

激光冲击强化对 2524 铝合金疲劳寿命的影响

李松柏, 张程, 李湘, 王冲

(中南大学 机电工程学院, 长沙 410083)

摘 要: **目的** 探索激光冲击工艺参数对 2524 铝合金疲劳寿命的影响。**方法** 开展不同激光能量、不同冲击次数下的激光冲击强化实验, 测试其残余应力和表面硬度, 并进行裂纹扩展实验和显微组织观察。**结果** 激光冲击强化能显著提高材料的表面硬度, 且材料的硬度值随着冲击能量和冲击次数的增加而递增, 但硬度增长率随冲击次数增多而降低。激光冲击强化在试样表层形成较大的残余压应力, 使用 6.25 J 的激光能量冲击 1 次, 最大残余压应力可达 -222 MPa, 并且残余压应力随着激光能量和冲击次数增加而增加, 但冲击强化次数存在阈值。相较于未冲击试样, 激光冲击 1 次的试样的疲劳寿命提升 32%, 冲击 2 次的疲劳寿命提升 41%。对试样断口进行微观形貌观察, 在裂纹长度为 28 mm 处, 未冲击试样、激光冲击 1 次和冲击 2 次试样的疲劳条带间距分别为 1.06、0.628、0.488 μm , 裂纹扩展速率分别为 1.06×10^{-3} 、 6.28×10^{-4} 、 4.88×10^{-4} mm/N。**结论** 激光冲击强化能显著提高 2524 铝合金的表面硬度, 并在表面产生较大的残余压应力。激光冲击强化能够有效迟滞 2524-T3 铝合金的疲劳裂纹扩展速率, 进而有效延长疲劳寿命。

关键词: 激光冲击强化; 2524 铝合金; 残余压应力; 裂纹扩展; 疲劳寿命

中图分类号: TN249; TG668 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2020)05-0207-07

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2020.05.025

Effect of Laser Shock Peening on Fatigue Life of 2524 Aluminum Alloy

LI Song-bai, ZHANG Cheng, LI Xiang, WANG Chong

(School of Mechanical and Electrical Engineering, Central South University, Changsha 410083, China)

ABSTRACT: The work aims to study the influence of laser shock peening (LSP) parameters on the fatigue life of 2524 aluminum alloy. The LSP experiments with different laser energies and different shock times were carried out to test the hardness and the residual stress. Then, the crack propagation experiments and microstructure observations were also conducted. LSP treatment could significantly improve the surface hardness of the material, and the hardness value of the material increased with the increasing of the shock energy and the shock times, but the hardness growth rate decreased with the increasing of the shock times. In addition, LSP treatment formed a large residual compressive stress on the surface of the specimen. Under one shock with laser energy of 6.25 J, the maximum residual compressive stress was -222 MPa. Furthermore, the residual compressive stress increased with the increasing laser energy and shock times. However, there was a threshold for shock times.

收稿日期: 2019-10-14; 修订日期: 2020-04-01

Received: 2019-10-14; Revised: 2020-04-01

基金项目: 湖南省重点研发计划项目 (2016GK2005); 国家自然科学基金 (51375500)

Fund: Supported by the Hunan Provincial Key Research and Development Program (2016GK2005), National Natural Science Foundation of China (51375500)

作者简介: 李松柏 (1974—), 男, 博士, 副教授, 主要研究方向为金属材料疲劳。邮箱: namelsb@126.com

Biography: LI Song-bai (1974—), Male, Doctor, Associate professor, Research focus: metal material fatigue. E-mail: namelsb@126.com

引文格式: 李松柏, 张程, 李湘, 等. 激光冲击强化对 2524 铝合金疲劳寿命的影响[J]. 表面技术, 2020, 49(5): 207-213.

LI Song-bai, ZHANG Cheng, LI Xiang, et al. Effect of laser shock peening on fatigue life of 2524 aluminum alloy[J]. Surface technology, 2020, 49(5): 207-213.

Compared with the unshocked specimen, the fatigue life of the one-shock specimen and two-shock specimen increased by 32% and 41%, respectively. The microscopic morphology of the fracture of the specimen was observed. In the position with 28 mm crack, the fatigue strip spacing of the unshocked specimen, one-shock specimen and two-shock specimen was 1.06, 0.628 and 0.488 μm , respectively. The crack growth rates were 1.06×10^{-3} , 6.28×10^{-4} and 4.88×10^{-4} mm/N, respectively. LSP can significantly improve the surface hardness of 2524 aluminum alloy and produce large residual compressive stress on the surface. LSP can effectively delay the fatigue crack growth rate of 2524 aluminum alloy, thus extending the fatigue life.

KEY WORDS: laser shock peening; 2524 aluminum alloy; residual compressive stress; crack growth; fatigue life

2524 铝合金是目前综合性能最好的飞机蒙皮用铝合金, 广泛应用于飞机结构件中^[1-4], 如机身蒙皮、下机翼壁板、机身框架和隔框等。机身及机翼由于经常承受起飞、降落和阵风载荷, 最容易发生疲劳失效^[5]。在航空航天领域, 疲劳失效引发过多起严重的飞行事故, 造成了巨大的经济损失。为了提高材料的疲劳性能, 提升飞机结构件的安全性和可靠性, 进行表面强化处理是一种行之有效的措施^[6]。现阶段常用的表面强化方法有机械喷丸、低塑性滚光、滚压等, 但是传统的表面强化方式总是带有各种各样的缺点, 尤其在小直径孔结构的强化方面弊端突显。

激光冲击强化 (LSP) 是一种使用千兆瓦级纳秒脉冲激光辐照金属表面, 产生高压等离子体冲击波, 对金属表面进行改性, 使其产生残余压应力、高密度位错和表面纳米化的新技术^[7-10], 具有高压、高效以及超高应变率等特点^[11-14], 能显著提高金属材料的疲劳强度, 因其表面塑性变形强化效果显著, 而受到众多学者的关注^[15-16]。近年来激光冲击强化技术发展迅速, 在航空航天以及国防军工领域具有广阔的应用前景和商业价值。

目前, 国内外关于激光冲击强化技术运用到 2524 铝合金的研究鲜有报道。本文采用不同的 LSP 工艺

参数对 2524 铝合金试件进行激光冲击强化处理, 在此基础上进行表面完整性分析及疲劳裂纹扩展速率测试, 以获得较佳的激光冲击工艺参数, 并揭示了高能脉冲激光对 2524 铝合金的作用机理, 为提高 2524 铝合金航空构件的抗疲劳性能提供新的借鉴。

1 实验

1.1 实验材料

实验材料为 3.5 mm 厚的 2524-T3 态商业铝合金冷轧板材, 其化学成分^[17]如表 1 所示, 经过测量得到材料硬度值为 144HV_{0.5}, 屈服强度为 340 MPa, 强度极限为 475 MPa。试件为标准紧凑拉伸试件 (CT), 尺寸按金属材料疲劳裂纹扩展速率实验方法 (GB/T 6398—2000) 确定, 沿 *L-T* 方向取样, 外形尺寸如图 1 所示。

表 1 2524 铝合金化学成分

Tab.1 Chemical composition of 2524 aluminum alloy wt. %

Cu	Mg	Mn	Fe	Zn	Si	Ti	Cr	Al
4.26	1.36	0.57	0.03	0.024	0.089	0.01	0.002	Bal.

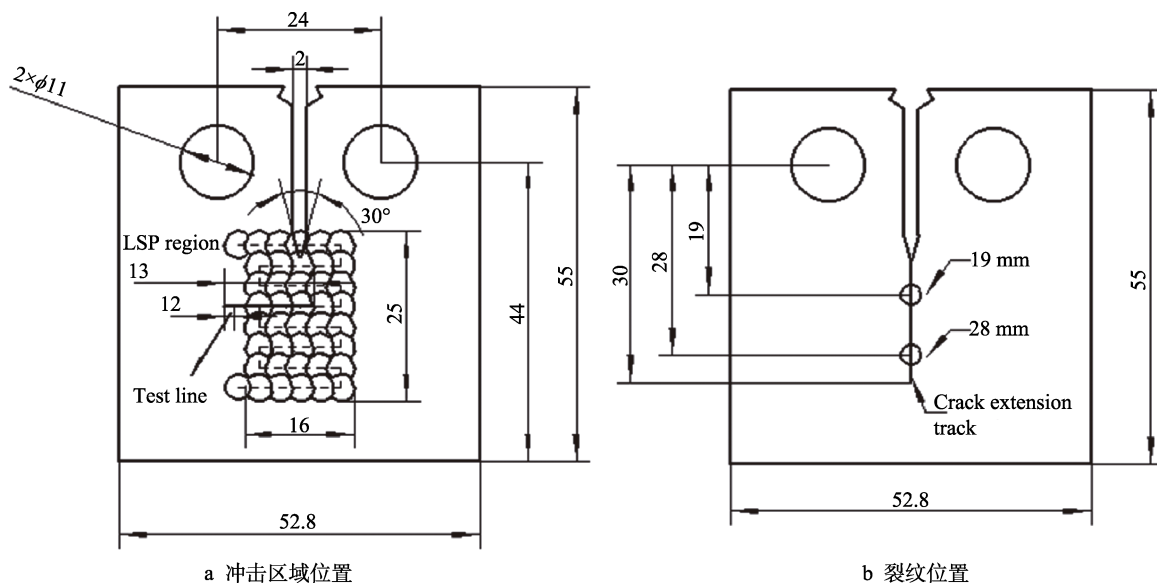


图 1 CT 试样尺寸

Fig.1 CT specimen size: a) LSP location; b) crack location

1.2 激光冲击强化

采用脉宽为 15 ns、波长为 1064 nm 的 SGR-Extra-15 型高能纳秒脉冲激光器进行激光冲击强化，应用 KR210 型 KUKA 机器人实现试样的装夹与移动。激光冲击强化系统原理和实验装置如图 2 所示。

实验前对试样进行表面处理，即先去除包铝层，后进行超声波清洗，冷风吹干。在试样待冲击表面张贴 100 μm 厚的 3M 公司黑色胶带作为吸收层，使用 1~2 mm 的流水作为约束层。由于激光脉冲时间极短，

试样温升的影响可以忽略不计。激光光斑直径为 4 mm，搭接率为 25%，选择 Z 形搭接路径，冲击区域尺寸为 16 mm×25 mm，采用正反面交替冲击处理。为研究脉冲激光能量和激光冲击次数对 2524 铝合金抗疲劳性能的影响，选取 3.13、6.25、10 J 三种激光能量和 1、2、3、4 四种冲击次数对试样进行激光冲击处理，机器人的运动精度达到 0.06 mm，能实现多次冲击时冲击区域重叠。应用不同工艺参数组合进行激光冲击处理的试样编号见表 2。

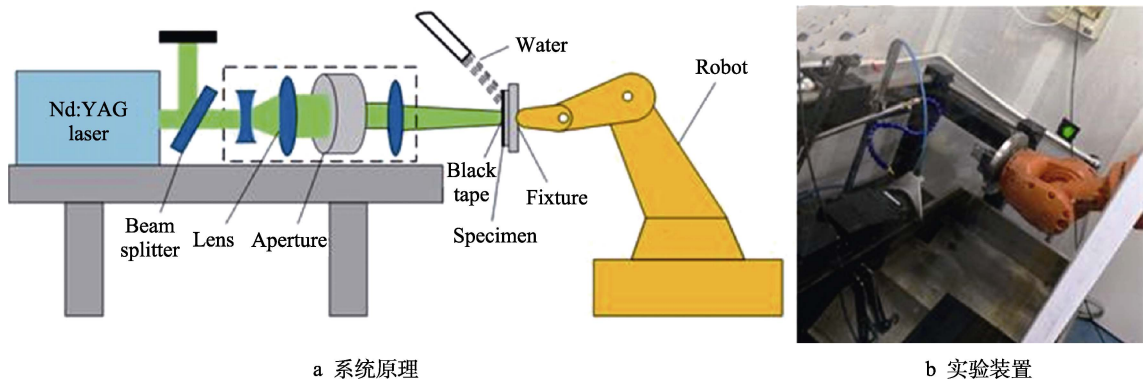


图 2 激光冲击强化系统原理和实验装置
Fig.2 Principle of laser shock peening system and experimental device: a) system principle; b) experimental device

表 2 试样编号
Tab.2 Specimen number

Specimen number	Pulse energy/J	Shock times
L ₁	3.13	1
L ₂	6.25	1
L ₃	10	1
L ₄	6.25	2
L ₅	6.25	3
L ₆	6.25	4

1.3 表面完整性分析

对试样进行激光冲击强化处理后，应用 HVS-1000Z 型自动转塔数显显微硬度计测量试样被冲击区域的硬度值，分别在未冲击试样表面和冲击试样表面随机选取 5 个点测量硬度值，去掉最大值和最小值，其余求平均值。应用 Protro IXRD 型便携式 X 射线残余应力仪测试试样表面的残余应力，选取的测试点沿图 1a 中的 Test line，以冲击区域边缘为原点，从距离边缘 3 mm 处开始，共测 8 个点。应用 TESCAN MORA3 LMU 型扫描电子显微镜对试样进行微观形貌观察。

1.4 疲劳实验

采用如图 3 所示的美国 MTS Landmark 型电液伺服系统，按 GB/T 6398—2000 标准，对试样进行裂纹扩展速率测试。测试采用应力控制，预制裂纹长度为 2 mm，预制后的应力强度因子 K 为 10 MPa·m^{1/2}。预

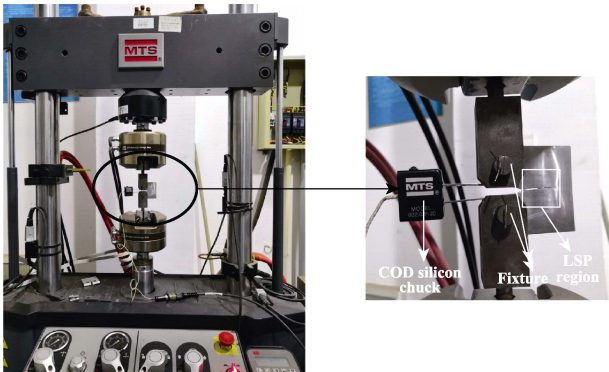


图 3 2524 铝合金的疲劳裂纹扩展速率测试
Fig.3 Fatigue crack growth experiment of 2524 aluminum specimen

制后进行恒幅加载，应力比 R 为 0.1，频率 f 为 10 Hz，正弦波加载，最大载荷为 1200 N。增 K 裂纹扩展实验条件为室温、空气环境。使用 COD 规测量开口位移，并采用柔度法换算出裂纹扩展长度 a ，根据金属材料疲劳裂纹扩展速率实验方法（GB/T 6398—2000^[18]），通过式(1)计算不同裂纹长度下的应力强度因子 K 值。

$$K = \frac{F}{BW^{1/2}} (2 + \alpha)(0.886 + 4.64\alpha - 13.32\alpha^2 + 14.72\alpha^3 - 5.6\alpha^4) / (1 - \alpha)^{3/2} \tag{1}$$

式中： $\alpha = a / W$ ， W 为试样宽度， a 为裂纹长度， F 为载荷， B 为试样厚度。本文预制裂纹后的初始裂纹长度为 16 mm， B 和 W 分别为 3.5 mm 和 44 mm。

断裂后的试样置于乙醇中超声清洗，自然风干后，应用扫描电镜对断口进行微观形貌观察。

2 结果分析与讨论

2.1 激光冲击前后表面完整性分析

2.1.1 硬度分析

不同激光能量和不同次数冲击处理后，试样表面的硬度值如图4所示。从图4a可看出，未冲击试样硬度值为144HV_{0.5}；在1次冲击条件下，3.13 J激光能量冲击的硬度值为174HV_{0.5}，相比未冲击试样提高了20.8%；6.25 J激光能量冲击的硬度值为185HV_{0.5}，相比未冲击试样提高了28.5%；10 J激光能量冲击的硬度值为189HV_{0.5}，相比未冲击试样提高了31.3%。可见2524铝合金材料的表面硬度经过激光冲击后显著提高，且硬度值随冲击能量的增大而递增。但随着冲击能量的增加，硬度增长率降低。从图4b可看出，在6.25 J激光能量条件下，冲击1次时硬度值为185HV_{0.5}，相比未冲击试样提高了28.5%；冲击2次时硬度值为189HV_{0.5}，相比未冲击试样提高了31.3%；冲击3次时硬度值为192HV_{0.5}，相比未冲击试样提高了33.3%；冲击4次时硬度值为205HV_{0.5}，相比未冲击

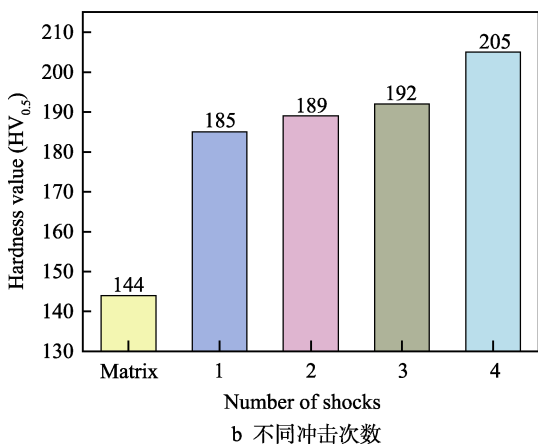
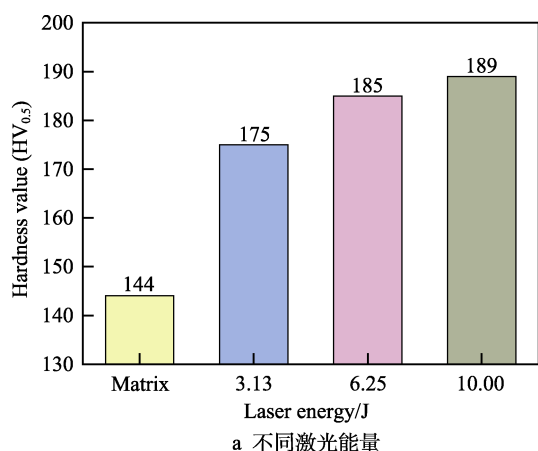


图4 冲击处理后试样的硬度值

Fig.4 Hardness value of specimen after shock treatment: a) different pulse energies; b) different shock times

击试样提高了42.4%。表明材料的硬度值随着激光冲击次数的增加而递增。主要是由于激光诱导出现的高压冲击波在2524铝合金表层产生了高应变和高应变率的塑性变形层，使原始晶粒内部及晶粒间的位错密度增加，产生了加工硬化效应。随着激光能量的增大和冲击次数的增加，形变能和应变速率增大，塑性变形程度增大，晶粒细化程度加深，晶界增多，加工硬化效应更加显著，导致2524铝合金的硬度增长率下降。

2.1.2 残余应力分析

不同激光能量和不同次数冲击处理后，材料表面的残余应力分布如图5所示。从图5a可看出，在1次冲击条件下，当激光能量为3.13、6.25、10 J时，形成的残余压应力最大值分别为-171、-222、-300 MPa。相比未冲击试样中由于冷轧产生的-56 MPa原始应力，冲击处理试样表面残余压应力均有大幅度的提升，表明激光冲击强化能在2524铝合金材料表面产生较大的残余压应力，并随着激光能量增加而逐渐增大。从图5b可看出，在6.25 J激光能量条件下，冲击2次后的最大残余应力为-267 MPa，相比1次增长了20.3%；冲击3次的最大残余应力为-338 MPa，相比2次提升了26.6%；冲击4次的最大残余应力为

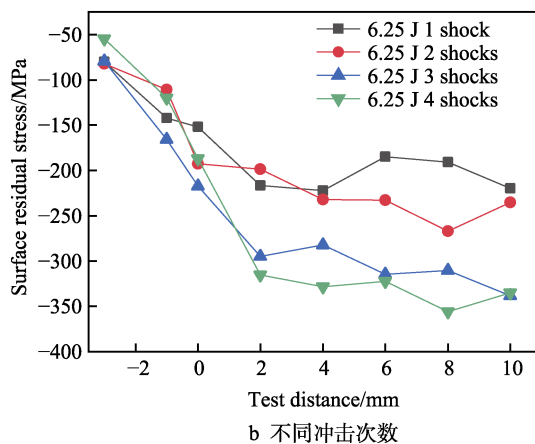
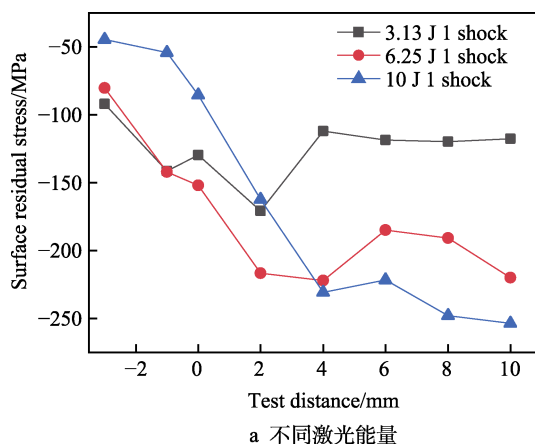


图5 残余应力分布

Fig.5 Residual compressive stress distribution: a) different pulse energies; b) different shock times

-356 MPa, 与冲击 3 次的值非常接近, 仅增大了 -18 MPa。随冲击次数的增加, 试样表面残余压应力逐渐增大, 但增加的幅度逐渐变小, 冲击次数存在阈值。由此可见, 脉冲能量和冲击次数的增加, 有利于提高 2524 铝合金材料的表面残余压应力, 不过并不是脉冲激光的能量越大、冲击次数越多就越好。Ballard 等^[19]认为, 当激光诱导的冲击波峰值压力超过材料最高弹性应力的 2.5 倍时, 材料表面释放波从冲击区域边缘放大, 随后汇聚到中心产生相反的应变, 从而影响残余应力的分布状态。对于 2524 铝合金, 结合实验所用的激光器条件, 脉冲激光能量为 10 J 时, 激光冲击波峰值压力为最高弹性应力的 2.2 倍, 此时残余压应力的增长幅度还未达到饱和状态; 但随冲击次数的增加, 冲击区域塑性变形量叠加, 位错密度增加, 变形抗力增大, 塑性变形达到饱和状态, 残余压应力的增长幅度也接近饱和状态, 当激光能量为 6.25 J 时, 针对 2524 铝合金的激光冲击次数阈值约为 3 次。

2.2 疲劳试验结果

2.2.1 疲劳裂纹扩展

2524 铝合金在不同冲击次数下的疲劳裂纹扩展速率与 ΔK 的关系如图 6 所示。相比未冲击试样 W_1 , 在应力强度因子幅值超过 $14 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 后, 冲击 1 次试样 L_2 和冲击 2 次试样 L_4 的疲劳裂纹扩展速率均有大幅度下降, 表明激光冲击强化能有效延缓 2524 铝合金的疲劳裂纹扩展速率。2524 铝合金在不同冲击次数下的裂纹长度 a 和循环次数 N 的关系如图 7 所示。从图可看出, 冲击 1 次试样 L_2 的疲劳寿命为 62 069 次, 相比未冲击试样的 47 142 次, 寿命延长了 32%。冲击 2 次试样 L_4 的疲劳寿命为 66 595 次, 相比未冲击试样延寿 41%。激光冲击对 2524 铝合金疲劳性能的影响, 是由于残余应力、组织、硬度的作用。随冲击次数的增多, 试样表层产生严重的塑性变形, 位错运动受到阻碍, 为减少系统的自由能, 高密度位

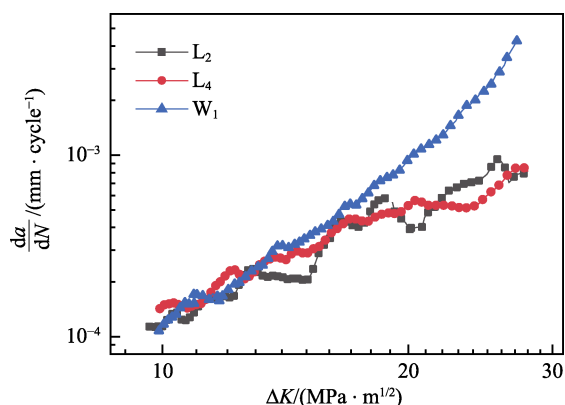


图 6 不同冲击次数的 CT 试样疲劳裂纹扩展速率曲线
Fig.6 Fatigue crack growth rate of CT specimens with different shock times

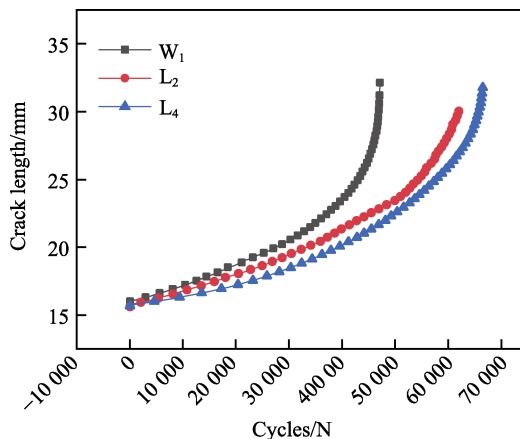


图 7 不同冲击次数的 CT 试样裂纹长度与循环次数关系曲线

Fig.7 Curve of crack length and cycle number of CT specimens with different shock times

错线逐渐形成位错堆积和位错缠绕, 位错墙演变成亚晶界, 从而晶粒得到细化, 变形抗力增加, 硬度提高, 直到 LSP 引起的系统整体能量变化稳定时, 晶粒不再细化。在外载荷的作用下, 更多的晶界阻碍了晶粒原子的往复滑移, 使裂纹穿越晶界的消耗功增大, 从而降低了裂纹扩展的速率。同时, 材料表面产生的残余压应力也能促使裂纹产生闭合效应, 减少疲劳裂纹扩展驱动力, 并且抑制新裂纹的出现^[20-26]。所以, 多次激光冲击作用后, 2524 铝合金的疲劳裂纹扩展速率降低, 延寿比例也随冲击次数增多而增大。

2.2.2 疲劳裂纹稳定扩展区微观形貌

选取如图 1b 中长度为 19 mm 和 28 mm 位置处, 即在裂纹扩展的初期和中后期, 使用扫描电子显微镜观察裂纹扩展区断口的微观形貌, 放大倍数为 $\times 20\,000$ 。在脉冲激光能量为 6.25 J 条件下, 未冲击试样 W_1 、冲击 1 次试样 L_2 和冲击 2 次试样 L_4 的微观形貌如图 8 所示, 图中可看到一系列基本互相平行、间距均称排列的微观塑性变形痕迹, 即疲劳裂纹条带, 裂纹扩展的方向为沿法线方向。测量 5 条裂纹条带宽度并取平均值, 求得单条疲劳裂纹条带的宽度。

在裂纹长度为 19 mm 处, 对比图 8a—c, 未冲击试样 W_1 、冲击一次试样 L_2 和冲击 2 次试样 L_4 的 5 条疲劳条带的宽度分别为 1.67、1.46、1.39 μm , 则单条疲劳条带的宽度分别为 0.334、0.292、0.278 μm , 可见未冲击试样的疲劳条带较宽, 随冲击次数的增加, 疲劳条带变细变密, 宽度变窄。裂纹扩展速率 da/dN 表征每一次载荷作用下裂纹扩展的长度, 对应断口上的一条疲劳条带, 疲劳条带的宽度反映了裂纹扩展速率的快慢。未冲击试样、冲击 1 次试样和冲击 2 次试样的疲劳裂纹扩展速率分别为 3.34×10^{-4} 、 2.92×10^{-4} 、 $2.78 \times 10^{-4} \text{ mm/N}$, 与图 6 裂纹扩展速率曲线中应力强度因子 $\Delta K = 14.2 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 对应的结果—

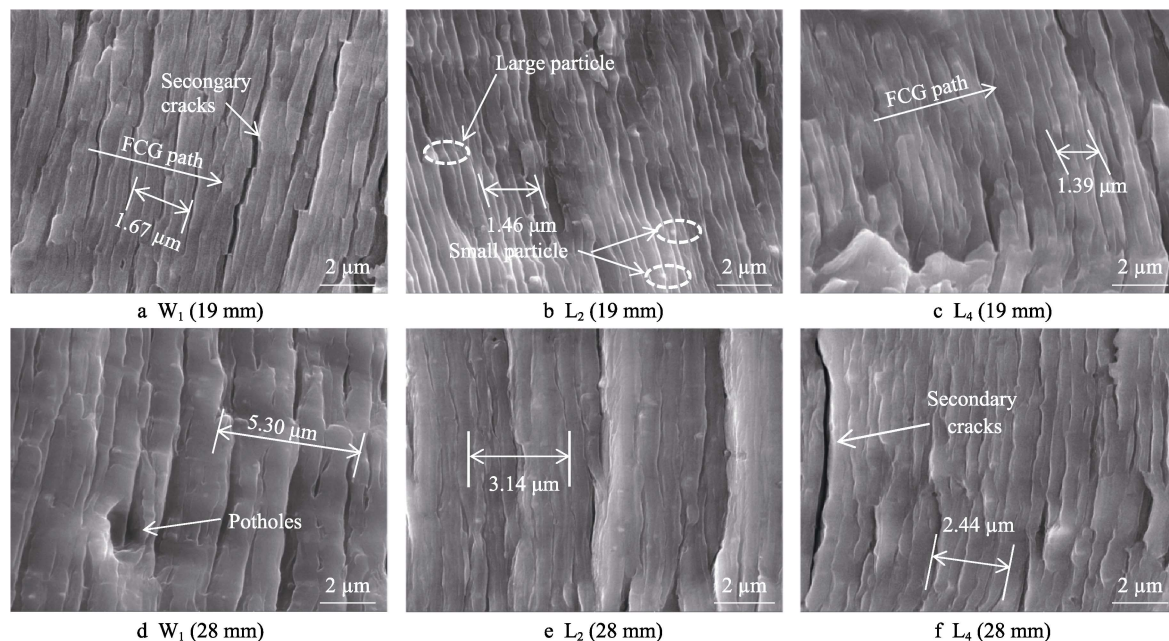


图8 2524铝合金CT试样稳定扩展区微观形貌

Fig.8 Microscopic morphology of stable extended zone of 2524 aluminum alloy CT specimen

致,所以在裂纹扩展初期,随着激光冲击次数的增多,疲劳裂纹扩展速率降低。在裂纹长度为28 mm处,对比图8d—f,未冲击试样 W_1 、冲击一次试样 L_2 和冲击2次试样 L_4 的5条疲劳条带(平均值)的宽度分别为5.30、3.14、2.44 μm ,则单条疲劳条带宽度分别为1.060、0.628、0.488 μm ,也是未冲击试样的疲劳条带较宽,随冲击次数的增加,疲劳条带变细变密,宽度变窄。求得未冲击试样、冲击1次试样和冲击2次试样的疲劳裂纹扩展速率分别为 1.06×10^{-3} 、 6.28×10^{-4} 、 4.88×10^{-4} mm/N,与图6裂纹扩展速率曲线中应力强度因子 $\Delta K=20.3 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 对应的结果一致。激光冲击次数增多,疲劳裂纹扩展速率也降低,这是因为裂纹扩展速率随应力强度因子的减少而降低,未冲击试样对应的应力强度因子最大,激光冲击产生的残余压应力能促使裂纹产生闭合效应,减少疲劳裂纹扩展驱动力,导致试样的应力强度因子减少,残余压应力越大,作用效果越显著,冲击2次产生的残余压应力比冲击1次产生的残余压应力大,所以疲劳裂纹扩展速率更慢。对比图8b、e及对比图8c、f,在相同的激光冲击次数下,在裂纹扩展后期的激光冲击强化效果相较于前期降低,这是由于在裂纹扩展后期的应力强度因子幅值大,疲劳裂纹持续的扩展导致裂纹尖端的残余应力松弛,所以激光冲击强化的效果减弱。

3 结论

1)激光冲击强化能显著提高2524铝合金的表面硬度,随激光能量的增加,试样硬度随之增大,但硬度增长率逐渐降低;同时,材料的硬度值也随着冲击

次数的增加而递增。

2)激光冲击强化能在2524铝合金表面产生残余压应力,随激光能量的增加,残余压应力逐渐增大;随冲击次数的增加,残余压应力也逐渐增大,但增大幅度降低,接近饱和状态,即冲击次数存在阈值。针对2524铝合金,在激光能量为6.25 J时的冲击次数阈值约为3次。

3)未冲击试样的疲劳寿命为47 142次,1次冲击强化处理的试样寿命为62 069次,2次冲击强化处理的试样寿命为66 595次。表明激光冲击强化工艺能有效延长2524铝合金疲劳裂纹扩展寿命。

4)在裂纹长度为19 mm处,未冲击试样、冲击1次和冲击2次的试样,疲劳条带宽度分别为0.334、0.292、0.278 μm ;在裂纹长度为28 mm处,它们的疲劳条带宽度分别为1.06、0.628、0.488 μm 。表明在裂纹扩展的初期和中后期,激光冲击强化都能有效降低2524铝合金的疲劳裂纹扩展速率。

参考文献:

- [1] BAI Song, LIU Zhi-yi, ZHOU Xuan-wei, et al. Strain-induced dissolution of Cu-Mg co-clusters and dynamic recrystallization near a fatigue crack tip of an underaged Al-Cu-Mg alloy during cyclic loading at ambient temperature[J]. Scripta materialia, 2011, 64(12): 1133-1136.
- [2] 陈丹, 李京龙, 熊江涛, 等. 工艺参数对AA2524回填料式搅拌摩擦点焊接头成形及力学性能的影响[J]. 精密成形工程, 2019, 11(6): 29-34.
CHEN Dan, LI Jing-long, XIONG Jiang-tao, et al. Effect of process parameters on formation and mechanical properties of AA2524 refill friction stir spot welding joints[J].

- Journal of netshape forming engineering, 2019, 11(6): 29-34.
- [3] WILLIAM C, LIU J, JAMES S. Aluminum alloys for aircraft structures[J]. Advanced materials and processes, 2002, 160(12): 27-29.
 - [4] CHEN Y Q, PAN S P, ZHOU M Z, et al. Effects of inclusions, grain boundaries and grain orientations on the fatigue crack initiation and propagation behavior of 2524-T3 Al alloy[J]. Materials science & engineering A, 2013, 580: 150-158.
 - [5] SCHIJVE J. Fatigue damage in aircraft structures, not wanted, but tolerated?[J]. International journal of fatigue, 2009, 31(6): 998-1011.
 - [6] 李振. 基于激光冲击的铝合金小孔构件残余应力分布及疲劳性能研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2016.
LI Zhen. Investigation of residual stress and fatigue performance of titanium alloy part with hole by laser shock processing[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2016.
 - [7] 乔红超, 赵吉宾, 陆莹. 激光诱导冲击波应用技术研究现状[J]. 表面技术, 2016, 45(1): 1-6.
QIAO Hong-chao, ZHAO Ji-bin, LU Ying. Current status of laser-induced shock wave application technology[J]. Surface technology, 2016, 45(1): 1-6.
 - [8] GORAN Ivetic, IVAN Meneghin, ENRICO Troiani. Fatigue in laser shock peened open-hole thin aluminium specimens[J]. Materials science and engineering A, 2012, 534: 573-579.
 - [9] 吴江, 程秀全, 夏琴香, 等. 约束层材料对 7075 铝合金激光喷丸表面强化的实验研究[J]. 表面技术, 2017, 46(3): 124-129.
WU Jiang, CHENG Xiu-quan, XIA Qin-xiang, et al. Experimental research on influence of restraint layer materials on surface strengthening of 7075 aluminum alloy laser shot peening[J]. Surface technology, 2017, 46(3): 124-129.
 - [10] 鲁金忠, 罗开玉, 冯爱新, 等. 激光单次冲击 LY2 铝合金微观强化机制研究[J]. 中国激光, 2010, 37(10): 2662-2666.
LU Jin-zhong, LUO Kai-yu, FENG Ai-xin, et al. Microstructural enhancement mechanism of LY2 aluminum alloy by means of a single laser shock processing[J]. Chinese journal of lasers, 2010, 37(10): 2662-2666.
 - [11] 马壮, 李应红, 汪诚, 等. 激光冲击处理对 LY2 航空铝合金低循环疲劳寿命影响研究[J]. 材料热处理学报, 2007, 28(8): 46-48.
MA Zhuang, LI Ying-hong, WANG Cheng, et al. Influence research on the low cycle fatigue life transformation of LY2 aerial aluminum by laser shock processing[J]. Transactions of materials and heat treatment, 2007, 28(8): 46-48.
 - [12] 罗新民, 张静文, 赵广志, 等. 激光冲击强化对 2A02 铝合金疲劳行为的影响[J]. 中国激光, 2009, 36(12): 3323-3328.
LUO Xin-min, ZHANG Jing-wen, ZHAO Guang-zhi, et al. Effect of laser shock strengthening on fatigue behaviors of 2A02 aluminum alloy[J]. Chinese journal of lasers, 2009, 36(12): 3323-3328.
 - [13] 罗新民, 张静文, 马辉, 等. 2A02 铝合金中强激光冲击诱导的位错组态分析[J]. 光学学报, 2011, 31(7): 1-7.
LUO Xin-min, ZHANG Jing-wen, MA Hui, et al. Dislocation configurations induced by laser shock processing of 2A02 aluminum alloy[J]. Acta optical sinica, 2011, 31(7): 1-7.
 - [14] 胡永祥. 激光冲击处理工艺过程数值建模与冲击效应研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2008.
HU Yong-xiang. Research on the numerical simulation and impact effects of laser shock processing[D]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University, 2008.
 - [15] KING A, STEUWEER A, WOODWARD C, et al. Effects of fatigue and fretting on residual stresses introduced by laser shock peening[J]. Materials science and engineering A, 2006, 435(4): 12-18.
 - [16] SCHERPEREEL X, PEYRE P, FABBRO R, et al. Modifications of mechanical and electrochemical properties of stainless surfaces by laser shock processing[J]. Lasers in material processing, 1997, 3097: 546-557.
 - [17] 肖磊. 基于深度-敏感压痕技术的疲劳裂纹尖端残余应力研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2014.
XIAO Lei. Residual stress of fatigue crack tip based on depth-sensitive indentation technique[D]. Hangzhou: Zhejiang University, 2014.
 - [18] GB/T 6398—2000, 金属材料疲劳裂纹扩展速率实验方法[S].
GB/T 6398—2000, Experimental method for fatigue crack growth rate of metallic materials[S].
 - [19] FABBRO R, FOURNIER J, BALLARD P. Physical study of laser-produced plasma in confined geometry[J]. Journal of applied physics, 1990, 68(2): 775-784.
 - [20] 黄舒. 激光喷丸强化铝合金的疲劳裂纹扩展特性及延寿机理研究[D]. 镇江: 江苏大学, 2012.
HUANG Shu. Fatigue crack growth characteristics and life extension mechanism of laser shot peening aluminum alloy[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2012.
 - [21] 周建忠, 王呈栋, 黄舒, 等. 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[J]. 中国激光, 2011(7): 146-151.
ZHOU Jian-zhong, WANG Cheng-dong, HUANG Shu, et al. Fatigue crack growth and expansion performance of 6061-T6 aluminum alloy compact tensile specimen after laser shot peening[J]. Chinese journal of lasers, 2011(7): 146-151.
 - [22] LIN B, LUPTON C, SPANRAD S, et al. Fatigue crack growth in laser-shock-peened Ti-6Al-4V aerofoil specimens due to foreign object damage[J]. International journal of fatigue, 2014, 59(3): 23-33.
 - [23] RUSCHAU J, JOHN R, THOMPSON S. Fatigue crack nucleation and growth rate behavior of laser shock peened titanium[J]. International journal of fatigue, 1999, 21: 199-209.
 - [24] ZABEEN S, PREUSS M, WITHERS P J. Evolution of a laser shock peened residual stress field locally with foreign object damage and subsequent fatigue crack growth[J]. Acta materialia, 2015, 83: 216-226.
 - [25] CORREA C, RUIZ D L L, DÍAZ M, et al. Influence of pulse sequence and edge material effect on fatigue life of Al2024-T351 specimen treated by laser shock processing[J]. International journal of fatigue, 2015, 70: 196-204.
 - [26] KASHAEV N, VENTZKE V, HORSTMANN M, et al. Effects of laser shock peening on the microstructure and fatigue crack propagation behaviour of thin AA2024 specimens[J]. International journal of fatigue, 2017, 98: 223-233.