

激光冲击强化对 K4030 合金叶片疲劳性能的影响

柴艳¹ 任军² 何卫锋¹ 何光宇¹ 李玉琴¹

¹空军工程大学等离子体动力学重点实验室, 陕西 西安 710038

²北京航空航天大学能源与动力工程学院, 北京 100083

摘要 为研究激光冲击强化对 K4030 合金叶片疲劳性能的影响,对 K4030 合金片进行了激光冲击强化,并对强化后的试样进行了表面粗糙度、残余应力、微观组织和显微硬度测试,对叶片进行了复合疲劳试验。测试结果表明,冲击强化前后试样的表面粗糙度没有明显变化;试样在距离材料表面 1 mm 的深度内产生大于 450 MPa 的残余压应力;试样冲击强化区内晶界处的晶粒得到了细化;试样在距离表面 0.8 mm 深度内的显微硬度得到了提高,且表面的显微硬度提高了 16%。疲劳试验结果表明,激光冲击强化可显著提高 K4030 合金叶片的复合疲劳安全寿命。

关键词 激光技术;激光冲击强化;K4030 合金;微观组织;显微硬度;残余应力;表面粗糙度;疲劳寿命

中图分类号 TG665; TN249 文献标识码 A doi: 10.3788/LOP51.011405

Effect of Laser Shock Processing on the Fatigue Property of K4030 Alloy Blade

Chai Yan¹ Ren Jun² He Weifeng¹ He Guangyu¹ Li Yuqin¹

¹Science and Technology on Plasma Dynamics Laboratory, Air Force Engineering University, Xi'an, Shaanxi 710038, China

²School of Energy and Power Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China

Abstract To discover how laser shock processing (LSP) affects the fatigue property of the blade made of K4030 alloy, the samples cut from blades and blades made of K4030 are laser shock processed, then the microstructure, micro-hardness, residual compressive stress and surface roughness of the samples are tested, and the fatigue life of the blades as well. The test results show that no obvious change of the surface roughness is found; a residual compressive stress more than 450MPa is developed in a depth of 1mm from the surface; some grains are observed refined in the grain boundary of shock region; the micro-hardness improves in a depth of 0.8mm from the surface, and the surface micro-hardness improves 16%. Fatigue test result shows the life of blade made of K4030 alloy is improved visibly after it is laser shock processed. So it is feasible to improve the fatigue life of K4030 blade using laser shock processing.

Key words laser technique; laser shock processing; K4030 alloy; microstructure; micro-hardness; residual stress; surface roughness; fatigue life

OCIS codes 140.3390; 350.3390; 310.4925

1 引言

铸造镍基高温合金 K4030 合金具有较好的抗氧化性能、优异的持久性能和良好的疲劳性能,在航空工业中主要用于制造航空发动机导向叶片^[1]。航空发动机由于自身特点,叶片在高温燃气环境中工作,既受到低频的拉应力作用,又在发动机和气流的激振下作高频的振动,当叶片承受的交变应力的幅值达到临界值时,叶片产生疲劳断裂。李伟等^[2]研究了激光冲击强化(LSP)对 K417 材料振动疲劳性能的影响,何卫锋等^[3]研究了激光冲击工艺对 GH742 镍基高温合金疲劳性能的影响。本文采用激光冲击强化技术对 K4030 合金叶片进行处理,研究激光冲击强化对 K4030 合金微观组织和 K4030 合金叶片复合疲劳性能的影响,为提高该

收稿日期: 2013-09-09; 收稿修改日期: 2013-09-25; 网络出版日期: 2013-12-20

基金项目: 第 52 批中国博士后科学基金。

作者简介: 柴艳(1980—),女,博士,主要从事等离子体表面工程方面的研究。E-mail: chaiyan1026@163.com

叶片的疲劳性能和疲劳寿命提供理论基础和试验依据。

2 试验材料和方法

2.1 试验材料

为了研究激光冲击强化对 K4030 合金复合疲劳性能的影响,选用合格的 K4030 合金叶片进行试验研究。K4030 合金的化学成分如表 1 所示。

表 1 K4030 合金的化学成分(质量分数,%)
Table 1 Chemical compositions of K4030 alloy (mass fraction, %)

C	Cr	Co	W	Mo	Al	Ti	Fe	B	Si	Mn
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	≤2.0	0.012~0.022	≤0.5	≤0.5
Zr	P	S	Pb	Sn	Sb	As	Bi	Ce	Ni	
0.03~0.08	≤0.02	≤0.01	≤0.001	≤0.002	≤0.001	≤0.005	≤0.0001	≤0.01	remainder	

2.2 激光冲击强化过程

激光冲击强化是一种新型表面强化技术^[4-5],其原理如图 1 所示,当高功率密度(GW/cm^2 量级)、短脉冲(几十纳秒)的激光透过透明约束层作用于金属材料表面所涂覆的能量吸收涂层时,吸收涂层吸收激光能量气化形成等离子体,等离子体继续吸收激光能量急剧升温膨胀然后爆炸,形成高强度冲击波作用于金属表面,在金属材料表层引入残余压应力,从而抑制疲劳裂纹的萌生和发展,提高金属的抗疲劳、耐磨损以及防应力腐蚀等性能^[6-9]。

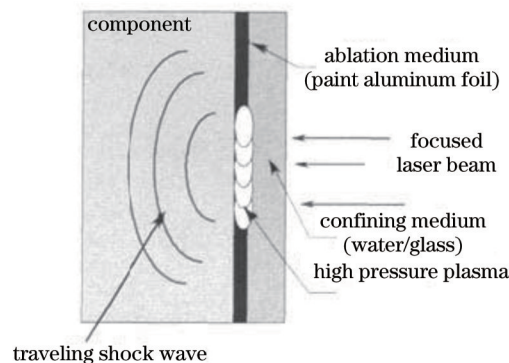


图 1 激光冲击强化原理

Fig.1 Schematic of laser shock processing

激光冲击强化过程在空军工程大学研制的 YLSS-40 激光冲击强化成套设备上完成,对 K4030 合金叶片的榫头背面进行激光冲击强化,强化工艺参数为:吸收保护层采用铝箔或黑漆,采用水作为约束层,激光波长 1064 nm,激光脉宽 20 ns,光斑直径 4 mm,重复频率 1 Hz,冲击次数 2 次,激光功率密度 $2.38 \text{ GW}/\text{cm}^2$,光斑搭接覆盖率 60% (如图 2 所示)。将强化处理后的 3 个样片进行切割、镶嵌制成试样进行表面粗糙度、残余应力和硬度的测试。将强化处理后的叶片进行切割、镶嵌、打磨、抛光和腐蚀处理,制成试样进行表面粗糙度、残余应力和硬度和微观组织的测试。

2.3 复合疲劳试验

分别对激光冲击强化前后的 K4030 合金叶片进行高、低周复合疲劳试验。模拟涡轮叶片考核部位的真实工作环境及应力状态,包括高温环境、低周载荷和高周载荷。载荷谱如图 3 所示,在低周循环载荷的基础上,叠加高周振动载荷。图中 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,有 $N_L=f_L \times t$, $N_H=f_H \times t$ 。根据发动机典型工作剖面,计算出低周载荷峰值为 43.6 kN,温度为 510 °C,由于高周载荷对于叶片不是一个固定值,因此选择在 1.5 mm 振幅下开展复合疲劳试验,对应的振动应力为 244.904 MPa。

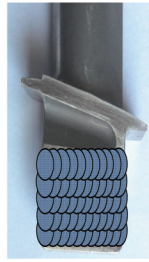


图2 叶片激光冲击强化搭接方式

Fig.2 Schematic illustration of LSP on blade

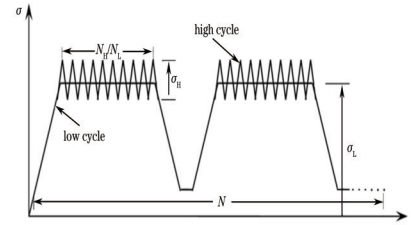


图3 复合疲劳试验载荷谱

Fig.3 Load chart of the multiple fatigue test

3 试验结果和分析

3.1 激光冲击强化对 K4030 合金表面粗糙度的影响

试样在激光冲击强化后,会在冲击区域产生和光斑形状一致的微凹坑。为了检验这些凹坑是否会显著影响试件的表面粗糙度,从而影响试件的抗疲劳性能,使用MC012-2301A型表面形状测量仪对试样激光冲击强化前后的表面粗糙度进行了测量,测量结果如表2所示。

测试结果表明,激光冲击强化后,K4030合金试样的表面粗糙度有所增大,但增大的量较小。材料的疲劳裂纹往往从材料表面开始萌生,材料表面粗糙度越小,应力集中程度越小,疲劳强度也越高。由于激光冲击强化前后K4030合金的表面粗糙度没有明显增大,因此激光冲击强化不会明显降低K4030合金的疲劳性能。

表2 激光冲击强化前后K4030合金试样的表面粗糙度 R_a

Table 2 Surface roughness R_a of K4030 alloy samples before and after LSP

Sample No.	R_a / μm			
	Without LSP	LSP(one times)	LSP(two times)	LSP(three times)
1	0.31	0.33	0.34	0.36
2	0.28	0.29	0.30	0.31
3	0.33	0.35	0.36	0.37

3.2 激光冲击强化对 K4030 合金残余应力的影响

对K4030合金试样进行激光冲击强化后,使用X-350A型X射线应力仪测量分析了试样残余应力随深度的变化,测试结果如图4所示。

由图4的测试结果可知,经激光冲击强化后,K4030材料表面产生了大于500 MPa的残余压应力,且随着激光脉冲能量和冲击次数增加,材料的表面残余压应力值增大。

激光冲击强化显著提高金属材料 and 构件疲劳强度的主要原因之一是在较深的表层内产生残余压应力。残余压应力与外加载荷叠加,降低了结构或材料所承受的应力水平。残余压应力对疲劳极限的影响常用Goodman关系来描述,如图5所示。图中 σ_m 表示平均应力, σ_b 表示对应抗拉强度, σ_p^0 为 $\sigma_m = 0$ 时的疲劳极限。

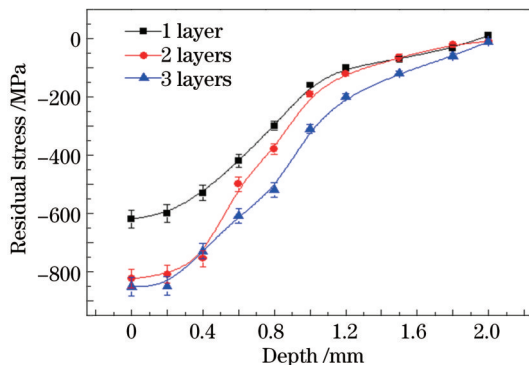


图4 激光冲击强化后试样的残余应力随深度变化曲线

Fig.4 Residual stress of K4030 alloy after LSP

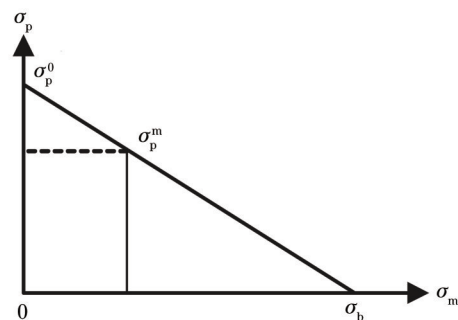


图5 Goodman应力与金属疲劳极限关系图

Fig.5 Goodman stress and fatigue limit diagram

存在平均压力时疲劳极限 σ_p^m 可表示为

$$\sigma_p^m = \sigma_p^0 - \left(\sigma_p^0 / \sigma_b\right) \sigma_m = \sigma_p^0 - m \sigma_m, \quad (1)$$

式中 $m = \sigma_p^0 / \sigma_b$ 表示为图5中 σ_p^0 和 σ_b 连线的斜率,称为平均应力敏感系数。当存在残余应力 σ_r ,并认为它与平均应力等效时,(1)式可改写为

$$\sigma_p^{r+m} = \sigma_p^0 - m(\sigma_m + \sigma_r). \quad (2)$$

比较(1)式和(2)式可知,由残余应力而引起材料疲劳极限的变化 $\Delta\sigma_p^r$ 为

$$\Delta\sigma_p^r = \sigma_p^{r+m} - \sigma_p^m = -m\sigma_r. \quad (3)$$

由(3)式可见,如果试样表面有残余拉应力就会使材料的疲劳极限下降,而试样表面有残余压应力就会使得材料的疲劳极限提高, m 也可称为残余应力作用系数。因此,知道了材料的残余应力作用系数 m 和试件中的残余压应力值,就可定量地估计残余应力对结构疲劳性能的影响。

3.3 激光冲击强化对 K4030 合金微观组织的影响

高压冲击波在材料内部传播过程中,高压和高应变率作用下材料内部微观组织和结构将会发生变化。首先采用 X 射线衍射仪(XRD)分析激光冲击对 K4030 合金结构的影响,然后对冲击强化后的试样进行微观组织分析。

在型号为 J-7000 的 X 射线衍射仪上对激光冲击强化前后的 K4030 合金试样进行 X 射线衍射分析,得到 K4030 合金的 XRD 图谱,如图 6 所示。

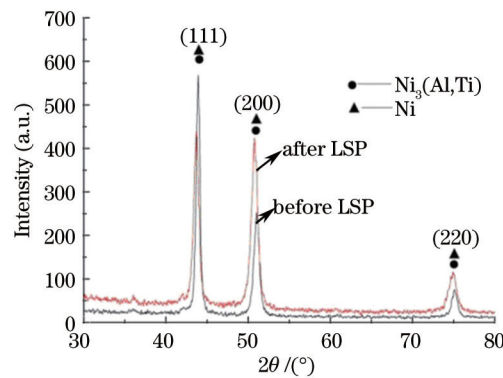


图6 激光冲击强化前后 K4030 合金的 XRD 衍射图谱

Fig.6 XRD of K4030 alloy before and after LSP

从图6可以看出,K4030合金的相主要由 $Ni_3(Al,Ti)$ 和 Ni 基固溶体组成,激光冲击强化后未发生相变,没有形成新相。与冲击前试样相比,冲击后试样的 X 射线衍射峰变宽,并有向低角移动的趋势,这是由于激光冲击强化后,材料晶粒尺寸变小和材料表层产生残余压应力共同作用的结果。

图7是激光冲击强化前后 K4030 合金试样横截面的扫描电镜(SEM)图。从图7可以看出,对晶粒粗大的镍基高温合金 K4030 进行激光冲击强化后,合金试样表面及距离表面约 $15\mu m$ 深度内的晶粒沿垂直冲击方向被压扁、拉长,产生不同程度的塑性变形,还有一些晶粒变成了两个甚至多个晶粒,产生了晶粒细化现象。

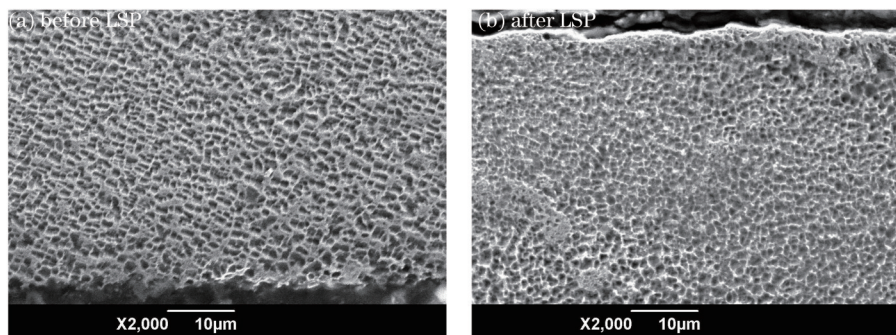


图7 激光冲击强化前后 K4030 合金横截面的 SEM 图

Fig.7 SEM of K4030 alloy before and after LSP

由晶体的屈服理论可知,晶界是位错运动的障碍,晶粒细化则晶界变多,位错运动阻力增大,屈服应力提高。晶界对于屈服强度的影响不只来自晶界本身,还与晶界间连接两个晶粒的过渡区有关,由于在此过渡区的两边有两个排列不同位向的晶粒,一个晶粒内的滑移带不能穿过晶界直接传播到相邻晶粒,故构成位错运动的障碍,这也会减缓裂纹的萌生和发展。所以激光冲击强化对材料微观组织的影响(晶粒细化)具有阻止裂纹产生、减缓裂纹扩展的作用,有利于材料抗疲劳性能的提高。因此,激光冲击强化可以提高K4030合金的抗疲劳性能。

3.4 激光冲击强化对K4030合金显微硬度的影响

对激光冲击强化后的试样进行切割、镶嵌和抛光强化后,测试分析了K4030合金试样显微硬度随深度的变化规律,测试设备为Duramin-10型显微硬度计,载荷为200 g,加载时间为15 s,测试结果如图8所示。

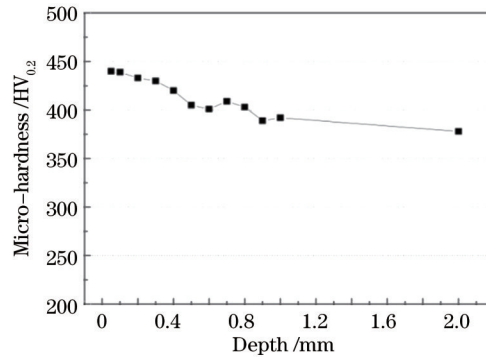


图8 激光冲击强化后K4030合金的显微硬度测试结果

Fig.8 Micro hardness of K4030 alloy after LSP

测试结果表明,激光冲击强化前K4030合金试样的硬度值约为380 HV_{0.2},激光冲击强化后,试样表面的硬度值约为440 HV_{0.2},比激光冲击强化前提高了16%。从图8还可以看出,激光冲击强化对K4030材料硬度的影响深度超过0.8 mm。

一般情况下,材料的疲劳性能与硬度的变化没有直接的关系。材料经激光冲击强化处理后发生塑性变形,残余压应力增加,晶粒会发生细化,这些性能都有助于材料疲劳性能的提高,因此可推论激光冲击强化可提高K4030合金的疲劳性能。

3.5 激光冲击强化对K4030合金叶片复合疲劳寿命的影响

对激光冲击强化前后的叶片分别在1.5 mm振幅(对应振动应力244.904 MPa)下开展复合疲劳试验,得到试验结果如表3所示。

用威布尔分布模型对试验测量得到的疲劳寿命数据进行拟合,计算得到激光冲击强化前后K4030合金叶片在1.5 mm振幅(对应振动应力244.904 MPa)下的中值寿命与安全寿命,如表4所示。

表3 激光冲击强化前后K4030合金叶片的疲劳寿命

Table 3 Fatigue life of K4030 alloy blades

	Low cycle life	High cycle life
LSP	129	645000
	230	1150000
	261	1305000
Without LSP	30	150000
	31	155000
	68	340000

表4 激光冲击强化前后K4030合金叶片的中值寿命、安全寿命与寿命分散性(振幅1.5 mm)

Table 4 Median life, safe life and life dispersity of K4030 alloy blades (amplitude 1.5 mm)

	Median life	Safe life	Life dispersity
LSP	567860	165430	5.3
Without LSP	526640	36568	11.9
Life ratio of LSP to without LSP	1.08	4.52	0.45

对表4进行分析可知,当振幅为1.5 mm(振动应力244.904 MPa)时,激光冲击强化后中值寿命略有提高,是未强化时的1.08倍;相比之下,安全寿命提高幅度更大,是未强化时的4.52倍;寿命分散性减小,最大寿命与最小寿命的比值从11.9减小到了5.3。

4 结 论

通过对激光强化前后K4030合金试样和叶片的试验结果对比分析,可以得出以下结论:

- 1) 激光冲击强化后,K4030合金试样的表面粗糙度没有明显增大,这不会明显降低合金的疲劳性能;
- 2) 激光冲击强化后,K4030合金试样未发生相变,没有形成新相,在试样冲击表面及距离表面约15 μm 深度内产生了晶粒细化现象,这有利于提高合金的疲劳性能;
- 3) 激光冲击强化后,K4030合金的硬度得到了明显的提高,这有利于提高合金的疲劳性能;
- 4) 经激光冲击强化后,K4030合金试样表面产生了大于500 MPa的残余压应力,这有利于提高合金的疲劳性能;
- 5) 激光冲击强化后,当振幅为1.5 mm(振动应力244.904 MPa)时,K4030合金叶片的复合疲劳安全寿命得到了显著提高,寿命分散性减小。

参 考 文 献

- 1 Guo Jianting. Materials Science and Engineering for Superalloys(II) [M]. Beijing: Science Press, 2010, 111-114.
郭建亭.高温合金材料学(下册)[M].北京:科学出版社,2010.111-114.
- 2 Li Wei, He Weifeng, Li Yinghong, *et al.*. Effects 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.
- 3 He Weifeng, Li Yinghong, Zhou Zhangwen, *et al.*. Effects of laser shock processing on fatigue property of GH742 Ni-based superalloy [J]. Transactions of Materials and Heat Treatment, 2009, 30(3): 42-45.
何卫锋,李应红,周章文,等.激光冲击工艺对GH742镍基高温合金疲劳性能的影响[J].材料热处理学报,2009,30(3):42-45
- 4 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.
- 5 Fairand B P, Clauer A H. Laser generation of high-amplitude stress waves in materials [J]. J Appl Phys, 1979, 50(3): 1497-1502.
- 6 Richard D T, David F L. Preventing fatigue failures with laser peening [J]. The AMPTIAC Quarterly, 2003, 7(2): 3-7.
- 7 Universal Technology Corporation. High Cycle Fatigue (HCF) Science and Technology Program 2002 Annual Report [R].2003.
- 8 Michael R H, Adrian T D, Anne G D, *et al.*. Laser peening technology[J]. Advanced Materials & Processes, 2003, 161(8): 65-71.
- 9 Yang J M, Her Y C, Clauer A H. Laser shock peening on fatigue behavior of 2024-T6 Al alloy with fastener holes and stop holes [J]. Mater Sci Eng A, 2001, 298(1-2) 296-299.