

文章编号:1000-8055(2011)07-1551-06

激光冲击强化提高压气机叶片疲劳性能研究

何卫锋, 李应红, 李 伟, 李玉琴, 李启鹏

(空军工程大学 工程学院, 西安 710038)

摘 要: 根据 1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢材料性能, 确定了激光冲击强化参数; 并通过标准试片疲劳试验, 验证了该参数条件下激光冲击强化提高不锈钢材料振动疲劳寿命的有效性. 设计了不锈钢叶片振动疲劳试验, 确定了叶片冲击强化部位和方式, 对强化叶片进行了型面检查、一阶弯曲振动疲劳试验和强化机理研究. 结果表明: 激光冲击强化后的叶片各个截面尺寸在设计范围之内, 强化后叶片的应力-循环次数(S-N)曲线往上移动, 提高了叶片的疲劳强度, 在 660 MPa 应力水平下, 叶片的振动中值疲劳寿命提高 70%; 激光冲击强化引起的残余应力和表层微观组织变化是疲劳强度提高的主要原因.

关 键 词: 激光冲击强化; 压气机叶片; 振动; 疲劳寿命; 残余应力

中图分类号: TG665; V216.3

文献标志码: A

Laser shock peening on vibration fatigue behavior of compressor blade

HE Wei-feng, LI Ying-hong, LI Wei, LI Yu-qin, LI Qi-peng

(The Engineering Institute,

Air Force Engineering University, Xi'an 710038, China)

Abstract: According to the mechanical performance of the 1Cr11Ni2W2MoV stainless steel, the technical parameters of laser shock peening (LSP) were determined. The standard coupons with/without LSP were tested for examining the fatigue performance. It proves that LSP, with the selected parameters, can improve the stainless steel's vibration fatigue life remarkably. From the experiment results of coupons, the vibration fatigue experiment for the compressor blade in one certain aero-engine was designed according to the structure and loads of the blade. The treated zone was designed on the surface where the vibration stress is the most severe. In order to avoid macroscopical deformation, the blades were treated on both sides simultaneously. This confirms that different section parameters after LSP on the blade are within the range of design requests. The vibration fatigue results indicate that the S-N (stress-number of cycles) curve with LSP moves up as compared with that one without LSP. When the max vibratory stress was about 660MPa, the blade fatigue life with LSP was prolonged for 70%. Finally, the reasons were analyzed from the residual compressive stress and micro structure after LSP.

Key words: laser shock peening; compressor blade; vibration; fatigue life; residual stress

激光冲击强化(LSP)采用短脉冲(几十纳秒)的高峰值功率密度($>10^9$ W/cm²)的激光辐照金属表面,使金属表面涂覆的吸收保护层吸收激光

能量并发生爆炸性气化蒸发,产生高压(>1 GPa)的等离子体冲击波,利用冲击波的力效应使表层材料微观组织发生变化,在较深的厚度上残留压

收稿日期:2010-05-13; 修订日期:2010-11-11

作者简介:何卫锋(1977—),男,湖南桃江人,讲师,博士,主要从事激光冲击强化技术研究.

应力,从而显著提高金属材料抗疲劳、耐磨损和防应力腐蚀等性能^[1-2].

美国在上世纪 90 年代的“高周疲劳科学与技术”计划中,为了解决高周疲劳的问题,采取了多项措施,其中激光冲击强化是金属材料/构件表面处理的主要措施.经过多年的研究,激光冲击强化已经在美国飞机/发动机结构疲劳薄弱部位得到了应用,显著提高了构件的高循环疲劳性能^[3-5].国内的研究一直以材料试验为主,对钛合金、镍基高温合金等材料进行了激光冲击强化研究^[6-7],由于设备和工艺的限制,缺乏对实际构件(如:叶片)的研究.

本文主要研究激光冲击强化对某航空发动机压气机叶片(其材料为改性马氏体不锈钢,1Cr11Ni2W2MoV)振动疲劳性能的影响.其主要思路是:根据理论模型确定强化参数,通过材料标准试片的疲劳试验验证强化效果;在仿真和测试分析的基础上确定叶片振动疲劳试验方案和强化部位;对激光冲击强化叶片进行疲劳试验,并和未强化叶片进行对比.最后,分析叶片微观组织变化与叶片疲劳性能提高的机理.

1 叶片材料强化参数确定

该压气机叶片材料为改性马氏体不锈钢(1Cr11Ni2W2MoV),其化学成分按质量百分比计,C 为 0.06~0.11,Mn<0.60,Si<0.60,Cr 为 9.80~11.20,Ni 为 1.4~1.80,W 为 1.5~2.7,Mo 为 0.35~0.5,V 为 0.18~0.3.其热处理工艺为 1000~1020℃油淬,540~560℃空冷;材料的力学性能: $\sigma_b=1080\text{ MPa}$, $\sigma_{0.2}=885\text{ MPa}$.

1.1 冲击强化参数

激光诱导的高压冲击波作用在材料表面,引起材料的高应变率变形,表层微观组织发生变化,残留较大的压应力,从而提高材料的硬度和抗疲劳等力学性能.研究表明^[6],当冲击波压力 p 满足 $p=2\sim 2.5 H_{el}$ (H_{el} 为金属材料的 Hugoniot 弹性极限)条件时,冲击强化效果较好.在一维应变冲击压缩条件下,1Cr11Ni2W2MoV 不锈钢的 Hugoniot 弹性极限可以表示为^[8]

$$H_{el} = (K/2G + 2/3)\sigma_{0.2} \quad (1)$$

式中 K 为体积模量, G 为剪切模量.

对试验所用的不锈钢材料, $K=140.8\text{ GPa}$, $G=65\text{ GPa}$,计算可得,该不锈钢 Hugoniot 弹性极限为 1.74 GPa ,所需的冲击波压力为 $3.5\sim 4.4$

GPa.

根据 Fabbro 提出的激光诱导冲击波压力估算简化模型^[9-10]可知,获得 $3.5\sim 4.4\text{ GPa}$ 冲击波压力需要的激光功率密度门槛值为 4.5 GW/cm^2 .

因此,1Cr11Ni2W2MoV 激光冲击强化参数如下:激光波长 1064 nm 、脉宽 10 ns 、功率密度为 6 GW/cm^2 ,约束层为水,吸收保护层为铝箔,光斑搭接率 $60\%\sim 70\%$.

1.2 不锈钢材料强化效果验证

叶片在工作过程中,高频振动应力是其承受的典型载荷,因此,本文在对叶片进行激光冲击强化前,根据国家相关标准^[11],首先进行标准疲劳试片的弯曲振动疲劳试验,验证激光冲击强化对不锈钢材料的强化效果.

试件分成两种不同状态:抛光和激光冲击强化.试验按成组对比的方法进行^[11],所有的试片在同一试验应力水平下进行一阶弯曲振动疲劳试验,对比研究不同工艺对试片中值疲劳寿命的影响.标准振动疲劳试件的形状和尺寸如图 1 所示.

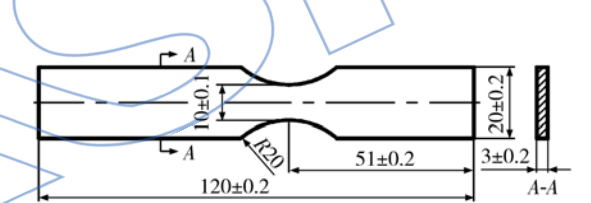


图 1 试片的形状和尺寸

Fig. 1 Shape and dimension of test specimen

试验条件如下:试片采用单边夹持方式,在室温条件下进行.将试片固定于振动台的夹具上,确保每个试片夹持位置相同,在试片的一阶弯曲自振频率下进行弯曲振动,试验系统组成和原理如图 2 所示.

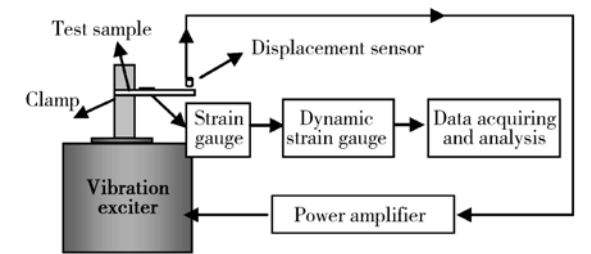


图 2 试片试验系统组成

Fig. 2 Schematic of vibration fatigue experiment system

在试片最小截面处粘贴应变片,如图 3 所示,用于确定试验过程中应力和标定应力和叶尖位移

之间的关系。

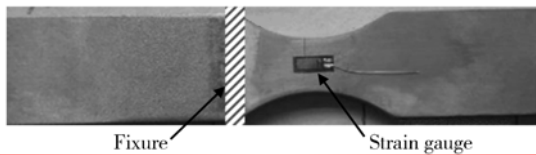


图3 试件夹持位置和应变测量

Fig. 3 Fixture and strain gauge on the sample

在正式试验过程中,当试片的自振频率变化超过2%,则认为已经萌生了裂纹,停止试验,记录试验时间,该时间与振动频率相乘即为试片的疲劳破坏循环次数。

每种状态试件数量15件,试验结果按相关国家标准规定的统计方法进行^[12],95%置信度条件下,不同表面状态1Cr11Ni2W2MoV试片的中值疲劳寿命如表1所示。

表1 不同状态试片的中值疲劳寿命对比

Table 1 Fatigue life of the different states

	试件状态	
	光板	LSP
中值疲劳寿命/ 10^5 循环数	1.86	7.07
对数寿命标准差	0.228	0.327
与光板件的对比	1	3.8

从试验结果的统计分析可知,激光冲击强化试片的中值疲劳寿命是光滑试片的3.8倍,显著提高了试片的疲劳性能,因此,按此试片强化的参数对叶片进行强化并进行疲劳试验考核。

2 叶片应力分析与疲劳试验

在工作过程中,航空发动机叶片容易发生高频振动,统计资料表明,叶片的疲劳断裂绝大部分是由振动引起的^[13]。因此,本文对强化前后的压气机叶片进行振动疲劳试验,研究激光冲击强化对叶片振动疲劳性能的影响。

根据叶片的结构尺寸和材料,首先建立有限元仿真模型,进行叶片的振动模态分析,其1~5阶的共振频率如表2所示。

一阶弯曲振动是叶片的基本振动,是叶片绕最小惯性轴所产生的反复弯曲变形,特点是振动节线靠近叶片根部,尖端振幅最大,且激振频率低,在发动机工作中也较容易出现,因此,本文所设计的振动疲劳试验在叶片的一阶弯曲条件下进行,叶片一阶弯曲振型如图4所示。

表2 叶片不同阶次的自振频率

Table 2 Resonance frequency of different bending modes of the blade

阶次	1	2	3	4	5
频率/Hz	236	1067	1941	2149	5595

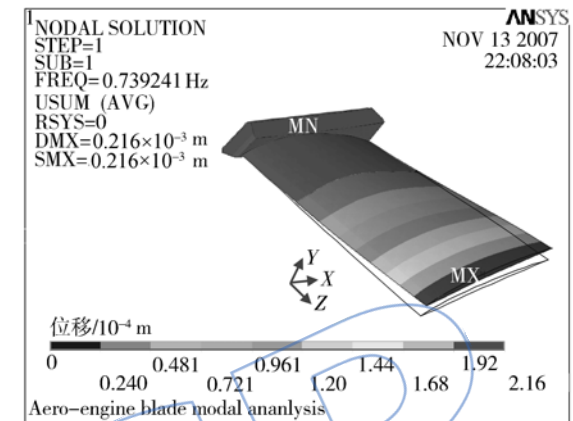


图4 叶片一阶弯曲振型

Fig. 4 First bend mode of the blade

由于疲劳寿命与应力水平密切相关,在试验前需要确定叶片一弯振动条件下,叶片应力水平的最高部位,并以该部位的应力和循环次数为基础,研究激光冲击强化对叶片疲劳寿命的影响。

制作叶片专用夹具,夹持叶片的榫头部位,并固定在振动台上,用宽带随机谱对叶片进行激励(可用扫频确定叶片的一阶自振频率,本文采用宽带随机谱的方法,不但可以准确确定叶片振动的各种模态,而且可以分析不同模态的影响),进行应变测量并分析其频域响应,可以得到叶片的一阶固有频率为240 Hz。随后,按此频率对叶片进行激振,直到出现裂纹,发现裂纹起源于叶背中央,是疲劳危险部位,与仿真计算结果最大应力部位相符。另外,进排气边较薄且可能存在应力集中,也是疲劳薄弱部位,因此在叶片背部和进排气边粘贴应变片,通过测试确定叶片振动时的应力最高位置,应变片位置如图5所示。

正式试验前,在一弯共振频率下对叶片施加较小的激励,实时测量各应变片的应变,并计算各部位的应力,可知6#应变值最大,叶片进气边(8#,9#,10#)应变测量值比排气边(1#,2#,3#,4#)高,1#应变值最小。多次测试表明,叶片一阶弯曲振动时应力最大部位位于叶背距榫头底面37 mm,距进气边25 mm的位置,该部位是疲劳考核部位。因此,在正式试验过程中,将6#应变

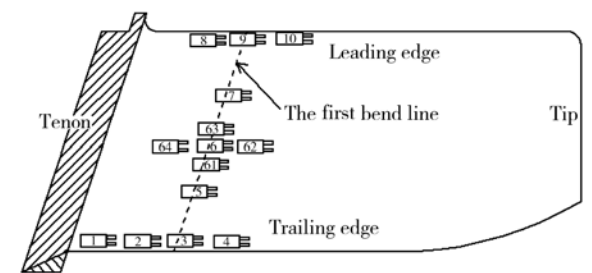


图5 应变片位置示意图

Fig. 5 Strain gage on the blade in the vibration test

片粘贴在该位置,并以此为中心,周围补充四个应变片,以防止由于加工误差引起的应力最大位置的偏移(如图5中的61#,62#,63#,64#),采用1#应变片的频率信号作为监控,叶片出现裂纹时,一阶自振频率发生的变化可以从1#应变片信号频率的变化反映出来。

3 叶片激光冲击强化

根据上述叶片振动疲劳试验方法,叶片距榫头底面37mm附近应力最大部位是振动疲劳考核部位。考虑到叶片的个体差异,应力最大位置有一定的波动范围,根据前期摸底测试试验,确定叶片距榫头底面约20~65mm的叶身范围为激光冲击强化区域,研究激光冲击强化对叶片疲劳性能的影响,如图6所示。

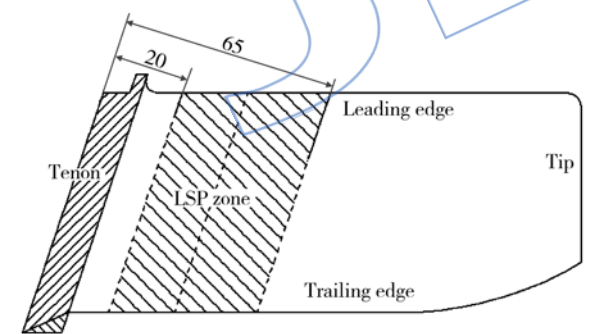


图6 一弯节线附近强化区域示意图

Fig. 6 LSP zone of the blade beside the pitch line of the first bend mode

由于叶片不对称的几何形状,激光冲击强化产生的残余应力和塑性流动有可能使叶片发生宏观变形,对气流有一定的影响,从而影响发动机性能。试验表明,单面强化或单面依次强化,由于残余应力和塑性流动的影响,叶片向未强化的面弯曲,引起叶片宏观变形^[6]。为了防止变形,采用双面同时冲击的方式。

叶片的几何形状主要通过主要截面尺寸进行控制,图7为激光冲击强化后叶片型面参数测量值和允许误差范围(其中 C_m , C_q , C_h 是不同截面处的叶片厚度和型面尺寸测量值,对应左侧的坐标, a , b 是叶片型面长度测量值,对应右侧坐标),测量结果表明,激光冲击强化后叶片的宏观变形满足使用要求。

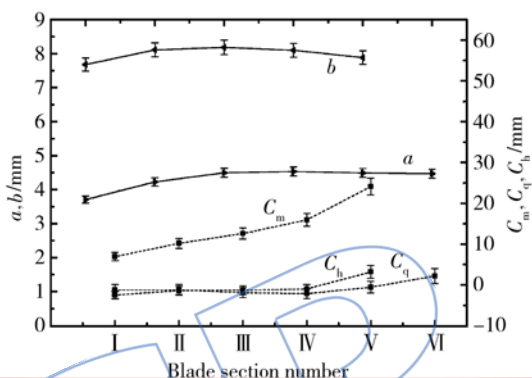


图7 强化后叶片型面参数

Fig. 7 Parameters of blade after LSP

4 叶片疲劳试验结果与分析

试验在振动台上进行,试验设备和叶片状态如图8所示。

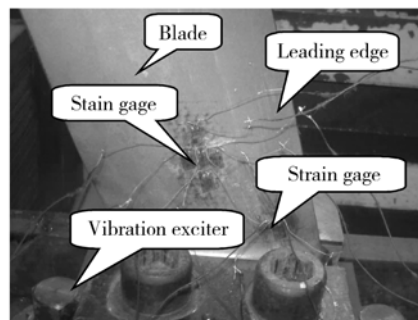


图8 叶片试验时的状态与应变片位置

Fig. 8 Vibratory fatigue test of the compressor blade

在试验过程中,1#应变片的频率或叶尖振幅突变(增加或者下降),表示可能出现了裂纹,记下此时的试验时间。降低(或者增加)激振加速度,如果在新的位置位移重新稳定,则表明未出现裂纹,如果降低(或者增加)激振加速度后,频率或位移不能在原来设定值稳定下来,则可能出现裂纹,重新进行扫频,在新的频率下进行振动,如果频率变化超过2%,判断叶片已经出现裂纹,此时的试验

时间换算成循环次数即为试件的疲劳裂纹形成寿命。

4.1 疲劳试验结果

在正式试验前,对强化后的叶片进行了试振,在 640 MPa 应力水平下,叶片达到 10^7 循环次数未发生破坏,经过在 660,680 MPa 和 720 MPa 的不同应力水平下的振动,最后选择在 660 MPa 应力水平进行对比试验,记录其振动时间,计算得到裂纹萌生循环次数,试验结果如表 3 所示。

表 3 叶片振动疲劳对比试验
Table 3 Fatigue lives of the blades

	叶片状态	
	光板	LSP
中值疲劳寿命/ 10^6 循环数	1.02	1.73
对数寿命标准差	0.276	0.158

统计分析表明,当最大部位应力水平为 660 MPa,在置信度为 95% 条件下,激光冲击强化叶片的中值疲劳寿命是原始状态的 1.7 倍。

根据不同的振动应力水平 720,680,660 MPa 叶片进行一弯振动的试验数据,可以得到叶片原始加工状态和激光冲击强化后的应力-循环次数 (S-N) 曲线,如图 9 所示。在同样的应力水平下,激光冲击强化后叶片的疲劳寿命明显长于原始状态的叶片,且振动应力水平越低,激光冲击强化提高叶片寿命越显著。

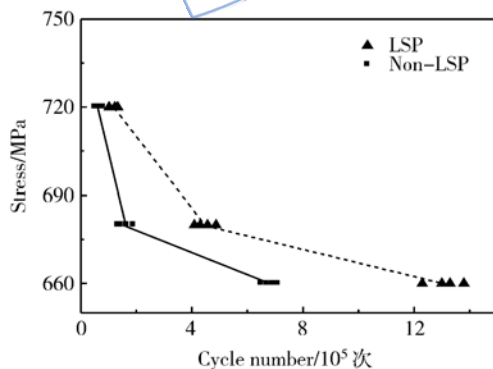


图 9 两种状态叶片的 S-N 曲线

Fig. 9 S-N curves with and without LSP

4.2 试验结果分析

激光冲击强化在叶片表面产生一定深度的残余压应力,其大小和深度对材料或构件的疲劳强度具有显著的影响。X 射线残余应力^[14]测试结果

表明,当采用双面对冲时,激光诱导的冲击波在叶片叶背和叶盆两个表面产生的残余应力场基本相同(如图 10),强化后表面残余应力达到了一 600 MPa 左右,且在叶片的厚度范围内都为压应力。喷丸产生的残余应力约为 -280 MPa,影响深度约为 0.2 mm,小于激光冲击强化的影响深度。

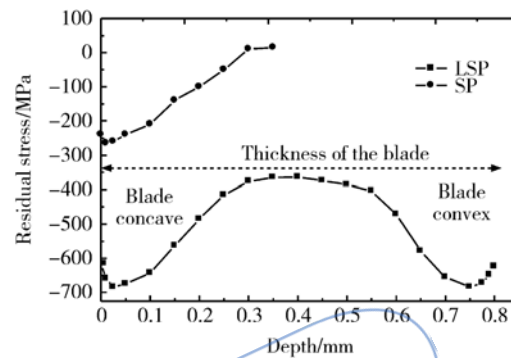


图 10 叶片强化后残余应力随深度的分布

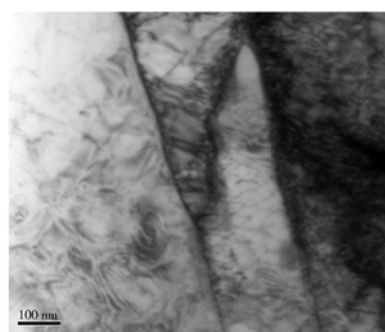
Fig. 10 In depth residual stress profile with LSP and SP

残余应力的引入,改变了叶片振动过程裂纹萌生部位的应力分布情况。叶片在一阶弯曲振动时,叶背和叶盆基本承受 $R = -1$ ($S_m = 0$) 的对称应力循环,试验过程中,强化产生的残余压应力与振动应力叠加,叶片表面实际承受的平均应力降低,使 S-N 曲线往上移^[15-16],提高了材料的疲劳极限,从而使叶片在同样应力条件下的疲劳寿命大幅提高。当试验应力水平越低(循环次数越高),残余压应力的作用越明显,越有利于提高叶片的疲劳寿命。

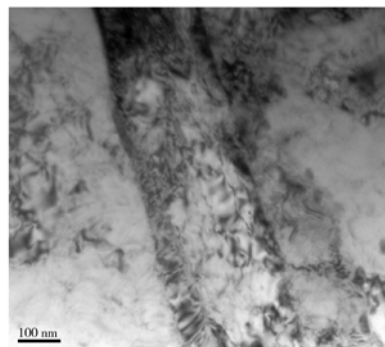
另一方面,激光诱导形成的高压冲击波向材料内部传播,在高强度载荷、高应变率作用下,材料内部形成高密度位错,出现位错缠结,甚至形成亚晶,从而细化晶粒。图 11 为不锈钢材料激光冲击强化前、后的透射电子显微镜 TEM (transmission electron microscope) 照片。

由图 11(b),(c) 可知,激光冲击强化前,材料表层位错很少;强化后,材料表层位错大量增殖,形成高密度位错,在板条马氏体内分布有大量位错线,在晶界处出现了位错缠结、切割和交错分布,引起剧烈的塑性变形,应变强化效果显著,有利于提高材料的疲劳性能^[16]。

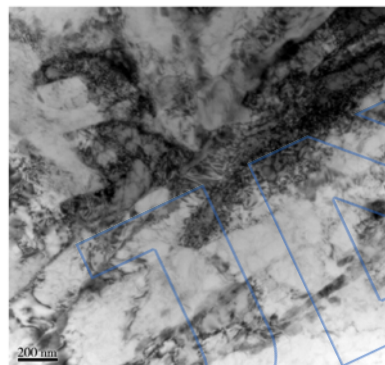
综上所述,激光冲击强化在材料表层形成的较深残余应力层、高密度位错甚至晶粒细化等的综合作用下,延缓了裂纹的萌生,从而提高叶片的疲劳性能。



(a) 强化前



(b) 强化后晶界处的位错



(c) 强化后的高密度位错

图 11 1Cr11Ni2W2MoV 强化前后的 TEM 照片

Fig. 11 TEM photography

5 结 论

1) 双面激光冲击强化在叶片整个厚度范围内产生残余压应力;

2) 激光冲击强化使表层材料发生高应变率响应, 位错大量增殖, 表层材料微观组织发生变化;

3) 激光冲击强化后叶片的 S-N 曲线向上方移动, 在 660 MPa 试验振动应力水平下, 激光冲击强化提高不锈钢叶片振动疲劳寿命 1.7 倍以上。

致谢:

本文的研究得到了贵州黎阳航空动力有限公司的大力支持, 叶片的振动疲劳试验在贵州新艺

机械厂完成, 得到了新艺厂冶金处的支持和帮助, 在此表示衷心感谢!

参考文献:

- [1] Yang J M, Her Y C, Han N, et al. Laser shock peening on fatigue behavior of 2024-T6 Al alloy with fastener holes and stop holes[J]. Material Science Engineer, 2001, A298: 296-299.
- [2] Peyre P, Fabbro R. Laser shock processing; a review of the physics and applications[J]. Opt. Quant. Electron., 1995, 27(12): 1213-1229.
- [3] Universal Technology Corporation. High cycle fatigue (HCF) science and technology program 2002 annual report[R]. AFRL-PR-WP-TR-2000-2004, 2002.
- [4] Tenaglia R D, Labrman D F. Preventing fatigue failures with laser peening[J]. The AMPTIAC, 2003, 7(2): L3-7.
- [5] Peyre P, Fabbro R, Merrier P, et al. Laser shock processing of aluminum alloys: application to high cycle fatigue behavior[J]. Materials Science and Engineering, 1996, 210(1-2): 102-113.
- [6] 李应红, 何卫锋, 李伟, 等. 激光冲击强化提高发动机部件疲劳可靠性的研究[C]//第五届航空发动机可靠性学术交流会议论文集. 北京: 中国航空学会, 2009: 564-571.
- [7] 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.
- LI Wei, HE Weifeng, LI Yinghong, et al. The effects of laser shock processing on the vibration fatigue properties of K417 material[J]. China Laser, 2009, 36(8): 2197-2201. (in Chinese)
- [8] 谭华. 实验冲击波物理导引[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [9] Fabbro R, Peyre P, Berthe L, et al. Physics and applications of laser-shock processing[J]. Journal of Laser Apply, 1998, 10(6): 265-279.
- [10] Fabbro R, Fournier J, Ballard P, et al. Physical study of laser-produced plasma in confined geometry[J]. Journal of Applied Physics, 1990, 68(2): 775-84.
- [11] 中华人民共和国航空工业部. HB5277-84 发动机叶片及材料振动疲劳试验方法[S]. 北京: 中华人民共和国航空工业部, 1984.
- [12] 中华人民共和国航空工业部. HB/Z112-86 材料疲劳试验统计分析方法[S]. 北京: 中华人民共和国航空工业部, 1986.
- [13] 李其汉, 王延荣, 王建军. 航空发动机叶片高循环疲劳失效研究[J]. 航空发动机, 2003, 29(4): 16-19.
- LI Qihan, WANG Yanrong, WANG Jianjun. Investigation of high cycle fatigue failures for the aero engine blades[J]. Aeroengine, 2003, 29(4): 16-19. (in Chinese)
- [14] 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.
- [15] Suresh. 材料的疲劳 [M]. 2 版. 王中光, 译. 北京: 国防工业出版社, 1999.
- [16] 张俊善. 材料强度学[M]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学出版社, 2004.