法虽然具有一定的预测能力,但在本实验中的预测精度略低于本文方法。损伤力学方法在预测损伤量时,其预测值普遍明显低于实验值,误差率相对较大,表明在本实验的条件下,损伤力学方法的预测精度较低,无法准确反映航空发动机转子在复合载荷作用下的疲劳损伤情况。

3 结语

本文提出一种航空发动机转子疲劳寿命自动预测方法,并对IN718高温合金转子进行了系统的疲劳寿命预测的实验,结果表明预测寿命与实验寿命之间的相对误差均小于10%。在设置3种不同的复合载荷条件下,本文方法预测的损伤量与实验测得的损伤量之间的误差率均在3%左右,这一结果进一步验证了本文方法在复杂工况下的预测能力。

参考文献:

- [1] 刘建勋,翟旭升,谢岩甫,等. 基于状态辨识的航空发动机转子叶片剩余寿命模型[J]. 燃气涡轮试验与研究,2022,35(1):1-5.
- [2] 于磊,钟易成,李丽. 航空发动机转子动力学计算软件开发[J]. 机械制造与自动化,2023,52(4):128-131,143.
- [3] 付悍巍,张绍田. 航空发动机轴承钢滚动接触疲劳模拟及寿命预测[J]. 航空材料学报,2024,44(5):129-138.
- [4] 石炜,钱泓江,黄志勇,等. 基于机器学习的TC17合金超高周疲劳寿命预测[J]. 燃气涡轮试验与研究,2024,37(1):49-54.
- [5] 崔宝龙,张宏建,温卫东,等. 钛合金燕尾榫高温低周微动疲劳寿命预测[J]. 航空发动机,2022,48(4):88-92.
- [6] 洪海铭,詹志新,王佳莹. 基于损伤力学的增材制造金属材料疲劳寿命预测[J]. 北京航空航天大学学报,2022,48(6):950-956.
- [7] 史昱昆,王恭义,程凯,等. 一种采用遗传算法优化Chaboche模型的转子轮盘疲劳寿命预测方法[J]. 化工机械,2022,49(2):183-189,288.
- [8] 许鑫,刘国东. 发动机主轴疲劳寿命有限元预测方法仿真[J]. 计算机仿真,2023,40(5):187-191.
- [9] 郑万波,李磊. 移动边缘计算下矿山安全监控视频数据流自适应传输[J]. 现代电子技术,2024,47(2):74-78.
- [10] 王素,王嘉澳,单大国. 视频系统中运动目标检测与跟踪分析[J]. 广东公安科技,2022,30(1):39-42.
- [11] 万诗晴,仲伟志,何艺,等. 基于深度强化学习的可重构智能超表面辅助无人机通信联合波束成形与轨迹优化[J]. 电波科学学报,2024,39(4):722-731.
- [12] 李业,陈东虎,胡英东. 广域环境下的高能效无人机辅助通信方法研究[J]. 南京邮电大学学报(自然科学版),2025,45(1):40-48.
- [13] 陈红梅,王海锋,叶文,等. 基于标签伯努利滤波技术的多机器人随机组网协同导航[J]. 仪器仪表学报,2024,45(7):165-175.
- [14] 郑成渝,夏靖雯,陈路遥,等. 基于多MEC协作的移动VR视频缓存和传输网络架构[J]. 电子科技大学学报,2023,52(5):765-772.
- [15] 朱志强,徐朝农,朱东辉. 多基站无线非正交多址接入的平滑视频流传输算法[J]. 计算机工程,2024,50(5):313-322.
- [16] 卢毛毛,刘春辉,董赞亮. 面向区域覆盖的多无人机动态通信资源分配方法[J]. 北京航空航天大学学报,2024,50(9):2939-2950.