

DOI: 10.3901/JME.2023.18.165

基于面接触结构的高温微动疲劳寿命 预测研究^{*}

杨博文 高强 王硕 霍军周
(大连理工大学机械工程学院 大连 116024)

摘要: 航发叶片与轮盘连接处长时小幅相对位移将产生微动疲劳, 交变载荷受温度效应对结构造成严重损伤。现有疲劳寿命模型预测未能充分考虑高温对微动疲劳的影响, 预测结果与工程实际寿命存在较大差距。因此, 需建立一种考虑温度效应微动疲劳寿命预测模型。以航空发动机燕尾榫结构为研究对象, 设计高温燕尾榫微动疲劳试验, 探讨高温对微动疲劳损伤的影响。基于燕尾榫的高温微动疲劳试验, 探究高温对其微动疲劳损伤的影响机制, 提出一种考虑温度效应的燕尾榫高温微动疲劳寿命预测模型, 并通过试验验证准确性。结果表明: 所提模型与试验数据之间具有良好的相关性, 证明该模型具有良好的预测精度, 其预测误差小于 19.24%, 预测结果位于 ± 1.5 倍分散带内, 为航空发动机燕尾榫的结构优化改进与损伤容限设计提供理论依据。

关键词: 温度效应; 微动疲劳; 寿命预测; 燕尾榫

中图分类号: TG156

Research on High Temperature Fretting Fatigue Life Prediction Based on Surface-to-surface Contact Structure

YANG Bowen GAO Qiang WANG Shuo HUO Junzhou
(School of Mechanical Engineering, Dalian University of Technology, Dalian 116024)

Abstract: The small relative displacement of the connection between the aero-engine blade and the wheel disc for a long time will cause fretting fatigue, and the alternating load will cause serious damage to the structure due to the temperature effect. The existing fatigue life model prediction fails to fully consider the impact of high temperature on fretting fatigue, and there is a large gap between the prediction results and the actual engineering life. Therefore, it is necessary to establish a fretting fatigue life prediction model considering the temperature effect. Taking the structure of the aero-engine dovetail as the research object, the fretting fatigue test of high temperature dovetail tenon is designed, and the influence of high temperature on the fretting fatigue damage is discussed. Based on the high temperature fretting fatigue test of dovetail joints, the influence mechanism of high temperature on its fretting fatigue damage is explored, and a high temperature fretting fatigue life prediction model considering temperature effect is proposed, and the accuracy is verified by experiments. The results show that the proposed model has a good correlation with the experimental data, which proves that the model has good prediction accuracy. Optimization improvement and damage tolerance design provide theoretical basis.

Key words: temperature effect; fretting fatigue; life prediction; dovetail tenon

^{*} 国家自然科学基金(52275236)和辽宁省“揭榜挂帅”重大科技专项(2022JH1/10400031)资助项目。20221008 收到初稿, 20230516 收到修改稿

0 前言

航空发动机(Aero-engine)是一个高度精密复杂的热力机械设备,涉及到材料、机械、控制、自动化等学科领域。航空发动机为飞行器飞行提供动力,其飞机飞行性能和安全性能不仅影响整机寿命同时体现国家科技、工业以及国防实力^[1]。随着科技的水平的发展,对发动机性能要求越来越高,使得发动机的工作环境极端恶劣,所受载荷更加复杂。发动机中燕尾榫结构数量众多,加大微动疲劳失效概率,并且由于其特殊的材料性能、结构工艺、恶劣的工作环境以及复杂载荷的耦合效应等诸多因素,燕尾榫结构在振动和周期性疲劳应力作用下出现微动疲劳损伤,极大降低飞机服役寿命^[2]。燕尾榫结构微动疲劳失效机理极为复杂,高温增加了燕尾榫结构微动疲劳寿命的预测难度。因此,探究恶劣工作环境下燕尾榫结构的高温微动效应,准确预测高温微动疲劳寿命对设计制造与安全运行具有重要的实际工程价值。

燕尾榫微动疲劳全寿命包括裂纹萌生寿命和裂纹扩展寿命两部分,由于高温镍基合金对缺口的敏感性较高,结构一旦产生裂纹会急剧扩展直至断裂,燕尾榫结构受力示意图如图 1 所示。一般情况下,裂纹萌生寿命占总寿命的 80%~90%。基于试验件刚度的改变与裂纹扩展同时发生的假设,在进行高温微动疲劳试验时将位移峰值发生突变时的循环次数定义为裂纹萌生寿命。因此,一些学者研究了温度环境对微动疲劳性能的影响。

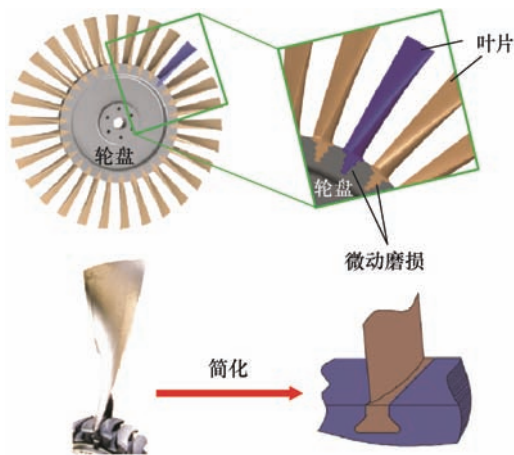


图 1 航发轮盘与叶片示意图

针对燕尾榫结构的高温微动疲劳损伤机制及微动疲劳裂纹萌生寿命预测难题,国内外诸多学者分别从理论分析、仿真计算及试验探究等多维度进行研究。BHATTI 等^[3]通过理论与试验相结合,研究了不同相位加载条件下带扁平试样与圆柱垫之间的微动疲劳寿命,比较了连续损伤力学(Continuum damage mechanics, CDM)与临界平面(Critical plane, CP)两种方法计算的微动疲劳寿命并进行了试验验证。MARIO 等^[4]针对金属间化合物 Ti-48Al-2Cr-2Nb 叶片根部微动疲劳进行研究,得到了接触应力最小接触区域及磨损机理。HU 等^[5]设计了燕尾榫结构的缩尺试验,采用 Smith-Watson-Topper(SWT)和 Fatemi-Socie(FS)疲劳参数预测接触区裂纹萌生方向和萌生寿命,并在裂纹扩展中考虑材料的裂纹闭合效应,验证了寿命预测的准确性。SUN 等^[6]考虑晶体材料取向对镍基单晶高温合金的微动疲劳行为的影响,裂纹的剪应力和材料累积耗散能的损伤因子相结合,提出了一种考虑裂纹、磨损以及相互影响的微动疲劳寿命预测方法并进行了试验验证。BHATTI 等^[7]考虑应力梯度效应并采用应力平均法探究并计算)的微动疲劳裂纹萌生角度与寿命。ARAÚJO 等^[8]研究了尺寸和梯度效应对微动磨损寿命的影响机制,建立了多轴微动疲劳裂纹萌生寿命,采用 Ti-6Al-4V 接触理论建立新数据进行了模型的评估验证。PINTO 等^[9]采用 Al 2024-T3 合金的微动疲劳数据验证了提出的含有多轴疲劳准则、临界面距离法和节点位移磨损的微动疲劳寿命评估模型。TENG 等^[10]使用超声系统对轴承结构件 GCr15 材料进行了带有平均应力的超高周循环微动疲劳试验,研究了材料的疲劳强度以及损伤区域的磨损与断裂机理。WALVEKAR 等^[11]依据连续损伤理论提出微动疲劳寿命模型,通过引入微动应力概念,得到微动疲劳损伤演化方程,但该微动疲劳损伤累积模型仅考虑了微动损伤、有效应力及塑性应变的影响。WANG 等^[12]利用热机耦合机理对 GH4169 高温合金进行研究,通过微动疲劳性能的理论数值与试验对比分析并预测寿命。FEI 等^[13]基于高温疲劳损伤演化模型,结合仿真与试验的研究,确定微动磨损接触区域并预测高温微动疲劳寿命。SZUSTA^[14]从大量高温疲劳试验中发现疲劳寿命 N_f 随温度 T 的变化趋势可以通过线性函数近似得出。在不同的应力水平下,疲劳寿命 N_f 与温度 T 之间的函数收敛至材料

熔点。ABBASI 等^[15]分别在室温、100 °C 与 200 °C 下对 Al7075 合金开展了微动疲劳试验,结果表明温度升高将使材料的低周疲劳寿命显著下降。SUN 等^[16]研究了 DD6 镍基单晶燕尾榫结构在 600 °C 时的微动疲劳失效行为。研究发现在高温下接触表面被氧化出现氧化层,并出现大量磨损凹坑。因为磨损坑使接触面积减小、接触应力增大,所以在磨损严重的区域容易产生裂纹。HAN 等^[17]研究了温度与载荷对 TC11 燕尾榫微动疲劳引起的几何位错分布的影响。通过在 200 °C 与 500 °C 下的燕尾榫微动疲劳试验分析表明:随着温度与载荷的增加,在裂纹形成区和裂纹尖端的几何位错密度显著增加,与微动疲劳寿命降低趋势相吻合。SU 等^[18]在室温和 400 °C 下对镍基单晶合金进行了原位扫描电子显微镜微动疲劳试验,观察到滑移线的形成和微小的疲劳裂纹。位错堆积引起的滑移线最终导致在滑移痕迹方向上形成裂纹^[19],表明塑性断裂行为主要由晶体学滑移驱动。因此,本文基于燕尾榫结构接触理论与损伤累积模型的研究,提出了考虑温度效应的燕尾榫高温微动疲劳寿命预测模型,设计燕尾榫结构的常温、高温微动疲劳试验,并验证模型的准确性。然后针对航空发动压气机燕尾榫结构建立有限元模型,分析影响燕尾榫高温微动疲劳寿命的因素,从而揭示高温微动疲劳的损伤机制。以接触应力、切应力、相对滑移距离、摩擦功、Ruiz 参数为评价指标,通过计算,为燕尾榫的结构设计和优化提供理论借鉴。为准确预测航空发动机燕尾榫高温微动疲劳寿命提供理论支持,具有一定的理论与现实意义。

1 燕尾榫高温微动疲劳寿命预测模型

疲劳损伤是由于微裂纹和孔洞的形成和增长等微观机制导致材料的渐进退化。损伤的开始和早期生长不连续,并受到多晶材料的非均质性的影响,通过引入热力学状态参量 D 来表示材料代表性体积单元在任意平面内的微裂纹和空腔的表面密度,从而表达了材料性能退化。将损伤参量 D 定义为

$$D = \frac{A - \tilde{A}}{A} \quad (1)$$

式中, A 为未损伤面积; \tilde{A} 为承受负载的有效面积。材料内部没有损伤时 $D=0$, 材料失效时, $D=1$ 。

基于热力学理论,提出一种考虑平均应力影响的连续损伤累积模型,并推导了损伤变量的演变过程,该模型可很好地预测在弹性应变主导下的疲劳寿命,如式(2)所示

$$\frac{dD}{dN} = \left[\frac{\Delta\sigma}{\sigma_R(1-D)} \right]^m \quad (2)$$

式中, $\Delta\sigma$ 是应力范围, N 是疲劳循环寿命, σ_R 和 m 为与温度相关的材料疲劳损伤特性参数。参数 σ_R 被称为抵抗应力,反应材料抵抗损伤积累的能力。

假设在微动接触区后缘的拉应力峰值导致了微动疲劳中的裂纹萌生并将最大微动疲劳应力 $\sigma_{fretting}$ 近似的表达为式(3)。WALVEKAR 等^[11]在分析中将造成损伤的临界应力分量,即微动疲劳应力 $\sigma_{fretting}$ 引入式(2),进而得到微动疲劳的损伤演化方程如式(4)所示

$$\sigma_{fretting} = \sigma_0 + 2P_h \sqrt{\frac{\mu F_T}{F_N}} \quad (3)$$

$$\frac{dD}{dN} = \left[\frac{\sigma_{fretting}}{\sigma_R(1-D)} \right]^m \quad (4)$$

式中, P_h 为最大接触压力; σ_0 为轴向峰值应力; F_N 为法向载荷; F_T 为切向载荷。

假设微动疲劳应力 $\sigma_{fretting}$ 在损伤速率演化方程中是恒定的,材料在未损伤状态下,微动疲劳寿命 $N=0$, 累积损伤 $D=0$; 在失效状态下,材料的微动疲劳寿命 $N=N_f$, 累积损伤 $D=1$ 。从未损伤状态到完全损伤状态进行积分得到微动疲劳寿命与微动疲劳应力 $\sigma_{fretting}$ 之间的关系,如式(5)所示

$$N_f = \frac{1}{m+1} \left(\frac{\sigma_R}{\sigma_{fretting}} \right)^m \quad (5)$$

高温对航空发动机压气机燕尾榫结构微动疲劳寿命的影响机理极为复杂,温度会影响材料的弹塑性、耐磨性,裂纹萌生和扩展阻力,蠕变及氧化程度等。传统的燕尾榫结构高温微动疲劳寿命预测模型并未考虑温度的影响,隔离单个参数或材料属性并研究其对微动疲劳的影响较为困难,难以直接量化。基于大量高温疲劳试验得到:疲劳寿命 N_f 随温度 T 的变化趋势呈现近似线性函数关系。假设高温环境下的疲劳寿命 $N_f(T)$ 可表示如式(6)所示

$$N_f(T) = AT + B \quad (6)$$

材料在熔点温度 T_m 下原子键力不能承受任何外载, 此时材料没有任何强度, 疲劳寿命为 0, 即函数收敛至点 $(T_m, 0)$, 当温度 T 为室温 T_R 时高温环境下疲劳寿命 $N_f(T)$ 与常温下疲劳寿命 $N_f(T_R)$ 相等, 即函数经过点 $(T_R, N_f(T_R))$, 所以系数 A 、 B 为

$$B = -AT_m \quad (7)$$

$$A = -\frac{N_f(T_R)}{T_m - T_R} \quad (8)$$

进而整理得到经温度比形式的等效因子修正的高温疲劳寿命 $N_f(T)$ 与常温下疲劳寿命 $N_f(T_R)$ 之间的关系式, 如式(9)所示

$$N_f(T) = N_f(T_R) \frac{T_m - T}{T_m - T_R} \quad (9)$$

疲劳寿命 N_f 和温度 T 可通过指数形式的关系与试验数据之间获得更好的相关性。同时, 部分学者基于以温度比的指数形式对常温微动疲劳寿命预测模型进行修正, 进而提出考虑高温非线性效应的微动疲劳寿命预测模型。

本文采用以温度比的指数形式表达的温度等效因子 v 对损伤累积模型进行修正, 如式(10)所示, 建立考虑温度非线性效应高温微动疲劳寿命预测模型, 如式(11)所示

$$v = \left(\frac{T_m - T}{T_m - T_R} \right)^K \quad (10)$$

$$N_f = \frac{1}{m+1} \left(\frac{\sigma_R}{\sigma_{fretting}} \right)^m \left(\frac{T_m - T}{T_m - T_R} \right)^K \quad (11)$$

结合实际服役工况下航空发动机燕尾榫结构的接触应力计算公式(3), 最终得到考虑温度非线性效应的燕尾榫结构的高温微动疲劳寿命预测模型, 如式(12)所示

$$N_f = \frac{1}{m+1} \left(\frac{\sigma_R}{\sigma_0 + 2p_h \sqrt{\frac{\mu F_T}{F_N}}} \right)^m \left(\frac{T_m - T}{T_m - T_R} \right)^K \quad (12)$$

式中, T_m 为材料熔点, 本文采用的材料 GH4169 熔点为 1 260 °C; T 为实际工况温度; T_R 为室温, 本文取 20 °C。

2 微动疲劳试验

2.1 仿真计算

2.1.1 有限元模型的建立

为考虑试验方便性(试验设备简单、节约成本与时间等), 同时保证试验结果有效性, 直接反映实际构件真实工作情况, 最具代表性的是 RUIZ 等^[20]在 1983 年设计了燕尾榫连接的双轴疲劳试验, 并验证了这种缩尺试验的准确性。由于燕尾榫结构及外载的特殊性, 这两类燕尾榫结构模型简化的方法, 保证试验准确性的前提下简化试验与建模成本。

基于 ABAQUS 仿真平台对 GH4169 材料的燕尾榫结构进行仿真分析, 根据燕尾榫结构尺寸建立有限元三维模型, 为优化网格质量、简化仿真模型, 榫槽下端面施加固定约束, 榫头上端面施加应力比为 0.1, 频率为 10 Hz, 在方向垂直向上的正弦循环载荷, 设置温度为 400 °C, 加载边界载荷的载荷峰值为 100 MPa, 摩擦公式选择拉格朗日乘子, 接触面摩擦因数 μ 设置为 0.3, 并假设摩擦因数基本保持不变。榫头与榫槽存在两对面-面接触, 在有限元程序中调用“主-从界面算法”进行数值模拟, 榫头接触面设置为主面, 榫槽接触面设置为从面。选择八结点线性六面体单元 C3D8R 对整个燕尾榫结构进行扫略网格划分, 为准确获取燕尾榫结构应力、应变分布, 将接触区域的网格细化。x₁-y₁-z₁ 为 ABAQUS 系统坐标系, x-y-z 为接触区坐标系, 燕尾榫结构接触区长度 4.343 mm, 厚度为 3 mm, 将 $x \rightarrow b$ 附近区域定义为接触区前缘, $x \rightarrow -b$ 附近区域定义为接触区后缘。在 400 °C 下分别定义燕尾榫接触区长度方向网格数量为 70、80、90、100、110, 相应的网格尺寸为 0.040 mm、0.044 mm、0.049 mm、0.055 mm、0.063 mm, 计算不同接触区网格尺寸和理论接触应力沿接触区长度方向分布。具体的有限元模型及坐标系方向如图 2 所示。

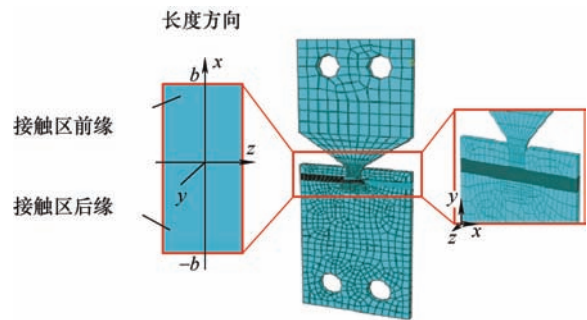


图 2 燕尾榫结构有限元模型及网格划分

2.1.2 结构危险点的确定

基于 ABAQUS 仿真平台, 分析在高温环境下燕尾榫结构接触区 Mises 等效应力 S 、接触应力 CPRESS、相对滑移距离 δ 、切向力 σ_T 分布情况, 进而以摩擦功 Q 、Ruiz 参数 G 为衡量标准, 判断燕尾榫结构危险点位置。

图 3、图 4 分别为载荷为 1.65×10^4 N, 温度分别为 20 °C 与 400 °C 时燕尾榫 Mises 等效应力 S 分布云图, 燕尾榫结构在 20 °C 与 400 °C 下等效应力分布情况大致相同, 榫头与榫槽在接触区后缘都出现了应力集中。无论在常温环境还是在高温环境下, 榫槽上应力集中情况比榫头严重, 这也揭示了裂纹出现在榫槽上而不是榫头上的原因。对比在常温 20 °C 与 400 °C 载荷分别为 1.32×10^4 N、 1.65×10^4 N、 1.98×10^4 N 时接触应力的分布情况。可以发现, 在 400 °C 下, 载荷从 1.32×10^4 N 增加至 1.65×10^4 N, 接触应力峰值从 1 148.74 MPa 增加到 1347.32 MPa, 增幅为 198.58 MPa; 在 20 °C 下, 载荷从 1.32×10^4 N 增加至 1.65×10^4 N, 接触应力峰值从 1210.64 MPa 增至 1 377.52 MPa, 增幅为 166.88 MPa, 小于 400 °C 下相同载荷区间里接触应力峰值的增幅, 这说明高温使燕尾榫结构对载荷的应力响应更为敏感。

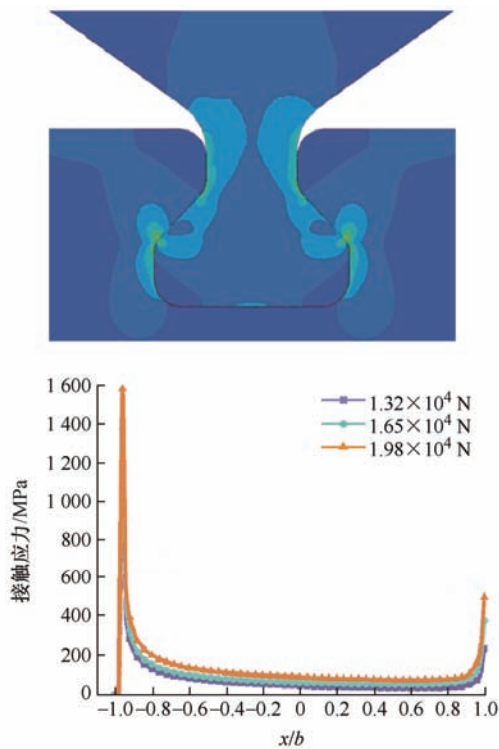


图 3 20 °C 下燕尾榫 Mises 等效应力 S 分布云图及不同载荷下接触应力分布曲线

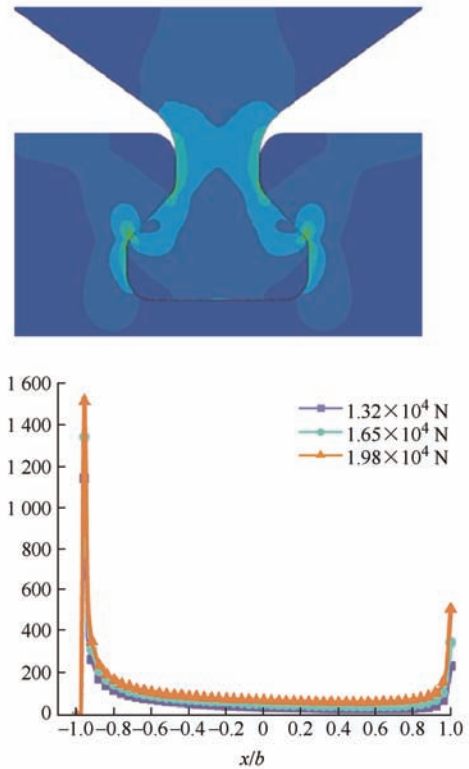


图 4 400 °C 下燕尾榫 Mises 等效应力 S 分布云图及不同载荷下接触应力分布曲线

2.2 试验

2.2.1 试验材料

GH4169 是 Ni-Cr-Fe 基沉淀硬化型变形高温合金, 在 $-253 \sim 650$ °C 下具有良好的抗疲劳、抗辐射、抗氧化和耐腐蚀性能, 以及良好的加工性能、焊接性能和长期组织稳定性, 广泛应用于航空发动机轮盘、叶片、轴、紧固件等热端部件。GH4169 化学成分如表 1 所示, 不同温度的力学性能如表 2 所示。

表 1 GH4169 主要化学成分 %

元素	C	Cr	Ni	Co	Mo	Al	Ti
质量分数	0.02~0.06	17~21	50~55	≤ 1	2.8~3.3	0.2~0.8	0.65~1.15

表 2 GH4169 在不同温度下的力学性能

温度 $T/^\circ\text{C}$	弹性模量 E/GPa	泊松比 ν	线膨胀系数 $\alpha/(10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1})$	密度 $\rho/(\text{g}/\text{cm}^3)$
20	204	0.3	—	8.24
300	181	0.3	13	8.24
400	176	0.32	13.5	8.24

燕尾榫榫头与榫槽尺寸、模型及实物如图 5 所示。

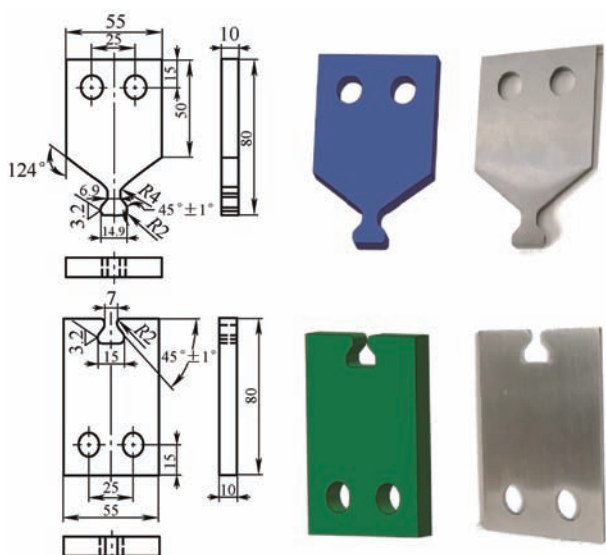


图 5 燕尾榫样品尺寸、模型及实物

2.2.2 试验设备

高温微动电液伺服疲劳试验机型号为 SDS100, 载荷波形为正弦加载波, 载荷控制方式有位移控制及力控制, 可进行试验力在 $\pm 1 \times 10^5$ N 之间, 频率在 0~50 Hz, 位移在 ± 50 mm 之间的疲劳试验。高温大气炉最高温度可达到 1 000 °C, 采用 K 型热电偶及温控仪对炉内温度进行监控, 温度误差能控制在 ± 0.1 °C 之内。试验台如图 6 所示。在燕尾榫常温微动疲劳试验中, 通过应变片监控燕尾榫结构薄弱部位的应变值, 进而确定常温微动疲劳裂纹萌生寿命。在粘贴应变片前需用砂纸打磨样品表面, 并用无水乙醇擦拭掉表面污垢, 之后在燕尾榫接触区后缘粘贴应变片。

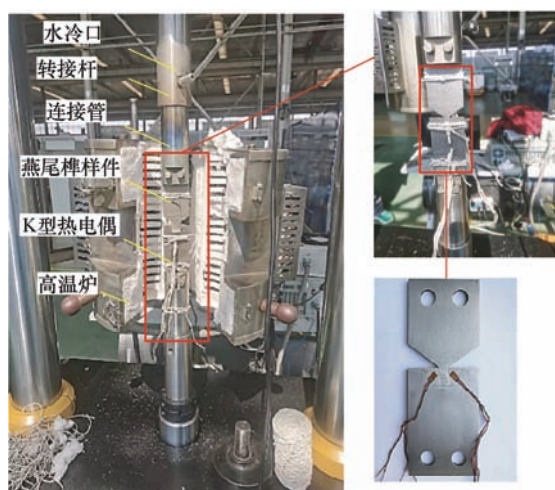


图 6 燕尾榫结构高温试验装置

2.2.3 高温燕尾榫疲劳试验

本文总共开展了 7 组高温燕尾榫微动疲劳试验。可以发现, 七组高温燕尾榫样品均在榫槽接触

区后缘发生微动疲劳断裂, 其中有两组样品在榫头的接触区前缘出现裂纹, 如图 7 所示。在 400 °C 下进行燕尾榫高温微动疲劳试验。控制方式为力控制, 所施加的载荷为正弦波, 频率为 10 Hz, 应力比为 0.1, 载荷峰值分别选取 7×10^3 N、 7.5×10^3 N、 8×10^3 N、 9×10^3 N、 9.5×10^3 N、 1.0×10^4 N、 1.1×10^4 N, 具体试验参数设置如表 3 所示。

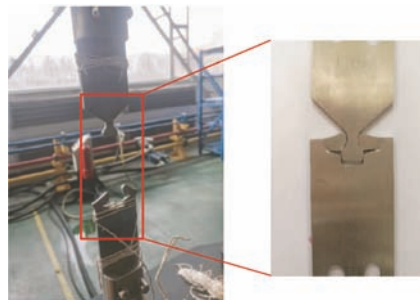


图 7 400 °C 下燕尾榫微动疲劳失效图

表 3 燕尾榫结构高温微动疲劳试验工况

试验组	频率/Hz	应力比	载荷 F /N	温度/°C
Test-2-1	10	0.1	7.0×10^3	400
Test-2-2	10	0.1	7.5×10^3	400
Test-2-3	10	0.1	8.0×10^3	400
Test-2-4	10	0.1	9.0×10^3	400
Test-2-5	10	0.1	9.5×10^3	400
Test-2-6	10	0.1	1.0×10^4	400
Test-2-7	10	0.1	1.1×10^4	400

2.2.4 试验结果

为验证该方法的准确性, 在 400 °C 下对燕尾榫样品进行微动疲劳试验, 载荷峰值为 1×10^4 N, 每 30 个循环载荷记录一次位移的峰谷值, 在燕尾榫位移峰值与上一次记录的位移峰值之间差超过 ΔD 时中止试验, 通过实际工程载荷及相关论文标准参考, 合理设定试验方案^[21], 得到不同载荷下应变片失效时的位移峰值改变量如表 4 所示。

表 4 不同载荷下应变片失效时的位移峰值改变量

试验组	载荷/N	循环次数/次	位移峰值/mm	位移改变量/mm
Test-1-1	1.2×10^4	28 885	0.532 84	0.038 24
		28 915	0.571 08	
Test-1-2	1.35×10^4	19 806	0.577 74	0.040 58
		19 836	0.618 32	
Test-1-3	1.5×10^4	12 075	0.556 06	0.043 93
		12 105	0.599 99	

因此,以应变片的实测数据发生突变时为标准,并记录其循环寿命 N_f 。同时,为排除试验过程中系统导致的采集误差,保证裂纹萌生的判断标准精度,将第(N_f-30)循环次数与 N_f 进行对比分析并获取对应循环寿命的相邻位移差值 ΔD ,以此作为燕尾榫结构高温微动疲劳裂纹萌生失效判定依据。综上分析,本文取值 $\Delta D=0.04\text{ mm}$ 作为燕尾榫结构高温微动疲劳裂纹萌生失效的临界位移峰值差,进而求得其微动疲劳寿命。

通过超景深三维显微镜 VHX-600E 观测(图 8a),在多组试验样件中选取加载不同应力水平时裂纹变化情况,在 30 倍放大倍数下对裂纹进行观察。可以确定不同载荷作用下出现裂纹处均在燕尾榫接触区后缘产生,并且相同试件随着循环次数不断累

积裂纹长度不断增长,此时在燕尾榫榫槽两边接触区后缘分别出现了长为 $8\,439.14\text{ }\mu\text{m}$ 和 $8\,258.76\text{ }\mu\text{m}$ 的裂纹(图 8c),最终导致榫头与榫槽连接处发生失效断裂(图 8b)。因此,证明判断标准可以准确判定高温环境下燕尾榫微动疲劳裂纹萌生寿命。

若要提高燕尾榫微动疲劳寿命预测精度,首先需要获得准确的接触应力值。然而,准确求解燕尾榫结构接触区后缘高应力梯度十分困难。尽管可以使用基于 Hertz 解的分析来计算某些特定接触几何形状的接触应力,如两圆柱之间的挤压、球和平面之间的挤压以及圆柱和平面之间的挤压,但由于燕尾榫结构几何形状和载荷条件的复杂性,还需要建立对现实工况适用性更强的接触模型。因此,需要提取相应工况下的最大接触压力 P_h ,将相应计算值代入式(1),计算得相应工况下微动应力 $\sigma_{fretting}$,如表 5 所示。

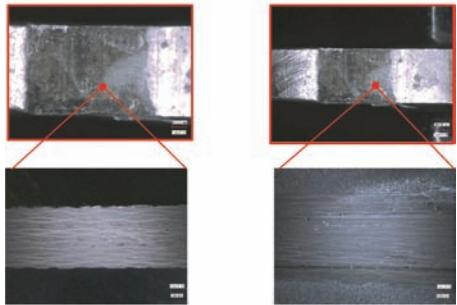
表 5 不同工况下的燕尾榫结构微动应力

试验组	载荷 F/N	最大接触压力 P_h/MPa	微动应力 $\sigma_{fretting}/\text{MPa}$
Test-2-1	7.0×10^3	741.22	975.02
Test-2-2	7.5×10^3	771.86	1\,020.23
Test-2-3	8.0×10^3	800.66	1\,063.42
Test-2-4	9.0×10^3	876.47	1\,169.77
Test-2-5	9.5×10^3	911.70	1\,220.02
Test-2-6	1.0×10^4	944.88	1\,268.00
Test-2-7	1.1×10^4	1\,006.20	1\,358.47

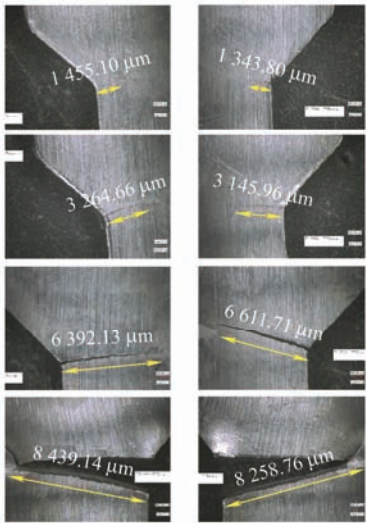
随机选取四组试验 Test-2-1、Test-2-3、Test-2-4、Test-2-6 的试验结果进行参数拟合。根据表 4 与表 5 示出的数据,结合式(17),拟合微动应力 $\sigma_{fretting}$ 与高温微动疲劳寿命 N_f 的关系式,得到未知参数的具体值,从而考虑温度效应的燕尾榫高温微动疲劳寿命预测模型,拟合曲线如图 9 所示。



(a) 超景深三维显微镜



(b) 燕尾榫接触区后缘左右侧裂纹放大图



(c) 燕尾榫接触区后缘左右侧裂纹放大图

图 8 燕尾榫疲劳失效裂纹

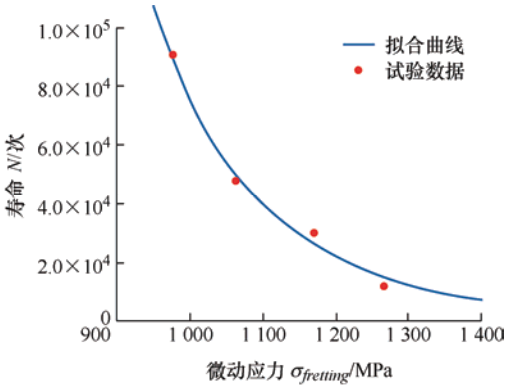


图 9 微动应力 $\sigma_{fretting}$ -寿命 N_f 关系曲线

通过拟合得到温度等效因子 ν 的系数 $k=-20.09$, 材料参数 $m=6.87$ 、 $\sigma_R=2\ 376.30$, 模型与试验数据之间具有良好的拟合精度, 相关系数 $r=0.98$ 。将拟合获得的未知参数值代入式(17), 整理得到 400 °C 下考虑温度效应的燕尾榫高温微动疲劳寿命预测模型如式(13)所示

$$N_f = \frac{1}{7.87} \left(\frac{2\ 376.30}{\sigma_{fretting}} \right)^{6.87} \left(\frac{T_m - T}{T_m - T_R} \right)^{-20.09} \quad (13)$$

3 微动疲劳寿命模型试验验证

为了验证所建立的燕尾榫高温微动疲劳寿命预测模型的准确性, 本文将选取另外几组试验 Test-2-2、Test-2-5、Test-2-7 的微动疲劳寿命与相应工况下理论微动疲劳寿命进行对比, 对比结果如图 10 与表 6 所示。

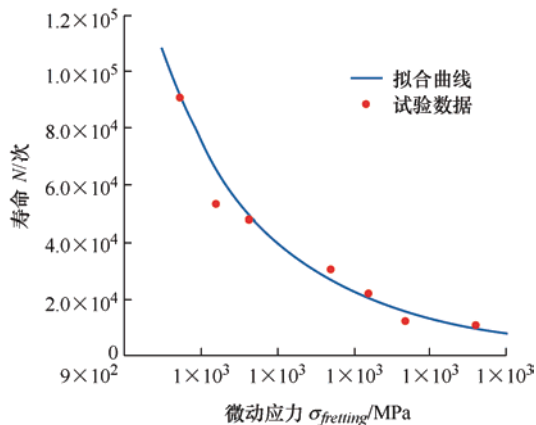


图 10 试验数据与拟合曲线

表 6 理论寿命与试验寿命对比

试验组	载荷峰值/N	理论寿命/次	试验寿命/次	误差(%)
Test-2-2	7.5×10^3	66 196	55 517	19.24
Test-2-5	9.5×10^3	19 362	21 994	11.97
Test-2-7	1.1×10^4	9 247	10 321	10.40

从表 6 中可以发现三组试验 Test-2-2、Test-2-5、Test-2-7 的理论寿命与试验寿命之间的最大误差达 19.24%, 最小误差为 10.40%, 均在合理误差范围以内, 证明了所建立的燕尾榫高温微动疲劳寿命预测模型具有良好的预测精度。

为比较温度效应修正前后的微动疲劳寿命预测效果, 本文选取试验 Test-2-2、Test-2-5、Test-2-7 的高温微动疲劳寿命分别采用考虑温度效应修正前后的微动疲劳寿命预测模型进行计算。其中, 根据式(5)用未考虑温度效应修正的微动疲劳寿命预测模

型进行寿命预测, 其参数拟合过程与考虑温度效应修正的微动疲劳寿命预测模型一致, 得到未考虑温度效应的微动疲劳寿命预测模型的相关拟合参数分别为 $m=7.62$ 、 $\sigma_R=5\ 463.73$, 进而计算得到未考虑温度效应的微动疲劳寿命预测值。

分别将温度效应修正前与温度效应修正后的高温微动疲劳寿命预测值与试验值进行对比, 得到的考虑温度效应修正前后的微动疲劳寿命预测误差带如图 11 所示。

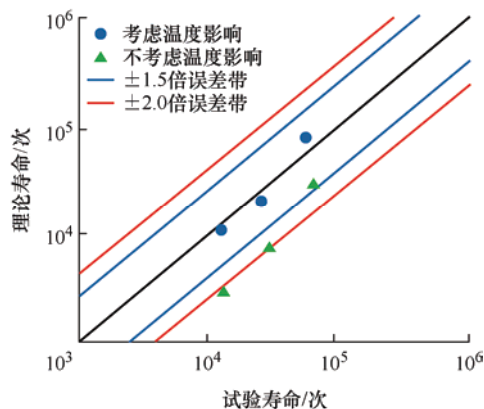


图 11 温度效应修正前后的微动疲劳寿命预测误差

从图 11 中可发现基于三组试验 Test-2-2、Test-2-5、Test-2-7, 采用考虑温度效应修正的高温微动疲劳寿命预测模型的预测结果均在 ± 1.5 倍分散带内, 且比未考虑温度效应的微动疲劳寿命预测模型的预测结果偏差小, 说明了考虑温度效应的高温微动寿命预测模型的预测效果明显提高, 证明该模型具有很高的微动疲劳寿命预测能力。

综上所述, 本文针对航空发动机燕尾榫结构的微动疲劳寿命预测难题, 研究了微动疲劳中的温度效应对燕尾榫结构疲劳寿命的影响, 通过引入温度等效因子 ν 对损伤累积模型进行修正, 构建了考虑温度非线性效应的燕尾榫结构的高温微动疲劳寿命预测模型。并通过对航空发动机燕尾榫结构进行微动疲劳试验验证, 分析发现所建立的考虑温度非线性效应的高温微动疲劳寿命预测模型具有很高的微动疲劳寿命预测能力。以上研究, 不仅为航空发动机燕尾榫结构的高温微动疲劳寿命预测奠定理论基础, 同时可为航空发动机燕尾榫结构的优化改进及延寿设计提供了重要的理论参考。

通过本文燕尾榫结构的常温与高温微动疲劳试验对比研究发现温度的升高对于燕尾榫结构的微动疲劳寿命的影响较为严重。高温环境中的燕

尾榫结构材料更易产生塑性应变, 进一步引发高温微动疲劳裂纹萌生与扩展, 最终产生高温微动疲劳损伤使燕尾榫结构失效。因此, 不可忽视温度效应对燕尾榫结构的影响。通过与 Aditya 建立的疲劳寿命模型对比发现, 未考虑温度效应的微动疲劳寿命预测模型得到的理论寿命均比试验寿命短, 其预测值落在 ± 2.0 倍分散带外, 而考虑温度效应的高温微动疲劳寿命预测模型得到的理论寿命更接近实际试验的寿命结果, 其预测值位于 ± 1.5 倍分散带内。这说明考虑温度效应的影响提高了高温微动疲劳寿命预测模型的准确性与实用性, 同时说明温度效应对于燕尾榫结构微动疲劳寿命的敏感性更强。

燕尾榫结构温度效应使得材料性能退化的同时, 产生的微动疲劳造成裂纹萌生及扩展, 进而使燕尾榫结构的接触区接触面积增大。接触区表面相对滑移时, 摩擦功不断增大导致接触表面出现塑性形成微裂纹, 进而发生结构失效。本文针对航空发动机压气机燕尾榫结构的高温微动疲劳寿命预测难题, 考虑了温度的非线性效应, 为航空发动机燕尾榫的结构优化改进与损伤容限设计提供理论依据。

4 结论

本文以航空发动机燕尾榫结构为研究对象, 研究高温对微动疲劳的影响, 基于温度效应理论建立考虑温度效应的燕尾榫微动疲劳寿命预测模型。设计燕尾榫结构微动微动疲劳试验, 通过试验验证了微动疲劳寿命预测的合理性和准确性。燕尾榫模型的微动疲劳寿命理论预测值与试验值相比误差范围在 20% 之内, 可为燕尾榫的结构优化设计与损伤容限设计提供一定的理论依据与技术支持。通过本文的研究, 主要得到以下具体结论。

(1) 通过对材料 GH4169 航空发动机燕尾榫结构试件的高温微动疲劳试验发现, 微动疲劳裂纹出现在接触区域, 因此接触区域后缘为燕尾榫结构的危险薄弱部位, 判定燕尾榫微动疲劳萌生寿命的临界位移峰值差为 0.04 mm。高温增加微动疲劳寿命对载荷的敏感性, 降低燕尾榫微动疲劳寿命。

(2) 基于试验件刚度改变与裂纹扩展同时发生的假设, 提出一种适合于航空发动机燕尾榫结构高温微动疲劳裂纹萌生失效判定准则。根据试验结果

确定燕尾榫结构微动疲劳裂纹均出现于榫头榫槽接触区域后缘, 高温环境降低燕尾榫微动疲劳寿命增强对载荷的敏感性。细观尺度观测表明, 燕尾榫榫槽两侧的接触区后缘已出现尺寸分别为 8 439.14 μm 和 8 258.76 μm 的微裂纹, 验证了所提出的燕尾榫结构的微动疲劳裂纹的萌生寿命的判定的合理性、实用性与准确性。

(3) 建立的考虑温度非线性效应燕尾榫结构高温微动疲劳寿命预测模型具有良好的预测能力, 与试验寿命数据之间具有良好的相关性, 相关拟合系数为 0.98。通过高温微动疲劳试验验证, 证明该模型具有良好的预测精度, 其预测误差小于 19.24 %, 预测结果位于 ± 1.5 倍分散带内, 为航空发动机燕尾榫的结构优化改进与损伤容限设计提供理论依据。

参 考 文 献

- [1] XIE Yuanhong, XIAO Yi, LÜ Jiaxin, et al. Influence of creep on preload relaxation of bolted composite joints: Modeling and numerical simulation[J]. Composite Structures, 2020, 112332(245): 1-15.
- [2] HAN Qinan, LEI Xusheng, YANG Hao, et al. Effects of temperature and load on fretting fatigue induced geometrically necessary dislocation distribution in titanium alloy[J]. Materials Science and Engineering A, 2021, 140308(800): 1-15.
- [3] BHATTI N A, PEREIRA K, WAHAB M A. A continuum damage mechanics approach for fretting fatigue under out of phase loading[J]. Tribology International, 2017, 117: 39-51.
- [4] MARIO L, DANIELE B. Fretting fatigue analysis of additively manufactured blade root made of intermetallic Ti-48Al-2Cr-2Nb alloy at high temperature[J]. Materials, 2018, 11(7): 1052-1060.
- [5] HU Chen, WEI Dasheng, WANG Yanrong, et al. Experimental and numerical study of fretting fatigue in dovetail assembly using a total life prediction model[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2018, 205: 301-318.
- [6] SUN Shouyi, LI Lei, YANG Weizhu, et al. RA-based fretting fatigue life prediction method of Ni-based single crystal superalloys[J]. Tribology International, 2019, 134: 109-117.
- [7] BHATTI N A, PEREIRA K, WAHAB M A. Effect of stress gradient and averaging on fretting fatigue crack initiation angle and life[J]. Tribology International, 2018, 131: 212-221.

- [8] ARAÚJO J A, CASTRO F C, MATOS I M, et al. Life prediction in multiaxial high cycle fretting fatigue[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 105504(134): 1-10.
- [9] PINTO A L, ARAÚJO J A, TALEMI R. Effects of fretting wear process on fatigue crack propagation and life assessment[J]. *Tribology International*, 2021, 106787(156): 1-15.
- [10] TENG Zhenjie, WU Haoran, HUANG Zhiyong, et al. Effect of mean stress in very high cycle fretting fatigue of a bearing steel[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 106262(149): 1-15.
- [11] WALVEKAR A A, SADEGHI F. Rolling contact fatigue of case carburized steels[J]. *International Journal of Fatigue*, 2017, 95: 264-281.
- [12] WANG Jingchen, GAO Yukui. Numerical and experimental investigations on fretting fatigue properties of GH4169 superalloy at the elevated temperature[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 106274(149): 1-15.
- [13] FEI Shen, KE Liaoliang, ZHOU Kun. A debris layer evolution-based model for predicting both fretting wear and fretting fatigue lifetime[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 105928(142): 1-10.
- [14] SZUSTA J. Low cycle fatigue of metallic materials under uniaxialloading at elevated temperature[J]. *International Journal of Fatigue*, 2018, 114: 272-281.
- [15] ABBASI F, MAJZOobi G H. An investigation into the effect of elevated temperatures on fretting fatigue response under cyclic normal contact loading[J]. *Theoretical and Applied Fracture Mechanics*, 2018, 93: 144-154.
- [16] SUN Shouyi, LI Lei, YUE Zhufeng, et al. Fretting fatigue failure behavior of Nickel-based single crystal superalloy dovetail specimen in contact with powder metallurgy pads at high temperature[J]. *Tribology International*, 2019, 105986(142): 1-13.
- [17] HAN Qinan, QIU Wenhui, HE Zhiwu, et al. The effect of crystal orientation on fretting fatigue crack formation in Ni-based single-crystal superalloys: In-situ SEM observation and crystal plasticity finite element simulation[J]. *Tribology International*, 2018, 125: 209-219.
- [18] SU Yue, HAN Qinan, QIU Wenhui, et al. High temperature in-situ SEM observation and crystal plasticity simulation on fretting fatigue of Ni-based single crystal superalloys[J]. *International Journal of Plasticity*, 2020, 102645(127): 1-15.
- [19] MACDONALD B E, FU Z Q, WANG X, et al. Influence of phase decomposition on mechanical behavior of an equiatomic CoCuFeMnNi high entropy alloy[J]. *Acta Materialia*, 2019, 181: 25-35.
- [20] RUIZ C, BODDINGTON P H B, CHEN K C. An investigation of fatigue and fretting in a dovetail joint[J]. *Experimental Mechanics*, 1984, 24(3): 208-217.
- [21] HUO Junzhou, YANG Bowen, REN Rong, et al. Research on fretting fatigue life estimation model considering plastic effect[J]. *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, 2022, 44(4): 1-18.

作者简介: 杨博文, 女, 1992 年出生, 博士研究生。主要研究方向为重大装备关键结构疲劳寿命预测及智能监测。

E-mail: ybw0218@mail.dlut.edu.cn

霍军周(通信作者), 男, 1979 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为软土及硬岩 TBM 系统设计、性能驱动的机械零部件结构优化设计及测试及复杂机械结构疲劳裂纹扩展及抗损设计。

E-mail: huojunzhou@dlut.edu.cn