

6061-T6 铝合金紧凑拉伸试样激光喷丸强化后的疲劳 裂纹扩展性能研究

周建忠 王呈栋* 黄舒 杨小东 徐增闯 杨晶 朱伟

(江苏大学机械工程学院, 江苏 镇江 212013)

摘要 采用波长为 1064 nm, 脉冲宽度 20 ns 的 YLSS-D25A/M 型激光器, 按预定轨迹对 6061-T6 铝合金紧凑拉伸 (CT) 疲劳试样进行大面积光斑搭接的双面激光喷丸强化 (LSP) 处理, 研究了喷丸强化前后试样中残余应力的分布情况, 讨论了激光喷丸处理对含预制裂纹 CT 样疲劳裂纹扩展速率的减缓程度, 分析了激光喷丸后试样的疲劳断口特征。结果表明, 激光喷丸强化诱导的残余压应力场能有效地降低疲劳裂纹扩展速率, 疲劳寿命提高 64.4%, 观察试样激光喷丸后疲劳断口的宏微观形貌, 发现在疲劳裂纹扩展区, 张应力轴与裂纹平面垂直, 正断面上出现明显的疲劳辉纹, 疲劳辉纹间距随着裂纹的扩展而逐渐增大。

关键词 激光技术; 激光喷丸强化; 残余应力; 疲劳寿命; 裂纹扩展速率; 疲劳断口

中图分类号 TN249 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201138.0703009

Study on Fatigue Crack Growth Performance of 6061-T6 Aluminum Alloy after Laser Shot Peening

Zhou Jianzhong Wang Chengdong Huang Shu Yang Xiaodong

Xu Zengchuang Yang Jing Zhu Wei

(School of Mechanical Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang, Jiangsu 212013, China)

Abstract An investigation is proposed to evaluate fatigue crack performances of compact tension (CT) specimen of 6061-T6 aluminum alloy treated by large area overlapped both-sides laser shot peening (LSP) along given orbit using YLSS-D25A/M laser, operating at 20 ns with 1064 nm radiation. Residual stress distributions before and after LSP are studied, effectiveness of LSP in retarding rate of pre-cracked CT specimen as well as their fatigue fracture characteristics after LSP are also discussed. Results show that LSP can effectively decrease crack growth rate, as a consequence, fatigue life is extended by 64.4%. Macro and micro fatigue fracture morphology of fatigue cracks of CT specimen after LSP indicates that tensile stress axis is perpendicular to crack plane in expansion area while apparent fatigue striation exists on section of front view. Fatigue striation space increases with gradual growth of crack.

Key words laser technique; laser shot peening; residual stress; fatigue life; crack growth rate; fatigue fracture

OCIS codes 140.3440; 140.3538; 140.3390; 160.3900; 220.4610

1 引 言

激光喷丸强化 (LSP) 是继机械喷丸、滚压强化、冷挤压之后发展起来的一种新型抗疲劳制造技术, 利用高功率密度、短脉冲激光和材料相互作用诱导

的高幅冲击波压力实施表面改性, 从而提高金属零件的抗疲劳、耐磨损和抗腐蚀能力^[1,2]。激光喷丸强化能大幅改善结构件的疲劳寿命, 其主要原因是激光喷丸诱导的高幅残余压应力场降低了疲劳裂纹

收稿日期: 2011-03-18; **收到修改稿日期**: 2011-04-11

基金项目: 国家自然科学基金 (50675090)、江苏省自然科学基金 (BK2010351)、江苏省高校自然科学基金 (10KJB460002)、江苏大学研究生创新基金 (CX09B_07XZ)、镇江市工业科技支撑项目 (SGY20090026)、江苏省 2008 青蓝工程和江苏高校优势学科建设资助课题。

作者简介: 周建忠 (1964—), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事激光先进制造技术方面的研究。E-mail: zhoujz@ujs.edu.cn

* **通信联系人**。E-mail: wangchengdong99@163.com

扩展速率^[3,4],激光喷丸后疲劳裂纹扩展性能日益受到关注。C. Rubio-González 等^[5]研究了激光喷丸对 2205 双相不锈钢疲劳裂纹扩展性能的影响,结果表明激光喷丸能够有效地提高其疲劳裂纹扩展寿命,但对显微硬度和微观组织影响不明显;A. Chahardeli 等^[6]基于激光喷丸诱导的残余压应力场对不锈钢疲劳裂纹扩展速率的影响,提出了残余压应力场下表征应力强度因子的“等效疲劳应力”概念;罗新民等^[7]对 2A02 铝合金激光冲击强化后的疲劳行为进行了研究,指出激光冲击强化能将 2A02 铝合金试样的疲劳寿命提高 1.835~2.882 倍;邹世坤等^[8]对 1.5 mm 厚的 30CrMnSiA 和 1.7 mm 厚的 GH30 试样进行了激光喷丸处理,研究了激光冲击对疲劳裂纹扩展速率的影响,但由于处理区域小且喷丸间距较大,导致强化效果并不理想,说明在裂纹尖端区域的喷丸轨迹和方式对强化效果有很大影响。

本文采用大面积光斑搭接方式对 6061-T6 铝合金紧凑拉伸(CT)试样进行激光喷丸处理,并对试样强化前后的疲劳裂纹扩展性能进行试验研究,旨在揭示激光喷丸对裂纹扩展速率和疲劳寿命的影响。同时,也为激光喷丸强化铝合金疲劳特性的数值模拟及其寿命预测方法的进一步完善提供实验数据支撑^[9,10]。

2 试样材料与制备

2.1 试样材料

试样材料为 6061-T6 铝合金航空板材,具有强度高、延展性好、抗腐蚀性强、焊接性能优异等特点,能够抑制应力腐蚀开裂和变形,广泛应用于机械、航空、汽车和冶金等领域,研究其裂纹扩展性能对国民经济的发展具有十分重要的意义。6061-T6 铝合金的化学成分和机械性能参数如表 1 所示^[11]。

表 1 6061-T6 铝合金的化学成分和机械性能

Table 1 Chemical composition and material properties of 6061-T6 aluminum alloy

Composition (mass fraction /%)	Mg	Si	Fe	Cu	Cr	Mn	Ti	Zn	Al
	0.90	0.64	0.67	0.18	0.27	0.06	0.15	0.24	Bal.
Material properties	σ_b /MPa	$\sigma_0.2$ /MPa	δ /%	E /GPa	ρ /(kg/m^3)	ν	HEL/GPa		
	328	289.9	13.5	69.8	2672	0.33	1.02		

2.2 试样的制备

根据 GB6398-86 金属材料疲劳裂纹扩展速率试样方法中规定标准紧凑拉伸试样的参数,结合具体试验条件,采用如图 1 所示的 CT 试样,长 62.5 mm,宽 60 mm,厚 6 mm。试样长度方向平行于轧制方向。试样加工、试验的工艺路线为:1)线切割至轮廓外形尺寸;2)粗、精镗孔至 $\phi 12.5$ mm;3)线切割切口长度 $a_n = 12.5$ mm;4)疲劳试验机预制 $a_f = 2.5$ mm 裂纹;5)对裂纹尖端延伸区域进行激光喷丸强化处

理;6)激光喷丸强化前后疲劳裂纹扩展试验;7)用恒力把试样拉断观察其断口,最终拉断后的试样如图 2 所示。利用 MTS-809 疲劳拉扭试验机的 Pre-crack 模块进行疲劳裂纹预制,采用应力比为 0.1 的正弦拉-拉载荷,以恒定最大应力强度因子作为裂纹预制准则,试样结构弹性模量 $E = 69.8$ GPa,施加最大外载荷为 3.0 kN,交变频率为 $f = 9$ Hz,试验条件为空气、室温。裂纹预制到 $a_f = 2.5$ mm 停止,初始裂纹总长度为 $a_f + a_n = 15$ mm。

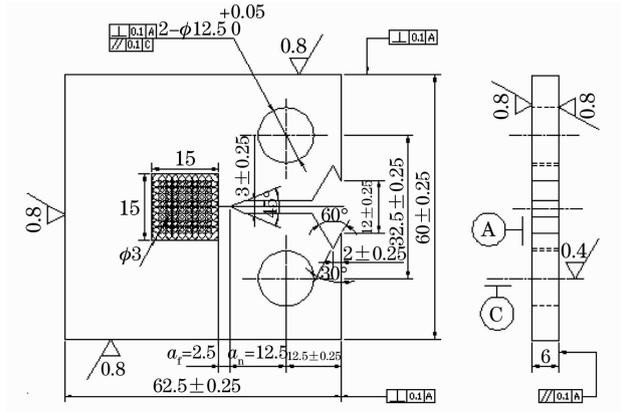


图 1 6061-T6 铝合金紧凑拉伸试样

Fig. 1 CT specimen of 6061-T6 aluminum alloy

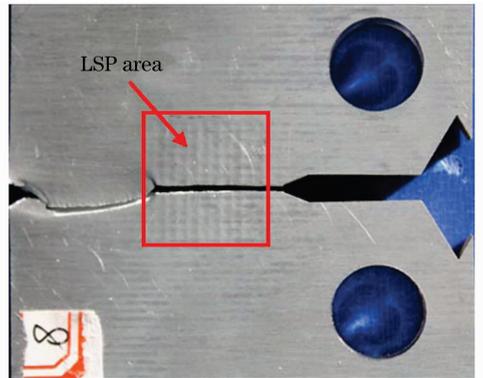


图 2 激光喷丸处理的 CT 试样

Fig. 2 Fracture plan view of CT specimen treated by LSP

3 试验研究

3.1 激光喷丸强化试验

激光喷丸试验使用波长为 1064 nm, 脉冲宽度 20 ns, 重复频率 1 Hz 的 YLSS-D25A/M 型激光喷丸系统对试样初始裂纹尖端延伸方向 15 mm×15 mm 的正方形区域进行大面积光斑搭接的双面激光喷丸

表 2 不同试样激光喷丸强化实验参数

Table 2 Experimental parameters of different specimens treated by LSP

No.	Laser energy /J	Spot diameter /mm	Overlapping rate /%	Transparent overlay	Opaque overlay
5 and 6	3	3	50	water	black tape
7 and 8	5	3	50	water	black tape

3.2 疲劳裂纹扩展试验

选择 MTS-809 疲劳拉扭试验机的疲劳裂纹扩展模块对激光喷丸前后 6061-T6 铝合金 CT 试样的疲劳裂纹扩展性能进行研究。疲劳试验在室温和空气介质的环境下进行, 考虑到 6061-T6 铝合金延展性较好, 试验采用应力比 $R=0.5$ 的正弦拉-拉载荷, 施加最大外载荷为 3 kN, 交变频率 $f=5$ Hz, 以恒定最大外载荷作为裂纹扩展准则, 裂纹总长达到 30 mm 停止试验, 裂纹扩展全过程由疲劳试验机的 COD 硅片夹头实时监测, 从而获得同一试样在不同循环次数下的裂纹扩展性能参数。

4 试验结果与讨论

4.1 激光喷丸强化前后 CT 试样中残余应力分布

对含初始裂纹的 CT 试样进行激光喷丸强化后, 出现了与无裂纹实体试样相似的喷丸强化效果^[12], 处理区域仍然可以产生较大的残余压应力分布。图 3 为疲劳裂纹预制后, 稳定扩展前裂纹尖端的残余应力分布情况, 从中可以看出 4 号(未处理)试样在距离裂纹尖端 1 mm 处出现最大值为 100 MPa 的残余拉应力, 在沿裂纹扩展路径距裂纹尖端 2 mm 处趋于稳定, 基体残余拉应力约为 43 MPa; 而激光能量为 3 J 的 5 号试样, 裂纹尖端残余应力约为 -78 MPa, 沿裂纹扩展路径方向先减小至 -47 MPa 后逐渐增大到 -128 MPa; 激光能量为 5 J 的 8 号试样, 残余压应力分布情况与 5 号试样类似, 但激光能量的增大产生了更大的残余压应力。激光喷丸强化在靶材表面产生高密度、均匀稳定的位错, 高密度位错等晶体缺陷引起原子点阵受压产生畸变, 宏观上表现为较高的残余应力, 表面层残余压应力是引起缺口疲劳极限大幅度提高和疲劳缺口敏感度显著下降的主要因素, 激光喷丸强化在试样内部及深度方向诱导

强化处理, 光斑直径为 3 mm, 搭接率为 50%, 共选取 8 个试样, 其中 1~4 号试样是未处理试样, 5~8 号分别用 3 J 和 5 J 的能量进行激光喷丸强化处理, 激光能量吸收层和约束层分别采用厚度为 0.1 mm 的美国 3M 公司专用黑胶带和厚度为 1~2 mm 的流水, 具体试验参数如表 2 所示。

的残余压应力场使外加拉应力或裂纹尖端的实际应力强度因子得到降低, 能有效地减轻拉应力加速裂纹扩展和引起新裂纹的负面影响, 提高了疲劳裂纹扩展抗力, 大幅延长了 6061-T6 铝合金受损结构件的疲劳寿命。

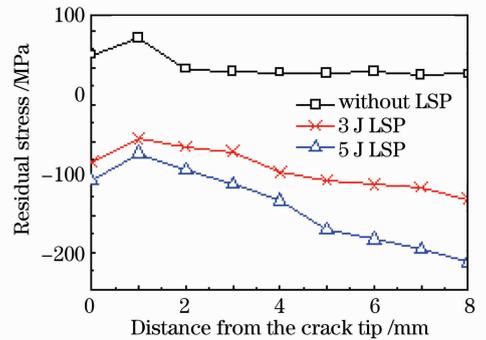


图 3 裂纹尖端的残余应力分布

Fig. 3 Residual stress distribution from crack tip

4.2 激光喷丸对疲劳寿命的影响

图 4 为 6061-T6 铝合金 CT 试样激光喷丸强化后, 疲劳裂纹长度 a 以及相应的循环次数 N 之间的关系曲线。从中可以看出, 当疲劳裂纹长度扩展至 30 mm 时, 经过 3 J 激光能量喷丸强化处理后, 5 号

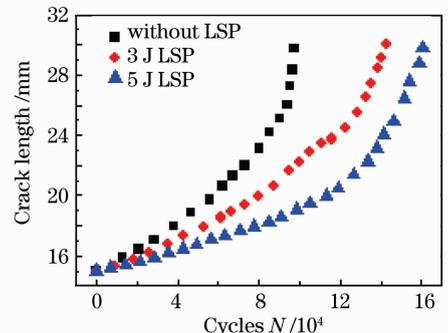


图 4 疲劳裂纹长度和循环次数的 $a-N$ 曲线

Fig. 4 $a-N$ curve of crack length and life cycles

试样的疲劳寿命较 4 号未处理试样,从 97450 次提高到了 144834 次,提高了 48.6%;当能量增大到 5 J 后,8 号试样的疲劳寿命提高到 160431 次,较 4 号未处理试样提高了 64.6%,裂纹的总长度对激光喷丸处理后试样最终疲劳寿命有着一定影响^[13]。值得注意的是当裂纹扩展至激光喷丸处理中心区域 $a=22.9$ mm 时,5 号试样出现了裂纹阻滞现象,即循环周次增加但裂纹尺寸并未明显增长,这是因为高的残余压应力阻碍裂纹的稳定扩展。裂纹扩展至 $a=24.4$ mm 时便离开激光喷丸强化的阻滞区,并按原有趋势扩展直至断裂。

4.3 激光喷丸对裂纹扩展速率的影响

图 5 为完整的疲劳裂纹扩展速率曲线,疲劳裂纹扩展区域可定性分为 3 个区,即近门槛 A 区、裂纹稳定扩展 B 区和裂纹快速扩展 C 区。这里主要研究 6061-T6 铝合金 CT 试样激光喷丸强化后 B 区和 C 区的疲劳裂纹扩展情况。常用的裂纹扩展速率公式有描述 B 区裂纹扩展速率 Paris 公式^[14]

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m, \quad (1)$$

对 Paris 公式两边取对数得

$$\lg \frac{da}{dN} = \lg C + m \lg \Delta K, \quad (2)$$

和综合考虑稳定扩展 B 区和快速扩展 C 区的 Forman 公式^[14]

$$\frac{da}{dN} = \frac{C(\Delta K)^m}{(1-R)K_c - \Delta K}, \quad (3)$$

式中 R 为应力比,常数 C, m 和 K_c 是根据裂纹扩展速率试验结果拟合得到的常数。

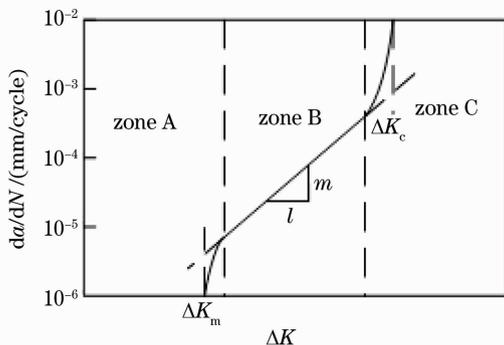


图 5 裂纹扩展曲线的 3 个划分区域

Fig. 5 Crack growth rate curve of three divisions

一般地,稳定扩展 B 区的裂纹扩展速率对显微组织、平均应力和试样厚度等因素影响不敏感,在此区域有 4 种裂纹扩展机制:辉纹机制、微孔连接、微区解理和晶间分离。铝合金在此区域的裂纹扩展为

辉纹机制,每一拉载荷循环,使裂纹扩展并形成一个大辉纹,裂纹以辉纹机制扩展时,其扩展速率低,在微观尺度内,疲劳裂纹的扩展方式受到试样显微组织的影响,从而引起辉纹局部方向的改变^[15]。当裂纹继续扩展至 C 区时,疲劳裂纹按瞬断机制扩展。

6061-T6 铝合金 CT 试样激光喷丸前后的疲劳裂纹扩展速率曲线如图 6 所示,可以看出,在稳定扩展阶段,经过 3 J 激光能量处理后的 5 号试样,裂纹扩展速率较 4 号未处理试样降低;而经过 5 J 激光能量处理后的 8 号试样的裂纹扩展速率则进一步降低,这与之前所述激光喷丸在裂纹尖端诱导的残余应力场分布情况一致,裂纹扩展初期 ΔK 较小,表明激光喷丸强化能明显降低裂纹扩展速率;随着 ΔK 逐渐增大,喷丸作用效果逐渐减小,这可能是疲劳裂纹动态扩展引起裂纹尖端残余压应力松弛的缘故;当裂纹进入快速扩展的 C 区后,激光喷丸强化处理效果明显减弱。值得注意的是,当 4 号未喷丸试样的应力强度因子差值 ΔK 到达 379 $N/mm^{1.5}$ 时,进入了快速扩展的 C 区,而经过激光喷丸强化处理的 5 号样和 8 号样,其应力强度因子差值 ΔK 分别为 364 $N/mm^{1.5}$ 和 353 $N/mm^{1.5}$ 时就进入了快速扩展的 C 区,表明激光喷丸强化使得 6061-T6 铝合金疲劳裂纹提前进入快速扩展区,但快速扩展 C 区的寿命只占整个裂纹扩展寿命的很小部分,故对于激光喷丸处理试样后的整体疲劳裂纹扩展寿命影响不大。这里主要研究 6061-T6 铝合金试样激光喷丸强化后稳定裂纹扩展 B 区以及快速扩展 C 区,表 3 为 Paris 公式计算未处理和激光喷丸试样稳定扩展 B 区的 C, m 值,由 (2) 式可知,在双对数坐标系中 m 为裂纹扩展速率曲线的斜率,它随激光喷丸诱导的残余压应力的增大而增大; C 值为裂纹扩展速率曲线与纵坐标的截距,它随残余压应力的增大而减少。

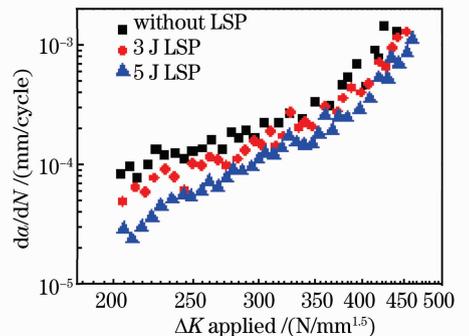


图 6 疲劳裂纹扩展速率 $da/dN-\Delta K$ 曲线

Fig. 6 $da/dN-\Delta K$ curve of fatigue crack growth rate

表 3 不同试样的疲劳断裂性能

Table 3 Fracture fatigue performances of different specimens

Number of specimens	Maximum residual stress /MPa	Life cycles	Final crack size /mm	$C / 10^{-10}$	m
4	0	97450	30	2.570	2.3766
5	-114.3	124834	30	1.210	2.4562
8	-177.2	160431	30	0.509	2.5430

4.4 试样断口形貌

待疲劳裂纹扩展至 30 mm 时,选取典型的 4, 5, 8 号试样,用恒力拉断,线切割切取断口,并置于丙酮溶液中进行超声波清洗,吹干,分析激光喷丸前后试样的疲劳断口特征。图 7 为 5 号 CT 试样激光喷丸强化后的宏微观断口图片。从图 7(a)中可以看出,疲劳裂纹扩展的方向并没有发生偏移或歪曲,图中左边较为粗糙的区域为线切割后的基体材料,中间光亮细致的晶粒状断口为疲劳裂纹扩展区,在此区域可看到明显的贝纹线,右端含剪切唇的变形区域为恒力拉断的瞬断区,观察瞬断区宏观断口形貌,发现此区域断口无金属光泽,断口形状基本一致,这表明基体材料的微观结构一致性较强;图 7(b)为(a)中 A 区的放大图,可以看到明显的疲劳辉纹,此时疲劳辉纹间距较小,为 $0.1 \mu\text{m}$;图 7(c)为(a)中贝纹线的放大图,这些贝纹线以裂纹核心为中心向四周扩散,形成一簇弧形线条,垂直于裂纹扩展方向。对照 5 号试样的 $a-N$ 曲线可以发现,贝纹线出现区域与 $a-N$

曲线中的裂纹长度增长阻滞区域相对应,即在贝纹线出现区域,疲劳裂纹扩展所受阻力较大,随着循环周次的增加,裂纹长度缓慢增长,说明激光喷丸强化产生的残余压应力分布对疲劳裂纹扩展速率起到延缓作用;图 7(d)为(a)中 B 区的放大图,由于 B 区接近裂纹扩展区的末端,此时裂纹扩展速率较(b)图明显增大,疲劳辉纹间距增加至 $1 \mu\text{m}$;图 7(e)为(a)中 C 区的放大图,C 区位于疲劳裂纹扩展和瞬断区的过渡区域,可以看到明显的分界线,左边疲劳裂纹扩展区域以疲劳辉纹机制为主,而右边的瞬断区以微孔连接机制为主,张应力轴与断面的交角由 90° 向 45° 过渡,当应力轴与断面的交角等于 45° 时,疲劳辉纹消失;图 7(f)为(a)中 D 区的放大图,D 区为瞬断区,呈现韧性材料的断裂特征,断口产生大量的等轴韧窝,这是材料在夹杂物、第二相粒子与基体的界面处形成微裂纹,因相邻微裂纹聚合产生微孔洞,随后孔洞长大、增殖,最后连接形成断裂后,在断口表面上所留下的痕迹。在韧窝中发现了明显的夹杂

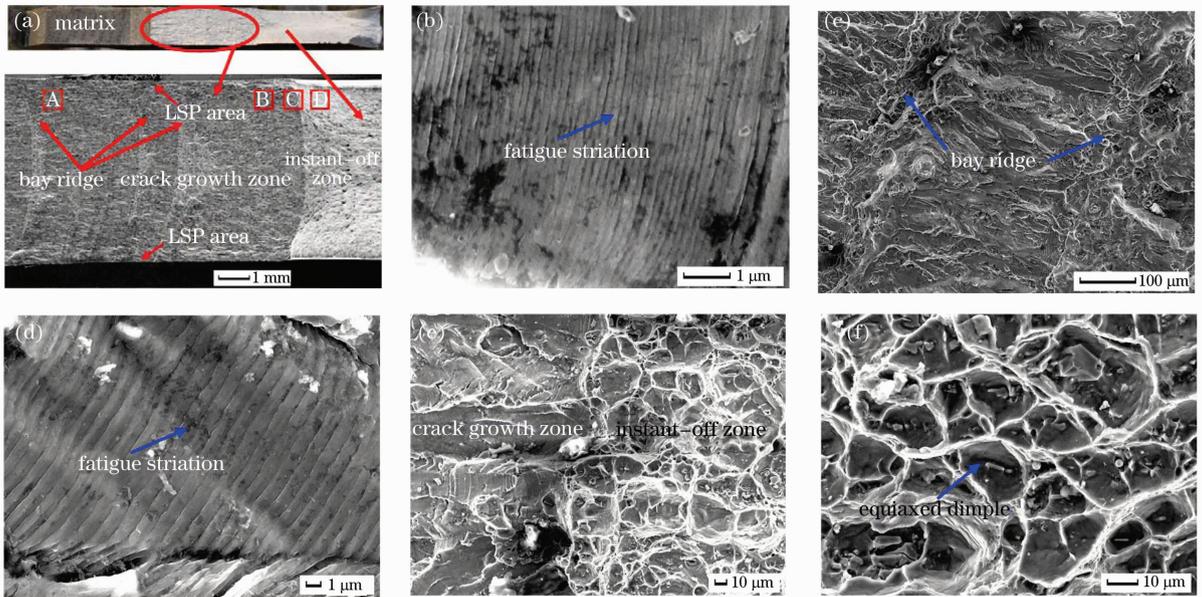


图 7 激光喷丸处理后 5 号试样的疲劳断口形貌。(a) 疲劳断口宏观形貌;(b) 图(a)中 A 区放大图;(c) 贝纹线放大图;(d) 图(a)中 B 区放大图;(e) 图(a)中 C 区放大图;(f) 图(a)中 D 区放大图

Fig. 7 Fatigue fracture morphology of specimen 5 after LSP. (a) Fatigue fracture macro morphology; (b) area A amplification of figure(a); (c) bay-bridge amplification; (d) area B amplification of figure(a); (e) area C amplification of figure(a); (f) area D amplification of figure (a)

颗粒,说明夹杂颗粒是裂纹形核和扩展的有效途径。

5 结 论

1) 激光喷丸强化在试样表层诱导的残余压应力场能有效地减轻拉应力加速裂纹扩展和引起新裂纹的负面影响,降低疲劳裂纹扩展速率,并使裂纹产生闭合效应,大幅延长了 6061-T6 铝合金的疲劳寿命。相比激光能量为 3 J 的试样,激光能量为 5 J 的 CT 试样疲劳裂纹延寿效果更强。

2) 在 6061-T6 铝合金裂纹扩展初期,激光喷丸强化能明显降低裂纹扩展速率,但随着裂纹不断扩展, ΔK 逐渐增大,激光喷丸对疲劳裂纹扩展速率的影响逐渐减弱,这可能是裂纹扩展时残余压应力释放的缘故。在双对数坐标图中 m 为裂纹扩展速率曲线的斜率,它随着激光喷丸诱导的残余压应力的增大而增大; C 值为裂纹扩展速率曲线与纵坐标的截距,它随残余压应力的增大而减少。

3) 分析 6061-T6 铝合金 CT 试样激光喷丸后疲劳断口的宏微观形貌,可以发现,在疲劳裂纹扩展区,张应力轴与裂纹平面垂直,正断面上出现明显的疲劳辉纹,随着裂纹的逐步扩展,疲劳辉纹间距逐渐增大,在此区域中出现的贝纹线表明激光喷丸强化在试样表层产生的残余压应力分布对疲劳裂纹的扩展速率起到延缓作用。

参 考 文 献

- 1 Charles S. Montross, Tao Wei, Lin Ye *et al.*. Laser shock processing and its effects on microstructure and properties of metal alloys: a review [J]. *International J. Fatigue*, 2002, **24**(10): 1021~1036
- 2 J. Z. Lu, K. Y. Luo, Y. K. Zhang *et al.*. Grain refinement of LY2 aluminum alloy induced by ultra-high plastic strain during multiple laser shock processing impacts [J]. *Acta Materialia*, 2010, **58**(11): 3984~3994
- 3 Li Wei, He Weifeng, Li Yinghong *et al.*. Effects of laser shock processing on vibration fatigue properties of K147 material [J]. *Chinese J. Lasers*, 2009, **36**(8): 2197~2201
李 伟, 何卫峰, 李应红 等. 激光冲击强化对 K417 材料振动疲劳性能的影响 [J]. *中国激光*, 2009, **36**(8): 2197~2201
- 4 X. D. Ren, T. Zhang, Y. K. Zhang *et al.*. Mechanical

- properties and residual stresses changing on 00Cr12 alloy by nanoseconds laser shock processing at high temperatures [J]. *Materials Science and Engineering A*, 2011, **528** (4-5): 1949~1953
- 5 C. Rubio-González, C. Felix-Martinez, G. Gomez-Rosas *et al.*. Effect of laser shock processing on fatigue crack growth of duplex stainless steel [J]. *Materials Science and Engineering A*, 2011, **528**(3): 914~919
 - 6 A. Chahardehi, F. P. Brennan, A. Steuwer. The effect of residual stresses arising from laser shot peening on fatigue crack growth [J]. *J. Engineering Fracture Mechanics*, 2010, **77**(11): 2033~2039
 - 7 Luo Xinmin, Zhang Jingwen, Zhao Guangzhi *et al.*. Effect of laser shock strengthening on fatigue behaviors of 2A02 aluminum alloy [J]. *Chinese J. Lasers*, 2009, **36**(12): 3323~3328
罗新民, 张静文, 赵光之 等. 激光喷丸强化对 2A02 铝合金疲劳行为的影响 [J]. *中国激光*, 2009, **36**(12): 3323~3328
 - 8 Zou Shikun, Wang Jian, Wang Huaming *et al.*. Study on laser shock processing to decrease the fatigue crack growth rates of aluminum alloy [J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2002, **9**(1): 37~39
邹世坤, 王 健, 王华明 等. 激光冲击处理降低铝合金裂纹扩展速率的研究 [J]. *航空制造技术*, 2002, **9**(1): 37~39
 - 9 Zhou Jianzhong, Huang Shu, Zhao Jianfei *et al.*. Numerical analysis on fatigue properties of aluminum alloy induced by laser shock peening [J]. *Chinese J. Lasers*, 2008, **35** (11): 1735~1740
周建忠, 黄 舒, 赵建飞 等. 激光喷丸强化铝合金疲劳特性的数字化分析 [J]. *中国激光*, 2008, **35**(11): 1735~1740
 - 10 Zhao Jianfei, Zhou Jianzhong, Huang Shu *et al.*. Numerical simulation on fatigue crack growth of metal sheet induced by laser shot peening [J]. *International of Modern Physics B*, 2009, **23**(6-7): 1646~1651
 - 11 B. F. Jogi, P. K. Brahmanekar, V. S. Nanda *et al.*. Some studies on fatigue crack growth rate of aluminum alloy 6061 [J]. *J. Materials Processing Technology*, 2008, **201**(1-3): 380~384
 - 12 Harold Luong, Michael R. Hill. The effects of laser peening and shot peening on high cycle fatigue in 7050-T7451 aluminum alloy [J]. *Materials Science and Engineering A*, 2010, **527** (3): 699~707
 - 13 Omar Hatamleh, Jed Lyons, Royce Forman. Laser and shot peening effects on fatigue crack growth in friction stir welded 7075-T7351 aluminum alloy joints [J]. *International Journal of Fatigue*, 2007, **29**(3): 421~434
 - 14 Wang Ziqiang. *Advanced Fracture Mechanics* [M]. Beijing: Science Press, 2009. 205~208
王自强. *高等断裂力学* [M]. 北京: 科学出版社, 2009. 205~208
 - 15 J. A. Hines, G. Lutjering. Propagation of micro-cracks at stress amplitudes below the conventional fatigue limit in Ti-6Al-4V [J]. *Surface & Coatings Technology*, 1999, **22**(8): 657~665