

GH4169 材料振动弯曲高周疲劳性能研究

杭超¹, 潘凯², 陈永辉¹, 燕群¹

(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 710065;
2. 中国航空研究院, 北京 100012)

摘要:目的 开展镍基高温合金 GH4169 材料的振动弯曲高周疲劳研究。方法 基于高频振动台和激光测振仪, 搭建振动弯曲疲劳试验系统。设计 2 种不同固有频率的试验件, 在疲劳试验中以试验件 af 值 (尖部振幅与固有频率乘积) 作为控制目标, 分别采用成组试验法和逐级加载法研究 2 种试验件的高周疲劳性能。结果 疲劳试验过程中, 试验件 af 值的控制误差低于 0.5%。随着疲劳循环数的增加, 试验件的固有频率逐渐下降, 且下降速度先慢后快。结论 基于成组试验法的试验结果建立的 GH4169 材料的双参数 $af-N$ 疲劳寿命关系, 与逐级加载法的试验结果吻合较好, 证明了 $af-N$ 疲劳关系的准确性。

关键词: 高频振动; 高温合金; 弯曲振动; 固有频率; 高周疲劳; 寿命

中图分类号: V23

文献标志码: A

文章编号: 1672-9242(2024)09-0011-08

DOI: 10.7643/issn.1672-9242.2024.09.002

High Cycle Fatigue Performance of GH4169 under Vibration Bending

HANG Chao¹, PAN Kai², CHEN Yonghui¹, YAN Qun¹

(1. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute, Xi'an 710065, China;
2. Chinese Aeronautical Establishment, Beijing 100012, China)

ABSTRACT: The work aims to investigate the vibration bending high cycle fatigue (VBHCF) of nickel-based high temperature alloy GH4169. A specialized VBHCF test system was constructed based on a high-frequency vibration table and a laser vibrometer. This system accommodated test pieces designed with two distinct natural frequencies. During fatigue testing, the af value—a pivotal parameter derived from the product of the test piece's tip amplitude and natural frequency—was meticulously controlled as the primary focus. The VBHCF performance of both test pieces was investigated employing the group-testing and step-loading methodologies. The results indicated that the af value's error margin remained under 0.5% during the fatigue tests. Furthermore, as the number of fatigue cycles progressed, the test pieces' natural frequencies exhibited a characteristic decline, initially gradual and subsequently accelerating. In conclusion, the dual-parameter $af-N$ fatigue life model for GH4169, formulated based on the exhaustive group-testing data, demonstrates remarkable congruence with the independent validation provided by the step-loading experiments. This robust correlation underscores the accuracy and validity of the proposed $af-N$ fatigue model.

KEY WORDS: high frequency vibration; high temperature alloy; bending vibration; natural frequency; high cycle fatigue; life

收稿日期: 2024-08-10; 修订日期: 2024-08-28

Received: 2024-08-10; Revised: 2024-08-28

基金项目: 国家科技重大专项 (J2019-IV-0010-0078)

Fund: National Science and Technology Major Project (J2019-IV-0010-0078)

引文格式: 杭超, 潘凯, 陈永辉, 等. GH4169 材料振动弯曲高周疲劳性能研究[J]. 装备环境工程, 2024, 21(9): 11-18.

HANG Chao, PAN Kai, CHEN Yonghui, et al. High Cycle Fatigue Performance of GH4169 under Vibration Bending[J]. Equipment Environmental Engineering, 2024, 21(9): 11-18.

叶片是航空发动机的主要零部件之一，叶片的性能不仅决定了整个发动机的性能水平，而且直接关系发动机的使用可靠性和使用寿命。对于航空发动机叶片，在周期性气流激振力作用下，会发生弯曲振动，由此导致的高周疲劳失效是叶片的重要失效形式^[1-2]。GH4169材料是一种国产镍基高温合金，其广泛应用于航空发动机压气机和涡轮叶片^[3-5]。GH4169材料的高周疲劳失效问题一直是学术界关注的热点问题^[6-10]，因此有必要开展GH4169材料的振动弯曲高周疲劳研究，为发动机叶片的高周疲劳设计提供数据支撑。

材料的高周疲劳强度、寿命等参数需通过试验方法获取^[11-13]。材料在高周疲劳载荷作用下，其应力相对较小，通常不发生塑性变形，属于应力疲劳问题。因此，需要采用应力控制的方法进行材料的高周疲劳试验。目前，研究材料高周疲劳性能的试验方法主要有拉伸和弯曲2类。HB 5287—1996《金属材料轴向加载疲劳试验方法》给出了材料在拉伸载荷下的高周疲劳试验方法。在拉伸疲劳试验中，通常将试验件设计为棒状狗骨形试样，通过疲劳试验机施加拉伸疲劳载荷，试验中控制试验机夹头载荷，使试验件处于应力疲劳状态，疲劳载荷谱通常为正弦波或三角波，加载频率一般不超过200 Hz。该试验方法广泛应用于钢^[14]、铝合金^[15]、钛合金^[16]等多种材料的高周疲劳性能研究。HB 5277—1984《发动机叶片及材料振动疲劳试验方法》给出了叶片类材料在振动弯曲载荷下的高周疲劳试验方法。在振动弯曲疲劳试验中，通常将试验件设计为平板狗骨形试样，通过振动台施加振动弯曲疲劳载荷，使试验件达到共振状态。通过标定试验建立试验件顶部位移与危险截面应力的线性关系，在疲劳试验中控制试验件的顶部位移，使其处于应力疲劳状态，疲劳载荷谱通常为正弦波，加载频率一般不超过5 000 Hz。许巍等^[17-20]、焦胜博等^[21]、杨强等^[22]采用振动弯曲试验方法研究了多种钛合金、复合材料的疲劳性能。考虑到叶片高周疲劳承受的载荷是应力比为-1的弯曲载荷，采用振动弯曲试验方法研究叶片材料的高周疲劳性能，更能反映叶片的受载特征。

振动弯曲试验方法要求应变片粘贴在试验件最大应力位置，然而在实际测试中，对最大应力位置的精准定位存在困难，这会给试验结果带来误差。HB 5277—1984中提出的拟合多个位置应变的方法可以减小该误差，但也增加了试验的复杂性。为了避免叶片振动疲劳试验中应变片测试带来的误差，

张忠平等^[23]通过分析罗罗公司的叶片高周疲劳数据，建立了一种叶片 af 值（叶尖振幅与叶片固有振动频率乘积）与疲劳寿命的关系，该研究结果表明，采用 af 值表征叶片疲劳寿命是可行的。李全通等^[24]对等截面悬臂欧拉梁进行理论分析，得出悬臂梁一阶弯曲模式下的最大振动应力与 af 值之间存在线性关系，从理论上证明了采用 af 值描述叶片最大应力是合理的，进而采用20 kHz超声疲劳试验机研究了弯曲试片的 af 值与疲劳寿命的关系。 af 值理论为叶片及其材料的振动弯曲高周疲劳研究提供了一种新思路，可以避免振动弯曲试验中最大应力位置定位不准带来的误差，直接获得 af 值与疲劳寿命的对应关系。然而，目前基于 af 值的疲劳试验研究缺乏系统性，主要体现在对试验过程中试验件的频率、振幅状态变化以及激励加速度的变化趋势认识不清晰，现有研究对象主要集中在不锈钢材料，尚未见到在镍基高温合金材料上的应用，且该试验方法尚未形成标准规范，这些因素共同导致该方法在工程实际中的应用范围较小。

本文选取发动机叶片用GH4169材料为研究对象，基于振动台和激光测振仪搭建了高周疲劳试验平台，设计了片状振动弯曲疲劳试验件，在疲劳试验中采用 af 控制方法研究了GH4169材料的振动弯曲高周疲劳性能。本文研究将揭示基于 af 控制的振动疲劳试验中试验件的频率、振幅状态以及激励加速度的变化规律，给出振动疲劳试验中 af 值的控制精度，并验证该方法在镍基高温合金材料疲劳研究中的适用性，进一步完善基于 af 值的疲劳试验的系统性，为该试验方法形成标准规范奠定基础，进而为叶片的高周疲劳研究提供技术支撑。

1 试验

1.1 材料

试验件材料为镍基高温合金GH4169，其化学成分检测结果如表1所示。

1.2 试验件设计

试验件设计要求如下：试验件采用平板悬臂形式，一端固支，另一端自由；试验件的一阶弯曲固有频率处于振动台激振频率范围内；试验件在一阶弯曲模式下的最大应力位置远离试验件夹持端。

本文设计了2种不同固有频率的平板悬臂结构试验件，试验件材料均为同一批次的GH4169材料。

表1 试验件材料的化学成分（质量分数，%）

Tab.1 Chemical composition of test piece materials (mass fraction, %)

C	S	P	Mn	Si	Cr	Ni	Mo	Al	Ti	Nb+Ta	Fe
0.036	0.001	0.007	0.063	0.20	19.21	52.5	2.85	0.46	0.85	5.03	余量

按照一阶固有频率由高到低的顺序, 分别将 2 种试验件编号为 A、B。2 种试验件的结构尺寸如图 1 所示, 厚度均为 3 mm。试验件 A、B 均用 *af* 控制方法进行振动弯曲高周疲劳试验, 其中对试验件 A 采用成组

试验法获取 GH4169 材料的 *af-N* 中值疲劳寿命曲线, 并拟合双对数 *af-N* 关系, 对试验件 B 采用逐级加载法 (Step-loading Method) [25] 得到材料疲劳性能, 验证 *af-N* 关系的准确性。

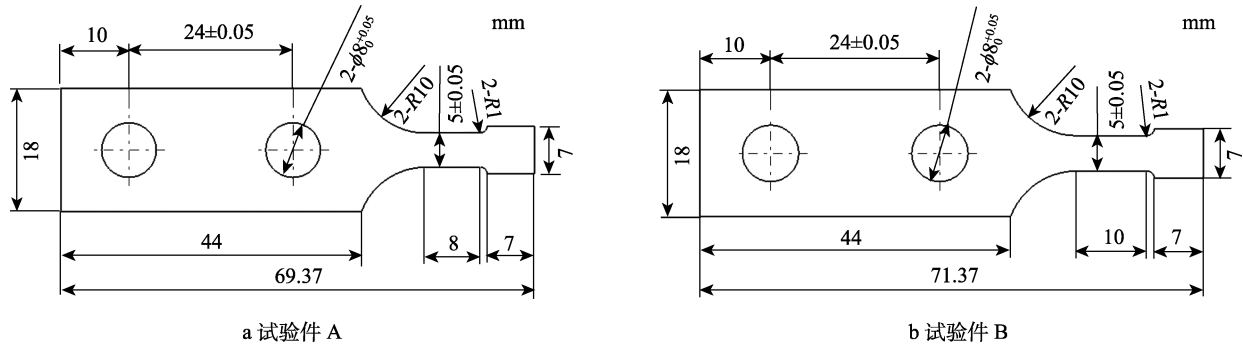


图 1 试验件尺寸

Fig.1 Dimensions of test pieces: a) test piece A; b) test piece B

在试验件设计阶段, 对试验件进行模态分析, 可以得到试验件的固有频率、振型以及应力场, 确保试验件的最大应力位置远离试验件夹持端, 避免由夹具夹持引起的应力集中对高周疲劳试验结果的影响。2 种试验件的夹持段尺寸完全相同, 通过调整试验件 A、B 悬臂段的长度, 使其一阶固有频率的设计值分别在 3 800、3 200 Hz 附近, 且其一阶振型均为纵向一阶弯曲。采用有限元软件对试验件进行模态分析,

试验件的有限元网格均为六面体八节点线性单元 (C3D8R), 试验件与夹具连接处采用固支边界条件, 材料为 GH4169, 其力学性能通过材料手册获得, 计算得到的试验件 A、B 的一阶固有频率分别为 3 789、3 245 Hz, 满足试验件频率要求, 其一阶振型及应力分布结果如图 2 所示。可以看出, 试验件 A、B 的一阶振型均为纵向弯曲, 且最大应力位置位于圆弧过渡段以外, 远离夹持端, 满足试验件设计要求。

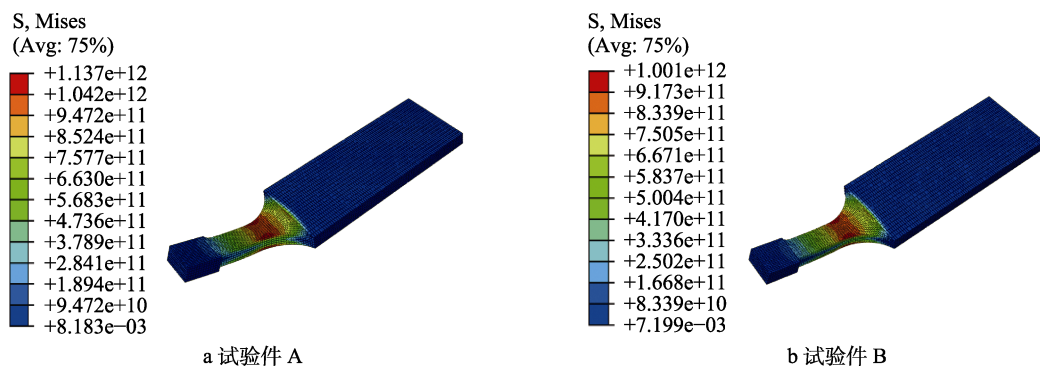


图 2 试验件一阶振型及应力分布

Fig.2 First order vibration mode and stress distribution of test pieces: a) test piece A; b) test piece B

1.3 试验件夹持

试验件通过夹具与振动台连接, 试验夹具分为底座和压板 2 部分, 其中底座通过 5 个螺栓与振动台台面连接, 试验件位于底座和压板之间, 2 个螺栓依次穿过底座、试验件和压板, 将试验件与夹具进行连接, 并采用弹簧垫圈和双螺母避免高周疲劳试验中的松动问题。试验夹具材料采用力学性能优良且价格较低的 45 钢。2 种试验件与夹具的连接部位尺寸完全相同, 试验件与试验夹具的连接如图 3 所示。

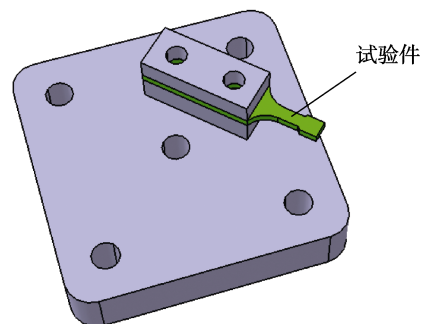


图 3 试验件与试验夹具连接

Fig.3 Schematic diagram of connection between test piece and test fixture

2 高周疲劳试验

2.1 试验系统

振动弯曲高周疲劳试验由 H560BAC/2 高频振动台系统进行激振, 振动台最大推力 28.9 kN, 加载频率最高为 5 000 Hz。振动台系统主要包括控制仪、功率放大器、振动台、激光测振仪和计算机等。试验件通过 1.3 节所述的夹具夹持, 并固定在振动台上。振动弯曲高周疲劳原理如图 4 所示。高周疲劳试验时, 由振动台对试验件结构进行高频振动激励加载, 振动台激励频率与试验件一阶固有频率一致, 且随着试验件固有频率的变化而变化, 以试验件的 af 值为控制值, 将该 af 值记为该试验件的加载量值。参考 HB 5277—1984 中对试验控制精度的要求, 保证在疲劳试验过程中试验件的 af 值控制误差不大于 2%。疲劳试验中采用激光测振仪测量试验件的振幅, 并在试验夹具压板中部粘贴加速度传感器, 监测试验夹具上的加速度响应。试验现场如图 5 所示。

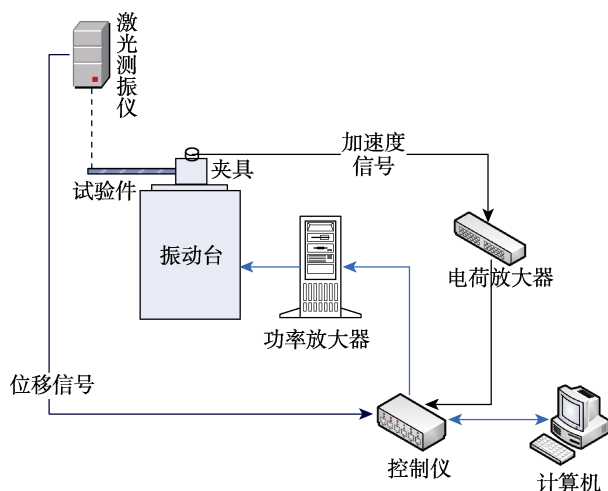


图 4 材料振动弯曲高周疲劳试验原理
Fig.4 Schematic diagram of material vibration bending high cycle fatigue test



图 5 材料振动弯曲高周疲劳试验现场
Fig.5 Photo of material vibration bending high cycle fatigue test

2.2 试验方法

2.2.1 成组试验法测定 $af-N$ 曲线

采用成组试验法对试验件 A 进行高周疲劳性能研究, 目的是获取 GH4169 材料的 $af-N$ 疲劳试验数据, 并拟合 $af-N$ 中值疲劳寿命关系。具体方法如下: 将试验件 A 分别分为 4 组, 每组至少测得 3 个有效数据, 振动台激励频率在试验件一阶固有频率处, 使试验件处于一阶弯曲共振状态。各组试验的激励量级根据破坏调试结果确定, 使试验件疲劳寿命处于 $10^6 \sim 10^7$, 以便获得较为满意的 $af-N$ 高周疲劳寿命曲线。待高周疲劳试验系统频率稳定后, 当试验件一阶共振频率下降 1% 时, 停止试验, 记录试验件 af 值、循环周次等。

根据正式试验中各组试验测量的 af 值与试验循环次数数据, 采用双对数线性关系拟合 af 值-寿命曲线, 用最小二乘法进行拟合, 同时给出拟合曲线的相关系数。 $af-N$ 寿命关系如下:

$$\lg N = A + B \lg (af) \quad (1)$$

式中: A 、 B 为常数。

2.2.2 逐级加载法测定疲劳强度

采用逐级加载法 (Step-loading Method) [25] 研究试验件 B 在指定寿命 (1×10^7) 下的疲劳强度, 目的是验证成组试验法得到的 $af-N$ 关系的准确性。逐级加载法的总体思路是采用由低到高的多个载荷量级依次对试验件进行疲劳加载, 每个载荷量级对应的循环数均为指定寿命 (1×10^7), 直至试验件发生疲劳破坏。对于振动弯曲疲劳应力比为 -1 的情况, 逐级加载法确定疲劳强度的公式:

$$(af)_N = (af)_{pr} + \frac{N_f}{N} [(af)_f - (af)_{pr}] \quad (2)$$

式中: N 表示每一级加载的循环数; N_f 表示试验件失效时的循环数; $(af)_N$ 表示试验件指定寿命 N 下的疲劳强度; $(af)_{pr}$ 表示试验件失效前一级的加载量值; $(af)_f$ 表示试验件失效时的加载量值。

一般初始加载量值的选取稍低于试验件的疲劳强度, 相邻两级间加载量值的增量取初始加载量值的 6%, 通常经过 2~5 级加载后试验件失效。

3 结果分析与讨论

3.1 试验件 A

采用高频振动台对试验件 A 进行高周疲劳试验, 试验方法为成组试验法, 共选取 4 个 af 值载荷量级, 在每个 af 值下均测得 3 个试验件疲劳寿命, 试验中以每个试验件的固有频率都下降 1% 终止。试验件 A 的高周疲劳试验结果见表 2。由表 2 可以看出, 试验件 A 的初始固有频率均处于 3 499~3 624 Hz, 频率一

致性较好, 且都低于仿真分析得到的固有频率 3 789 Hz。这是因为实际试验中的边界条件无法达到有限元计算中的理想固支边界条件, 所以导致实测的固有频率略低于仿真分析频率。所有试验件的疲劳寿命都处于 $1 \times 10^6 \sim 4 \times 10^7$, 属于高周疲劳失效范围。在相同的 af 值激励下, 试验件 A 的高周疲劳寿命也存在一定的分散性, 且 af 值越小, 其寿命分散性越大。

表 2 试验件 A 的高周疲劳试验结果
Tab.2 High cycle fatigue test results of test piece A

编号	af /(mmHz)	初始固有频率/Hz	疲劳寿命(周次)
A1	1 625	3 564.6	4.96×10^6
A2	1 625	3 578.5	1.21×10^7
A3	1 625	3 597.2	3.08×10^6
A4	1 517	3 596.0	1.04×10^7
A5	1 517	3 543.0	1.76×10^6
A6	1 517	3 577.9	1.28×10^7
A7	1 409	3 567.0	1.07×10^7
A8	1 409	3 623.8	1.87×10^6
A9	1 409	3 549.3	3.21×10^7
A10	1 734	3 619.8	6.89×10^6
A11	1 734	3 499.7	3.98×10^6
A12	1 734	3 603.0	5.15×10^6

3.2 试验件 B

采用高频振动台对试验件 B 进行高周疲劳试验, 测试其在 1×10^7 寿命下的疲劳强度, 试验方法为逐级加载法。选取 1 件试验件进行试验, 该试验件初始固有频率为 3 092 Hz, 略低于仿真分析得到的固有频率 3 245 Hz, 这与试验件 A 类似。设置该试验件的激励 af 值为 1 425 mmHz, 该激励量值略低于其疲劳强度, 在该量值下完成 1×10^7 循环后, 激励 af 值增加 6%, 即 1 510.5 mmHz, 在该激励量值下, 试验件完成 1.34×10^6 循环后, 频率下降 1%, 试验停止。试验过程中, 试验件 B 的 af 值随循环数的变化曲线如图 6 所示。整个试验过程可分为 5 个阶段, 其中阶段 I 为

试验启动阶段, 阶段 II 为第 1 级疲劳稳定加载阶段, 阶段 III 为第 1 级载荷至第 2 级载荷的跃升阶段, 阶段 IV 为第 2 级疲劳稳定加载阶段, 阶段 V 为最终失效阶段。在阶段 I 中, 振动台通过扫频搜索并锁定试验件的共振相位, 该阶段试验件尚未进入稳定共振状态, 因此其 af 值存在较大的波动; 在阶段 II 中, af 值稳定在目标值 1 425 mmHz 附近; 在阶段 III 中, 当循环数累计达到指定寿命 1×10^7 后, 振动台增大激励量值, 然后进入阶段 IV 的第 2 级疲劳稳定加载阶段, 使试验件 af 值稳定在目标值 1 510.5 mmHz 附近; 最后, 试验件在阶段 V 发生疲劳失效, 此时试验件的 af 值不能稳定控制, 并快速上升。试验阶段 I、III、V 分别对应共振搜索、载荷跃升和试验件最终失效, 均为非稳态阶段, 其循环数占试验件整个疲劳寿命的比例很小。

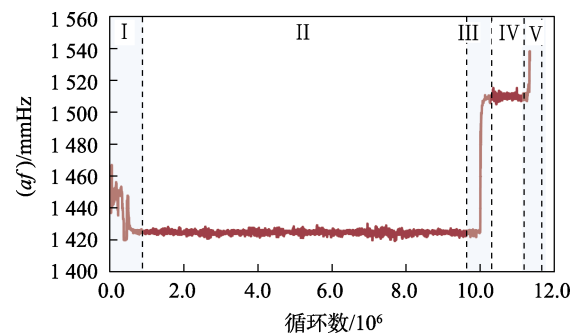


图 6 试验件 B 的 af 值随循环数的变化曲线
Fig.6 Variation curve of af value with cycle number of test piece B

试验件 B 在第 1 级载荷和第 2 级载荷稳定控制阶段 (阶段 II 和 IV) 的 af 值, 不包括启动阶段 (阶段 I)、第 1 级载荷至第 2 级载荷的跃升阶段 (阶段 III) 以及最终失效阶段 (阶段 V), 因为这 3 个阶段试验处于非稳定状态。因此, 应采用稳定控制阶段的 af 值描述试验控制精度。可以看出, 在疲劳试验稳定控制阶段中, 试验件 B 的 af 值控制误差均小于 0.5%, 满足误差不大于 2% 的控制精度要求, 说明本文的振动弯曲疲劳试验方法具有良好的加载精度。

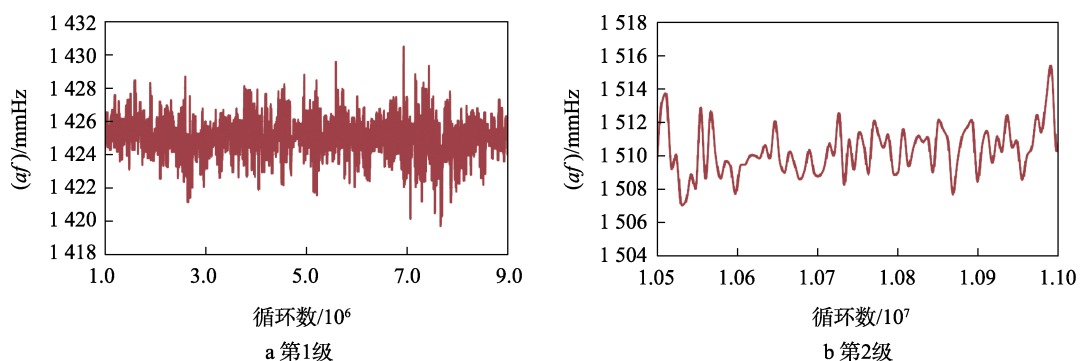


图 7 试验件 B 在 2 个加载阶段的 af 值
Fig.7 af values of test piece B during two loading stages: a) first level; b) second level

激振频率、试验件位移、夹具加速度随循环数的变化曲线如图 8~10 所示。在第 1 级疲劳加载阶段(阶段 II)内,试验件频率和夹具加速度呈缓慢下降趋势,位移轻微增大;当从第 1 级载荷跃升至第 2 级载荷时(阶段 III),随着振动台增大激励量值,试验件频率出现明显下降,而试验件位移和夹具加速度出现阶跃式增大;试验件在第 2 级疲劳加载阶段(阶段 IV)与第 1 级疲劳加载阶段(阶段 II)的响应规律类似;在试验件最终破坏阶段(阶段 V),试验件频率快速下降,位移快速增大,直至试验件频率下降 1%,触发试验终止条件。由此可知,在振动弯曲疲劳试验过程中,当控制试验件 af 值不变时,试验件的频率总体

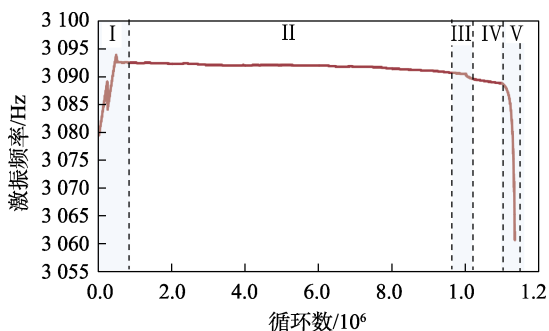


图 8 试验件 B 的激振频率随循环数的变化曲线
Fig.8 Variation curve of excitation frequency with cycle number of test piece B

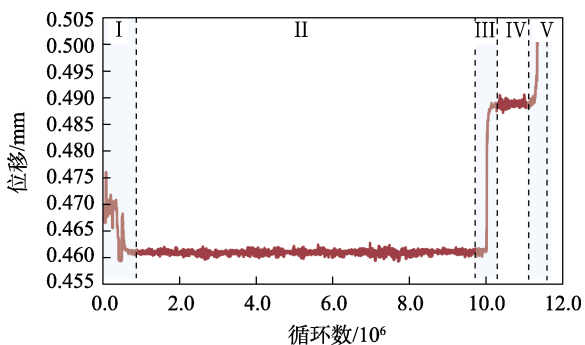


图 9 试验件 B 的位移随循环数的变化曲线
Fig.9 Variation curve of displacement with cycles number of test piece B

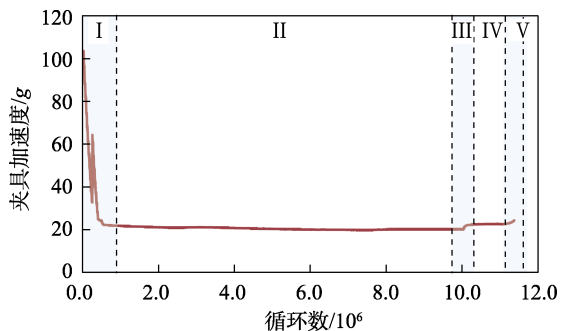


图 10 试验件 B 的夹具加速度随循环数的变化曲线
Fig.10 Variation curve of fixture acceleration with cycle number of test piece B

呈下降趋势,且频率下降速度先慢后快,频率的快速下降预示着试验件的疲劳破坏。当激励量值增大时,试验件的频率会降低。

3.3 分析与讨论

根据式 (1) 的双参数疲劳寿命关系,拟合试验件 A 的 $af-N$ 中值疲劳寿命曲线。考虑到疲劳寿命试验数据的分散性,在每个 af 值激励量值下,采用疲劳寿命的平均值作为拟合点。拟合结果如图 11 所示,式 (1) 中疲劳寿命关系的参数分别为 $A=22.21$, $B=-4.79$ 。

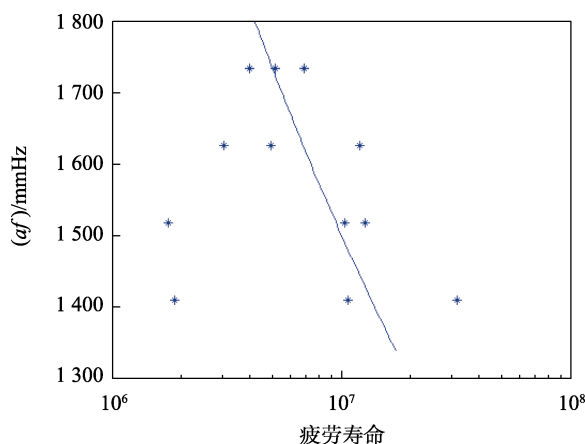


图 11 试验件 A 的 $af-N$ 中值疲劳寿命曲线
Fig.11 $af-N$ median fatigue life curve of test piece A

根据式 (2) 计算试验件 B 在 1×10^7 循环下的疲劳强度,经计算,试验件 B 在 1×10^7 循环下的疲劳强度为 1 437 mmHz。将该结果与试验件 A 的疲劳寿命曲线绘制在同一幅图中,如图 12 所示。试验件 B 的疲劳强度位于试验件 A 的 $af-N$ 疲劳寿命曲线附近,两者一致性较好。由 $af-N$ 疲劳寿命曲线计算出试验件 A 在 1×10^7 循环下的疲劳强度为 1 501.5 mmHz,试验件 A 的 $af-N$ 疲劳寿命曲线的预测值与试验件 B

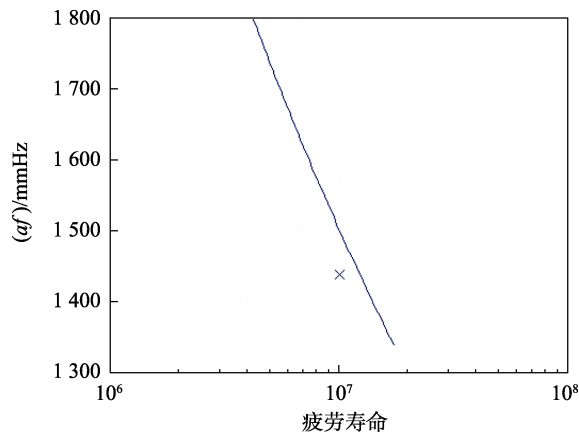


图 12 试验件 A 的 $af-N$ 疲劳曲线与试验件 B 的疲劳强度
Fig.12 $af-N$ fatigue curve of test piece A and fatigue strength of test piece B

实测值的相对误差为 4.3%, 说明该 $af-N$ 疲劳寿命曲线的预测效果良好, 可以反映 GH4169 材料的高周疲劳性能。

4 结论

本文以 GH4169 材料的悬臂试验件为研究对象, 以试验件 af 值为控制目标, 通过高频振动台对试验件进行一阶弯曲高周疲劳试验。采用成组试验法测试了试验件 A 的 $af-N$ 疲劳寿命曲线, 采用逐级加载法测试了试验件 B 在 1×10^7 循环下的疲劳强度, 结论如下:

1) 悬臂试验件 af 值可以表征试验件的振动量级, 本文建立的试验系统可使试验件 af 值的控制误差低于 0.5%。

2) 在振动弯曲疲劳试验过程中, 当控制试验件 af 值不变时, 试验件的频率总体呈下降趋势, 且频率下降速度先慢后快, 频率的快速下降预示着试验件的疲劳破坏。当激励量值增大时, 试验件的频率会降低。

3) 通过试验件 A 建立的 GH4169 材料 $af-N$ 中值疲劳寿命关系, 比较准确地预测了试验件 B 的疲劳强度, 证明了该 $af-N$ 关系的准确性, 为悬臂试验件的振动疲劳试验提供了一种新思路, 可以避免基于应力的疲劳试验中应变片测试最大应力带来的误差。同时也为基于 af 值方法的叶片疲劳研究奠定了基础, 具有较强的工程应用价值和前景。

参考文献:

- [1] WALLS D P, DE LANEUVILLE R E, CUNNINGHAM S E. Damage Tolerance Based Life Prediction in Gas Turbine Engine Blades under Vibratory High Cycle Fatigue[J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1997, 119(1): 143-146.
- [2] HUANG Z Y, LIU H Q, WANG H M, et al. Effect of Stress Ratio on VHCF Behavior for a Compressor Blade Titanium Alloy[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 93: 232-237.
- [3] 汤浩, 李永斌, 熊勇, 等. GH4169 合金叶片条纹形成机理及对疲劳寿命的影响[J]. 热加工工艺, 2024, 53(7): 116-120.
TANG H, LI Y B, XIONG Y, et al. Formation Mechanism of Streaks in GH4169 Alloy Blades and Its Effect on Blade Fatigue Life[J]. Hot Working Technology, 2024, 53(7): 116-120.
- [4] 李俊玲, 李征, 王宝雨, 等. GH4169 合金叶片楔横轧预制坯成形质量研究[J]. 机械工程学报, 2023, 59(24): 72-82.
LI J L, LI Z, WANG B Y, et al. Study on the Forming Quality of GH4169 Alloy Blade Performed by Cross Wedge Rolling[J]. Journal of Mechanical Engineering, 2023, 59(24): 72-82.
- [5] 马爽, 李勋, 崔伟, 等. GH4169 叶片悬臂插磨表面完整性及参数优化研究[J]. 航空制造技术, 2016, 59(18): 102-108.
MA S, LI X, CUI W, et al. Study on Surface Integrity and Parameter Optimization of GH4169 Machined by Cantilever Plunge Grinding[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2016, 59(18): 102-108.
- [6] GUI X L, GAO G H, AN B F, et al. Relationship between Non-Inclusion Induced Crack Initiation and Microstructure on Fatigue Behavior of Bainite/Martensite Steel in High Cycle Fatigue/very High Cycle (HCF/VHCF) Regime[J]. Materials Science and Engineering: A, 2021, 803: 140692.
- [7] 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.
- [8] QIN Z, LI B, CHEN T Y, et al. Comparative Study of the Effects of Conventional Shot Peening and Ultrasonic Shot Peening on very High Cycle Fatigue Properties of GH4169 Superalloy[J]. International Journal of Fatigue, 2023, 175: 107799.
- [9] WANG M, SONG M, WAS G S, et al. The Roles of Thermal Mechanical Treatment and δ Phase in the Stress Corrosion Cracking of Alloy 718 in Primary Water[J]. Corrosion Science, 2019, 160: 108168.
- [10] MUHAMMAD M, FRYE P, SIMSIRIWONG J, et al. An Investigation into the Effects of Cyclic Strain Rate on the High Cycle and very High Cycle Fatigue Behaviors of Wrought and Additively Manufactured Inconel 718[J]. International Journal of Fatigue, 2021, 144: 106038.
- [11] CHEN C L, SHANG D G, TANG Z Q, et al. Fatigue Failure Mechanism of Ti60 Titanium Alloy in HCF and VHCF Regime at Different Temperatures[J]. Engineering Failure Analysis, 2023, 151: 107393.
- [12] LI G, SUN C Q. High-Temperature Failure Mechanism and Defect Sensitivity of TC17 Titanium Alloy in High Cycle Fatigue[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2022, 122: 128-140.
- [13] LIU X L, SUN C Q, HONG Y S. Faceted Crack Initiation Characteristics for High-Cycle and Very-High-Cycle Fatigue of a Titanium Alloy under Different Stress Ratios[J]. International Journal of Fatigue, 2016, 92: 434-441.
- [14] 吕昭, 奥妮, 吴圣川, 等. 大气预腐蚀下 ER8C 车轮钢的疲劳寿命评估[J]. 固体力学学报, 2023, 44(3): 395-405.
LYU Z, AO N, WU S C, et al. Fatigue Life Estimation of ER8C Wheel Steel Subjected to Atmospheric Pre-Corrosion[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2023, 44(3): 395-405.
- [15] 刘晓晴, 张红霞, 闫志峰, 等. 高周疲劳载荷下 6061-T6 铝合金的温度演化[J]. 材料科学与工艺, 2014,

- 22(6): 48-52.
LIU X Q, ZHANG H X, YAN Z F, et al. Temperature Evolution of 6061-T6 Aluminum Alloy under High Cyclic Fatigue Loading[J]. *Materials Science and Technology*, 2014, 22(6): 48-52.
- [16] 陈立佳, 宁浩楠, 张志鹏, 等. TC4 钛合金厚板窄间隙 TIG 焊接接头的高周疲劳性能[J]. *沈阳工业大学学报*, 2023, 45(4): 397-402.
CHEN L J, NING H N, ZHANG Z P, et al. High Cycle Fatigue Properties of Narrow Gap TIG Welded Joint of Thick TC4 Titanium Alloy Plate[J]. *Journal of Shenyang University of Technology*, 2023, 45(4): 397-402.
- [17] 许巍, 赵延广, 钟斌, 等. 基于振动台的 TA11 钛合金超高频疲劳实验和验证[J]. *航空材料学报*, 2019, 39(4): 86-92.
XU W, ZHAO Y G, ZHONG B, et al. Ultra-High Frequency Fatigue Testing Approach and Verification of TA11 Ti-Alloy Based on Electrodynamic Shaker[J]. *Journal of Aeronautical Materials*, 2019, 39(4): 86-92.
- [18] XU W, YANG X F, ZHONG B, et al. Failure Criterion of Titanium Alloy Irregular Sheet Specimens for Vibration-Based Bending Fatigue Testing[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2018, 195: 44-56.
- [19] XU W, ZHAO Y G, CHEN X, et al. An Ultra-High Frequency Vibration-Based Fatigue Test and Its Comparative Study of a Titanium Alloy in the VHCF Regime[J]. *Metals*, 2020, 10(11): 1415.
- [20] 许巍, 陈新. TC17 合金弯曲振动超高周疲劳试验[J]. *航空发动机*, 2021, 47(2): 63-67.
XU W, CHEN X. Vibration Bending Fatigue Test of TC17 Ti-Alloy in the Very-High-Cycle Regime[J]. *Aeroengine*, 2021, 47(2): 63-67.
- [21] 焦胜博, 程礼, 陈焯, 等. Ti-6Al-4V 钛合金振动弯曲超高周疲劳及寿命预测模型研究[J]. *实验力学*, 2016, 31(6): 730-740.
JIAO S B, CHENG L, CHEN X, et al. On the very High Cycle Fatigue and Life Prediction Model Of Ti-6Al-4V Titanium Alloy Subjected to Vibration Bending[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2016, 31(6): 730-740.
- [22] 杨强, 邵闯, 方可强. 航空发动机复合材料叶片振动疲劳特性研究[J]. *实验力学*, 2014, 29(3): 361-367.
YANG Q, SHAO C, FANG K Q. Vibration Fatigue Characteristic Study of Aeroengine Composite Blade[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2014, 29(3): 361-367.
- [23] 张忠平, 孙强, 李春旺, 等. 航空发动机压气机叶片振动疲劳寿命与 af 值的关系[J]. *应用力学学报*, 2006, 23(3): 459-461.
ZHANG Z P, SUN Q, LI C W, et al. Relationship between Fatigue Life and Af Value for Aero-Engine Compressor Blades[J]. *Chinese Journal of Applied Mechanics*, 2006, 23(3): 459-461.
- [24] 李全通, 通旭东, 高星伟, 等. 基于试片超高周疲劳试验的叶片高周疲劳寿命估算方法[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(10): 2471-2475.
LI Q T, TONG X D, GAO X W, et al. Estimation Method of Blade High Cycle Fatigue Life Based on Ultra-High Cycle Fatigue Test of Specimen[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(10): 2471-2475.
- [25] GEORGE T J, SEIDT J, HERMAN SHEN M H, et al. Development of a Novel Vibration-Based Fatigue Testing Methodology[J]. *International Journal of Fatigue*, 2004, 26(5): 477-486.