

基于光热调制检测发动机叶片疲劳裂纹的 激光声表面波方法

董利明¹ 李 加¹ 倪辰荫¹ 沈中华¹ 倪晓武¹ 陈建平² N. Chigarev³ V. Tournat³ V. Gusev⁴

¹南京理工大学理学院, 江苏 南京 210094; ²北京航空工程技术中心, 北京 100076
³LAUM, CNRS, Université du Maine, Av. O. Messiaen, Le Mans 72085
⁴LPEC, CNRS, Université du Maine, Av. O. Messiaen, Le Mans 72085

摘要 提出了基于光热调制的激光声表面波检测疲劳裂纹的实验系统和方法,并将其用于发动机叶片疲劳裂纹的检测。Nd:YAG 激光器产生的激光通过凸透镜聚焦在样品表面,同时用半导体激光在激发点同一位置进行光热调制,利用干涉仪在另一位置探测声表面波信号。利用精密平移台在可能的裂纹区扫描激发源和加热源,获得打开光热调制和关闭光热调制时的声表面波信号,也即不同位置处样品加热和冷却时的信号 S_{heat} 和 S_{cool} ,由于光热调制产生的压应力使裂纹闭合,使 S_{heat} 产生明显的峰值变化,因此差值信号 $\Delta S = S_{\text{heat}} - S_{\text{cool}}$ 即为疲劳裂纹闭合引起的信号变化。对叶片表面裂纹检测的实验结果表明,该方法具有较高的检测灵敏度和可靠性。

关键词 激光技术;光热调制;声表面波;激光;疲劳裂纹;超声检测

中图分类号 TN249;TN247 文献标识码 A doi: 10.3788/CJL201138.1103001

Crack Detection of Engine Blade Based on Laser-Heating Assisted Surface Acoustic Waves Generated by Scanning Laser

Dong Liming¹ Li Jia¹ Ni Chenyin¹ Shen Zhonghua¹ Ni Xiaowu¹
Chen Jianping² N. Chigarev³ V. Tournat³ V. Gusev⁴

¹College of Science, Nanjing University of Science and Technology, Nanjing, Jiangsu 210094, China
²Beijing Aviation Engineering Technology Center, Beijing 100076
³LAUM, CNRS, Université du Maine, Av. O. Messiaen, Le Mans 72085, France
⁴LPEC, CNRS, Université du Maine, Av. O. Messiaen, Le Mans 72085, France

Abstract A method based on thermo-optical modulation of ultrasonic surface waves generated by laser for detecting crack of aircraft engine blade is presented. Crack closure on the blade due to laser-heating is considered in this method, thus two series of ultrasonic pulses including closure situation and original situation are both detected by interferometer when scanning the line source focused from Nd:YAG laser. The signals under heating by modulation signed with S_{heat} are compared with the cooling ones signed with S_{cool} . The difference value between S_{heat} and S_{cool} exhibits the effect of the crack closure because of the optical-thermal modulation. The results demonstrate that the crack on aircraft engine blade can be detected with reliability and high sensitivity.

Key words laser technique; laser heating assisted; ultrasonic surface waves; laser; fatigue crack; ultrasonic detection

OCIS codes 070.7345; 120.4630; 170.7180; 280.3375

1 引 言

叶片是飞机发动机的关键部件,在极苛刻的条

件下承受高温、高压、巨大离心力、腐蚀振动等作用,所受的载荷复杂,使用环境恶劣,因此易因应力过大

收稿日期: 2011-04-19; 收到修改稿日期: 2011-07-21

基金项目: 国家自然科学基金(60778006、60878023)资助课题。

作者简介: 董利明(1985—),男,博士研究生,主要从事激光超声检测技术方面的研究。E-mail: donglm1985@gmail.com

导师简介: 沈中华(1973—),女,教授,博士生导师,主要从事激光超声技术及应用、激光与材料相互作用及应用等方面的研究。E-mail: shenzh@mail.njust.edu.cn(通信联系人)

而产生疲劳裂纹^[1,2]。目前用于叶片裂纹检测的常规方法主要有 X 射线检测^[3]、红外热图检测^[4]、内窥镜检测^[5]、磁粉检测^[6]和超声检测^[7~9]。其中激光超声检测技术因其非接触式激发和探测的特点,便于在高温、高压等恶劣环境下进行,并且不受表面几何形状的限制,因此广泛应用于无损检测和评估领域^[10~13]。

超声缺陷检测的常规方法是脉冲回波法,即检测直达的超声波信号和遇缺陷后的反射回波,根据反射回波的到达时间及波速来判断缺陷位置^[9,10]。但这种方法很难有效地检测疲劳裂纹,原因在于疲劳裂纹的两个特征:1)裂纹开口很小(通常在 10 μm 量级,肉眼不可见)甚至闭合,超声波与表面裂纹相互作用引起的线性性质的变化将会减小,直接降低了检测的灵敏度;2)由于疲劳裂纹通常是由工件几何不规则或材料非均匀性引起的局部应力突变产生的,工件表面的凹槽、腐蚀坑、粗晶粒等散射物具有类似的结构特征,以致依据脉冲回波很难有效地分辨疲劳裂纹。

为了克服上述常规超声检测方法对此类疲劳裂纹检测的困难,Yan 等^[14~16]提出了利用光热调制疲劳裂纹的超声波检测法,即采用长脉宽、低强度的调制激光加热表面裂纹,在辐照区产生局部应力将导致裂纹的闭合,而这一过程会使裂纹区域的热能传播以及相干声波发射效率产生明显的变化,导致传感器探测到的超声回波出现参数变化。由此,本文提出了基于光热调制的激光声表面波检测发动机叶片上疲劳裂纹的实验系统和方法,与已有方法相比,这种方法具有以下优点:超声波的非接触式激光激发和探测,可以灵便地对材料表面区域进行自动化扫描检测;只对直达的声表面波进行探测分析,比利用脉冲回波更好地利用了声波能量,大大地减小了散射物干扰的影响;由于镍铝合金材料的热扩散率较低,采用半导体激光器激发的激光对发动机叶片进行延时加热,保证裂纹受到热应力作用后引起闭合,根据延时加热和延时冷却后的信号差值便能很好地实现裂纹检测。

2 基于光热调制的激光声表面波与裂纹相互作用机理

疲劳裂纹对弹性波的能量有明显的损耗,Gusev 等^[17~19]分别对不同频率的弹性波在裂纹处的能量损耗进行了研究。对于不同的弹性波波长 δ

和裂纹深度 L ,低频能耗 W_{LF}^{dis} ($L \ll \delta$),高频能耗 W_{HF}^{dis} ($L \gg \delta$)和最大能耗 W_{crack}^{max} ($L \sim \delta$)分别为

$$\begin{cases} W_{LF}^{dis} = 2\pi\omega T \left(\frac{\alpha^2 K^2}{k} \right) L^5 \epsilon^2 \\ W_{HF}^{dis} = 2\pi T \left(\frac{\alpha K}{\rho C} \right)^2 \left(\frac{1}{k\rho C\omega} \right)^{1/2} L^2 \epsilon^2, \\ W_{crack}^{max} = 2\pi T \left(\frac{\alpha^2 K^2}{\rho C} \right) L^3 \epsilon^2 \end{cases} \quad (1)$$

式中 ω 为弹性波频率, T 为温度, α 为材料的热膨胀系数, K 为体模量, ρ 为密度, k 为热传导率, ϵ 为裂纹处的平均应变,且有 $\epsilon \sim d/L$, 这里 d 为裂纹的开口宽度。从(1)式不难看出,当频率一定的弹性波经过裂纹时,能量损耗与裂纹处的应变密切相关,而应变大小由裂纹开口大小和深度决定。

当调制的加热激光辐照在表面裂纹上时,加热光与表面裂纹的相互作用会引起裂纹内壁的位移变化,从而导致裂纹的闭合。考虑到叶片为合金材料,对激光的吸收深度很小,则加热激光辐照引起的温升为

$$\Delta T = \frac{(1-R)P}{2\sqrt{\pi}ka} f(t), \quad (2)$$

式中 R 为材料表面反射系数, P 为加热激光功率, a 为光斑半径, $f(t)$ 为加热激光的时间调制函数。

在固体材料中,根据线性热膨胀系数的定义,有

$$\frac{\Delta d}{l} = \beta \Delta T, \quad (3)$$

式中 Δd 为材料受热膨胀的长度, l 为受热区域,这里取 $l = 2a$, β 为线性热膨胀系数。则在一维情况下,材料受激光辐照加热膨胀的长度为

$$\Delta d = \frac{(1-R)P\beta}{\sqrt{\pi}k} f(t), \quad (4)$$

也即为表面裂纹在激光辐照后闭合的位移变化。根据表 1 的材料参数以及实验中加热激光参数,由(4)式便可估算得加热后裂纹闭合大小为几十纳米量级。

表 1 镍铝合金的热物理参数

Table 1 Thermal physical parameters of Ni-Al alloy

Thermal physical parameters	Ni-Al alloy
Surface reflection coefficient R	5.2×10^{-2}
Density ρ / (kg/m ³)	8340
Specific heat C / [J/(kg · °C)]	438
Thermal conductivity k / [W/(m · °C)]	14.2
Thermal expansivity β / (10 ⁻⁶ °C)	12.48
Young modulus E / (10 ⁹ N/m ²)	213.8
Poisson's ratio μ	0.33

因此,当疲劳裂纹受加热激光调制引起闭合后,

裂纹开口宽度减小为 $d - \Delta d$, 结合(1)和(4)式, 可以定性地说说明裂纹闭合后弹性波的能量损耗减小, 从而导致透过裂纹接收到的声波信号相比无光热调制时有明显的幅值调制, 因此利用探测光热调制加热和冷却后的声表面波信号, 根据其差值信号便可检测出疲劳裂纹。基于此, 设计了光热调制的实验系统和方法, 对飞机发动机叶片上的疲劳裂纹进行了激光超声检测。

3 实验系统及方法

3.1 叶片样品

实验采用的发动机叶片材料为镍铝合金, 其热物理参数如表 1 所示。叶片的结构较为特殊, 为曲面和变截面, 其背面和正面不平行, 平行度随截面尺寸沿叶片表面母线变化, 厚薄变化差异大。叶片的这种结构使叶片的根部和叶片的侧边受力较大, 腐蚀严重, 易产生应力腐蚀而生长出疲劳裂纹, 裂纹开口在 $10 \mu\text{m}$ 量级, 肉眼几乎不可见, 裂纹显微镜下的形态如图 1 所示。因此, 采用点激发-点探测方式进行检测, 只需对易生长疲劳裂纹的根部侧边进行扫描检测, 这样便可避免样品曲面变化引起的激光聚焦变化的问题。

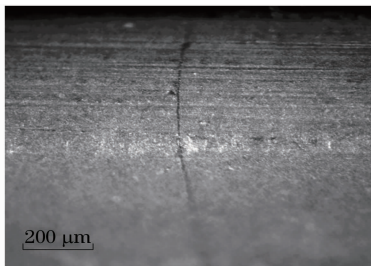


图 1 疲劳裂纹显微图

Fig. 1 Micrograph of the fatigue crack

3.2 实验装置

基于光热调制的激光激发声表面波检测叶片疲劳裂纹的实验装置如图 2 所示。波长为 1064 nm 、脉宽为 1 ns 的 Nd:YAG 脉冲激光透过双色分光镜 (532 nm 波长全反镜) 和凸透镜后再经反射镜聚焦在样品表面作为激发点源, 同时波长为 532 nm 、功率 100 mW 的半导体激光器发出的激光作为光热调制源, 由分光镜反射后由同一凸透镜和反射镜在激发点位置聚焦成加热点光源, 光斑直径约为 $300 \mu\text{m}$ 。由光电管接收激发光的散射光并触发数字示波器后, 激光激发源激发的声表面波信号由激光干涉仪在样品另一位置探测, 并在数字示波器上输出信号, 最后输入计算机。图中的聚焦透镜和激

发光反射镜组及干涉仪的激光反射镜分别固定在两个电控平移台上, 便于在叶片侧边上进行扫描检测。在实验中, 固定探测点位置, 计算机程序控制平移台移动激发源和加热源, 在叶片侧边进行扫描检测。通过两台激光器的外触发, 计算机可同时控制光热调制源的加热时间和声表面波信号的激发和采集, 实现整个扫描检测过程的自动化。

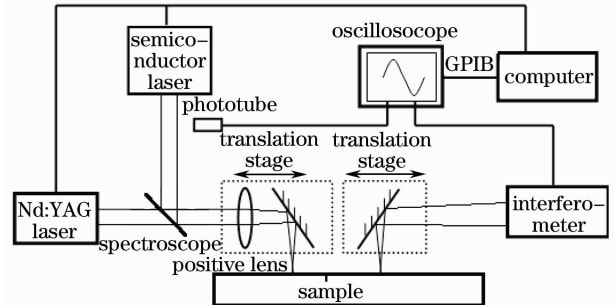


图 2 实验系统示意图

Fig. 2 Schematic of experimental arrangement

3.3 实验方法

具体的实验步骤如图 3 所示: 脉冲激光器激发的短脉冲激光通过凸透镜经反射镜后在叶片侧面表面聚焦成点源作为声表面波的激发源, 利用计算机程序控制平移台使激光点源沿 X 轴以步长 $d = 0.25 \text{ mm}$ 精确移动, 在不同的位置 $X_i (i = 1, \dots, N)$ 处激发超声波。如图 3 所示, 在扫描的每一步, 控制半导体激光器激发的连续激光进行光热调制, 考虑到镍合金材料的热传导率较低, 吸收激光能量后的材料表面的热量扩散较慢, 因此连续激光的加热和冷却都需要一定时间, 对不同的加热和冷却时间经过反复实验, 当时间取 10 s 时, 既能保证检测效果又有较高的检测效率。也即开启加热激光, 等待 10 s 后记录干涉仪在侧边另一位置接收到的声表面波信号 S_{heat} ; 之后关闭加热激光, 等待 10 s 后再次记

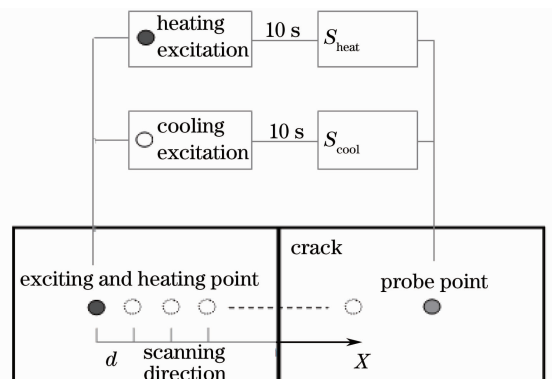


图 3 实验步骤示意图

Fig. 3 Schematic of experimental procedures

录探测点接收到的声表面波信号 S_{cool} 。之后取两信号的差值,记为 $\Delta S = S_{heat} - S_{cool}$ 。为了确保实验的准确性,实验时重复该过程 10 次,将所有结果相加取平均,得 $S = \frac{1}{10} \sum_{i=1}^{10} \Delta S_i$ 即为需检查的信号。以上步骤均由计算机程序自动化控制,信号数据通过示波器显示并最终由计算机记录下来。

4 实验结果分析

根据介绍的实验装置和实验方法,对样品进行检测,图 4 为在激发点距离探测点 6.8 mm 的无裂纹位置和裂纹位置(也即激发点与探测点距离 5.8 mm 处)加热和冷却后的声表面波信号。由图 4(a)可见,在无裂纹位置,加热后的声波信号幅值和冷却后没有明显差别,而对比图 4(a)和(b)中的冷却信号可以发现,在无光热调制时,声表面波信号在无裂纹位置和有裂纹位置时的幅值变化并不大,也说明激发声表面波的脉冲激光对裂纹的作用十分微弱,未能引起裂纹闭合导致声表面波幅值的明显变化,反而由于裂纹处对脉冲激光能量的吸收减小而使接收到的声表面波信号幅值减小,但对于表面开口很小甚至闭合的疲劳裂纹,声表面波信号幅值的变化很不明显,因此常规的扫描激光源法对此类疲劳裂纹的检测很不敏感。而从图 4(b)中观察到,加热后的声波信号在扫描到第 12 步(即裂纹位置)时,光热调制后的声表面波信号 S_{heat} 和样品冷却后的信号 S_{cool} 有明显的幅值差异,加热过后的超声信号幅值远大于冷却后的信号值,前者峰值约为

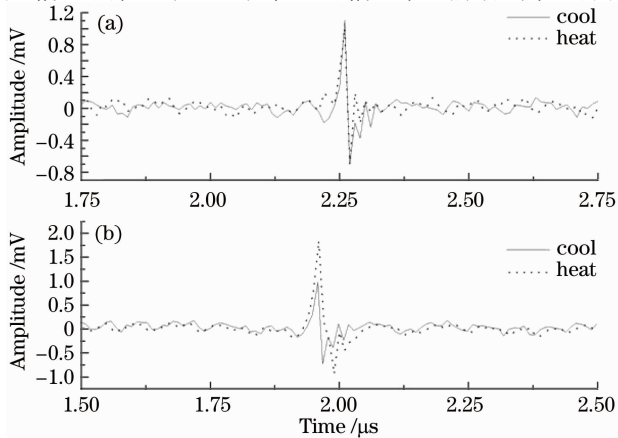


图 4 加热和冷却后的声表面波信号。(a)无裂纹位置;
(b)裂纹位置

Fig. 4 Signals of ultrasonic surface wave after laser-heating and cooling. (a) No-crack position; (b) crack position

后者的 2 倍,因此在该位置两个信号幅值差值也较大。考虑到此处激发声表面波的脉冲激光并不会引起信号幅值的明显变化,说明该处的疲劳裂纹只是在光热调制的连续激光加热作用下引起裂纹的闭合,导致了声表面波在经过裂纹时能量损耗减小,透射能量增大,从而在裂纹另侧接收到幅值较大的声表面波信号。

图 5 为对叶片根部侧边方向的一维扫描图, X、Y、Z 轴分别表示扫描位置、声波传播时间和差值信号振幅。从图中可以看出,当扫描源从第 10 步扫描到第 14 步时,差值信号幅值逐渐增大,并且在第 12 步时幅值增至最大。这表明当激光激发源和光热调制源扫至第 10 步时,光热调制产生的热量已经作用到裂纹一侧,并且引起了裂纹一壁的微量位移,其对声波信号的调制导致了差值信号幅值的变化;当扫描源位于第 12 步时,差值信号幅值出现峰值,这是由于该位置是激光源斑刚好跨越在裂纹上,光热调制源在裂纹两侧同时加热引起裂纹产生较大位移的闭合,从而经过裂纹时的能量损耗较弱,表现为声表面波的幅值增大;随着扫描源越过裂纹,其光热调制引起的差值信号幅值变化也趋于减小,因此第 14 步后差值信号不再受光热调制影响。

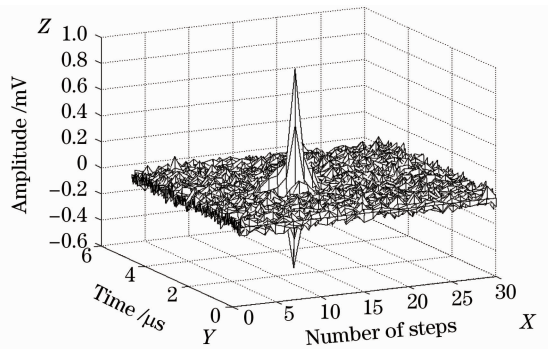


图 5 叶片根部沿侧边方向一维扫描的差值信号图

Fig. 5 1D-value signals between S_{heat} and S_{cool} scanning across the crack side of the blade

通过实验表明该系统和方法不仅能有效地检测出叶片易长裂纹区早期的疲劳裂纹,还能通过扫描的方法对裂纹位置进行准确定位。

5 结 论

基于光热调制使疲劳裂纹闭合引起对超声的调制效应,提出了激光声表面波检测发动机叶片上疲劳裂纹的实验系统和方法。利用 Nd:YAG 激光器激发的短脉冲、大能量激光在样品上激发声表面波,利用半导体激光在激发点进行加热调制,采用干涉

仪接收光热调制前后的声波信号 S_{cool} 和 S_{heat} ，由于光热调制产生的压应力使裂纹闭合，使 S_{heat} 产生明显的峰值变化，因此差值信号 $\Delta S = S_{\text{heat}} - S_{\text{cool}}$ 即为疲劳裂纹引起的信号变化。利用计算机程序控制平移台和示波器，实现区域内的自动化扫描检测，并对同一位置多次测量记录差值信号的平均值，保证了检测的准确性。实验结果表明，该系统和方法不仅能有效地检测出叶片的早期疲劳裂纹，还能通过扫描的方法对裂纹位置进行准确定位，因其非接触式激发探测的特点，在工业在线检测方面具有广阔的推广应用前景。

参 考 文 献

- 1 He Yuhuai, Liu Changkui, Zhang Bing. Fracture analysis of rotor blade of titanium alloy TC11[J]. *The Chinese Journal of Nonferrous Metals*, 2010, **20**(s1): 365~368
何玉怀, 刘昌奎, 张兵. TC11 钛合金转子叶片断裂分析[J]. *中国有色金属学报*, 2010, **20**(s1): 365~368
- 2 Ren Zhiqiang, Zhu Tong, Zhang Zonglin *et al.*. Fracture analysis of blade hoop in an aeroengine [J]. *Failure Analysis and Prevention*, 2010, **5**(1): 49~51, 59
任志强, 朱彤, 张宗林等. 航空发动机叶片砸断开裂原因分析[J]. *失效分析与预防*, 2010, **5**(1): 49~51, 59
- 3 Shi Jianjun, Yang Bo. X-ray real-time imaging testing technology of crack on gas turbine's blades[J]. *Nondestructive Inspection*, 2009, **33**(4): 12~14
史建军, 杨波. 烟轮机叶片裂纹的 X 射线实时成像检测技术[J]. *无损探伤*, 2009, **33**(4): 12~14
- 4 Jiang Guoliang, Wu Qiufang, Li Yong. Infrared chart of fatigue crack in the engine blades[J]. *Aircraft Engine*, 1993, (1): 1~12
蒋国良, 吴秋芳, 李勇. 发动机叶片疲劳裂纹的红外热图[J]. *航空发动机*, 1993, (1): 1~12
- 5 Wu Song, Zhao Jianhua, Huang Zhenjia. Application of measurable video-endoscopes in nondestructive testing [J]. *Aerospace Materials and Technology*, 2000, **30**(3): 57~59
伍颂, 赵建华, 黄振佳. 可测量视频内窥镜在无损检测中的应用[J]. *宇航材料工艺*, 2000, **30**(3): 57~59
- 6 Guo Haiou. Research of crack detection for aero engine compressor stair vane [J]. *Nondestructive Inspection*, 2004, **28**(5): 45~46
郭海鸥. 飞机某型发动机压缩机一级叶片裂纹检测研究 [J]. *无损探伤*, 2004, **28**(5): 45~46
- 7 Zhou Lusheng, Yan Zhi, Zhang Baojun *et al.*. Research of ultrasonic inspection technique of steam turbine on blade root in nuclear power plant[J]. *Nondestructive Testing*, 2009, **31**(9): 703~705
周路生, 严智, 张宝军等. 核电厂汽轮机低压转子叶片叶根超

- 声检测技术[J]. *无损检测*, 2009, **31**(9): 703~705
- 8 Yuan Yingmin, Sun Jinli, Wan Jun *et al.*. Signal processing for ultrasonic testing of aero engine compressor vane: application comparison of four typical wavelets[J]. *Nondestructive Testing*, 2004, **26**(7): 332~335
袁英民, 孙金立, 万钧等. 某航空发动机压气机叶片超声检测信号处理——四种典型小波基的应用比较[J]. *无损检测*, 2004, **26**(7): 332~335
- 9 Lin Deyuan, Chen Kailu, Chen Bingzhong. Ultrasonic testing of the T-shaped root of turbine blade by shear waves [J]. *Nondestructive Testing*, 2005, **27**(10): 556~558
林德源, 陈开路, 陈秉忠. 汽轮机叶片 T 形叶根的超声横波探伤 [J]. *无损检测*, 2005, **27**(10): 556~558
- 10 Shan Ning, Shi Yikai, Liu Xia. Detecting crack of aircraft engine blade based on optical fiber F-P sensor [J]. *Nondestructive Testing*, 2009, **31**(3): 206~207, 216
单宁, 史仪凯, 刘霞. 光纤法-珀传感器在飞机发动机叶片裂纹检测中的应用[J]. *无损检测*, 2009, **31**(3): 206~207, 216
- 11 Dong Liming, Ni Chenyin, Shen Zhonghua *et al.*. Determination of elastic constants of materials based on the velocity measurement of laser-generated multi-mode ultrasound [J]. *Chinese J. Lasers*, 2011, **38**(4): 0408004
董利明, 倪辰荫, 沈中华等. 基于激光激发多模式超声波速测量的材料弹性常数测定[J]. *中国激光*, 2011, **38**(4): 0408004
- 12 Kong Lingjian, Zhu Guifang, Jiang Congqun. New detection application of laser ultrasonic [J]. *Laser & Optoelectronics Progress*, 2010, **47**(1): 011203
孔令剑, 朱桂芳, 姜从群. 激光超声光学检测应用[J]. *激光与光电子学进展*, 2010, **47**(1): 011203
- 13 Gu Zhuowei, Mathieu Perton, Silvio E. Kruger *et al.*. Bonding quality detection of composite structure by laser shock wave[J]. *Chinese J. Lasers*, 2011, **38**(3): 0308002
谷卓伟, Mathieu Perton, Silvio E. Kruger 等. 利用激光冲击波检测碳纤维材料中的粘接质量[J]. *中国激光*, 2011, **38**(3): 0308002
- 14 Z. Yan, P. B. Nagy. Thermo-optical modulation for improved ultrasonic fatigue crack detection in Ti-6Al-4V [J]. *NDT&E International*, 2000, **33**(4): 213~223
- 15 Zhongyu Yan, Peter B. Nagy. Thermo-optical modulation of ultrasonic surface waves for NDE [J]. *Ultrasonics*, 2002, **40**(1-8): 689~696
- 16 Hui Xiao, Peter B. Nagy. Enhanced ultrasonic detection of fatigue cracks by laser-induced crack closure [J]. *J. Appl. Phys.*, 1998, **83**(12): 7453~7460
- 17 V. Gusev, N. Chigarev. Nonlinear frequency-mixing photoacoustic imaging of a crack: Theory [J]. *J. Appl. Phys.*, 2010, **107**(12): 124905
- 18 V. Zaitsev, V. Gusev, B. Castagnede. Luxemburg-Gorky effect retooled for elastic waves; a mechanism and experimental evidence [J]. *Phys. Rev. Lett.*, 2002, **89**(10): 105502
- 19 V. Zaitsev, V. Gusev, V. Nzarov *et al.*. Interaction of acoustic waves with cracks: elastic and inelastic nonlinearity mechanisms on different times scales [J]. *Acous. Phys.*, 2005, **51**(1): 80~91