

无保护层激光冲击提高K24合金高周疲劳性能研究

焦 阳 何卫锋 罗思海 周留成 李应红

空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038

摘要 针对K24镍基铸造合金材料表面粗糙度大引起吸收保护层贴合不紧密的问题,提出采用无保护层激光冲击(LSPwC)方法对K24合金进行强化,利用高周疲劳实验验证其强化效果,并从残余应力、微观组织方面讨论疲劳性能改善机理。实验结果表明:相对于原始叶片,LSPwC后的模拟叶片的疲劳强度提高16%,保温后疲劳强度提高11%。LSPwC在试样表层诱导产生高幅值残余压应力和高密度位错,从而提高模拟叶片的疲劳性能;保温后,大部分残余压应力发生松弛,位错结构具有较好的热稳定性,这是保温后模拟叶片疲劳性能提高的主要原因。

关键词 激光技术;高周疲劳;无保护层激光冲击强化;K24合金;微观组织;残余压应力

中图分类号 TG665 文献标识码 A

doi: 10.3788/CJL201542.1003002

Study of Micro-Scale Laser Shock Processing without Coating Improving the High Cycle Fatigue Performance of K24 Simulated Blades

Jiao Yang He Weifeng Luo Sihai Zhou Liucheng Li Yinghong

Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University,
Xi'an, shaanxi 710038, China

Abstract Protective layers can not fit well with the surfaces of the materials due to the surface roughness of the K24 nickel based alloy is high. So the laser shock processing without coating (LSPwC) is carried out on the K24 alloy and the high cycle fatigue tests are conducted to verify the reinforcement effect. The mechanisms of the residual stress and microstructures to fatigue performances are discussed. The results show that, compared with the untreated specimen, the fatigue strength of the specimen treated by LSPwC is improved by 16% and that after heat preservation is improved by 11%. Under the effects of the compressive residual stress and high density dislocations that induced by LSPwC, the fatigue performances of the specimens are improved. After heat preservation, the majority of compressive residual stress release, the dislocations have great stability, and this is the main cause of the high cycle fatigue performance improvement.

Key words laser technique; high cycle fatigue; laser shock processing without coating; K24 alloy; microstructure; residual compressive stress

OCIS codes 140.3460; 140.3390; 160.3900

1 引 言

K24合金是我国自主研发的一种新型铸造镍基高温合金,其高温强度高、塑性和工艺性较好,适用于制造950℃以下工作的涡轮转子叶片和导向叶片等部件,目前其应用于国产某型发动机涡轮叶片等热端部件的制造^[1-2]。发动机涡轮叶片在服役过程中多次发生高周疲劳断裂问题,严重影响飞行安全^[3-4]。为了提高金属部件的疲劳性能,Fairand等^[5-9]采用激光冲击强化的方法对金属部件表面进行改性,从而提高其抗疲劳、耐磨损性能。K24合金作为一种铸造合金,表面粗糙度大,吸收保护层与试样表面贴合不紧密,保护层与试样

收稿日期:2015-03-20;收到修改稿日期:2015-05-09

基金项目:国家973计划(2015CB057400)、国家自然科学基金(51205406)、陕西省自然科学基金(2012JQ6012)

作者简介:焦 阳(1991—),男,硕士研究生,主要从事航空部件损失修复等方面的研究。E-mail: young_joafeu@163.com

导师简介:何卫锋(1977—),男,博士,副教授,主要从事航空发动机结构强度和激光冲击强化等方面的研究。

E-mail: hehe_coco@163.com(通信联系人)

表面存在间隙,激光诱导冲击波打坏吸收保护层,从而严重影响冲击效果。为了解决K24合金叶片的强化问题,提出采用无保护层激光冲击强化(LSPwC)方法对K24进行表面处理。

LSPwC原理与激光冲击强化基本相同,但LSPwC采用的脉冲激光能量小,脉宽短,脉冲激光在试样靶材表面引起的热效应可以忽略不计^[10]。由于LSPwC的特殊优势,国外学者进行了相关探索研究并取得了一定的成果,其主要形成了以日本学者Sano为核心的研究团队,其针对不锈钢、钛合金、铝合金等材料进行了LSPwC实验研究^[11-14]。结果表明,LSPwC可以在试样表层诱导产生一定厚度的残余压应力层,有效消除构件表面疲劳拉应力,显著提高金属构件的抗疲劳性能和抗应力腐蚀性能。除此之外,Kalainathan等^[15-17]也相继开展了LSPwC研究。对K24铸造镍基合金开展LSPwC研究,对解决表面粗糙度大合金材料激光冲击强化问题具有重大意义。以K24模拟叶片为研究对象,研究LSPwC对模拟叶片常温以及高温保温后振动疲劳性能的影响,并从残余应力、微观组织方面讨论疲劳性能改善机理。

2 实验材料与方法

2.1 实验材料

实验选用K24镍基合金模拟叶片,其主要的化学成分如表1所示,模拟叶片尺寸如图1所示。

表1 K24镍基合金材料的主要化学成分

Table 1 Chemical components of K24 Nickel based super alloy

Element	Cr	Co	Mo	Ti	Al	W	C	Ni
Mass fraction /%	8.5~10.5	12.0~15.0	2.7~3.4	4.2~4.7	5.0~5.7	1.0~1.8	0.14~0.20	other

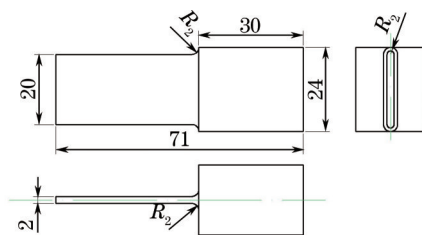


图1 K24模拟叶片尺寸(mm)

Fig.1 Dimension of K24 simulated blade (mm)

2.2 LSPwC工艺

由于发动机涡轮叶片长期在交变载荷作用下服役,叶片最大应力往往在根部产生,采用ABAQUS有限元软件对模拟叶片一阶振动条件下应力分布规律进行数值模拟,其结果如图2所示。由图2可知振动过程中最大应力即薄弱区在叶片根部出现,因此确定模拟叶片上该区域为强化区,约为叶身的1/3部分。为了降低叶片边缘的拉应力和扭转变形,提出采用不等应力分布的冲击方案,冲击区域如图3所示。由应力分布结果可知,1区形成的残余拉应力最大,是应力敏感部位,且该区域不会出现边缘效应引起的扭转变形,因此采用能量为50 mJ、脉宽为8 ns、光斑直径为0.4 mm、搭接率为50%的冲击参数,其功率密度约为4.97 GW/cm²;2、3、4区域采用能量为50 mJ、脉宽为8 ns,光斑直径为0.6 mm,搭接率为50%的冲击参数,功率密度约为2.1 GW/cm²。

LSPwC系统如图4所示,该实验系统由机械手、水箱、光学运动平台和小能量激光器组成,该型激光器参数

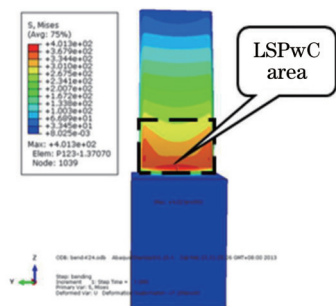


图2 模拟叶片一阶振动应力分布

Fig.2 First-order vibration stress distribution of simulated blade

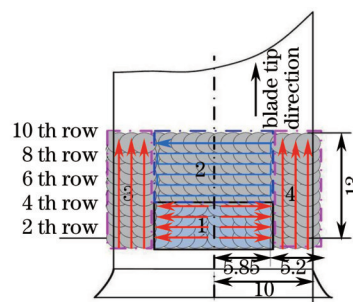


图3 不等应力分布冲击示意图

Fig.3 Schematic diagram of unequal stress LSPwC

如表2所示。在水箱中,机械手对试样进行夹持固定,通过控制机械手的运动轨迹,实现对试样的激光冲击。

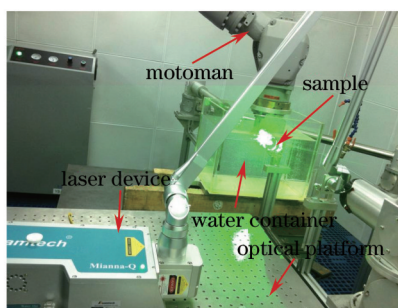


图4 LSPwC实验装置

Fig.4 Experimental setup of LSPwC

表2 Mianna-Q型激光器参数

Table 2 Parameters of Mianna-Q laser device

Parameter	Wavelength /nm	Energy /J	Pulse duration /ns	Spot size /mm	Frequency /Hz	Stability
Values	1064/532	<0.8	<8	<2	1~10	<±3%

2.3 振动疲劳实验

实验采用疲劳升降法考核 1×10^7 循环次数下试件的疲劳强度,振动疲劳实验在D-300电磁振动实验系统上完成。采用根据叶片外形专门设计的夹具夹持试件根部,使试件端部和夹具平齐,然后将夹具固定在电磁振动台上,振幅监测与测试系统如图5(a)所示,采用读数显微镜对试件尖端振幅进行测量,并采用电涡流传感器进行实时监控,振动试件及应变片如图5(b)所示。

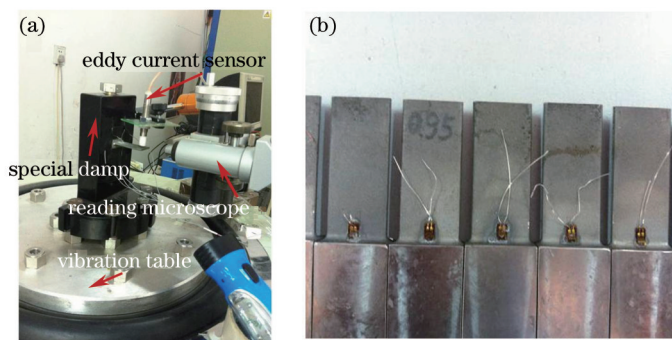


图5 振动疲劳系统。(a) 振幅监测与测试系统;(b) 振动试件及应变片

Fig.5 Device of vibration fatigue. (a) Amplitude monitoring and testing system; (b) vibration specimen and strain gauge

实验前采用扫频法测出试件的自振频率,如果激振频率相比叶片自振频率累积下降1%且循环次数低于 10^7 ,则实验终止并判定试片“破坏”;如果循环次数达到 10^7 且激振频率累积下降小于1%,则实验终止并判定试片“越出”。

3 实验结果与分析

3.1 疲劳实验结果

把试件按照处理工艺分为3组,第1组为原始模拟叶片;第2组为采用无保护层激光不等应力冲击处理后的模拟叶片;第3组为强化后 $800\text{ }^\circ\text{C}$ 保温。实验采用成组对比法,试样的升降图如图6所示。通过计算可得,原始模拟叶片的疲劳强度为 282 MPa ,LSPwC模拟叶片的疲劳强度为 327 MPa ,强化后保温叶片的疲劳强度为 313 MPa 。由实验结果可知,相比于原始模拟叶片,模拟叶片冲击后疲劳强度提高了16%,保温后疲劳强度提高了11%,说明无保护层激光冲击强化可以有效提高K24模拟叶片的振动疲劳性能,保温后,模拟叶片的疲劳强度相比于保温前有一定程度的降低,但相对于原始模拟叶片仍有提高。

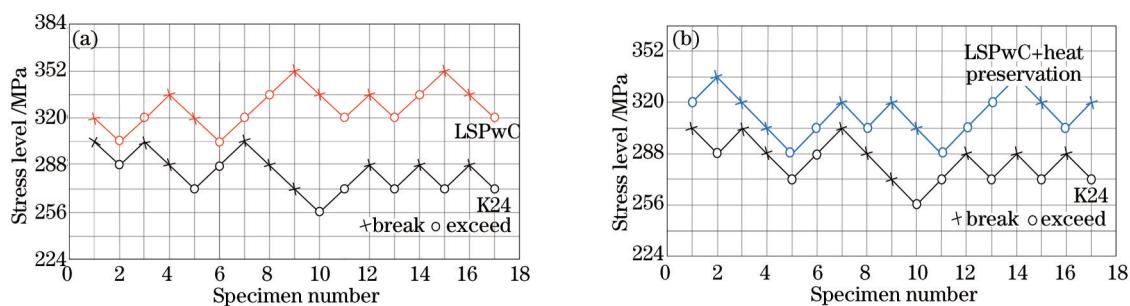


图6 模拟叶片疲劳升降图。(a) 冲击与未冲击; (b) 冲击后保温与未冲击

Fig.6 Fatigue up-down graphs of simulated blade. (a) LSPwC and untreated; (b) heat preservation after LSPwC and untreated

3.2 残余应力和热松弛

采用爱斯特公司生产的 X-350A 残余应力测试仪对试样的残余应力进行测试。残余应力测试参数设置为：管压 27 kV，管流 7 mA，Cr-K α 辐射，准直管 1 mm，晶面为 {220} 衍射面， 2θ 扫描范围 $135^\circ\sim 121^\circ$ ，扫描步距 0.1° ，时间常数 0.5 s， ψ 角 0° 、 24.2° 、 35.3° 、 45° ，应力常数 -601 MPa/($^\circ$)。测量试样深度方向上的残余应力时，采用电解抛光的方法对试样进行逐层减薄，在每个深度上测量 2~3 个点，取平均值作为该深度上的残余应力值。

图 7(a) 为功率密度为 4.97 GW/cm 2 时不同冲击次数试样截面的残余应力分布，由图可知，冲击 1、3、5 次后，试样表面的残余应力分别为 -428 、 -595 、 -675 MPa，说明 LSPwC 在模拟叶片表面诱导产生了一定数值的残余压应力，且残余压应力的大小随着冲击次数的增加而增加，但增加幅度在减小，这是因为随着冲击次数的增加，冲击区域的塑性变形趋于饱和。涡轮叶片在高温下服役，且残余压应力在高温下会发生松弛，因此对模拟叶片进行 800 $^\circ$ C/2 h 保温，每隔一段时间测定表面残余应力。

图 7(b) 为 800 $^\circ$ C 条件下模拟叶片表面残余应力随时间变化曲线，由图可知，高温下，LSPwC 产生的残余压应力大部分得到释放，3 次激光冲击诱导试样表层产生的残余压应力随着保温时间的增长而减小，保温 120 min 后残余压应力从 -595 MPa 减小到 -232 MPa，释放了 61%。起初的 60 min 内残余应力释放很快，释放了 295 MPa，49.5% 的残余压应力得到了释放。60 min 以后，释放速率逐渐降低，最终趋于稳定。

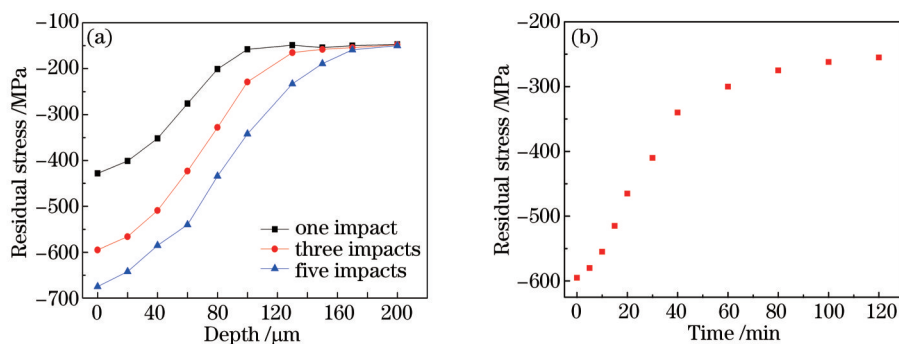


图 7 (a) LSPwC 模拟叶片截面的残余应力分布; (b) 800 $^\circ$ C 条件下模拟叶片表面残余应力随时间变化曲线

Fig.7 (a) Residual stress distributions of simulated blade's cross section after LSPwC; (b) curve of residual stress on the surface of simulated blade varying with time under 800 $^\circ$ C heat preservation

LSPwC 在材料表面诱导产生的残余压应力除了能够降低试件在工作状态下的疲劳拉应力以外，对裂纹萌生和扩展也有作用。已有研究表明^[18]，裂纹萌生与扩展的滞止应力与残余压应力成正比，残余压应力越大，越能有效抑制裂纹的萌生与扩展，从而提高模拟叶片的疲劳寿命。虽然残余压应力在高温环境下松弛后仍有一定数值的残留，但数值相对较小，对疲劳寿命的提高作用较小。为了进一步研究模拟叶片保温后疲劳强度提高机理，对试样表层微观组织进行观察，从微观组织角度分析疲劳强度改善机理。

3.3 微观组织

图 8 为不同工艺处理试样表层微观组织的透射电镜(TEM)图。由图 8(b)可以看出，LSPwC 在试样表层诱导产生高密度位错，这是由于冲击波在镍基合金材料内部传播过程中，在靶材内部冲击波发生反射和折射，从而形成复杂的波系。当反射、折射的应力波压力大于材料的动态屈服强度时，引起材料内部位错的增殖

运动,由于各波系冲击波方向不同,使得位错运动方向不一致,而在某些局部缺陷处,位错密度局部升高,发生位错缠结^[19]。如图 8(c)所示,冲击试样保温后位错密度依然很高。这是由于位错在热作用下发生湮灭,且通过位错的湮灭和重新排列,使晶界内高密度位错趋于规则和有序,保持了较好的热稳定性。

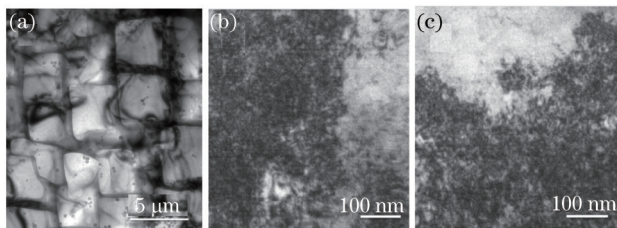


图 8 不同工艺处理试样表层的微观组织。(a) 原始叶片; (b) LSPwC 叶片; (c) 冲击后 800 °C 保温叶片
Fig.8 Microstructures of the surface of samples with different processes. (a) Untreated blade; (b) blade with LSPwC; (c) blade with 800°C heat preservation after LSPwC

为了进一步对微观组织变化情况进行分析,对不同工艺处理试样采用 X 射线衍射(XRD)进行物相分析,其结果如图 9 所示。由图 9(a)可知,与未冲击试样相比,冲击后试样的 XRD 图谱中的谱峰及其位置基本没有变化,说明 LSPwC 不改变试样材料的相组成结构。同时,K24 合金对应的 Bragg 衍射峰峰值下降且发生宽化,同时谱峰向低角移动,说明原子间距发生变化,由 X 射线衍射基本原理可知,原子间距的变化会引起微应力变化^[20],这与上述残余应力、TEM 测试结果相对应。对功率密度为 4.97 GW/cm²、冲击 3 次的 K24 模拟叶片试样进行 800 °C 保温 2 h 处理,并与保温前试样进行对比,其结果如图 9(b)所示,保温后的衍射峰位置向高角偏移,这是由于残余应力在 800 °C 高温下发生热松弛、位错等缺陷进行重组和塑性变形发生回复等^[16]。在 XRD 图谱中可以看出,没有产生新的衍射峰,说明在高温环境下,试样表层组织不会发生相变。

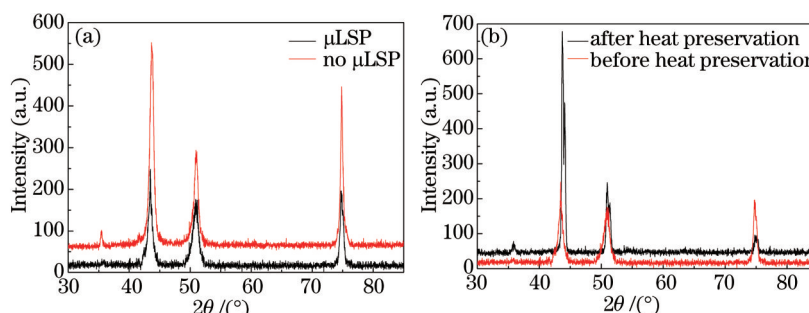


图 9 不同工艺处理 K24 试样表面的 XRD 衍射图。(a) LSPwC 前后; (b) 保温前后

Fig.9 XRD patterns of K24 with different processes. (a) With and without LSPwC; (b) before and after heat preservation

LSPwC 诱导产生的等离子体冲击波会使金属表层发生剧烈塑性变形,从而产生高密度位错等晶体缺陷,这些缺陷能够阻碍金属晶体中的位错运动,从而提高金属的强度。镍基合金主要通过位错运动来协调塑性变形,位错在滑移面上运动遇到晶界后受阻而引起塞积。只有当位错塞积群引起的应力集中增加到一定程度时,相邻的晶粒才能被迫发生相应的滑移,引起塑性变形的宏观效果,相应地使高温合金屈服强度增高而引起镍基合金的强化。对于金属晶体来说,因位错造成的强化增量大致同晶体中的位错密度的平方根成正比^[21],即

$$\Delta\sigma_d \propto \rho^{1/2}, \quad (1)$$

式中 $\Delta\sigma_d$ 为强化增量, ρ 为金属中的位错密度。由(1)式可知,位错密度越高,试样的强化增量越大,试样的疲劳强度越高。LSPwC 在 K24 模拟叶片表面诱导产生了高密度位错,所以,LSPwC 处理后,模拟叶片的疲劳寿命得到显著提高。高温环境下,试样表层的位错密度依然很高,这是保温后高周疲劳强度提高的主要原因。

4 结 论

1) 振动疲劳实验结果表明,LSPwC 后模拟叶片的疲劳强度提高了 16%,保温后疲劳强度提高了 11%,说明 LSPwC 可以提高 K24 模拟叶片的疲劳寿命;

2) LSPwC在试样表层诱导产生高密度位错,且形成一定数值的残余压应力,残余应力幅值随着冲击次数的增加而增加。保温后,残余压应力大部分发生热松弛,位错保持较好的稳定性。高密度位错是K24模拟叶片保温后疲劳强度提高的主要原因。

参 考 文 献

- 1 Lu Jinzhong, Zhang Yongkang, Gu Wei, *et al.*. Residual stress of K24 superalloy surface by laser multiple processing[J]. Journal of Jilin University (Engineering and Technology Edition), 2008, 38(2): 309-313.
鲁金忠, 张永康, 顾 韡, 等. 激光复合处理K24超合金表面残余应力[J]. 吉林大学学报, 2008, 38(2): 309-313.
- 2 《Chinese aviation material manual》editorial board. Chinese Aviation Material Manual Second Volume[M]. Beijing: China Standards Press, 2001: 645-651.
《中国航空材料手册》编委会. 中国航空材料手册第2卷[M]. 北京: 中国标准出版社, 2001: 645-651.
- 3 Sun Ruijie, Yan Xiaojun. New characteristics of fatigue-creep tests on serration of turbine blades[J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 419-424.
孙瑞杰, 闫晓军. 涡轮叶片榫齿部位疲劳/蠕变试验的新特点[J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 419-424.
- 4 Cowles B A. High cycle fatigue in aircraft gas turbines—an industry perspective[J]. International Journal of Fracture, 1996, 80(2-3): 147-163.
- 5 Fairand B P, Wilcox B A, Gallaghr W J, *et al.*. Laser shock-induced microstructural and mechanical property changes in 7075 aluminum[J]. Journal of Applied Physics, 1972, 43(9): 3893-3895.
- 6 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.
- 7 Luo Sihai, He Weifeng, Zhou Liucheng, *et al.*. Effects of laser shock processing on high temperature fatigue properties and fracture morphologies of K403 nickel-based alloy[J]. Chinese J Lasers, 2014, 41(9): 0903001.
罗思海, 何卫锋, 周留成, 等. 激光冲击对K403镍基合金高温疲劳性能和断口形貌的影响[J]. 中国激光, 2014, 41(9): 0903001.
- 8 Li Yuqin, Li Yinghong, He Weifeng, *et al.*. Wear resistance of 12CrNi3A steel after carburization and laser shock[J]. Chinese J Lasers, 2013, 40(9): 0903004.
李玉琴, 李应红, 何卫锋, 等. 激光冲击渗碳12CrNi3A钢的磨损性能[J]. 中国激光, 2013, 40(9): 0903004.
- 9 Luo Mi, Luo Kaiyu, Wang Qingwei, *et al.*. Numerical simulation of laser shock peening on residual stress field of 7075-T6 aluminum alloy welding[J]. Acta Optica Sinica, 2014, 34(4): 0414003.
罗 密, 罗开玉, 王庆伟, 等. 激光冲击7075-T6铝合金焊缝的残余应力场数值模拟[J]. 光学学报, 2014, 34(4): 0414003.
- 10 Sano Y, Obata M, Kubo T, *et al.*. Retardation of crack initiation and growth in austenitic stainless steels by laser peening without protective coating[J]. Materials Science and Engineering; A, 2006, 417(1-2): 334-340.
- 11 Sano Y, Mukai N, Okazaki K, *et al.*. Residual stress improvement in metal surface by under-water laser irradiation[J]. Nuclear Instruments and Methods in Physics Research B Beam Interaction with Materials and Atoms, 1997, 121(1-4): 432-436.
- 12 Maawad E, Sano Y, Wagner L, *et al.*. Investigation of laser shock peening effects on residual stress state and fatigue performance of titanium alloys[J]. Materials Science and Engineering; A, 2012, 536: 82-91.
- 13 Sano Y, Masaki K, Gushi T, *et al.*. Improvement in fatigue performance of friction stir welded A6061-T6 aluminum alloy by laser peening without coating[J]. Materials and Design, 2012, 36: 809-814.
- 14 Sakino Y, Sano Y, Kim Y. Application of laser peening without coating on steel welded joints[J]. International Journal of Structural Integrity, 2011, 2(3): 332-344.
- 15 Kalainathan S, Sathyajith S, Swaroop S. Effect of laser shot peening without coating on the surface properties and corrosion behavior of 316L steel[J]. Optics and Lasers in Engineering, 2012, 50(12): 1740-1745.
- 16 Sathyajith S, Kalainathan S, Swaroop S. Laser peening without coating on aluminum alloy Al-6061-T6 using low energy Nd: YAG laser[J]. Optics & Laser Technology, 2013, 45: 389-394.
- 17 Trdan U, Porro J A, Ocaña J L, *et al.*. Laser shock peening without absorbent coating (LSPwC) effect on 3D surface topography and mechanical properties of 6082-T651 Al alloy[J]. Surface & Coatings Technology, 2012, 208: 109-116.
- 18 Rodopoulos C A, Rios E R D L. Theoretical analysis on the behaviour of short fatigue cracks[J]. International Journal of Fatigue, 2003, 27(10): 1003-1012.

2002, 24(7): 719-724.

19 Nie Xiangfan, He Weifeng, Li Qipeng, *et al.*. Improvement of structure and mechanical properties of TC6 titanium alloy with laser shock peening[J]. High Power Laser and Particle Beams, 2013, 25(5): 1115-1119.

聂祥樊, 何卫锋, 李启鹏, 等. 激光喷丸改善TC6钛合金组织和力学性能[J]. 强激光与粒子束, 2013, 25(5): 1115-1119.

20 Zhang Dingquan, He Jiawen. Residual Stress Analysis by X-Ray Diffraction and its Functions[M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 1999: 20-24.

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: 20-24.

21 Wang Ya'nan, Chen Shujiang, Dong xichun. Dislocation Theory and Application[M]. Beijing: Metallurgical Industry Press, 2007.

王亚男, 陈树江, 董希淳. 位错理论及其应用[M]. 北京: 冶金工业出版社, 2007.

栏目编辑: 张浩佳