

文章编号: 1000-8055(2021)11-2410-08

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20200509

ZSGH4169 榫连接结构微动疲劳试验

邢泽宇, 张宏建, 于子强, 崔宝龙, 温卫东
(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 针对航空发动机热端部件涡轮盘榫连接结构微动疲劳现象展开研究, 开展了 ZSGH4169 镍基高温合金榫连接结构在不同温度和不同载荷下的微动疲劳试验。试验发现: 在不同工况下, 微动疲劳裂纹均产生在榫槽接触区的下缘, 且两侧均有裂纹产生。榫连接结构微动疲劳寿命随着试验温度的升高, 微动疲劳寿命显著降低; 随着载荷的增加, 微动疲劳寿命显著降低。温度和载荷都会对滑移幅值产生影响, 且微动疲劳寿命随着滑移幅值的增加而降低。使用包含微动疲劳参数的高温微动疲劳寿命预测模型来对 ZSGH4169 微动疲劳试验进行验证, 预测寿命均在 2 倍误差带内。

关 键 词: 榫连接结构; 镍基高温合金; 微动疲劳; 滑移幅值; 寿命预测

中图分类号: V232.3

文献标志码: A

Fretting fatigue test of ZSGH4169 dovetail structure

XING Zeyu, ZHANG Hongjian, YU Ziqiang, CUI Baolong, WEN Weidong

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The fretting fatigue of ZSGH4169 Nickel-based superalloy dovetail structure was studied under different temperatures and loads. It was found that under different working conditions, the fretting fatigue cracks were generated at the lower edge of the mortise contact area, and cracks were generated on both sides. The fretting fatigue life of dovetail structure decreased significantly with the increase of test temperature and load. Both temperature and load affected the slip amplitude and the fretting fatigue life decreased with the increase of slip amplitude. The high-temperature fretting fatigue life prediction model containing fretting fatigue parameters was used to verify the fretting fatigue test of ZSGH4169, and the predicted life was within the double error band.

Key words: dovetail structure; nickel-based superalloy; fretting fatigue; slip amplitude; life predicting

微动是指相互接触的表面之间存在的振幅极小(微米量级)的运动, 在振动环境下, 两个紧密配合的表面极易产生微动^[1]。微动按照损伤形式的不同可以分为微动疲劳、微动磨损和微动腐蚀 3 大类。其中, 出现微动腐蚀的情况较为少见, 而对

于微动疲劳和微动磨损, 虽然它们造成损伤的机理有所不同, 但是两者之间的联系是密切的。一般来说, 在微动疲劳过程中都会出现微动磨损。实际上, 在工程中, 造成结构失效的原因大多数是微动疲劳, 其引起后果的严重性也往往超过微动

收稿日期: 2020-11-26

基金项目: 国家自然科学基金(91860111); 国家科技重大专项(2017-IV-0012-0049)

作者简介: 邢泽宇(1996—), 男, 硕士生, 主要从事镍基高温合金微动疲劳试验研究。

引用格式: 邢泽宇, 张宏建, 于子强, 等. ZSGH4169 榫连接结构微动疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2021, 36(11): 2410-2417. XING Zeyu, ZHANG Hongjian, YU Ziqiang, et al. Fretting fatigue test of ZSGH4169 dovetail structure[J]. Journal of Aerospace Power, 2021, 36(11): 2410-2417.

磨损^[2],因此微动疲劳又被称为“工业癌症”。影响微动疲劳的主要因素有接触压力^[3-4]、滑移幅值^[5-6]、试验频率^[7]、微动环境^[8-9]、接触区材料^[10]等。

镍基高温合金 ZSGH4169,其高温力学性能十分优越,并且具有良好的热加工塑形和焊接性能,抗疲劳性能优异。由于该材料的综合性能较为优异,ZSGH4169 合金是目前航空、航天等领域应用最为广泛且用量最大(占高温合金年产量的 1/3)的高温合金材料^[11]。因此开展 ZSGH4169 微动疲劳试验研究是十分有必要的。

由于航空发动机热端部件工作环境的特殊性,国内外很多学者都开展了高温微动疲劳试验研究和分析。Hamdy 和 Waterhouse^[12]通过试验对 TC4 进行了高温微动疲劳试验。戴振东等^[13]应用钛合金桥式试样研究了接触应力、相对位移幅值和温度对微动疲劳寿命的影响。Huang 等^[14]对 42 CrMo 钢进行了微动疲劳试验,他们发现接触压力沿轴向分布并不均匀,两端有明显应力集中现象,且微动疲劳寿命随平均接触压力的增加而降低。Nowell 团队^[15]为了研究复杂载荷对微动疲劳的影响,开展了以 Ti6Al4V 为材料的高低周微动疲劳试验研究。他们发现接触应力对微动疲劳寿命有显著影响。Jin 等^[16]研究了钛合金 Ti-6Al-4V 在 260 ℃高温下的微动疲劳行为,他发现静摩擦因数在微动循环初期略有增加,然后达到恒定值。在 260 ℃时摩擦因数及其随循环的变化与室温下相似。这是由于在 260 ℃时,Ti-6Al-4V 表面没有形成氧化层。高广睿等^[17]利用高频疲劳试验机和自制的高温电阻炉对钛合金桥式试样展开微动疲劳研究,其中对温度、接触应力和相对位移幅值对高温微动疲劳的影响都进行了分析。Mall 等^[18]研究了镍基高温合金 IN100 在 600 ℃的微动疲劳行为,并发现疲劳裂纹萌生和裂纹扩展抗力随晶粒尺寸的减小而增大。Jayaprakash 等^[19]对钛合金,在常温、400、590 ℃的普通疲劳和微动疲劳行为进行研究,同时通过有限元的方法对接触应力和相对位移幅值进行计算,他们发现微动疲劳寿命随相对滑移幅值的增加而降低,随温度的增加而降低。王楠等^[20]进行了,钛合金燕尾榫在高温下的微动疲劳试验和理论研究。并采取动态位移与动态应变相结合的判断方法,及时检测到微动疲劳裂纹的萌生。并发现随着温度的增加,微动疲劳寿命降低。Peng 等^[21]在自行设计的微动疲劳试验机基础上,对 7075 铝合金进行了扭转微动试

验,建立了该材料的疲劳强度-疲劳寿命(S-N)曲线。并采用三维轮廓仪、扫描电镜和电子探针显微分析仪对扭转微动疲劳损伤区域进行了分析。研究结果揭示了不同状态下扭转微动疲劳的损伤机理,表明微动作用大大降低了扭转疲劳寿命。此外损伤分析结果表明,随着接触压力的增加,损伤变得更加严重。氧化产物主要是 Al₂O₃和 Al(OH)₃,接触区边缘比接触中心氧化情况更严重。Sangral 等^[22]研究了 6061-T4 铝合金在室温和 200 ℃两种环境下的微动疲劳行为,并发现接触垫的几何形状和测试温度对微动疲劳强度有显著影响。

综上所述,接触应力、滑移幅值和温度都是影响微动疲劳寿命的主要因素。虽然国内外学者开展了大量微动疲劳试验研究,但对于镍基高温合金在高温下开展的微动疲劳试验研究较少。此外大多数微动疲劳试验采用的是单卡头式或桥式结构作为微动垫,对于具有一定齿形结构的试验件开展的微动疲劳试验研究较少。因此开展 ZS-GH4169 镍基高温合金榫连接结构微动疲劳试验研究是具有参考意义的。

1 试 验

1.1 试验材料

本试验选用的材料为镍基高温合金 ZS-GH4169,由于其高温力学性能十分优越。此材料为直接时效工艺生产的 GH4169 锻件,是一种多晶的各向同性材料。ZSGH4169 是基体为奥氏体相,强化相为体心立方的 Ni 相和面心立方的 Ni (Al, Ti, Nb)的变形高温合金,在温度为 650 ℃时的屈服强度在变形高温合金中最高。该合金在室温、400 ℃和 650 ℃下的力学性能如表 1 所示^[23],其中 t 为工况温度, E 为弹性模量, μ 为泊松比, $\sigma_{0.2}$ 为屈服强度, σ_b 为强度极限。

为了最大程度地模拟真实涡轮榫接结构的加工精度,所有试验件均采用慢走丝电火花切割成

表 1 不同温度下 ZSGH4169 的力学性能
Table 1 Mechanical properties of ZSGH4169
at different temperatures

$t/^\circ\text{C}$	E/GPa	μ	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	σ_b/MPa
25	211.5	0.301	1 330	1 480
400	199	0.318	1 180	1 320
650	152	0.327	1 140	1 270

型,试验件齿形如图 1 所示,实物装配图如图 2 所示。

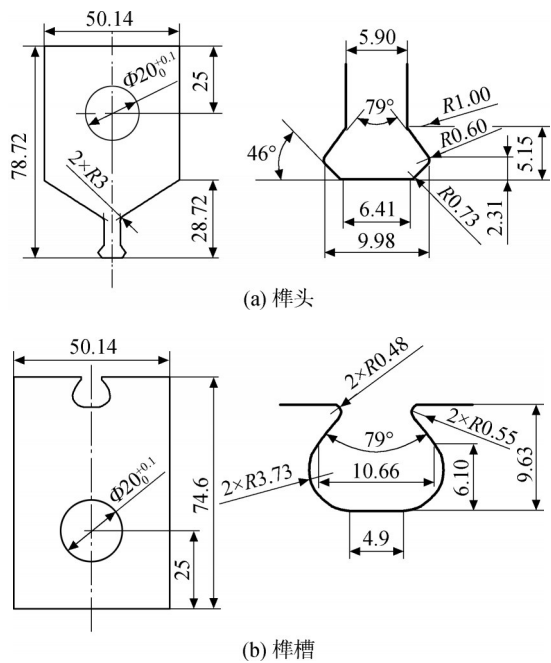


图 1 ZSGH4169 榫连接结构试验件示意图(单位:mm)
Fig.1 Schematic diagram of ZSGH4169 dovetail structure test piece (unit:mm)

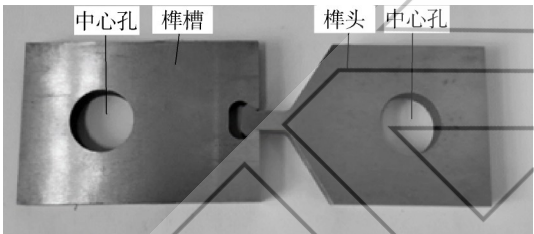


图 2 ZSGH4169 榫连接结构试验件实物图
Fig.2 Diagram of ZSGH4169 dovetail structure test piece

1.2 试验方案

本文中 ZSGH4169 镍基高温合金榫连接结构微动疲劳试验件共 18 套,每套各包括一个榫头试验件与一个榫槽试验件。试验件的加载方式选择拉-拉疲劳载荷,疲劳载荷的波形为正弦波,载荷频率设置为 10 Hz,载荷比 R 设置为 0.1。微动疲劳试验方案如表 2 所示。

1.3 试验装置

本文采用型号为 SDS-50 电液伺服疲劳试验机进行微动疲劳试验,试验机如图 3 所示。

为了保证微动疲劳试验时试件良好的对中性,在试验件和试验机夹头之间需要以夹具过渡连接。夹具分为上下两部分,分别夹持试验件的

表 2 ZSGH4169 榫连接结构微动疲劳试验方案
Table 2 Test program of ZSGH4169 dovetail structure fretting fatigue

温度/℃	工况 编号	载荷峰值/ kN	载荷谷值/ kN	试验 件数
25	ZS_1	11	1.1	2
	ZS_2	14	1.4	2
	ZS_3	17	1.7	2
400	ZS_4	11	1.1	2
	ZS_5	14	1.4	2
	ZS_6	17	1.7	2
650	ZS_7	11	1.1	2
	ZS_8	14	1.4	2
	ZS_9	17	1.7	2



图 3 SDS-50 电液伺服动静疲劳试验机
Fig.3 Electro-hydraulic servo dynamic fatigue testing machine of SDS-50

两端,与试验件之间以螺栓连接。夹具的结构如图 4 所示,夹具与试验机之间的过渡部分为圆柱形,且使用圆柱专用夹头夹持,让试验件所受的轴向载荷保持在竖直方向。上夹具通过液压压紧的方式与试验机的上夹头连接,通过螺栓将试验件榫头部分与上夹具连接。同样通过螺栓将试验件榫槽部分与下夹具连接后,将榫槽和榫头进行接触装配。下降试验机上部作动筒,使下夹具接触段置于下夹头内,通过液压压紧的方式将下夹具与试验机的下夹头连接。在控制软件中使用力通道进行控制,通过输入载荷均值、幅值、加载频率和载荷波形来控制试验件上所施加的载荷从而控制接触压力。由于试验需在高温环境下进行,所以夹具材料也选择高温合金 GH4169。

本试验采取电加热炉的方法进行加热,此种方法保温效果好,结构简单。配套的桶式电阻炉最高温度可加热至 900 ℃。为了实现对高温电阻

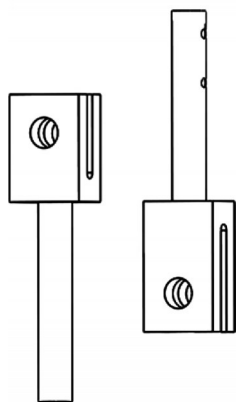
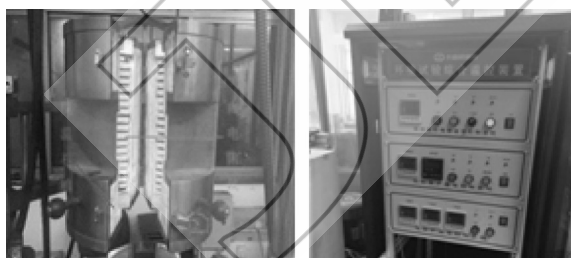


图4 试验夹具示意图

Fig.4 Schematic diagram of test fixture

加热炉的不同温度控制,采用热电偶测量温度,并采用温控仪对炉内温度进行控制。桶式电阻加热炉采用可开口式设计并且电阻加热炉上下表面开有圆孔,可以方便地进行试验件及夹具的安装。桶式电阻加热炉的具体结构如图 5(a)所示,环境温度控制装置如图 5(b)所示。桶式电阻加热炉最内层是电阻加热丝,在内层和外壳之间有绝热石棉进行保温。为了方便试验件和夹具的安装,桶式电阻加热炉为分半式,工作时将电阻炉两半合起来,并利用挂钩锁紧。在试验进行时,为了保证试验件受热均匀且保温,需要在桶式电阻加热炉上下圆孔处及正面开槽处塞有绝热棉,进行保温,在温度加热到试验工况温度时,保温 30 min 后,再进行试验。



(a) 高温桶式电阻加热炉

(b) 环境试验综合温控装置

图5 加热装置

Fig.5 Heating device

2 试验结果与分析

为了更清楚地展示载荷对榫连接结构微动疲劳寿命的影响,本文绘制了不同载荷下榫连接结构平均微动疲劳寿命与载荷峰值之间的变化图。如图 6 所示,在同一工况温度下,随载荷的增加,榫连接结构微动疲劳寿命呈单调减少的趋势。

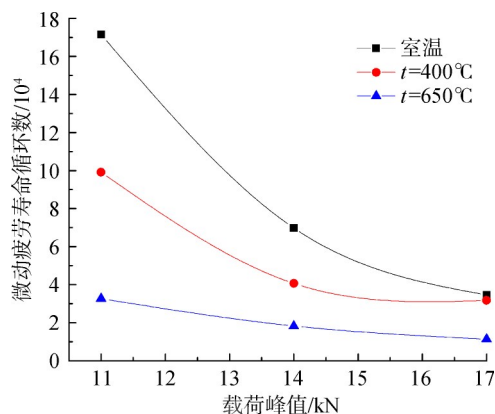


图6 不同温度下微动疲劳寿命与载荷峰值之间的变化趋势图

Fig.6 Trend diagram of fretting fatigue life and load peak at different temperatures

在室温工况下,当载荷峰值从 11 kN 增加至 14 kN 和 17 kN 时,微动疲劳寿命降幅分别为 59.3% 和 79.8%;在 400℃ 下,当载荷峰值从 11 kN 增加至 14 kN 和 17 kN 时,微动疲劳寿命降幅分别为 58.9% 和 67.9%;在 650℃ 下,当载荷峰值从 11 kN 增加至 14 kN 和 17 kN 时,微动疲劳寿命降幅分别为 43.8% 和 65.1%。可以看到,在室温工况下由于载荷峰值的增加,榫连接结构微动疲劳寿命的下降幅度最大。随着温度的增加,高温工况下微动疲劳寿命降幅会有一定程度的降低。

为了更清楚地展示温度对涡轮榫连接结构微动疲劳寿命的影响,本文绘制了涡轮榫结构分别在载荷峰值为 11、14 kN 和 17 kN 时的平均微动疲劳寿命与温度之间的关系曲线,如图 7 所示,其中 $F_{\max}$ 为载荷峰值。在同一载荷峰值下,随温度

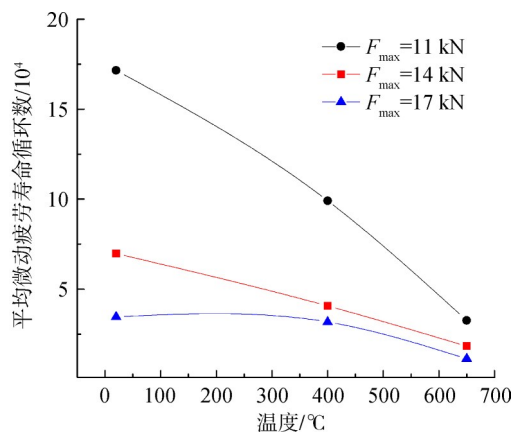


图7 不同载荷下微动疲劳寿命与温度之间的变化趋势图

Fig.7 Trend diagram of fretting fatigue life and temperature under different loads

的增加,榫连接微动疲劳寿命呈单调减少趋势。

从图7中可以看出,温度对榫连接连接结构微动疲劳寿命有较大影响。在载荷峰值为11 kN时,工况温度从室温变化至400℃和650℃,其微动疲劳寿命分别减少42.2%和80.9%;在载荷峰值为14 kN时,工况温度从室温变化至400℃和650℃,其微动疲劳寿命分别减少41.7%和73.7%;在载荷峰值为17 kN时,工况温度从室温变化至400℃和650℃,其微动疲劳寿命分别减少8.2%和67.1%。这表明高温环境对榫连接结构的低周微动疲劳寿命有较为明显的影响。从图7可以看出,在低载荷峰值工况下由于工况温度的增加,榫连接结构微动疲劳寿命的下降幅度最大。随着载荷峰值的增加,榫连接结构微动疲劳寿命的下降幅度会有一定程度的降低。

3 试验现象分析

为了说明不同温度下的榫连接结构微动疲劳裂纹走向,选取载荷峰值水平14 kN下的试验结果进行不同温度下的榫槽裂纹对比,如图8所示。图中显示了温度为室温和650℃的微动疲劳裂纹的具体扩展路径,在宏观上,不同温度的裂纹扩展路径较为相似。榫槽接触面下缘为裂纹萌生位置,试验件两侧裂纹分布较为对称,左右两侧都有裂纹。

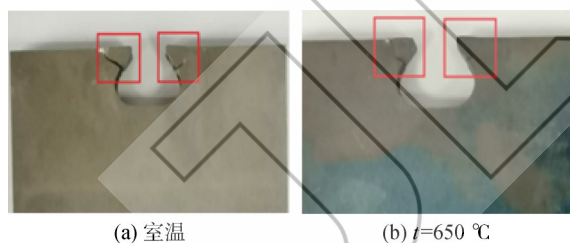


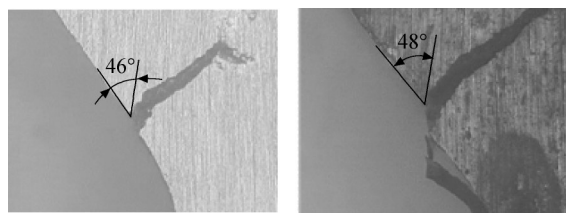
图8 不同温度工况下微动疲劳裂纹示意图

Fig.8 Schematic diagram of fretting fatigue crack under different temperature conditions

为了更清晰地看出微动疲劳裂纹萌生角度和扩展路径,将上述两个工况试验件放置在高倍光学显微镜下进行观测,如图9所示。

从图9可知,微动疲劳裂纹其萌生角度在45°~50°之间,这是由于在接触面上有切应力的影响。当裂纹长度达到50 μm左右时,裂纹扩展方向逐渐向垂直于接触表面方向扩展。

为了验证榫连接结构微动疲劳裂纹萌生位置,使用有限元软件ANSYS对榫连接结构进行



(a) 室温

(b) $t=650^{\circ}\text{C}$

图9 高倍光学显微镜下裂纹区域

Fig.9 Crack area under high power optical microscope

建模和计算分析。根据榫连接结构的对称性,只需对其建立1/2模型,选用8节点四边形平面应变单元Plane 182进行网格划分,在榫头榫槽接触区域对网格进行加密细分,如图10所示。

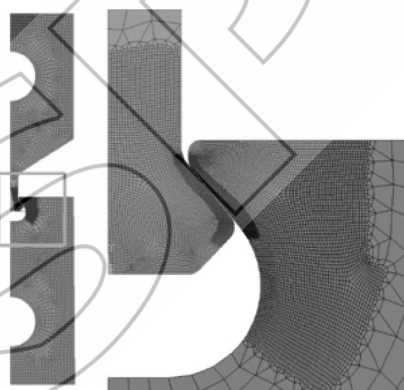


图10 燕尾榫结构有限元模型

Fig.10 Dovetail structure finite element model

通过对榫连接结构试件的仿真计算,可以得到榫连接结构在各个温度和轴向载荷下的 von Mises 等效应力分布云图。由于在各个工况下,榫连接结构的等效应力云图较为相似,因此选取工况 ZS_2(工况温度为25℃、载荷峰值为14 kN)、ZS_5(工况温度为400℃、载荷峰值为14 kN)、ZS_8(工况温度为650℃、载荷峰值为14 kN)的3组等效应力云图进行说明,具体如图11所示。

从图11可以发现,在榫连接结构接触区下缘有明显的应力集中,并且最大等效应力值均位于接触区域下缘,而在试验件的其他区域等效应力值较小。此外,对比3组应力云图,可以看出,在相同载荷条件下,650℃下的榫连接结构等效应力云图中应力集中区域明显大于400℃和室温下涡轮榫连接结构的应力集中区域。

滑移幅值也是影响微动疲劳的一个主要因素,但由于试验过程中而无法对滑移幅值进行监测,因此也通过有限元的方式对不同温度和不同

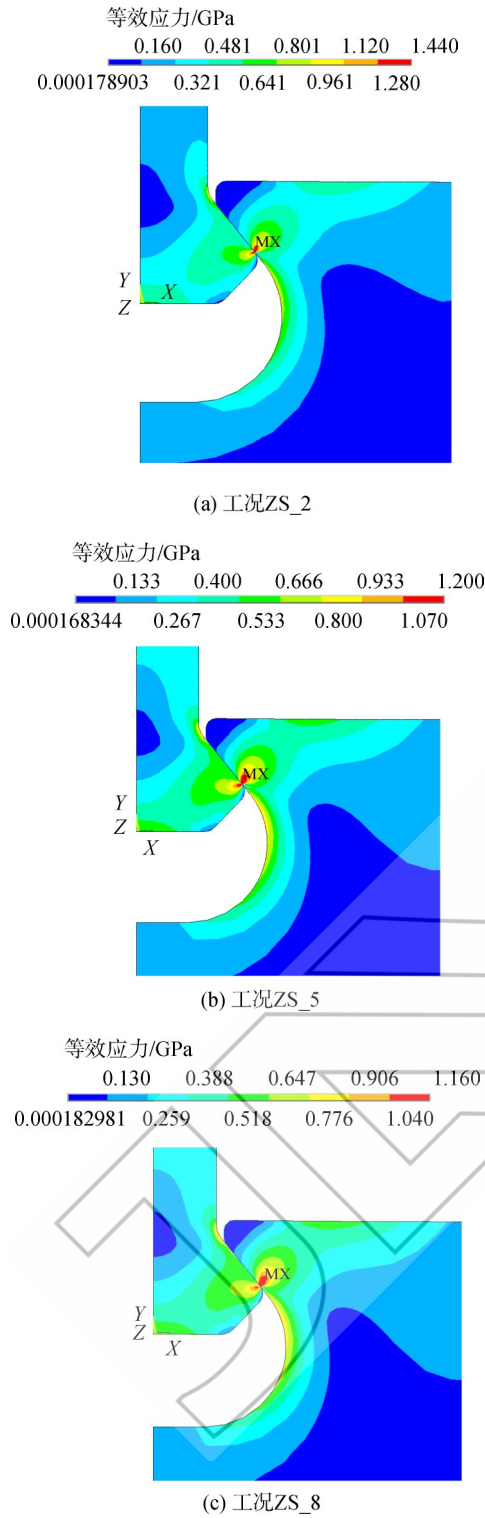


图 11 榫连接结构有限元模型等效应力云图
Fig.11 Equivalent stress nephogram of finite element model of dovetail structure

载荷下的榫连接结构进行滑移幅值的计算,将所得数据绘制于图 12 中。

通过图 12 可以看出,随着温度的升高,滑移幅值逐渐增大。相比与低温工况,在高温工况下,

滑移幅值的增长速率更快。另外随着载荷的增大,滑移幅值也逐渐增大。为了更清楚地微动疲劳寿命和滑移幅值之间的关系,图 13 展示了不同温度下微动疲劳寿命随滑移幅值的变化规律。

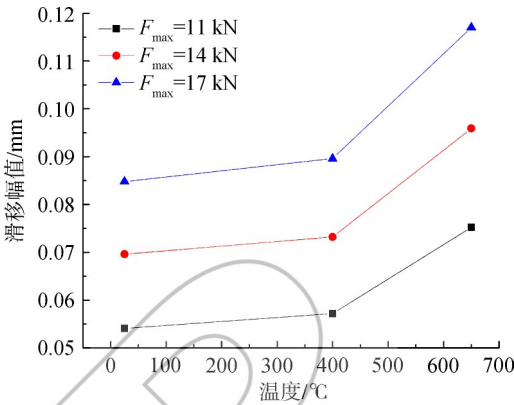


图 12 不同载荷下滑移幅值随温度的变化
Fig.12 Variation of slip amplitude with temperature at different loadings

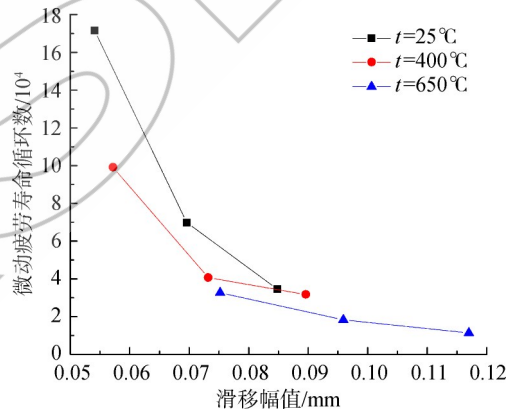


图 13 不同温度下微动疲劳寿命随滑移幅值的变化
Fig.13 Variation of fretting fatigue life with slip amplitude at different temperatures

从图 13 可以看出,在 25、400 °C 和 650 °C 工况下,榫连接结构微动疲劳寿命随着滑移幅值的增加而减少。

4 微动疲劳寿命模型及寿命预测验证

本文拟使用包含微动疲劳参数的高温微动疲劳寿命预测模型来对试验寿命进行验证。高温微动疲劳寿命模型如下^[24-25]:

$$N_f = \frac{k(1 + R_1)^{-m}}{aM_0^{-\beta}(1 + \beta)} \left\langle \frac{\sigma_b - \sigma_{eqv,max}}{A_{II} - \sigma_{-1}(1 - 3b_1\sigma_{h,mean})} \right\rangle \cdot \left(\frac{A_{II}}{1 - 3b_2\sigma_{h,mean}} \right)^{-\beta} \left[\frac{(\Delta\epsilon_{eq}^{cr})_p}{2} \right]^w$$

式中 N_f 为微动疲劳循环寿命, β 、 a 、 b_1 、 b_2 和 M_0 均

为材料拟合常数,可以通过单轴疲劳试验确定, k 和 w 为材料的微动疲劳参数。 σ_b 为材料的强度极限, σ_{-1} 为材料疲劳强度, R_t 为温度比, $A_{\parallel}$ 为多轴疲劳载荷下的等效应力幅, $\sigma_{h,mean}$ 为循环中的平均静水应力, $(\Delta\epsilon_{eq}^c/2)$ 为临界等效塑性应变幅, $\langle a \rangle$ 为非负符号,当 $a \geq 0$ 时, $\langle a \rangle = a$;当 $a < 0$ 时, $\langle a \rangle = 0$ 。ZSGH4169具体参数值如表3所示。本文选取工况ZS_1(工况温度为25℃、载荷峰值为11 kN)、ZS_2(工况温度为25℃、载荷峰值为14 kN)、ZS_6(工况温度为400℃、载荷峰值为17 kN)、ZS_7(工况温度为650℃、载荷峰值为11 kN)4个工况进行参数拟合。所得拟合参数如表3所示。

表 3 寿命模型参数与其对应数值
Table 3 Life model parameters and their corresponding values

参数	数值
β	2.31
k	62.75
b_1	$0.927/\sigma_s$
b_2	$0.097/\sigma_s$
w	0.22
m	-1.77
$aM_0^{-\beta}/10^{-12}$	1.202 7

将表3中参数代入基于连续介质损伤力学的高温微动疲劳寿命预测模型中,对其他工况榫连接结构微动疲劳寿命进行预测,所得结果如图14

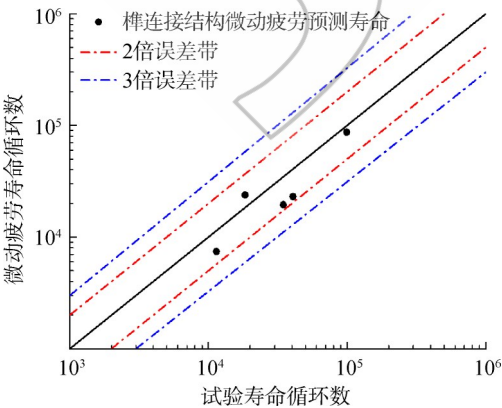


图 14 榫连接结构试验件微动疲劳预测寿命与试验寿命的对比

Fig.14 Comparison of predicted fatigue life of dovetail structure test pieces with test life

所示。
从图14中可以看出,本文的寿命预测模型(即式(1))对榫连接结构试验件的微动疲劳寿命预测结果中,5个工况结果均在2倍误差带内,说明本文的寿命预测模型对ZSGH4169材料下的榫连接结构预测效果比较好。

5 结 论

- 1) ZSGH4169 镍基高温合金榫连接结构微动疲劳寿命受温度和载荷两个因素的影响。ZSGH4169榫连接结构微动疲劳寿命随着温度和载荷的增加均呈递减趋势。
- 2) 在室温工况下,当载荷峰值从11 kN增加至14 kN和17 kN时,榫连接结构微动疲劳寿命的下降幅度最大。随着温度的增加,高温工况下微动疲劳寿命降幅会有一定程度的降低;在低载荷峰值工况下,当工况温度从室温增加至400℃和650℃时,榫连接结构微动疲劳寿命的下降幅度最大。随着载荷峰值的增加,榫连接结构微动疲劳寿命的下降幅度会有一定程度的降低。
- 3) ZSGH4169 微动疲劳裂纹萌生位于接触区下缘,微动疲劳裂纹萌生角度在45°~50°之间,当裂纹长度达到约50 μm时,裂纹扩展方向逐渐向垂直于接触表面方向扩展。
- 4) 随着温度的升高,滑移幅值逐渐增大。相比于低温工况,在高温工况下,滑移幅值的增长速率更快。另外随着载荷的增大,滑移幅值也逐渐增大。榫连接结构微动疲劳寿命随着滑移幅值的增加而减少。
- 5) 通过包含微动疲劳参数的高温微动疲劳寿命预测模型对ZSGH4169榫连接结构的微动疲劳寿命进行预测,发现5个工况预测结果均在2倍误差带内,说明该模型对ZSGH4169镍基高温合金榫连接结构微动疲劳寿命预测效果很好。

参考文献:

[1] 周仲荣, VINCENT L. 微动磨损[M]. 北京:科学出版社, 2002.

[2] 石光达. 连杆齿形配合面微动疲劳损伤研究[D]. 天津:天津大学, 2012.

SHI Guangda. Fretting fatigue damage on the toothed mating surface of a connecting rod[D]. Tianjin: Tianjin University, 2012. (in Chinese)

[3] IYER K, MALL S. Effects of cyclic frequency and contact pressure on fretting fatigue under two-level block loading[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures

- tures, 2000, 23(4):335-346.
- [4] SAEED A, HOEPFNER D W. A fretting fatigue normal pressure threshold concept[J]. *Wear*, 1993, 160(1):33-35.
- [5] FOUVRY S, BERTHEL B. Prediction of fretting-fatigue crack nucleation using a surface shear-sliding size crack analog parameter[J]. *Procedia Engineering*, 2015, 133:179-191.
- [6] KORKMAZ Y M, COKER D. Finite element analysis of fretting contact for nonhomogeneous materials[J]. *Procedia Structural Integrity*, 2017, 5:452-459.
- [7] YUKI N, KENKICHI S. Effects of magnetic field and frequency on fretting wear[J]. *The Proceedings of Conference of Kanto Branch*, 2007, 13:201-202.
- [8] MASANOBU K, RYOSUKE K. Fretting fatigue in hydrogen environment[J]. *Journal of Japanese Society of Tribologists*, 2015, 60(10):651-657.
- [9] 郑劲松, 赵丽娜, 厉淦. 接触应力和高温环境对 Inconel 690 合金微动疲劳寿命的影响[J]. *材料保护*, 2015, 48(3): 27-30, 7.
ZHENG Jinsong, ZHAO Lina, LI Can. Influence of contact pressure and high ambient temperature on fretting fatigue life of Inconel 690 alloy[J]. *Materials Protection*, 2015, 48(3):27-30, 7. (in Chinese)
- [10] 何明鉴. 机械构件的微动疲劳[M]. 北京:国防工业出版社, 1994.
- [11] 罗恒军, 谢静, 廖佳, 等. GH4169G 合金高强涡轮盘锻件的试制[J]. *大型铸锻件*, 2013, 13(3):47-48.
LUO Hengjun, XIE Jing, LIAO Jia, et al. Trial manufacturing of high strength GH4169G alloy turbine disc forging[J]. *Heavy Castings and Forgings*, 2013, 13(3):47-48. (in Chinese)
- [12] HAMDY M, WATERHOUSE R B. The fretting fatigue behaviour of Ti-6Al-4V at temperatures up to 600 °C[J]. *Wear*, 1979, 56(1):1-8.
- [13] 戴振东, 朱如鹏, 潘升材, 等. 高温不锈钢与钛合金微动疲劳特性的实验研究[J]. *航空学报*, 1999, 20(3):3-5.
DAI Zhendong, ZHU Rupeng, PAN Shengcai, et al. Experimental study on fretting fatigue of stainless steel and titanium alloy[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1999, 20(3):3-5. (in Chinese)
- [14] HUANG Changwu, YANG Guangxue, FU Nianjun, et al. Research on fretting fatigue life of interference fit and its influencing factors[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, 251:293-300.
- [15] ARAUJO J A, NOWELL D. Mixed high low fretting fatigue of Ti6Al4V: tests and modelling[J]. *Tribology International*, 2009, 42(9):1276-1285.
- [16] JIN O, MALL S, SAHAN O. Fretting fatigue behavior of Ti-6Al-4V at elevated temperature[J]. *International Journal of Fatigue*, 2005, 27(4):395-401.
- [17] 高广睿, 刘道新, 张晓化. Ti811 合金的高温微动疲劳行为[J]. *中国有色金属学报*, 2005, 15(1):38-43.
GAO Guangrui, LIU Daoxin, ZHANG Xiaohua. Fretting fatigue behaviors of Ti811 alloy at elevated temperature[J]. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2005, 15(1):38-43. (in Chinese)
- [18] MALL S, HUK K, PORTER W J, et al. High temperature fretting fatigue behavior of IN100[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(8):1289-1298.
- [19] JAYAPRAKASH M, KOMATSU D, OKAZAKI M, et al. High temperature fretting fatigue behavior of IMI834 titanium alloy[J]. *Transactions of the Indian Institute of Metals*, 2016, 69(2):439-444.
- [20] 王楠, 崔海涛, 张宏建. 榫连接结构高温低周微动疲劳试验[J]. *航空动力学报*, 2018, 33(12):3007-3012.
WANG Nan, CUI Haitao, ZHANG Hongjian. Low cycle fretting fatigue tests of dovetail structure at elevated temperature[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2018, 33(12):3007-3012. (in Chinese)
- [21] PENG Jinfang, JIN Xiao, XU Zhibiao, et al. Study on the damage evolution of torsional fretting fatigue in a 7075 aluminum alloy[J]. *Wear*, 2018, 402/403:160-168.
- [22] SANGRAL S, ACHYUTH K, PATEL M, et al. Effect of fretting on fatigue behavior of Al alloys considering environmental effect[J]. *Materials Today: Proceedings*, 2019, 15(1): 119-125.
- [23] 航空发动机设计用材料数据手册编委会. 航空发动机设计用材料数据手册[M]. 北京:航空工业出版社, 2010.
- [24] 李爱民, 崔海涛, 温卫东, 等. 基于非线性连续介质损伤力学方法的微动疲劳寿命预测[J]. *航空学报*, 2013, 34(9): 2122-2129.
LI Aimin, CUI Haitao, WEN Weidong, et al. Prediction of fretting fatigue life based on nonlinear continuum damage mechanics[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2013, 34(9):2122-2129. (in Chinese)
- [25] 吴博伟, 张宏建, 崔海涛, 等. 基于连续介质损伤力学的高温微动疲劳寿命预测模型[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(3): 656-663.
WU Bowei, ZHANG Hongjian, CUI Haitao, et al. High-temperature fretting fatigue life prediction model based on continuum damage mechanics[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(3):656-663. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)