

激光冲击强化 TC17 钛合金室温和高温拉伸性能研究

曹子文¹, 杨清², 高宇²

(1. 北京航空制造工程研究所 高能束流加工技术重点实验室, 北京 100024;
2. 沈阳黎明航空发动机(集团)有限责任公司, 沈阳 110043)

摘要: **目的** 分析激光冲击强化对钛合金室温和高温拉伸性能的影响。**方法** 用 YAG 纳秒脉冲激光器对 TC17 钛合金板状拉伸试样表面进行双面激光冲击强化, 脉冲能量为 25 J, 脉冲宽度为 15 ns, 光斑尺寸为 4.2 mm×4.2 mm, 搭接率为 10%, 强化 1 次。通过室温及 400 °C 下拉伸试验, 获得强化前后试样的抗拉强度、屈服强度和断裂伸长率, 利用 X 射线衍射法测试拉伸前后试样表面的残余应力, 并在扫描电镜下观察拉伸试样断口微观形貌。**结果** 室温拉伸试验时, 激光冲击强化对 TC17 钛合金的室温抗拉强度和伸长率几乎无影响, 但强化后的室温屈服强度下降约 6.1%, 有/无强化试样均没有明显的屈服点, 距离强化试样断裂位置 10 mm 的表面残余压应力较拉伸前下降约 12%。400 °C 拉伸试验时, 激光冲击对 TC17 钛合金的高温抗拉强度和屈服强度均影响较小, 有/无强化试样均出现明显的屈服点, 距离强化试样断裂位置 10 mm 的表面残余压应力较拉伸前下降约 44%。**结论** 激光冲击强化在 TC17 钛合金表面引入显著的残余压应力分布, 对屈服强度具有一定程度的影响。强化后试样的屈服强度与拉伸过程中残余压应力松弛速率有关, 室温拉伸过程的残余应力松弛较高温拉伸过程慢, 试样内部的平衡拉应力区更容易先发生屈服。这是造成室温拉伸屈服强度小幅降低的主要原因。

关键词: 拉伸性能; 激光冲击强化; 方形光斑; 残余压应力; 应力松弛; TC17 钛合金

中图分类号: TG156.99 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-3660(2018)03-0085-06

DOI: 10.16490/j.cnki.issn.1001-3660.2018.03.014

Tensile Properties at Room and High Temperature of TC17 Titanium Alloy Treated by Laser Shock Peening

CAO Zi-wen¹, YANG Qing², GAO Yu²

(1. Key Laboratory of High Energy Beam Processing Technology, AVIC Manufacturing Technology Institute, Beijing 100024, China; 2. Shenyang Liming Aero-engine (Group) Co., Ltd, Shenyang 110043, China)

ABSTRACT: The work aims to analyze effects of laser shock peening (LSP) on tensile properties at room and high temperature of titanium alloy. Plate-shaped TC17 titanium alloy tensile samples were dual-side laser shocked once by a YAG ns-pulse laser, with pulse energy of 25 J, pulse width of 15 ns, spot size of 4.2 mm×4.2 mm and overlapping rate of 10%. Tensile tests were performed at room temperature and 400 °C to obtain yield strength, tensile strength and elongation at break of the samples before and after LSP. Residual stress on sample surface was tested in X-ray diffraction method, and fracture microstructure of the

收稿日期: 2017-09-26; 修订日期: 2017-11-10

Received: 2017-09-26; Revised: 2017-11-10

作者简介: 曹子文(1980—), 男, 高级工程师, 主要研究方向为表面工程。

Biography: CAO Zi-wen (1980—), Male, Senior engineer, Research focus: surface engineering.

tensile samples was observed with SEM. In the tensile test at room temperature, tensile strength at room temperature and elongation of TC17 titanium alloy were almost not affected by laser shock peening, but yield strength at room temperature decreased by nearly 6.1% after LSP, and there was no obvious yield point on the samples receiving LSP or not, and surface residual compressive stress 10 mm from sample failure position decreased by nearly 12% than that before stretching. In the tensile test at 400 °C, tensile strength at high temperature and yield strength of the TC17 titanium alloy were slightly affected by laser shock peening, there were obvious yield points on the samples receiving LSP or not, and surface residual compressive stress 10 mm from sample failure position decreased by nearly 44% than that before stretching. Yield strength is affected to a certain extent as significant residual compressive stress is induced by LSP on TC17 titanium alloy. Yield strength of the peened samples closely relates to relaxation rate of residual compressive stress during stretching. The relaxation of residual stress during stretching at room temperature is slower than that during stretching at 400 °C. As a result, balance tensile stress zones inside the samples are more likely to yield, which explains slight yield strength decrease at room temperature.

KEY WORDS: tensile property; laser shock peening; square laser spot; residual compressive stress; stress relaxation; TC17 titanium alloy

航空发动机钛合金叶片经异物损伤后,其疲劳强度急剧降低,极可能造成叶片掉块被吸入而损毁整台发动机^[1-2]。因此,一般采用表面强化工艺提升叶片的抗异物损伤性能^[3-5]。激光冲击强化通常应用于钛合金叶片的进气边、排气边、叶尖等较薄的边缘部位,引入高幅值、分布深度大的残余压应力,形成延缓或阻止疲劳裂纹扩展的保护层,从而显著提升钛合金叶片的抗异物损伤能力,是新型航空发动机钛合金叶片抗疲劳制造的关键技术^[6-7]。随着新型航空发动机叶片的服役条件越来越苛刻,对叶片综合性能的要求也越来越高,但能够显著改善叶片疲劳性能的激光冲击强化技术对叶片拉伸性能的影响仍不清楚。

激光冲击强化对材料拉伸性能的影响与强化工艺及材料特性密切相关。美国 NASA 利用激光冲击强化提高了铝合金搅拌摩擦焊接头的抗拉强度^[8],解决了铝合金焊缝的软化效应。鲁金忠、周磊、周建忠等人^[9-11]通过组织细化机制和位错密度,解释了激光冲击强化后不锈钢及其焊接接头拉伸性能提高的现象。孔德军等人^[12]研究发现激光冲击强化后, X80 线钢焊接接头的屈服强度小幅降低,且接头心部由韧性与脆性的组合断裂转变为韧性断裂。但是,上述研究未能较好地解释强化后残余应力场对拉伸性能的影响,尤其缺乏强化工艺对钛合金叶片材料拉伸性能影响的研究。

本文以航空发动机风扇及压气机叶片的主要材料 TC17 钛合金为研究对象,开展了激光冲击强化后 TC17 钛合金的室温及高温静态拉伸试验,通过扫描电镜 (SEM)、X 射线衍射仪 (XRD) 分析手段,对常温和高温拉伸断口的形貌、残余应力等进行观察和测试,分析了激光冲击强化对室温及高温拉伸性能的影响机理。

1 试验

1.1 材料

TC17 钛合金是一种富 β 相的 $\alpha+\beta$ 型钛合金,其名义化学成分为 Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr,实验所用的 TC17 钛合金经固溶和时效处理。按照航空标准 HB5143 和 HB5195 加工板状室温和高温拉伸试样,室温试样尺寸如图 1 所示。经抛光后,拉伸试样满足叶片的表面粗糙度要求。

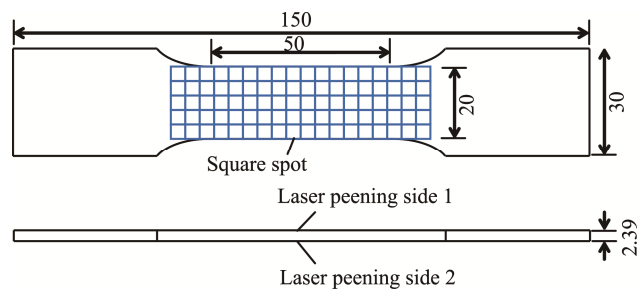


图 1 拉伸试样及强化光斑花样
Fig.1 Tensile samples and spot pattern of LSP

1.2 试验方法

TC17 钛合金拉伸试样激光冲击强化试验在北京航空制造工程研究所进行,试验设备采用 YAG 纳秒脉冲激光器,脉冲宽度为 15 ns,最大输出能量为 30 J,脉冲激光通过光束整形后形成用于激光冲击强化的方形光斑。拉伸试样强化前,在强化表面粘贴 3M427 型铝箔胶带作为吸收保护层介质,并在铝箔胶带上喷去离子水膜作为约束层介质。拉伸试样的强化参数与叶片强化参数相同,其 C 型弹簧钢标准 Almen 试片的弧高值为 0.09~0.11 mm。拉伸试样采用双面轮次激光冲击强化,强化光斑进行及光斑花样如图 1 所示,

强化区长度大于拉伸试样的标距 L_0 。

采用 Z100 电子万能材料试验机进行拉伸试验，室温拉伸加载应变速率为 $5.5 \times 10^{-4} \text{ s}^{-1}$ ，400 ℃ 高温拉伸加载应变速率为 $3 \times 10^{-5} \text{ s}^{-1}$ 。用 ZEISS SUPRATM 55 型扫描电镜观察拉伸断口形貌，Veeco NT-9100 型白光干涉仪扫描强化试样表面形貌，Proto L-XRD 型 X 射线衍射仪测定拉伸试样的表面残余应力。

2 结果及分析

2.1 表面形貌

激光冲击后 TC17 钛合金强化表面形貌如图 2 所示，强化区由尺寸约为 4.2 mm×4.2 mm 的单个方形塑性变形区相互拼接而成，覆盖率大于 100%。激光冲击强化表面存在光斑尺度上的周期性波纹突起（突起高度小于 5 μm），而机加纹理的微观波峰波谷与基体表面一致，可见激光冲击表面引起的粗糙度变化对拉伸性能的影响可以忽略。拉伸试验前，在 X 射线应力仪上采用 $\sin(2\psi)$ 法测试激光冲击表面的残余应力，采用 Cu 靶，准直器直径为 2 mm，衍射角数量 11 个。强化表面呈均匀的残余压应力分布，残余应力值分别为 -404、-396、-427 MPa。

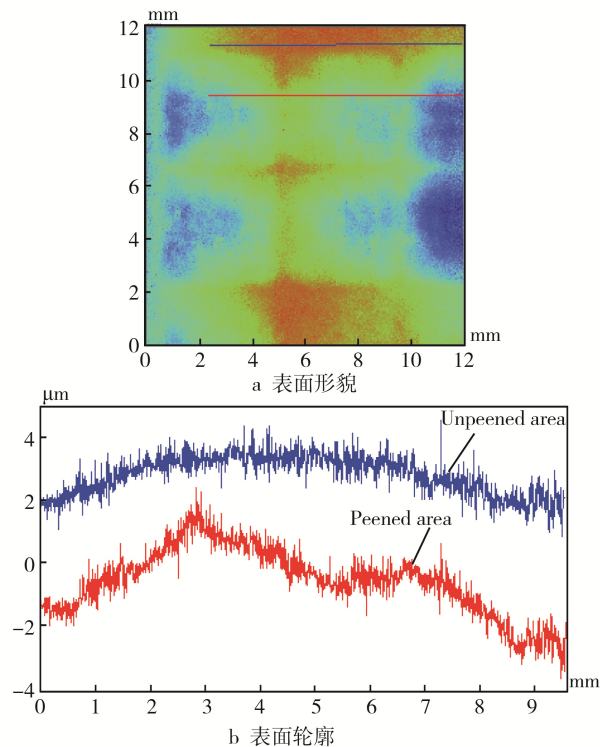


图 2 激光冲击区表面形貌及典型区域表面轮廓
Fig.2 Surface morphology (a) and surface profile (b) of typical LSP zone

2.2 室温和高温拉伸性能

激光冲击强化前后 TC17 钛合金的室温拉伸性能数据见表 1，400 ℃ 高温拉伸性能数据见表 2。与未

强化试样的拉伸性能相比，激光冲击强化后 TC17 钛合金的室温抗拉强度基本保持不变，而平均屈服强度由 1222 MPa 下降到 1146 MPa，下降约 6.1%。但是，激光冲击强化对 TC17 钛合金 400 ℃ 高温抗拉强度和高温屈服强度的影响均较小。与常温拉伸性能相比，400 ℃ 高温拉伸的抗拉强度和屈服强度均大幅度降低，而屈服比和断裂伸长率增大。

表 1 TC17 钛合金试样室温拉伸性能
Tab.1 Tensile properties of TC17 titanium alloy samples at room temperature

No.	State	Tensile strength R_m/MPa	Yield strength R_e/MPa	Elongation $A/\%$
RB1	Unpeened	1297	1248	14.2
RB2	Unpeened	1258	1206	14.2
RB3	Unpeened	1267	1214	14.2
RB4	Unpeened	1246	1195	14.2
RL1	Peened	1249	1126	14.3
RL2	Peened	1261	1106	14.3
RL3	Peened	1268	1166	14.3
RL4	Peened	1271	1171	14.3

表 2 TC17 钛合金试样高温拉伸性能
Tab.2 Tensile properties of TC17 titanium alloy samples at 400 ℃

No.	State	Tensile strength R_m/MPa	Yield strength R_e/MPa	Elongation $A/\%$
HB1	Unpeened	922	772	
HB2	Unpeened	953	777	16.1
HB3	Unpeened	945	785	
HL1	Peened	955	780	
HL2	Peened	962	790	16.1
HL3	Peened	949	786	

图 3a 为激光冲击强化前后室温拉伸的应力-应变曲线，可以看出，室温拉伸过程分为弹性阶段、强化阶段和缩颈阶段，强化试样和非强化试样均属于连续屈服，弹性阶段与强化阶段之间没有明显的屈服点。从图 3a 中屈服阶段的局部放大图可以看出，强化试样明显先于非强化试样发生屈服，非强化试样的弹性阶段持续时间相对较长。图 3b 为激光冲击强化前后 400℃ 高温拉伸的应力-应变曲线。与室温拉伸的应力-应变曲线相比，高温拉伸过程属于非连续屈服，在弹性阶段与强化阶段之间具有明显的上、下屈服点。从图 3b 中屈服阶段的局部放大图可以看出，强化试样的第一个上屈服点对应的拉伸应力约为 830 MPa，低于非强化试样的第一个上屈服点对应的拉伸应力（约 865 MPa）。但是，强化试样和非强化试样出现明显屈服点时的塑性应变均大于 0.2%，而出现屈服点前强化试样和非强化试样的应力-应变曲线重合，因此在实验数据上，未能反映激光冲击强化对高温拉伸屈服强度的影响。

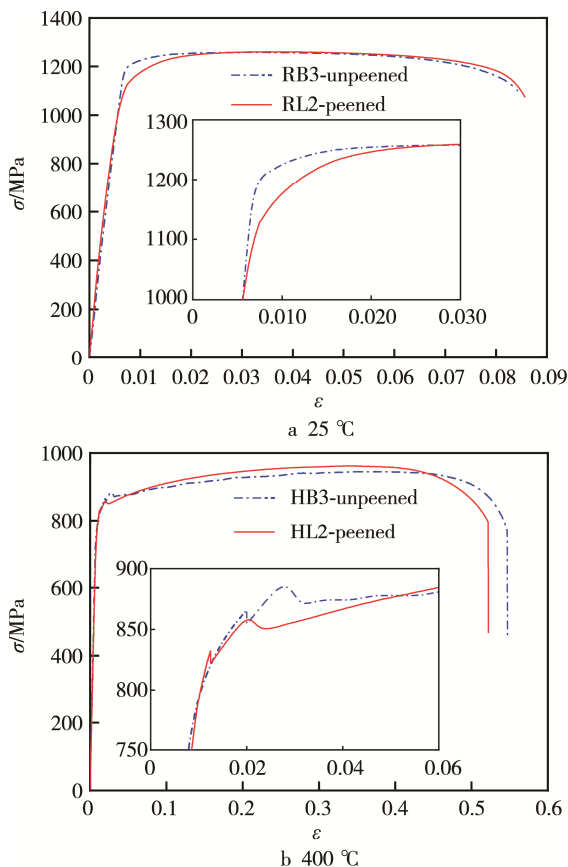


图3 25 °C 和 400 °C 下的拉伸应力-应变曲线
Fig.3 Tensile stress-strain curves at 25 °C and 400 °C

2.3 断口分析

激光冲击强化对 TC17 钛合金的室温、高温拉伸断裂形式和微观断裂机制几乎无影响。图 4 为室温、高温拉伸的断裂后试样和断口形貌。室温拉伸是宏观

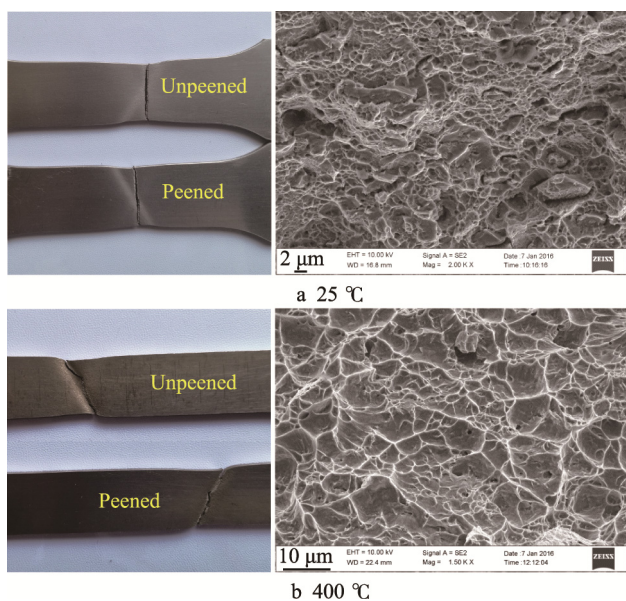


图4 室温/高温拉伸断裂后试样和断口形貌
Fig.4 Morphology of samples and fracture after tensile failure at 25 °C/400 °C

断裂面垂直于最大正应力方向的正断型断裂，为塑性断口，断口微观不平，局部出现剪切断裂，微观组织尺寸差异性造成韧窝尺寸不一，韧窝内无明显的成核质点。400 °C 高温拉伸是宏观断裂面与最大正应力成 45° 的切断型断裂。与室温断口相比，高温断口的微观韧窝方向基本一致，韧窝大且深，大韧窝内包含若干小韧窝，个别韧窝区存在微小的空洞，说明高温塑性性能高于室温塑性性能。

3 结果分析

激光冲击强化后拉伸试样的残余应力分布状态发生改变，强化表面为压应力分布，而试样心部为平衡拉应力分布，试样越薄，平衡拉应力分布的范围越小，则拉应力幅值越高^[13-14]。假设拉伸试样由沿拉伸方向的纤维组成，拉伸试验过程中，各纤维的应力应变行为是离散的，互不干扰，各纤维的拉伸应变均匀^[15]。当各纤维不存在残余应力时，发生屈服对应的拉伸应变为 ε_0 。

图 5 为基于如上假设的拉伸过程中，试样横截面上的应力分布示意图。本次实验的拉伸试样双面均为残余压应力分布，当拉伸应变 $\varepsilon=0$ 时，试样中部的纤维存在残余拉应力；当拉伸应变 $\varepsilon=\varepsilon_1$ ($\varepsilon_1<\varepsilon_0$) 时，试样心部为拉应力水平最高的纤维首先发生屈服，其应力增加幅度减小；随后拉伸应变 ε 继续增大到 ε_2 ，试样内部一定范围的拉应力纤维相继发生屈服，其应力增加幅度减小；当试样截面所有纤维均发生塑性应变时则进入拉伸强化阶段，残余应力对拉伸曲线的影响减弱。因此，激光冲击强化试样内部残余应力的不均匀性是影响拉伸屈服强度的主要原因。

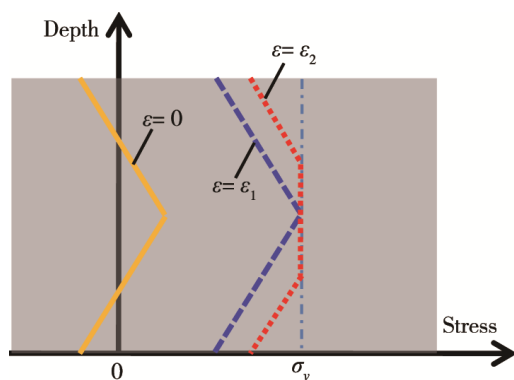


图5 拉伸过程中试样截面残余应力演变示意
Fig.5 Evolution of cross-sectional residual stress during stretching

为了分析拉伸过程中试样表面残余应力的变化规律，分别在拉伸加载至 $0.9\sigma_{0.2}$ 卸载后、断裂后（测量位置为距断裂处 10 mm 的表面）测量试样拉伸方向的表面残余应力，3 个测试点的平均残余应力见表 3。随拉伸应变的增大，试样表面残余压应力逐渐减

小, 400 ℃ 高温拉伸试样的残余应力松弛更严重。残余应力松弛的实质是保存在材料中的弹性应变能通过微观或局部塑性变形逐渐释放的过程, 与位错的运动有关^[16]。室温拉伸过程中, 位错运动后重新排列或互毁导致残余应力松弛, 这与 Wyman Z. Zhuang 等人^[17-18]的结论相符。而高温拉伸过程中, 温度升高使位错运动阻力减小, 且使所有向位的晶粒均可发生位错反应^[19-20], 导致高温拉伸过程的残余应力松弛程度更大。因此, 激光冲击强化对高温拉伸屈服强度的影响小于对室温屈服强度的影响。实际上, 高温拉伸屈服后残余压应力部分保留, 未发生松弛的残余应力对高温拉伸屈服点附近的应力应变仍有一定程度的影响。

表 3 室温/高温拉伸过程中试样断裂位置附近的残余应力及半高宽变化

Tab.3 Changes in residual stresses and FWHM near sample failure position during stretching at 25 ℃/400 ℃

Condition	Residual stress /MPa		FWHM/(°)	
	25 ℃	400 ℃	25 ℃	400 ℃
Before tensile	-409	-405	2.22	2.19
Unload from 0.9σ _{0.2}	-397	-348	2.17	2.04
Broken	-360	-228	2.77	2.17

4 结论

1) 激光冲击强化引入残余应力主要影响屈服强度, 而对抗拉强度、延伸率等的影响较小。拉伸过程中试样截面上的应力、应变不同步性, 导致试样内部的平衡拉应力区最先发生屈服。

2) 室温拉伸过程的残余应力松弛程度小于高温拉伸过程, 导致激光冲击强化对室温拉伸性能的影响大于对高温拉伸性能的影响。

参考文献:

[1] 关玉璞, 陈伟, 高德平. 航空发动机叶片外物损伤研究现状[J]. 航空学报, 2007, 28(4): 851-857.
GUAN Yu-pu, CHEN Wei, GAO De-ping. Present Status of Investigation of Foreign Object Damage to Blade in Aeroengine[J]. Acta Aeronautica & Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 851-857.

[2] WITEK L. Crack Propagation Analysis of Mechanically Damaged Compressor Blades Subjected to High Cycle Fatigue[J]. Engineering Failure Analysis, 2011, 18(4): 1223-1232.

[3] 徐鲲豪, 张超, 高玉魁, 等. 钛合金薄壁叶片喷丸变形的研究[J]. 表面技术, 2016, 45(4): 69-74.
XU Kun-hao, ZHANG Chao, GAO Yu-kui, et al. De-

formation Influence of Shot Peening on Thin-wall Titanium Alloy Blade[J]. Surface Technology, 2016, 45(4): 69-74.

[4] COWIE W D, MANNAVA S, NUSSBAUM J H. FOD Inspection of Laser Shock Peened Gas Turbine Engine Airfoils: US, US6341936[P]. 2002-01-29.

[5] 王梅, 陆山, 古远兴, 等. 喷丸强化对 TC11 合金模拟叶片高周疲劳寿命影响的试验[J]. 航空动力学报, 2013(3): 507-512.
WANG Mei, LU Shan, GU Yuan-xing, et al. Experiment of Effect of Shot Peening Strengthening on TC11 Alloy Simulation Blade's HCF Life[J]. Journal of Aerospace Power, 2013(3): 507-512.

[6] CAO Zi-wen, XU Hai-ying, ZOU Shi-kun, et al. Investigation of Surface Integrity on TC17 Titanium Alloy Treated by Square-spot Laser Shock Peening[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2012, 25(4): 650-656.

[7] QIAO H. Experimental Investigation of Laser Peening on Ti17 Titanium Alloy for Rotor Blade Applications [J]. Applied Surface Science, 2015, 351: 524-530.

[8] HATAMLEH O, LYONDS J, FORMAN R. Laser Peening and Shot Peening Effects on Fatigue Life and Surface Roughness of Friction Stir Welded 7050-T7351 Aluminum[J]. Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures, 2007, 30(2): 115-130.

[9] 钟金杉, 鲁金忠, 罗开玉, 等. 激光冲击对 AISI304 不锈钢拉伸性能和摩擦磨损性能的影响[J]. 中国激光, 2013, 40(5): 1-7.
ZHONG Jin-shan, LU Jin-zhong, LUO Kai-yu, et al. Influence of Laser Shock Processing on Tensile Properties and Tribological Behaviors of AISI304 Stainless Steel[J]. Chinese Journal of Lasers, 2013, 40(5): 1-7.

[10] 周磊, 汪诚, 周留成, 等. 激光冲击表面强化对焊接接头力学性能的影响[J]. 中国表面工程, 2010, 23(5): 41-44.
ZHOU Lei, WANG Cheng, ZHOU Liu-cheng, et al. The Effect of Laser Shock Surface Processing on Mechanical Properties of Welded Joints[J]. China Surface Engineering, 2010, 23(5): 41-44.

[11] 周建忠, 左立党, 黄舒, 等. 基于应变速率的激光喷丸强化 6061-T6 铝合金力学性能分析[J]. 中国激光, 2012, 39(5): 1-6.
ZHOU Jian-zhong, ZUO Li-dang, HUANG Shu, et al. Analysis on Mechanical Property of 6061-T6 Aluminum Alloy by Laser Shot Peening Based on Strain Rate[J]. Chinese Journal of Lasers, 2012, 39(5): 1-6.

[12] 孔德军, 龙丹, 吴永忠. 激光冲击处理对 X80 管线钢焊接接头拉伸性能的影响[J]. 中国激光, 2011, 38(11): 1-6.
KONG De-jun, LONG Dan, WU Yong-zhong. Effect of

- Laser Shock Processing on Tensile Properties of X80 Pipeline Steel Joints[J]. Chinese Journal of Lasers, 2011, 38(11): 1-6.
- [13] CLAUER A H, LAHRMAN D F, DULANEY J L, et al. Articles Having Improved Residual Stress Profile Characteristics Produced by Laser Shock Peening: US, US6752593[P]. 2004-06-22.
- [14] HAMMERSLEY G, HACKEL L A, HARRIS F. Surface Prestressing to Improve Fatigue Strength of Components by Laser Shot Peening[J]. Optics & Lasers in Engineering, 2000, 34(S4-6): 327-337.
- [15] 朱维斗, 李年, 马宝钊, 等. 板料残余应力所致拉伸屈服非同步现象及其对屈服强度的影响[J]. 焊管, 2005, 28(1): 16-18.
- ZHU Wei-dou, LI Nian, MA Bao-xi, et al. Non Synchronous Phenomenon of Tensile Yield under Plate Residual Stress and Its Influence on Yield Strength[J]. Welded Pipe and Tube, 2005, 28(1): 16-18.
- [16] 张定铨, 张发荣. 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: 41-48.
- ZHANG Ding-quan, ZHANG Fa-rong. X-ray Diffraction Analysis and Function of Residual Stress in Materials[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1999: 41-48.
- [17] ZHUANG W Z, HALFORD G R. Investigation of Residual Stress Relaxation under Cyclic Load[J]. International Journal of Fatigue, 2001, 23(1): 31-37.
- [18] QIAN Z, CHUMBLEY S, KARAKULAK T, et al. The Residual Stress Relaxation Behavior of Weldments During Cyclic Loading[J]. Metallurgical & Materials Transactions A, 2013, 44(7): 3147-3156.
- [19] NIKITIN I, SCHOLTES B, MAIER H J, et al. High Temperature Fatigue Behavior and Residual Stress Stability of Laser-shock Peened and Deep Rolled Austenitic Steel AISI 304[J]. Scripta Materialia, 2004, 50(10): 1345-1350.
- [20] NALLA R K, ALTENBERGER I, NOSTER U. On the Influence of Mechanical Surface Treatments Deep Rolling and Laser Shock Peening on the Fatigue Behavior of Ti-6Al-4V at Ambient and Elevated Temperature[J]. Materials Science and Engineering, 2003, A355: 216-230.