

文章编号: 1674-8190(2024)05-120-07

Inconel718 榫接结构高低周微动疲劳试验研究

杨晓林, 慕琴琴, 陈永辉, 燕群

(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)

摘要: 航空发动机涡轮叶片在实际服役环境中, 受到循环往复的高/低周载荷, 这是一种典型的高低周微动疲劳工况。涡轮叶片由于微动疲劳频繁引发疲劳断裂问题, 严重影响着航空发动机的安全运行。为了研究热端部件材料的高低周微动疲劳问题, 设计一种 Inconel718 榫连接模拟件, 对其开展高低周复合微动疲劳试验。共设计 3 种不同载荷/频率的试验工况, 对比不同工况下模拟件的寿命分布情况。结果表明: 高周/低周载荷对榫连接结构的微动疲劳寿命有显著影响, 随着高周/低周载荷或者频率的增大, 涡轮叶片榫接部位微动疲劳寿命均随之降低; 试验结果证明榫接结构高低周微动疲劳试验较好地还原了涡轮叶片实际服役情况; 通过显示动力学有限元分析, 所预测的裂纹萌生位置与试验结果中裂纹萌生位置分散性较小。

关键词: Inconel718; 高低周载荷; 高低周频率; 微动疲劳; 疲劳寿命

中图分类号: V232

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2024.05.12

Study on high-low cycle fretting fatigue life of Inconel718 tenon structure

YANG Xiaolin, MU Qinqin, CHEN Yonghui, YAN Qun

(National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, China)

Abstract: The turbine blades of aero-engines are subjected to cyclic high-low cycle loads in actual service environments, which is a typical high-low cycle micro motion fatigue condition. The frequent occurrence of fatigue fracture in turbine blades due to fretting fatigue seriously affects the safe operation of aero-engines. In order to study the high-low cycle fretting fatigue problems of hot end component materials, this paper designs an Inconel718 tenon connection simulation component and conducts high-low cycle composite fretting fatigue tests on it. Three different load/frequency experiment conditions were designed to compare the life distribution of the simulated parts under different conditions. The results show that high/low cycle load has significant influence on fretting fatigue life. With the increase of high/low cycle load or frequency, the fretting fatigue life of joints decreases. The test results have proven that the high-low cycle fretting fatigue test of the tenon joint structure effectively reproduces the actual service condition of turbine blades. By displaying the explicit finite element analysis, the predicted crack initiation location shows less dispersion compared to the experimental results.

Key words: Inconel718; high-low cycle load; high-low cycle frequency; fretting fatigue; fatigue life

收稿日期: 2024-01-18; 修回日期: 2024-08-29

基金项目: 国家科技重大专项(J2019-IV-0010-0078); 航空发动机及燃气轮机基础科学中心项目(P2022-B-III-006-001)

通信作者: 杨晓林(1997-), 男, 硕士, 工程师。E-mail: yxl210017@163.com

引用格式: 杨晓林, 慕琴琴, 陈永辉, 等. Inconel718 榫接结构高低周微动疲劳试验研究[J]. 航空工程进展, 2024, 15(5): 120-126.

YANG Xiaolin, MU Qinqin, CHEN Yonghui, et al. Study on high-low cycle fretting fatigue life of Inconel718 tenon structure[J].

Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2024, 15(5): 120-126. (in Chinese)

0 引言

微动疲劳,是指构件在循环载荷作用下,由于表面某一部位和其他接触表面产生小振幅相对滑动而导致构件疲劳强度降低或早期断裂的现象^[1]。在航空发动机涡轮叶片与轮盘的榫连接结构中,叶片承受旋转带来的周期性离心力、气流激振力等交变载荷,传递到接触区域形成交变的法向载荷和切向接触载荷,因此,叶盘榫连接结构服役于一种典型微动疲劳工况。

涡轮叶片长期处于恶劣的工作环境中,是航空发动机故障多发件之一。由于航空发动机热端部件工作环境的特殊性,其微动疲劳引起的断裂问题得到了广泛关注^[2-5]。影响微动疲劳的主要因素有:主应力^[6]、滑移幅值^[7-8]、疲劳环境^[9-10]等。Huang C W等^[11]对4CrMo钢进行了微动疲劳试验,发现接触压力沿轴向分布并不均匀,两端有明显的应力集中现象,且微动疲劳寿命随平均接触压力增加而降低;Li K S等^[12]开展了Inconel718材料在室温下的一系列高低周疲劳试验,从宏观到微观尺度,给出其高低周疲劳寿命预测准则;Mall等^[13]研究了镍基高温合金IN100在600℃的微动疲劳行为,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。

外场使用实践证明,高低周微动疲劳所导致的疲劳失效已成为涡轮叶片的主要失效模式^[14]。其效果既不是单纯的低周疲劳,也不是振动引起的高周疲劳,再加上高温环境下蠕变对涡轮叶片疲劳特性的影响,涡轮叶盘榫连接微动疲劳性能及损伤演化将更为复杂。目前国内外针对涡轮榫连接高低周复合疲劳试验的研究相对较少,如何模拟真实环境下的高低周联合加载工况是一个具有挑战性的问题^[15]。总体而言,当前研究的不足之处主要为:缺乏高低周联合载荷对叶盘榫连接结构性能影响的研究,高低周联合加载时各种工况对微动疲劳寿命的影响暂不明晰。

本文主要针对航空发动机热端部件先进材料(Inconel718),通过高低周微动疲劳试验方法,设计多种试验工况,分析高低周载荷及频率对材料微动疲劳寿命的影响。

1 试验方法

1.1 材料属性

本文选用的材料为直接时效工艺生产的 Inco-

nel718锻件,是一种多晶各向同性材料。该材料的基体为奥氏体相,强化相为体心立方的Ni相和面心立方的Ni(Al, Ti, Nb)变形高温合金。该材料在室温下的力学性能如表1所示,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。

表1 Inconel718材料力学性能^[16]
Table 1 Mechanical properties of Inconel718 material^[16]

参数	数值	参数	数值
$t/^\circ\text{C}$	25	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	1 330
E/GPa	211.5	σ_b/MPa	1 480
μ	0.301		

试验件为燕尾榫接模拟件,它由榫头和榫槽两部分组成。为了尽可能真实地模拟发动机涡轮叶片榫槽接触的真实工况,榫接模拟件材料采用目前镍基高温合金中应用最广泛的合金之一——Inconel718;模拟件接触区域几何形貌的设计既模拟了工程实际,考虑了较为真实的试验件形貌和接触形貌,又进行了一定的简化以便于机械加工。微动损伤是一种接触面间微小量级的往复运动引起的损伤,接触面状态对微动性能有较大影响,因此试样加工后对接触块与叶片模拟件的接触表面进行精细打磨。榫接模拟件接触区域加工必须采用慢走丝工艺进行加工,保证接触区域的粗糙度小于 $0.4\ \mu\text{m}$ 。试验件几何模型如图1所示,试验采用统一的坐标系:坐标原点位于榫槽第一个螺栓孔中心, z 轴按照右手法则确定。

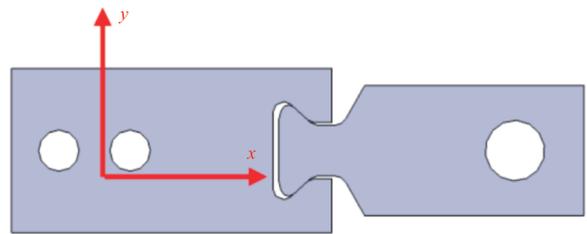


图1 试验件坐标系

Fig. 1 Coordinate system of specimen

1.2 试验设计

本文设计一种高低周微动疲劳试验平台,可同时加载低周离心力载荷和高周气动载荷,并实现高低周载荷解耦、联合加载和同步控制。利用高低周微动疲劳试验平台可以开展发动机榫接部位在接近真实的工作环境强度下的验证及疲劳特

性研究。高低周联合加载系统主要由高低周联合加载、高低周载荷解耦夹具以及高低周载荷同步控制三部分组成。高低周微动疲劳试验联合加载示意图如图 2 所示,采用作动筒/电动缸沿榫接模拟件径向施加低周离心力载荷,通过连杆作用于夹具上,进而将低周载荷作用到榫接部位上。通

过振动台在榫接模拟件的轴向施加高周气动载荷,实现在保持大推力的同时可以模拟榫接部位高频振动环境。当振动台工作时,就会给榫接模拟件相应位置施加振动位移,保证榫接模拟件接触区域的应力幅值按照要求的高周载荷的幅值变化。

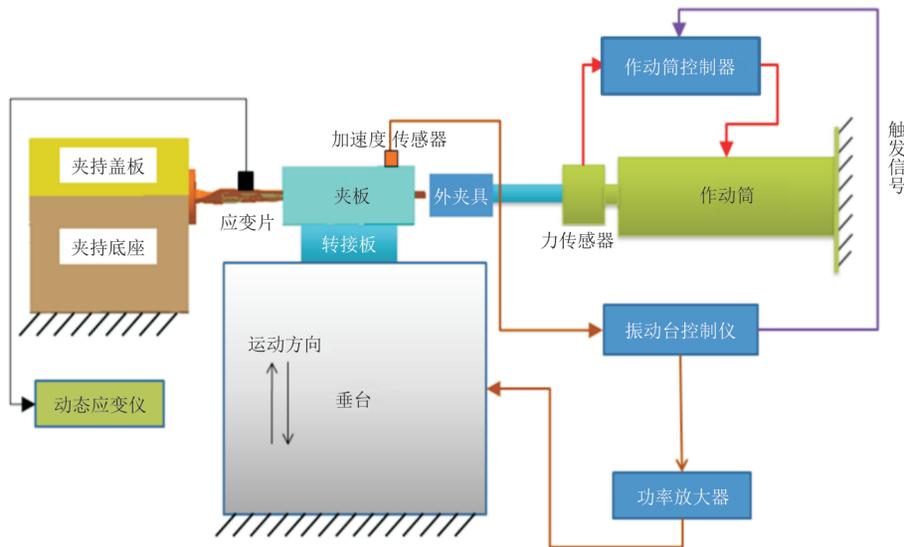


图 2 高低周微动疲劳试验平台原理图

Fig. 2 Schematic diagram of high-low cycle fretting fatigue test platform

具体解耦设计方案如下:

1) 将榫槽固支在夹持底座榫槽夹持端,夹持底座固定在延伸支架上,夹持底座可以在 x 和 y 方向进行微调,在榫槽安装过程中可以保持和榫头的对中配合;

2) 采用内夹具、外夹具和轴承实现离心力的传递。离心载荷由外夹具通过轴承传递至内夹具,然后,由内夹具通过连接螺栓将载荷传递至榫头,进而传递到榫头榫槽微动接触区;

3) 基于振动台实现高周微气动载荷的施加:在内夹具边缘设计球铰接头并通过球铰连杆和激振头实现气动载荷的传递。在振动台台面连接直线滑轨实现试验件在离心力载荷作用下的自由移动,进而避免试验件在径向发生变形而导致气动载荷发生变化,致使离心力与气动载荷发生干涉;

4) 在延伸支架的两边设计轴承座平板,用于固定轴承,限制其 z 方向移动。防止轴承在气动载荷作用下发生上下移动而引入倾斜力矩,导致非预期性破坏。根据气动力作用时榫接模拟件的微动接触区域进行轴承沿 x 轴位置的设计,使得榫接模拟件弯曲振型的危险点位于接触区域;

5) 基于外夹具和内夹具连接处的轴承与轴承座平板、滑轨与球铰连杆实现离心力载荷和气动载荷的完全解耦。

低周离心载荷测控主要通过连接在作动筒前端的力传感器,并与 MOOG 控制系统、伺服阀构成闭环控制系统,实现离心载荷的精确加载与控制。振动载荷测控主要利用电压式加速度传感器,对试验件激振点处的加速度和振幅进行测试和采集,并与功率放大器、振动台、振动控制仪实现振动载荷的闭环控制。应变测试主要利用应变计和数据采集系统进行应变的采集记录和分析。测点位置位于微动接触区边缘,处于裂纹萌生的边缘位置。应变采集主要记录试验件在离心载荷和振动载荷联合作用下微动接触区的疲劳响应。

1.3 试验工况

为了研究榫接模拟件高低周微动疲劳特性,选择 5 种不同的高周振动载荷及频率大小,每组工况下至少获得 1 件试验的有效试验寿命数据,如表 2 所示。

表 2 高低周微动疲劳试验工况
Table 2 High and low cycle fretting fatigue test conditions

工况	试验件	低周载荷		高周载荷	
		频率/Hz	载荷/N	频率/Hz	位移/mm
工况 1	#1	0.033	25 000	100	0.5
	#2	0.033	25 000	100	0.5
	#3	0.033	25 000	100	0.5
	#4	0.033	25 500	100	0.5
工况 2	#5	0.033	25 500	100	0.4
	#6	0.033	25 500	100	0.5
	#7	0.033	25 500	100	0.8
工况 3	#8	0.033	25 500	150	0.5

榫接模拟件高低周微动疲劳试验载荷谱规定如下:

- 1) 试验离心力载荷应力比为 0.2;
- 2) 试验振动载荷加载应力比为 -1;
- 3) 离心力载荷开始保载的同时开始振动载荷的加载,离心力载荷开始卸载的同时停止振动载荷的加载。

2 结果与分析

2.1 试验结果

当试验件表面产生损伤时,触发试验大纲规定的试验终止条件,终止试验。本试验所得有效数据试验件均在榫头件微动接触区发现疲劳裂纹,据此判定试验件微动疲劳寿命。对试验件微动接触区进行切割,得到厚度相同的切块,通过光学显微镜对切块表面进行图像采集,观察裂纹形状。部分有效数据试验件的表面形貌如图 3 所示,对于较长的裂纹,采集其萌生端和终止端形貌。

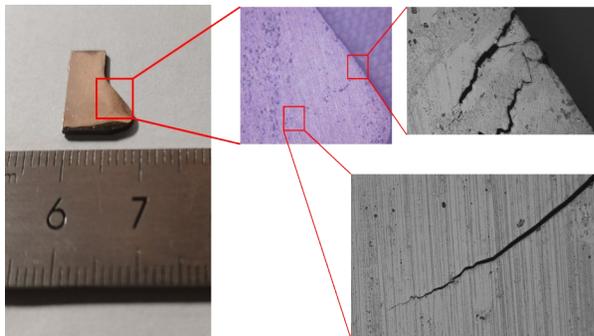


图 3 试验件微动接触区裂纹形貌
Fig. 3 Crack morphology in the micro motion contact area of the test piece

本试验所得有效数据试验件均在榫头件微动接触区发现疲劳裂纹,据此判定试验件产生损伤。通过光学显微镜可以完整看出裂纹的萌生位置及扩展行程,裂纹均从微动接触区域萌生,说明涡轮叶片榫接部位的服役环境是一种微动疲劳工况。

部分有效数据试验件微动疲劳接触区应变水平变化曲线如图 4 所示,选取应变片失效前的特定时间段内,分析其应力变化趋势。从图 4 可以看出:在试验初期阶段,微动接触区应变水平处于 2 500~3 000 $\mu\text{m}/\text{m}$ 范围内,增长缓慢;高周载荷与低周载荷的频率比值为 2 500,可以从应变曲线中观察到由低周离心载荷及高周振动载荷加载对应变水平的影响。红色密集区域即为高周载荷应变,红色稀疏区域即为低周载荷应变,对部分高周载荷应变区域进行局部放大,应变数值变化呈锯齿状,与高周振动载荷变化一致。

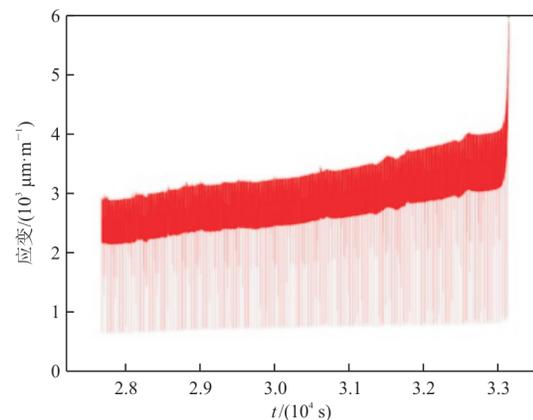


图 4 试验件微动接触区应变曲线
Fig. 4 Strain of fretting contact zone of specimen

2.2 结果分析

经分析,本试验所有工况中高周振动载荷对于微动接触区应变水平存在较大影响,高周应变占比最小为 9.34%,最大达到 41.67%,足以说明涡轮叶片在实际服役环境下的疲劳失效是由高低周复合载荷引起的,是一种复杂环境下的多场耦合疲劳。试验末期阶段,微动接触区应变水平急剧增加,直至应变片失效,测量数据丢失。造成此现象的原因为:当微动疲劳接触区累积塑性应变增加到一定程度时,疲劳裂纹从应变片测量区域内开始萌生,引发物理破坏导致应变片完全失效。因此应变片损坏时,代表试验件微动接触区已经产生裂纹,继续试验待裂纹增长至一定长度时,终止试验。为了探究高低周载荷对微动疲劳寿命的

影响,对试验结果整理如表 3 所示,表中分别列出各试验件的低周寿命和高周寿命,其中高周寿命均大于 10^6 次循环,处于高周疲劳研究范畴。

表 3 高低周微动疲劳试验结果

工况	试验件	低周寿命/次循环	高周寿命/次循环
工况 1	#1	2 201	5 502 500
	#2	1 671	4 177 500
	#3	1 734	4 335 000
工况 2	#4	1 588	3 970 000
	#5	1 882	4 070 500
	#6	830	2 075 000
	#7	504	1 260 000
工况 3	#8	1 251	4 691 250

根据采集到的各试验件的应变结果,结合材料的弹性模量、泊松比等力学参数,换算出各点应力幅 σ ,绘制出各点的高周疲劳 $\sigma-N$ 分布点如图 5 所示,共计三组试验工况,且每组至少有一个有效数据点。观察工况 2 中寿命分布,最左侧点分别为试验件 #7 的寿命结果,与 #3、#4、#5 横向比较可以发现,虽然应力幅较为接近,但其高周寿命存在较大差距。可认为高周振动位移对高低周微动疲劳寿命起了较为显著的影响。仅高周振动位移增大,应力幅变化很小,微动疲劳寿命急剧降低。可能的原因为高周振动位移增大,使得微动接触区产生剧烈摩擦损耗,从而降低了试验件微动疲劳寿命。

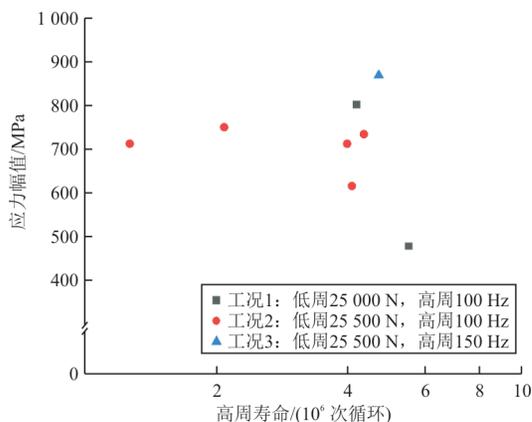


图 5 高周寿命分布图

Fig. 5 Distribution of high cycle life

以高周振动位移峰—峰值为横坐标,试验件微动疲劳寿命为纵坐标,绘制 8 个有效数据点分布图,如图 6 所示。首先横向对比工况 2 中三组数据

点,发现高周振动位移值对微动疲劳寿命有着显著的影响:随着高周振动位移增大,微动疲劳寿命逐渐降低。将工况 2 的数据点拟合曲线,当高周振动位移依次从 0.4 增加至 0.5、0.8 mm,微动疲劳寿命分别从 1 882 次循环降低至 1 384 次循环、501 次循环。其次纵向对比高周振动位移 0.5 mm 时的所有数据点,对比工况 1 和工况 2,发现低周载荷从 25 kN 增大至 25.5 kN,微动疲劳寿命从 1 936 次循环降低至 1 384 次循环,降幅为 28.5%。因此,从以上分析结果可以得出,涡轮叶片榫接部位高低周复合疲劳寿命与低周载荷大小、高周载荷振动位移、高周载荷振动频率均存在一定影响,且均呈非线性负相关效应。

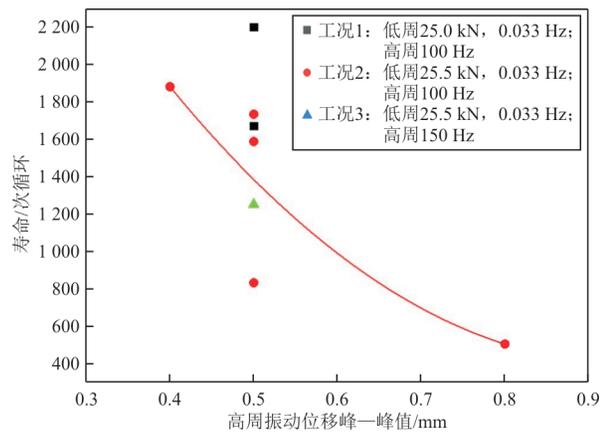
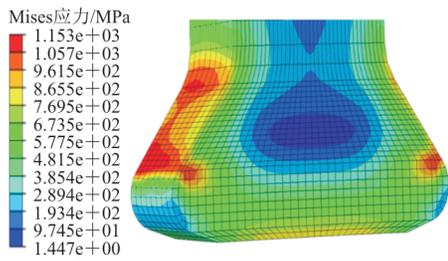


图 6 低周寿命分布图

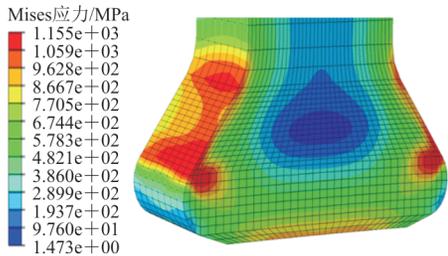
Fig. 6 Distribution of low cycle life

对试验件进行切割,得到各个工况下厚度大小一致的切片,并对每个切片进行显微镜放大观察,得到微动疲劳试验件裂纹萌生位置、裂纹形貌、裂纹长度等损伤信息,通过有限元模拟方法,对各个试验件所在工况进行仿真分析。模型为燕尾榫接模拟件,设定 Inconel718 的杨氏模量为 200 GPa,泊松比为 0.3,密度为 $8.24 \times 10^{-3} \text{ g/mm}^3$ 。边界条件设置为:榫槽部件的两个圆孔固支,榫头部件的圆孔保持其 x 方向的位移为 0。在榫头部件的右端面施加低周载荷,在右端面的中点处施加高周载荷。

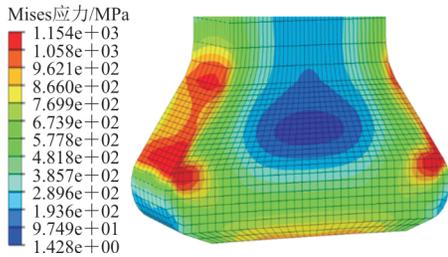
采用显式动力学分析方法,完成试验工况对应的有限元仿真后,提取不同工况下第 100 个高周循环中榫头应力云图,如图 7 所示,可以看出:最大应力位置均出现在榫头微动接触区域边缘,即该区域为试验件设计薄弱点,是裂纹最容易萌生和扩展的危险位置,这点与试验实际结果相符。



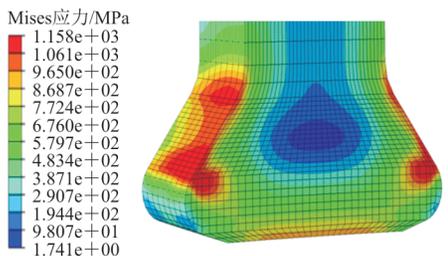
(a) #1、#2 试验件



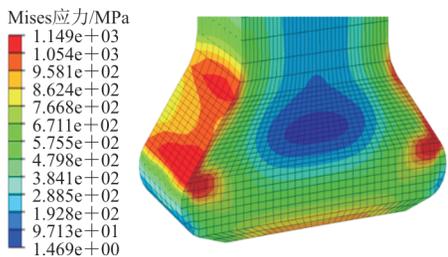
(b) #3、#4、#5 试验件



(c) #6 试验件



(d) #7 试验件



(e) #8 试验件

图 7 榫头位置等效应力分布

Fig. 7 Equivalent stress distribution at disk grooves position

对微动疲劳试验后榫头裂纹萌生位置与仿真计算中榫头最大应力位置进行对比分析。裂纹萌生试验值为裂纹萌生位置距榫头根部的距离,裂纹萌生预测值为最大应力值处距榫头根部的距离。比较分析试验值与预测值的误差,来确定预

测的分散性。具体的试验值与预测值如表 4 所示。

表 4 裂纹萌生位置对比

Table 4 Comparison of crack initiation location

试验件编号	裂纹萌生位置试验值/mm	裂纹萌生位置预测值/mm
#1	3.1	2.792 5
#2	3.5	2.792 5
#3	3.2	3.246 6
#4	3.4	3.246 6
#5	3.7	3.246 6
#6	3.1	3.452 8
#7	3.9	3.702 3
#8	3.7	3.249 5

将结果绘制成微动疲劳裂纹萌生位置预测值—试验值分布曲线,如图 8 所示。

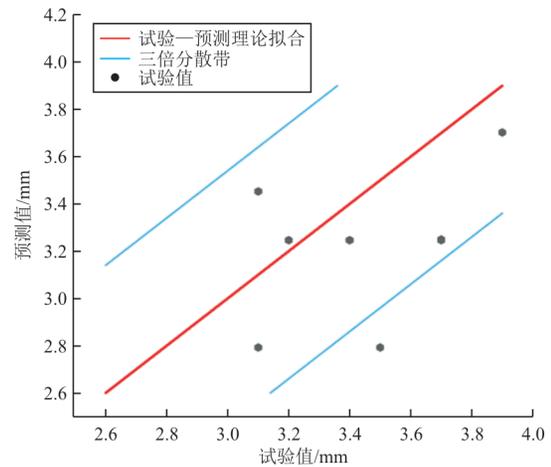


图 8 裂纹萌生位置预测值—试验值拟合曲线

Fig. 8 Prediction value of crack initiation location—fitting curve of experimental values

从图 8 可以看出:除#2 试验件存在较大分散性外,各点的裂纹萌生位置预测值基本位于三倍误差带内,整体分散性较低,预测结果较为准确。说明基于 Abaqus 显式动力学分析方法,可以有效预测高低周微动疲劳试验裂纹萌生位置,该方法能够作为结构仿真验证、疲劳损伤位置预测的必要辅助手段。

3 结 论

1) 试验件疲劳损坏均发生于微动接触区,说明涡轮叶片及叶轮盘榫连接结构的服役环境是种典型的微动疲劳工况,符合涡轮叶片实际情况和

设计预期。高低周联合加载达到试验预期,较好地还原了涡轮叶片连接结构的实际受力情况。基于 Abaqus 显式动力学有限元分析方法,设置与试验相同的材料和边界条件,可以有效预测裂纹萌生危险位置,为结构疲劳损伤预测分析提供理论支撑。

2) 通过多种高低周微动疲劳工况,分别研究高低周载荷对微动疲劳寿命的影响,发现微动疲劳寿命随着低周载荷的增大而降低;低周载荷保持相同时,微动疲劳寿命随着高周振动位移或频率的增大而降低,高周振动位移或频率增大,作用到试验件的效果均表现为高周载荷增大。因此可得,随着低周离心载荷或高周振动载荷的增大或者频率的增大,涡轮叶片榫接部位微动疲劳寿命均随之降低。

3) 高周气动载荷对航空发动机涡轮叶片先进材料微动疲劳寿命有着显著的影响,在发动机叶片的设计和生产制造环节,不仅要考虑与高速旋转离心力相关的抗低周疲劳设计,也要兼容与旋转环境下气流激振力相关的抗高周疲劳设计。高周/低周疲劳都是航空发动机涡轮叶片断裂/失效的主要原因。

参考文献

- [1] JUOKSUKANGAS J, LEHTOVAARA A, MÄNTYLÄ A. Experimental and numerical investigation of fretting fatigue behavior in bolted joints[J]. *Tribology International*, 2016, 107: 440-448.
- [2] CIAVARELLA M, DEMELIO G. A review of analytical aspects of fretting fatigue, with extension to damage parameters, and application to dovetail joints[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2001, 38 (10): 1791-1811.
- [3] 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. Micro-seismic fatigue test of ZSGH4169 tenon joint structure[J]. *Journal of Aerodynamics*, 2021, 36 (11): 2410-2417. (in Chinese)
- [4] OKU Y, SUGINO M, ANDO Y, et al. Fretting fatigue on thread root of premium threaded connections[J]. *Tribology International*, 2017, 108: 111-120.
- [5] SRINIVASAN S, GARCIA D B, GEAN M C, et al. Fretting fatigue of laser shock peened Ti-6Al-4V[J]. *Tribology International*, 2009, 42: 1324-1329.
- [6] TENG Z, WU H, HUANG Z, et al. Effect of mean stress in very high cycle fretting fatigue of a bearing steel[J]. *International Journal of Fatigue*, 2021, 149: 106262.
- [7] 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.
- [8] KORKMAZ Y M, COKER D. Finite element analysis of fretting contact for dissimilar and nonhomogeneous materials [J]. *Procedia Structural Integrity*, 2017, 5: 452-459.
- [9] KOMODA R, KUBOTA M, FURTADO J. Effect of addition of oxygen and water vapor on fretting fatigue properties of an austenitic stainless steel in hydrogen[J]. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2015, 40(47): 16868-16877.
- [10] 张胜, 王长凯, 何宇廷, 等. 模拟沿海大气环境腐蚀对 2A12-T4 铝合金板件疲劳行为的影响[J]. *航空工程进展*, 2023, 14(5): 85-93, 100. ZHANG Sheng, WANG Changkai, HE Yuting, et al. The effect of simulated coastal atmospheric corrosion on the fatigue behavior of 2A12-T4 aluminum alloy plates[J]. *Advances in Aeronautical Science and Engineering*, 2023, 14 (5): 85-93, 100. (in Chinese)
- [11] HUANG C W, YANG G X, FU N J. Research on fretting fatigue life of interference fit and its influencing factors[J]. *Applied Mechanics and Materials*, 2013, 251: 293-300.
- [12] LI K S, GU L H, WANG X R, et al. A unified rule for high-cycle and low-cycle fatigue life prediction in multi-scale framework[J]. *International Journal of Fatigue*, 2023, 170: 107512.
- [13] MALL S, KIM H K, PORTER W J, et al. High temperature fretting fatigue behavior of IN100[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 32(8): 1289-1298.
- [14] 古远兴, 温卫东, 崔海涛. 高低周载荷作用下燕尾榫结构的微动疲劳寿命预测[J]. *推进技术*, 2008(2): 240-243. GU Yuanxing, WEN Weidong, CUI Haitao. Prediction of micro fatigue life of dovetail joint structures under high and low cycle loads [J]. *Propulsion Technology*, 2008(2): 240-243. (in Chinese)
- [15] 杨晓林, 韩琦男, 崔海涛, 等. 考虑高低周复合载荷影响的涡轮榫连接结构微动疲劳研究[C]// 第六届空天动力联合会议. 成都: 中国科协航空发动机产学研联合体, 2022: 345-352. YANG Xiaolin, HAN Qinan, CUI Haitao, et al. Study on fretting fatigue of turbine tenon connection structure considering the influence of high and low cycle composite loads[C]// The 6th Aerospace Power Joint Conference. Chengdu: China Association for Science and Technology Aviation Engine Industry University Consortium, 2022: 345-352. (in Chinese)
- [16] 《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. Editorial Board of *Materials Data Manual for Aero Engine Design*. *Materials data manual for aero engine design*[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2010. (in Chinese)

(编辑:马文静)