

引文格式: 潘妃, 王宁, 朱贤皓, 等. 激光冲击、喷丸及其复合强化对TC4钛合金高周疲劳性能的影响[J]. 航空制造技术, 2025, 68(10): 107–115.

PAN Fei, WANG Ning, ZHU Xianhao, et al. Effects of laser shock peening, shot peening and their composite strengthening on high-cycle fatigue properties of TC4 titanium alloy[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2025, 68(10): 107–115.

## 激光冲击、喷丸及其复合强化对TC4钛合金高周疲劳性能的影响\*

潘妃<sup>1</sup>, 王宁<sup>1,2</sup>, 朱贤皓<sup>1</sup>, 武秋宇<sup>1</sup>, 张显程<sup>1,2</sup>, 陆体文<sup>1</sup>, 周留成<sup>3</sup>, 潘鑫磊<sup>3</sup>

(1. 华东理工大学, 上海 200237;

2. 上海飞行器力学与控制研究院, 上海 200092;

3. 中国人民解放军空军工程大学, 西安 710038)

[摘要] 为提升 Ti-6Al-4V (TC4) 钛合金的疲劳性能, 研究了激光冲击 (LSP)、喷丸 (SP) 及其复合强化 (LSP+SP) 3 种表面强化方法对 TC4 钛合金的高周疲劳性能的影响规律; 采用 X 射线衍射法分析 3 种强化工艺后试样表层的残余应力分布, 采用显微硬度仪测定显微硬度, 并在 20 °C 拉伸高周疲劳加载条件下, 基于升降法, 分别进行疲劳极限的测试, 建立了 TC4 钛合金疲劳寿命设计的 Goodman 曲线及公式和基于可靠度的 P-Goodman 曲线。与未强化的光滑试件相比, LSP、SP、LSP+SP 试件的疲劳极限分别提升了 18.2%、10.1% 和 26.6%; 结合临界距离理论, 得到考虑残余应力与平均应力的影响的 Goodman 模型, 与复合强化高周疲劳试验数据对比, 误差不超过 5%; 基于概率分布函数, 确定了不同强化工艺、不同可靠度下的 P-Goodman 曲线, 在相同外加载荷条件下, 复合强化工艺的试样更不容易发生疲劳破坏。

关键词: TC4 钛合金; 激光冲击; 喷丸; 疲劳极限; Goodman 图

中图分类号: V26; TG17 文献标志码: A DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.2025.10.107

### Effects of Laser Shock Peening, Shot Peening and Their Composite Strengthening on High-Cycle Fatigue Properties of TC4 Titanium Alloy

PAN Fei<sup>1</sup>, WANG Ning<sup>1,2</sup>, ZHU Xianhao<sup>1</sup>, WU Qiuyu<sup>1</sup>, ZHANG Xiancheng<sup>1,2</sup>, LU Tiwen<sup>1</sup>,  
ZHOU Liucheng<sup>3</sup>, PAN Xinlei<sup>3</sup>

(1. East China University of Science and Technology, Shanghai 200237, China;

2. Shanghai Institute of Aircraft Mechanics and Control, Shanghai 200092, China;

3. Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

[ABSTRACT] In order to improve the fatigue performance of Ti-6Al-4V (TC4) titanium alloy, the effects of three surface strengthening methods, namely laser shock (LSP), shot peening (SP) and their composite strengthening (LSP+SP), on the high-cycle fatigue performance of TC4 titanium alloy were investigated; The residual stress distribution of the surface layer of the specimen after the three strengthening processes was analyzed by X-ray diffraction method, and the microhardness was determined by microhardness tester. The fatigue limit of TC4 titanium alloy was tested by X-ray diffraction method, and the microhardness was determined by microhardness tester. Under the condition of high-cycle fatigue loading at 20 °C, the fatigue limit was tested based on the up and down method, and the Goodman curves and formula for the fatigue life design of TC4 titanium alloy and the P-Goodman curves based on reliability were established. Compared with the unreinforced smooth specimens, the fatigue limits of LSP, SP, and LSP+SP specimens are enhanced

\* 基金项目: 国家自然科学基金 (52275148); 国家重大专项基金 (J2019-IV-0014-0082)。

by 18.2%, 10.1%, and 26.6%, respectively. Combined with the critical distance theory, the Goodman model considering the effects of residual stress and average stress is obtained, and the error is no more than 5% when compared with the data of composite-reinforced high-cycle fatigue tests; Based on the probability distribution function, the P-Goodman curves under different degrees of reliability for different reinforcement processes are determined. The specimens with composite reinforcement process are less prone to fatigue damage under the same applied load conditions.

**Keywords:** TC4 titanium alloy; Laser shock peening; Shot peening; Fatigue limit; Goodman diagram

Ti-6Al-4V (TC4) 钛合金因其高比强度、耐腐蚀性和生物相容性高而受到高度评价,这些特性使得 TC4 在轻量化飞机结构、提升发动机效率,以及增强对恶劣环境的适应能力方面展现出显著优势。TC4 是航空航天及海洋探索中不可或缺的材料,特别在关键结构组件上的应用中具有重要价值。例如,航空发动机的压气机叶片常常承受循环交变载荷<sup>[1-3]</sup>,疲劳性能是航空钛合金零件的重要指标之一<sup>[4-5]</sup>,提高钛合金疲劳性能的研究已经成为一个主要的研究领域<sup>[6-7]</sup>。为了有效提高叶片等零件的服役寿命和可靠度,需要提高零件表面完整性,即对叶片等零件进行表面强化工艺处理<sup>[8]</sup>。基于残余应力的表面强化方法可以提供具有成本效益的解决方案<sup>[9]</sup>,例如激光冲击强化(Laser shock peening, LSP)、喷丸强化(Shot peening, SP)、孔挤压、超声滚压、水射流等,这些表面改性技术通过对金属材料表面的冲击或一定的压力接触,引起弹塑性变形,产生压缩残余应力(Compressive residual stress)、加工硬化和晶粒细化等有益效果<sup>[10]</sup>。

SP 借助精细丸粒流高速循环撞击材料表面,使材料表面发生弹塑性变形,该表面强化工艺旨在使材料的表层及次表层形成更细微的晶粒结构,通过引入残余压应力,进而增加应力层的深度,提升材料的疲劳强度<sup>[11-12]</sup>。周长秀等<sup>[13]</sup>对发动机叶片采取了 SP 处理,成功地在叶片表面层引入了残余压应力,有效抑制了叶片疲劳裂纹的萌生。牛天昊<sup>[14]</sup>通过喷丸模拟研究和试验验证,SP 工艺后,在试样表层引入了较大的残余压应力,但同时也增加了表面粗糙度。

LSP 通过激光产生的冲击波对金属材质表层施加高强度的压力,不仅引入了高幅值的残余压应力,还引起了微观结构的优化改变。这种技术能够显著增强材料的疲劳强度,延长其使用寿命,从而有效地防止航空发动机部件的高周疲劳断裂问题<sup>[15]</sup>。Luo 等<sup>[16]</sup>对 TC4 钛合金试件开展拉伸疲劳试验,以此验证外物损伤和激光冲击+外物损伤对疲劳强度的影响,结果表明,激光冲击所产生的预压残余应力可以减小外物损伤的不利影响,激光冲击处理后的表面显微硬度比原始试样提高了 30.6%。聂樊祥等<sup>[17]</sup>对 TC17 钛合金叶片进行了 LSP,模拟结果显

示,叶片遭外物打伤后,经强化的叶片疲劳强度较未强化试样显著提升。Yang 等<sup>[18]</sup>对冲击强化后异物损伤 TC4 的疲劳行为进行了研究,发现 LSP 可以通过诱导产生高残余压应力来降低疲劳裂纹的增长速度。然而,LSP 和 SP 都有一些缺点。SP 会显著降低表面粗糙度,并在材料表面层引入非常浅的残余应力场,而 LSP 引入的残余压应力通常低于 SP,特别是在浅表面层<sup>[19]</sup>。为了克服上述问题,提出了一种 LSP+SP 的表面处理工艺。罗学昆等<sup>[20]</sup>将 LSP 与 SP 的复合处理技术应用于 TB6 钛合金,分析了其对材料表面完整性及轴向疲劳性能的影响,结果显示,相较于单一的 SP 工艺,LSP+SP 表现出更显著的疲劳极限提升效果。Wang 等<sup>[21]</sup>研究表明,LSP+SP 联合处理可以改善外物损伤 TC4 钛合金的表面特性,包括表面形态、表面粗糙度、微观硬度以及残余压应力,并产生晶粒细化。然而,目前关于 LSP+SP 联合处理对 TC4 钛合金高周疲劳性能改善的研究还不够充分。

本文研究了 SP、LSP 和 LSP+SP 处理对 TC4 钛合金高周疲劳性能的改善作用。分析了不同表面处理后试样表面及不同深度处的显微硬度和残余应力分布。通过开展高周拉伸疲劳试验,对 LSP、SP、LSP+SP 强化工艺在提升 TC4 疲劳性能方面进行了分析,并结合临界距离理论,得到纳入残余应力与平均应力敏感系数的 Goodman 模型。该模型可在 5% 误差内预测复合强化作用不同应力比下的疲劳极限。此外针对不同强化工艺的概率分布函数确定了不同可靠度下的三维疲劳 Goodman 曲线(P-Goodman 曲线),为疲劳强度的工程可靠度设计提供依据。

## 1 试验及方法

### 1.1 材料与试样制备

试样材料为 TC4 钛合金,基本力学性能如表 1 所示。疲劳试验的试样采取轴向应力加载方式,其具体形状及尺寸见图 1。试样的表面粗糙度控制在 0.4 μm 以内。将试样分为 4 组,每组 15 件。第 1 组为未强化光滑试件,记为 AR (As received,未强化);第 2 组为喷丸强化试件,记为 SP;第 3 组为激光冲击强化试件,记为 LSP;第 4 组

为喷丸加激光冲击复合强化试件,记为LSP+SP。LSP采用YD60-M165激光装置,波长1064 nm、脉冲宽度20 ns、脉冲能量5 J、光斑直径2.2 mm、重叠率50%。采用湿式抛丸机(JY-120WB),用直径0.3 mm的 $Al_2O_3$ 陶瓷微珠和水的混合物进行SP工艺,强度0.3 mmN、覆盖率150%。复合强化工艺顺序为LSP→SP。

### 1.2 残余应力测试和显微硬度测试

分别对AR、LSP、SP和LSP+SP这4种表面状态的钛合金试件进行沿深度上残余应力逐渐剥层测量,以及对试件深度方向的硬度梯度测量。针对4组试样绘制了沿深度方向的残余应力和硬度分布曲线,进一步分析了其分布特征。

高周循环载荷应力松弛试验在高频疲劳试验机上进行,设置高周循环的次数为 $10^7$ ,应力比 $R=0.1$ 的条件下,试件的共振频率为90 Hz,试验温度为25℃。试验时采用轴向加载,外加载荷强度为400 MPa。残余应力高周松弛试验结束后,测量试件表面和沿深度方向的残余应力分布。

### 1.3 疲劳试验

对4组不同工艺处理的TC4钛合金试样基于升降法进行高周拉拉疲劳试验。采用长春仟邦有限公司的QBG-100设备,试验机频率约为85 Hz, $10^7$ 循环次数为理论的疲劳极限临界点。环境温度为20℃,加载方式为轴向应力加载,应力比 $R=0.1$ ,动载加载采用正弦波形,每隔1 min记录试验机状态。

## 2 结果与讨论

### 2.1 残余应力分析

在工件加工过程中产生的残余应力是影响其高周疲劳强度的关键因素<sup>[13-16]</sup>。残余应力改变了表面裂纹萌生及裂纹扩展的驱动力<sup>[17]</sup>,并且表面残余压应力与疲劳强度之间存在显著的正向关联,即残余压应力的增

表1 TC4钛合金的基本力学性能

Table 1 Basic mechanical properties of TC4 titanium alloy

密度 $\rho$ ( $g/cm^3$ )	泊松比 $\mu$	弹性模量/ GPa	抗拉强度 $\sigma_b/MPa$	屈服强度 $\sigma_{0.2}/MPa$
4.44	0.334	109	925	870

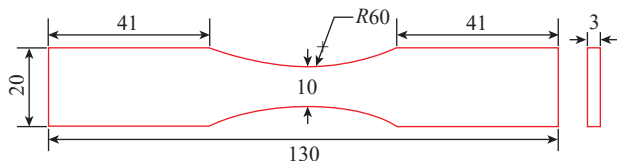


图1 TC4钛合金高周疲劳试样尺寸(mm)

Fig.1 TC4 titanium alloy high-fatigue specimen size (mm)

加通常伴随疲劳强度的提高<sup>[22]</sup>。SP工艺能够在材料表面形成高幅值及分布均匀的残余压应力。同时,LSP工艺在延缓疲劳裂纹萌生及转移裂纹源位置方面显示出其独特优势<sup>[23-24]</sup>。对于LSP+SP工艺,所形成的表面残余压应力场既有LSP的特点也融合了SP的优势,呈现出高幅值及深层影响的双重益处。较高和较深的残余压应力减缓了裂纹源的萌生并降低了裂纹的扩展速率,使材料的疲劳抗力和疲劳强度提高<sup>[25]</sup>。同时,表层较高的残余压应力使裂纹源区从表面转移到次表面,在相同的高周疲劳试验条件下,次表层萌生的裂纹受到的应力更小,也抑制了其进一步向材料内部扩展。

图2为LSP、SP和LSP+SP的TC4钛合金试件在深度方向的残余应力分布规律。从图2(a)可以看出,SP的残余应力深度影响最浅,仅为100  $\mu m$ ;而LSP与LSP+SP残余应力影响深度较深,差别不大,在1300  $\mu m$ 左右。残余应力在较浅的表层变化剧烈,为了进一步分析LSP+SP的残余压应力场的分布规律,将图2

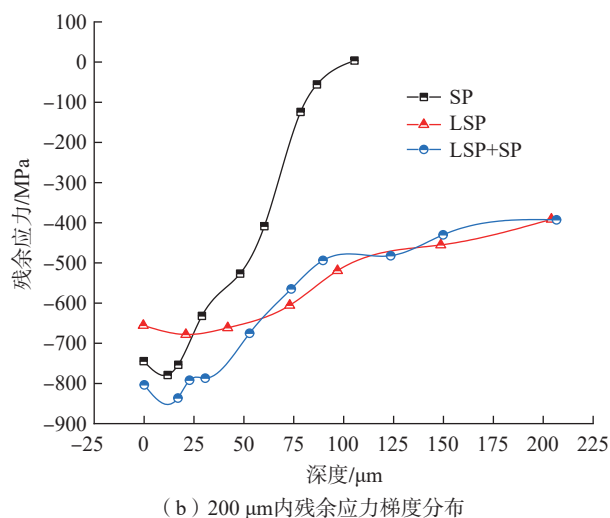
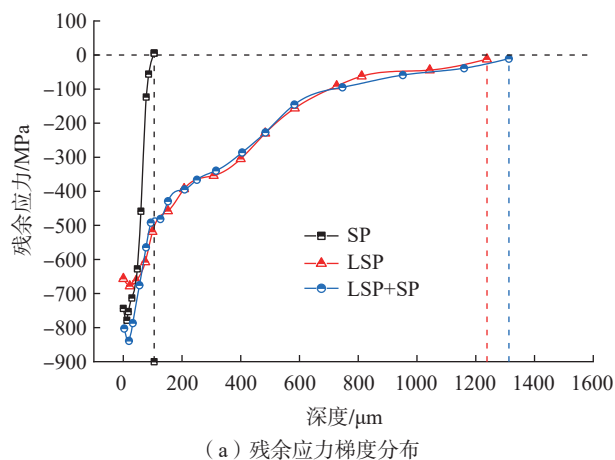
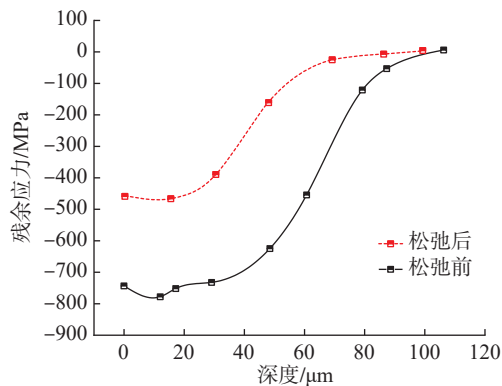


图2 不同强化工艺深度方向残余应力分布图

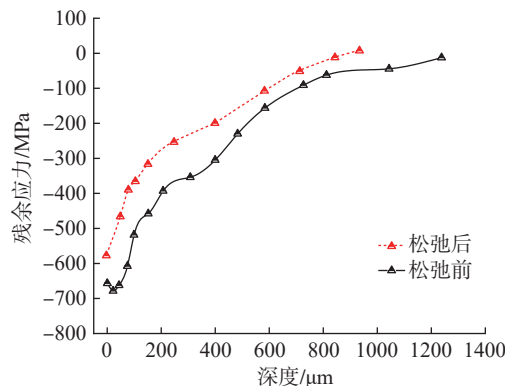
Fig.2 Residual stress distribution in the depth direction of different strengthening processes

(a) 中距表面 200  $\mu\text{m}$  内的应力分布截取并绘制成图, 如图 2 (b) 所示。可以看出, 在距离表层的 25  $\mu\text{m}$  范围内, LSP+SP 的残余应力最大, 且变化趋势与 SP 应力变化一致, 产生了最大为 -838.7 MPa 的残余压应力。在 25~75  $\mu\text{m}$  范围内, LSP+SP 应力衰减迅速; 在大于 75  $\mu\text{m}$  的深度上, LSP+SP 的残余应力场与 LSP 趋于一致。

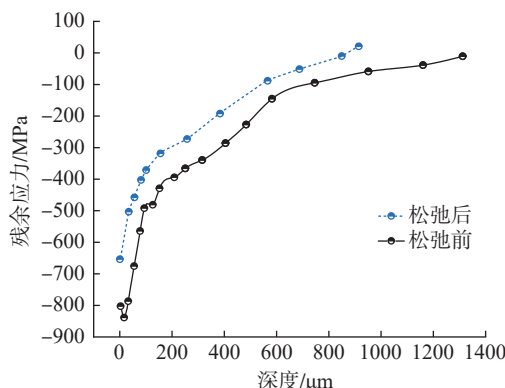
图 3 展示了高周疲劳试验前、后试样的残余应力场分布状况。结果表明, 疲劳试验后, 试样的表层部分仍维持在残余压应力状态, 但是残余压应力的幅值以及影响深度明显受到了疲劳试验中拉伸应力的显著作用。



(a) SP残余应力场分布



(b) LSP残余应力场分布



(c) LSP+SP残余应力场分布

图 3 高周疲劳试验前、后试样残余应力场分布

Fig.3 Residual stress field distribution of specimen before and after high-frequency fatigue test

SP 试件表面残余应力由初始的 -743 MPa 下降到 -461 MPa, 松弛程度达到 38%, 残余压应力的影响深度与疲劳试验前基本相同。同时可以观察到喷丸的应力松弛在距离表面 50  $\mu\text{m}$  深度范围内最剧烈, 这是由于 SP 造成浅表层的塑性变形量最大, 畸变储存高, 在高周循环过程中更容易发生动态回复而出现应力的松弛。LSP 试件表面残余应力由初始的 -655 MPa 下降到 -574 MPa, 松弛程度达到 12.4%, 松弛后的残余压应力的影响深度由原来的 1340  $\mu\text{m}$  减小至 940  $\mu\text{m}$ 。LSP+SP 试件高周循环残余应力松弛规律表现出明显的复合特性, 在较浅的深度 (18  $\mu\text{m}$ ), 残余应力松弛剧烈, 有着明显的 SP 特点, 表面残余压应力由疲劳试验前初始的 -803 MPa 下降至 -654 MPa, 松弛程度达到 18.6%。

## 2.2 硬度分析

为了研究不同强化工艺对 TC4 钛合金试件表层造成的塑性变形程度, 对试件深度方向的硬度梯度进行了测量, 如图 4 所示。与 AR 试件相比, 强化后试件的硬度在一定深度上呈梯度分布, 并且硬度在深度浅的位置下降较快, 说明表层因为直接受到高速弹丸或者冲击波的接触, 塑性变形量大。对比 SP、LSP 及 LSP+SP 对截面硬度梯度的影响规律发现, SP 产生的硬度强化层最浅, 在 200  $\mu\text{m}$  以内试件硬度降到基体水平。LSP 与 LSP+SP 对截面硬度梯度的影响可达深度 400  $\mu\text{m}$ 。综合来看, LSP+SP 对硬度提升的效果最好, 其表面硬度最大可达 443.2HV<sub>0.2</sub>, 同时对截面深度方向的影响可达 400  $\mu\text{m}$ 。

对比 LSP+SP 与 LSP 的硬度深度梯度分布可以发现, 除了最接近表层部分 LSP+SP 硬度值较大外, 随着深度增加, 二者的硬度值趋于相同, 这证明了 SP 强化时, 高速陶瓷弹丸撞击试件产生的塑性变形量较小, 且影响深度有限。而 LSP 诱导的高能高压冲击波能够

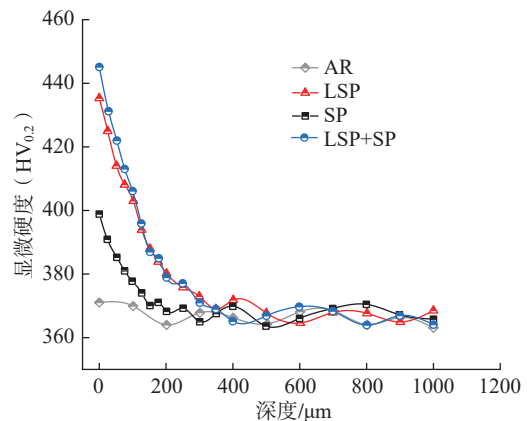


图 4 TC4 钛合金试件截面硬度分布

Fig.4 Hardness distribution of TC4 titanium alloy specimens in cross-section

将能量传递至更深的深度,从而达到更好的强化效果。LSP+SP 则结合了两项技术的优势,其截面硬度梯度分布比单独强化工艺更加优异。

### 2.3 疲劳极限

由图 5 的升降图可以计算出不同状态钛合金试件的疲劳极限。经过表面强化工艺处理后,TC4 钛合金试件的高周疲劳极限均有提升,LSP 试件疲劳极限为 493 MPa,比 AR 试件(疲劳极限 417 MPa)提升了 18.2%;SP 试件的疲劳极限为 459 MPa,比 AR 试件提升了 10.1%;LSP+SP 的高周疲劳极限为 528 MPa,比 AR 试件提升了 26.6%。这证明 LSP+SP 的强化效果优于单独的 LSP 和 SP 工艺,可有效提升 TC4 钛合金的高周疲劳强度。

### 2.4 Goodman 曲线

通常,材料的残余压应力可以提高其疲劳极限,而残余拉应力会削弱材料的疲劳极限。通过将材料内部的残余应力与作用在表面的外加应力进行合理的等效,可以得到平均应力与材料疲劳极限之间的关系,常用 Goodman 关系图来表示平均应力与疲劳极限的关系,如式(1)所示。试验在应力比  $R=0.1$  的情况下进行,由式(1)和(2)可以估算得出材料或试样在对称循环下的疲劳极限,以及在其他非对称条件循环条件下的疲劳极

限,再进一步绘制出 Goodman-High 等寿命曲线,如图 6 所示。

$$\frac{S_a}{S_{R=-1}} + \frac{S_m}{\sigma_b} = 1 \quad (1)$$

$$\sigma_{RN} = \left\{ f_N + (1 - f_N) \left( \frac{1 + R}{2} \right)^{\frac{1}{1.66 f_N}} \right\} \sigma_{bh} \quad (2)$$

$$f_N = \frac{\sigma_{R=-1,N}}{\sigma_{bh}} \quad (3)$$

式中,  $S_m$  为材料的平均应力;  $\sigma_b$  为材料的抗拉强度;  $S_a$  为对应的应力幅;  $S_{R=-1}$  为应力比  $R=-1$  的应力幅;  $\sigma_{R=-1,N}$  为疲劳寿命为  $N$  和  $R=-1$  的最大应力;  $\sigma_{bh}$  为材料或试样的抗拉强度;  $\sigma_{RN}$  为疲劳寿命为  $N$ 、应力比为  $R$  的最大应力;  $f_N$  为疲劳比。

由于 AR 试样受机加工等原因影响,在试样表面形成了约 20 MPa 的残余压应力。由 2.1 节可知,强化工艺引入了较大的残余压应力,在 600 MPa 以上,对 TC4 钛合金的疲劳性能影响较大。图 6 反映了在给定的寿命  $10^7$  循环下应力幅与平均应力的关系,可以看出,不同强化工艺对钛合金疲劳强度提升程度不同。LSP、SP 和 LSP+SP 在  $R=-1$  的对称循环疲劳极限相较于 AR 分别

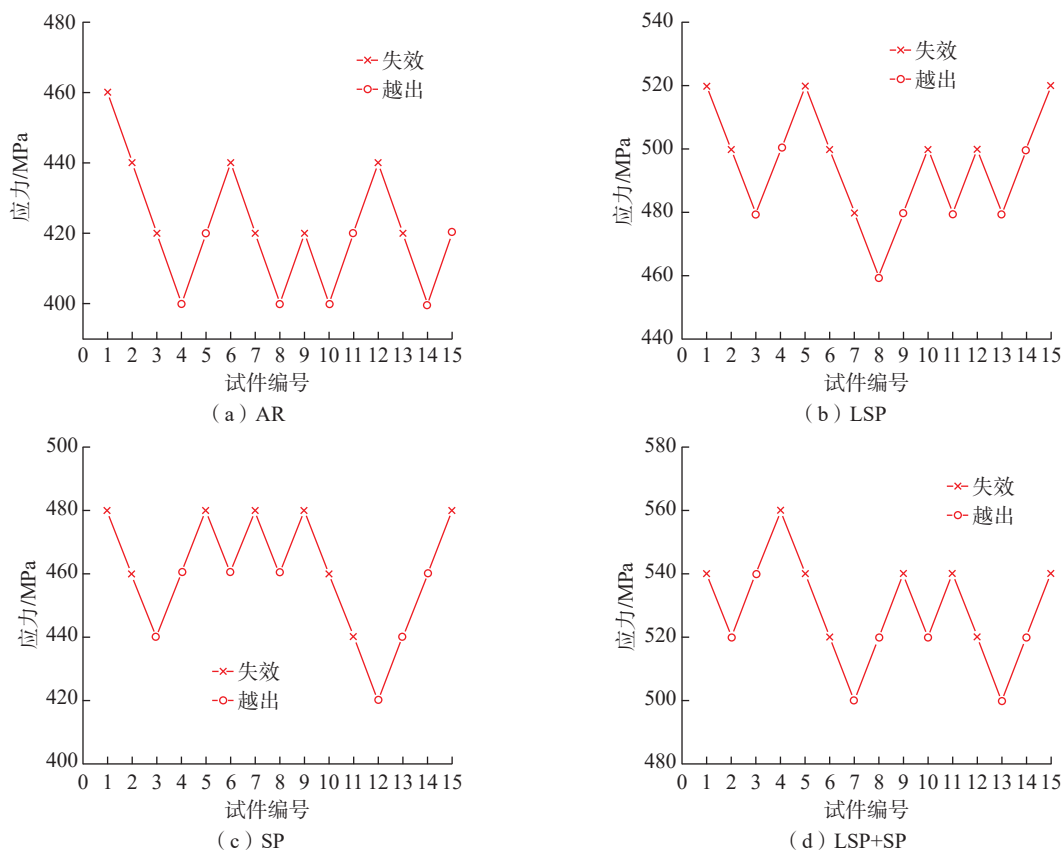


图 5 TC4 试件高周拉伸疲劳试验结果

Fig.5 Results of the high-cycle tensile fatigue test of TC4 specimens

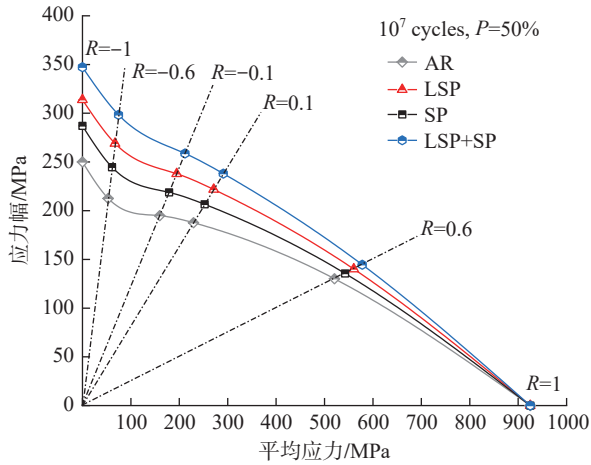


图6 不同工艺处理 TC4 钛合金试件的 Goodman-High 曲线  
Fig.6 Goodman-High curves of TC4 titanium alloy specimens treated by different processes

提高了约 25.54%、14.83% 和 38.92%。残余压应力可以提高疲劳寿命,且 LSP+SP 提高材料疲劳强度效果最佳, LSP+SP 曲线所包络的区域范围更广,安全区域更大,因此在相同的外加载荷条件下,材料更不容易发生疲劳破坏。

从图 6 可以看出,随着平均应力的升高,即应力比增大,钛合金的疲劳强度呈现逐步下降的趋势,应力比  $R$  的持续上升导致残余应力对疲劳强度的正面影响逐渐减小。在  $R=-1$  时, LSP+SP 试样的疲劳极限较 AR 试样提升了 38.92%;  $R=0.1$  时,提升幅度为 26.87%;  $R=0.6$ ,提升幅度为 11.03%。值得注意的是,  $R=-1$  时,平均应力为 0,受到自由表面的影响,其裂纹的萌生仍然位于自由表面,裂纹一旦出现,由于压应力的存在,引起裂纹的闭合,在裂纹形核到稳定扩展之前,消耗了更多疲劳循环,使疲劳寿命显著提升。由于 LSP+SP 产生的残余压应力值较高、较深,所以 LSP+SP 试件消耗的疲劳循环最多,疲劳寿命提高也最显著。随着应力比增加,平均应力的上升不仅引起裂纹萌生位置向内部移动,裂纹萌生还会引发残余应力分布显著变化。尽管表层残余压应力较高,但裂纹出现位置的残余应力可能随应力比的提高,从压应力逐渐转化为拉应力。这种转变使得表层的高残余压应力对抑制内部裂纹扩展的作用减弱,从而导致疲劳寿命的增幅逐步降低。

### 2.5 平均应力敏感系数

为了分析平均应力对疲劳行为的影响,使用平均应力敏感性因子  $M$  来评估平均应力效应<sup>[25]</sup>。该系数根据 Schütz 方程使用  $R=-1$  和  $R=0$  时的应力幅计算,如式 (4) 所示<sup>[25]</sup>。对于式 (5),将  $R=-1$  的应力幅值与任意应力比下的应力幅值之差定义为平均应力增量 ( $\Delta\sigma = \sigma_{a(R=-1)} - \sigma_{a(R)}$ ),并将  $M_R$  定义为测量不同应力比下的平均应力增

量的指标。 $M_R$  值与疲劳寿命之间的演变趋势没有明显变化,平均应力敏感性只与平均应力,即应力比有关<sup>[26]</sup>。因此,  $M_R$  可以用来定量分析不同应力比下平均应力对疲劳性能的影响。根据前文,可以计算得到不同强化工艺和不同应力比下的  $M_R$ ,如表 2 所示。通过数据拟合后,可以得到不同强化工艺下应力比与平均应力敏感系数的关系,如图 7 所示。

$$M = \frac{\sigma_{a(R=-1)} - \sigma_{a(R=0)}}{\sigma_{a(R=0)}} \quad (4)$$

$$M_R = \frac{\sigma_{a(R=-1)} - \sigma_{a(R)}}{\sigma_{a(R)}} \quad (5)$$

式中,  $\sigma_{a(R=-1)}$  为  $R=-1$  在  $10^7$  循环的应力幅值;  $\sigma_{a(R=0)}$  为  $R=0$  在  $10^7$  循环的应力幅值;  $\sigma_{a(R)}$  是任意应力比下的任意应力幅值。

随着  $R$  值的增大,  $M_R$  增大,对疲劳极限的影响也越大, 4 种工艺处理下的 TC4 应力幅下降速率都加快(图 6 和 7)。在相同的应力比下,由于 LSP+SP 工艺产生的残余压应力数值大、程度深, LSP+SP 工艺的 TC4 的

表 2 不同强化工艺及不同应力比下的平均应力敏感系数  
Table 2 Average stress sensitivity factor for different strengthening processes and different stress ratios

强化工艺	$M_R$				
	$R=-1$	$R=-0.6$	$R=-0.1$	$R=0.1$	$R=0.6$
AR	0	0.0895	0.2198	0.3283	1.0746
LSP	0	0.113	0.277	0.414	1.355
SP	0	0.103	0.254	0.379	1.241
LSP+SP	0	0.125	0.306	0.457	1.495

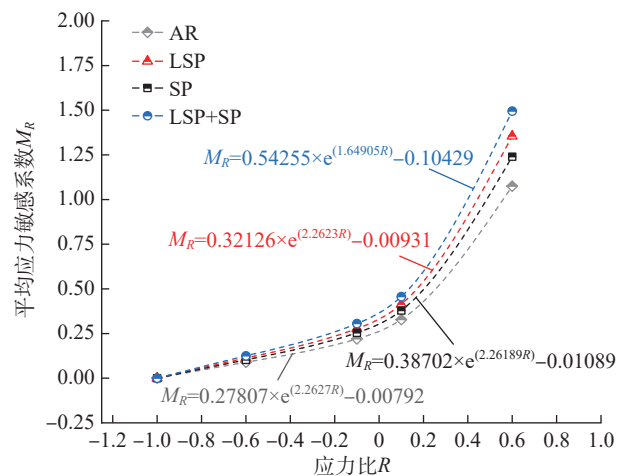


图 7 不同强化工艺平均应力敏感系数与应力比的关系  
Fig.7 Relationship between average stress sensitivity factor and stress ratio for different strengthening processes

平均应力敏感系数最大,疲劳极限的变化受到平均应力的影响更大,所以在等寿命情况下,随着应力比的增大,LSP+SP 工艺的 TC4 应力幅值下降速率更快。

## 2.6 残余应力与疲劳极限拟合

Goodman 直线表达为

$$\frac{\sigma_a}{\sigma_{R=-1}} + \frac{\sigma_m}{\sigma_b} = 1 \quad (6)$$

对式(6)进行变形得

$$\sigma_a = \sigma_{R=-1} - \frac{\sigma_{R=-1}}{\sigma_b} \sigma_m \quad (7)$$

进一步考虑残余应力,即

$$\sigma_w^{m+r} = \sigma_w^0 - M_R(\sigma_m + \sigma_r) \quad (8)$$

式中,  $\sigma_m$  为材料的平均应力;  $\sigma_b$  为材料的抗拉强度;  $\sigma_a$  为  $\sigma_m$  对应的应力幅;  $\sigma_{R=-1}$  为给定循环次数为  $10^7$  且应力比  $R=-1$  下材料的疲劳极限;  $\sigma_w^{m+r}$  为存在残余应力  $\sigma_r$  条件下材料的疲劳极限;  $\sigma_w^0$  为平均应力为 0 时材料的疲劳极限;  $\sigma_r$  为试样的残余应力。

张定铨<sup>[27]</sup>提出,残余应力表征值的选取方式会对残余应力作用系数产生影响,强调在经受疲劳载荷后,松弛的残余压应力值对提升疲劳强度起重要作用。基于此,本文选取高周疲劳试验后的表层残余应力  $\sigma_{rs}$  为表征值,针对残余应力采用临界距离理论<sup>[28]</sup>,式(9)表示损坏疲劳过程区的真实应力的工程量。本文提出非局部处理方法,将喷丸所引发的残余压应力取平均值,以此表征应力分布对疲劳寿命的影响,可以得到考虑残余应力的 LSP+SP 的 Goodman 公式(式(10))。

$$\sigma_{res} = \frac{\int_0^L \sigma_{(x)} dx}{L} \quad (9)$$

式中,  $\sigma_{res}$  为代表性残余应力;  $\sigma_{(x)}$  为残余应力沿深度  $x$  分布的三次函数;  $L$  是残余压应力深度。

$$\sigma_w^{m+r} = 345.85 - M_R(\sigma_m + \sigma_{res}) \quad (10)$$

结合 LSP+SP 高周疲劳试验数据分析预测值与试验值误差,结果如表 3 所示。通过分析表格数据可以观察到,包含了残余应力与平均应力敏感系数的 Goodman 公式,能够准确预测在 LSP+SP 作用下不同应力比条件下的疲劳极限。预测值与实际值的误差极小,可以控制在 5% 以内,这一误差幅度在工程实践中是可接受的。

表 3 LSP+SP 工艺下不同应力比的疲劳极限值

Table 3 Fatigue limit values for different stress ratios under the LSP+SP process

指标	$\sigma_{R=-0.1}$	$\sigma_{R=0.1}$	$\sigma_{R=0.6}$
预测值/MPa	479.67	512.14	683.84
试验值/MPa	481.52	527.5	692.93
相对误差/%	0.4	2.9	1.31

更重要的是,预测值低于实际值,这一保守估计增加了安全性,因此,该预测方法适合应用于实际工程项目中。

## 2.7 P-Goodman 曲线

前文中,由疲劳试验和数值计算获得的等寿命曲线为中值寿命曲线,相应存活率为 50%。但是,如果仅将这种中值曲线作为飞机叶片疲劳设计的基准,存在一定的风险性。因此,在使用这些数据进行设计时,必须采用足够大的安全系数来确保设计的安全性。为了更精确地评估 TC4 合金的疲劳性能,更科学地利用等寿命曲线,本研究对材料的疲劳数据进行了数理统计分析,获得存活率为 99%、95%、90%、80%、70%、60% 和 50% 的安全疲劳强度,并采用正态分布可靠度评估方法做出修正。不同可靠度下的疲劳极限为<sup>[29]</sup>

$$\hat{S}_p = \hat{S} + u_p \hat{k} s \quad (11)$$

式中,  $\hat{S}_p$  为不同可靠度下的疲劳极限;  $\hat{S}$  为可靠度  $P$  为 50% 疲劳极限;  $u_p$  为标准正态偏量(表 4);  $\hat{k}$  为标准差修正系数(表 5);  $s$  为子样标准差。

由式(11)可以获得各个可靠度下和不同强化工艺下的疲劳极限,然后绘制相应的 P-Goodman 曲线图,如图 8 所示。可以看出,在 4 种不同的工艺处理条件下,随着应力比  $R$  的增加,疲劳强度数据的离散度呈现减小趋势。特别是在较低的应力比(如  $R=-1$  和  $R=-0.6$ )时,数据的离散度较大,表明疲劳寿命对应力变化较敏感,即微小的应力变化便可引起疲劳寿命的显著变动。相反地,在  $R=0.1$  和  $R=0.6$  时,数据离散度较小,说明疲劳寿命在这些应力比下对应力增量的敏感度较低,较大幅度的应力变化不会显著影响疲劳寿命。此外,疲劳极限与可靠度成反比关系。在相同应力比条件下,可靠度越高,其疲劳极限越低;反之,可靠度较低时疲劳极限较高。值得注意的是,不同的应力比会导致可靠度对疲劳极限的影响存在差异,随着应力比的增大,可靠度越低,试样疲劳极限的提升幅度减小。

表 4 标准正态偏量  $u_p$

Table 4 Standard normal deviation  $u_p$

$P=50\%$	$P=60\%$	$P=70\%$	$P=80\%$	$P=90\%$	$P=95\%$	$P=99\%$
0	-0.253	-0.524	-0.842	-1.282	-1.645	-2.326

表 5 标准差修正系数  $\hat{k}$

Table 5 Compensation factor  $\hat{k}$  of standard deviation

$n=5$	$n=6$	$n=7$	$n=8$	$n=9$	$n=14$	$n=20$	$n=22$
1.063	1.051	1.042	1.036	1.031	1.02	1.01	1.01

注:  $n$  为试样个数。

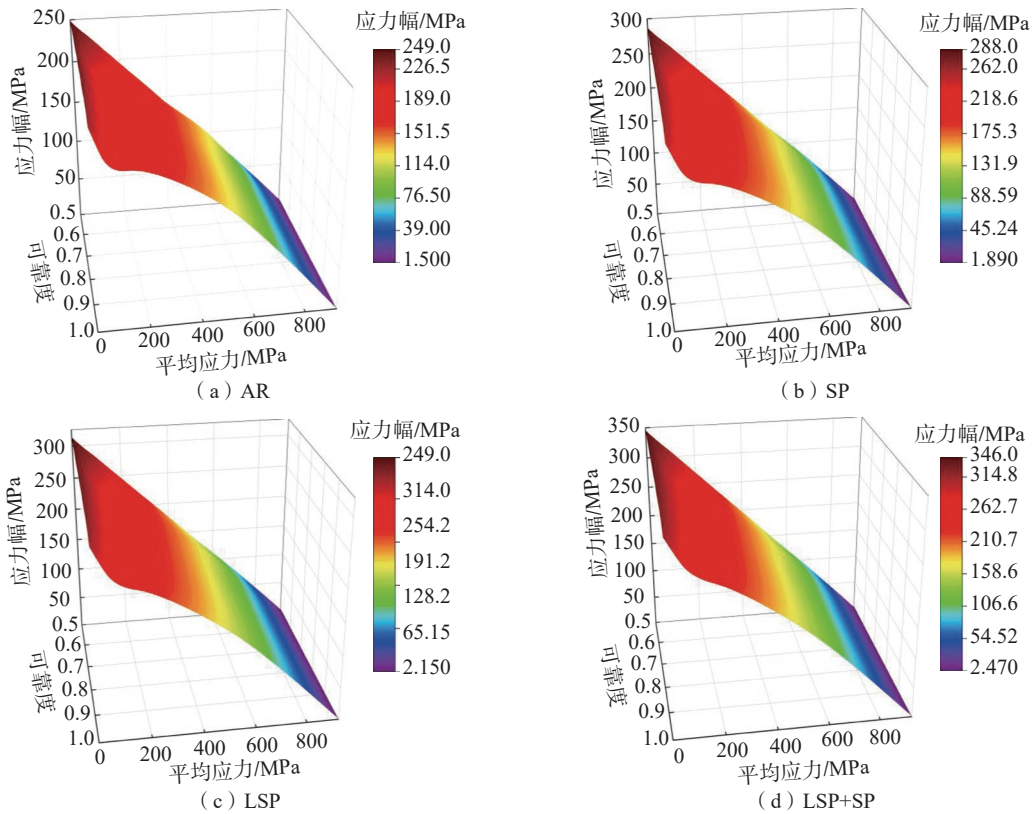


图8 不同工艺处理、不同可靠度下 TC4 钛合金试件 P-Goodman 图

Fig.8 P-Goodman diagram of TC4 titanium alloy specimens under different process treatments and different reliabilities

### 3 结论

(1) 在室温情况下,与 AR 试件相比, LSP、SP、LSP+SP 试件的疲劳极限分别提升了 18.2%、10.1% 和 26.6%。LSP+SP 具有 SP 和 LSP 工艺的疲劳极限增益效果。

(2) 3 种表面强化工艺造成的疲劳性能差异,主要原因在于残余应力场、显微硬度这两项表面完整性的关键参数存在差别。其中, LSP+SP 技术产生的残余应力场结合了 SP 带来的高幅值表面残余压应力和 LSP 提供的深层残余压应力梯度的优点。在高周疲劳过程中,残余应力的松弛现象和显微硬度的变化均呈现出与残余应力场相似分布特征。因此,经过 LSP+SP 处理的 TC4 钛合金展现出更优异的疲劳性能。

(3) 从 Goodman 图可以看出, LSP+SP 曲线所包络的区域范围更广,安全区域更大。因此在相同的外加载荷条件下,材料更不容易发生疲劳破坏。将残余应力与平均应力敏感系数代入 Goodman 公式中,可以预测真实的疲劳极限,且误差不超过 5%。

(4) 在 4 种不同的工艺条件下,试样的疲劳强度数据的离散程度随应力比  $R$  的变化而发生变化,具体表现为随着  $R$  值的增加,数据的离散性逐渐降低;此外,疲劳极限与可靠度成反比,在相同的应力比下,可靠度的提高

导致疲劳极限降低,且疲劳极限的提升幅度随之减少。

### 致谢

感谢空军工程大学聂祥樊老师提供的数据和资料,以及上海高校 IV 类高峰学科建设资助。

### 参考文献

- [1] 刘庆琛. 航空发动机钛合金叶片制造技术及失效分析[M]. 北京: 航空工业出版社, 2018: 10–32.
- [2] LIU Qingquan. Manufacturing technology and failure analysis of titanium alloy blades for aero-engine[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2018: 10–32.
- [3] FU B G, WANG H W, ZOU C M, et al. Microstructural characterization of in situ synthesized TiB in cast Ti-1100-0.10B alloy[J]. Transactions of Nonferrous Metals Society of China, 2015, 25(7): 2206–2213.
- [4] 金和喜, 魏克湘, 李建明, 等. 航空用钛合金研究进展[J]. 中国有色金属学报, 2015, 25(2): 280–292.
- [5] JIN Hexi, WEI Kexiang, LI Jianming, et al. Research development of titanium alloy in aerospace industry[J]. The Chinese Journal of Nonferrous Metals, 2015, 25(2): 280–292.
- [6] PETERS J O, RITCHIE R O. Influence of foreign-object damage on crack initiation and early crack growth during high-cycle fatigue of Ti-6Al-4V[J]. Engineering Fracture Mechanics, 2000, 67(3): 193–207.
- [7] ZHU L, HU X T, JIANG R, et al. Experimental investigation of

small fatigue crack growth due to foreign object damage in titanium alloy TC4[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2019, 739: 214–224.

[6] ALTENBERGER I, NALLA R K, SANO Y, et al. On the effect of deep-rolling and laser-peening on the stress-controlled low- and high-cycle fatigue behavior of Ti–6Al–4V at elevated temperatures up to 550 °C[J]. *International Journal of Fatigue*, 2012, 44: 292–302.

[7] CHEN S, MU J, WANG Y D, et al. Formation of omega phase induced by laser shock peening in Ti–17 alloy[J]. *Materials Characterization*, 2020, 159: 110017.

[8] 张旭, 王晓强, 田英健, 等. 基于表面完整性的表面强化技术研究综述[J]. *塑性工程学报*, 2023, 30(10): 12–32.

ZHANG Xu, WANG Xiaoqiang, TIAN Yingjian, et al. Review of study on surface strengthening technology based on surface integrity[J]. *Journal of Plasticity Engineering*, 2023, 30(10): 12–32.

[9] DENG W W, WANG C Y, LU H F, et al. Progressive developments, challenges and future trends in laser shock peening of metallic materials and alloys: A comprehensive review[J]. *International Journal of Machine Tools and Manufacture*, 2023, 191: 104061.

[10] STICCHI M, SCHNUBEL D, KASHAEV N, et al. Review of residual stress modification techniques for extending the fatigue life of metallic aircraft components[J]. *Applied Mechanics Reviews*, 2014, 67(1): 010801.

[11] 朱心伍. 零件表面喷丸强化工艺应用研究[J]. *现代车用动力*, 2013(2): 38–40, 60.

ZHU Xinwu. Application study of shot peening process on parts surface[J]. *Modern Vehicle Power*, 2013(2): 38–40, 60.

[12] 王强. 金属零件的喷丸强化技术[J]. *金属加工(热加工)*, 2012(7): 13–14.

WANG Qiang. Shot peening strengthening technology of metal parts[J]. *MW Metal Forming*, 2012(7): 13–14.

[13] 周长秀, 王守仁, 李怀谷, 等. 发动机叶片喷丸强化工艺及设备的研究[J]. *铸造设备与工艺*, 2014(6): 1–3, 9.

ZHOU Changxiu, WANG Shouren, LI Huaigu, et al. Research of engine blade shot peening process and equipment[J]. *Foundry Equipment and Technology*, 2014(6): 1–3, 9.

[14] 牛天昊. TC4 钛合金喷丸模拟研究与试验验证[D]. 重庆: 重庆大学, 2022.

NIU Tianhao. Simulation and experimental verification of shot peening of TC4 titanium alloy[D]. Chongqing: Chongqing University, 2022.

[15] 李应红, 何卫锋, 周留成. 激光冲击复合强化机理及在航空发动机部件上的应用研究[J]. *中国科学: 技术科学*, 2015, 45(1): 1–8.

LI Yinghong, HE Weifeng, ZHOU Liucheng. The strengthening mechanism of laser shock processing and its application on the aero-engine components[J]. *Scientia Sinica Technologica*, 2015, 45(1): 1–8.

[16] LUO S H, NIE X F, ZHOU L C, et al. High cycle fatigue performance in laser shock peened TC4 titanium alloys subjected to foreign object damage[J]. *Journal of Materials Engineering and Performance*, 2018, 27(3): 1466–1474.

[17] 聂祥樊, 魏晨, 侯志伟, 等. 激光冲击强化提高外物打伤钛合金模拟叶片高周疲劳性能[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(1): 137–147.

NIE Xiangfan, WEI Chen, HOU Zhiwei, et al. Improving fatigue performance of titanium alloy simulated-blade subjected to foreign object damage by laser shock peening[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(1): 137–147.

[18] YANG Y, ZHOU W F, CHEN B Q, et al. Fatigue behaviors of foreign object damaged Ti–6Al–4V alloys under laser shock peening[J]. *International Journal of Fatigue*, 2020, 136: 105596.

[19] ZHANG X H, LIU D X. Effect of shot peening on fretting fatigue of Ti811 alloy at elevated temperature[J]. *International Journal of Fatigue*, 2009, 31(5): 889–893.

[20] 罗学昆, 赵春玲, 查小辉, 等. 激光冲击、喷丸及其复合强化对TB6钛合金表面完整性及轴向疲劳性能的影响[J]. *科技导报*, 2021, 39(9): 48–55.

LUO Xuekun, ZHAO Chunling, ZHA Xiaohui, et al. Effect of laser shock peening, shot peening and their combination treatment on surface integrity and axial fatigue property of TB6 titanium alloy[J]. *Science & Technology Review*, 2021, 39(9): 48–55.

[21] WANG L F, ZHOU L C, LIU L L, et al. Fatigue strength improvement in Ti–6Al–4V subjected to foreign object damage by combined treatment of laser shock peening and shot peening[J]. *International Journal of Fatigue*, 2022, 155: 106581.

[22] 常帅, 谈建平, 张剑睿, 等. 加工残余应力对Ti–6Al–4V试样高周疲劳性能的影响[J]. *压力容器*, 2021, 38(8): 7–13, 28.

CHANG Shuai, TAN Jianping, ZHANG Jianrui, et al. Effect of machining residual stress on high cycle fatigue property of Ti–6Al–4V specimens[J]. *Pressure Vessel Technology*, 2021, 38(8): 7–13, 28.

[23] 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.

[24] 焦清洋, 韩培培, 陆莹, 等. 激光冲击强化对TA15钛合金残余应力和力学性能的影响[J]. *塑性工程学报*, 2021, 28(3): 146–152.

JIAO Qingyang, HAN Peipei, LU Ying, et al. Effect of laser shock peening on residual stress and mechanical properties of TA15 titanium alloy[J]. *Journal of Plasticity Engineering*, 2021, 28(3): 146–152.

[25] WINTER L, HOCKAUF K, WINTER S, et al. Equal-channel angular pressing influencing the mean stress sensitivity in the high cycle fatigue regime of the 6082 aluminum alloy[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2020, 795: 140014.

[26] WANG Q Y, LIU M, CAI Y F, et al. The high cycle fatigue behavior, failure characteristics, and fatigue life empirical relationship of 9% Cr steel under different stress ratios at 630 °C[J]. *International Journal of Fatigue*, 2023, 170: 107534.

[27] 张定铨. 残余应力对金属疲劳强度的影响[J]. *理化检验(物理分册)*, 2002, 38(6): 231–235.

ZHANG Dingquan. The effects of residual stresses on the fatigue strength of metal[J]. *Physical Testing and Chemical Analysis (Physical Testing)*, 2002, 38(6): 231–235.

[28] TAYLOR D. Geometrical effects in fatigue: A unifying theoretical model[J]. *International Journal of Fatigue*, 1999, 21(5): 413–420.

[29] 李晓慧. 应力比对钛合金快速成型材料疲劳性能影响的研究[D]. 北京: 北京工业大学, 2013.

LI Xiaohui. Research on the effect of stress ratio on the fatigue properties of titanium alloy rapid prototyping materials[D]. Beijing: Beijing University of Technology, 2013.

通信作者: 王宁, 副教授, 博士, 研究方向为高温结构/部件的损伤及寿命预测, 氢介质下机械结构的完整性评定理论与技术。

(责编 七七)