

# 基于数字图像相关技术的 SLM-IN718 细观表面裂纹扩展机制研究

刘 辉, 孙 锐, 周永康, 白 润, 夏明星, 蔡小梅, 王 峰, 张 文

(西北有色金属研究院 难熔金属材料研究所, 陕西 西安 710016)

**摘要:** 开展了室温下不同应力比 ( $R = 0.1$  及  $R=-1$ ) 的原位疲劳试验, 并结合数字图像相关 (digital image correlation, DIC) 技术分析了选区激光熔化 IN718 镍基高温合金 (SLM-IN718) 的细观超高周疲劳表面裂纹扩展机制。结果表明: 首先, DIC 分析表明 SLM-IN718 受载时裂纹尖端出现了类似蝴蝶形的塑性应变区, 这与采用 Von Mises 屈服准则计算结果相一致; 其次, 分析了裂尖前方应变场特征、位移场特征, 对 SLM-IN718 而言,  $R=0.1$  与  $R=0$  条件下裂纹分别达到最大载荷的 53% 与 29% 时裂纹张开; 此外, 建立了考虑裂纹闭合效应的裂尖塑性区尺寸评估模型, 计算值与实测值一致性较好; 最后, 结合 DIC 分析结果探讨了 SLM-IN718 低应力条件下的表面裂纹扩展机制。

**关键词:** 选区激光熔化; 镍基高温合金; 数字图像相关技术; 原位疲劳; 裂纹扩展机制

中图法分类号: TG146.1<sup>+5</sup>; V252.2

文献标识码: A

文章编号: 1002-185X(2023)10-3433-09

由于镍基高温合金具有优异的高温强度、良好的抗氧化和抗热腐蚀性能, 被广泛应用于制造航空发动机、燃气轮机燃烧室部件与核电设备等在高温环境中工作的具有复杂形貌的机械零部件<sup>[1-2]</sup>。但是, 为了制造结构合理且性能优异的镍基高温合金零部件, 不可避免地要经历昂贵的去材制造工艺及繁杂的制造流程。一方面是因为镍基高温合金强度较高, 采用传统制造工艺进行零部件的生产制造较为困难; 另一方面是因为镍基高温合金成分复杂, 在传统制造过程中易发生元素偏析, 最终成品率一般仅有 10% 左右<sup>[3]</sup>。因此, 十分有必要采用一种新型制造技术用以镍基高温合金零部件的生产。在此背景下, 采用 3D 打印技术制备镍基高温合金零部件可以显著优化工艺流程, 减少原材料浪费, 缩短生产周期, 代表着智能制造与绿色制造的未来发展方向<sup>[4-6]</sup>。

传统疲劳设计方法认为构件经受超过  $10^7$  周次载荷后不会发生疲劳失效。但实际上, 航空航天发动机、车辆等领域的结构往往承载着低于传统疲劳极限、高频、超长周次的循环载荷。例如, 美国空军公布的《发动机结构完整性大纲》中就明确表示, 发动机高周疲劳寿命最低应达到  $10^9$  周次<sup>[7]</sup>。即便如此, 仍有诸多疲劳失效问题被报道<sup>[8-9]</sup>。为了确保 3D 打印镍基高温合金服役安全

性, 探究 3D 打印镍基高温合金的超高周疲劳特性是十分必要的。传统疲劳试验可以获取材料在特定工况下的  $S-N$  特性、疲劳试验断口等, 从而进行应力强度因子评估及失效模式判定, 探讨疲劳失效机制。Bathias 等<sup>[9]</sup>最早讨论了夹杂对 N18 合金疲劳性能的影响; Miao 等<sup>[10]</sup>揭示了 René 88DT 合金在 593 °C 下仅内部裂纹萌生的破坏行为; Amanov 等<sup>[11]</sup>指出表面处理能有效提高 IN718 合金的疲劳性能, 但裂纹易萌生于内部夹杂。尽管这些研究往往侧重于  $S-N$  关系比较、断口分析等方面的讨论, 但也揭示了高温合金在某些影响因素下的超高周疲劳行为。相对于低周/热机疲劳的研究开展, 高温合金超高周疲劳甚至高周疲劳的研究仍不充分。值得注意的是, 3D 打印过程中独特的物理与化学过程会导致 3D 打印镍基高温合金材料出现复杂的微观结构特征<sup>[12-13]</sup>, 同时内部不可避免存在夹杂、孔洞及未熔合等缺陷<sup>[14-16]</sup>。这些缺陷对单调拉伸测试影响很小, 但是在循环载荷作用下, 会成为潜在的裂纹源, 或者加速裂纹扩展<sup>[15-16]</sup>。Yamashita 等<sup>[16]</sup>研究了内部缺陷对 3D 打印 IN718 疲劳性能的影响, 发现这些内部缺陷在循环载荷下很容易导致裂纹萌生。Nezhadfar 等<sup>[17]</sup>研究了 3D 打印 IN718 在高温下的疲劳性能与微观结构之间的关系。结果表明, 3D 打印 IN718 的暴露时间会改变析出相的含量, 导致疲劳性

收稿日期: 2023-05-16

基金项目: 陕西省科技厅秦创原引用高层次创新创业人才项目 (QCYRCXM-2022-173); 西北有色金属研究院院控项目 (YK2304); 陕西省科技厅创新人才推进计划-科技创新团队 (2021TD-10)

作者简介: 刘 辉, 男, 1978 年生, 硕士, 高级工程师, 西北有色金属研究院, 陕西 西安 710016, 电话: 029-86231082, E-mail: liuchuimc@163.com

能存在差异。Sui 等<sup>[18]</sup>探究了高温环境下 3D 打印 IN718 内部 Laves 相数量对疲劳性能的影响, 证明了较低应力水平下未破裂的 Laves 相会阻碍裂纹扩展。

由于常规疲劳试验无法直接观测循环载荷作用下裂纹扩展行为, 并且裂尖塑性区、应变场、位移场等特征对分析裂纹扩展模式十分重要。而采用数字图形相关 (digital image correlation, DIC) 技术可以分析材料疲劳过程中裂纹尖端位移、应变场等力学特征的变化, 通过识别材料表面应变集中区与滑移等特征的关系, 探究细观尺度上的裂纹扩展机制。Liu 等<sup>[19]</sup>通过 DIC 技术生成了二维应变图, 量化了与微结构相关的滑移轨迹内的平面剪切应变, 以此预测穿晶裂纹形核位置。Li 等<sup>[20]</sup>基于 DIC 技术观察了裂纹萌生位置与缺陷的距离, 证明了由位错堆积引起的晶间疲劳裂纹萌生在缺陷的远场区占主导地位。Charpagne 等<sup>[21]</sup>则结合 DIC 与 EBSD 技术重构了循环载荷作用下镍基高温合金表面的滑移带平面, 证明了最长且最活跃的滑移带是裂纹形核位置。除此之外, DIC 与数字体积相关 (digital volume correlation, DVC) 技术相结合<sup>[22-23]</sup>、同步辐射光源高分辨表征技术<sup>[24-25]</sup>等都可以为探究材料裂尖近端反应、裂纹三维形貌及应变场提供帮助。对于具有细小晶粒结构的 SLM-IN718 镍基高温合金而言, 还需进一步分析裂纹扩展过程中应变场、塑性区等特征, 建立相关表征模型, 从细观尺度上探究裂纹扩展机制。需要说明的是, 裂纹扩展过程中材料本身的裂纹闭合效应也是影响材料裂纹扩展特征、评估裂纹扩展速率、分析裂纹扩展机制的关键因素<sup>[26-27]</sup>。因此, 基于 DIC 进行裂纹闭合水平分析进而归纳裂纹扩展机制也十分必要。

为了探究 3D 打印镍基高温合金的细观超高周疲劳表面裂纹扩展机制, 本文以 SLM-IN718 为研究对象, 依据宏观疲劳特性设计对应的载荷大小, 在室温环境下开展不同应力比条件下的原位疲劳试验, 探究材料在超高周疲劳状态下的裂纹扩展行为; 其次, 观测长裂纹扩展过程中不同时刻的裂纹尖端形貌, 且基于 DIC 技术, 测定裂尖塑性区尺寸、裂纹闭合水平、裂纹扩展速率等参数; 然后, 建立了虑及裂纹闭合效应的裂尖塑性区计算模型, 预测精度良好; 最终, 衡量裂纹尖端前沿区域疲劳损伤过程, 确定裂纹扩展驱动因子, 分析裂纹扩展模式及机理。

## 1 实验

### 1.1 材料

SLM-IN718 制备所用粉末由中国航发北京航空材料研究院提供, 其主要化学成分见表 1。粉末大部

表 1 IN718 镍基高温合金的化学成分

Table 1 Chemical composition of IN718 Ni-based superalloy  
(ω/%)

Ni	Cr	Nb	Mo	Ti	Al	Co	C	Fe
52.16	9.34	5.07	2.96	0.89	0.51	0.049	0.0041	Bal.

分呈均匀的球形, 粒径 25~50 μm。此外, 由于气雾化过程中未完全凝固的金属液滴有可能会与其他液滴发生碰撞, 相互粘结后形成卫星粉末。为了确保粉末颗粒干燥, 提升粉体流动性, 打印前将粉末放置在干燥箱内, 温度设置为 80 °C, 抽取真空环境后烘干 5 h。然后, 采用激光金属粉末烧结设备 (GmbH, EOS M280, Germen) 沿着 Z 轴 (垂直于 X-Y 基板), 结合十字光栅扫描策略打印长为 145 mm、直径为 16 mm 的圆柱形棒材。主要打印参数设置为激光功率 280 W、扫描间距 0.110 mm、扫描速度 960 mm/s、层厚 60 μm、旋转角 67°, 以提升打印试件致密度, 并减弱由 SLM 过程产生的各向异性。采用阿基米德排水法对沉积态 SLM-IN718 试块进行密度测试, 结果显示其相对密度达 99.8%, 证明了采用该组打印参数制备的 SLM-IN718 镍基高温合金满足后续试验与研究的要求。

基于光学显微镜明场 / 暗场观测得到的 SLM-IN718 镍基高温合金的微观组织如图 1 所示。在明场图像(图 1a)中可观测到熔池、重熔区、晶界和气孔等结构, 这些是 SLM 材料的典型特征, 熔池宽度约为 100 μm, 这与设置的打印参数相一致。因为用于微观结构观测的平面垂直于打印方向, 所以 SLM-IN718 镍基高温合金内部晶粒倾向于以等轴晶的形式沿着沉积方向生长。此外, 还可以观察到一些形貌不均匀的区域, 这些区域内部枝晶尺寸较大且生长方向混乱, 表明该类区域的热史状态较为复杂。在明场图像中还可以看到圆形暗区, 初步推测为选区激光熔化过程不可避免的气孔缺陷。与明场图像呈现区域相一致的暗场图像如图 1b 所示。从图中可以看出, 明场图像中的重熔区、气孔这类异常结构在暗场图像中则较为明亮。经测量, 重熔区之间的距离同样约为 100 μm, 说明这些亮区位于同一打印层中。不同打印层中相互搭接的熔池之间的夹角约为 67°。根据上述观察可知, 该形貌不均匀区为重熔区。选区激光熔化过程中形成的重熔区与气孔等缺陷对材料力学性能而言, 在一定程度上是有害的。

IN718 是一种沉淀硬化高温合金, 主要由 γ 基体相、γ'/γ" 强化相、Laves 相及其他沉淀相组成。然而, 由于这些沉淀相的尺寸较小, 很难通过金相显微镜进行观测。因此, 为了全面且清晰地观测存在于晶粒内部的

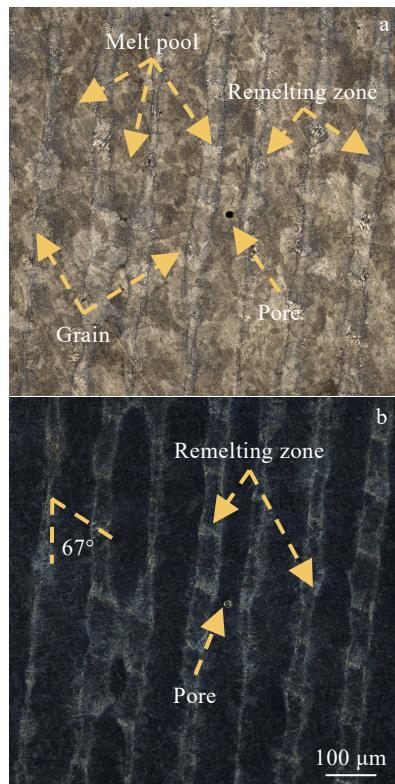


图 1 OM 观测的 SLM-IN718 微观结构

Fig.1 Microstructures of SLM-IN718 under optical microscopy:  
(a) bright field and (b) dark field

亚晶微观结构,需要利用 SEM 的不同工作模式,即二次电子(secondary electron, SE)模式和背散射电子(backscattered electron, BSE)模式,SEM 观测结果如图 2 所示。图 2a 为 SE 模式下观测到的 SLM-IN718 镍基高温合金的亚晶微观结构。可以看出,SLM-IN718 主要由枝晶与胞状枝晶组成。激光与粉末在选区激光熔化过程中相互作用时间短,能量密度大,温度梯度高,导致晶粒以枝晶形式生长。此外,重熔改变了一个熔池中的能量梯度,最大能量梯度方向的改变使得枝晶的生长方向也发生了变化,因此在一个晶粒内同时存在枝晶与胞状枝晶。本质上,一个晶粒中的枝晶和胞状枝晶相互垂直,一次枝晶臂间距测量值约为 300 nm。由于枝晶尺寸是由熔池散热速率决定的,因此,熔池边界处的枝晶较大且不均匀,而熔池中心处的枝晶较小且均匀。在细晶区的高倍显微照片中,可以观察到  $\gamma$  基体相和球形  $\gamma'$  强化相,而没有发现圆片状  $\gamma''$  或  $\delta$  强化相。图 2b 所示为 BES 工作模式下观测到的亚晶微观结构。从图中可以看出,在枝晶间区域主要分布有链状和点状白色相,结合相关文献可初步断定该类相是硬质脆性 Laves 相。

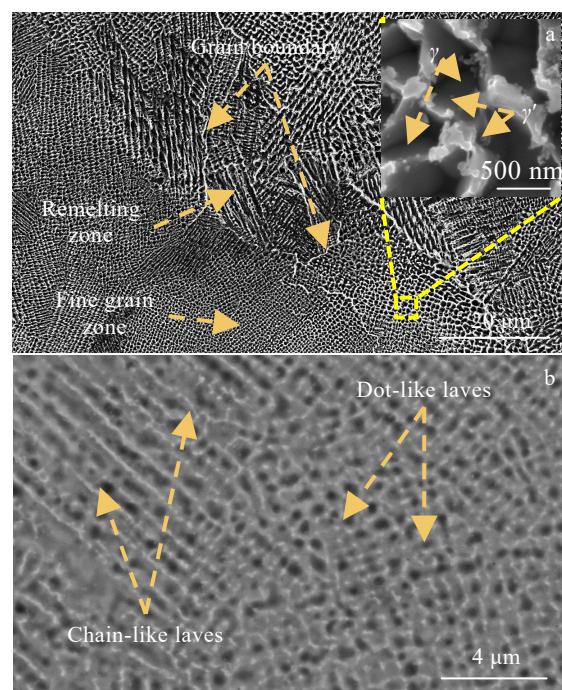


图 2 SEM 观测的 SLM-IN718 微观结构

Fig.2 SEM-SE (a) and SEM-BSE (b) microstructures of SLM-IN718

将 SLM-IN718 镍基高温合金采用机加工的方式制成厚度为 1 mm 的原位疲劳试验试样,试样尺寸如图 3a 所示。采用特殊加工工艺,在试样单侧制备三角形缺口,缺口深度为 0.5 mm,尖端曲率半径约为 20  $\mu\text{m}$ 。采用较低的加工速率制备缺口,其目的是防止加工过程引入残余应力,保证后续试验精度。对带有单边缺口的试件表面用 120#~2000#砂纸沿着加载方向逐级打磨,以减小机加工痕迹对试验结果产生的不利影响。

为了得到特征像素点定位质量,在原位疲劳试验开始前需对试件表面进行处理。金属试件表面具有反光特性,因此在光学显微镜下可以观测到对比度较高的图像。研究表明<sup>[28]</sup>,在试件表面喷洒具有吸光性的哑光漆以得到定位质量较好的特征像素点(散斑)是可行的。将哑光漆灌入喷嘴直径为 300  $\mu\text{m}$  的精密喷枪中,利用空气压缩机把哑光漆均匀地喷洒在试件表面,以形成特征像素点。图 3b 所示为哑光漆喷射完毕后的试件表面形貌,其中暗黑色颗粒为散斑,亮白色区域为试件表面。经测量,暗黑区域与亮白区域均约占 50%,且散斑直径大约为 2  $\mu\text{m}$ 。

## 1.2 试验

为了观测 SLM-IN718 镍基高温合金长裂纹扩展特性,即使制备的单边缺口尖端处根半径很小,仍然需要在正式试验前进行裂纹预制。因此对试件施加应

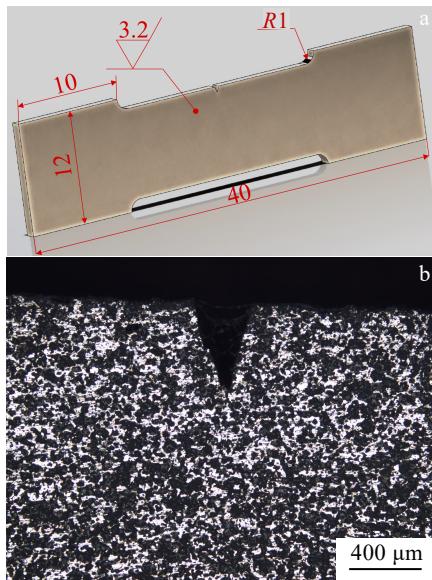


图 3 疲劳试验试件尺寸及处理后散斑形貌

Fig.3 Fatigue test specimen size (a) and speckle morphology after treatment (b)

力幅值较低的循环载荷，使缺口尖端萌生出裂纹。施加较低应力水平载荷的目的是尽可能减少加载过程中缺口处塑性形变对后续疲劳试验结果的影响。之后，按照宏观  $S-N$  曲线修改循环载荷幅值，以观测高周/超高周疲劳状态下的裂纹扩展行为。需要注意的是，在正式采集照片之前，应先让裂纹往前扩展一定距离，目的是使裂尖完全克服预制裂纹时缺口处塑性区的影响，保证裂纹在稳定的状态下进行扩展。

预制裂纹形貌如图 4 所示，从图中可以看出，除制备的单边缺口外，试件表面存在一条长度约为  $500 \mu\text{m}$  的裂纹。按形貌可将裂纹分为 3 个区段，即缺口区段、斜裂纹区段与直裂纹区段。首先，裂纹从缺口尖端处萌生，并且扩展方向与加载方向呈  $45^\circ$  夹角，表明裂纹最初是在剪应力作用下萌生的；随着继续施加循环载荷，可以观察到裂纹扩展方向逐渐过渡至垂直于加载方向，表明裂纹扩展模式由原先的剪应力控制过渡至主应力控制。当裂纹沿垂直于载荷方向稳定扩展时，表明预制裂纹结束。此外，从图中可以看出裂纹表面较为粗糙，且某些位置存在锯齿状结构，这可以归结于 SLM-IN718 内部精细的微结构。

开展应力比  $R=0$  与  $R=0.1$  条件下的原位疲劳试验，载荷谱如图 5 所示。通过测量不同应力比条件下一个完整加载周期内裂尖塑性区、裂纹闭合水平等特征，以探究 SLM-IN718 镍基高温合金超高周疲劳裂纹扩展模式。

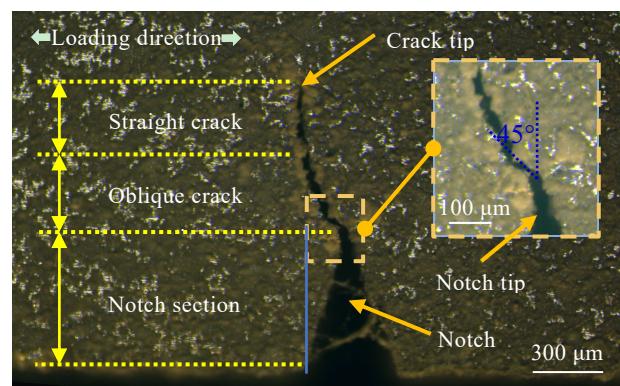


图 4 单边缺口处预制裂纹的形貌

Fig.4 Prefabricated crack morphology at unilateral notch

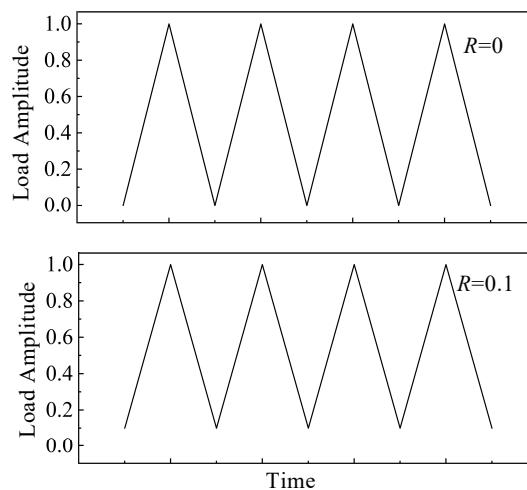


图 5 载荷谱

Fig.5 Load spectra

## 2 基于 DIC 的裂尖塑性区尺寸评估

基于 DIC 技术判定裂尖塑性区出现的时刻，结合 SLM-IN718 拉伸性能，计算材料屈服应变大小，初步评估材料不同应力比条件下裂纹张开所需的载荷大小，为后续建立虑及裂纹闭合效应的裂尖塑性区尺寸评估模型建立基础。

### 2.1 裂尖塑性区形貌

依据 SLM-IN718 宏观尺度下的超高周疲劳特性，对试件施加最大应力为  $2.0 \text{ kN}$  的循环载荷。在载荷从 0 增加至最大的过程中，载荷每增加 5% 拍摄一张显微照片，导入 DIC 分析系统中计算获得载荷增大过程中裂尖应变场的变化情况。由于 DIC 分析是通过计算试件表面同一特征像素在不同时刻的位置变化，从而求解整个区域内的应变分布，因此，对于加载过程中裂尖塑性应变区的测量，以载荷为最小值时的显微照片

作为基准, 将其他载荷水平下的显微照片与之进行对比计算。通过 DIC 分析得到的  $R=0.1$  的恒幅载荷加载过程中裂尖塑性应变区的变化情况如图 6 所示, 需要说明的是, 裂纹位置在图中用白色实线表示。可以看出, 当载荷增加时, 裂纹尖端出现了类似蝴蝶形的塑性应变区。这与采用 Von Mises 屈服准则计算得到的

裂纹尖端塑性区形貌相一致。

## 2.2 单个周期内加载过程中裂尖前方应变场特征

开展了  $R=0.1$  与  $R=0$  条件下的原位疲劳试验, 对于不同正应力而言, 载荷增加过程为裂纹张开过程, 后续分析以  $R=0.1$  为主。为了定量测量裂纹尖端塑性区的尺寸, 需要在裂尖塑性应变区 DIC 应变分布云图

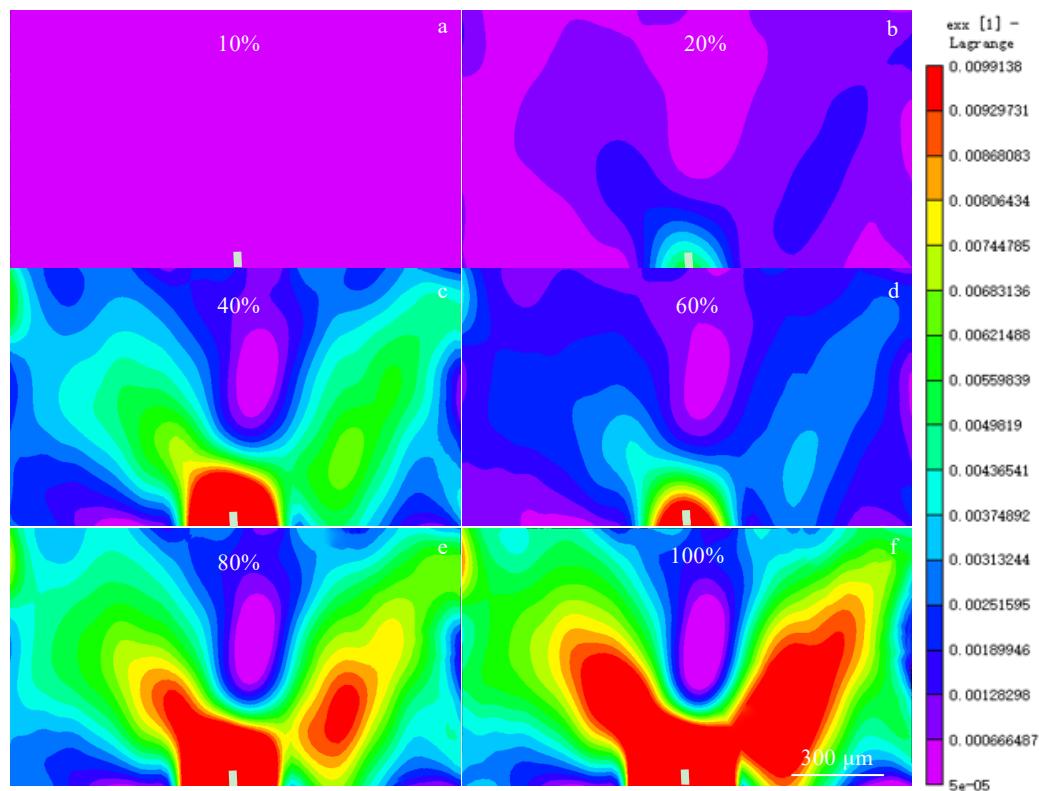


图 6 恒幅载荷加载过程中裂尖塑性区变化情况

Fig.6 DIC analysis results of the plastic zone at the crack tip when reaching different ratios of maximum load during constant amplitude loading ( $R=0.1$ ): (a) 10%, (b) 20%, (c) 40%, (d) 60%, (e) 80%, and (f) 100%

中从裂尖位置出发, 沿裂纹扩展方向测定不同位置处的应变数值, 进而结合应力-应变关系获得塑性区尺寸。为了保证测试结果精确性, 需多次测量求取平均值。图 7 所示为应力比  $R=0.1$  的恒幅载荷加载过程中不同大小的载荷作用下的应变分布, 测量起始位置为裂纹尖端处, 测量方向为裂纹扩展方向。需要说明的是, 由于 DIC 分析需要设置初始状态, 即以载荷最小值时的裂尖周围显微照片为基准, 因此后续的应变测量结果均为相对于初始状态而言的相对应变, 而非整个真实形变过程中的绝对应变。

从图 7 可以看出, 应变会随着至裂尖距离的增加而逐渐降低, 且逐渐收敛至同等载荷水平下无单边裂纹时的弹性应变水平。由胡克定律可知, SLM-IN718 镍基高温合金的屈服应变极限为 0.0048。屈服应变极

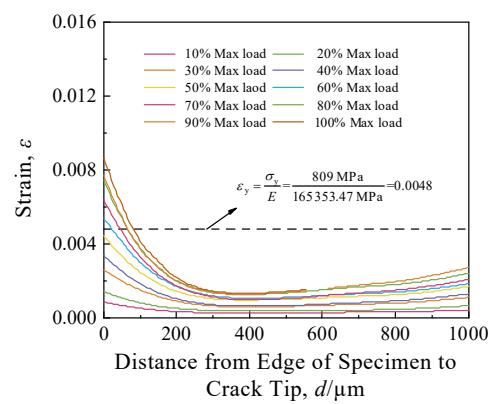


图 7 不同载荷作用下裂纹尖端前方的应变分布曲线

Fig.7 Strain distribution curves in front of the crack tip under different loads

限数值在图 7 以黑色虚线表示, 可以看出, 当载荷大小为 50%~60%最大载荷时 SLM-IN718 发生塑性应变, 这与 Newman 准则相符。此外, 屈服应变极限与不同载荷水平下的应变分布曲线交点的横坐标即为塑性区尺寸。在其他应力比条件下重复以上测量过程, 即可获得不同应力比条件下裂尖塑性区尺寸的大小。需要说明的是, 若测量间隔足够小, 即可获取裂尖塑性区尺寸在加载过程中随载荷增大而增加的光滑曲线。此外, 经计算, 在加载初始阶段, 裂尖塑性区尺寸为 0, 但随着载荷继续增加, 裂尖开始产生塑性区, 并逐步增大, 并且塑性区增长速率随着载荷水平的增大逐渐降低。由于采样间隔限制, 无法准确得到裂尖塑性区开始生成时的载荷水平, 故可近似得到裂纹张开时所需的载荷大小为 53% 最大载荷值。同理, 可计算出  $R=0$  条件下裂纹张开时所需的载荷大小为 29% 最大载荷值。

### 3 基于 DIC 的裂纹闭合水平分析

通过对不同载荷条件下的裂尖周围位移场定量分析, 结合裂纹张开时所需载荷大小, 建立裂纹张开位移与载荷大小的对应关系, 进一步评估 SLM-IN718 裂纹闭合水平, 结合应力强度因子评估, 最终建立虑及裂纹闭合效应的裂尖塑性区尺寸计算模型。

#### 3.1 单个周期内加载过程中裂尖位移场特征

DIC 分析系统可以施加虚拟引伸计, 以测量加载过程中裂纹张开位移 (crack opening displacement, COD), 从而定量求解裂纹闭合水平。首先依据 DIC 分析结果, 求解加载过程中整个视界的位移场, 在此基础上, 以裂纹尖端为起始位置, 在裂纹尾迹处等间距 ( $s=150 \mu\text{m}$ ) 放置 4 个虚拟引伸计, 以取得不同载荷水平作用下的裂纹张开位移值。位移引伸计摆放位置如图 8 所示。 $R=0.1$  恒幅加载条件下由 DIC 分析得到的裂纹周围位移云图如图 9 所示。

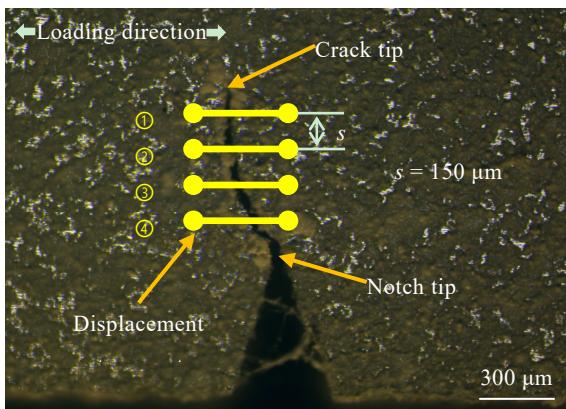


图 8 虚拟位移引伸计摆放位置

Fig.8 Placement of the virtual displacement extensometers

由于以载荷为最小值时的结果为参考值, 因此在图 9a 中的测试区位移均为 0, 并以此作为后续分析的初始状态。随着载荷逐渐增大至一定水平时, 视界内位移逐渐增加。位移场近似沿着垂直于载荷方向的视界中轴呈对称分布, 这是因为试验台两侧加持端在加载过程中同时运动。此外, 加载过程中距离裂尖最远位置处最先被拉开, 而越靠近裂尖则出现位移的时间越靠后。

#### 3.2 裂纹闭合水平评估

图 10a 与图 10b 分别显示了应力比  $R=0.1$  与  $R=0$  条件下时载荷从 0 增大至最大载荷时裂纹周围不同位置处的裂纹张开位移(COD)变化情况, 用以评估裂纹张开程度。整体上看, 当载荷增加到一定程度时, 即  $R=0.1$  时载荷达到最大载荷的 53%,  $R=0$  时载荷达到最大载荷的 29% 才可以测量到 COD 数值, 在此前裂纹持续保持闭合状态。裂纹闭合水平可以通过此时  $P/P_{\max}$  表征, 即当前载荷与最大载荷的比值。并且当裂纹张开后, COD 数值与载荷近似呈线性增加关系, 这与 Duan 等人<sup>[29]</sup>关于 GH4169 裂纹扩展的研究类似。此外, 载荷相同时, 距离裂尖越远, 其 COD 数值越大。

#### 3.3 考虑裂纹闭合效应的裂尖塑性区尺寸评估

在裂纹长度为  $1093.51 \mu\text{m}$  的情况下进行  $R=0.1$  的恒幅载荷加载及图像采集, 由 Murakami 等<sup>[30]</sup>提出的带有单边裂纹的板状试件应力强度因子计算公式, 即式(1), 可计算加载过程中不同时刻的应力强度因子  $K$ 。

$$K = F\sigma\sqrt{\pi a} \quad (1)$$

式中,  $F$  为试样几何参数,  $\sigma$  为应力数值,  $a$  为裂纹长度。 $F$  可由式(2)求解<sup>[31]</sup>:

$$F = 0.256\left(\frac{a}{W}\right)^4 + \left(0.857 + 0.265\frac{a}{W}\right)\left(1 - \frac{a}{W}\right)^{-3/2} \quad (2)$$

其中,  $W$  为试样宽度。

研究表明, 裂纹闭合后会在裂尖处产生残余应力, 而上一个循环中由于卸载产生的残余应力可以被接下来周期加载过程初期产生的拉应力相抵消, 因此在评估裂尖塑性区尺寸时应考虑裂纹闭合效应的影响。式(3)为虑及裂纹闭合效应的裂尖塑性区尺寸的理论计算公式<sup>[32]</sup>:

$$\rho_f = \begin{cases} \frac{1}{\pi} \left( \frac{K - K_o}{\sigma_y} \right)^2 & K_{\max} \geq K > K_o \\ 0 & K_o \geq K > 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中,  $\rho_f$  是裂尖塑性区尺寸,  $\sigma_y$  是材料屈服强度,  $K_o$  为裂尖张开瞬间的应力强度因子,  $K_{\max}$  为加载过程中最大应力强度因子。由上述分析可知, 当载荷为最大载荷的 53% 时开始出现塑性区, 因此  $K_o \approx 0.53K_{\max}$ 。由式(3)计算得到的考虑裂纹闭合效应的裂尖塑性区理论计算值与实测值的对比如图 11 所示, 且  $R=0$  时的计算值与实测结果同样绘制在图 11 中。可以看出

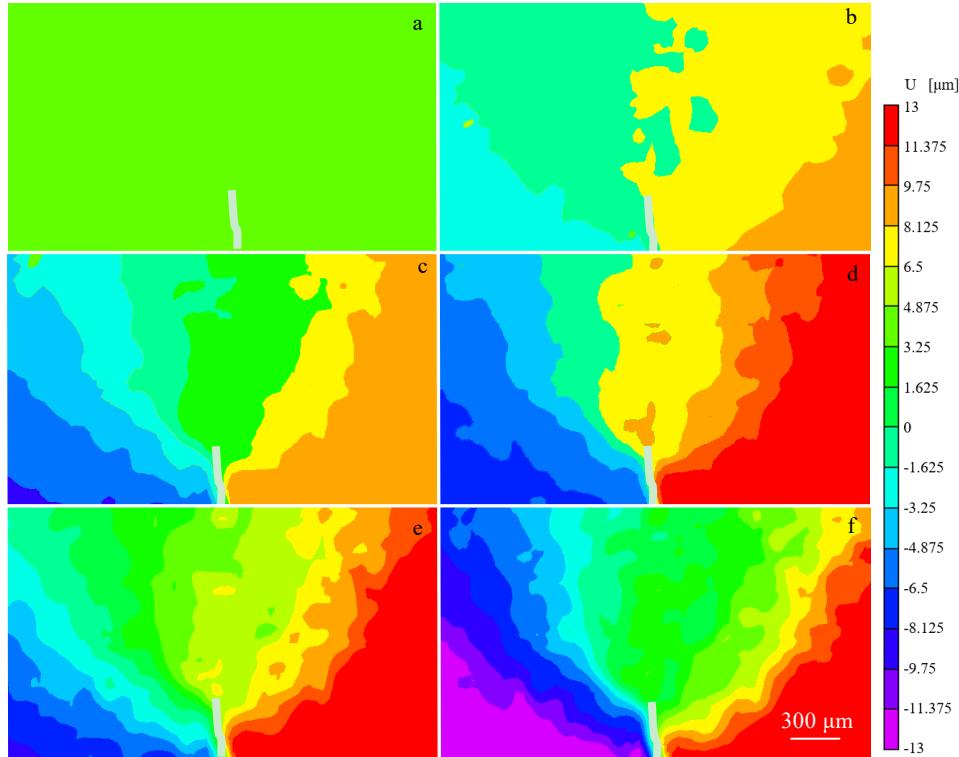


图9 恒幅载荷加载过程中裂纹周围位移场的变化情况

Fig.9 DIC analysis results of the displacement field at the crack tip when reaching different ratios of maximum load during constant amplitude loading ( $R=0.1$ ): (a) 10%, (b) 20%, (c) 40%, (d) 60%, (e) 80%, and (f) 100%

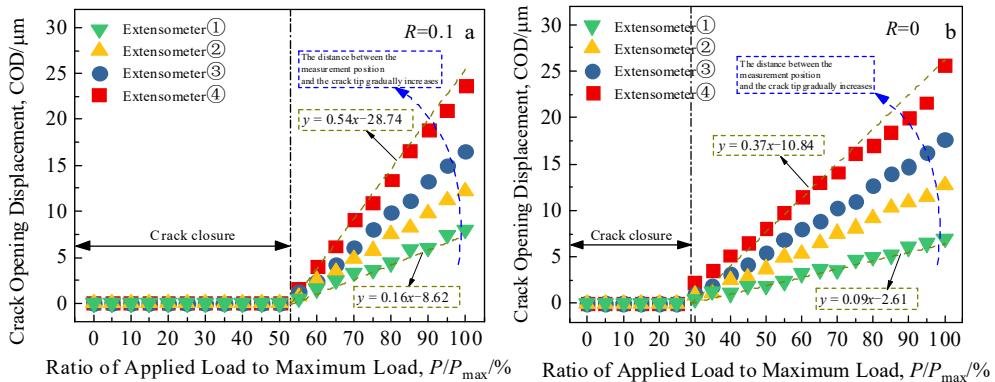


图10 不同应力比条件下载荷达到最大载荷不同比例时不同位置处的 COD 值

Fig.10 COD values at the different positions under different maximum load ratios at stress ratio  $R=0.1$  (a) and  $R=0$  (b)

计算值与理论值符合程度较好，这表明裂纹闭合效应对裂尖塑性区尺寸的影响较为显著。并且正应力比条件下，载荷施加初期裂尖并未产生塑性区。对铝合金的原位疲劳试验<sup>[32]</sup>发现，在加载初期裂纹尖端前方并未进入塑性区，这与加载初期裂纹并未完全张开有关。在 SLM-IN718 原位疲劳试验中观测到了类似的现象，这表明存在裂纹闭合现象，并且裂纹闭合现象会影响裂尖前方塑性区的形成。

#### 4 超高周疲劳表面裂纹扩展机理分析

基于 DIC 分析得到的疲劳裂尖塑性区测试值与涉及裂纹闭合效应的理论计算值差别不大，意味着在裂纹扩展过程中裂纹闭合效应对裂尖塑性区的演化会产生较为显著的影响。当载荷由最小值逐渐增大至某一数值之前，无法在裂尖周围观测到塑性区，塑性区的消失是由于上一循环载荷周期卸载过程产生的裂纹闭

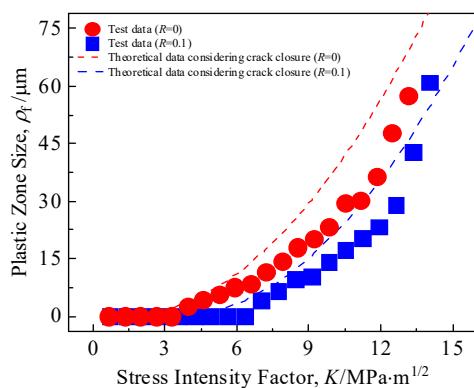


图 11 裂尖塑性区尺寸实测值与理论值的对比

Fig.11 Comparison of the measured and evaluated sizes of plastic zone at the crack tip

合效应。断裂力学认为，疲劳裂纹在拉伸循环载荷作用下会保持张开，但有研究表明，即使远场载荷为拉伸载荷，疲劳裂纹也是可以闭合的。这是因为裂纹向前扩展需要穿过裂尖塑性区，新断面形成后其附近材料只发生弹性恢复，同时遗留下一些参与延伸变形。随着裂纹的扩展，应力强度因子和塑性区尺寸都不断增大，原来处于塑性区内的材料均已发生永久变形，并在其后方形成了塑性包络区。由于塑性包络区的存在，裂纹张开位移变小，裂纹扩展被阻滞。因此当远场拉伸载荷卸载时，裂纹面过早接触产生裂纹闭合现象。除此之外，从图4所示的裂纹扩展路径可以看到，裂纹特定区域呈现锯齿状，这说明裂尖永久塑性变形和卸载过程中的滑移不可逆性使两断裂面间凹凸错位，这种曲折的裂纹扩展路径与裂纹面间的混合型滑动和裂纹面凹凸不平相互配合，提升了裂纹闭合水平。由于 SLM-IN718 镍基高温合金微观结构较为精细，因此会显示出较好的抗疲劳裂纹扩展性。

在每个循环载荷中疲劳裂纹向前扩展一段距离是由裂尖塑性钝化引起的，当完全卸载时，裂纹闭合且裂尖处与尖锐状态。随着载荷继续施加，在拉应力作用下裂纹尖端会由于双滑移而发生塑性钝化，该钝化过程可以使裂纹向前扩展一段与裂纹尖端张开位移相同量级的距离。而理论上，当存在压应力时，裂尖会重新锐化，并且在随后的拉伸过程中再次钝化，以此带来更为显著的裂纹闭合效应。在卸载期间，亦或是压应力作用时，若裂纹闭合无法完全消除拉伸应力造成的钝化，那么在随后的拉伸应力作用下裂纹会再向前扩展一段距离。疲劳条带是疲劳失效断口蕴含的主要特征，但是一般情况下，恒幅疲劳循环与疲劳条带并非一一对应，往往是几个疲劳循环才形成一个微观可见的疲劳条带。这是因为在裂

纹扩展过程中会发生裂纹闭合或其他阻止裂纹扩展的现象，当裂纹停滞后，一般需要经过多个循环载荷后才会重新向前扩展。此外，恒幅循环载荷作用下裂纹直到裂尖完全张开才会向前扩展，这意味着裂纹闭合效应有助于阻滞裂纹扩展。

## 5 结 论

1) DIC 分析结果表明，当 SLM-IN718 合金裂纹张开时，裂纹尖端出现了类似蝴蝶形的塑性应变区，这与采用 Von Mises 屈服准则计算得到的裂纹尖端塑性区形貌相一致；

2) 基于 DIC 分析的裂纹尖端塑性区尺寸测试结果表明，裂尖塑性区对 SLM-IN718 镍基高温合金疲劳裂纹扩展行为影响较大，且  $R = 0.1$  条件下，当载荷约为 53% 最大载荷时发生裂尖塑性应变，而当  $R = 0$  时，引发裂尖塑性应变的载荷水平约在 29% 最大载荷；

3) 裂纹闭合效应对 SLM-IN718 裂尖塑性区尺寸影响较为显著，考虑裂纹闭合效应的裂尖塑性区尺寸计算模型具有较高精度；

4) 当裂纹张开后，COD 数值与载荷近似呈线性增加关系，结合裂尖塑性区特征，证明裂纹闭合效应会显著影响 SLM-IN718 裂纹扩展行为。

## 参 考 文 献 References

- [1] Wu R H, Zhao Y S, Yin Q et al. *Journal of Alloys and Compounds*[J], 2021, 855: 157 355
- [2] Hosseini E, Popovich V A. *Additive Manufacturing*[J], 2019, 30: 100 877
- [3] Panwiseswas C, Tang Y T, Reed R C. *Nature Communications*[J], 2020, 11: 2327
- [4] Lu Bingheng(卢秉恒), Li Dichen(李涤生). *Machine Building & Automation*(机械制造与自动化)[J], 2013, 42(4): 1
- [5] Xue Sa(薛飒), Wang Qingxiang(王庆相), Liang Shujin(梁书锦) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2023, 52(5): 1943
- [6] Zhang Nan(张楠), Wang Miaohui(王淼辉), Zhang Shuyan(张书彦) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2022, 51(7): 2698
- [7] Morrissey R, Nicholas T. *International Journal of Fatigue*[J], 2006, 28(11): 1577
- [8] Wycisk E, Solbach A, Siddique S et al. *Physics Procedia*[J], 2014, 56: 371
- [9] Bathias C. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structure*[J], 1999, 22(7): 559
- [10] Miao J S, Pollock T M, Jones J W. *Proceedings of 4th Conference on Very High Cycle Fatigue*[C]. Ann Arbor, MI (US): 2007: 445
- [11] Amanov A, Pyun Y S, Kim J H et al. *Fatigue & Fracture of*

- Engineering Materials & Structures*[J], 2015, 38(11): 1266
- [12] Fang Qian(方 前), Zhao Lin(赵 琳), Zhang Dayue(张大越) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2022, 51(3): 1141
- [13] Wang Chenyang(王辰阳), Xing Fei(邢 飞), Liu Xiangyu(刘祥宇) et al. *Rare Metal Materials and Engineering*(稀有金属材料与工程)[J], 2023, 52(1): 323
- [14] Wang Huaming(王华明). *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*(航空学报)[J], 2014, 35(10): 2060
- [15] Wu Shengchuan(吴圣川), Hu Yanan(胡雅楠), Yang Bing(杨冰) et al. *Journal of Mechanical Engineering*(机械工程学报)[J], 2021, 57(22): 3
- [16] Yamashita Y, Murakami T, Miharaa R et al. *International Journal of Fatigue*[J], 2018, 117: 485
- [17] Nezhadfar P D, Johnson A S, Shamsaei N. *International Journal of Fatigue*[J], 2020, 136: 105 598
- [18] Sui S, Chen J, Fan E X et al. *Materials Science and Engineering A*[J], 2017, 695: 6
- [19] Liu C H, Xu X, Sun T Z et al. *Acta Materialia*[J], 2023, 253: 118 957
- [20] Li S L, Liu Q, Rui S S et al. *International Journal of Fatigue*[J], 2022, 158: 106 745
- [21] Charpagne M A, Hestroffer J M, Polonsky A T et al. *Acta Materialia*[J], 2021, 215: 117 037
- [22] Xu F. *Theoretical and Applied Mechanics Letters*[J], 2018, 8(2): 83
- [23] Wang L, Limodin N, Bartali A E et al. *Metallurgical and Materials Transactions A*[J], 2020, 51: 3843
- [24] Wu Shengchuan(吴圣川), Wu Zhengkai(吴正凯), Hu Yanan(胡雅楠) et al. *Materials for Mechanical Engineering*(机械工程材料)[J], 2020, 44(6): 72
- [25] Wu Shengchuan(吴圣川), Wu Zhengkai(吴正凯), Kang Guozheng(康国政) et al. *Journal of Mechanical Engineering*(机械工程学报)[J], 2021, 57(16): 37
- [26] Wu Shengchuan(吴圣川), Li Cunhai(李存海), Zhang Wen(张文) et al. *Chinese Journal of Solid Mechanics*(固体力学学报)[J], 2019, 40(6): 489
- [27] Wu Shengchuan(吴圣川), Ren Xinyan(任鑫焱), Kang Guozheng(康国政) et al. *Journal of Traffic and Transportation Engineering*(交通运输工程学报)[J], 2021, 21(1): 81
- [28] Cai Liang(蔡亮). *Investigation on the Mechanism of Crack Propagation Based on In-Situ Micro and Meso Fatigue Testing*(基于微观和细观原位疲劳试验的裂纹扩展机理研究)[D]. Beijing: Beihang University, 2019
- [29] Duan Q Y, Li J Q, Li Y Y et al. *International Journal of Fatigue*[J], 2020, 141: 105 859
- [30] Murakami Y. *Tetsu-to-Hagane*[J], 1989, 75(8): 1267
- [31] Sauzay M. *Acta Materialia*[J], 2007, 55(4): 1193
- [32] Zhang W, Liu Y M. *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*[J], 2011, 34(9): 717

## Mesoscopic Surface Crack Propagation Mechanism Study of SLM-IN718 Based on Digital Image Correlation Technology

Liu Hui, Sun Rui, Zhou Yongkang, Bai Run, Xia Mingxing, Cai Xiaomei, Wang Feng, Zhang Wen  
(Refractory Materials Research Central, Northwest Institute for Nonferrous Metal Research, Xi'an 710016, China)

**Abstract:** Combined with digital image correlation (DIC) technique, in-situ fatigue tests with different stress ratios ( $R=0.1$  and  $R=-1$ ) at room temperature were carried out to analyze the mesoscopic surface crack propagation mechanism of selected laser melted Ni-based superalloy (SLM-IN718) in the very high cycle fatigue regime. The results show that, firstly, the DIC analysis results indicate that a plastic strain zone, similar to a butterfly shape, appears at the crack tip when SLM-IN718 is loaded, which is consistent with the result by the Von Mises yield criterion. Secondly, the strain field characteristics and displacement field characteristics in front of the crack tip are analyzed for SLM-IN718, the crack opens when the load reaches 53% and 29% of the maximum load under  $R=0.1$  and  $R=0$ , respectively. In addition, a model considering the crack closure effect is developed to evaluate the plastic zone size in front of the crack tip, the calculated values are in good agreement with the measured values. Finally, the surface crack propagation mechanism of SLM-IN718 under low stress conditions is discussed based on DIC analysis results.

**Key words:** selective laser melting (SLM); Ni-based superalloy; digital image correlation technology; in situ fatigue; crack propagation mechanism

Corresponding author: Sun Rui, Ph. D., Northwest Institute for Nonferrous Metal Research, Xi'an 710016, P. R. China, Tel: 0086-29-86231082, E-mail: Sunrui\_NIN@163.com