

激光冲击对 K403 镍基合金高温疲劳性能和 断口形貌的影响

罗思海¹ 何卫锋¹ 周留成¹ 赖志林² 柴艳¹ 何光宇¹

(¹ 空军工程大学等离子体重点实验室, 陕西 西安 710038)

(² 中国人民解放军 95321 部队, 湖北 武汉 430222)

摘要 对 K403 镍基合金涡轮叶片进行激光冲击强化(LSP), 利用高温高低周复合疲劳试验验证其强化效果。试验结果表明: 冲击后裂纹源区附近平坦区较冲击前变大, 在快速扩展(FCG)区, 激光冲击强化后疲劳条纹间距减小, 有大量二次裂纹产生。且强化后在材料表层会引发晶粒细化以及高残余压应力, 但在 550 °C/150 min 保温下, 残余应力部分发生松弛, 但是表层细化结构有很好的热稳定性。相比冲击前样件, 激光冲击强化后涡轮叶片疲劳寿命提高了 140%。热松弛后的残余压应力和表面晶粒细化是镍基合金疲劳寿命提高的主要原因。

关键词 激光光学; 激光冲击强化; K403 镍基合金; 高温疲劳; 疲劳断口; 残余压应力

中图分类号 TG665 **文献标识码** A **doi**: 10.3788/CJL201441.0903001

Effects of Laser Shock Processing on High Temperature Fatigue Properties and Fracture Morphologies of K403 Nickel-Based Alloy

Luo Sihai¹ He Weifeng¹ Zhou Liucheng¹ Lai Zhilin² Chai Yan¹ He Guangyu¹

(¹ Key Laboratory of Plasma, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China)

(² People's Liberation Army of 95321, Wuhan, Hubei 430222, China)

Abstract Laser shock processing (LSP) is carried out on K403 nickel-based alloy turbine blades and the high temperature high and low cycle complexed fatigue tests are conducted to verify the reinforcement effect. The results of the fatigue experiments show that a greater flatness area near the fatigue crack initiation (FCI) is induced by LSP, the fatigue striation spacing on the fatigue crack growth (FCG) area decreases and lots of second cracks are generated after LSP. Grain refinement and high residual compressive stress on the surface layer are induced by LSP. But when the K403 nickel-based alloy after LSP is subjected to heat treatment at 550 °C for 150 min, a part of residual compressive stress has got relaxation while the refined structure has still remained good thermal stability. Compared with the untreated samples, the fatigue life of turbine blades is increased by 140% after LSP. The grain refined structure and residual compressive stress after relaxation are the main causes of improvement of nickel-based alloy fatigue life.

Key words laser optics; laser shock processing; K403 nickel-based alloy; high temperature fatigue; fatigue fracture; residual compressive stress

OCIS codes 140.3460; 140.3390; 160.3900

收稿日期: 2014-03-10; 收到修改稿日期: 2014-03-29

基金项目: 国家自然科学基金(51205406)

作者简介: 罗思海(1990—), 男, 硕士研究生, 主要从事激光冲击强化技术及其应用等方面的研究。

E-mail: luo_hai@126.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与技术等方面的研究。

E-mail: yinghong_li@163.com

1 引 言

航空发动机涡轮叶片长期在高温环境下服役,高温疲劳断裂是发动机在研制和使用中的主要疑难问题^[1]。针对某型航空发动机高压涡轮叶片在服役过程中容易发生高温疲劳断裂,提出采用激光冲击强化(LSP)进行表面处理,提高其疲劳寿命。

激光冲击强化是利用高功率(GW/cm^2)激光辐射金属表面,诱导产生高压等离子冲击波,利用冲击波的力学效应有效改善材料微观组织和力学性能,提高材料的抗疲劳、抗腐蚀和抗磨损等性能的一种表面改性技术^[2-6]。国内外很多学者对激光冲击强化提高材料疲劳强度的机制都有研究。周建忠等^[7]、Dorman 等^[8]和 Hatamleh 等^[9]认为激光冲击诱导残余压应力的存在,导致裂纹疲劳条带间距减小,有效延缓了裂纹的扩展,提高了材料的疲劳性能。Hill 等^[10]认为冲击后残余压应力的产生,导致裂纹源由表面向次表层转移,延缓裂纹的萌生和扩

展,提高材料的疲劳寿命。激光冲击诱导残余压应力的产生是提高材料疲劳寿命的原因之一^[11-13],但是在高温环境下残余压应力会发生松弛^[14],因此研究高温环境下激光冲击强化对材料疲劳性能的影响是一个重要问题。

这里针对某型航空发动机涡轮叶片榫头转接 R 处高温疲劳断裂问题,以该型发动机涡轮叶片材料 K403 镍基合金为研究对象,从疲劳断口形貌、残余压应力热稳定性及微观组织三个方面讨论了激光冲击强化对镍基合金高温疲劳性能的影响和强化机理。

2 试验材料和方法

2.1 试验材料

K403 材料为沉淀相强化铸造镍基高温合金,其主要组成是 γ 固溶体、 γ' 强化相、 $\gamma-\gamma'$ 共晶、MC 碳化物,其中 γ' 相占合金重量的 57% 左右,碳化物约占合金重量的 0.9%。其主要化学成分如表 1 所示^[15]。

表 1 K403 合金的化学成分 / %

Table 1 Chemical composition of K403 nickel-based alloy / %

C	Cr	Co	W	Mo	Al	Ti
0.11~0.18	10.0~12.0	4.5~6.0	4.8~5.5	3.8~4.5	5.3~5.9	2.3~2.9
Fe	B	Zr	Mn	Si	P	Ni
≤ 2.0	0.012~0.022	0.03~0.08	≤ 0.5	≤ 0.5	≤ 0.02	Remainder

2.2 试验方法

K403 涡轮叶片在使用过程中,其根部榫齿 R 处为疲劳断裂薄弱区域,需要对其进行强化,冲击方式如图 1 所示。实验采用 Nd-YAG 固体激光器,波长为 1064 nm,激光能量为 4.8 J,光斑直径为 3 mm,脉宽为 20 ns,功率密度为 $3.4 \text{ GW}/\text{cm}^2$,冲击次数为 3 次,搭接率为 65%。选择铝箔为冲击保护层,水为约束层,每冲击完一次要更换一次铝箔。保护层的存在是为了保护金属材料表面不被激光直接烧蚀,同时也为了更好地与激光能量耦合。采用

水约束层是为了约束激光辐照产生的高温等离子体,提高冲击波压力^[16]。

高温高低周复合疲劳试验采用的是在低周振动循环载荷的基础上,叠加高周振动循环载荷,如图 2 所示。其中 N_L 为低周循环数, N_H 为高周循环数, σ_L 为低周应力, σ_H 为振动应力, f_L 为低周载荷频率, f_H 为高周载荷频率, t 为试验时间,其中 $N_L = f_L \times t$, $N_H = f_H \times t$ 。根据发动机典型工作剖面,计算出低周载荷峰值为 43.6 kN 和实验温度为 510 °C。通过高温环境模拟涡轮叶片实际工作状态。疲劳试验载荷谱的设计模拟了涡轮叶片 R 处的真实工作

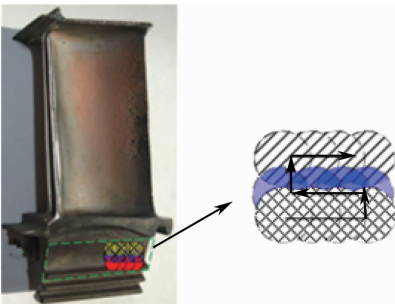


图 1 K403 镍基合金涡轮叶片激光冲击强化区域
Fig. 1 K403 nickel-based alloy turbine blade laser shock processing area

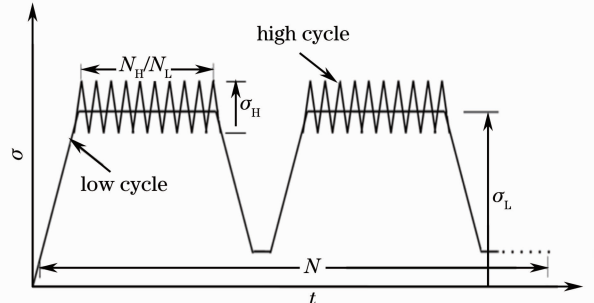


图 2 复合疲劳试验载荷谱
Fig. 2 Compound fatigue load spectrum

环境及应力状态,包括高温环境、低周载荷和高周载荷等因素。

3 结果与讨论

3.1 高温疲劳性能和断口形貌

选取温度 510 ℃、振幅 2.0 mm、振动应力 326.5 MPa 下的一组疲劳寿命数据,对其进行正态分布拟合,结果如图 3 所示。相对于冲击前高温高低周疲劳寿命提高了 140%,表明激光冲击强化能有效延长材料的疲劳寿命。

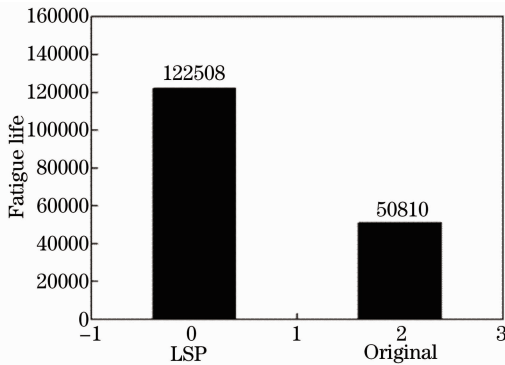


图 3 涡轮叶片激光冲击强化前后寿命

Fig. 3 Fatigue life of turbine blades before and after LSP treatment

利用 JEOL/JSM-6360LV 型扫描电子显微镜 (SEM)对激光冲击强化前后的 K403 疲劳试件断口进行观察,发现裂纹在叶片排气边产生。试验中疲劳断口选用温度为 510 ℃、振幅为 1.7 mm,低周疲劳寿命为 49,高周疲劳寿命为 245000 的未冲击样件和 3 次冲击后低周寿命为 129,高周寿命为 645000 的样件各一件。

裂纹源的形成是材料疲劳累积的结果,这是因为在高低周疲劳过程中滑移带与晶界发生相互作用。图 4 为高温高低周复合载荷下试样的 SEM 形

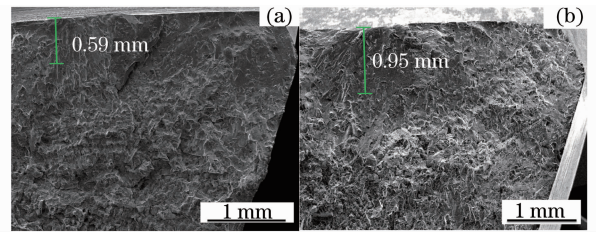


图 4 断口形貌。(a) 未冲击样件;(b) 冲击样件

Fig. 4 Morphologies of the fracture. (a) Untreated; (b) with LSP treatment

貌,其中图 4(a)为未冲击样件宏观断口,图 4(b)为冲击后宏观断口。疲劳裂纹起源于材料表面,向内扩展过程中呈现明显的解理河流花样,形成了光滑平坦的扩展区和较粗糙的瞬断区。冲击处理后,平坦区明显大于未冲击样件,约为未冲击样件的 1.6 倍,说明激光冲击有利于减缓裂纹扩展速率。

由于高温氧化作用的影响,在断口表面有一层疏松的氧化层,在裂纹源区和扩展区 (FCG) 只能看到疲劳条带痕迹,如图 5 所示。在图 5(a)中,未冲击样件在距表面 180 μm 处裂纹间距约为 1.25 μm,而图 5(b)中强化样件在距表面 320 μm 处疲劳条带间距约为 1.3 μm。激光冲击后疲劳条带间距减小,表明冲击处理后裂纹扩展速率降低,裂纹扩展受到限制。

在裂纹扩展区和瞬断区可以发现有很多垂直于扩展方向的二次裂纹产生,如图 5(c)、(d)所示,这是由于材料经激光冲击强化处理后,表层局部受力较未冲击样件复杂,遇到二相颗粒和晶界等结构容易发生偏转,扩展方向发生改变,使得在二次裂纹附近疲劳条带变窄,裂纹扩展速率降低,有效地延迟了裂纹扩展。在瞬断区,能够发现有大小不同的韧窝和铸态的枝晶断裂花样,如图 5(d)所示,裂纹存在交叉情况,这是因为冲击处理后在表层有大量位错产生,影响了裂纹扩展。

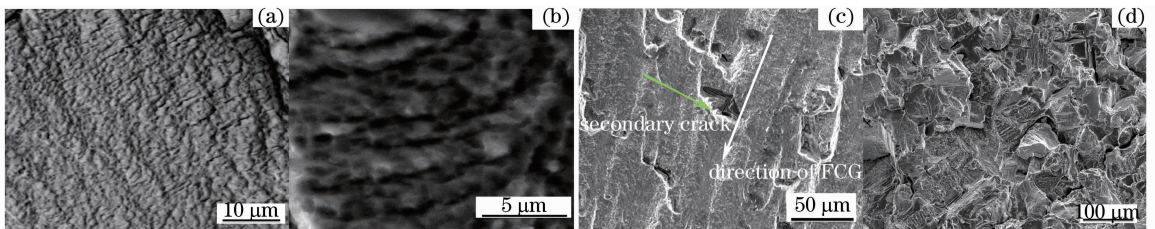


图 5 裂纹扩展区和瞬断区。(a) 未冲击疲劳条带;(b) 冲击后疲劳条带;(c) 扩展区二次裂纹;(d) 瞬断区宏观断口

Fig. 5 Fatigue crack growth area and final area. (a) Fatigue banding without LSP treatment;

(b) fatigue banding with LSP treatment; (c) secondary crack of FCG; (d) macroscopic fracture of final area

3.2 残余应力场和热松弛

利用 X-350A 型测试仪测量功率密度为

3.4 GW/cm² 时不同冲击次数下的残余压应力,如图 6 所示。由图 6 可知,激光诱导产生了较深的残

余压应力,主要存在于近表层,深度大于 1.5 mm。冲击次数对表层残余压应力的产生有很重要的影响,1 次和 3 次冲击后表面残余压应力数值分别达到 625 MPa 和 856 MPa。但是,残余压应力在高温环境下会发生释放,因此,对冲击后样件进行保温处理。

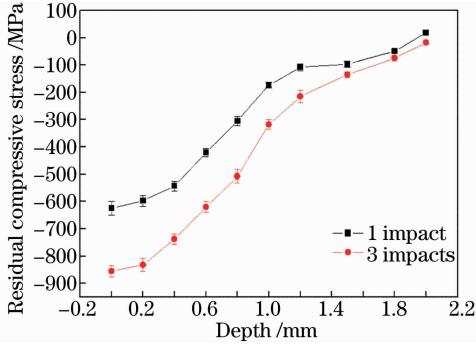


图 6 不同冲击次数下残余压应力随深度变化曲线
Fig. 6 Residual compressive stress profiles with depth under different shock times

由于 K403 镍基合金涡轮叶片实际服役温度小于 500 °C,疲劳试验温度为 510 °C。对样品进行 550 °C 保温,如图 7 所示,随着保温时间增长,单次激光冲击强化后诱导产生的残余压应力逐渐释放,150 min 后残余压应力从 631 MPa 减小到 327 MPa,释放了 48.2%。在最初的 40 min 残余压应力释放很快,达到了 35.3%,随后继续下降,但速率减小,直至趋于稳定。

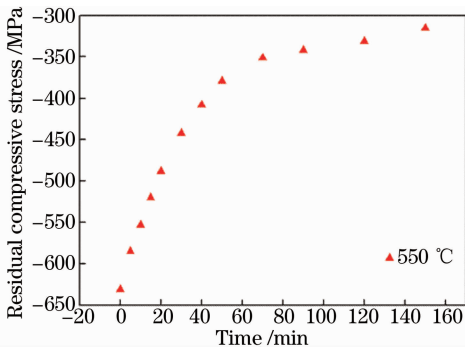


图 7 K403 合金表面残余压应力释放曲线
Fig. 7 Relaxation of surface residual compressive stress in K403 alloy

3.3 微观组织观察

对冲击前后材料表面进行扫描电镜观察,结果如图 8 所示。未强化的 γ 和 γ' 相呈方形,且分布均匀,如图 8(a)所示,激光冲击强化处理后,试样表层显微组织的 γ 和 γ' 相沿垂直冲击方向发生了变形拉长,如图 8(b)所示。为进一步分析,对冲击前后试件采用 X 射线衍射(XRD)观察,与未冲击试样相

比,强化后材料的衍射峰发生宽化,同时谱峰向低角移动,如图 8 所示。由 Bragg 方程可知原子间距发生了改变,说明激光冲击强化使材料表面发生塑性变形,残留较大的压应力,同时产生大量的位错,诱导表层晶粒细化。已有的研究表明,在高温环境下,激光冲击诱导的表面晶粒细化和高密度位错具有很好的热稳定性^[14]。

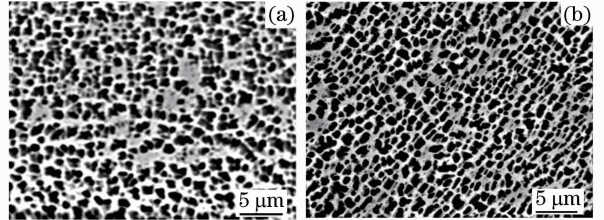


图 8 表层 SEM 图。(a) 冲击前;(b) 冲击后
Fig. 8 SEM images of surface. (a) Before LSP; (b) after LSP

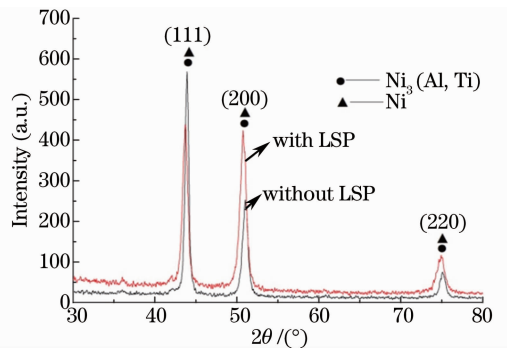


图 9 激光冲击前后 K403 的 XRD 衍射图
Fig. 9 XRD patterns of K403 without and with LSP

试验结果表明,在高温环境下残余压应力发生松弛,但并未降低激光冲击的强化效果。可见激光冲击诱导的微观组织细化对疲劳强度的提高有重要影响。通过断口分析可知,K403 镍基合金涡轮叶片断口表面呈现出清晰的解理河流花样以及垂直于解理河流花样的高低周疲劳条带。激光冲击强化未改变 K403 镍基合金高温高低周复合疲劳裂纹萌生和扩展机制。在疲劳过程中,由于激光冲击强化诱导表层晶粒细化以及高密度位错,有效延迟裂纹萌生^[17-18];同时热松弛后的压应力会抵消部分拉应力,有效减小裂纹强度因子,增大裂纹扩展阈值,提高裂纹扩展临界应力,降低裂纹扩展速率,表现在断口上就是裂纹扩展区相对强化前更加平坦,疲劳条带间距减小。由于冲击后表层结构变化以及受力复杂,疲劳扩展区和瞬断区相对冲击前有更多二次裂纹产生,改变了裂纹扩展方向,有效地阻碍裂纹扩展,降低扩展速率,延长材料寿命。因此,热松弛后

的残余压应力和表面晶粒细化是镍基合金高温疲劳性能提高的主要原因。

4 结 论

研究了激光冲击强化对 K403 镍基合金高温疲劳性能的影响,通过疲劳断口、残余压应力、微观组织三方面分析了激光冲击强化对镍基合金高温疲劳性能的影响,结论如下:

1) 激光冲击强化后表层晶粒发生细化,且形成了大数值残余压应力,影响深度超过 1.5 mm,残余应力幅值和影响层深度随冲击次数增加而变大。高温作用下,残余压应力发生松弛,但保持了一定数值,使材料疲劳性能仍有提高;

2) 相对于冲击前样件,由于表面晶粒发生细化以及热松弛后残余应力的存在,裂纹扩展应力减小,导致平坦区变大,裂纹疲劳条带间距减小,同时在扩展区和瞬断区有大量二次裂纹产生,有效地降低裂纹扩展速率,延缓裂纹扩展,延长材料的高温疲劳寿命;

3) 高温高低周疲劳试验结果表明,激光冲击后疲劳寿命延长 140%,热松弛后的残余压应力和表面晶粒细化是高温疲劳性能提高的主要原因。

参 考 文 献

- 1 B A Cowles. High cycle fatigue in aircraft gas turbines-an industry perspective[J]. International Journal of Fracture, 1989, 80(2-3): 147-163.
- 2 R Fabbro, P Peyre, L Berthe, *et al.*. Physics and applications of laser-shock processing[J]. Journal of Laser Applications, 1998, 10(6): 265-79.
- 3 Li Wei, Li Yinghong, 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
用[J]. 激光与光电子学进展, 2008, 45(12): 15-19.
- 4 Li Yuqin, He Weifeng, Li Yinghong, *et al.*. Effects on technology of aluminizing after laser shock processing in 1Cr11Ni2W2MoV steel[J]. Chinese J Lasers, 2011, 38(7): 0703005.
李玉琴, 何卫锋, 李应红, 等. 1Cr11Ni2W2MoV 钢激光冲击强
化后渗铝工艺研究[J]. 中国激光, 2011, 38(7): 0703005.
- 5 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.
- 6 R Fabbro, J Fournier, P Ballard, *et al.*. Physical study of laser-produced plasma in confined geometry[J]. Journal of Applied Physics, 1990, 68(2): 775-784.
- 7 J Z Zhou, S Huang, J Sheng, *et al.*. Effect of repeated impacts on mechanical properties and fatigue fracture morphologies of 6061-T6 aluminum subject to laser peening[J]. Mater Sci Eng A, 2012, 539(1): 360-368.
- 8 M Dorman, M B Toparli, N Smyth, *et al.*. Effect of laser shock peening on residual stress and fatigue life of clad 2024 aluminium sheet containing scribe defects[J]. Mater Sci Eng A, 2012, 548(4): 142-151.
- 9 O Hatamleh, A DeWald. An investigation of the peening effects on the residual stresses in friction stir welded 2195 and 7075 aluminum alloy joints [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2009, 209(10): 4822-4829.
- 10 H Luong, M R Hill. The effects of laser peening on high-cycle fatigue in 7085-T7651 aluminum alloy[J]. Mater Sci Eng A, 2008, 477(1): 208-216.
- 11 L Zhou, Y Li, W He, *et al.*. Deforming TC6 titanium alloys at ultrahigh strain rates during multiple laser shock peening[J]. Mater Sci Eng A, 2013, 578(4): 181-186.
- 12 X Nie, W He, L Zhou, *et al.*. Experiment investigation of laser shock peening on TC6 titanium alloy to improve high cycle fatigue performance[J]. Mater Sci Eng A, 2014, 594(11): 161-167.
- 13 Cao Ziwen, Zou Shikun, Liu Fangjun, *et al.*. Laser shock processing on 1Cr11Ni2W2MoV martensite steel[J]. Chinese J Laser, 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.
- 14 Y Li, L Zhou, W He, *et al.*. The strengthening mechanism of a nickel-based alloy after laser shock processing at high temperatures[J]. Sci Tech Adv Mater, 2013, 14(5): 055010.
- 15 "China Aeronautical Materials Handbook" Editorial Board. China Aeronautical Materials Handbook[M]. Beijing: China Standards Press of China, 2001.
《中国航空材料手册》编委会. 中国航空材料手册[M]. 北京: 中
国标准出版社, 2001.
- 16 J M Yang, Y C Her, N Han, *et al.*. Laser shock peening on fatigue behavior of 2024-T3 Al alloy with fastener holes and stopholes[J]. Mater Sci Eng A, 2001, 298(1): 296-299.
- 17 Li Wei, He Weifeng, Li Yinghong, *et al.*. Effect 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.
- 18 N Tao, W Tong, Z Wang, *et al.*. Mechanical and wear properties of nanostructured surface layer in iron induced by surface mechanical attrition treatment[J]. J Mater Sci Tech, 2003, 19(6): 563-568.

栏目编辑:张浩佳