

# 激光冲击处理对 GH3039 高温合金疲劳寿命的影响

汤洋<sup>1</sup>, 葛茂忠<sup>1\*</sup>, 王大明<sup>2</sup>, 项建云<sup>3</sup>

<sup>1</sup>江苏理工学院机械工程学院, 江苏 常州 213001;

<sup>2</sup>中国航发常州兰翔机械有限责任公司, 江苏 常州 213022;

<sup>3</sup>常州工业职业技术学院机械工程技术学院, 江苏 常州 213164

**摘要** 为了研究激光冲击处理对 GH3039 高温合金疲劳寿命的影响, 采用 Procudo200 型激光喷丸系统对 GH3039 高温合金薄板试样表面进行冲击处理; 然后采用光学显微镜观察激光冲击前后试样表层的微观组织, 采用 X-350A 型残余应力测定仪测试激光冲击前后试样表层的残余应力, 采用 MTS Landmark 370.10 电液伺服试验系统进行疲劳试验, 并利用  $\Sigma$ IGMA500 型扫描电子显微镜观测疲劳试样的断口形貌。结果表明: 激光冲击处理后合金表层晶粒明显细化, 试样表面激光诱导的平均残余压应力达到了一 255.07 MPa 左右, 试样的表面粗糙度由 0.0346  $\mu\text{m}$  增大到 0.048  $\mu\text{m}$ , 激光冲击试样的疲劳寿命是原始试样的 2.41 倍; 残余压应力和晶粒细化是激光冲击 GH3039 高温合金试样疲劳寿命延长的关键因素。

**关键词** 激光技术; 激光冲击处理; GH3039 高温合金; 微观组织; 残余应力; 疲劳寿命

中图分类号 TN249

文献标识码 A

doi: 10.3788/LOP56.221401

## Effect of Laser Shock Peening on Fatigue Life of GH3039 Superalloy

Tang Yang<sup>1</sup>, Ge Maozhong<sup>1\*</sup>, Wang Taiming<sup>2</sup>, Xiang Jianyun<sup>3</sup>

<sup>1</sup>School of Mechanical Engineering, Jiangsu University of Technology, Changzhou, Jiangsu 213001, China;

<sup>2</sup>China Airlines Changzhou Lanxiang Machinery Co., Ltd., Changzhou, Jiangsu 213022, China;

<sup>3</sup>School of Mechanical Engineering and Technology, Changzhou Institute of Industry Technology, Changzhou, Jiangsu 213164, China

**Abstract** In this study, the GH3039 superalloy sheets were treated by using a Procudo200 laser shock peening (LSP) system to study the effect of LSP on the fatigue life of the GH3039 superalloy. Further, the microstructure and residual stress of the samples before and after LSP were characterized by using an optical microscopy and an X-350A residual stress tester, respectively. The fatigue life tests for the samples before and after LSP were performed by using an MTS Landmark 370.10 electro-hydraulic servo test system, and the fracture morphologies of the samples were characterized by using a  $\Sigma$ IGMA500 scanning electron microscope. The experimental results denote that the grain size of the surface layer of the superalloy is refined by LSP. The average residual stress induced by LSP becomes  $-255.07$  MPa at the sample surface, and the surface roughness increases from 0.0346  $\mu\text{m}$  to 0.048  $\mu\text{m}$ . Furthermore, the fatigue life is observed to be improved by 2.41 times after LSP. Finally, the increase in fatigue life of the LSP-treated GH3039 superalloy can be mainly attributed to the residual compressive stress and grain refinement.

**Key words** laser technique; laser shock peening; GH3039 superalloy; microstructure; residual stress; fatigue life

**OCIS codes** 140.3390; 160.3900; 350.3390; 350.3850

收稿日期: 2019-04-22; 修回日期: 2019-05-07; 录用日期: 2019-05-13

基金项目: 江苏省科技成果转化项目(BA2018070)、江苏省自然科学基金面上项目(BK20151171)、江苏省研究生实践创新计划项目(20820111870)

\* E-mail: gmzxjy@126.com

# 1 引言

GH3039 是一种镍基高温合金,具有较高的强度、良好的抗氧化及耐腐蚀性能,被广泛应用于 850 °C 以下工作的航空发动机燃烧室等热端部件<sup>[1]</sup>。当 GH3039 高温合金用于制作航空发动机热端零件时,由于发动机工作期间受交变应力的作用(如转子不平衡引起的机械振动等),合金制备的零部件局部极易产生疲劳开裂,严重威胁着飞机的飞行安全<sup>[2]</sup>。随着现代飞机朝着高速、大升限、长航时、远航程的快速发展,在不增加飞机自重的前提下,采用表面改性技术提升高温合金的服役性能,尤其是抗疲劳性能,显得尤为重要<sup>[3]</sup>。

激光冲击处理技术是一种新型的表面强化技术,它利用高能脉冲激光使靶材发生超高应变率的塑性变形,在伴随基体微观结构发生变化(如晶粒细化、位错增加等)的同时,能够在材料内部诱发较大的残余压应力,从而使零部件的抗疲劳、耐磨损和耐应力腐蚀性能大幅提升<sup>[4-6]</sup>。目前,国内外已有采用激光冲击处理来改善高温合金抗疲劳性能研究的报道:李玉琴等<sup>[2]</sup>探讨了温度对激光冲击处理后 GH4133 高温合金强化效果的影响;龙骁旋等<sup>[7]</sup>的研究表明,激光冲击强化后,镍基高温合金 GH742 表层的晶粒被细化,激光冲击区域的残余应力高达 -910 ~ -1160 MPa,激光冲击试样的疲劳寿命为母材的 1.48 倍;He 等<sup>[8]</sup>的研究表明,K417 镍基合金经激光冲击后,振动疲劳强度提高了 180 MPa,而且残余应力和微观结构的改变导致了材料抗疲劳性能的提高;Karthik 等<sup>[9]</sup>的研究表明,与母材相比,Inconel 625 合

金经激光冲击处理后的腐蚀速率大幅下降;Gill 等<sup>[10]</sup>的研究表明,激光冲击处理诱导的位错缠结有助于提高 Inconel 718 镍基合金的局部硬度和屈服强度;Karthik 等<sup>[11]</sup>的研究表明,对于 Inconel 600 合金而言,激光冲击处理后的腐蚀速率约为未处理试样的 1/10<sup>6</sup>。所查资料显示,目前没有激光冲击处理 GH3039 镍基高温合金腐蚀速率的公开报道。

某型涡轴航空发动机结构件材料为 GH3039 镍基高温合金,服役一段时间后,该结构件出现了裂纹。本文采用激光冲击处理(LSP)技术对 GH3039 高温合金薄板进行表面改性处理,通过对比分析 GH3039 高温合金激光冲击处理前后的微观组织、残余应力、疲劳寿命及疲劳断口形貌,揭示激光冲击 GH3039 高温合金抗疲劳的机理,为某型涡轴航空发动机结构件激光表面改性工艺的实施和疲劳寿命的提高提供理论依据。

## 2 试验材料与方法

### 2.1 试验材料

试验材料为 GH3039 镍基高温合金板,其化学成分如表 1 所示。室温下该材料的力学性能如下:抗拉强度  $\sigma_b = 840$  MPa,屈服强度  $\sigma_{0.2} = 735$  MPa,延伸率  $\delta = 40\%$ 。采用线切割机床将板厚为 1.4 mm 的 GH3039 高温合金薄板切割成图 1 所示的疲劳试样,U 形缺口底部半径  $R$  为 1.5 mm,试样长度方向平行于板材轧制方向。疲劳试样分为两组:一组为未经激光冲击处理试样,即母材;另一组为激光冲击处理试样。为了保证试验结果的可靠性,每组加工 6 个试样。

表 1 GH3039 高温合金的化学成分

Table 1 Chemical composition of GH3039 superalloy

Element	C	Cr	Al	Ti	Mo	Nb	Fe	Si	S	Mn	P	Ni
Mass fraction /%	≤0.08	19-22	0.35-0.75	0.35-0.75	1.8-2.3	0.90-1.30	3.00	≤0.80	≤0.012	0.40	0.02	Bal.

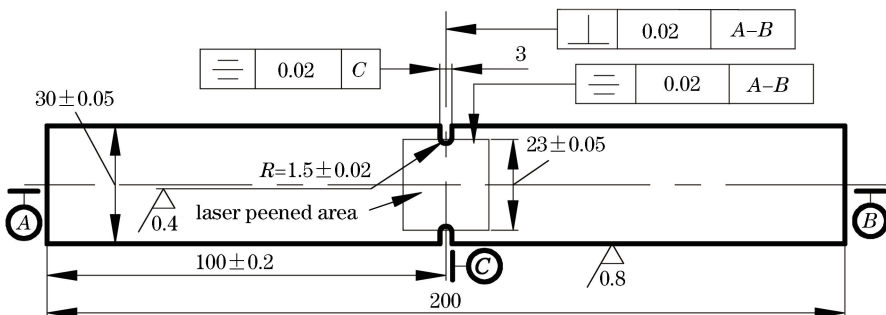


图 1 疲劳试样的形状和尺寸

Fig. 1 Shape and size of fatigue specimen

## 2.2 激光冲击处理试验

采用美国 LSPT 公司生产的 Procudo200 型激光喷丸系统进行激光冲击试验,选定的激光冲击工艺参数如下:激光波长为 1064 nm,脉宽为 10 ns,脉冲能量为 8 J,光斑直径为 3 mm<sup>[12]</sup>。吸收层和约束层分别选用 0.1 mm 厚的黑胶带和 2 mm 厚的流动水帘,光斑搭接率为 50%<sup>[12]</sup>。试样两侧表面依次进行单次激光冲击处理,冲击区域为 20 mm × 21 mm,激光冲击处理后的疲劳试样和激光扫描方向如图 2 所示。

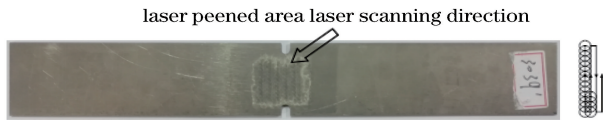


图 2 激光冲击处理后的疲劳试样和激光扫描方向

Fig. 2 Fatigue sample after LSP and laser scanning direction

## 2.3 微观结构和残余应力的测量

首先在激光冲击区域切取尺寸为 8 mm × 4 mm × 1.4 mm 的试样,经镶样、打磨、抛光和腐蚀等程序制作金相试样,然后采用 Axio Imager Mzm 光学显微镜观察试样的微观结构。采用 Image Pro-Plus 6.0 分析晶粒的大小;采用 X-350A 型 X 射线应力测定仪测定激光冲击前后 GH3039 高温合金表面的残余应力。

## 2.4 疲劳试验

采用 MTS Landmark 370.10 电液伺服试验系统进行疲劳试验,试验室温为 24 °C,相对湿度为 50%~60%;采用正弦波加载方式,最大载荷  $F_{max} = 4.62$  kN,应力比 0.1,加载频率为 10 Hz;利用试验系统自带的专用软件实时记录循环次数。采用  $\Sigma$ IGMA500 型扫描电镜观察疲劳试样的断口形貌(观察前先用酒精超声清洗断口,再用冷风吹干)。

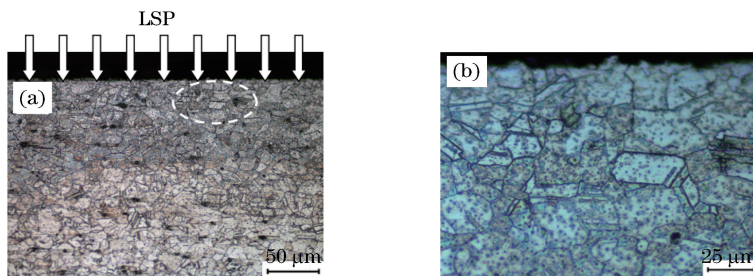


图 4 GH3039 高温合金试样经激光冲击处理后的微观形貌。(a)横截面;(b)图 4(a)的局部放大图

Fig. 4 Microstructure of GH3039 superalloy after LSP. (a) Cross section; (b) local magnification in Fig. 4(a)

## 3.2 残余应力

由图 5 可知,在衍射晶面方位角  $\Psi$  为  $0^\circ \sim 45^\circ$

## 3 试验结果与分析

### 3.1 微观结构

图 3 所示为 GH3039 高温合金原始试样横截面的微观结构,晶粒尺寸约为  $43.39 \mu\text{m}$ ,在晶粒内部和晶界上分布有析出的碳化物颗粒。

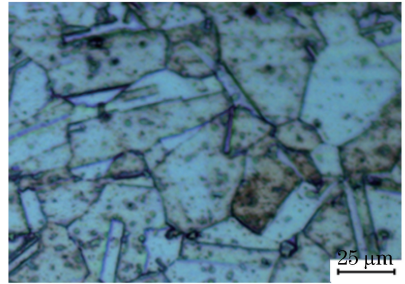


图 3 GH3039 高温合金原始试样横截面的微观形貌

Fig. 3 Cross-sectional microstructure of original sample of GH3039 superalloy

图 4(a)所示为 GH3039 高温合金单次激光冲击强化后的横截面微观结构,图 4(b)为图 4(a)中椭圆选定区域的局部放大图。从图 4(a)可以观察到,试样表层晶粒的尺寸呈梯度分布,且距表面愈远,晶粒尺寸愈大。这是因为高功率激光束辐照试样表面时产生的冲击波最大,故试样表面的塑性变形最剧烈;而冲击波在材料内部传播过程中,能量会随试样厚度的增加而衰退,故塑性变形程度不断减小。此外,图 4(a)中试样横截面上有明显的分界,上部颜色较深,下部颜色较浅,上部晶界不够清晰,这也与表层材料的塑性变形剧烈程度有关。图 4(b)给出了激光冲击试样近表层的微观结构。近表层晶粒的尺寸约为  $18.56 \mu\text{m}$ 。比较图 3 和图 4(b)可知:激光冲击后,GH3039 高温合金的晶粒明显细化;此外,剧烈的塑性变形导致晶粒内部和晶界上的析出物增多。

时,母材和激光冲击试样表面某一测量点处的残余应力分别为拉应力和压应力,说明激光冲击改变了

合金表层的应力状态。母材和激光冲击试样表面上6个不同测量点处的残余应力如表2所示,不同测量点之间的距离为1 mm左右。根据表2可知:母材试样表面的平均残余应力为 $(47.98 \pm 16)$  MPa,激光冲击试样表面的平均残余应力为 $(-255.07 \pm 16)$  MPa;同时,冲击处理后的试样表面残余应力分布并不均匀,最大值达到 $-298.4$  MPa,而最小值只有 $-202.4$  MPa。出现该现象的原因如下:1)与母材试样表面粗糙度的分布不均匀有关,试样局部的

表面粗糙度越大,当相同脉冲能量激光作用在试样表面时,激光诱导产生的冲击波将消耗更多的能量作用于高凸起轮廓上,从而使该局部区域的塑性变形程度降低,因此残余应力减小;2)与保护层黑胶带宽度的不均匀有关,若保护层黑胶带的局部厚度增大,就会对激光冲击波造成衰减,从而导致传递到试样中的能量减少,残余压应力减小;3)与约束层厚度的不均匀以及母材微观结构、力学性能的不均匀有关。

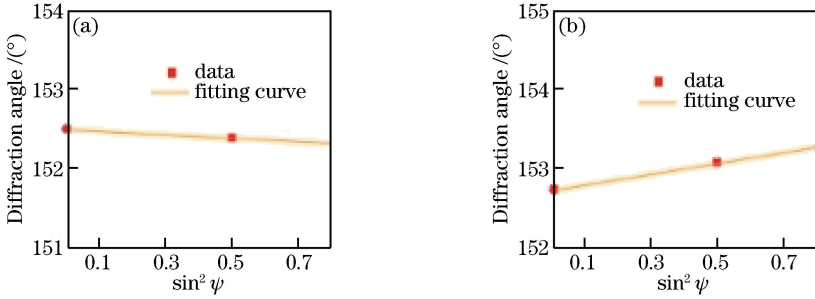


图5 不同试样表面测试点的残余应力状态。(a)母材试样;(b)激光冲击试样

Fig. 5 Residual stress state at tested point for different sample surfaces. (a) Original sample; (b) sample after LSP

表2 母材和激光冲击试样表面的残余应力

Table 2 Surface residual stress of original sample and sample after LSP

Tested point No.	1	2	3	4	5	6
Original sample	70.8	62.3	5.6	23.7	65.4	60.1
Laser peened sample	-217.1	-202.4	-269.7	-255.3	-287.5	-298.4

### 3.3 表面粗糙度分析

图6(a)、(b)所示分别为母材和激光冲击试样表面某一测量区域的三维形貌,可知:母材试样表面的平均粗糙度 $R_a = 0.0346 \mu\text{m}$ ,激光冲击试样表面的平均粗糙度 $R_a = 0.048 \mu\text{m}$ ,这表明激光冲击处理在一定程度上增大了试样的表面粗糙度。当试样表面粗糙度增大后,局部区域由于应力集中而成为裂纹源,从而降低了激光冲击试样的疲劳抗力,这对提高激光冲击试样的疲劳寿命是不利的。

### 3.4 疲劳性能分析

表3给出了GH3039高温合金试样在激光冲击前、后的疲劳试验结果。根据试验结果可知,在相同的交变载荷作用下,母材的平均寿命(即循环次数)为34748,而激光冲击处理后的试样的平均寿命为83801,激光冲击试样的平均寿命是母材的2.41倍。尽管激光冲击后GH3039高温合金的表面粗糙度由 $0.0346 \mu\text{m}$ 增大到 $0.048 \mu\text{m}$ ,但增幅很小,对GH3039高温合金疲劳寿命的影响不明显。

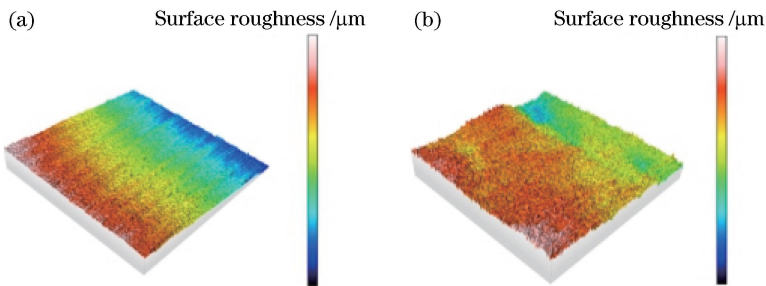


图6 不同试样表面的三维形貌。(a)母材;(b)激光冲击试样

Fig. 6 Three-dimensional topographies of different sample surfaces. (a) Original sample; (b) sample after LSP



表3 激光冲击处理前后 GH3039 高温合金的疲劳循环次数  
Table 3 Fatigue cycles of GH3039 superalloy before and after LSP

No.	1	2	3	4	5	6
Original sample	35354	34297	35067	33457	36118	34196
Laser peened sample	80541	86369	83142	84069	85023	83661

### 3.5 数理统计分析

假设 GH3039 高温合金激光冲击试样与母材试样的疲劳循环次数分布分别为  $\xi, \eta$ , 且  $\xi \sim N(u_1, \sigma_1^2)$  ( $N$  表示正态分布,  $u_1$  表示激光冲击试样样本均值,  $\sigma_1^2$  表示激光冲击试样总体方差),  $\eta \sim N(u_2, \sigma_2^2)$  ( $u_2$  表示母材样本均值;  $\sigma_2^2$  表示母材总体方差)。在显著性水平  $\alpha=0.05$  下, 检验假设:

$H_0: \sigma_1^2 = \sigma_2^2; H_1: \sigma_1^2 \neq \sigma_2^2$  ( $H_0$  表示原假设;  $H_1$  表示对立假设)。

GH3039 高温合金激光冲击试样与母材试样的样本均值及修正样本方差为:  $n_1 = 6, \bar{x} = 83801, s_1^{*2} = 1408364176$  ( $n_1$  表示激光冲击试样的数量;  $\bar{x}$  表示激光冲击试样疲劳寿命的平均值;  $s_1^{*2}$  表示激光冲击试样的修正样本方差);  $n_2 = 6, \bar{y} = 34748, s_2^{*2} = 242391153.9$  ( $n_2$  表示母材试样的数量;  $\bar{y}$  表示母材试样疲劳寿命的平均值;  $s_2^{*2}$  表示母材试样的修正样本方差)。故,  $F = \frac{s_1^{*2}}{s_2^{*2}} = 5.81$  ( $F$  表示随机变量)。

根据  $F$  分布表可知:  $F_{1-\frac{\alpha}{2}}(n_1-1, n_2-1) = F_{1-0.025}(5, 5) = 7.51$ 。

因为  $F = 5.81 < 7.51 = F_{1-\frac{\alpha}{2}}(n_1-1, n_2-1)$ , 故接受假设  $H_0$ , 即认为两组试样的方差相等。

在  $\sigma_1^2, \sigma_2^2$  未知但  $\sigma_1^2 = \sigma_2^2$ , 以及显著性水平  $\alpha = 0.05$  的条件下, 检验假设:

$H_0: u_1 - u_2 = 0; H_1: u_1 - u_2 \neq 0$  ( $H_0$  表示原假设;  $H_1$  表示对立假设)。

根据样本均值及修正样本方差, 可得  $t = \frac{|\bar{x} - \bar{y}|}{\sqrt{\frac{(n_1-1)s_1^{*2} + (n_2-1)s_2^{*2}}{n_1+n_2-2} \times \left(\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}\right)}} = 2.2471$  ( $t$  表示随机变量)。

根据  $t$  分布表, 可以知道  $t_{1-\frac{\alpha}{2}}(n_1+n_2-2) = t_{1-0.025}(10) = 2.2281$ 。

因为  $2.2471 > 2.2281$ , 所以拒绝  $H_0$ , 由此表明 GH3039 高温合金激光冲击试样与母材试样的疲劳寿命存在显著差异, 说明激光冲击对 GH3039 高温合金的疲劳寿命影响显著。

### 3.6 断口形貌分析

图 7(a)、(d) 所示分别为 GH3039 高温合金母材和激光冲击处理试样的断口形貌。两者 U 形缺口区域由于试样横截面积的改变, 均存在应力集中现象, 在外加交变载荷作用下, U 形缺口底部成为疲劳裂纹源<sup>[13]</sup>。与母材相比, 激光冲击处理后试样的疲劳源区光滑平坦, 这主要是因为激光冲击诱导的残余压应力能显著降低裂纹的张开位移, 在交变载荷作用下, 试样上下断面多次开合和挤磨, 使得断口的上下表面变得更加光滑<sup>[13]</sup>。相比于激光冲击试样, 母材试样的断口则显得更加平整。母材和激光冲击处理试样在裂纹扩展区的断口形貌分别如图 7(b)、(e) 所示。图 7(b) 所示的断口表面存在大量解理台阶及疲劳辉纹, 说明母材在裂纹扩展区的断裂为解理断裂, 而图 7(e) 所示的断口表面存在大量撕裂棱和少量韧窝, 同时可观察到河流状花样, 表明激光冲击试样在裂纹扩展区的断裂以准解理断裂为主。图 7(c)、(f) 分别为母材和激光冲击处理试样瞬断区形貌。从二者的瞬断区中能够明显观察到大量韧窝, 这表明二者在瞬断区的断裂为韧性断裂。同时, 相比于母材试样, 激光冲击处理后试样断口上的韧窝尺寸小且深度浅, 韧窝尺寸(平均直径和深度)取决于第二相质点的大小和密度、基体材料的塑性变形能力以及形变硬化指数等。激光诱导产生的冲击波能使 GH3039 合金表层产生应变硬化, 应变硬化能有效抑制内缩颈的产生, 故断口上的韧窝表现为小且浅<sup>[13]</sup>。

### 3.7 激光冲击 GH3039 高温合金抗疲劳机理分析

当合金承受来自激光诱导产生的高达数 GPa 的冲击波作用时, 合金表层会产生剧烈的塑性变形, 位错滑移被有效激活, 晶粒被显著细化<sup>[12]</sup>。晶粒尺寸越小, 单位体积内晶界的总面积就越大, 杂质元素在晶界上偏聚的浓度就越低, 从而提升了合金的滑移形变抗力<sup>[13]</sup>。此外, 晶粒细化使得相同的变形量能够更均匀地分散到较多的晶粒内, 使可能产生的局部开裂应力水平降低, 并得到松弛, 使塑性变形更为均匀, 从而抑制裂纹过早萌生<sup>[13]</sup>。在裂纹扩展阶段, 当微裂纹穿过晶界时会受到阻碍, 而晶粒细化导致晶界体积分数上升, 增大了微裂纹扩展的晶界阻

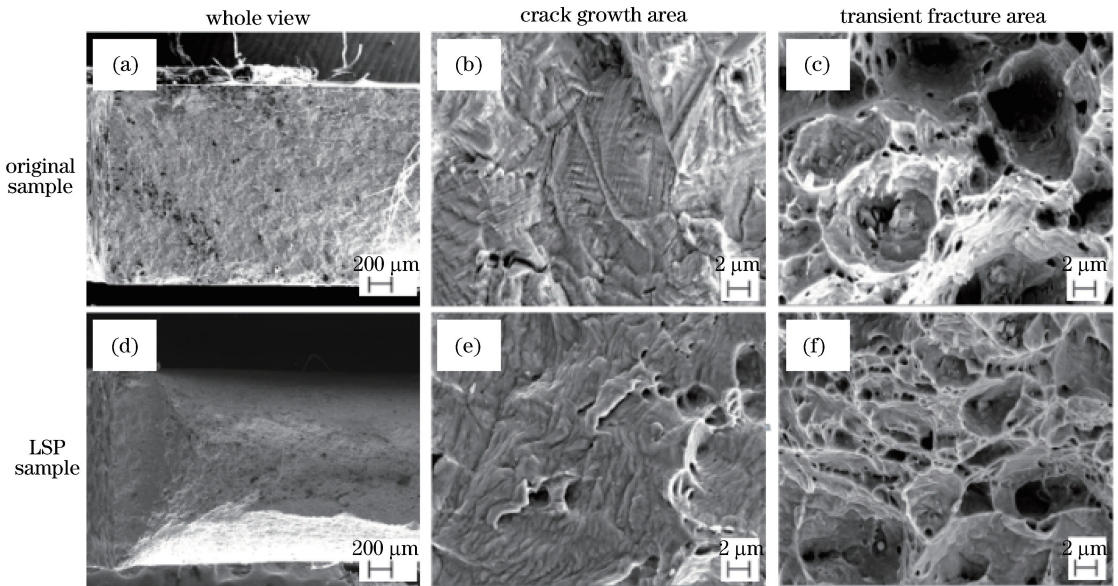


图7 不同试样的疲劳断口形貌

Fig. 7 Morphologies of fatigue fractures of different samples

力,增大能量消耗<sup>[13]</sup>。当微裂纹穿过晶界后,由于相邻晶粒之间不同的晶体学取向改变了微裂纹的扩展方向,需要耗费一部分能量,从而在一定程度上延缓了裂纹的扩展,提高了GH3039高温合金的疲劳寿命。

此外,冲击波在材料内部传播时,其能量呈现出不断减小的趋势,导致试样内、外层分别处于弹、塑性变形状态;当激光冲击结束后,表层材料发生永久变形,而次表层材料的弹性回复受到深度方向离开平衡位置质点的阻碍作用,从而在试样激光冲击区域产生残余压应力<sup>[12]</sup>。残余压应力能够平衡试样在疲劳试验过程中所承受的部分外加交变载荷,使材料承受的平均应力水平降低,推迟疲劳裂纹的萌生;同时,残余压应力对裂纹的闭合效应使疲劳裂纹的扩展速率放缓,进而延长GH3039高温合金的疲劳寿命<sup>[13]</sup>。

## 4 结 论

激光冲击处理后,GH3039高温合金表层的晶粒得到细化,同时改善了GH3039高温合金内部残余应力的状态,并使GH3039高温合金的疲劳寿命提高了2.41倍;数理统计进一步证实了激光冲击对GH3039高温合金具有显著影响。激光冲击处理诱导的晶粒细化与残余压应力的共同作用,是GH3039高温合金疲劳寿命得以延长的主要原因。

## 参 考 文 献

[1] Zheng G, Meng X K, Chen S L, *et al.* Research on

hot-corrosion of Inconel718 nickel-based alloy treated by warm laser shock peening[J]. Chinese Journal of Lasers, 2016, 43(4): 0403005.

郑刚, 孟宪凯, 陈松玲, 等. 激光温喷丸强化Inconel718镍基合金热腐蚀性能研究[J]. 中国激光, 2016, 43(4): 0403005.

[2] Li Y Q, He W F, Nie X F, *et al.* Laser shock peening of GH4133 nickel-based superalloy[J]. Rare Metal Materials and Engineering, 2015, 44(6): 1517-1521.

李玉琴, 何卫锋, 聂祥樊, 等. GH4133镍基高温合金激光冲击强化研究[J]. 稀有金属材料与工程, 2015, 44(6): 1517-1521.

[3] Lu G X, Jin T, Zhou Y Z, *et al.* Research progress of applications of laser shock processing on superalloys[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2018, 28(9): 1755-1764.

卢国鑫, 金涛, 周亦甯, 等. 激光冲击强化在高温合金材料应用上的研究进展[J]. 中国有色金属学报, 2018, 28(9): 1755-1764.

[4] Ge M Z, Xiang J Y, Tang Y. Effect of laser shock processing on fatigue crack growth rate of TC4 repaired parts [J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2018, 55(7): 071405.

葛茂忠, 项建云, 汤洋. 激光冲击处理对TC4修复件疲劳裂纹扩展速率的影响[J]. 激光与光电子学进展, 2018, 55(7): 071405.

[5] Ge M Z, Xiang J Y, Tang Y, *et al.* Wear behavior of Mg-3Al-1Zn alloy subjected to laser shock peening

- [J]. *Surface and Coatings Technology*, 2018, 337: 501-509.
- [6] Ge M Z, Xiang J Y, Yang L, *et al.* Effect of laser shock peening on the stress corrosion cracking of AZ31B magnesium alloy in a simulated body fluid [J]. *Surface and Coatings Technology*, 2017, 310: 157-165.
- [7] Long X X, Chen D L, He W F, *et al.* Effect of laser shock processing on fatigue life of Ni-based superalloy [J]. *Hot Working Technology*, 2008, 37(24): 78-79, 82.  
龙骁旋, 陈东林, 何卫锋, 等. 激光冲击强化对镍基高温合金疲劳寿命的影响[J]. *热加工工艺*, 2008, 37(24): 78-79, 82.
- [8] He W F, Li Y H, Li Q P, *et al.* The effects of laser shock peening on fatigue life in Ni-based superalloy [J]. *Advanced Materials Research*, 2010, 135: 209-214.
- [9] Karthik D, Stango S A X, Vijayalakshmi U, *et al.* Electrochemical behavior of laser shock peened Inconel 625 superalloy [J]. *Surface and Coatings Technology*, 2017, 311: 46-54.
- [10] Gill A S, Telang A, Chang Y, *et al.* Localized plastic deformation and hardening in laser shock peened Inconel alloy 718SPF [J]. *Materials Characterization*, 2018, 142: 15-26.
- [11] Karthik D, Swaroop S. Laser shock peening enhanced corrosion properties in a nickel based Inconel 600 superalloy [J]. *Journal of Alloys and Compounds*, 2017, 694: 1309-1319.
- [12] Ge M Z, Xiang J Y, Zhang Y K, *et al.* Effect of laser shock processing on impact toughness of AZ31B magnesium alloy [J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2013, 40(3): 0303002.  
葛茂忠, 项建云, 张永康, 等. 激光冲击处理对AZ31B镁合金冲击韧性的影响[J]. *中国激光*, 2013, 40(3): 0303002.
- [13] Shu D L. *Metal mechanical properties* [M]. Beijing: China Machine Press, 1999.  
束德林. *金属力学性能* [M]. 北京: 机械工业出版社, 1999.