

# 激光喷丸对 TC17 钛合金疲劳强度的影响

黄帅<sup>1</sup>, 朱颖<sup>2\*</sup>, 郭伟<sup>2</sup>, 彭鹏<sup>2</sup>, 刁训刚<sup>1</sup>

<sup>1</sup>北京航空航天大学物理科学与核能工程学院, 北京 100191;

<sup>2</sup>北京航空航天大学机械工程及自动化学院, 北京 100191

**摘要** 为了研究激光喷丸(LP)对 TC17 钛合金疲劳强度的影响,采用两次 LP 工艺对 TC17 钛合金进行了强化处理,并使用升降法测试比较了 LP 前后材料的疲劳强度。结果显示,LP 可在 TC17 钛合金表面形成深度为 11.7  $\mu\text{m}$  的微凹坑,产生的残余压应力为 LP 前的 2.46 倍。残余压应力的增大引起了裂纹源位置的变化及疲劳条带的细化,TC17 钛合金的疲劳强度提高了 3.9%。

**关键词** 激光技术; 激光喷丸; TC17 钛合金; 疲劳强度; 残余压应力

中图分类号 TN249 文献标识码 A

doi: 10.3788/LOP54.111406

## Effect of Laser Peening on Fatigue Strength of TC17 Titanium Alloys

Huang Shuai<sup>1</sup>, Zhu Ying<sup>2</sup>, Guo Wei<sup>2</sup>, Peng Peng<sup>2</sup>, Diao Xungang<sup>1</sup>

<sup>1</sup> School of Physics and Nuclear Energy Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

<sup>2</sup> School of Mechanical Engineering and Automation, Beihang University, Beijing 100191, China

**Abstract** In order to study the effect of laser peening (LP) on the fatigue strength of TC17 titanium alloys, the alloys are processed by LP for two times, and the fatigue strength of the materials before and after LP are tested and compared with the lifting and lowering method. The results show that the 11.7  $\mu\text{m}$  deep micropits form on the surface of TC17 titanium alloys after LP and the produced residual compressive stress is 2.46 times that before LP. The increase of the residual compressive stress leads to the location change of crack sources and the refinement of fatigue strips, and the fatigue strength of TC17 titanium alloys is increased by 3.9%.

**Key words** laser technique; laser peening; TC17 titanium alloy; fatigue strength; residual compressive stress

**OCIS codes** 140.3390; 350.3390; 350.5400; 240.6700

## 1 引言

钛合金具有优良的耐腐蚀性和耐高温性能,且比强度高、密度小,因此被广泛应用于航空、航天等领域。其中,TC17 钛合金是一种近  $\beta$  型的  $\alpha+\beta$  钛合金,其抗拉强度比常见的 TC4 钛合金高了约 270 MPa,而硬度值比 TC4 和 TC11 分别提高了 10 HRC 和 7 HRC。该合金的最高工作温度为 427  $^{\circ}\text{C}$ ,突出优点是强度高、断裂韧性好、锻造温度范围宽,在发动机风扇、压气机盘件和大截面锻件等航空部件中得到广泛应用<sup>[1]</sup>。航空发动机常在高温、高转速环境中工作,发动机上的部件很容易发生疲劳断裂故障,包括叶片断裂、折断等<sup>[2]</sup>。因此,研究如何提高钛合金材料的抗疲劳性能具有十分重要的意义。

提高金属零件抗疲劳性能的常用方法有三种:改善结构设计,合理选择材料和抗疲劳制造。零部件表面是疲劳薄弱部位,易萌生裂纹,零件的设计和材料确定之后,提高表面性能能够增强零部件抗疲劳能力。表

收稿日期: 2017-06-03; 收到修改稿日期: 2017-06-16

基金项目: 国家国际科技合作专项(2013DFR50590)

作者简介: 黄帅(1989—),男,博士研究生,主要从事钛合金激光喷丸方面的研究。E-mail: hshuai987@buaa.edu.cn

导师简介: 刁训刚(1965—),男,博士,教授,博士生导师,主要从事材料表面工程方面的研究。

E-mail: diaoxg@buaa.edu.cn

\* 通信联系人。E-mail: bh\_zhuying@buaa.edu.cn

面抗疲劳制造是指采用某种表面改性方法改善材料表面质量,以提高金属零部件抗疲劳能力的制造技术,它不会改变原有零件的材料和结构形状。常用的表面改性方法主要包括减小表面机械损伤和粗糙度、表面化学热处理、表面涂层、表面合金化、喷丸强化等<sup>[3]</sup>。

激光喷丸(LP)是一种基于高能量激光与材料之间相互作用的物理过程,材料通过激光诱导产生的等离子体的力学效应达到强化的目的<sup>[4]</sup>。与传统喷丸、冷挤压等表面强化技术相比,LP可有效提高残余应力的深度,且具有非接触、无热影响区及强化区域可控性强等显著优势<sup>[5]</sup>。罗新民等<sup>[6]</sup>研究发现,LP后2A02铝合金的强化层深度可达1.5 mm,疲劳寿命为未强化处理试样的1.8~2.8倍。张青来等<sup>[7]</sup>研究结果显示,LP后AZ91D-T6镁合金的疲劳寿命较母材的提高了33.7%。聂祥樊等<sup>[8]</sup>发现,LP后TC11钛合金的疲劳强度由483 MPa提高到了593 MPa,提高了22.8%。李东霖等<sup>[9]</sup>对外物打伤的TC4钛合金进行了LP处理,结果显示,母材疲劳强度的最小值为200 MPa,最大值为364 MPa;LP后,试样疲劳强度的最小值为340 MPa,最大值为381 MPa,说明LP提高了试样的疲劳强度。综上可知,LP可以改善金属材料的抗疲劳性能。然而,关于LP对TC17钛合金疲劳强度的影响研究鲜有报道。

本文以TC17钛合金为研究对象,对材料进行了LP处理,然后进行了疲劳强度的测试,通过数理统计的方法计算出喷丸前后材料的疲劳强度,并对试样断口进行了微观组织分析,探讨了LP对TC17钛合金抗疲劳性能影响的机理。

## 2 试验材料及方法

### 2.1 试验材料

所用TC17钛合金的主要化学成分见表1。其室温拉伸性能为:抗拉强度1219 MPa,屈服强度1166 MPa,延伸率10%。标准疲劳试样尺寸根据国家标准《GB/T3075-2008金属材料疲劳试验轴向力控制方法》制定,如图1所示,其中黑色区域为LP区域,区域长为50 mm,以保证试样的断裂部位在LP区域。试样经线切割、打磨、抛光制作而成,未LP和LP的疲劳试样各准备了15件。

表1 TC17钛合金的化学成分(质量分数,%)

Table 1 Chemical compositions of TC17 titanium alloys (mass fraction, %)

Composition	Al	Cr	Mo	Sn	Zr	Ti
Content	4.5-5.5	3.5-4.5	3.5-4.5	1.6-2.4	1.6-2.4	Bal.

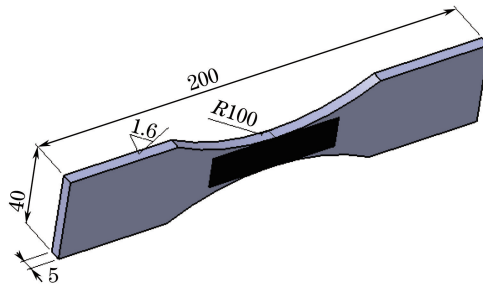


图1 疲劳试样尺寸示意图

Fig. 1 Dimensional diagram of fatigue specimen

### 2.2 LP

LP试验所用脉冲能量为7 J,冲击次数为2。由于疲劳试样比较薄(厚度为5 mm),只对单面进行冲击会导致试样弯曲变形而无法进行疲劳试验,因此采用双面冲击的方式,即对两个面各冲击两次。

### 2.3 疲劳强度试验

疲劳试验方法包括针对不同试验条件的成组对比法和适用于长寿命区的升降法等。升降法可在指定疲劳寿命下测定应力水平,适用于长寿命区<sup>[10]</sup>。本文采用升降法来获得LP前后TC17钛合金试样的疲劳强度。

第一个试样的应力水平稍高于疲劳强度,如果在 $10^7$ 循环次数内试样发生断裂,则降低应力水平再次进行试验,降低的幅度称为应力台阶(用 $d$ 表示)。应力台阶固定不变,即如果前一个试样在 $10^7$ 循环次数内发

生断裂,随后试样的试验应力就要降低一个应力台阶;如果前一个试样在超过  $10^7$  循环次数后没有断裂,随后试样的试验应力就增加一个应力台阶,直至完成 15 个试样的疲劳试验。试验前可以对平均疲劳强度进行预估,以预估的标准偏差值作为应力台阶。不能估计出标准偏差时,将预估疲劳强度的 5% 作为应力台阶。

升降法获得的试验数据的统计分析方法如下:将 15 个试样分成失效的和未失效的两组,将这两组发生的频率统计在一个表中,即每个试样按试验的顺序标明“失效”或“未失效”;把失效试样的应力水平按从小到大的顺序排列,表示为  $S_0, S_1, \dots, S_i, \dots, S_p$ , 下标  $i$  代表应力水平数,  $p$  为总应力水平数,“失效”事件数用  $f_i$  表示。

疲劳强度的平均值和标准偏差分别为

$$\mu = S_0 + d \left( \frac{A}{C} \pm \frac{1}{2} \right), \quad (1)$$

$$\sigma = 1.62d(D + 0.029), \quad (2)$$

式中  $A = \sum_{i=1}^p i f_i$ ;  $C = \sum_{i=1}^p f_i$ ;  $D = (BC - A^2)/C^2$ , 其中  $B = \sum_{i=1}^p i^2 f_i$ 。

在(1)式中,被分析事件失效时  $d = -1/2$ ,被分析事件非失效时  $d = 1/2$ 。

仅当  $D > 0.3$  时,(2)式有效。

疲劳试样共加工了 30 件,平均分为 2 组,分别为未 LP 组和 LP 组。

### 3 实验结果与分析

#### 3.1 表面微凹坑形貌

图 2 所示为 LP 后试样的表面形貌。如图 2(a)所示,可看出粘贴的黑色胶带上有着烧蚀的痕迹,这是作为吸收层的黑胶带吸收高能量激光后发生微爆炸留下的。产生的微爆炸在作为约束层的水的作用下,向靶材产生冲击波,进而产生力学效应,留下微凹坑。去除黑胶带后发现,TC17 钛合金表面留下了微凹坑。为进一步分析该微塑性变形,采用三维白光干涉仪对单点激光在 TC17 钛合金表面产生的微凹坑进行了分析,如图 2(b)所示。由图 2(b)可知,该微凹坑分为两部分:低于母材表面的圆形区域 1 及高于母材表面的环形区域 2。圆形区域 1 的直径约为 2.6 mm,环形区域 2 的宽度约为 0.4 mm。从红色虚线处观察凹坑的纵截面形貌可知,微凹坑约呈等腰梯形。圆形区域 1 的深度为  $11.7 \mu\text{m}$ ,环形区域 2 的高度为  $5 \mu\text{m}$ 。该结果与 Dai 等<sup>[10]</sup>的实验结果类似,且比机械喷丸引起的 TC17 钛合金塑性变形严重<sup>[11]</sup>。

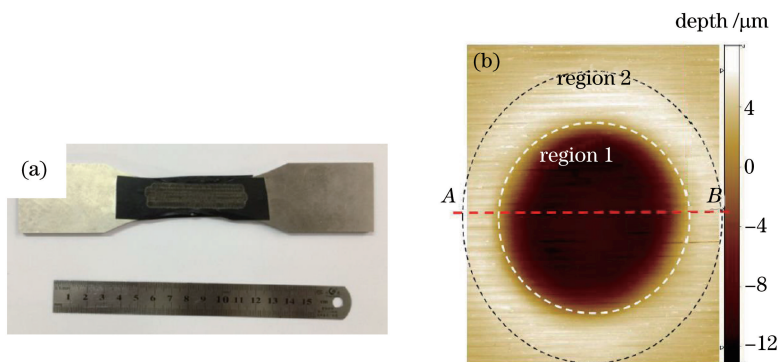


图 2 LP 后试样的表面形貌。(a) LP 后的疲劳试样;(b) LP 后材料表面的微凹坑

Fig. 2 Surface morphology of specimen after LP. (a) Fatigue specimen after LP; (b) micropit on material surface after LP

这是由于在 LP 过程中,产生了极高的压缩应力。在高能激光作用下,TC17 钛合金产生弹性和塑性应变。弹性应变产生应力,塑性应变则引起微凹坑的形成。弹性应变在垂直于材料表面方向是自由的,因此弹性应变在该方向很容易恢复到零,吸收的弹性能量将在 LP 后得到释放。而在材料表面,弹性恢复受到周围材料的限制,导致在 LP 区域产生了残余压应力<sup>[12-13]</sup>。为了验证 LP 后 TC17 钛合金残余压应力的提高,采用邯郸市爱斯特应力技术有限公司生产的 X-350A 残余应力测试仪测试 LP 前后材料的表面残余应力。结果显示,LP 后 TC17 钛合金表面的残余应力为  $(-350 \pm 26) \text{MPa}$ ,相较于未 LP 的表面残余应力

( $-101 \pm 35$ ) MPa, 提高了 2.46 倍, 这也验证了表面形貌对残余压应力的影响。

### 3.2 疲劳强度

图 3 所示为 TC17 母材的疲劳试验数据。在这一系列试验中, 8 个试样没有失效, 7 个试样失效。由图 3 可以看出,  $S_0 = 650$  MPa, 应力台阶  $d = 20$  MPa。

根据图 3 的数据可计算出,  $A = 8, B = 14, C = 7, D = 0.694$ 。根据(1)、(2)式可计算出, TC17 钛合金未 LP 试样的疲劳强度为 663 MPa, 标准偏差估计值为 23.4 MPa; 应力台阶与标准偏差估计值足够接近,  $D$  大于 0.3。

下面计算 LP 后 TC17 钛合金的疲劳强度。图 4 所示为 TC17 钛合金 LP 后的疲劳试验数据。在试验中, 8 个试样失效, 7 个试样没有失效。由图 4 可以看出,  $S_0 = 650$  MPa, 应力台阶  $d = 20$  MPa。

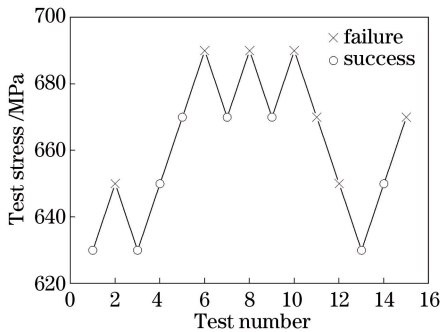


图 3 LP 前 TC17 钛合金的疲劳试验数据

Fig. 3 Fatigue test data of TC17 titanium alloys before LP

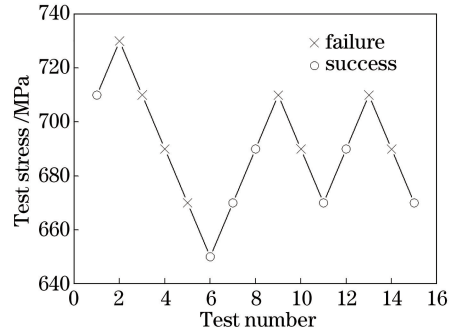


图 4 LP 后 TC17 钛合金的疲劳试验数据

Fig. 4 Fatigue test data of TC17 titanium alloys after LP

根据图 4 的数据可计算出,  $A = 10, B = 20, C = 7, D = 0.816$ 。根据(1)、(2)式可计算出, LP 后 TC17 钛合金的疲劳强度为 689 MPa, 标准偏差估计值为 27.3 MPa; 应力台阶与标准偏差估计值足够接近,  $D$  大于 0.3。

由上述计算可知, TC17 钛合金的疲劳强度由 LP 前的 663 MPa 提高到了 LP 后的 689 MPa, 提高了 26 MPa, 增幅为 3.9% 左右, 即 LP 能提高材料的疲劳强度。

### 3.3 断口形貌

采用日本电子公司生产的 JSM-6010 型扫描电子显微镜分别观察 LP 前试样和 LP 后试样的疲劳断口形貌, 结果如图 5 所示。疲劳断口通常由三部分组成: 疲劳源区、裂纹扩展区和瞬时断裂区。疲劳源区是指裂纹萌生的区域, 其一般在试样表面或次表面。在图 5(a)、(b) 中, 裂纹源萌生裂纹, 裂纹扩展主方向垂直于主正应力的方向, 且疲劳裂纹并不总是沿着一个方向扩展, 其扩展路径经常会发生偏转或者扭折, 这是因为裂纹在扩展过程中受到了材料显微组织(晶界、晶粒取向及第二相颗粒、夹杂物等)和残余应力等因素的影响。一般而言, 如果材料内部无较大缺陷, 裂纹源一般在尖端部位形成, 如图 5(a) 所示。将图 5(a)、(b) 中黄色圆框内的疲劳裂纹源进行对比发现, 裂纹源的位置由未 LP 试样的尖端处移至 LP 试样的非尖端处, 这是由于 LP 使 TC17 钛合金材料表面产生了较高的残余压应力, 抑制了裂纹在材料表面的萌生, 进而使得裂纹源在表面脆弱部位形核<sup>[14]</sup>。

图 5(c)、(d) 所示分别为 LP 前试样和 LP 后试样的疲劳裂纹稳定扩展阶段的疲劳条带形貌。可以发现, 无论是 LP 前试样还是 LP 后试样, 它们的断口形貌中都有大量明显的疲劳条带<sup>[15]</sup>, 其疲劳条带平均间距分别为  $1.6 \mu\text{m}$  和  $0.4 \mu\text{m}$ 。因为每一条疲劳条带代表了一次相对应的循环载荷, 故 LP 后疲劳条带平均间距的减小说明在一次循环载荷下裂纹扩展得更慢了, 这直观地表明了 LP 能明显减小 TC17 钛合金的疲劳裂纹扩展速率。

在疲劳裂纹扩展到一定程度时, 材料发生断裂。图 5(e)、(f) 所示分别为 LP 前试样和 LP 后试样的最终瞬断区疲劳断口形貌。可以看出, 瞬断区主要表现为静载瞬时特征, 微观形貌特征为韧窝, 其形成机理是空洞聚集。材料内部先分离成空洞, 空洞因滑移作用逐渐长大并且和其他空洞连接在一起形成韧窝。绝大多数合金的空洞是在第二相颗粒处形成, 在图 5(e)、(f) 所示韧窝底部, 能发现一些第二相颗粒或夹杂物。对比图 5(e)、(f) 可以发现, LP 前后试样瞬断区的韧窝没有明显不同。

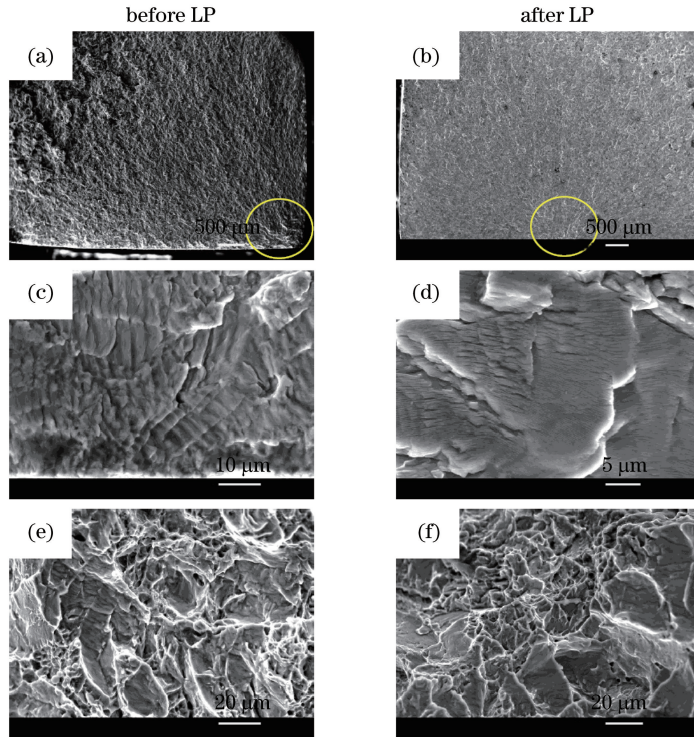


图 5 LP 前后试样的疲劳断口形貌。(a)(b)试样的裂纹源位置;(c)(d)试样的疲劳条带;(e)(f)试样瞬断区的断口形貌

Fig. 5 Fracture morphologies of specimen before and after LP. (a)(b) Crack source location of specimen;

(c)(d) fatigue striation of specimen; (e)(f) fracture appearances of transient fault zone of specimen

### 3.4 机理分析

残余压应力提高疲劳性能的机理可从以下三个方面来分析。

#### 3.4.1 残余压应力对裂纹扩展的影响

材料表面产生的高数值残余压应力场,能够抵消一部分外加载荷,起到直接强化的作用。同时,在金属材料疲劳寿命设计中,采用的是线弹性断裂力学的方法,常利用应力强度因子叠加法。裂纹扩展时,外载荷引起的应力强度因子为  $K_w$ ,残余压应力引起的应力强度因子为  $K_{rs}$ ,将二者叠加,则裂纹尖端的最小应力强度因子较母材小,即残余压应力会使金属材料表面实际承受的裂纹尖端应力强度因子幅值  $\Delta K$  减小,裂纹扩展速率明显降低<sup>[16]</sup>。在外载荷循环过程中,随着疲劳裂纹的不断扩展,残余压应力逐渐变小, $\Delta K$  不断增大, $da/dN$  ( $a$  为疲劳裂纹扩展长度, $N$  为疲劳循环次数)逐渐超过未 LP 试样的  $da/dN$ ,最终导致断裂的发生。

另外,裂纹扩展的门槛值  $\Delta K_{th}$  受到了残余压应力的作用。Haddad 等<sup>[17]</sup>指出,门槛值  $\Delta K_{th}$  与疲劳应力  $\Delta\sigma$  有关。当其他条件不变时, $\Delta\sigma$  越大, $\Delta K_{th}$  也越大。激光冲击后金属材料的疲劳强度增大, $\Delta K_{th}$  获得提高,则裂纹源很难继续生长扩展。

#### 3.4.2 残余压应力对裂纹闭合的影响

当应力比  $R > 0$  时,裂纹尖端附件的裂纹表面会发生局部闭合现象。闭合力引起的应力强度因子为  $K_{op}$ ,则实际的有效应力强度因子幅值的表达式为  $\Delta K = K_{max} - K_{min} - K_{op}$ <sup>[18]</sup>,其中  $K_{max}$ 、 $K_{min}$  分别为最大、最小应力强度因子。LP 后,残余压应力场中的裂纹闭合力大于无应力场的闭合力,故闭合力在激光冲击后变大,使实际的有效  $\Delta K$  变小, $da/dN$  明显减小<sup>[19]</sup>。另外,受到残余压应力场的作用, $K_{max}$  与  $K_{rs}$  的差值变小,减小了裂纹的扩展速率。

#### 3.4.3 残余压应力对疲劳强度的影响

材料表面产生的是高数值残余压应力场,同时,在材料承受载荷过程中,残余压应力会变小,可以用平均应力来解释残余压应力对疲劳强度的影响。根据 Goodman 关系<sup>[20]</sup>,可推导出

$$\Delta\sigma_w^r = -m\sigma^r, \quad (3)$$

式中  $\Delta\sigma_w^r$  为残余应力引起的材料疲劳强度的变化,  $\sigma^r$  为残余应力,  $m$  为平均应力敏感系数。由(3)式可知, LP 后材料表面的残余压应力可提高材料的疲劳强度。

## 4 结 论

研究了 LP 对 TC17 钛合金疲劳强度的影响, 从表面形貌、残余压应力和断口形貌等方面分析了 LP 提高 TC17 钛合金疲劳强度的机理, 结论如下。

1) LP 能在 TC17 钛合金表面形成深度为  $11.7 \mu\text{m}$  的微凹坑, 产生的残余压应力为未 LP 试样的 2.46 倍。残余压应力的形成能抑制裂纹的扩展, 提高 TC17 钛合金的疲劳强度。

2) 由于材料表面残余压应力的形成, LP 后 TC17 钛合金试样的裂纹源改变了位置, 且疲劳条带的宽度明显细于未 LP 试样的, 直观表明了 LP 能降低 TC17 钛合金的裂纹扩展速率。

## 参 考 文 献

- [1] Sun Xiaomin, Liu Dong, Tang Haibo, *et al.* Solid-state phase transformation and microstructure of laser direct manufactured TC17 titanium alloy compounds[J]. *Rare Metal Materials and Engineering*, 2013, 42(4): 724-729.  
孙晓敏, 刘栋, 汤海波, 等. TC17 钛合金构件激光直接成形固态相变行为及显微组织[J]. *稀有金属材料与工程*, 2013, 42(4): 724-729.
- [2] Zou Shikun, Gong Shuili, Guo Enming, *et al.* Laser peening of turbine engine integrally blade rotor[J]. *Chinese J Lasers*, 2011, 38(6): 0601009.  
邹世坤, 巩水利, 郭恩明, 等. 发动机整体叶盘的激光冲击强化技术[J]. *中国激光*, 2011, 38(6): 0601009.
- [3] Gao Yukui. Influence of different surface modification treatments on surface integrity and fatigue performance of TC4 titanium alloy[J]. *Acta Metallurgica Sinica*, 2016, 52(8): 915-922.  
高玉魁. 不同表面改性强化处理对 TC4 钛合金表面完整性及疲劳性能的影响[J]. *金属学报*, 2016, 52(8): 915-922.
- [4] Lu Ying, Zhao Jibin, Qiao Hongchao. Investigation of technology and strengthening mechanism research of TiAl alloy by laser shock processing[J]. *Chinese J Lasers*, 2014, 41(10): 1003013.  
陆莹, 赵吉宾, 乔红超. TiAl 合金激光冲击强化工艺探索及强化机制研究[J]. *中国激光*, 2014, 41(10): 1003013.
- [5] Pant B K, Pavan A H V, Prakash R V, *et al.* Effect of laser peening and shot peening on fatigue striations during FCGR study of Ti6Al4V[J]. *International Journal of Fatigue*, 2016, 93: 38-50.
- [6] Luo Xinmin, Zhang Jingwen, Zhao Guangzhi, *et al.* Effect of laser shock strengthening on fatigue behavior of 2A02 aluminium alloy[J]. *Chinese J Lasers*, 2009, 36(12): 3323-3328.  
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.
- [7] Zhang Qinglai, Wu Tiedan, Qian Yang, *et al.* Study on high cycle fatigue properties and high shock processing of AZ91D-T6 cast magnesium alloy[J]. *Chinese J Lasers*, 2014, 41(10): 1003008.  
张青来, 吴铁丹, 钱阳, 等. AZ91D-T6 铸造镁合金激光冲击强化和高周疲劳性能研究[J]. *中国激光*, 2014, 41(10): 1003008.
- [8] Nie Xiangfan, He Weifeng, Zang Shunlai, *et al.* Experimental study on improving high-cycle fatigue performance of TC11 titanium alloy by laser shock peening[J]. *Chinese J Lasers*, 2013, 40(8): 0803006.  
聂祥樊, 何卫锋, 臧顺来, 等. 激光喷丸提高 TC11 钛合金高周疲劳性能的试验研究[J]. *中国激光*, 2013, 40(8): 0803006.
- [9] Li Donglin, He Weifeng, You Xi, *et al.* Experimental research on improving fatigue strength of wounded TC4 titanium alloy by laser shock processing[J]. *Chinese J Lasers*, 2016, 43(7): 0702006.  
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*, 2016, 43(7): 0702006.
- [10] Dai F Z, Zhou J Z, Lu J Z, *et al.* A technique to decrease surface roughness in overlapping laser shock peening[J]. *Applied Surface Science*, 2016, 370: 501-507.
- [11] Liu Y G, Li H M, Li M Q. Characterization of surface layer in TC17 alloy treated by air blast shot peening[J].

- Materials and Design, 2015, 65: 120-126.
- [12] Wang L, Wang L, Nie Z H, *et al.* Evolution of residual stress, free volume, and hardness in the laser shock peened Ti-based metallic glass[J]. Materials and Design, 2016, 111: 473-481.
- [13] Salimianrizi A, Foroozmehr E, Badrossmay M, *et al.* Effects of laser shock peening on surface properties and residual stress of Al6061-T6[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2016, 77: 112-117.
- [14] Zhou J Z, Huang S, Sheng J, *et al.* Effect of repeated impacts on mechanical properties and fatigue morphologies of 6061-T6 aluminium subjected to laser peening[J]. Materials Science and Engineering: A, 2012, 539: 360-368.
- [15] Liu Xinling, Zhang Zheng, Tao Chunhu. Fatigue fractography quantitative analysis [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2010.  
刘新灵, 张峥, 陶春虎. 疲劳断口定量分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 2010.
- [16] Li Zhen. Investigation of residual stress and fatigue performance of titanium alloy part with hole by laser shock processing[D]. Zhenjiang: Jiangsu University, 2016.  
李振. 基于激光冲击的钛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.
- [17] Haddad E, Topper K, Pook L P. Metal fatigue[M]. London: Oxford University Press, 1974: 30-195.
- [18] Lü Xuming. Fatigue behavior and LBB assessment of primary circuit piping materials in nuclear power plants[D]. Beijing: University of Science and Technology Beijing, 2015.  
吕绪明. 核电站主管道材料的疲劳行为及 LBB 评定研究[D]. 北京: 北京科技大学, 2015.
- [19] Zhang Xue. Fatigue short through thickness crack closure and growth in the residual stress field[J]. Journal of Mechanical Strength, 2000, 22(2): 137-139.  
张雪. 疲劳断裂纹在残余压应力场中的闭合和扩展[J]. 机械强度, 2000, 22(2): 137-139.
- [20] Zhang Dingquan, He Jiawen. X-ray diffraction analysis and effect of residual stress in materials [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1999.  
张定铨, 何家文. 材料中残余应力的 X 射线衍射分析和作用[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 1999.