

镍基合金 GH4169 疲劳小裂纹的扩展行为

朱磊¹, 吴志荣^{1,2}, 胡绪腾¹, 宋迎东^{1,3}

- (1. 南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016;
2. 东南大学 土木工程学院 工程力学系 江苏省工程力学分析重点实验室, 南京 210096;
3. 南京航空航天大学 机械结构力学及控制国家重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 基于表面复型法,采用快速固化材料 RepliSet 监测了镍基合金 GH4169 单边缺口拉伸试样疲劳小裂纹的萌生和扩展行为,利用光学显微镜对复型进行了观测。结果表明:RepliSet 材料可有效复制试样表面形貌,记录疲劳小裂纹的萌生和扩展过程。镍基合金 GH4169 疲劳小裂纹起始于材料表面夹杂,疲劳小裂纹早期扩展阶段受微观结构影响,扩展速率波动性较大。疲劳小裂纹扩展过程中的临界裂纹长度约为 250 μm ,当主裂纹长度小于 250 μm 时,裂纹扩展非常缓慢;但当裂纹长度超过 250 μm 后,疲劳小裂纹快速扩展成为长裂纹并导致试样断裂。在双对数坐标系中,疲劳小裂纹扩展速率和裂纹长度近似为线性关系。

关 键 词: 镍基合金 GH4169; 疲劳小裂纹; 裂纹扩展; 表面复型法; RepliSet 材料; 临界裂纹长度

中图分类号: V231.95 **文献标志码:** A

Small fatigue crack growth behavior of nickel-based alloy GH4169

ZHU Lei¹, WU Zhirong^{1,2}, HU Xuteng¹, SONG Yingdong^{1,3}

- (1. Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,
College of Energy and Power Engineering,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;
2. Jiangsu Key Laboratory of Engineering Mechanics,
Department of Engineering Mechanics, School of Civil Engineering,
Southeast University, Nanjing 210096, China;
3. State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures,
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: On the basis of surface replication method, a fast-curing material named RepliSet was applied to monitor the small fatigue crack initiation and growth behavior of single-edge-notch tension specimens fabricated by nickel-based alloy GH4169. Optical microscope was used to view the replicas. Results showed that the RepliSet material can effectively copy the morphology of specimen surface and record the small fatigue crack initiation and growth process. Small fatigue cracks of nickel-based alloy GH4169 initiated from surface inclusions. The early stage of small fatigue crack growth was influenced strongly by microstructures thus the growth rates had high fluctuations. A critical crack length of about 250 μm existed during the small fatigue crack growth process. The crack lengths increased very

收稿日期:2015-12-21

基金项目:中国博士后科学基金(2015M581694); 江苏省博士后科研资助计划(1501038B); 东南大学博士后重点科研资助项目(3205005602)

作者简介:朱磊(1991—),男,博士生,主要从事结构疲劳与耐久性研究。E-mail:zhulei_nuaa@163.com

引用格式:朱磊,吴志荣,胡绪腾,等. 镍基合金 GH4169 疲劳小裂纹的扩展行为[J]. 航空动力学报,2017,32(8):1984-1991. ZHU Lei, WU Zhirong, HU Xuteng, et al. Small fatigue crack growth behavior of nickel-based alloy GH4169[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(8):1984-1991.

slowly when the major crack lengths were shorter than 250 μm . However, the major cracks grew rapidly into long cracks and resulted in the final fracture soon after exceeding 250 μm . A linear relationship between the small crack growth rate and crack length can be found when plotted on double-logarithmic coordinate.

Key words: nickel-based alloy GH4169; small fatigue crack; crack growth; surface replication method; RepliSet material; critical crack length

镍基合金 GH4169 是一种沉淀强化的变形高温合金,具有良好的抗疲劳、抗氧化和耐腐蚀性能,在航空发动机的轮盘、叶片、机匣等关键结构件上有广泛的应用^[1-2]。这些关键结构件在服役过程中的主要失效形式之一为疲劳断裂,而疲劳寿命的大部分消耗在小裂纹的萌生和扩展阶段。由于疲劳小裂纹(下文简称小裂纹)存在明显不同于长裂纹的扩展特性,因而将长裂纹数据直接应用于含有小裂纹的结构耐久性和损伤容限设计中,会造成疲劳寿命的过高估计^[3-4]。为了更加准确可靠地评估 GH4169 部件的疲劳寿命,需要建立考虑小裂纹行为的多尺度疲劳寿命评估方法。因此首先需要解决的关键问题便是对镍基合金 GH4169 小裂纹的扩展行为进行有效监测,揭示小裂纹的萌生和扩展机理。

目前多采用原位扫描电镜(in-situ SEM)法^[5-6]和表面复型(SR)法^[7-8]监测小裂纹的萌生和扩展行为。In-situ SEM 法采用高分辨率的扫描电镜,可连续观察小裂纹的扩展过程,但该方法可观测的试样表面范围较小,很难有效监测小裂纹的萌生及其早期扩展行为,并且设备复杂昂贵,不适合作为工程中监测小裂纹的常用方法。SR 法的操作过程较为繁琐,但由于复型可以反复观测,便于追溯裂纹起始位置,且成本相对较低,因而在实验室和工程实际中均应用较多。过去研究者常采用醋酸纤维素薄膜进行复型操作,但 Newman 等人^[9]的研究结果表明采用该材料进行复型操作可导致试样疲劳寿命显著增长。因此本文采用一种快速固化二元硅橡胶材料 RepliSet 取代醋酸纤维素薄膜作为复型材料,该材料操作更简便、固化时间更短,完全干燥后几乎无收缩。

由于小裂纹扩展试验过程繁琐、成本较高,目前关于镍基合金 GH4169 小裂纹扩展行为的报道较少^[10-11]。鉴于此,本文以镍基合金 GH4169 为研究对象,采用 RepliSet 材料监测单边缺口拉伸(SENT)试样缺口根部小裂纹的萌生和扩展过程,研究 GH4169 小裂纹的萌生和扩展特性,为建立包含小裂纹扩展行为的 GH4169 部件多尺

度疲劳寿命评估方法提供必要基础。

1 试验材料与试验方法

1.1 试验材料

试验采用的镍基合金 GH4169 圆棒,其直径为 35 mm,热处理制度为:960 $^{\circ}\text{C}$ 保温 1 h,空冷;720 $^{\circ}\text{C}$ 保温 8 h,以 50 $^{\circ}\text{C}/\text{h}$ 的冷却速率随炉冷却到 620 $^{\circ}\text{C}$,保温 8 h,空冷。利用能谱仪分析得到材料的主要化学成分见表 1。材料的金相组织见图 1,晶粒内和晶界处分布有尺寸较小的夹杂粒子。统计得到材料的等效晶粒尺寸分布状况如图 2 所示,等效晶粒尺寸范围为 9~24 μm ,平均晶粒尺寸约为 16 μm 。室温下材料的基本力学性能参数为:屈服强度 $\sigma_{0.2}=1\,045\text{ MPa}$,抗拉强度 $\sigma_b=1\,398\text{ MPa}$,弹性模量 $E=198\text{ GPa}$ 。

表 1 镍基合金 GH4169 的主要化学成分
Table 1 Main chemical composition of nickel-based alloy GH4169

元素	Nb	Mo	Ti	Cr	Fe	Ni
质量分数/%	5.67	3.84	1.40	19.14	17.20	52.75

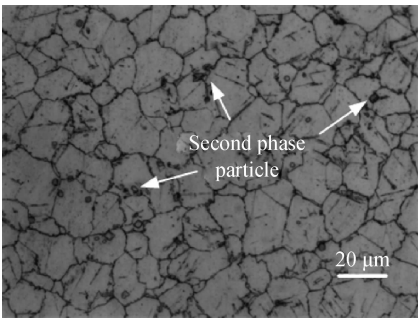


图 1 镍基合金 GH4169 的微观组织
Fig. 1 Microstructure of nickel-based alloy GH4169

1.2 试验方法

航空发动机零部件中存在大量缺口,在疲劳载荷作用下缺口处容易萌生裂纹,因此在航空发动机零部件的结构设计和寿命分析中必须考虑缺口处的疲劳裂纹萌生和扩展行为。本文选择

SENT 试样模拟零部件中的缺口,试样形状及尺寸如图 3 所示。缺口理论应力集中系数 $K_t = 3.04$,在疲劳载荷作用下可以自然萌生裂纹。在疲劳试验开始前,对缺口根部进行手动磨抛以去除机械加工过程中引入的缺陷。

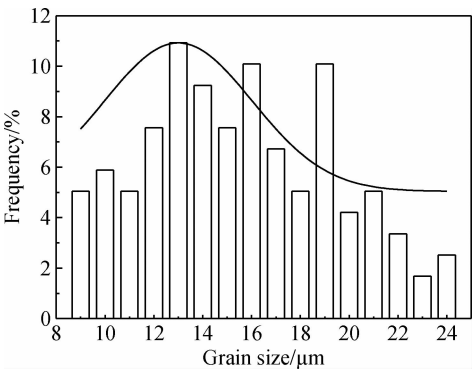


图 2 镍基合金 GH4169 的晶粒尺寸分布
Fig. 2 Grain size distribution of nickel-based alloy GH4169

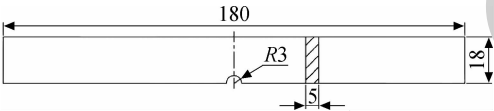


图 3 SENT 试样的形状和尺寸(单位:毫米)
Fig. 3 Geometry and dimensions of SENT specimen (unit:mm)

疲劳试验在 MTS Landmark 电液伺服试验系统上进行。试验温度为室温,加载形式为力控制轴向加载,加载波形为正弦波,加载频率为 10 Hz,应力比为 0.1,最大试验载荷为 350 MPa。共测试 3 个试样,其中 1 个试样进行无复型连续加载,其余 2 个试样利用 RepliSet 材料记录缺口根部小裂纹的萌生和扩展过程。对于采取 SR 法的试样,在疲劳试验过程中,每隔一定循环周次停止疲劳载荷,对试样施加 280 MPa(即最大试验载荷的 80%)的静态拉伸载荷,裂纹充分张开后将 RepliSet 材料喷涂于缺口处。在裂纹早期扩展阶段循环间隔较小,以保证疲劳试验结束时每个试样可获得约 25 个有效复型。当试样发生断裂即终止试验。采用光学显微镜(OM)从后向前依次测量每个复型上主裂纹的裂纹长度,并最终确定裂纹的萌生位置。本文所用试样的主裂纹均为表面裂纹,根据 HB 7705-2001 定义裂纹长度 $2a$ 为裂纹在水平面的投影距离。

喷涂 RepliSet 材料所采用的复型系统如图 4 所示,该系统主要由 RepliSet 筒盒、手动涂抹枪、

静态混合喷嘴和喷嘴头组成。在对试样停止疲劳载荷并施加静态拉伸载荷后,首先将一块长×宽约为 20 mm×10 mm 的矩形胶带粘贴于缺口处,形成一个半圆柱形空腔。胶带可使复型的底部光滑平整以便于放在 OM 的视场中观察,空腔则便于注入 RepliSet 材料。组装好复型系统后,将喷嘴头插入空腔中,缓慢按压涂抹枪手柄,硅橡胶和固化剂分别从筒盒进入长约 80 mm 的混合喷嘴中,经充分混合成为 RepliSet 材料后喷涂到试样缺口根部表面上,当复型材料充满空腔即停止注入。约 5 min 后 RepliSet 材料完全干燥,从试样上撕下胶带即可取下复型。采用 OM 观测复型,根据裂纹扩展形态及连续加载试样的疲劳寿命确定下一个循环间隔。妥善保存复型后继续对试样施加疲劳载荷。图 5 为部分复型结果的照片。

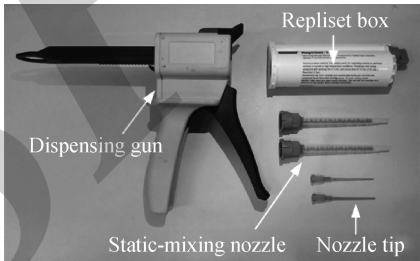


图 4 复型系统
Fig. 4 Replication system

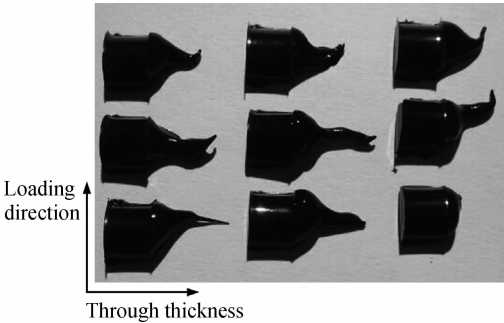


图 5 复型照片
Fig. 5 Image of replicas

2 试验结果和分析

2.1 疲劳试验结果

疲劳试验结果如表 2 所示,其中 N_f 为试样的疲劳全寿命, N_i 为裂纹萌生寿命(即首次监测到可检裂纹时的循环周次^[12]), $2a_i$ 为首次监测到裂纹时的裂纹长度。可以看出疲劳寿命数据存在一定分散性,试样 2 的疲劳寿命明显高于试样 1,

但结合文献[7]及本文的试验结果,可认为采用 RepliSet 材料进行复型操作对疲劳寿命并无明显影响。试样 1 的缺口根部萌生了 8 条主裂纹,最终主裂纹合体导致试样断裂,而相同试验条件下试样 2 仅有 1 条主裂纹。首次监测到裂纹时裂纹长度为 1~4 倍晶粒尺寸,试样 1 和试样 2 的裂纹萌生寿命分别约占其疲劳全寿命的 25%和 39%。

表 2 SENT 试样疲劳试验结果
Table 2 Fatigue test results of SENT specimens

试样	试验条件	N_i /cycles	N_f /cycles	$2a_i/\mu\text{m}$	主裂纹数
1	复型法	118 659	30 000	65	8
2	复型法	165 342	65 000	21	1
3	连续加载	130 054			

2.2 GH4169 合金小裂纹的扩展行为

由复型测量得到各主裂纹的裂纹长度 $2a$ 。如图 6 所示为裂纹长度 $2a$ 随寿命比 N/N_f 的变化曲线(N 为加载循环次数),其中裂纹 1-1 表示试样 1 的 1 号主裂纹。可以看出试样 1 的最长主裂纹 1-1 和试样 2 的主裂纹 2-1 长度变化曲线几乎重合。当裂纹长度小于某一临界尺寸时,小裂纹扩展非常缓慢;而当裂纹长度超过该临界尺寸时,小裂纹将快速扩展成为长裂纹并导致试样断裂。采用目视法,根据图 6 可以认为在本文所选试验条件下,GH4169 合金的临界裂纹长度约为 $250\mu\text{m}$,小裂纹由缓慢扩展向快速扩展转变时的循环周次约为疲劳全寿命的 60%~70%。小裂纹一般是指长度小于 1 mm 的疲劳裂纹^[13],可以看出 GH4169 小裂纹的萌生和扩展阶段占试样疲劳全寿命的 80%以上。

采用割线法^[14] 计算小裂纹的扩展速率

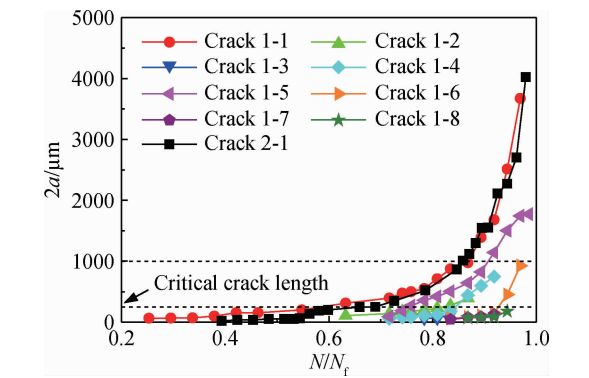


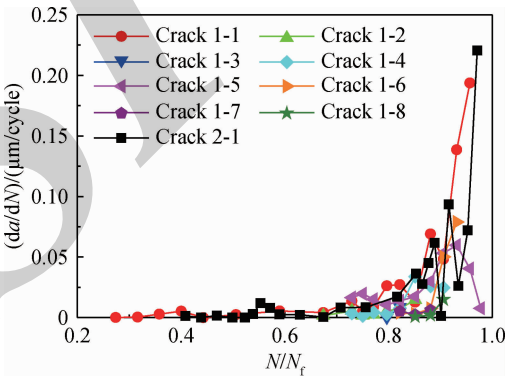
图 6 裂纹长度随寿命比的变化

Fig. 6 Crack length versus cycle ratio

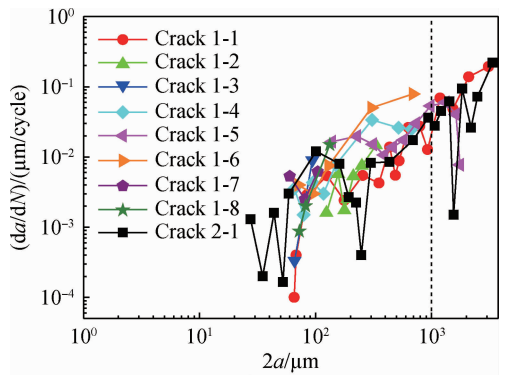
$$\frac{da}{dN} = \frac{\Delta a}{\Delta N} = \frac{a_{i+1} - a_i}{N_{i+1} - N_i} \tag{1}$$

式中 a_i 为循环周次 N_i 对应的裂纹长度的半值。

如图 7 所示为主裂纹的扩展速率曲线。GH4169 的小裂纹早期扩展阶段扩展速率存在一定波动性,这是由于在小裂纹早期扩展阶段,小裂纹长度和晶粒尺寸相当,晶界形貌、晶粒取向等微观组织结构对裂纹扩展存在显著影响。小裂纹早期扩展阶段为穿晶扩展,当晶界和裂纹尖端夹角较小时,晶界对小裂纹扩展的阻碍作用很小;而当晶界和裂纹尖端夹角较大时,裂纹扩展受到较强阻碍,裂纹扩展减速甚至停滞。当裂纹尖端突破晶界的阻碍进入晶粒内部时,裂纹扩展速率显著增长。随着小裂纹长度的增加,微观组织结构对裂纹扩展的影响逐渐降低,小裂纹扩展速率显著增大,波动性降低。



(a) 扩展速率随寿命比的变化



(b) 扩展速率随裂纹长度的变化

图 7 裂纹扩展速率变化曲线

Fig. 7 Crack growth rate curves

如图 8 所示,将图 7(b)中裂纹扩展速率波动性较大的数据点舍去,可发现在双对数坐标系中,小裂纹扩展速率和裂纹长度近似为线性关系。拟合结果表明在本文所选试验条件下 GH4169 合金小裂纹扩展速率和裂纹长度满足如下经验公式:

$$\frac{da}{dN} = 10^{-4.75} (2a)^{1.11} \tag{2}$$

虽然式(2)忽略了晶界等微观组织结构造成的小裂纹扩展减速甚至停滞,但有助于理解小裂纹扩展速率的总体变化趋势,表明小裂纹扩展速率可以采用裂纹长度进行表征。

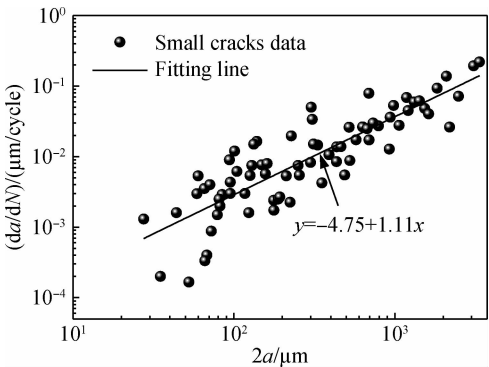


图 8 小裂纹扩展速率和裂纹长度的关系
Fig. 8 Relationship between small crack growth rate and crack length

以主裂纹 2-1 为例,由 OM 观测复型得到其扩展过程的典型复型照片如图 9 所示。在裂纹萌生后的很长循环周次内,该小裂纹长度增长非常缓慢。当循环周次 $N = 130\,004$ ($N/N_f = 79\%$) 时,小裂纹 2-1 长度增长至数百微米,此后迅速长大,在 $N = 146\,002$ ($N/N_f = 88\%$) 时裂纹 2-1 已经明显成为长裂纹,且裂纹右侧穿透试样形成一个

角裂纹。该角裂纹快速扩展并最终导致试样 2 断裂失效。在小裂纹扩展阶段,由于微观组织结构的强烈影响,裂纹扩展路径较为曲折。当进入长裂纹扩展阶段后,裂纹由穿晶扩展转变为沿晶扩展,裂纹扩展路径相对较为平直。对试样 1 的研究结果表明其主裂纹扩展行为存在相同现象。

当 $N = 99\,005$ ($N/N_f = 60\%$) 时试样 2 缺口根部萌生出裂纹 2-2,其裂纹长度 $2a = 56\,\mu\text{m}$ 。当试样断裂时裂纹 2-2 仅扩展至 $547\,\mu\text{m}$,不是导致试样最终断裂的裂纹,未与主裂纹 2-1 合体。裂纹 2-1 和裂纹 2-2 扩展行为的对比见图 10。在小裂纹早期扩展阶段,2 条裂纹相距较远,裂纹长度增长都很缓慢。此时裂纹间的相互作用可以忽略,裂纹扩展速率的波动主要是由于受到微观组织结构的影响。在裂纹扩展后期,主裂纹 2-1 由小裂纹快速长大成为长裂纹,来自远端载荷的能量得到有效耗散,裂纹 2-2 的扩展受到抑制。在疲劳寿命后期,裂纹 2-2 的扩展速率逐渐减小至近似为 0,裂纹扩展完全停滞。此时裂纹 2-2 已经长大成为物理小裂纹,其对裂纹 2-1 的扩展行为也产生一定影响。在裂纹 2-2 萌生后及其扩展受到抑制后的一个阶段内,主裂纹 2-1 的扩展速率均会产生波动,如图 10 中箭头 A 和 B 所示。试样 1 的主裂纹 1-5 在临近试样断裂时才和其余主裂纹合体,在合体前裂纹 1-1 和裂纹 1-5 之间也存在类似裂纹扩展行为相互影响的现象。

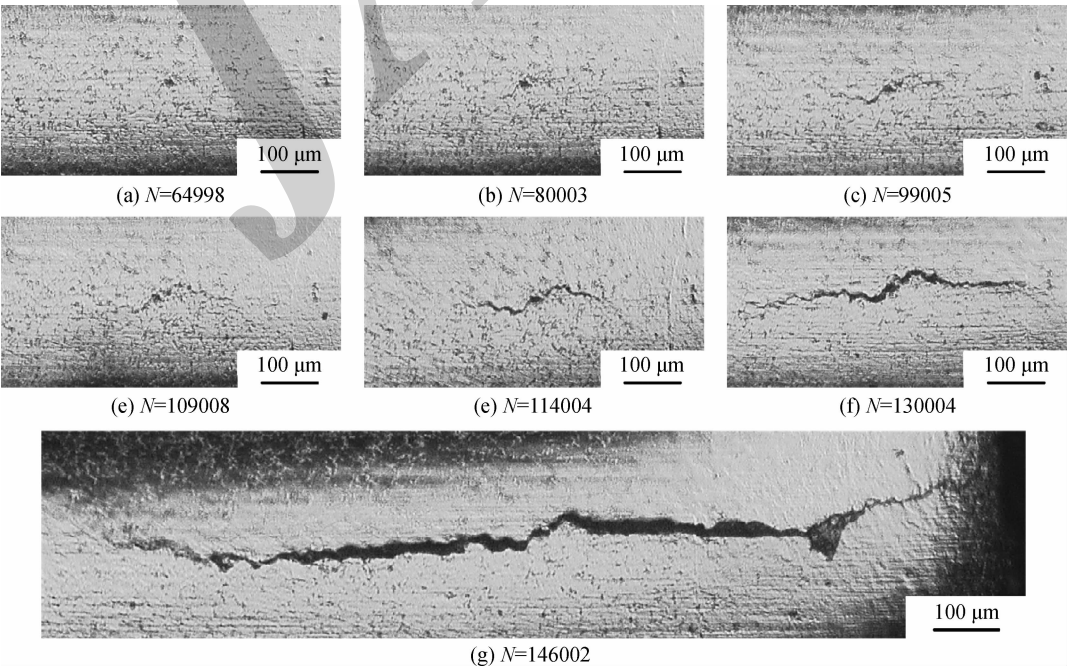
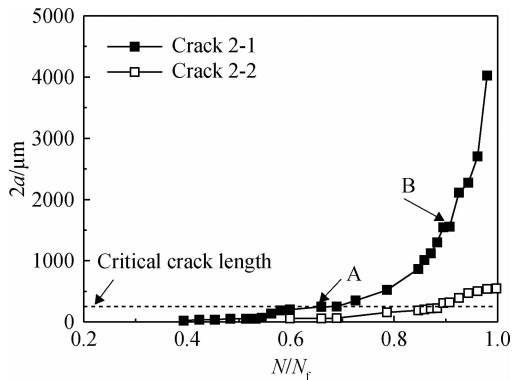
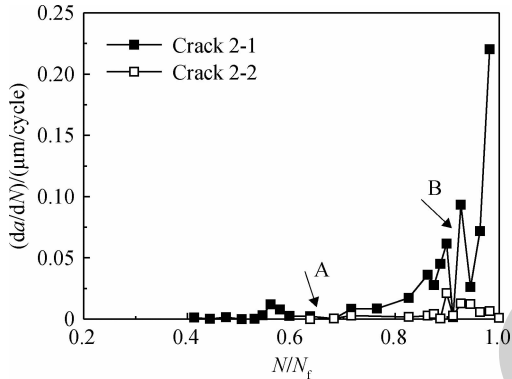


图 9 裂纹 2-1 扩展过程的典型复型照片
Fig. 9 Typical replica images of crack 2-1 growth process



(a) 裂纹长度随寿命比的变化



(b) 扩展速率随寿命比的变化

图 10 裂纹 2-1 和裂纹 2-2 扩展行为对比

Fig. 10 Comparison of growth behaviors between crack 2-1 and crack 2-2

2.3 小裂纹和长裂纹扩展行为比较

SENT 试样缺口根部表面小裂纹的应力强度因子范围 ΔK 可由下式计算^[15]：

$$\Delta K = \Delta S \sqrt{\frac{\pi a}{Q}} F_{sn} \quad (3)$$

$$Q = 1 + 1.464 \left(\frac{c}{a} \right)^{1.65} \quad (4)$$

$$F_{sn} = \left[M_1 + M_2 \left(\frac{a}{t} \right)^2 + M_3 \left(\frac{a}{t} \right)^4 \right] \cdot g_1 g_2 g_3 g_4 g_5 f_\phi f_w \quad (5)$$

式中 ΔS 为名义应力范围; Q 为形状因子; F_{sn} 为缺口表面裂纹的边界修正因子; c 为裂纹沿试样宽度方向的尺寸; t 为试样厚度的半值; 参数 $M_1, M_2, M_3, g_1, g_2, g_3, g_4, g_5, f_\phi, f_w$ 的具体定义及计算过程见文献[15]。

表面裂纹的长宽比可近似表示为^[15]

$$\frac{a}{c} = 1 + 0.1 \left(\frac{2a}{B} \right) \quad (6)$$

式中 B 为试样厚度。从而得到裂纹沿试样宽度方向的扩展速率为

$$\frac{dc}{dN} = \frac{1}{[1 + 0.1(2a/B)]^2} \cdot \frac{da}{dN} \quad (7)$$

在本文所选载荷下,对于给定的小裂纹长度,可由式(3)~式(5)计算得到相应的 ΔK 值,并由式(7)计算得到裂纹沿试样宽度方向的扩展速率。如图 11 所示为镍基合金 GH4169 小裂纹沿试样宽度方向的扩展速率和应力强度因子范围的关系。图 11 同时给出了文献[16]中的长裂纹数据,该数据由 GH4169 合金紧凑拉伸试样的疲劳裂纹扩展试验得到。可以看出,GH4169 合金的小裂纹在长裂纹门槛值 ΔK_{th} 以下仍然可以扩展,但由于微观组织结构的影响,小裂纹扩展速率存在很大分散性,即 GH4169 合金表现出明显的小裂纹效应。因此在进行疲劳寿命评估时,必须建立考虑小裂纹扩展行为的多尺度分析模型,以免造成寿命的过高估计。关于 GH4169 合金部件的多尺度疲劳寿命预测分析方法还有待进一步研究。

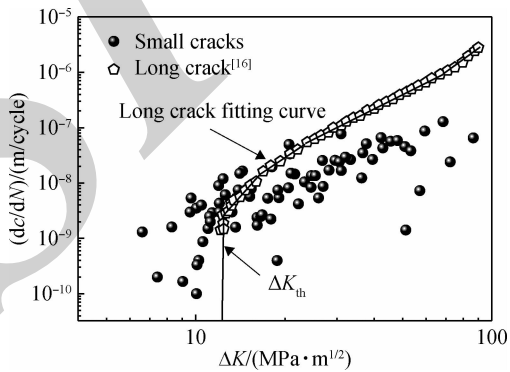


图 11 小裂纹和长裂纹扩展速率对比

Fig. 11 Comparison of small crack growth rate and long crack growth rate

2.4 GH4169 小裂纹的萌生机理

采用 OM 从后向前依次观测复型并最终追溯到裂纹萌生位置,发现镍基合金 GH4169 的疲劳裂纹从材料表面夹杂处萌生。如图 12 所示为裂纹 2-1 和裂纹 2-2 的萌生位置,2 条裂纹均从夹杂处萌生。金属材料的疲劳裂纹萌生方式和周期性载荷下的局部塑性变形有关,裂纹总是起始于应力最高、强度最弱的基体或界面上^[13]。Alexandre, Deng 等人^[17-19]的研究结果表明裂纹萌生方式与晶粒尺寸之间存在一定的关系,当晶粒尺寸较小时,裂纹一般从夹杂粒子处萌生;当晶粒尺寸较大时,裂纹则倾向于从晶界处萌生。本文所采用的镍基合金 GH4169 平均晶粒尺寸约为 $16 \mu\text{m}$,材料中含有 $\text{Ti}(\text{C}, \text{N}), \text{Nb}(\text{C}, \text{N})$ 等夹杂粒子。由于 SENT 试样缺口根部在疲劳载荷下存

在较大应力集中,当材料表面夹杂与金属基体结合较弱时,两者可能沿界面分离从而萌生裂纹。另外,由于 Nb(C,N)夹杂为脆性,也可能发生夹杂粒子自身开裂而导致裂纹萌生。

在相同试验条件下,试样1和试样2的缺口根部分别萌生了8条和1条主裂纹,主裂纹数目存在显著差异。这一方面是由于试样1的缺口根部表面存在较多夹杂粒子,在疲劳载荷作用下易于萌生多条裂纹;另一方面,由于采用手动磨抛,难以保证试样缺口根部表面达到相同的抛光效果。观察复型发现和试样2相比,试样1的缺口根部表面存在较多缺陷,这是导致试样1萌生较多主裂纹且疲劳寿命较短的主要原因。

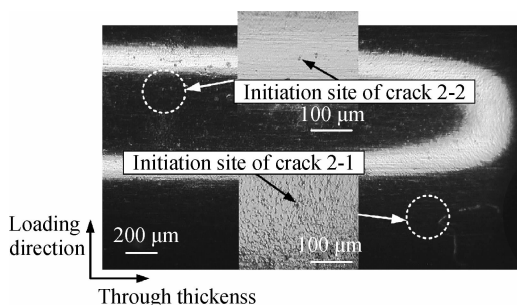


图12 裂纹2-1和裂纹2-2的萌生位置

Fig. 12 Initiation sites of crack 2-1 and crack 2-2

3 结论

基于SR法,采用RepliSet材料对镍基合金GH4169小裂纹的萌生和扩展行为进行了监测分析,为建立镍基合金GH4169部件考虑小裂纹效应的多尺度疲劳寿命评估方法提供了必要基础。可得到如下结论:

1) RepliSet材料可有效用于监测小裂纹的萌生和扩展行为,采用该材料实施复型操作对试样的疲劳寿命无明显影响。

2) 镍基合金GH4169小裂纹扩展过程中的临界裂纹长度约为250 μm。当裂纹长度小于250 μm时,小裂纹扩展非常缓慢;而当裂纹长度超过250 μm后,小裂纹快速扩展成为长裂纹。

3) 在双对数坐标系中,镍基合金GH4169小裂纹扩展速率和裂纹长度近似为线性关系,两者满足经验公式: $da/dN = 10^{-4.75} (2a)^{1.11}$ 。

4) 镍基合金GH4169小裂纹起始于材料表面夹杂。小裂纹早期扩展阶段受到材料微观组织结构的强烈影响,扩展速率存在很大波动性。镍基合金GH4169小裂纹的萌生和扩展阶段占疲

劳全寿命的80%以上,并存在明显的小裂纹效应。

参考文献:

- [1] 齐欢. INCONEL718(GH4169)高温合金的发展与工艺[J]. 材料工程,2012(8):92-100.
QI Huan. Review of INCONEL 718 alloy: its history, properties, processing and developing substitutes[J]. Journal of Material Engineering, 2012(8): 92-100. (in Chinese)
- [2] 郭永丰,张国伟,王力,等. 高温合金IN718上气膜冷却孔电火花加工试验[J]. 航空动力学报,2016,31(2):266-273.
GUO Yongfeng, ZHANG Guowei, WANG Li, et al. Experiment on electric discharge machining of cooling holes in superalloy IN718[J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 31(2): 266-273. (in Chinese)
- [3] MBUYA T O, REED P A S. Micromechanisms of short fatigue crack growth in an Al-Si piston alloy[J]. Materials Science and Engineering A, 2014, 612: 302-309.
- [4] SURESH S. Fatigue of materials[M]. 2nd ed. London: Cambridge University Press, 1998.
- [5] ANDERSSON H, PERSSON C. In-situ SEM study of fatigue crack growth behaviour in IN718[J]. International Journal of Fatigue, 2004, 26(3): 211-219.
- [6] HE X H, SHI H J, ZHANG Y D, et al. In-situ scanning electron microscopy studies of small fatigue crack growth in ultrasonic consolidation bonded aluminum 2024 laminated structure[J]. Materials Letters, 2013, 112: 47-50.
- [7] JORDON J B, BERNARD J D, NEWMAN J C, Jr. Quantifying microstructurally small fatigue crack growth in an aluminum alloy using a silicon-rubber replica method[J]. International Journal of Fatigue, 2012, 36(1): 206-210.
- [8] NEWMAN J A, WILLARD S A, SMITH S W, et al. Replica-based crack inspection[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2009, 76(7): 898-910.
- [9] NEWMAN J C, Jr., WU X R, VENNERRI S L, et al. Small-crack effects in high-strength aluminum alloys[R]. NASA RP-1309, 1994.
- [10] 张丽, 黄新跃, 吴学仁, 等. 镍基高温合金GH4169小裂纹早期扩展的原位疲劳试验[J]. 航空动力学报, 2014, 29(4): 901-906.
ZHANG Li, HUANG Xinyue, WU Xueren, et al. In-situ experiment on early growth of small fatigue crack of nickel-based superalloy GH4169[J]. Journal of Aerospace Power, 2014, 29(4): 901-906. (in Chinese)
- [11] 张丽, 吴学仁, 黄新跃. GH4169合金自然萌生小裂纹扩展行为的试验研究[J]. 航空学报, 2015, 36(3): 840-847.
ZHANG Li, WU Xueren, HUANG Xinyue. Experimental investigation on the growth behavior of naturally-initiated small cracks in superalloy GH4169[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(3): 840-847. (in Chinese)
- [12] ZERBST U, MADIA M, HELLMANN D. An analytical fracture mechanics model for estimation of S-N curves of

metallic alloys containing large second phase particles[J]. Engineering Fracture Mechanics,2012,82:115-134.

[13] 洪友士,方彪.疲劳短裂纹萌生及发展的细观过程和理论[J].力学进展,1993,23(4):463-486.

HONG Youshi,FANG Biao. Microscopic process and description for the initiation and propagation of short fatigue cracks[J]. Advances in Mechanics,1993,23(4):463-486. (in Chinese)

[14] Subcommittee E08.06 on Crack Growth Behavior,ASTM Committee E08 on Fatigue and Fracture,E647-13a Standard test method for measurement of fatigue crack growth rates[S]. West Conshohocken:ASTM International,2014:29.

[15] WU X R,NEWMAN J C,Jr.,ZHAO W,et al. Small crack growth and fatigue life prediction for high-strength aluminium alloys:Part I experimental and fracture mechanics analysis[J]. Fatigue and Fracture of Engineering Materials and Structures,1998,21(11):1289-1306.

[16] 蔡文良.长期时效对 GH4169 合金组织演化及疲劳裂纹扩展行为的影响[D].沈阳:东北大学,2014.

CAI Wenliang. Effect of long-term aging on microstructure evolution and fatigue crack growth behavior of GH4169 alloy[D]. Shenyang: Northeastern University,2014. (in Chinese)

[17] ALEXANDRE F,PIQUES R,DEYBER S,et al. High temperature creep-fatigue crack initiation in 718-DA Ni based superalloy[C]// The 14th Biennial Conference on Fracture,Fracture Mechanics Beyond 2000, Cracow,European Conference on Fracture,2002:31-37.

[18] ALEXANDRE F,DEYBER S,PINEAU A. Modelling the optimum grain size on the low cycle fatigue life of a Ni based superalloy in the presence of two possible crack initiation sites[J]. Scripta Materialia,2004,50(1):25-30.

[19] DENG G J,TU S T,ZHANG X C,et al. Grain size effect on the small fatigue crack initiation and growth mechanisms of nickel-based superalloy GH4169[J]. Engineering Fracture Mechanics,2015,134:433-450.

(编辑:陈 越)