

引用格式: 王昭晗, 潘凯, 陈永辉, 等. GH4169 镍基高温合金超高频振动疲劳实验[J]. 航空材料学报, 2025, 45(2): 110-118.  
WANG Zhaohan, PAN Kai, CHEN Yonghui, et al. Experimental on ultrahigh frequency vibration fatigue of GH4169 nickel-based superalloy [J]. Journal of Aeronautical Materials, 2025, 45(2): 110-118.

## GH4169 镍基高温合金超高频振动疲劳实验

王昭晗<sup>1\*</sup>, 潘凯<sup>2</sup>, 陈永辉<sup>1</sup>, 杭超<sup>1</sup>, 王永杰<sup>3</sup>, 燕群<sup>1</sup>

(1. 中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710000; 2. 中国航空研究院, 北京 100020; 3. 华东理工大学 机械与动力工程学院, 上海 200237)

**摘要:** 为解决航空发动机常用 GH4169 镍基高温合金超高周疲劳问题, 基于压电超声疲劳测试系统, 设计出一种可实现 20 kHz 超高频振动疲劳试样并完成测试; 获得常温环境下 GH4169 镍基高温合金在不同存活概率 5%、50% 及 95% 下超高周振动疲劳  $P-S-N$  曲线。测试结果表明: GH4169 材料的疲劳寿命在达到  $10^7$  周次后曲线呈下降趋势, 没有出现疲劳极限, 试样仍发生疲劳破坏。断口分析表明: 超高周疲劳裂纹大多起源于试样表面或亚表面的位置, 存在单点起裂和多源起裂的情况, 起裂方式表现为表面滑移起裂与非金属夹杂物滑移起裂两种形式。

**关键词:** 航空发动机; 镍基高温合金; 超高频振动; 超高周疲劳;  $P-S-N$  曲线

doi: 10.11868/j.issn.1005-5053.2024.000091

中图分类号: V250.2

文献标识码: A

文章编号: 1005-5053(2025)02-0110-09

## Experimental on ultrahigh frequency vibration fatigue of GH4169 nickel-based superalloy

WANG Zhaohan<sup>1\*</sup>, PAN Kai<sup>2</sup>, CHEN Yonghui<sup>1</sup>, HANG Chao<sup>1</sup>, WANG Yongjie<sup>3</sup>, YAN Qun<sup>1</sup>

(1. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710000, China; 2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100020, China; 3. School of Mechanical and Power Engineering, East China University of Science & Technology, Shanghai 200237, China)

**Abstract:** To address the very high cycle fatigue (VHCF) issue of GH4169 nickel-based superalloy, which is widely utilized in aero-engines, a fatigue specimen subjected to 20 kHz ultrahigh frequency vibration is designed and tested utilizing a piezoelectric ultrasonic fatigue testing system. At room temperature, the  $P-S-N$  curves for VHCF of GH4169 nickel-based superalloy are obtained under various survival probabilities of 5%, 50%, and 95%. The experimental findings reveal that the GH4169 material's curve exhibits a downward trend when the fatigue life attains  $10^7$  cycles, indicating the absence of a fatigue limit and the persistence of fatigue failure. Fracture analysis results indicate that the majority of VHCF cracks initiate from the surface or subsurface of the specimen, with both single-source and multi-source cracking observed. The cracking modes encompass surface sliding cracking and non-metallic inclusion-induced sliding cracking.

**Key words:** aeroengine; nickel-based superalloy; ultra-high frequency vibration; very high cycle fatigue;  $P-S-N$  curve

镍基高温合金具有高强度、良好的耐腐蚀性和优异的抗氧化性, 广泛应用于航空发动机压气机及涡轮叶盘、叶片等部件<sup>[1-2]</sup>。GH4169 是一种沉淀强化型镍基高温合金, 作为目前应用较为广泛的发动机热端部件材料之一, 在服役期间往往承受由叶根

与气流引起的超高频振动疲劳载荷, 疲劳载荷的次数可达  $10^9 \sim 10^{11}$  周次。2002 年, 美国修订颁布的《发动机结构完整性大纲》(MIL-HDBK-1783B) 全面提出发动机部件超高周疲劳寿命的要求, 即所有发动机零件疲劳寿命都应达到不少于  $10^9$  次循环<sup>[3]</sup>。

因此开展 GH4169 镍基高温合金材料超高周疲劳实验, 获得其超高周疲劳数据, 对发动机涡轮部件强度设计, 疲劳寿命预测及断裂机制分析具有重要的科学与工程价值。燕怒等<sup>[4]</sup> 基于超声疲劳试验机开展了 GH4169 超高周疲劳测试, 获得了室温下的 *S-N* 曲线。宋宗贤等<sup>[5]</sup> 完成了 650 °C 下 GH4169 镍基高温合金超高周疲劳实验, 研究表明裂纹起裂位置与其寿命有关, 低于  $10^7$  次循环裂纹主要萌生于试样表面, 高于  $10^7$  次循环裂纹主要萌生于试样内部。许巍等<sup>[6]</sup> 提出了一种高周疲劳 *P-S-N* 曲线的优化处理方法, 结果表明该数据处理方法不但适用于高周疲劳性能数据处理, 还适用于超高周疲劳性能数据处理, 其处理效率显著提升。

目前主要超高周疲劳测试技术包括高频振动疲劳测试技术与超声疲劳测试技术。电磁谐振式高频振动疲劳测试技术已较为成熟, 但其工作频率通常仅有 100 Hz, 要完成  $10^9$  周次疲劳寿命测试将消耗大量时间; 超声疲劳测试技术具有节能省时的优点, 其加载方式有: 轴向拉压、三点弯曲、对称弯曲和旋转弯曲<sup>[7]</sup> 等。刘璐等<sup>[8]</sup> 基于旋转弯曲 (52.5 Hz) 和超声波 (20 kHz) 轴向加载疲劳实验探究应力比、加载方式和夹杂物对 CL60 钢超高周疲劳性能的影响。张海威等<sup>[9]</sup> 采用模态与谐响应分析方法确定了适用于 TC17 钛合金弯曲疲劳试样尺寸并完成室温下超高周疲劳测试。为模拟航空发动机转子叶片主要失效形式, 亟需开发一种高频弯曲振动疲劳测试方法, 本工作将基于压电超声疲劳测试原理, 设计出可模拟发动机叶片振动方式的薄片试样, 开展 GH4169 镍基高温合金超高周弯曲振动疲劳实验, 并对结果进行分析, 通过扫描电子显微镜 (SEM) 观察疲劳断口, 获取材料疲劳裂纹萌生扩展现象和机理。

## 1 实验材料与方法

### 1.1 实验材料

实验材料取自西安三角防务有限公司 GH4169 镍基合金叶盘模锻件, 其化学成分 (质量分数) 组成: 54.31%Ni, 17.96%Cr, 3.03%Mo, 0.93%Ti, 0.51%Al, 0.39%Co, 0.08%Mn, 0.07%Cu, 0.03%C, 余量为 Fe。锻件出厂后进行标准热处理, 即 960 °C×1 h, 空冷+720 °C×8 h, 炉冷, 热处理后的 GH4169 镍基合金晶粒组织尺寸相对均匀, 经测试该合金材料的室温力学性能如表 1 所示。GH4169 镍基合金显微组织的 EBSD 图像如图 1(a) 所示, 可以观察

到有大量退火孪晶存在。通过 SEM 观察到少量二次析出相 (主要为碳化物) 和针棒状细颗粒  $\delta$  相 ( $\text{Ni}_3\text{Nb}$ ) 分布在面心立方基体中<sup>[10-12]</sup>, 元素分析的结果证实  $\delta$  相的存在, 尺寸为 2~5  $\mu\text{m}$ , 倾向于在晶界附近沉淀析出, 如图 1(b) 所示。图 1(c) 为 TEM 暗场像, 可以观测到 GH4169 的基体中存在大量纳米级强化相  $\gamma'$  和  $\gamma''$  (10~30 nm), 其中  $\gamma''$  为主要强化相。图 1(d) 所示的二次析出相由 NbC 和 TiC 的混合物组成, 统称为非金属夹杂物 (NMIS)<sup>[13-14]</sup>。经计算分析本次实验所用 GH4169 镍基合金的平均晶粒尺寸为 7.239  $\mu\text{m}$ , 材料的维氏硬度为 (480±15)HV。

表 1 GH4169 镍基高温合金力学性能及密度  
Table 1 Mechanical properties and density of GH4169 nickel-based superalloy

$R_m/\text{MPa}$	$R_{eL}/\text{MPa}$	$E/\text{GPa}$	$\rho/(\text{kg}\cdot\text{m}^{-3})$	$\mu$	$A/\%$	$Z/\%$
1469	1211	198	8270	0.3	21.0	38.1

### 1.2 测试系统及试样设计

悬臂式超高频振动疲劳测试系统是基于超声疲劳测试原理进行设计和改进的, 主要包括超声信号发生器、换能器、变幅杆、疲劳试样、测控系统 (计算机控制系统, 激光位移传感器) 和冷却系统组成, 如图 2 所示。超声信号发生器提供激振电源和高频振动电信号, 控制和跟踪系统的谐振频率, 将 50 Hz 工频电压转换为 20 kHz 的正弦电信号; 压电换能器将发生器提供电信号接收并转化为同频率的机械振动, 但其输出振幅较小 (通常 < 10  $\mu\text{m}$ ), 最终根据实验所需要的疲劳加载水平, 通过缩小一端的截面积来放大压电换能器输出的机械振动幅值, 对试样的固定端进行高频激励, 从而使试样端部发生一阶对称弯曲谐振, 该激振方式与振动台叶片振动实验方法原理一致<sup>[15]</sup>。计算机控制系统用于控制疲劳振动位移幅值, 能够实时采集系统的振动频率、输出电压、疲劳循环周次, 激光位移传感器通过对弯曲试样的根部位移进行采集并反馈给控制系统, 保证实验过程中试样振动的稳定。同时考虑到超声疲劳加载过程中 GH4169 材料的升温问题, 采用压缩空气对试样进行冷却, 使试件在加载过程中稳定在室温, 保证数据的准确性。

依据航空工业标准 HB 5277—1984 《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》中关于振动疲劳试样尺寸的基本要求, 参考高潮等<sup>[16]</sup> 关于弯曲振动疲劳试样的设计思路, 为满足压电超声疲劳试验

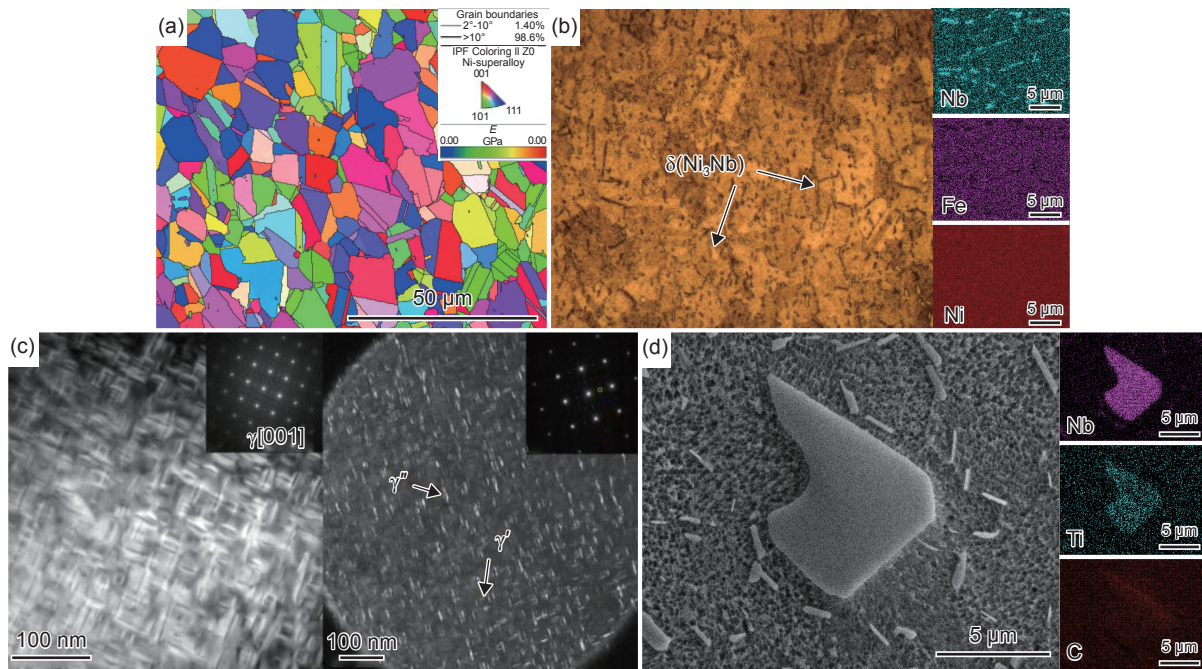


图 1 GH4169 内部微观结构的 EBSD、SEM 和 TEM 图 (a)IPF 图; (b) $\delta$  相( $Ni_3Nb$ )分布及元素组成图; (c) $\gamma'$ 及 $\gamma''$ 强化相在 [001] 方向上的 TEM 暗场图; (d)非金属夹杂物

Fig. 1 EBSD, SEM and TEM images of the internal microstructure of GH4169 (a)IPF diagram; (b) $\delta$  phase distribution and element composition; (c)TEM dark field image of  $\gamma'$  and  $\gamma''$  intensification phase in direction [001]; (d)nonmetallic inclusion

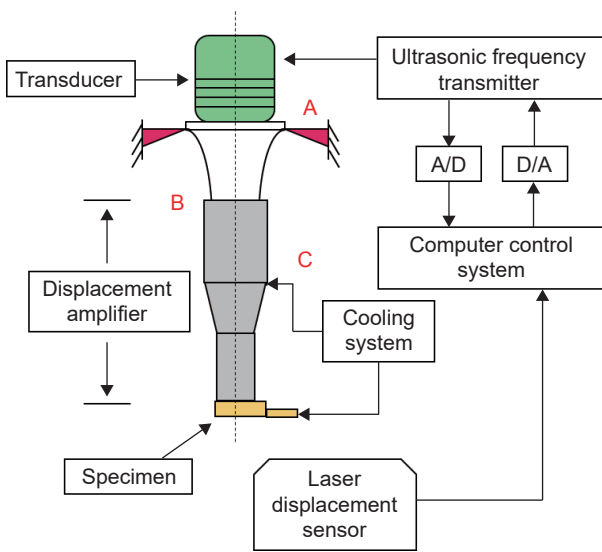


图 2 悬臂式超高频振动疲劳测试系统

Fig. 2 Bending vibration ultrahigh frequency fatigue system

机 20 kHz 的谐振频率, 设计出一种薄片弯曲疲劳试样, 如图 3 所示。在试样的根部设置一螺孔, 与变幅杆螺栓连接, 使来自换能器的激振力传达至薄片试样上; 同时在自由端设置半圆凹槽, 目的是将最大应力区域移向自由端, 使最大应力区域大致分布在半圆凹槽部位, 便于测试结束后对裂纹萌生位置考核与断口观测。通过有限元计算结果可知试样的一阶固有频率可达到 20.07 kHz, 其一阶振型为纵向弯曲, 且最大应力位置位于圆弧过渡段, 有

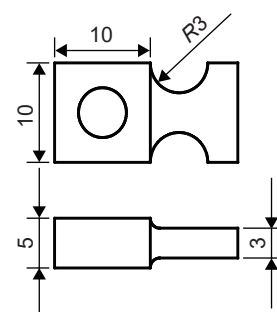


图 3 振动疲劳试样图

Fig. 3 Drawing of vibration fatigue specimen

限元模型如图 4 所示。

### 1.3 实验过程

实验开始前分别采用激光位移传感器和应变计进行振动实验的标定, 从两方面验证所施加应力

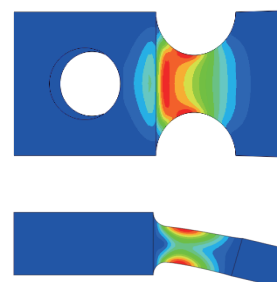


图 4 振动疲劳试样有限元模型

Fig. 4 FEM model of vibration fatigue specimen

的准确性,以减小仿真计算与实际加载之间的误差,以标定后修正的应力位移系数作为实际数据进行计算。利用应变计和动态应变采集系统完成试样应变的采集、记录和分析。由有限元的模态分析结果可知,试样在一阶弯曲模态下的最大应力点位于试样的圆弧过渡段,此处应力梯度较大,有限元结果表明最大应力截面处的位移变化 0.5 mm,其应力幅的变化可达 10%。为减小标定结果的误差将小尺寸电阻式应变计(型号: BE120-05AA-QT)粘贴在试样圆弧过渡段最大应力位置的圆心处,距试样末端 8.2 mm,同时在粘贴应变计时尽可能控制位移偏差( $\pm 0.5$  mm 内),应变片粘贴位置的具体情况如图 5(a)所示;激光点位置距试样末端 1 mm 中心处,此处的振幅较大且便于测量,如图 5(b)所示。将应变片标定得到的电压-应变的关系通过乘以弹性模量转化为电压-应力的关系。将点激光传感器得到的电压-位移的关系(如图 6 所示)通过转换得到位移-应力的关系,如图 7 所示。经计算 GH4169 镍基合金试样的应力-位移系数  $C_s=17.11$  MPa/ $\mu\text{m}$ 。

## 2 结果与分析

### 2.1 振动疲劳实验结果

根据标定结果对 GH4169 薄片试样开展超高频振动实验,以试样的位移作为控制变量,由于在

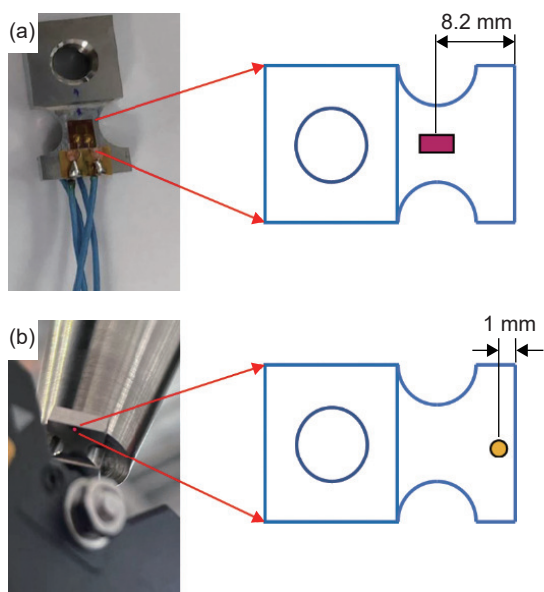


图 5 标定测试方案 (a)应变计粘贴位置;  
(b)激光测振点位置

Fig. 5 Calibration experiment scheme (a) position of strain gauge; (b) laser measurement of vibration point position

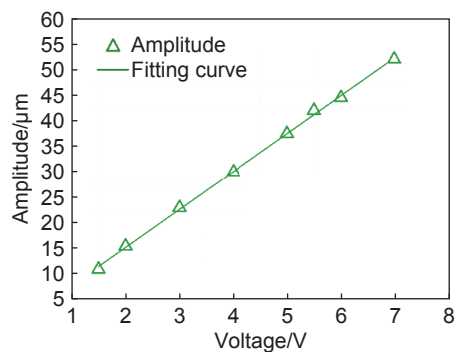


图 6 振动疲劳试样电压-位移关系曲线

Fig. 6 Voltage-displacement relation curve of vibration fatigue specimen

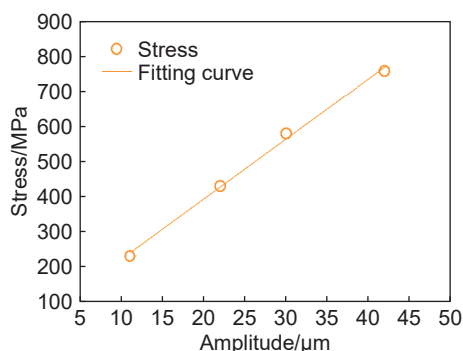


图 7 振动疲劳试样位移-应力关系曲线

Fig. 7 Displacement-stress relation curve of vibration fatigue specimen

超高周疲劳范畴合金材料的分散性较大,传统的成组疲劳实验方法并不适用,本次实验将通过调整试样振幅实现实验数据点均匀分布在  $10^6 \sim 10^9$  寿命范围内,从而获取较为可靠的  $S-N$  曲线;将不同应力幅下的振动疲劳寿命进行统计,获得 16 个有效数据点,具体情况如表 2 所示。由于本次实验中有部分疲劳寿命数据在  $10^4 \sim 10^5$  之间,不属于超高周疲劳范畴,且断口形貌表现为非正常疲劳失效,经计算这些数据造成同一应力幅下的疲劳寿命平均值误差达 36%~49%,故对部分无效实验结果进行剔除,使发生断裂的每一级应力幅下至少具备 3 个有效数据,确保拟合参数及结果的可靠性。

### 2.2 $P-S-N$ 曲线

$S-N$  曲线是材料所承受载荷与失效循环周次间的关系曲线,也是开展疲劳寿命预测的前提。由于超高周疲劳实验数据具有离散性,使得应力-疲劳寿命之间并不是对应的单值关系,而是与存活率  $P$  紧密相关。在许多情况下,尤其是结构件的可靠性设计中,根据实际要求,需要得到不同存活率  $P$  的  $S-N$  曲线。 $P-S-N$  曲线有效地解决了材料疲劳寿命分散引入的不确定性,使之作为结构强度的设

表2 GH4169 镍基高温合金振动疲劳实验结果  
Table 2 Vibration fatigue test result of GH4169 nickel-based superalloy

Specimen number	$\sigma_a/\text{MPa}$	$N/\text{cycle}$	Fracture condition
1	717.20	$2.01 \times 10^6$	○
2	717.20	$1.01 \times 10^7$	○
3	717.20	$7.94 \times 10^6$	○
4	755.56	$1.75 \times 10^6$	○
5	755.56	$2.08 \times 10^6$	○
6	755.56	$1.13 \times 10^7$	○
7	742.88	$4.94 \times 10^7$	○
8	742.88	$7.48 \times 10^5$	○
9	742.88	$2.33 \times 10^6$	○
10	704.85	$2.35 \times 10^8$	○
11	704.85	$2.87 \times 10^7$	○
12	704.85	$7.58 \times 10^7$	○
13	641.45	$1.17 \times 10^8$	○
14	641.45	$6.47 \times 10^7$	○
15	641.45	$3.16 \times 10^8$	○
16	590.74	$1.00 \times 10^9$	×

Note: ○—fractured; ×—unfractured

计依据。超高周疲劳通常以实验数据满足对数正态分布为前提,以疲劳寿命平均值 $\bar{x}$ 和标准差 $s$ 为参量<sup>[17]</sup>,得到给定存活概率下的疲劳寿命 $x_p$ 。

$$x_p = \bar{x} + u_p \cdot s \cdot \beta \quad (1)$$

式中: $x_p$ 为概率疲劳寿命; $u_p$ 为标准正态偏差; $\beta$ 为标准差修正系数。根据表2的实验结果,分别获得5组应力幅下疲劳寿命平均值 $\bar{x}_1 \sim \bar{x}_5$ 和标准差 $s_1 \sim s_5$ ,当存活率 $P=5\%$ 、 $50\%$ 及 $95\%$ ,根据标准正态分布函数表得出 $u_{P5\%}=1.645$ , $u_{P50\%}=0$ , $u_{P95\%}=-1.645$ ,参考 HB/Z 112—1986 标准,当子样 $n=3$ 时, $\beta=1.128$ 。最终根据式(1)得到各级应力幅下 $P=5\%$ 、 $50\%$ 及 $95\%$ 概率疲劳寿命。

超高周疲劳研究常用 Basquin 模型<sup>[18]</sup>将材料的疲劳数据拟合成 $S-N$ 曲线,Liu等<sup>[19]</sup>基于3种弹簧钢的超高周疲劳实验数据以及各应力幅下的概率疲劳寿命,通过 Basquin 模型拟合得到 $P-S-N$ 曲线。Basquin 模型如式(2)所示:

$$S_a = \sigma'_f \cdot (N_f)^b \quad (2)$$

式中: $S_a$ 为应力幅值; $\sigma'_f$ 为疲劳强度系数; $N_f$ 为振动疲劳寿命; $b$ 为常数。

根据拟合结果获得不同存活率 $P=5\%$ 、 $50\%$ 及 $95\%$ 下的 $P-S-N$ 曲线为:

$$S_a (P = 5\%) = 1199.71 (N_f)^{-0.02849} \quad (3)$$

$$S_a (P = 50\%) = 1015.08 (N_f)^{-0.02144} \quad (4)$$

$$S_a (P = 95\%) = 1011.61 (N_f)^{-0.02384} \quad (5)$$

超高频振动疲劳数据分布及 $P-S-N$ 曲线如图8所示。

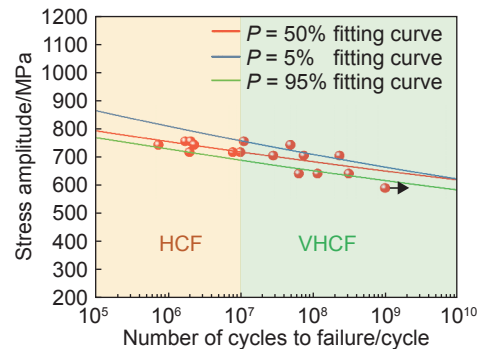


图8 超高频振动疲劳试样 $P-S-N$ 曲线

Fig. 8  $P-S-N$  curve of ultra-high vibration fatigue specimen

### 2.3 疲劳断口分析

疲劳实验结束后对试样进行观测,如图9所示。超高周疲劳裂纹均出现在振动疲劳试样圆弧过渡段,并对裂纹位置进行测量,与有限元分析结果中试样危险截面位置(图4)基本一致,证明本次测试结果有效。

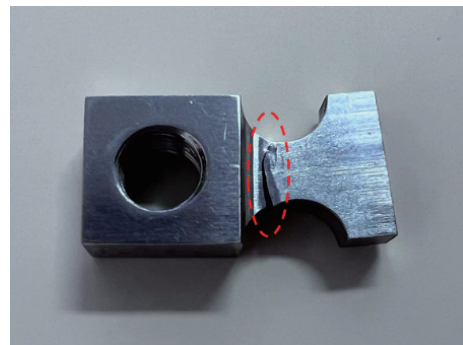


图9 疲劳断裂后的试样

Fig. 9 Fatigue fracture specimen

通过扫描电镜(SEM)对断裂后的断口进行分析,发现疲劳裂纹萌生位置并未随 $P-S-N$ 曲线的下降呈现明显的规律性,大部分裂纹均起裂于试样表面或亚表面,且存在单点起裂和多源起裂的失效模式,属于典型弯曲疲劳断裂特征<sup>[20]</sup>。图10为 $\sigma_a=756 \text{ MPa}$ , $N_f=1.75 \times 10^6$ 试样的疲劳失效断口形貌。可以发现断口呈现单点起裂模式,如图10(a)所示(I为裂纹源区,II为裂纹扩展区,III为瞬断

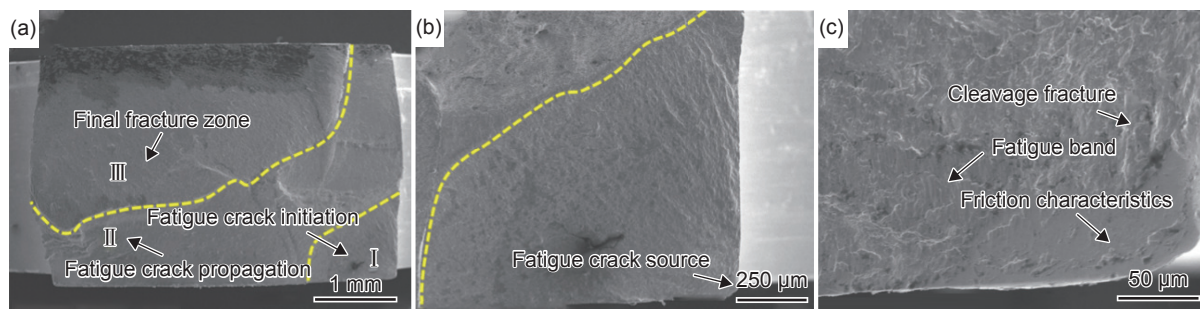


图 10  $\sigma_a=756$  MPa,  $N_f=1.75\times 10^6$  试样疲劳断口形貌 (a)宏观断口; (b)裂纹扩展区; (c)裂纹源区

Fig. 10  $\sigma_a=756$  MPa,  $N_f=1.75\times 10^6$  specimen fatigue fracture morphology (a)macroscopic fracture; (b)crack propagation region; (c)crack source region

区)。裂纹萌生于试样表面的边角处,如图 10(b)所示;裂纹萌生位置存在大量且明显的疲劳条带,同时发现在裂纹扩展过程中由于表面发生摩擦而形成的刮擦特征,疲劳裂纹源附近呈现类解理断裂形貌,见图 10(c)。图 11 为  $\sigma_a=717$  MPa,  $N_f=2.01\times 10^6$  试样的疲劳失效断口形貌。裂纹萌生区较为平滑,这是由于疲劳裂纹在萌生阶段扩展速率较慢,裂纹反复张开-闭合使得断口呈现光滑平面,如图 11(a)所示。裂纹在表面的裂纹萌生区形成后,沿着裂纹稳定扩展区域向试样内部扩展形成发射状脊线,如图 11(b)所示。由图 11(c)、(d)可以发现裂纹萌生于试样次表面的非金属夹杂物,通过能谱仪(EDS)确定该夹杂物是 GH4169 在热处理过程中形成的一种常见的二次析出相 NbC,这种非金属硬

质相与基体间存在硬度差异,硬质相和材料基体间的应力集中被认为是导致疲劳起裂的原因<sup>[21-22]</sup>。裂纹源附近存在大量的滑移迹线以及大面积刻面。因此,可以发现在高应力水平作用下,疲劳断口呈现表面及次表面滑移起裂机制。

图 12 为  $\sigma_a=641$  MPa,  $N_f=3.16\times 10^8$  试样的疲劳失效断口形貌。整个断口呈多源起裂方式,可以观察到 3 个明显的裂纹扩展区(I 区, II 区, III 区),如图 12(a)所示。该工况下试样发生较为明显的表面滑移起裂,疲劳裂纹均萌生于试样表面的 3 个边角处,在裂纹萌生区域和次表面的位置有明显的疲劳条带和大面积的刻面生成,表面位置的刻面形成致使裂纹的萌生。裂纹萌生区域较为粗糙,整体呈类解理断裂的形式,如图 12(b)~(d)所示。图 13 为

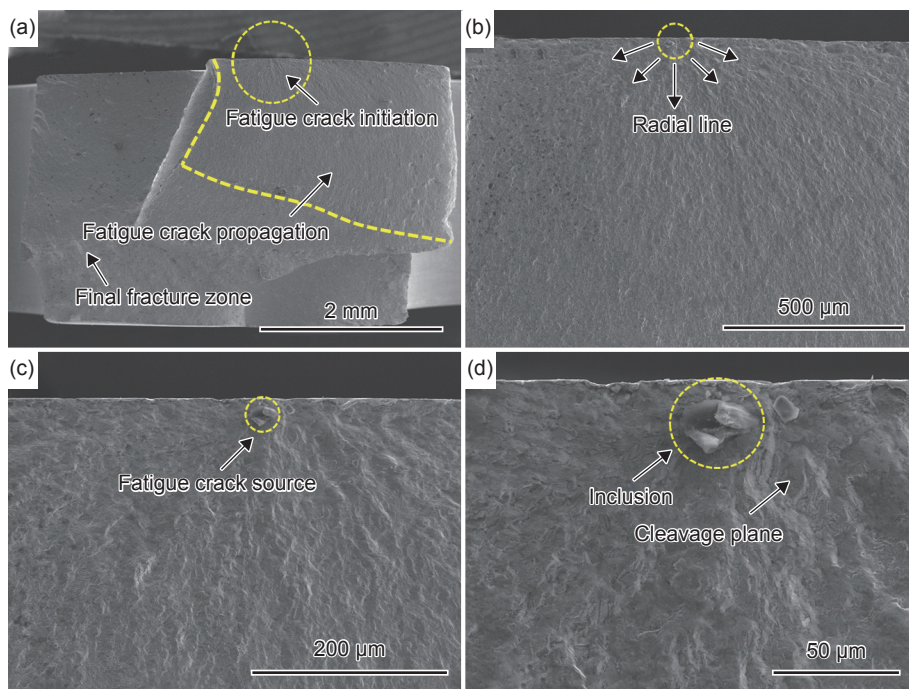


图 11  $\sigma_a=717$  MPa,  $N_f=2.01\times 10^6$  试样疲劳断口形貌 (a)宏观断口; (b)裂纹扩展区; (c)裂纹源区; (d)非金属夹杂物

Fig. 11  $\sigma_a=717$  MPa,  $N_f=2.01\times 10^6$  specimen fatigue fracture morphology (a)macroscopic fracture; (b)crack propagation region; (c)crack source region; (d)nonmetallic inclusion

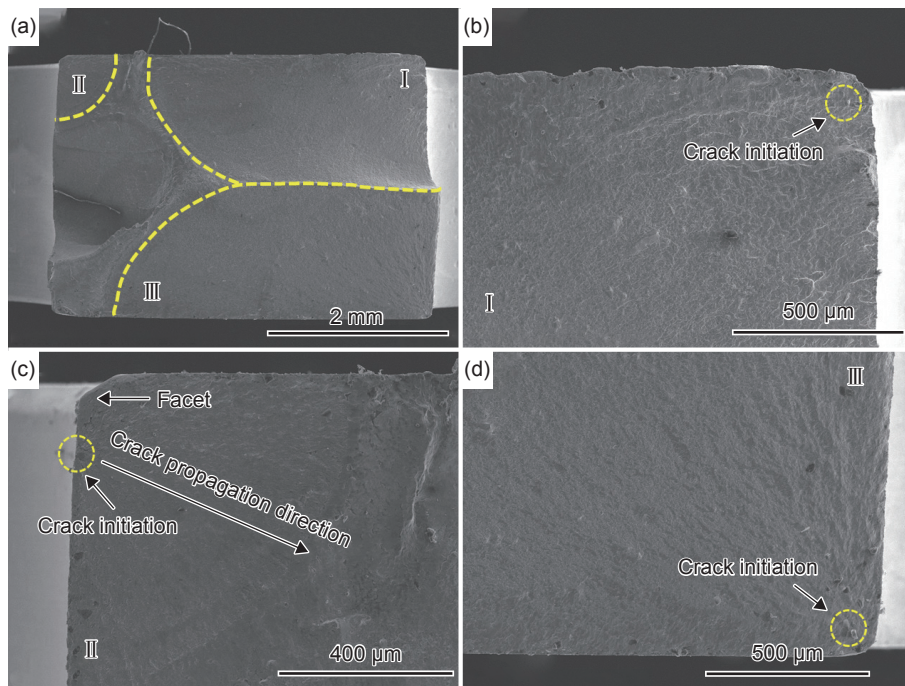


图 12  $\sigma_a=641$  MPa,  $N_f=3.16\times 10^8$  试样疲劳断口形貌 (a)宏观断口;(b)裂纹扩展区 I;(c)裂纹扩展区 II;(d)裂纹扩展区 III

Fig. 12  $\sigma_a=641$  MPa,  $N_f=3.16\times 10^8$  specimen fatigue fracture morphology (a)macroscopic fracture; (b)crack propagation region I;(c)crack propagation region II;(d)crack propagation region III

$\sigma_a=705$  MPa,  $N_f=7.58\times 10^7$  试样的疲劳失效断口形貌,可分别观察到两个裂纹扩展区( I 区, II 区),如图 13(a)所示。此外发现一种特殊的多点起裂特征,起裂位置位于同一边角处的表面和次表面,接近试样表面位置发现大量的疲劳条带,次表面区域

有非金属夹杂物的存在。这种现象是由于裂纹先萌生于试样表面,位错在滑移方向上不断移动,形成大量平行的滑移带,经过非金属夹杂物的连续滑移带均被非金属夹杂物阻挡,滑动的位错受到阻碍,导致位错的局部累积,因此由夹杂物附近局部

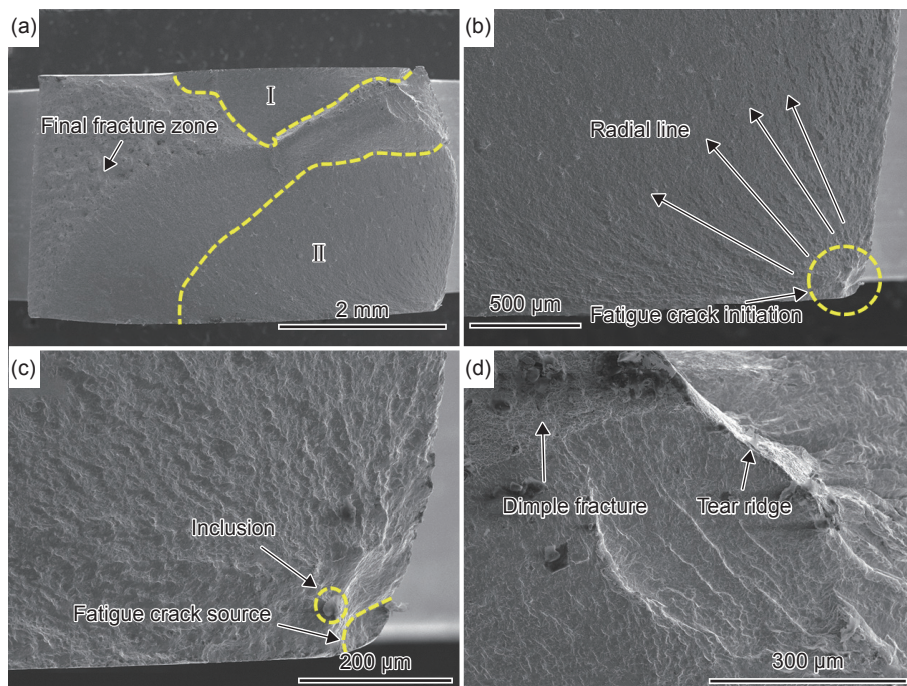


图 13  $\sigma_a=705$  MPa,  $N_f=7.58\times 10^7$  试样疲劳断口形貌 (a)宏观断口;(b)裂纹扩展区 II;(c)裂纹源区;(d)撕裂脊形貌

Fig. 13  $\sigma_a=705$  MPa,  $N_f=7.58\times 10^7$  specimen fatigue fracture morphology (a)macroscopic fracture; (b)crack propagation region II;(c)crack source region;(d)tear ridge morphology

应力集中引起的微裂纹在裂纹源区域进一步萌生和扩展,随后沿滑移面发生类解理断裂,在交变应力幅的作用下扩展至整个横截面<sup>[23-24]</sup>,如图13(b)、(c)所示。并且在裂纹扩展区域发现撕裂脊的存在,瞬断区表现出韧窝断裂特征,如图13(d)所示。

### 3 结论

(1)GH4169 镍基合金疲劳寿命达  $10^7$  周次后仍发生疲劳破坏,不存在传统意义的疲劳极限,因而发动机转子部件在设计时须考虑  $10^7$  周次以上的超高周疲劳性能,才能确保构件耐久性。

(2)通过激光位移传感器和应变片完成振动实验的标定,得到 GH4169 镍基合金试样的应力位移系数  $C_s=17.11 \text{ MPa}/\mu\text{m}$ 。

(3)疲劳裂纹萌生位置并未随  $P-S-N$  曲线的下降呈规律性变化,裂纹大多起源于试样表面或亚表面,表现为单点起裂和多源起裂的失效模式,裂纹萌生机制为表面滑移起裂与非金属夹杂物滑移起裂,通过类解理断裂的方式使裂纹发生扩展,最终导致试样的疲劳断裂。

#### 参考文献:

- [1] 宋兆泓. 航空发动机典型故障分析[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 1993.
- [2] 邓文凯, 徐晴昊, 江亮. IN718 镍基高温合金的热机械疲劳性能[J]. 中国有色金属学报, 2019, 29(5): 983-989.  
DENG W K, XU J H, JIANG L. Thermo-mechanical fatigue behavior of Inconel 718 superalloy[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2019, 29(5): 983-989.
- [3] 程礼, 焦胜博, 李全通, 等. 超高周疲劳与断裂[M]. 北京: 国防工业出版社, 2017.
- [4] 燕怒, 韩晓琪, 余泳华, 等. GH4169 镍基高温合金的超高周疲劳性能[J]. 机械工程材料, 2016, 40(4): 9-12.  
YAN N, HAN X Q, YU Y H, et al. Very high cycle fatigue properties of GH4169 Ni-based superalloy[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2016, 40(4): 9-12.
- [5] 宋宗贤, 齐浩, 吴志生, 等. GH4169 镍基合金 650 °C 超高周疲劳性能研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2020, 37(6): 970-978.  
SONG Z X, QI H, WU Z S, et al. Study on ultrahigh cycle fatigue performance of GH4169 nickel-based alloy at 650 °C[J]. Transactions of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020, 37(6): 970-978.
- [6] 许巍, 陈新, 李旭东, 等. 发动机材料高周疲劳  $P-S-N$  曲线优化处理方法[J]. 航空材料学报, 2020, 40(5): 96-103.  
XU W, CHEN X, LI X D, et al. Optimized processing method of  $P-S-N$  curves for high cycle fatigue of aero-engine materials[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2020, 40(5): 96-103.
- [7] 李全通, 刘青川, 申景生, 等. TC17 钛合金超高周弯曲振动疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 617-622.  
LI Q T, LIU Q C, SHEN J S, et al. Experiment on ultrahigh cycle bending vibration fatigue of titanium alloy TC17[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 617-622.
- [8] 刘璐, 王生楠, 马一凡. 旋转弯曲和超声波循环加载高周疲劳性能对比分析[J]. 航空材料学报, 2024, 44(3): 142-150.  
LIU L, WANG S N, MA Y F. Research of rotating and ultrasonic cycling fatigue in high-cycle regimes[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2024, 44(3): 142-150.
- [9] 张海威, 何宇廷, 程礼, 等. 钛合金超高周疲劳性能试验研究[J]. 航空材料学报, 2013, 33(3): 92-96.  
ZHANG H W, HE Y T, CHENG L, et al. Ultra-high-cycle fatigue performance of a titanium alloy[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2013, 33(3): 92-96.
- [10] 曾旭, 张显程, 涂善东, 等. 热处理对 GH4169 合金组织及低周疲劳寿命的影响[J]. 机械工程材料, 2016, 40(4): 21-24.  
ZENG X, ZHANG X C, TU S D, et al. Effects of heat treatment on microstructure and low cycle fatigue life of GH4169 alloy[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2016, 40(4): 21-24.
- [11] CAO G H, SUN T Y, WANG C H, et al. Investigations of  $\gamma'$ ,  $\gamma''$  and  $\delta$  precipitates in heat-treated Inconel 718 alloy fabricated by selective laser melting[J]. Materials Characterization, 2018, 136: 398-406.
- [12] 宋宗贤, 王东坡, 吴志生, 等. 激光选区熔化成形 GH4169 合金的超高周疲劳性能[J]. 机械工程材料, 2020, 44(11): 72-77.  
SONG Z X, WANG D P, WU Z S, et al. Ultra-high cycle fatigue performance of GH4169 alloy by selective laser melting[J]. Materials for Mechanical Engineering, 2020, 44(11): 72-77.
- [13] CHLEBUS E, GRUBER K, KUŹNICKA B, et al. Effect of heat treatment on the microstructure and mechanical properties of Inconel 718 processed by selective laser melting[J]. Materials Science and Engineering: A, 2015, 639: 647-655.
- [14] LEE G H, PARK M, KIM B, et al. Evaluation of precipitation phase and mechanical properties according to aging

- heat treatment temperature of Inconel 718[J]. *Journal of Materials Research and Technology*, 2023, 27: 4157-4168.
- [15] 李群. 超声疲劳试验装置及试件设计与试验研究[D]. 长春: 吉林大学, 2020.  
LI Q. Design and experimental study of ultrasonic fatigue testing device and specimen [D]. Changchun: Jilin University, 2020.
- [16] 高潮, 程礼, 彭桦, 等. 20 kHz 下 TC17 钛合金超高周疲劳性能研究[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(4): 811-816.  
GAO C, CHENG L, PENG H, et al. Investigation of ultra-high cycle fatigue behavior of TC17 alloy at frequency of 20 kHz[J]. *Journal of Aerospace power*, 2012, 27(4): 811-816.
- [17] 洪友士, 孙成奇, 刘小龙. 合金材料超高周疲劳的机理与模型综述[J]. *力学进展*, 2018, 48(1): 1-65.  
HONG Y S, SUN C Q, LIU X L. A review on mechanisms and models for very-high-cycle fatigue of metallic materials[J]. *Advances in Mechanics*, 2018, 48(1): 1-65.
- [18] 杨新华, 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 武汉: 华中科技大学出版社, 2018.
- [19] LIU Y B, LI Y D, LI S X, et al. Prediction of the *S-N* curves of high-strength steels in the very high cycle fatigue regime[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(8): 1351-1357.
- [20] 李久楷, 刘永杰, 王清远, 等. TC17 高温高周旋转弯曲疲劳实验研究[J]. *四川大学学报(工程科学版)*, 2014, 46(2): 198-202.  
LI J K, LIU Y J, WANG Q Y, et al. High-cycle rotate bending fatigue behavior of TC17 at elevated temperature[J]. *Journal of Sichuan University (Engineering Science Edition)*, 2014, 46(2): 198-202.
- [21] QIN Z, LI B, CHEN C, et al. Crack initiation mechanisms and life prediction of GH4169 superalloy in the high cycle and very high cycle fatigue regime[J]. *Journal of Materials Research and Technology*, 2023, 26: 720-736.
- [22] ZHAO M, ZHAO Z, LIU L, et al. Influence of heat treatment on cyclic response of nickel-based superalloy Inconel 718 up to very-high cycle regime[J]. *Materials*, 2020, 13(23): 5358.
- [23] YANG Y F, HU H Y, MIN L, et al. Failure mechanism and life correlation of Inconel 718 in high and very high cycle fatigue regimes[J]. *International Journal of Fatigue*, 2023, 175: 107764.
- [24] ZHANG Z, TENG Z, WANG J, et al. Very high cycle fatigue behaviors of GH4169 superalloy at room and high temperatures[J]. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, 2022, 45(6): 1796-1806.

收稿日期: 2024-06-07; 录用日期: 2024-09-11

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-IV-0010-0078)

通讯作者: 王昭晗(1995—), 男, 硕士, 工程师, 研究方向为发动机材料疲劳强度设计, 联系地址: 陕西省西安市雁塔区电子二路 86 号中国飞机强度研究所强度与结构完整性国家重点实验室(710000), E-mail: 465097314@qq.com

(本文责编: 王俊丽)