

文章编号: 0258-7025(2010)08-2111-05

# 激光冲击处理提高 00Cr12 合金的疲劳性能

任旭东 张 田 张永康 姜大伟 陈康敏

(江苏大学机械学院江苏省光子制造科学与技术省重点实验室, 江苏 镇江 212013)

**摘要** 对 00Cr12 合金耐热钢选用合适的参数进行激光冲击强化(LSP),并对其疲劳极限进行了快速测定。探讨和分析了激光冲击前后 00Cr12 合金表层残余应力与微观组织的变化对其疲劳寿命的影响。试验结果表明,激光冲击诱使材料表面产生了弹塑性形变,从而在表层产生了残余压应力与高密度位错,有效地提高了疲劳寿命。00Cr12 合金试样经激光冲击强化后,寿命是未处理的 1.6 倍。所选用的 Locati 阶梯式疲劳试验方法与传统的升降法所得到的结果相比,相对误差较小,可快速地为机械的疲劳设计提供可靠的数据。

**关键词** 激光技术;激光冲击处理;00Cr12 合金;疲劳强度

中图分类号 TN249;TG144

文献标识码 A

doi: 10.3788/CJL20103708.2111

## Improving Fatigue Properties of 00Cr12 Alloy by Laser Shock Processing

Ren Xudong Zhang Tian Zhang Yongkang Jiang Dawei Chen Kangmin

(*Jiangsu Provincial Key Laboratory for Science and Technology of Photon Manufacturing,  
Mechanical College, Jiangsu University, Zhenjiang, Jiangsu 212013, China*)

**Abstract** The 00Cr12 alloy heat-resistant steel was strengthened by laser shock processing (LSP) with appropriate parameters, and its fatigue limitation was measured rapidly. The effects of residual stress and microstructure change of the surface layer of 00Cr12 alloy on its fatigue life were discussed and analyzed before and after LSP. The results showed that elastic-plastic deformation was induced by laser impulse on the material surface, which resulted in residual compressive stress and dislocations of high density in the material surface, so the fatigue life of 00Cr12 alloy was effectively improved by LSP. After LSP, the fatigue life of 00Cr12 alloy was 1.6 times as much as the sample without LSP. Compared with the traditional rising and falling methods, the relative error of the results obtained by Locati multistep method was small. This method could provide reliable data for fatigue design of machines.

**Key words** laser technique; laser shock processing; 00Cr12 alloy; fatigue strength

## 1 引 言

00Cr12 钢比 0Cr13 含碳量低,属于高温炉管合金耐热钢,焊接部位弯曲性能、加工性能、耐高温氧化性能好,在高温下具有良好的组织稳定性和热强性,通常在高温回火状态下使用<sup>[1]</sup>。目前国内对这种材料疲劳性能的研究未见报道,特别是激光冲击对其疲劳寿命的影响,还没有进行深入细致的实验和理论研究。激光冲击强化(LSP)技术是以提高金属材料表面硬度、耐磨性、抗蚀性和抗高温氧化性为目的的技术,由于高能量激光与材料相互作用时间

非常短(纳秒级),并伴随有辐射、固化、分子取相及可能的结晶等物理变化,可以为材料表面强化提供一种新的技术手段<sup>[2,3]</sup>。疲劳极限是表征材料与结构疲劳性能的重要参量之一,一般的疲劳试验与测定方法,往往需要几十个试样,要花费几百小时;而只用一个试件的疲劳试验结果,以确定其疲劳极限的快速测定法,无疑是一种十分经济的方法。特别是在进行材料选择、工艺对比或结构改进时,采用快速法更具有实际意义。

本文通过 00Cr12 合金激光冲击处理前后的常

收稿日期:2009-12-02;收到修改稿日期:2010-01-17

基金项目:国家自然科学基金(50905080)、国家自然科学基金重点基金(50735001)和江苏大学高级人才启动基金(10jd066)资助课题。

作者简介:任旭东(1977—),男,博士研究生,主要从事材料激光加工与表面处理方面的研究。E-mail:renxd@ujs.edu.cn

导师简介:张永康(1963—),男,教授,博士生导师,主要从事激光检测与加工方面的研究。E-mail:ykzhang@ujs.edu.cn

温高频疲劳试验,对 00Cr12 合金疲劳极限进行了快速测定,分析和对比了激光冲击前后材料表层残余应力及微观组织的变化对其疲劳寿命的影响,希望通过激光冲击处理能够有效提高 00Cr12 合金的疲劳性能,为 00Cr12 合金激光冲击处理工艺的优化选择提供依据。

表 1 00Cr12 合金化学成分(质量分数,%)

Table 1 Chemical compositions of 00Cr12 alloy (mass fraction, %)

C	Si	Mn	S	P	Cr	Ni (allowed to contain)
≤0.030	≤1.00	≤1.00	≤0.030	≤0.035	11.00~13.00	≤0.60



图 1 激光冲击下的 00Cr12 合金高频疲劳试样

Fig. 1 High-frequency fatigue specimen of 00Cr12 alloy with laser shock

对试样进行激光强化试验,试验在江苏大学强激光实验室的高功率强激光钕玻璃激光器上进行,激光波长为 $1.054\ \mu\text{m}$ ,调 Q,输出脉冲宽度(半峰全宽,FWHM)为 20 ns。根据功率密度和脉宽的计算方法<sup>[6]</sup>,选定激光冲击功率密度为 $1.54\ \text{GW}/\text{cm}^2$ ,能量为 18 J,选用水作约束层,用美国 3M 公司的铝箔作为保护涂层,铝箔厚度为 0.1 mm。冲击强化方式为无重复单面处理,采用圆形光斑,光斑直径为 6 mm,半圆搭接保证了冲击效果的均匀性。冲击后试样如图 1 所示。

为了测定耐热钢棒材力学性能与实验参数,激光冲击试验后,利用电子万能试验机进行了耐热钢棒材拉伸试验,试验在长春试验机研究所有限公司生产的 GPS200 高频疲劳试验机上进行,常温下其力学性能的实验数据如表 2 所示。

表 2 00Cr12 合金力学性能

Table 2 Mechanical properties of 00Cr12 alloy

$E/\text{MPa}$	$\sigma_b/\text{MPa}$	$\sigma_{0.2}/\text{MPa}$	$\psi/\%$	$\delta_{10}/\%$
0.226	895	275	19	8

试验后用河北爱斯特应力技术有限公司的 X-350A 型 X 射线应力分析仪对 00Cr12 试样进行残余应力测定,为了提高测量精度采用侧倾固定  $\psi$  法测量残余应力。然后分两组进行疲劳试验,一组为未进行激光冲击,另一组为无重复单面冲击,循环载荷波形为正弦波,频率 82 Hz,应力比  $R=0.5$ ,疲劳寿命取 3 个平行试验的平均值。采用 Locati 阶梯式加载法对试样进行试验来估算材料的疲劳极限<sup>[7]</sup>。Locati 法是建立在 Palmgren-Miner 假说的基础上

## 2 材料与试验

选用的试验试样材料为 00Cr12 合金耐热钢,其化学成分如表 1 所示,试样按 GB/T6398~2000《金属材料疲劳裂纹扩展速率试验方法》<sup>[4]</sup>并参照 2008 年版美国标准 ASTM E-647<sup>[5]</sup>制成标准拉伸疲劳试样,如图 1 所示。

的,即在载荷程序变化的情况下材料中疲劳损伤的累积是线性的<sup>[8]</sup>。根据这一假设,材料的损伤程度正比于该应力等级下的加载循环次数  $n_i$  和寿命  $N_i$  的比值,即

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1, \quad (1)$$

式中  $k$  为进行试验的应力等级数。

## 3 疲劳极限的计算

试样在载荷阶梯式增加情况下进行疲劳试验,其示意图如图 2 所示。初始应力值尽可能选得大些(它可以大于或小于疲劳极限),这样可以避免试样受次载荷的锻炼而使结果偏高。利用疲劳极限和拉伸强度的相关关系,由经验公式确定初始应力水平

$$\sigma_0 = C \frac{0.4\sigma_B}{\alpha_\sigma}, \quad (2)$$

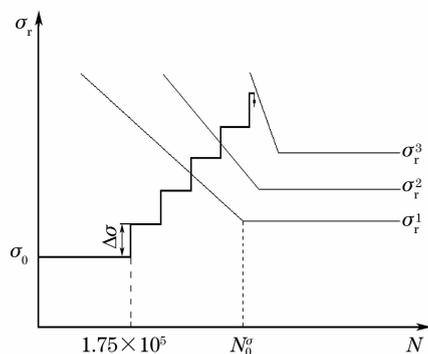


图 2 Locati 法测定疲劳极限示意图

Fig. 2 Schematic diagram of fatigue limit measured by Locati method

式中  $\sigma_B$  为材料的拉伸强度;  $\alpha_\sigma$  为试样危险断面上的理论应力集中系数;  $C$  为考虑变形形式的系数(弯曲时等于 1, 拉-压时为 0.7)。取  $C$  为 0.7,  $\alpha_\sigma$  为 1, 可得  $\sigma_0 = 103 \text{ MPa}$ ; 取应力增长速率  $\alpha$  为  $1.96 \times 10^{-4}$ ,  $\Delta N$  为  $1.75 \times 10^5$ , 则转到下一级的应力增量  $\Delta\sigma = \alpha \times \Delta N = 1.96 \times 10^{-4} \times 1.75 \times 10^5 = 34.3 \text{ MPa}$ ; 按照选定的初始应力和应力增量, 由低应力水平向高应力水平逐渐加载运行, 直至发生疲劳断裂, 记下破坏前的应力级数。

根据试样疲劳性能的经验估计, 假定 3 条疲劳性能曲线, 1 条对应于被测试样实际疲劳极限的最

高位置, 另 1 条对应于被测试样实际疲劳极限的最低可能位置, 第 3 条取上述疲劳曲线的平均值, 图 2 中疲劳极限依次为 143, 130 和 117 MPa。假定疲劳曲线拐点的横坐标可计算为  $N_0^2 = [2 + (\alpha_\sigma/2)] \times 10^6$ ; 假定疲劳曲线左支倾角的正切  $K_\sigma = (\sigma_{i0}^5 - \sigma_r^2) / (\lg N_0^2 - \lg 10^5)$ , 将各级加载应力值分别代入 3 条假定的曲线方程, 然后分别求出 3 条曲线方程的  $\sum \frac{n}{N}$  值, 如表 3 所示。假定疲劳曲线的拐点横坐标及左支倾角取为相等, 即  $N_0^2 = N_0^1 = N_0^3, K_\sigma^2 = K_\sigma^1 = K_\sigma^3$ 。

表 3 假定疲劳曲线的损伤总和的计算

Table 3 Calculation of the damage sum of assumed fatigue curve

Stress $\sigma$ /MPa	Cycles $n / 10^5$	$\sigma_r^1 = 117 \text{ MPa}$		$\sigma_r^2 = 130 \text{ MPa}$		$\sigma_r^3 = 143 \text{ MPa}$	
		$N$	$n_1 / N$	$N$	$n_2 / N$	$N$	$n_3 / N$
103	1.75	8361205	0.0209	15846376	0.0110	30032468	0.0058
137.3	1.75	1547643	0.1131	2933134	0.0597	5558953	0.0315
171.6	1.75	286465	0.6109	542917	0.3223	1028952	0.1701
205.9	1.25	53024	2.3574	100493	1.2439	190457	0.6563
Total damage $\sum_i n_i / N_i$		—	3.1023	—	1.6369	—	0.8637

由 3 条假定的疲劳曲线的  $\sum \frac{n_i}{N_i}$  值及对应的疲劳极限, 用 Matlab 软件拟合  $\sum \frac{n_i}{N_i} - \sigma$  曲线图, 然后在  $\sum \frac{n_i}{N_i} = 1$  处做一水平线, 该线与曲线交点的横坐标值, 即得到待测试样的实际疲劳极限为  $\sigma_r = 139.6 \text{ MPa}$ , 如图 3 所示。

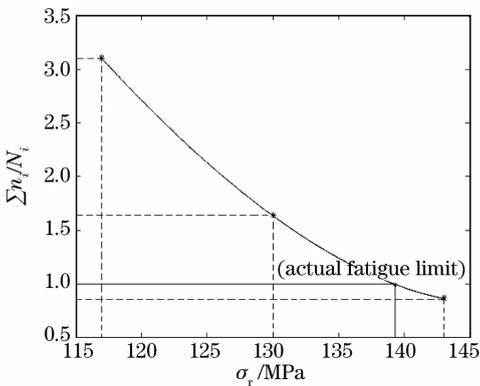


图 3 Locati 法得出的  $\sum \frac{n_i}{N_i} - \sigma$  曲线

Fig. 3  $\sum \frac{n_i}{N_i} - \sigma$  curve obtained from Locati method

## 4 结果处理和分析

### 4.1 残余应力

经激光冲击强化后试样表面冲击区域深度方向

的残余应力分布如图 4 所示。测定结果表明, 激光冲击强化后, 其表面残余应力由拉应力变为压应力状态。经激光冲击处理, 材料 00Cr12 的表面残余应力由 135.7 MPa 的拉应力发生质变, 形成 -230.6 MPa 的压应力, 提高幅度高达 3 倍, 改变了试样表面的应力场分布。大量的研究表明<sup>[9,10]</sup>, 激光冲击强化诱导的冲击波能够使材料表层产生剧烈的塑性变形, 从而在表层残留很大的压应力, 在疲劳载荷中残余应力起着平均应力的等效作用, 残余压应力相当于负的平均应力, 它可以平衡材料使用过程中的拉应力, 从而延缓疲劳裂纹的产生和扩展, 提高工件的抗疲劳强度, 残余压应力越高, 抗疲劳性能强; 反之则差。可见残余压应力对提高部件的疲劳

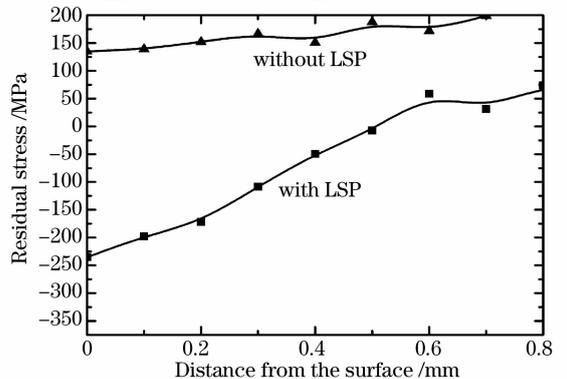


图 4 00Cr12 合金表层应力分布示意图

Fig. 4 Surface stress distribution in 00Cr12 alloy

极限及疲劳寿命具有重要价值。

#### 4.2 微观组织

为研究激光冲击对 00Cr12 合金微观组织的影响,在疲劳试验前分别从激光冲击强化前后的材料中切割一部分(如图 5 箭头所指部分),制备出金相试样。图 5 为 00Cr12 合金断口组织的扫描电镜(SEM)图。由图可以明显地看出,图 5(b)激光冲击强化后断口试件的金相组织,与图 5(a)未经激光冲击的组织相比,晶粒更加细小、均匀,产生了密度较大的位错,而且位错与位错间相互缠绕、交割,交互作用明显。其原因是强激光诱导的高压应力冲击波压力大于材料的动态屈服强度,冲击时金属表层经

受了剧烈的塑性变形,从而晶粒破碎,形成更小的晶粒。高密度位错是由于材料表层承受冲击时经受了激烈的塑性变形过程,使位错滑移并大量增殖,使表层内部的位错密度急剧增加的结果<sup>[11]</sup>。晶粒细化则晶界变多,晶界越多,则位错运动阻力越大,能有效阻止裂纹产生,减缓裂纹扩展,提高试件低的循环疲劳性能。

对冲击强化前后的试件按照上述方法进行高频疲劳试验,分别计算冲击强化前后两组试件在 95%置信度和 99%可靠度的条件下的安全疲劳寿命,疲劳寿命的结果如表 4 所示。

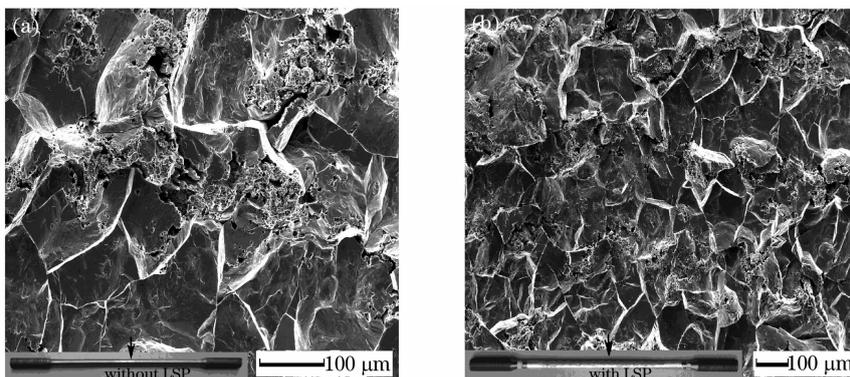


图 5 激光冲击前(a)后(b)00Cr12 合金断口组织的 SEM 形貌

Fig. 5 Scanning electronic microscope (SEM) fractographs of 00Cr12 alloy before (a) and after (b) LSP

表 4 激光冲击强化前后试件的疲劳寿命

Table 4 Fatigue life of 00Cr12 before and after LSP

Sample state	No.	Average stress level /MPa	Fatigue life / times	Mean life time / times	Amplitude of life promoting / %	Logarithmic fatigue life (lg N)	Safe lives under 95% confidences and 99% reliabilities	Amplitude of safe life promoting / %
Without LSP	101	270	98586	93825	100	4.994	42983	100
	102	270	97021			4.987		
	103	270	85868			4.934		
LSP	111	270	140323	141046	150	5.147	68723	160
	112	270	131598			5.119		
	113	270	151219			5.179		

经过激光冲击强化后,在 270 MPa 的应力水平下进行常温拉伸疲劳实验。由表 4 实验结果可以看出,激光冲击强化后应力疲劳寿命为未处理试件的 1.6 倍。激光冲击试样表面能够有效提高其疲劳寿命,其根本原因在于激光冲击波使材料表面产生了弹塑性形变,同时使材料的位错密度大大增加,从而在表层产生了残余应力。因此激光冲击强化不但可以提高材料的疲劳极限,而且可以大大提高材料的抗疲劳寿命。残余压应力高,抗疲劳性能强;反之则差。因此在激光冲击强化处理工艺中,需要从实际

工作情况的要求出发,设置预定的残余压应力,以保证既满足工件的性能要求,又有效地利用激光能量。

## 5 结 论

激光冲击强化使 00Cr12 合金表层产生了高幅的残余压应力(冲击区表层中心高达 -230.6 MPa),同时使材料内部晶粒细化,形成高密度位错,使得其疲劳寿命大大提高。通过常温高频疲劳试验的结果可知,激光冲击强化可以显著提高材料或构件的疲劳寿命,00Cr12 合金试样经激光

冲击强化后,其寿命是未处理的1.6倍。常温高频疲劳试验所采用的 Locati 阶梯式加载法不仅能有效地节省时间、降低材料和人力消耗,还可以得到相当满意的疲劳极限估算精度,尤其适用于工艺方案的对比性试验。特别是对实物零件疲劳强度的快速评定很有意义。

### 参 考 文 献

- Mao Hui. Study on the Microstructures and Properties of HAZ in 00Cr12 Ferrite Stainless Steel [D]. Harbin: Harbin Welding Institute, 2009. 1~3  
毛 辉. 00Cr12 型铁素体不锈钢焊接热影响区组织与性能研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨焊接研究所, 2009. 1~3
- Ren Xudong, Zhang Yongkang. Comparison of two kinds of laser shock processing for aerospace aluminum alloys [J]. *Heat Treatment of Metals*, 2004, **29**(11):37~39  
任旭东,张永康. 航空铝合金材料的两种表面冲击加工技术的比较[J]. *金属热处理*, 2004, **29**(11):37~39
- Zhang Yongkang, Zhang Xingquan, Zhou Jianzhong *et al.*. Deformation of aluminum alloy LY12CZ plate by laser shotpeening [J]. *Chinese J. Lasers*, 2006, **33**(10):1417~1421  
张永康,张兴权,周建忠 等. LY12CZ 铝合金激光喷丸变形[J]. *中国激光*, 2006, **33**(10):1417~1421
- Standard test method for fatigue crack growth rates of metallic materials [S]. GB/T6398~2000-4. Standards Press of China, 2001  
金属材料疲劳裂纹扩展速率试验方法[S]. GB/T6398~2000-4. 中国标准出版社, 2001
- ASTM. ASTM E8M-04 standard test method for tension testing of metallic materials [S]. ASTM, 2004
- Zhang Yongkang, Chen Jufang, Xu Renjun. Experimental research of laser shock strengthening AM50 magnesium alloy [J]. *Chinese J. Lasers*, 2008, **35**(7):1068~1072  
张永康,陈菊芳,许仁军. AM50 镁合金激光冲击强化实验研究[J]. *中国激光*, 2008, **35**(7):1068~1072
- Gui Lifeng, Cao Yongtao. Handbook of Materials Testing for Mechanical Engineering (Mechanics Volume) [M]. Shenyang: Liaoning Science and Technology Publishing House, 2001. 396~397  
桂立丰,曹用涛. 机械工程材料测试手册(力学卷)[M]. 沈阳:辽宁科学技术出版社, 2001. 396~397
- Zeng Chunhua, Zou Shijian. Fatigue Analysis Methods and Applications [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1991. 27~28  
曾春华,邹世坤. 疲劳分析方法及应用[M]. 北京:国防工业出版社, 1991. 27~28
- Cao Ziwen, Zou Shikun, Liu Fangjun *et al.*. Laser shock processing on 1Cr11Ni2W2MoV martensite steel [J]. *Chinese J. Lasers*, 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
- Zhou Jianzhong, Huang Shu, Zhao Jianfei *et al.*. Numerical analysis on fatigue properties of aluminum alloy induced by laser shock peening [J]. *Chinese J. Lasers*, 2008, **35**(11):1735~1740  
周建忠,黄 舒,赵建飞 等. 激光喷丸强化铝合金疲劳特性的数字化分析[J]. *中国激光*, 2008, **35**(11):1735~1740
- Guo Naiguo, Luo Xinmin, Hua Yinqun. The effects of laser shock processing on microstructure and properties of metal [J]. *Materials Review*, 2006, **20**(6):1~4  
郭乃国,罗新民,花银群. 激光冲击处理对金属微结构及其性能的影响[J]. *材料导报*, 2006, **20**(6):1~4