

# 激光喷丸提高 TC11 钛合金高周疲劳性能的试验研究

聂祥樊<sup>1</sup> 何卫锋<sup>1</sup> 臧顺来<sup>2</sup> 王学德<sup>1</sup> 李玉琴<sup>1</sup>

(<sup>1</sup> 空军工程大学航空航天工程学院, 等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038)

<sup>2</sup> 西安交通大学机械工程学院, 陕西 西安 710049

**摘要** 对 TC11 钛合金标准疲劳试件进行激光喷丸处理, 利用高周振动疲劳试验验证强化效果, 通过断口观察分析疲劳机理, 再从微观组织、残余应力和显微硬度等方面分析激光喷丸提高 TC11 钛合金疲劳性能的强化机制。试验结果表明, 强化后疲劳试件的疲劳极限由 483 MPa 提高到 593 MPa; 强化试件的裂纹源位于次表层深 0.2 mm 处, 平坦区扩大, 快速扩展区产生大量二次裂纹和排列紧密的疲劳条带。表层发生较高程度细化, 形成尺寸为 40~80 nm 的纳米晶; 并引入高数值残余压应力, 表面残余应力达 -591.5 MPa, 其塑性变形层深度达 1 mm, 且表面硬度提高 19%。TC11 钛合金标准疲劳试件强化后疲劳强度提高主要是因为高程度组织细化和高数值残余压应力的综合作用, 进而阻碍裂纹萌生和降低扩展速率。

**关键词** 激光器; 激光冲击强化; TC11 钛合金; 疲劳极限; 断口分析; 强化机制

**中图分类号** TG665 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201340.0803006

## Experimental Study on Improving High-Cycle Fatigue Performance of TC11 Titanium alloy by Laser Shock Peening

Nie Xiangfan<sup>1</sup> He Weifeng<sup>1</sup> Zang Shunlai<sup>2</sup> Wang Xuede<sup>1</sup> Li Yuqin<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Plasma Dynamics Laboratory, Aeronautics & Astronautics Engineering College, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China

<sup>2</sup> School of Mechanical Engineering, Xi'an Jiaotong University, Xi'an, Shaanxi 710049, China

**Abstract** The standard vibration fatigue specimens, made of TC11 titanium alloy, are treated by laser shock peening (LSP). The high-cycle vibration tests are conducted to verify the reinforcement effect, and the fracture analysis is utilized to analyze the fatigue mechanism of the treated specimens. The strengthening mechanism of fatigue performance is explained by the experiments of microstructure, residual stress and microhardness. The tests results show that the fatigue limit is improved from 483 MPa to 593 MPa by LSP. Fatigue crack of specimens treated by LSP initiates in the subsurface of 0.2-mm depth with a greater flatness area and lots of second-cracks and tight fatigue bands. A layer with nanocrystals is generated on the surface by LSP, and the size of nanocrystal is about 40~80 nm. LSP introduce a great compressive residual stress in the material with a 1-mm thick plastic deformation layer. The residual stress in the surface can reach -591.5 MPa, while the surface hardness is increased by 19%. The combined actions of high structure refinement and high compressive residual stress are the main causes of the fatigue performance improvement, which block fatigue crack initiating and reduce crack growth rate.

**Key words** lasers; laser shock peening; TC11 titanium alloy; fatigue limit; fracture analysis; strengthening mechanism

**OCIS codes** 140.3460; 140.3390; 160.3900

收稿日期: 2013-02-04; 收到修改稿日期: 2013-03-31

基金项目: 国家自然科学基金(51205406), 西安市科技计划项目[CXY116(4)]

作者简介: 聂祥樊(1988—), 男, 博士研究生, 主要从事激光冲击强化技术及其应用等方面的研究。

E-mail: skingkgd@163.com

导师简介: 李应红(1963—), 男, 教授, 博士生导师, 主要从事航空等离子体动力学方面的研究。

E-mail: yinghong\_li@163.com

本文电子版彩色效果请详见中国光学期刊网 www.opticsjournal.net

# 1 引 言

激光冲击强化(LSP)又称激光喷丸,是采用短脉冲(纳秒级)、高峰值功率密度( $\text{GW}/\text{cm}^2$ 级)的激光辐照金属表面,使金属表面涂覆的吸收保护层吸收激光能量并发生爆炸性气化蒸发,产生高压等离子冲击波,利用冲击波的力学效应能够有效改善材料微观组织和力学性能<sup>[1-3]</sup>,使表层材料微观组织发生细化并在较厚度上形成残余压应力,从而提高材料的抗疲劳、抗腐蚀和抗磨损等性能<sup>[4-7]</sup>。相比其他表面强化技术,激光冲击强化由于过程的无接触、无热影响区和良好的可控性,以及残余压应力深和粗糙度影响小等特点而成为表面改性领域的研究热点。

针对发动机叶片的外物打伤和高周疲劳问题,美国研究人员利用激光冲击强化技术较好地解决了这个世界性难题。其中,Lawrence Livermore、GE、MIC和LSPT等单位成功将此项技术应用到美军的F110、F404和F119等军用发动机关键部件上,解决了关键部件的疲劳断裂问题,提高发动机的性能和寿命。而国内仍处于基础性材料试验研究和机理研究阶段,其中北京航空制造工艺研究所、江苏大学和空军工程大学等研究机构就一般常用的不锈钢、合金钢及铝合金进行了试验研究,较大程度地提高了材料的疲劳性能,并分析了激光冲击对材料组织和力学性能的影响规律<sup>[8-15]</sup>。其中,Lu等<sup>[16-17]</sup>从微观组织角度提出了ANSI 304钢和LY2铝合金在多次冲击下的晶粒细化机制;李伟等<sup>[13-15]</sup>针对激光喷丸提高试件和叶片疲劳性能的强化机制进行了研究。

在航空工业中,由于比强度高和良好的耐腐蚀性等特点,钛合金被广泛地应用于飞机和发动机的

构件上。TC11钛合金是一种综合性能良好的 $\alpha+\beta$ 型热强钛合金,在 $500\text{ }^\circ\text{C}$ 以下有优异的热强性能,并且具有较高室温强度,主要用于制造航空发动机的压气机盘、叶片、鼓筒等零件<sup>[18]</sup>。但在实际发动机工作环境中(离心力、热应力和空气激振力的复合作用),尤其是受到外来物打伤后,TC11钛合金叶片易发生疲劳裂纹和断裂问题,因此研究如何提高TC11钛合金叶片的抗疲劳性能具有很大的工程价值。为实现激光冲击强化技术在TC11钛合金叶片的应用,提高其抗疲劳性能,本文开展了激光冲击TC11钛合金试验研究,对强化前后的TC11钛合金标准疲劳试片进行高周振动疲劳试验,通过断口分析探究疲劳机理,再利用微观组织观察、残余应力和显微硬度测试等手段分析激光冲击提高TC11钛合金疲劳性能的影响因素,从而总结激光冲击提高TC11钛合金高周疲劳性能的强化机制。

## 2 振动疲劳试验

TC11钛合金化学成分(质量分数)为:Al:5.8%~7.0%,Mo:2.8%~3.8%,Zr:0.8%~2.0%,Si:0.2%~0.35%,Fe:0.25%,Ti:Bal。热处理制度为双重退火: $950\text{ }^\circ\text{C}$ ~ $980\text{ }^\circ\text{C}$ ,1~2h,空冷; $530\text{ }^\circ\text{C}$ ,6h,空冷。其室温拉伸性能:抗拉强度 $\sigma_b=1030\text{ MPa}$ 、屈服强度 $\sigma_{0.2}=930\text{ MPa}$ 、断面收缩率 $\psi=30\%$ 、延伸率 $\delta_5=9\%$ 。TC11钛合金标准疲劳试片是由中航贵阳航空发动机(集团)有限公司提供,按照实际TC11钛合金叶片的处理工艺进行处理,根据HB5277-84标准,经线切割、打磨、抛光制作而成,如图1所示(彩图请见网络电子版)。

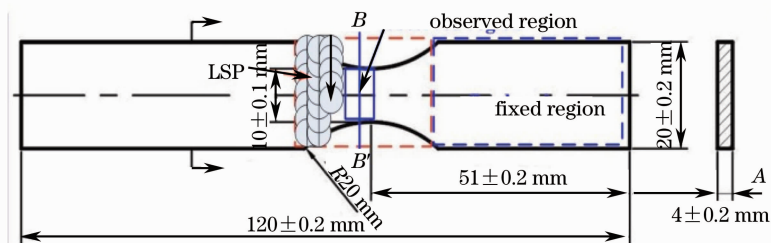


图1 标准疲劳试件

Fig. 1 Standard fatigue specimen

利用ABAQUS有限元程序对标准振动疲劳试件进行模态和应力分析,边界条件为图1中蓝色区域夹持,图2为TC11钛合金试片后段完全夹持时的一阶模态云图,其一阶固有频率为315.6 Hz。在此基础上对试片一阶振动条件下的试片各处振动应

力进行计算,由振动等效应力分布图(图3)发现试片在一阶振动条件下的应力最大位置在试件的缺口中央。

根据数值计算结果表明单边夹持的振动疲劳试验过程中,试件应力水平最高的一弯节线位于R20

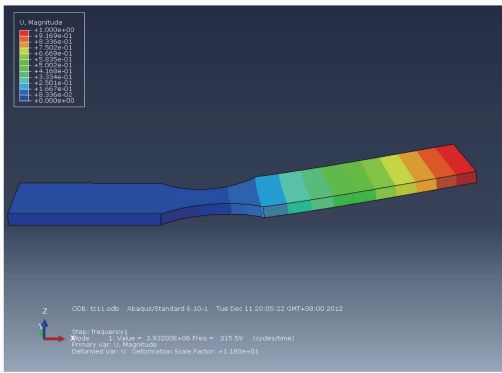


图 2 振动试片的一阶模态

Fig. 2 First-order mode of vibration specimen

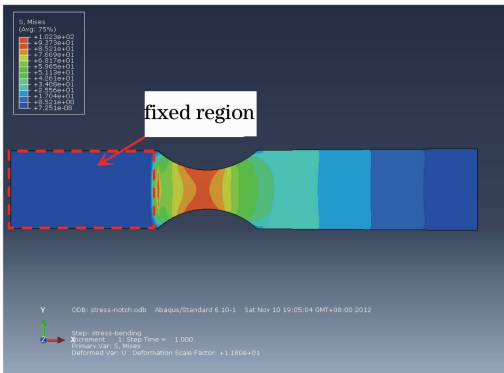


图 3 一阶振动条件下的等效应力分布

Fig. 3 Equivalent stress distribution under the first-order vibration condition

弧区域内,是疲劳考核部位,所以确定 R20 弧区域为试件的 LSP 区域,如图 1 所示。对疲劳试片 R20 弧区域进行激光冲击试验,采用 SGR-25 型 Nd:YAG 激光器,材料处理表面覆盖的吸收保护层和约束层,分别采用 0.1 mm 厚的铝箔和 1~2 mm 的水约束层,试样在进行激光冲击强化时固定在一个  $x-y-z$  个自由度的移动平台上,通过平台  $x、y$  轴方向上的移动从而实现图中的强化工艺。根据本课题组前期材料试验结果<sup>[19-20]</sup>,发现在功率密度一定的条件下,冲击 3 次即可实现 TC6 和 TC11 钛合金的表面纳米化,且此时残余应力和硬度都有很大提高,所以强化具体参数为波长 1064 nm、脉冲能量 6 J、脉宽 20 ns、光斑直径 3 mm、搭接率 50%、冲击次数为 3 次,双面对冲。

疲劳试片分为 2 组,一组为未进行强化的 15 件;另一组为进行 LSP 强化的 15 件,然后分别进行高周振动疲劳试验( $1 \times 10^7$  次循环次数的疲劳寿命水平下)。利用升降法处理振动疲劳实验数据,得到材料冲击强化前后的升降曲线,如图 4 所示。

由疲劳升降法可知,当应力  $\sigma_{r,i}$  遵循正态分布时,取子样平均值作为母体中值估计值,疲劳极限  $\sigma_r$  应等于以  $n_i'$  为权的  $\sigma_{r,i}$  的加权平均值,在 95% 的置信度下,冲击前后标准疲劳试件的疲劳极限由原始试件的 483 MPa 提高到 593 MPa,提高了 22.8%,说明 LSP 可以有效地提高 TC11 钛合金的疲劳强度。

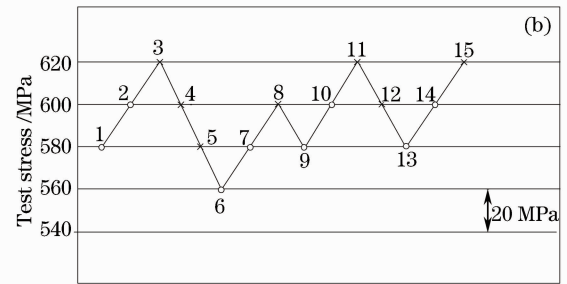
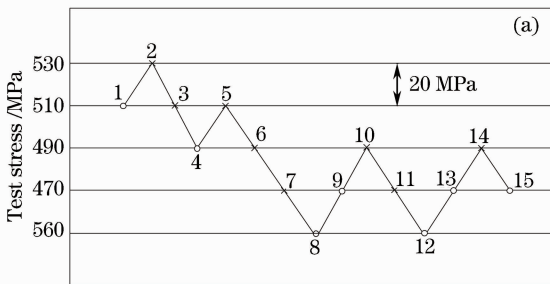


图 4 TC11 钛合金标准振动疲劳试件升降图。(a) 未冲击; (b) 冲击后

Fig. 4 Lift figures of standard vibration fatigue specimens of TC11 titanium alloy. (a) Without LSP; (b) after LSP

利用 JEOL/JSM-6360LV 型扫描电子显微镜对有无 LSP 的 TC11 标准振动疲劳试件断口进行观察,通过断口形貌分析疲劳机理,探究 LSP 对高周疲劳裂纹萌生和扩展的影响。

TC11 属于双相钛合金,由于各向异性引起的非均匀变形形成密集的滑移带,这些滑移带与相界相互作用,形成了许多不连续的损伤条带,随着损伤的积累,这些条带逐渐形成裂纹源。强化处理后裂纹源位于构件的次表层深约 0.2 mm 处,如图 5(a)所示,说

明激光冲击对在表面裂纹萌生起着显著的阻滞作用。宏观断口[图 5(b)]表明,裂纹源形成后,疲劳裂纹扩展以裂纹源为中心呈现平坦区和凹凸不平区两部分。平坦区域是裂纹慢速稳定扩展的特征标记,对比强化前后断口发现,强化试件疲劳裂纹扩展平坦区明显大于未强化试件,经 CAD 软件测量表明强化后平坦区为未强化试件平坦区的 2.1 倍,说明激光冲击有利于减缓疲劳裂纹的扩展速率;且强化试件平坦区有大量解理台阶,这是应力状态复杂的断口特征,是冲击产

生的残余应力造成的。凹凸不平区是裂纹快速失稳扩展的形貌特征,在该区域[图 5(c)、(d)]存在大量与裂纹扩展方向垂直的二次裂纹和疲劳条带。由于裂纹扩展受到激光冲击强化影响层的限制,裂纹扩展方

向发生改变,形成大量二次裂纹;强化区域内存在较密的疲劳条带,且疲劳条带间距窄,数量多,表明裂纹扩展距离小,说明激光冲击对材料的疲劳裂纹扩展有着明显的限制作用。

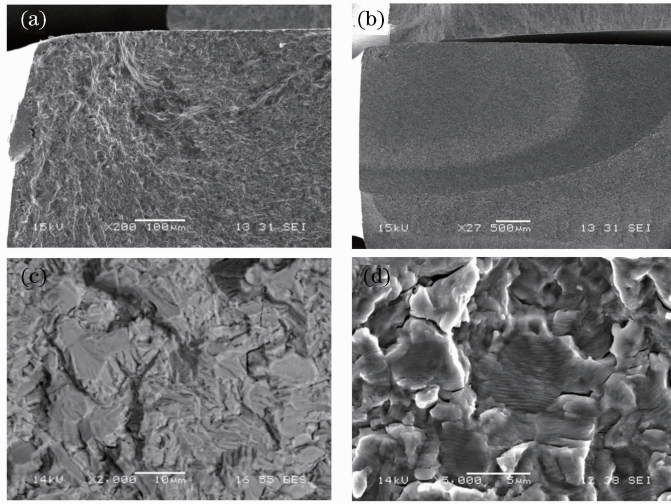


图 5 激光冲击强化试件的典型断口形貌。(a) 裂纹源; (b) 宏观断口; (c) 二次裂纹; (d) 较密的疲劳条带  
Fig. 5 Typical fractographies of specimens treated by LSP. (a) Crack source; (b) macroscopic fractography; (c) secondary cracks; (d) dense fatigue banding

### 3 微观组织

通过 TEM-3010 型透射电子显微镜(TEM)观察图 1 中试件 R20 区中间观察区激光冲击前后的表面显微组织,图 6 为 TC11 钛合金原始试件和强化试件的电子透射电镜图及其衍射花样。从图 6 (a)中可以看出 TC11 原始组织是由等轴状的  $\alpha$  相和针状的  $\beta$  相组成的双相组织,且呈现出清晰的相界和尺寸较大的相。图 6 (b)、(c)为激光冲击后的

微观组织的明暗场像,出现晶粒尺寸为 40~80 nm 的纳米晶组织,且由衍射花样说明表面纳米晶组织比较均匀。由于高压激光等离子体冲击波作用在材料表面,促使材料发生高应变率塑性变形,而对于高层错能钛合金主要通过位错滑移的形式完成,在冲击波作用下位错发生滑移、重排和湮灭,形成新晶界。材料表面受到的冲击波压力最大,所以表面组织发生了高程度的细化,形成纳米晶。

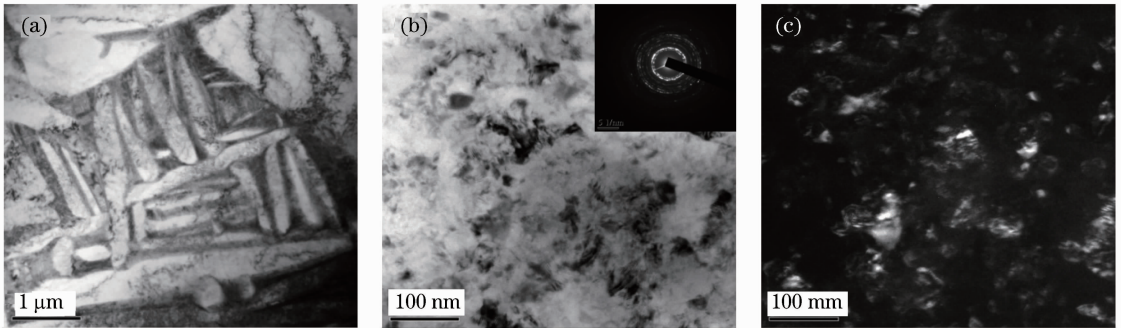


图 6 不同冲击次数下表面透射电镜图和衍射花样。(a) 未冲击; (b) 纳米晶; (c) 图(b)暗场像  
Fig. 6 TEM photographs and diffraction patterns of the surface layer with different LSP impact times. (a) Without LSP; (b) nanocrystallites; (c) dark field image of Fig. (b)

随着冲击波向内传播过程中塑性变形的不断发生,以及其他形式的能量耗散,使冲击波的压力逐渐降低,从而材料内部发生塑性变形、晶粒细化的能力

降低,组织变化也随之减少。图 7 为图 1 中强化试件 BB'截面从表面到 700 ns 左右深的透射电镜图,在表面和图 6(c)中一样存在大量 30 nm 左右的纳米晶,其

厚度约为 200 nm;沿冲击方向,截面细化晶粒的尺寸逐渐增大,在 400 nm 深处,出现了亚晶和纳米晶共存的现象。激光冲击引起的晶粒细化程度与其冲击波大小存在正相关关系,冲击压力越大,在其作用下的

晶粒细化程度越高。当激光等离子体冲击波向内传播的同时,材料正在其作用下发生塑性变形,而随着塑性变形的进行,冲击波压力也随之衰减,致使在材料内部深处的塑性变形小,晶粒细化程度较低。

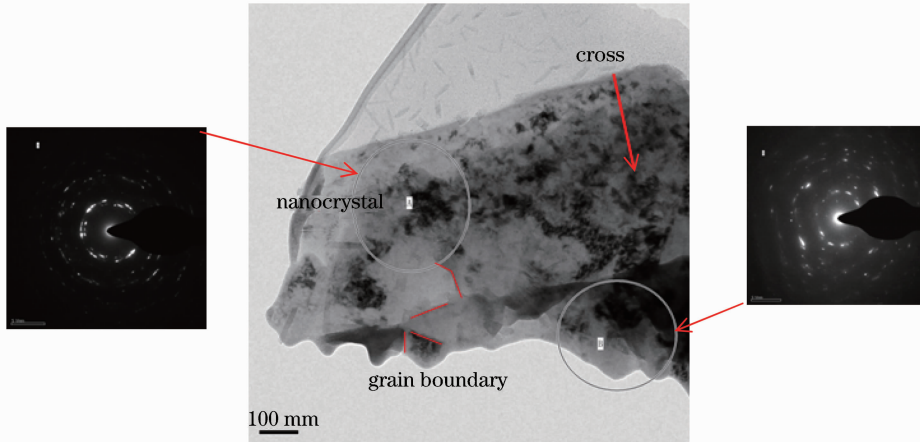


图 7 激光冲击强化后试件截面透射电镜图

Fig. 7 TEM photographs in cross section treated by LSP

组织结构变化,尤其是纳米级晶粒细化则在一定程度上阻止和延缓疲劳裂纹的产生和扩展;激光冲击使此表层组织内产生高密度的位错、位错胞、亚晶界、晶界等晶体缺陷,这些缺陷能阻碍金属晶体中位错的移动,使金属材料的塑性流动不易发生,从而提高金属的强度。表层细化晶粒(纳米晶)中缺陷较少,有效抑制了裂纹萌生;而晶界的增多提高了滑移形变抗力,抑制循环滑移带的形成和开裂,增加裂纹扩展的晶界阻力,使疲劳裂纹沿晶界塞积或改向<sup>[14]</sup>;而紧邻纳米层内侧剧烈塑性变形区的大量晶界和高密度位错,则可以有效地阻止疲劳裂纹的扩展<sup>[21-22]</sup>。

#### 4 残余应力和显微硬度

试件表层残余应力测试是采用 Proto-LXRD 型 X 射线应力测试仪,测量方法采用侧倾固定  $\Psi$  法;辐射为 Cu- $k\alpha$ , 衍射晶面 Ti {213} 晶面,  $2\theta$  角扫描为  $136.1^\circ \sim 145.3^\circ$ , 扫描步距为  $0.02^\circ$ , 每 5 s 一步;X 光管高压和电流分别为 40 kV 和 6 mA;准直管直径  $\Phi=2$  mm, 测试误差  $\Delta\sigma$  为  $\pm 9$  MPa。测量截面残余应力分布时需要通过电解抛光[腐蚀溶液为:24%  $HNO_3 + 14\% HF + 62\% H_2O$  (体积比)], 腐蚀速率:每秒每平方厘米腐蚀厚度为  $0.2 \sim 0.5 \mu m$ 。逐层减薄后再进行测试,在每个测试深度上随机测试 2 个点,其平均值即认为是此深度上的残余应力值。根据国家标准 GB/T4340. 1-1999 规定,采用 MVS-1000JMT2 型显微维氏硬度计测量截面硬度,测量载

荷为 500 g,保压时间 10 s,测量 3~5 个点取平均值。

图 8 为试件在激光冲击后截面上残余应力和显微硬度的分布曲线,试件表面产生了一 591.5 MPa 的残余压应力,且形成了 1 mm 的塑性变形层;表面显微硬度由 351  $HV_{0.5}$  提高到 418  $HV_{0.5}$ , 提高了 19%, 硬度影响层达到 0.9 mm 左右。随着深度方向冲击波压力的降低,残余应力和显微硬度都随之降低,呈现逐渐递减的趋势。残余应力场的产生是因为材料内部发生塑性变形造成,产生晶格畸变。硬度提高主要因为塑性变形后位错强化和晶粒细化造成,对于实际构件或叶片的工况而言,硬度的提高有助于抵抗外来物损伤,防止裂纹形成。

激光冲击后材料表层形成一层高数值残余压应

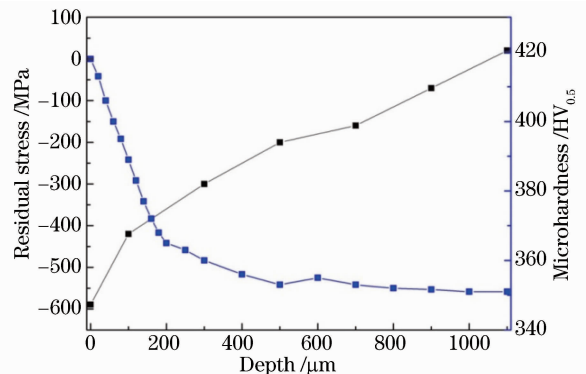


图 8 激光冲击强化后试件的残余应力和显微硬度的截面分布曲线

Fig. 8 Distribution curves of residual stress and microhardness in cross section treated by LSP

力的塑性变形层,由残余应力而引起的材料疲劳极限的变化  $\Delta\sigma_w^r$  为<sup>[23]</sup>:

$$\Delta\sigma_w^r = -m\sigma_r. \quad (1)$$

当试样表面有残余压应力就会使得材料的疲劳极限提高, $m$  也可称为残余应力作用系数。钛合金经 LSP 后在表层留有高数值的残余压应力,可以平衡疲劳载荷中的拉应力,因此可有效提高钛合金材料的疲劳极限。根据 Forst 等<sup>[24]</sup> 提出的修正关系,残余压应力将使裂纹扩展门槛值获得提高,这样裂纹源就不容易扩展成裂纹,残余应力场和组织细化共同作用导致疲劳裂纹在试件次表层萌生;已扩展的裂纹在强化的区域,受到残余应力的作用,减小裂纹尖端应力强度因子,降低裂纹扩展速率,甚至停止扩展成为非扩展裂纹,或者发生转折,典型疲劳断口强化层内大量的二次裂纹的形成与残余压应力场的作用也密切相关。

## 5 结 论

TC11 钛合金标准疲劳试件在激光冲击处理后进行高周振动疲劳试验,验证强化效果并通过断口分析探究疲劳机理,并从微观组织、残余应力和显微硬度等方面分析激光冲击提高疲劳性能的内在因素和强化机理,得到如下结论:

1) TC11 钛合金标准疲劳试件的疲劳强度由原始试件的 483 MPa 提高到 593 MPa,提高了 22.8%。由断口分析可知,冲击处理后裂纹源位于次表层,平坦区扩大,凹凸区二次裂纹较多,且疲劳条带排列紧密;

2) 材料强化后表层组织发生纳米级细化,且细化程度随着深度增加而降低;大量的晶界和位错有利于提高滑移形变抗力和增加裂纹扩展的晶界阻力,使疲劳裂纹沿晶界塞积或改向,从而有效地阻止疲劳裂纹的扩展;

3) 材料冲击后表面产生 -591.5 MPa 的残余压应力,硬度提高了 19%,且形成 1 mm 左右的影响层。较大残余应力的存在可以提高材料疲劳极限,阻止裂纹萌生、减缓甚至停止裂纹扩展。

## 参 考 文 献

- 1 R Fabbro, J Fournier, P Ballard, *et al.*. Physical study of laser-produced plasma in confined geometry[J]. J Appl Phy, 1990, 68 (2): 775-784.
- 2 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.

- 3 Li Wei, LiYinghong, He Weifeng, *et al.*. Development and application of laser shock processing[J]. Laser & Optoelectronics Progress, 2008, 45(12): 15-19.
- 李 伟, 李应红, 何卫锋, 等. 激光冲击强化技术的发展和应 [J]. 激光与光电子学进展, 2008, 45(12): 15-19.
- 4 P Peyre, R Fabbro, P Merrien, *et al.*. Laser shock processing of aluminium alloys: application to high cycle fatigue behavior[J]. Materials Science and Engineering A, 1996, 210 (1-2): 102-113.
- 5 Zhou Lei, He Weifeng, Wang Xuede. Effect of laser shock processing on high cycle properties of 1Cr11Ni2W2MoV stainless steel [J]. Rare Materials and Engineering, 2011, 40 (s4): 174-177.
- 6 Hyuntaek Lim, Pilkyu Kim, Hoemin Jeong, *et al.*. Enhancement of abrasion and corrosion resistance of duplex stainless steel by laser shock peening[J]. J Materials Processing Technology, 2012, 212(6): 1347-1354.
- 7 W. Sagawaa, T. Aokib, T. Itoua, *et al.*. Stress corrosion cracking countermeasure observed on Ni-based alloy welds of BWR core support structure [J]. Nuclear Engineering and Design, 2009, 239(4): 655-664.
- 8 Zou Shikun, Wang Jian, Wang Huaming, *et al.*. Fatigue growth rate of laser shock processed metal sheet[J]. Laser Technology, 2002, 26(3): 189-191.
- 邹世坤, 王 健, 王华明, 等. 激光冲击处理金属板材后的裂纹扩展速率[J]. 激光技术, 2002, 26(3):189-191.
- 9 Ren Xudong, Zhang Tian, Zhang Yongkang, *et al.*. Improving fatigue properties of 00Cr12 alloy by laser shock processing[J]. Chinese J lasers, 2010, 37(8): 2111-2115.
- 任旭东, 张 田, 张永康, 等. 激光冲击处理提高 00Cr12 合金的疲劳性能[J]. 中国激光, 2010, 37(8): 2111-2115.
- 10 Wu Bian, Wang Shengbo, Guo Dahao, *et al.*. Research of material modification induced by laser shock processing on aluminum alloy [J]. Acta Optica Sinica, 2005, 25 (10): 1352-1356.
- 吴 边, 王声波, 郭大浩, 等. 强激光冲击铝合金改性处理研究 [J]. 光学学报, 2005, 25(10): 1352-1356.
- 11 Cao Ziwen, Zou Shikun, Liu Fangjun, *et al.*. Laser shock processing on 1Cr11Ni2W2MoV martensite steel[J]. Chinese J Lasers, 2008, 35(2): 316-320.
- 曹子文, 邹世坤, 刘方军, 等. 激光冲击处理 1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢[J]. 中国激光, 2008, 35(2): 316-320.
- 12 Wang Shengbo, Fan Yong, Wu Hongxing, *et al.*. Research of strengt hening 7050 aerial aluminum alloy structural material with laser shock processing[J]. Chinese J Lasers, 2004, 31 (1): 125-128.
- 王声波, 范 勇, 吴鸿兴, 等. 7050 航空铝合金结构材料激光冲击强化处理研究[J]. 中国激光, 2004, 31(1): 125-128.
- 13 Li Wei, He Weifeng, Li Yinghong, *et al.*. Effects of laser shock processing on vibration fatigue properties of K417 material[J]. Chinese J Lasers, 2009, 36(8): 2197-2201.
- 李 伟, 何卫锋, 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.
- 14 Wang Cheng, Ren Xudong, Zhou Xin, *et al.*. Influence of laser shock processing on short crack growth of GH742 nickel-base alloy[J]. Heat Treatment of Metals, 2009, 34(7): 57-60.
- 汪 诚, 任旭东, 周 鑫, 等. 激光冲击对 GH742 镍基合金疲劳短裂纹扩展的影响[J]. 金属热处理学报, 2009, 34(7): 57-60.
- 15 He Weifeng, Li Yinghong, Li Wei, *et al.*. Laser shock peening on vibration fatigue behavior of compressor blade[J]. J Aerospace Power, 2011, 26(7): 1551-1556.
- 何卫锋, 李应红, 李 伟, 等. 激光冲击强化提高压气机叶片疲劳性能研究[J]. 航空动力学报, 2011, 26(7): 1551-1556.
- 16 J Z Lu, K Y Luo, Y K Zhang, *et al.*. Grain refinement mechanism of multiple laser shock processing impacts on ANSI

- 304 stainless steel [J]. *Acta Materialia*, 2010, 58 (16): 5354-5362.
- 17 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.
- 18 “Aeronautical Manufacture Engineering Handbook” Edits Committee. *Aeronautical Manufacture Engineering Handbook* [M]. Beijing: Aerospace Industry Press, 1997. 235-237.  
《航空制造工程手册》总编委会. 航空制造工程手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1997. 235-237.
- 19 Wang Xuede, Li Yinghong, Li Qipeng, *et al.*. Property and thermostablity study on TC6 titanium alloy nanostructure processed by LSP [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Atronautics*, 2012, 29(1): 68-76.  
王学德, 李应红, 李启鹏, 等. TC6 钛合金激光喷丸纳米组织特性及热稳定性研究[J]. *南京航空航天大学学报*, 2012, 29(1): 68-76.
- 20 Xiangfan Nie, Weifeng He, Liucheng Zhou, *et al.*. Effects of laser shock peening on TC11 titanium alloy with different impacts [J]. *Advance Materials Research*, 2013, 681: 266-270.
- 21 Zhou Lei, He Weifeng, Wang Xuede. Effect of laser shock processing on high cycle properties of 1Cr11Ni2W2MoV stainless steel [J]. *Rare Materials and Engineering*, 2011, 40 (s4): 174-177.
- 22 Zhou Lei, Li Yinghong, Zhai Xusheng, *et al.*. Fatigue-life improvement of symmetrical pressure hole by laser shock processing [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2010, 42(3): 379-382.  
周磊, 李应红, 翟旭生, 等. 利用激光冲击强化提高均压孔结构的疲劳寿命 [J]. *南京航空航天大学学报*, 2010, 42(3): 379-382.
- 23 Ma Zhuang. *Fundamental Research on Laser Shock Processing Used on Aero-Engine Parts* [D]. Xi'an: Engineering Institute of Air Force University, 2008. 37-38.  
马壮. 航空发动机部件激光冲击强化应用基础研究 [D]. 西安: 空军工程大学工程学院, 2008. 37-38.
- 24 N E Frost, K J Marsh, L P Pook. *Metal Fatigue* [M]. London: Oxford Univ Press, 1974. 130-195.

栏目编辑: 宋梅梅