

doi: 10.11933/j.issn.1007-9289.20161225001

激光冲击TC17钛合金疲劳裂纹扩展试验

李媛, 何卫锋, 聂祥樊, 游熙, 周留成

(空军工程大学 航空航天工程学院, 西安 710038)

摘要: 为研究激光冲击强化对钛合金试件疲劳性能的影响, 在标准试件的裂纹扩展路径上设计了全强化和间隔强化两种不同的强化方案, 研究激光冲击强化对试件疲劳寿命和裂纹稳定扩展时速率的影响规律, 利用有限元数值模拟和X射线残余应力测试获得了试件的残余应力场分布状态, 并对比分析了试件的断口形貌和微观组织特征。结果表明: 相比于未强化试件, 激光冲击强化后试件的疲劳寿命分别提高了2.14倍和1.90倍, 两种不同的冲击强化方法分别降低钛合金试件的裂纹扩展速率24%和15%。间隔强化后试件表面产生-512 MPa的最大残余压应力, 裂纹扩展的 C' 值为-7.3, m 值为2.6, 而强化间隔区引入最大值为82.4 MPa的残余拉应力, 裂纹扩展速率急剧升高, C' 值减小至-13.6, m 值为8.0。当裂纹扩展到强化区时, 扩展速率再次降低, 激光冲击强化对TC17钛合金疲劳裂纹扩展有显著的抑制作用。

关键词: 激光冲击强化; TC17钛合金; 残余应力; 疲劳; 裂纹扩展

中图分类号: TG665

文献标志码: A

文章编号: 1007-9289(2017)03-0040-08

Fatigue Crack Growth Behavior of TC17 Titanium Alloy with Laser Shock Peening

LI Yuan, HE Wei-feng, NIE Xiang-fan, YOU Xi, ZHOU Liu-cheng

(School of Aeronautics and Astronautics Engineering, Air Force Engineering University, Xi'an 710038)

Abstract: To study the effect of laser shock peening on the fatigue performance of the titanium alloy, the laser shock peening with full strengthened and spacing strengthened, two different area on fatigue crack behavior of TC17 titanium alloy was analyzed about the rules of crack propagation rate and the fatigue life. The residual stress field distribution of the specimens was tested using finite element numerical simulation and X-ray residual stress testing. Fracture morphology and microstructure of the specimens were comparatively analyzed. Results show that the fatigue life of samples after laser shock peening increases 2.14 times and 1.90 times compared with untreated samples, and the crack propagation rates decreases by 24% and 15%. The residual stress of the spacing strengthened specimen surface is 512 MPa after laser shock peening. The value of crack propagation is -7.3 and the m value is 2.6. The maximum residual tensile stress introduced in the strengthened spacer region is 82.4 MPa and the crack propagation rate sharply increases with value reducing to -13.6 and m value to 8.0. When the crack propagates to the strengthening region, the propagation rate decreases again. Laser shock peening significantly restrains the fatigue crack propagation of TC17 titanium alloy.

Keywords: laser shock peening; TC17 titanium alloy; residual stress; fatigue; crack propagation

收稿日期: 2016-12-25; 修回日期: 2017-05-09

网络出版日期: 2017-05-10 10:13; 网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/11.3905.TG.20170510.1013.002.html>

通讯作者: 聂祥樊(1988—), 男(汉), 讲师, 博士; 研究方向: 航空发动机结构强度与表面强化; E-mail: skingkgd@163.com

基金项目: 国家自然科学基金(51505496); 陕西省自然科学基金基础研究计划(2015JQ5171)

Fund: Supported by National Natural Science Foundation of China (51505496) and Natural Science Basic Research Program of Shaanxi province (2015JQ5171)

引文格式: 李媛, 何卫锋, 聂祥樊, 等. 激光冲击TC17钛合金疲劳裂纹扩展试验[J]. 中国表面工程, 2017, 30(3): 40-47.

LI Y, HE W F, NIE X F, et al. Fatigue crack growth behavior of TC17 titanium alloy with laser shock peening[J]. China Surface Engineering, 2017, 30(3): 40-47.

0 引言

先进高推重比航空发动机要求风扇/压气机叶片向轻量化和整体化发展, 其材料广泛采用高强度、良好延展性和疲劳性能的钛合金。由于钛合金非常敏感, 细小砂粒打伤形成的微小缺口会大幅降低疲劳强度, 因此迫切需要提高缺口钛合金叶片疲劳强度^[1-2]。美国在高周疲劳国家研究计划中将激光冲击强化技术作为首位技术措施, 提高叶片损伤容限15倍, 成功解决F100/F110/F119等现役航空发动机风扇/压气机叶片疲劳断裂问题^[3]。

激光冲击强化技术是采用短脉冲(几十纳秒)、高峰值功率密度(>1 GW/cm²)激光辐照金属表面, 表面涂覆的吸收保护层吸收激光能量后发生爆炸性气化蒸发, 产生高压等离子体冲击波(>1 GPa), 冲击波的力效应使材料表层发生塑性变形, 形成较深(>1 mm)的残余压应力, 显著提高金属材料疲劳性能^[4]。目前研究主要集中于通过调整激光能量参数改善金属材料残余应力场分布, 来提高其疲劳性能。文献[5]采用3、5和7 J能量激光对6061-T6铝合金进行强化, 研究发现激光能量越大, 试件表面产生的残余压应力值更大, 截面区域更深, 对疲劳裂纹扩展(Fatigue crack growth, FCG)速率的抑制效果更显著; 文献[6]利用波长1 064 nm, 脉冲宽度23 nm, 脉冲能量20 J的钕玻璃脉冲激光器对AZ31B镁合金中心缺口试件强化处理, 硬度较基体提高50%左右, 强化区表面残余压应力值达到-126.3 MPa; 文献[7]用脉冲能量4 J、脉冲宽度20 ns的激光参数强化TC17钛合金, 冲击区疲劳强度最小值为340 MPa, 最大值为381 MPa, 分别比强化前提升了70%和4.4%; 文献[8]设计了两种激光冲击路径强化7050-T7451铝合金拉伸件并选取较优方案。

综上, 激光能量参数对疲劳性能的影响国内外已开展大量研究, 涉及铝合金^[9]、不锈钢^[10-11]、镍基合金^[12]、钛合金^[13]等金属材料。但是关于激光冲击强化对钛合金疲劳裂纹扩展行为的研究较少。文中采用标准裂纹扩展CT试件, 在裂纹扩展路径上布置两种不同的强化光斑, 研究不同冲击方式裂纹扩展的规律, 并从残余应力场分布和断口特征等方面分析激光冲击强化对裂纹扩展行为的影响机理, 为航空发动机叶片等部件的强化工艺设计提供试验依据。

1 试件设计与试验方法

1.1 试件设计

试验采用TC17钛合金, 是一种近β型α+β钛合金, 其名义成分为Ti-5Al-4Mo-4Cr-2Sn-2Zr, 该合金具有强度高, 焊接性能好和机械加工性能良好等优点, 适用于制造航空发动机压气机叶盘、叶片等构件^[14-15], 具体成分如表1所示。

按照国标^[16]要求设计疲劳裂纹扩展CT试件。采用线切割预制试件切口, 切口长度18 mm, 试件厚度为5 mm, 具体尺寸如图1所示。

表 1 TC17钛合金化学成分

Table 1 Chemical compositions of TC17 titanium alloy (w/%)						
Element	Al	Mo	Cr	Sn	Zr	Fe
Content	4.5-5.5	3.5-4.5	3.5-4.5	1.6-2.4	1.6-2.4	0.3

Element	C	N	H	O	Ti
Content	0.05	0.05	0.0125	0.08-0.13	Bal.

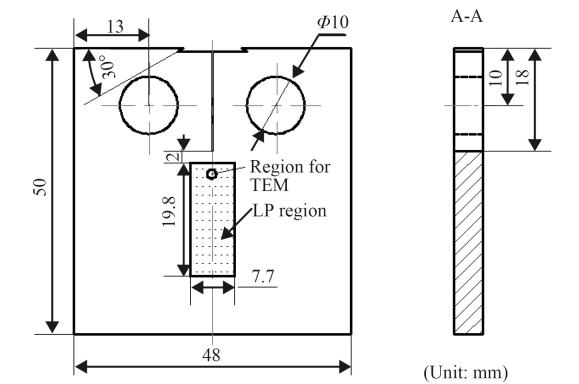


图 1 疲劳裂纹扩展CT试件的形状和尺寸
Fig.1 Shape and dimension of FCG CT samples

1.2 激光冲击强化试验

文中主要研究激光冲击对裂纹扩展阶段的影响, 不考虑强化对疲劳裂纹萌生寿命的影响, 保证裂纹扩展初始裂纹的一致性。因此, 强化区边缘设置在距离切口2 mm的位置。试验过程中, 瞬断区位于试件端部10 mm左右, 由于激光冲击对材料瞬断区的断裂阻碍作用不明显^[17], 不对瞬断区进行激光冲击强化处理。因此, 设置试件的强化区如图1中阴影部位, 强化区域为19.8 mm×7.7 mm, 全强化方案如图2(a)所示, 间隔强化方案如图2(b)所示。

方案LP-1中激光冲击覆盖全部强化区域, 强化路径如图2(a)所示, 主要研究激光冲击强化对钛

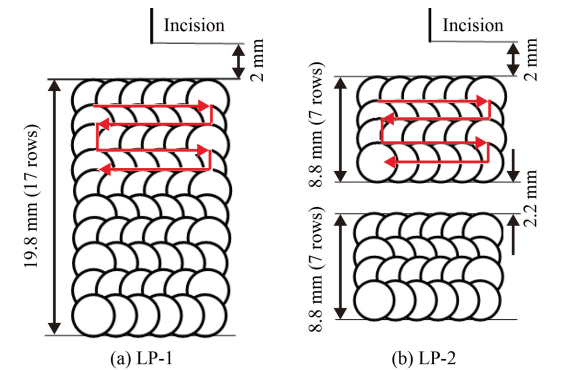


图2 不同激光冲击区域示意图

Fig.2 Schematic diagram of different laser shocked area of the samples

合金裂纹稳定扩展的影响。方案LP-2的强化参数和路径与LP-1相同，在强化区中央设计宽度2.2 mm的未强化间隙区，如图2(b)所示，主要研究未强化区对裂纹扩展行为的影响规律。

试件的激光冲击强化在型号为YS80-M165的成套设备上完成，采用的Nd: YAG激光器波长为1 064 nm，单脉冲能量为5 J，光斑直径为2.2 mm，光斑搭接率为50%，如表2所示。

表2 激光强化过程中的工艺参数

Parameter	Values
Spot diameter / mm	2.2
Pulse width / ns	20
Laser wavelength / nm	1064
Pulse energy / J	5
Repetition rate / Hz	10

1.3 疲劳裂纹扩展试验

强化试件的预制裂纹过程和疲劳裂纹扩展试验在室温(25 ℃)和空气介质的环境中进行。CT试件通过两个直径为10 mm的孔固定于MTS-370疲劳试验机的上下夹头(如图3所示)。

选用恒定最大应力强度因子为预制裂纹准则，施加最大值为2.5 kN的拉-拉正弦外载荷，通过降K法预制2 mm裂纹。预制裂纹的试验参数如表3所示。裂纹长度为尺检长度，由于加工误差，切口长度会有差异，为了使疲劳裂纹扩展试验均从 $a=10$ mm处开始，因此每个时间的预制裂纹长度也对应不同。长度测量从加载线开始， a_0 表示初始长度，mm， a 为预制裂纹后裂纹长度，mm。

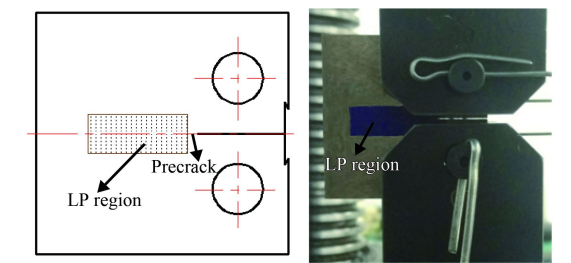


图3 疲劳裂纹扩展试验中CT试件的装夹
Fig.3 Clamping of specimen in fatigue crack growth testing

表3 强化试件的预制裂纹参数

Table 3 Precrack parameters of the strengthened specimens						
Parameters	LP-1a	LP-1b	LP-1c	LP-2a	LP-2b	LP-2c
a_0/mm	8.25	8.23	8.246	8.24	8.36	8.31
a/mm	10.00	10.05	10.01	10.00	10.08	10.05
$K_{S_{\max}}/(\text{MPa}\sqrt{\text{m}})$	10.94	11.46	11.55	11.43	11.27	11.15
$K_{e_{\max}}/(\text{MPa}\sqrt{\text{m}})$	8.0	8.5	8.5	8.5	8.5	8.0
$P_{S_{\max}}/\text{kN}$	2.45	2.50	2.53	2.50	2.51	2.49
$P_{e_{\max}}/\text{kN}$	1.58	1.62	1.65	1.64	1.63	1.62
Life/ (10^5 cycles)	8.4	8.0	8.2	7.0	8.4	7.1

$K_{S_{\max}}$ 为初始最大应力强度因子， $P_{S_{\max}}$ 表示初始外载力最大值， $K_{e_{\max}}$ 表示预制裂纹后最终最大应力强度因子， $P_{e_{\max}}$ 表示最终外载力最大值。

预制完裂纹后进行疲劳裂纹扩展试验，施加正弦拉-拉载荷，最大值为1.5 kN，应力比 R 为0.1。COD硅片夹头用来监控整个裂纹扩展试验全过程，疲劳裂纹扩展试验记录从预制裂纹尖端起始，穿过强化区，最终被拉断。通过试验将钛合金试件分为Untreated、LP-1、LP-2这3种状态，每种状态至少3个有效数据。

2 强化对疲劳性能的影响

2.1 疲劳裂纹扩展寿命

图4为不同状态TC17钛合金CT试件疲劳裂纹扩展寿命。其中，未强化试件(Untreated状态)裂纹平均扩展至32.0 mm时被拉断，LP-1、LP-2试件被拉断时的疲劳裂纹扩展平均长度分别为33和32.5 mm。

试验结果表明，经过激光冲击强化后的试件疲劳寿命相比于未强化试件得到了明显的提高，未强化试件的平均寿命为 2.7×10^5 次，LP-1状态试件的平均寿命为 5.8×10^5 次，LP-2状态试件 5.1×10^5 次，激光冲击强化后试件的裂纹扩展寿命

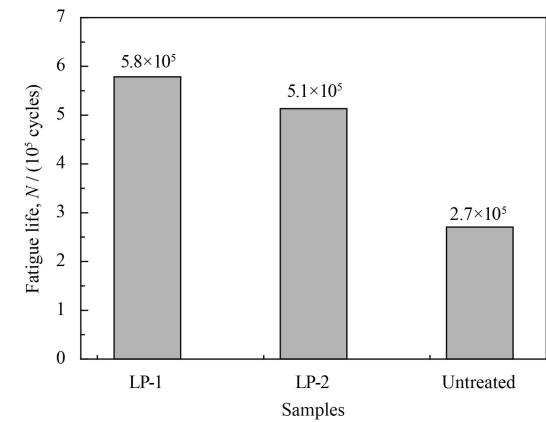


图4 CT试件的疲劳裂纹扩展寿命

Fig.4 Fatigue crack growth life of CT samples

分别提高了2.14倍、1.90倍, 由于LP-2中间有间隙未强化, 裂纹扩展速率有增加, 其寿命提升幅度减小。

2.2 疲劳裂纹扩展速率

稳定扩展区疲劳裂纹扩展速率 da/dN 与应力强度因子幅度 ΔK 的双对数曲线满足线性关系, 符合Paris公式^[18]:

$$da/dN = C(\Delta K)^m, \lg(da/dN) = C' + m \lg(\Delta K) \quad (1)$$

其中, C' 值代表截距, m 值代表斜率, 表示疲劳裂纹扩展速率增长的快慢程度。

根据Paris公式对LP-1强化前后试件裂纹稳定扩展区的 da/dN - ΔK 的双对数曲线通过最小二乘法进行直线拟合, 如图5所示。与未强化试件相比, LP-1强化后试件的 da/dN - ΔK 双对数曲线下移, 裂纹扩展速率降低, 未强化和LP-1方案裂纹扩展曲线的 C' 和 m 值如表4所示。相比与未强化试件, LP-1

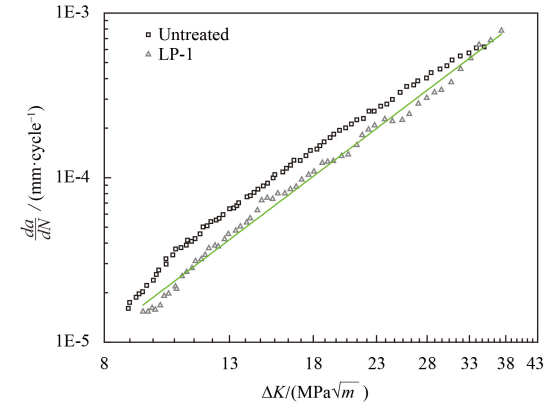


图5 LP-1试件裂纹扩展的 da/dN - ΔK 的双对数曲线
Fig.5 Experimental curves of the stress intensity factor range ΔK versus fatigue crack growth rate da/dN for LP-1 sample

表4 不同激光冲击强化试件的 C' 值与 m 值变化
Table 4 Material constants C' and m of different LSP treated samples

Samples	C'	m
Untreated	-6.9	2.4
LP-1	-7.1	2.5
LP-2 (-S)	-7.3	2.6
LP-2 (S-T)	-13.6	8.0
LP-2 (T-R)	-5.2	1.0
LP-2 (R-)	-8.5	2.1

试件的 C' 值减小, m 值增大, 与文献^[19-20]关于激光冲击强化前后 C' 值与 m 值的变化规律一致。

按LP-2方案强化的试件稳定扩展区疲劳裂纹扩展速率 da/dN 与应力强度因子幅度 ΔK 的双对数曲线如图6, 不同区域裂纹扩展的 C' 和 m 值见表3。

由图6可知, 在裂纹稳定扩展过程中, 不同区域的扩展速率有明显的变化。其中, S-T区域裂纹扩展速率显著增大, 此时斜率 m 值最大, 约为LP-1方案 m 值的3倍。T-R区域裂纹扩展速率降低, 并逐渐恢复到LP-1方案的扩展速率。

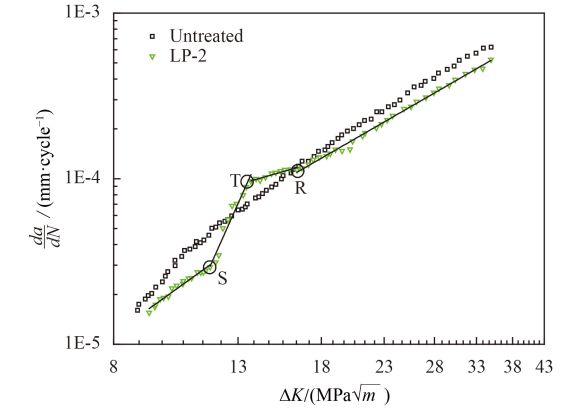


图6 LP-2试件裂纹扩展的 da/dN - ΔK 的双对数曲线
Fig.6 Experimental curves of the stress intensity factor range ΔK versus fatigue crack growth rate da/dN for LP-2 sample

图6中裂纹扩展速率在S点开始增加, 对应裂纹扩展至试件未强化区域的前端(图7中的S'点), 此时的裂纹长度为 $a=19.1$ mm, 其应力强度因子幅度 $\Delta K = 12.17$ MPa $\sqrt{m}$; 裂纹扩展的增长速率在T点开始稳定(图7中T'点), 对应的裂纹长度 $a=20.5$ mm, $\Delta K = 13.21$ MPa $\sqrt{m}$; 裂纹扩展速率从R点逐渐降低, 并趋于未强化状态, 对应图7中的R'点, 此时的应力强度因子幅度 $\Delta K = 14.48$ MPa $\sqrt{m}$, 裂纹长达 $a=21.3$ mm。

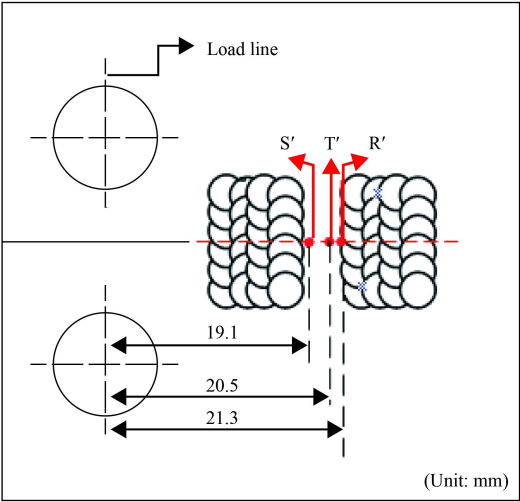


图7 LP-2试件激光冲击强化区域示意图

Fig.7 Schematic diagram of the laser shock processing area of LP-2 sample

3 强化试件的残余应力场分布特征及其影响

建立CT试件的ABAQUS有限元模型，对LP-1、LP-2方案强化的试件进行激光冲击强化动态模拟^[21]，获得残余应力分布云图，如图8所示。

激光冲击使材料表面产生残余压应力，LP-1方案的强化试件表面残余应力分布均匀，残余压应力最高可达-511.6 MPa。LP-2试件表面诱导产生的残余应力分布不均，残余压应力最大值为-512.0 MPa。从强化区域到未强化区域，试件表面的残余压应力逐渐转变成拉应力，最大值为82.4 MPa。

采用加拿大Proto公司的LXRD型X射线残余应力测试仪，从切口尖端开始沿裂纹扩展方向实测了强化后的残余应力值，理论计算与试验测试得到的残余应力值如图9所示，从图中可以看出，模

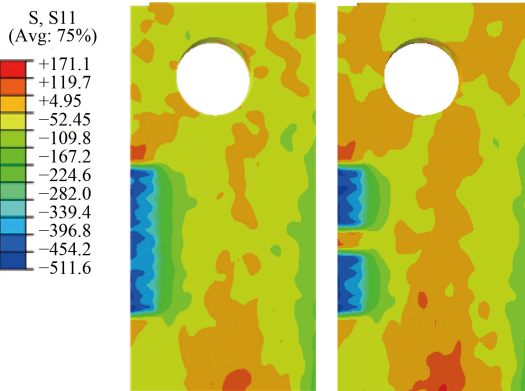


图8 激光冲击试件的残余应力分布

Fig.8 Residual stress distribution of samples after LSP

拟计算与试验测试结果吻合良好。

沿裂纹扩展方向距离切口尖端6 mm区域的残余应力随深度方向的分布结果如图10所示，残余压应力主要分布在近表层，且最大残余压应力出现在试件表面。残余压应力随距离表面深度的增加而减小，影响深度约0.9 mm。双面冲击后两面压应力层厚度占到截面的36%，对表层裂纹尖端扩展有明显的延缓作用，同时也对次表层裂纹尖端的继续扩展起到较好的限制作用，使得裂纹扩展速率减小。

由图5、6可知，未强化试件的初始应力强度因子幅度 ΔK 为 $8.8 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ ，裂纹扩展速率 da/dN 为 $1.9 \times 10^{-5} \text{ mm/次}$ ，LP-1、LP-2强化后的试件 ΔK 分别为 7.1 和 $7.2 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ ，其对应的 da/dN 值分别为 1.5×10^{-5} 和 $1.6 \times 10^{-5} \text{ mm/次}$ ，相比未强化试件裂纹扩展速率均减小，分别降低24%和15%。这说明在裂纹稳定扩展过程中，应力强度因子幅度较低

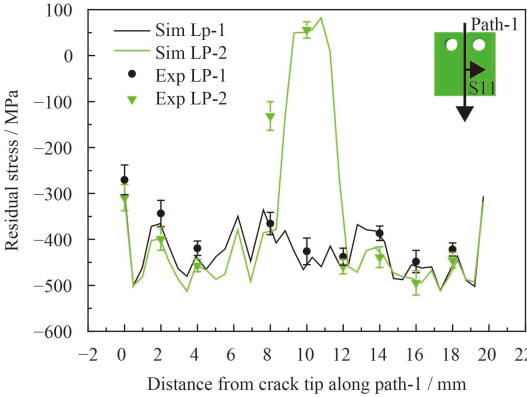


图9 激光冲击试件沿裂纹扩展方向的残余应力分布

Fig.9 Residual stress distribution along the crack growth direction of samples after LSP

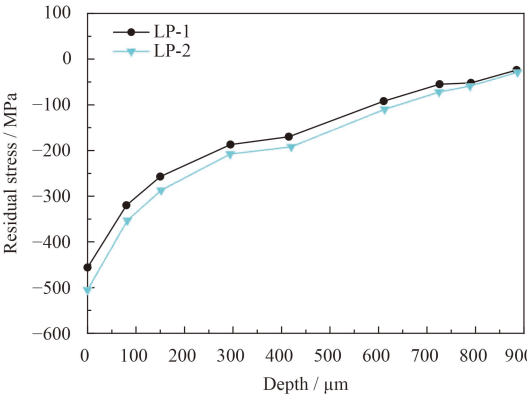


图10 激光冲击强化后残余应力沿深度方向的分布

Fig.10 Residual stress distributions along depth after LSP

时,激光冲击强化在材料表面残留的压应力可有效降低钛合金试件承受交变载荷作用的拉应力水平从而降低裂纹尖端的应力强度因子幅度,激光强化诱导的残余压应力能够促使裂纹产生闭合效应^[22-23],从而减小疲劳裂纹扩展的驱动力,阻碍其扩展,并且抑制新裂纹的产生。

在疲劳裂纹扩展后期,如图5所示,LP-1试件裂纹扩展后期强化效果降低,当 ΔK 增长至 $35\text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ 左右时,试件激光冲击强化前后的疲劳裂纹扩展速率一致,这是由于在裂纹扩展后期应力强度因子幅度大,而疲劳裂纹持续的动态扩展引起裂纹尖端的残余应力松弛,因此激光冲击的强化效果逐渐减弱。结合图6和图9中数据进行分析,LP-2试件疲劳裂纹扩展速率开始迅速增加的S点,所对应的试件表面残余拉应力为 81.2 MPa ,几乎是残余拉应力产生的最大值点;扩展速率开始稳定的T点,所对应的试件表面残余压应力为 -456 MPa ,此时试件表面残余应力开始走向平稳;扩展速率开始降低的R点,对应的试件表面残

余压应力为 -434 MPa ,已经进入稳定的残余压应力区域。强化间隙区强化间隙区域发生裂纹扩展速率的迅速增长是由于强化区残余拉应力的形成。因此,强化形成的残余应力状态是影响疲劳裂纹扩展的重要因素。

4 断口形貌特征

图11所示为两种不同区域激光冲击强化试件疲劳断口的宏观形貌及高倍扫描电子显微镜(SEM)微观组织观察图。

由图11(a)可知,LP-1试件的裂纹扩展中期(强化区域)疲劳条带细密,说明疲劳裂纹在单位循环周次下向前扩展的距离小,即扩展速率低。由图11(b)可知,LP-2试件在裂纹扩展中期未强化区域的疲劳条带间距较大,在疲劳裂纹扩展区主要为小平面和较少的二次裂纹特征;随着裂纹扩展越过未强化与强化区域交界处后,疲劳断口变得光亮平整,并出现大量的二次裂纹特征,消耗了大量的能量,降低了裂纹扩展速率。

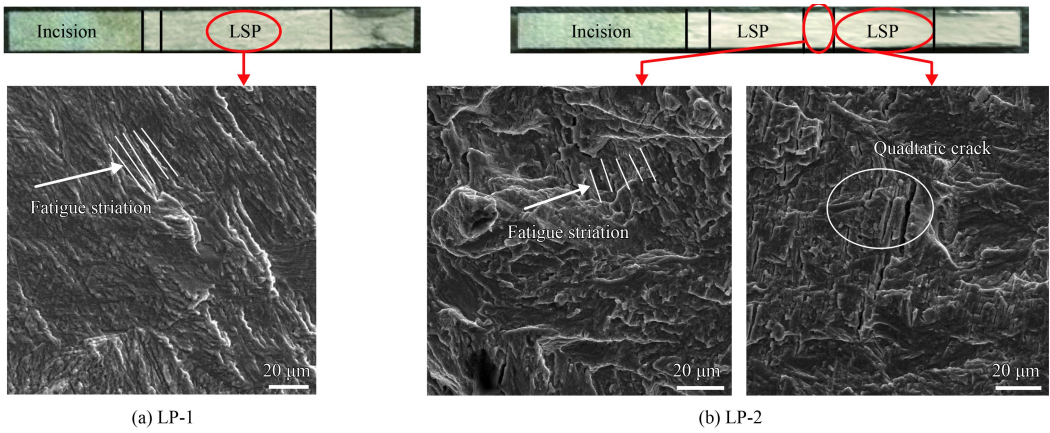


图 11 不同强化区域试件断口特征

Fig.11 Fracture morphologies of the samples after LSP with different coverage areas

5 微观组织

为反映激光冲击强化前后试件表层显微组织的变化,对强化处理前后的钛合金试片通过透射电镜进行观察与分析。选取的试验区域如图1所示。图12为不同强化方案处理试件表层微观组织的透射电镜(TEM)图。

如图12所示,两种激光冲击强化方案下都会使材料表层形成高密度位错或位错胞等结构,这是因为激光诱导冲击波作用下具有高层错能的

TC17钛合金主要是通过位错增殖和滑移等方式进行塑性变形,在后续冲击波驱动下大量增殖的位错会在滑移阻力大的位置集聚而形成高密度位错,且当高密度位错发生部分湮灭和重排而演变为位错墙,将原始晶粒切割为几个位错胞结构。这些高密度位错和位错胞结构的位错密度都非常高,根据位错强化理论可知,位错密度越高,材料屈服强度越高,疲劳过程中循环滑移程度随之降低,显著提高裂纹形成寿命;同时,裂纹扩展

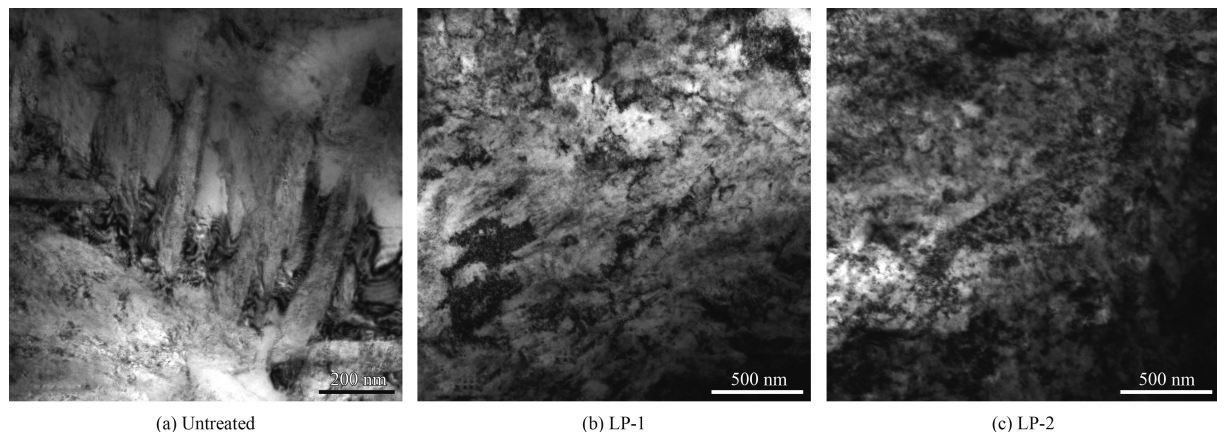


图 12 不同强化区域试件表层的微观组织

Fig.12 TEM images of the samples with different coverage areas

阻力也会随位错密度增大而升高,从而一定程度上延缓裂纹的扩展,提高金属的抗疲劳性能。

6 结 论

(1) 两种不同激光冲击强化方案可有效提高 TC17 钛合金试件的疲劳寿命,与未强化相比,LP-1 和 LP-2 方案试件的疲劳寿命分别提高了 2.14 倍和 1.90 倍。且裂纹稳定扩展速率(da/dN)分别降低了 24% 和 15%。

(2) 由于激光冲击强化诱导产生高数值残余压应力的作用,裂纹尖端的有效应力强度因子减小,从而降低裂纹扩展速率;中间未强化区域由于存在残余应力由压应力向拉应力的突变,因此,裂纹扩展速率显著升高,相应疲劳条带也明显变稀,而后续的强化产生的残余压应力又将抑制裂纹的扩展。

参考文献

[1] BOYER R. An overview on the use of titanium in the aerospace industry[J]. *Materials Science and Engineering A*, 1996, 213: 103-114.

[2] JONES R, MOLENT L, WALKER K. Fatigue crack growth in a diverse range of materials[J]. *International Journal of Fatigue*, 2012, 40: 43-50.

[3] BARTSCH T M. High cycle fatigue (HCF) science and technology program 2002 annual report[R]. Universal technology corporation, 2003.

[4] 李伟, 李应红, 何卫锋, 等. 激光冲击强化技术的发展和应
用[J]. *激光与光电子学进展*, 2008, 45(12): 15-19.
LI W, LI Y H, HE W F, et al. Development and application
of laser shock processing[J]. *Laser and Optoelectronics Pro-
gress*, 2008, 45(12): 15-19 (in Chinese).

[5] HUANG S, ZHOU J Z, SHENG J, et al. Effects of laser en-
ergy on fatigue crack growth properties of 6061-T6 alumin-
um alloy subjected to multiple laser peening[J]. *Engineering
Fracture Mechanics*, 2012, 99: 87-100.

[6] 黄舒, 周建忠, 蒋素琴, 等. AZ31B 镁合金激光喷丸后的形
变强化及疲劳断口分析[J]. *中国激光*, 2011, 38(8):
0803002-1-0803002-7.
HUANG S, ZHOU J Z, JIANG S Q, et al. Study on strain
hardening and fatigue fracture of AZ31B magnesium alloy
after laser shot peening[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2011,
38(8): 0803002-1-0803002-7 (in Chinese).

[7] 李东霖, 何卫锋, 游熙, 等. 激光冲击强化提高外物打伤
TC4 钛合金疲劳强度的试验研究[J]. *中国激光*, 2011,
38(8): 0702006-1-0702006-9.
LI D L, HE W F, YOU X, et al. Experimental research on
improving fatigue strength of wounded TC4 titanium alloy
by laser shock peening[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2011,
38(8): 0702006-1-0702006-9 (in Chinese).

[8] ZHANG L, LU J Z, ZHANG Y K, et al. Effects of different
shocked paths on fatigue property of 7050-T7451 aluminum
alloy during two-sided laser shock processing[J]. *Materials
& Design*, 2010, 32(2): 480-486.

[9] AKHTAR N, WU S J. Laser welding effects on mechanical
and fatigue properties of an Al-Cu-Mg-Ag alloy[J]. *Interna-
tional Journal Microstructure and Materials Properties*, 2015,
10(5/6): 350-365.

[10] CASTANEDA E, GONZALEZ C R, CHAVEZ A C, et al.
Laser shock processing with different conditions of treat-
ment on duplex stainless steel[J]. *Journal of Materials Engi-
neering and Performance*, 2015, 24(6): 2521-2525.

[11] RUBIO-GONZALEZ C, FELIX-MARTINEZ C, GOMEZ-
ROSAS G, et al. Effect of laser shock processing on fatigue
crack growth of duplex stainless steel[J]. *Materials Science
and Engineering A*, 2011, 528: 914-919.

- [12] JONES R, MOLEN L, WALKER K. Fatigue crack growth in a diverse range of materials[J]. *International Journal of Fatigue*, 2011, 40: 43-50.
- [13] ZHOU J Z, HUANG S, ZUO L D, et al. Effects of laser peening on residual stresses and fatigue crack growth properties of Ti-6Al-4V titanium alloy[J]. *Optics and Lasers in Engineering*, 2014, 52: 189-194.
- [14] 张翥, 王群骄, 莫畏. 钛的金属学和热处理[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2009, 1-63.
- ZHANG Z, WANG Q J, MO W. Metallography and heat treatment of titanium[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2009, 1-63 (in Chinese).
- [15] 罗奎林, 郭双全, 何勇, 等. 激光熔覆修复航空发动机风扇机匣TC4钛合金静子叶片[J]. *中国表面工程*, 2015, 28(6): 141-146.
- LUO G L, GUO S Q, HE Y, et al. Repairing TC4 titanium stator blade of aero-engine fan casing by laser cladding[J]. *China Surface Engineering*, 2015, 28(6): 141-146 (in Chinese).
- [16] 金属材料疲劳裂纹扩展速率试验方法: GB/T6398-2000[S]. 北京: 中国标准出版社, 2001, 5-6.
- Standard test method for fatigue crack growth rates of metallic materials: GB/T6398-2000[S]. Beijing: China Standard Press, 2001, 5-6 (in Chinese).
- [17] HUANG S, ZHOU J Z, SHENG J, et al. Effects of laser peening with different coverage areas on fatigue crack growth properties of 6061-T6 aluminum alloy[J]. *International Journal of Fatigue*, 2013, 47(2013): 292-299.
- [18] 陈传尧. 疲劳与断裂[M]. 华中科技大学出版社, 2001, 149-150.
- CHEN C Y. Fatigue and fracture[M]. Huazhong University of Science and Technology Press, 2001, 149-150 (in Chinese).
- [19] HATAMLEH O. A comprehensive investigation on the effects of laser and shot peening on fatigue crack growth in friction stir welded AA 2195 joints[J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31: 974-988.
- [20] HATAMLEH O, LYONS J, FORMAN R. 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: 421-434.
- [21] 游熙, 聂祥樊, 何卫锋, 李东霖. 纳秒脉冲激光诱导冲击波作用下TC17钛合金高应变率本构模型参数辨识[J]. *中国激光*, 2016(8): 102-109.
- YOU X, NIE X F, HE W F, LI D L. Experimental research on improving fatigue strength of wounded TC4 titanium alloy by laser shock peening[J]. *Chinese Journal of Lasers*, 2016(8): 102-109 (in Chinese).
- [22] MORIKAGE Y, IGI S, OI K, et al. Residual stress intensity factor based fatigue crack[J]. *Procedia Engineering*, 2015, 130(2015): 1057-1065.
- [23] CHAHARDEHI A, BRENNAN F R, STEUWER A. The effect of residual stresses arising from laser shock peening on fatigue crack growth[J]. *Engineering Fracture Mechanics*, 2010, 77(2): 2033-2039.

(责任编辑: 陈茜)