

文章编号: 0258-7025(2009)12-3323-06

## 激光冲击强化对 2A02 铝合金疲劳行为的影响

罗新民<sup>1</sup> 张静文<sup>1</sup> 赵广志<sup>1</sup> 任旭东<sup>2</sup> 张永康<sup>2</sup>

(<sup>1</sup> 江苏大学材料科学与工程学院, 江苏 镇江 212013)  
(<sup>2</sup> 江苏大学机械工程学院, 江苏 镇江 212013)

**摘要** 利用输出波长为 1.054  $\mu\text{m}$ , 脉冲宽度为 20 ns 的激光, 对表面涂覆硅酸乙酯吸收涂层的 2A02 铝合金进行了冲击强化和疲劳试验。通过对冲击处理前后材料的微观组织、硬度和疲劳寿命的比较, 分析了激光冲击处理对 2A02 铝合金材料疲劳行为的影响。结果表明, 激光冲击强化可使 2A02 铝合金表面残余压应力达到 120 MPa 以上, 强化层深度达 1.5 mm, 疲劳寿命为未经激光冲击强化处理试样的 1.835~2.882 倍。对合金疲劳试样断口微观形貌的扫描电镜 (SEM) 分析结果表明, 疲劳断口由疲劳源、疲劳区和瞬断区组成, 经激光冲击强化的试样疲劳源移向激光强化层以内, 残余压应力有效地延迟疲劳源区的裂纹萌生, 减缓疲劳裂纹的扩展速率, “循环硬化”有效抑制或减少了二次裂纹的产生, 使激光冲击 2A02 铝合金的疲劳寿命得以大幅提高。

**关键词** 激光技术; 激光冲击强化; 铝合金; 低周疲劳; 疲劳断口分析

中图分类号 TN249; TG146.2<sup>+</sup>1 文献标识码 A doi: 10.3788/CJL20093612.3323

## Effect of Laser Shock Strengthening on Fatigue Behaviors of 2A02 Aluminum Alloy

Luo Xinmin<sup>1</sup> Zhang Jingwen<sup>1</sup> Zhao Guangzhi<sup>1</sup> Ren Xudong<sup>2</sup> Zhang Yongkang<sup>2</sup>

(<sup>1</sup> School of Material Science and Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang, Jiangsu 212013, China)  
(<sup>2</sup> School of Mechanical Engineering, Jiangsu University, Zhenjiang, Jiangsu 212013, China)

**Abstract** The aluminum alloy 2A02 coated with ethyl-silicate black paint was laser shocked using the laser setup with the 1.054  $\mu\text{m}$  output wavelength and the 20 ns short pulse, then the fatigue experiment was carried out. The effect of laser shock processing upon the fatigue behavior of the aluminum 2A02 was analyzed via the comparison of microstructures, hardness and fatigue life of the material before and after the shock. The experiment results indicated that the residual compressive stress of the laser-shocked test material can reach 120 MPa above, and the strengthened depth can reach 1.5 mm, which makes the fatigue life of the material be increased 1.835 ~ 2.882 times, comparing to that non-laser-shocked. The scanning electronic microscope (SEM) analysis of the fatigue fracture morphology revealed that the fatigue fracture consists of fatigue crack's initiation, fatigue crack propagation zone and final rupture, and the fatigue crack initiation on the laser-shocked specimen moves towards the inner layer of laser-hardened surface. The residual compressive stress effectively postpones the initiation of the fatigue cracks, slow-downs the propaganda rate of the cracks, and the cyclic hardening inhabits or reduces the secondary cracks to emerge, therefore the fatigue life of the laser shocked aluminum 2A02 can be remarkably increased.

**Key words** laser technique; laser shock strengthening; aluminum alloy; low-cycle fatigue test; fatigue fracture analysis

### 1 引 言

材料是制造大飞机的三大关键技术之一, 我国的大飞机项目给新材料和新技术领域带来了新的挑

战和机遇<sup>[1]</sup>。但轻型金属材料, 尤其是铝合金仍然是飞机和航空发动机结构大量采用的主要材料。众所周知, 在金属材料的主要失效形式中, 疲劳和腐蚀

收稿日期: 2009-10-23; 收到修改稿日期: 2009-10-30

基金项目: 国家自然科学基金重点项目(50735001)资助课题。

作者简介: 罗新民(1951—), 男, 教授, 硕士, 主要从事金属材料表面工程及材料微观结构与性能的研究。

E-mail: luoxm@ujs.edu.cn

均始于材料表面,所以金属材料的表面性能直接影响着飞行器结构的安全和可靠性。为此,人们采用喷丸、滚压、激光等多种表面强化工艺来改善金属表面性能<sup>[2,3]</sup>。由于强激光诱导冲击波来强化金属表面的激光冲击技术(LSP)强化效果特异,因此近年来得到越来越广泛的应用和研究<sup>[4~6]</sup>。本文通过考察激光冲击前后铝-铜-镁系变形铝合金 2A02 的微观组织、表面硬度和疲劳寿命的变化,研究激光冲击强化对铝-铜-镁系 2A02 变形铝合金疲劳裂纹萌生和扩展行为等的影响,以进一步开发激光冲击强化技术用于提高铝-铜-镁系合金疲劳性能的新的工艺途径。

## 2 试验材料与方法

### 2.1 试验材料

试验材料为耐热硬铝型航空铝合金 2A02,表 1 为其成分,表 2 为其主要力学性能。

表 1 2A02 航空铝合金的化学成分(质量分数,%)

Table 1 Nominal chemical composition of 2A02 (mass fraction, %)

Material	Cu	Mg	Mn	Al
2A02	2.6~3.0	2.0~2.4	0.4~0.7	Bal.

表 2 2A02 航空铝合金的力学性能

Table 2 Mechanical properties of 2A02

Material	$\sigma_{0.2}$ /MPa	$\sigma_b$ /MPa	$\delta$ /%
2A02	326	455	15.7

### 2.2 试验过程

激光冲击试验使用波长为 $1.054 \mu\text{m}$ ,脉冲能量不小于 $35 \text{ J}$ ,脉冲宽度不大于 $20 \text{ ns}$ 的高重复率玻璃激光器,本实验所用光斑直径为 $6 \text{ mm}$ ,冲击功率为 $1.54 \text{ GW/cm}^2$ ;产生等离子体冲击波的涂层是在普通黑漆中添加硅氧油、硅酸乙脂、硅氧树脂等配制而成,选用水作约束层<sup>[7]</sup>。

疲劳试验在 INSTRON1341 疲劳试验机上进行,疲劳试样如图 1 所示。疲劳试验在室温和空气介质的环境下进行。考虑到该类材料在航空领域应用时的失效形式多以低周疲劳为主,故试验时轴向加载最大应力选为 $365 \text{ MPa}$ ,加载频率 $f=1.5 \text{ Hz}$ ,应力比 $R=0.1$ 。用“成组对比方法”<sup>[8]</sup>对激光冲击强化后的疲劳寿命域进行了预测。

利用 HVS-1000 型数字显微硬度仪测试试样强化部位沿深度方向的硬度分布。在强化区域用 X-350A 型 X 射线应力测定仪测量材料距表面不同位置处的残余应力。用 JSM-7001F 热场发射扫描电

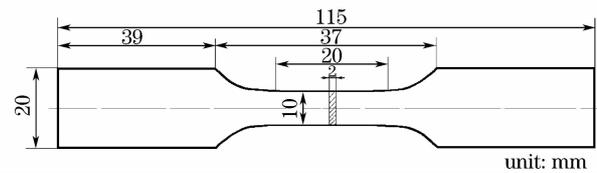


图 1 疲劳试样简图

Fig. 1 Sketch drawing of specimen for fatigue test  
镜进行疲劳断口分析。

## 3 试验结果与分析

### 3.1 激光冲击对微观组织的影响

图 2 所示为激光冲击 2A02 铝合金的断面照片。由图可见,材料内部存在少量微观缺陷,主要是铸态形成的微空隙残留和夹杂物,都沿 $\alpha$ 基体的晶界分布,也有少量夹杂物分布在晶内。这些缺陷应为原材料在铸造过程中凝固及随后轧制不充分所致,有的还带有沿次生晶枝连续分布的特征。激光冲击后,可检测到冲击波对材料表面的冲击凹陷,这在一定程度上对材料表层进行了“夯实”,有利于阻止疲劳裂纹的萌生和扩展<sup>[9]</sup>。

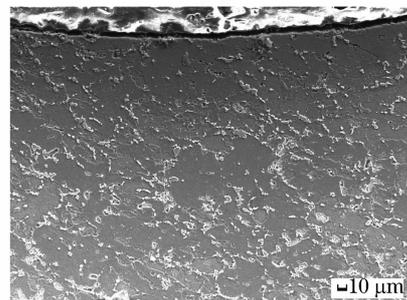


图 2 激光冲击 2A02 铝合金的断面形貌

Fig. 2 Section morphology of 2A02 after laser shocked

### 3.2 表面硬度

2A02 航空铝合金基体的硬度值为 $135 \text{ HV}$ 左右,强化后表面硬化层硬度情况如图 3 所示。可见硬度比基体提高 $15 \text{ HV}$ 左右,随深度的增加逐渐降低,硬化层深度为 $1.5 \text{ mm}$ 左右,为普通喷丸强化的 $2\sim 5$ 倍,使材料的表面抗打伤能力得到较大提高。经激光冲击强化后表面硬度的提高以及较深的硬化层分布说明激光冲击强化有利于改善材料的表面性能<sup>[10,11]</sup>。

### 3.3 残余应力

经激光冲击强化后,试样表面残余应力分布情况如图 4 所示。可以看到,残余应力对实验材料的强化效应主要表现在表面,如图中强化区所示,其分布为高斯分布。残余压应力的存在可以有效抑制材

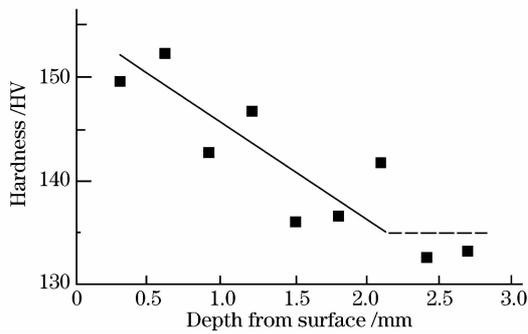


图 3 激光冲击强化后表面硬度沿深度方向的分布  
Fig. 3 Hardness distribution along the laser shocked surface

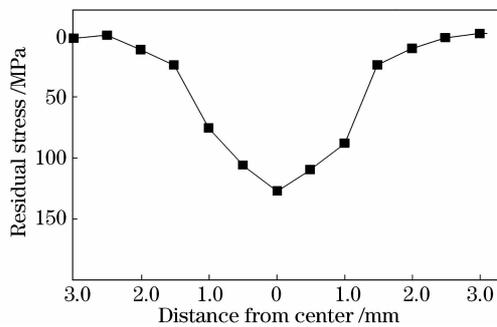


图 4 激光冲击强化表面残余应力分布  
Fig. 4 Residual stress distribution on specimen's surface after laser shocked

料疲劳裂纹的萌生以及减缓裂纹扩展速率,使材料的疲劳寿命明显提高<sup>[12]</sup>。若将起作用的残余压应力范围划至 50 MPa 以上,这相对于铝合金的强度水平来说,将足以影响其疲劳试验时试样表层的应力分布。

### 3.4 疲劳试验结果及疲劳寿命域预测

疲劳试验结果如表 3 所示,其中 1~4 为未经激光冲击处理的普通试样,L1~L4 为激光冲击后的试样。由表可见,经激光冲击强化处理的试样较未经激光强化处理的试样的疲劳寿命有大幅提高。

表 3 疲劳试验结果

Table 3 Fatigue test results

Sample	Cycle index	Fatigue life in logarithm
1	12265	4.0886
2	11035	4.0427
3	10258	4.0110
4	13445	4.1285
L1	27658	4.4418
L2	26538	4.4238
L3	27025	4.4317
L4	26320	4.4202

运用疲劳统计学中的“成组对比方法”,通过比

较试件在同一应力水平下的对数寿命平均值  $\bar{X}$  和子样标准差  $S^2$ ,可以获得激光冲击强化后的疲劳寿命域,更科学地估计激光冲击强化试件和未经激光冲击强化试件疲劳寿命<sup>[13]</sup>。

对于未经激光冲击强化的普通试样

$$\bar{X}_1 = \frac{1}{n_1} \sum X_{1i} = 4.0678, \quad (1)$$

$$S_1^2 = \frac{\sum X_{1i}^2 - \frac{1}{n_1} (\sum X_{1i})^2}{n_1 - 1} = 0.0027, \quad (2)$$

对于激光冲击强化的试样

$$\bar{X}_2 = \frac{1}{n_2} \sum X_{2i} = 4.42945, \quad (3)$$

$$S_2^2 = \frac{\sum X_{2i}^2 - \frac{1}{n_2} (\sum X_{2i})^2}{n_2 - 1} = 0.0001. \quad (4)$$

取置信度  $\gamma = 0.99$ ,因  $\bar{X}_2 > \bar{X}_1$ ,得区间估计式

$$(\bar{X}_2 - \bar{X}_1) - t_\gamma S_{12} \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}} < \mu_2 - \mu_1 < (\bar{X}_2 - \bar{X}_1) + t_\gamma S_{12} \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}}, \quad (5)$$

其中

$$S_{12} = \sqrt{\frac{(n_1 - 1)S_1^2 + (n_2 - 1)S_2^2}{n_1 + n_2 - 2}} = 0.0374, \\ 0.2636 < \mu_2 - \mu_1 < 0.4597, \\ 0.2636 < \lg \frac{N_2}{N_1} < 0.4597, \\ 1.835 < \frac{N_2}{N_1} < 2.882, \quad (6)$$

式中  $N_1$  为未经激光冲击处理的普通试样的疲劳寿命; $N_2$  为激光冲击处理试样的疲劳寿命域。

(6)式表明,在置信度为 99%的情况下,经过激光冲击强化处理试件的疲劳寿命域是未经激光冲击强化处理试件的 1.835~2.882 倍。

### 3.5 疲劳断口及疲劳行为分析

图 5 所示为激光冲击强化和未经激光冲击强化 2A02 铝合金疲劳试验断口的扫描电镜 (SEM) 形貌。由图可见,疲劳断口由疲劳源、疲劳裂纹扩展区和瞬断区 3 个典型区域组成。疲劳源的形成位置与试样表面的微观缺陷、加工质量和残余应力状态有密切的关系。比较图 5(a),(b) 可以看到,激光冲击强化后 2A02 铝合金的疲劳源位置与未经激光冲击强化的疲劳源位置有明显不同。

图 5(a)为未经激光冲击强化 2A02 铝合金疲劳断口,呈现疲劳源形成和扩展的典型特征。图中

“A”点为疲劳源,白色箭头为扩展方向,白线范围内为疲劳裂纹扩展区。可见自疲劳源起,疲劳裂纹以扇面放射方式向平面四周扩展,并呈解理脆性疲劳断口形貌,这符合高强度铝合金的疲劳特征<sup>[14]</sup>。

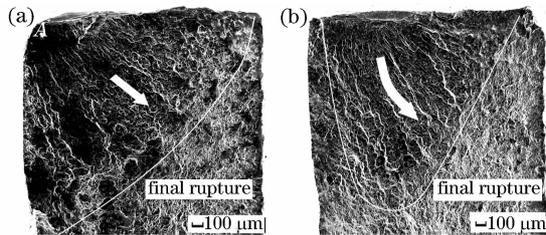


图 5 2A02 的疲劳断口宏观形貌

(a) 未受冲击材料的疲劳区;(b) 激光冲击材料的疲劳区

Fig. 5 Morphology of the fatigue fracture of 2A02

(a) non-laser-shocked; (b) laser-shocked

如图 5(b)所示,激光冲击强化试样的疲劳源与试样表面有一段距离,相当于强化层的深度。因为经激光冲击强化后试样表面产生了很大的残余压应力,它能显著而有效地降低尖角等应力集中部位的拉应力峰值。同时,表面残余压应力与加载应力叠加后使表面层总应力降低,致使表层的总应力大大低于强化层的疲劳极限,因此裂纹源移向强化层以内。虽然疲劳裂纹的扩展也呈扇形放射状,但在表层残余压应力的作用下,向表层方向的扩展受到了阻碍,如图 5(b)所示。

在循环载荷作用下,裂纹扩展进入第二阶段。在裂纹扩展第二阶段初期,断口的微观形貌上出现典型的垂直于解理台阶的疲劳纹,即垂直于裂纹扩展方向,由于晶界、第二相等的存在,有时会发生一定角度偏离主扩展方向,如图 6 所示。图 6(a)为未经激光冲击强化的试样,从图中可以看到,疲劳纹相互平行且具有规则间距,其裂纹扩展速率较大,同时在扩展初期就可以观察到二次裂纹。比较图 6(a), (b)可以看出,激光冲击强化试样的裂纹扩展速率要比未经激光冲击强化处理的试样慢且疲劳纹间距更小。根据图示的标尺估计,其每个周期疲劳纹的进展只有未经激光冲击强化试样的  $1/5 \sim 1/4$ 。

此外,如图 6(b)所示,激光冲击试样的疲劳纹边缘弯曲,如云纹一般,纹与纹之间也难辨别明显的界限。这是因为在疲劳裂纹扩展第二阶段初期,裂纹较浅而较平坦,但由于受到强大的残余压应力作用,裂纹扩展过程中随每次循环张开的幅度必然小于未经强化的材料,已产生的疲劳纹不断受到碾挤,最终变成云纹状,其上的疲劳纹无法辨别。而没有残余压应力的普通试样则留下清晰的疲劳纹。

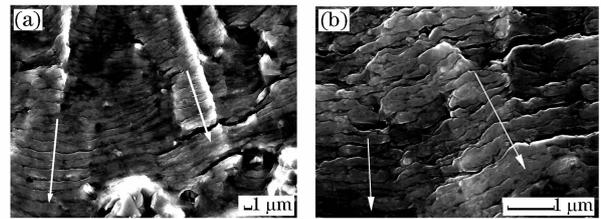


图 6 疲劳裂纹扩展第二阶段初期断口。(a) 未受冲击试样疲劳断口的疲劳纹;(b) 激光冲击试样疲劳断口的疲劳纹

Fig. 6 SEM photos at the beginning of stage II in fatigue crack propagation zone. (a) fatigue striations of non-laser-shocked sample; (b) fatigue striations of laser-shocked sample

图 7 为疲劳裂纹扩展第二阶段后期的典型照片。如图所示,未经激光冲击强化的材料疲劳裂纹扩展速率明显加快,每一周期疲劳纹扩展距离在  $3 \mu\text{m}$  以上,而且纹之间产生的二次裂纹更多更明显,说明材料破坏向内部扩展。而激光冲击强化试样虽然疲劳纹也有加宽,但扩展稳定,没有观察到二次裂纹。可以注意到,在激光冲击强化材料的疲劳断口上,观察到较多位于相同高度的云纹状平台,如图 7(b)所示。这是因为疲劳裂纹扩展过程中两边断口上峰-峰、谷-谷相对应,其峰台部分不断受到碾挤而形成的挤压脊,其上的疲劳纹无法辨别,这属于解理、非晶体学脆性的疲劳纹形态<sup>[15]</sup>,应是激光冲击强化铝合金低周疲劳的重要特征。

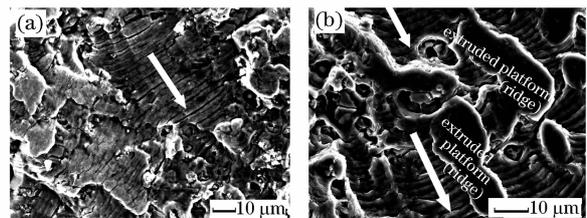


图 7 疲劳裂纹扩展第二阶段后期断口。(a) 未受冲击试样疲劳断口的疲劳纹;(b) 激光冲击试样疲劳断口的疲劳纹

Fig. 7 SEM photos at the ending of II stage in fatigue crack propagation zone. (a) fatigue striations of non-laser-shocked sample; (b) fatigue striations of laser-shocked sample

由于本实验加载应力大于试验材料的屈服强度,金属在每一周期都有一定的塑性变形,所以材料处于弹塑性应变状态,产生的应变包括弹性应变量和塑性应变变量。当材料的  $\sigma_b/\sigma_{0.2}$  达 1.4 时,将表现出循环硬化现象<sup>[16]</sup>。从疲劳断口的挤压脊可以看到,材料在应变过程中尚有相当大的塑性形变,其产

生的形变抗力将使材料产生一定的“循环硬化”效应,这种疲劳过程中的强化效应抑制了二次裂纹的发生,也在一定程度上提高了材料的疲劳性能。

图 8 为疲劳试样瞬时破断区的 SEM 形貌图。如图所示,两者断口皆具有静拉伸状态下的断裂特征,又由于疲劳扩展区实际上等于造成了一种预裂纹,故断口呈现张开型断口特征。瞬断区主要由大小不同、偏向一侧的韧窝组成,呈现韧性材料的断裂特点。两者的主要区别在于由于疲劳纹扩展形式的不同带来的疲劳扩展区面积的差异和残余应力的有无,断裂时的真实应力有所不同。未经激光冲击强化的材料,断裂时的真实应力较大,最后瞬时断裂速度大,在断口上呈现大小较均匀的韧窝;而在激光冲击强化试样上,由于残余应力的作用,最终断裂速度变慢,在断口上揭示出原材料的一些晶体特征,在图 8(b)上可以看到许多细小的韧窝分散在断口上,这与试验材料的金相组织相吻合。

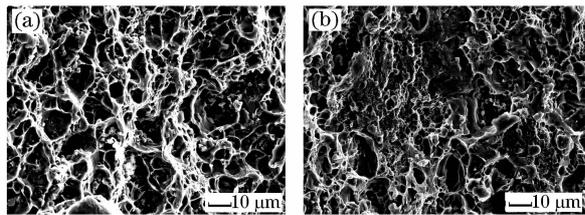


图 8 瞬断区的 SEM 照片

(a) 未受冲击试样;(b) 激光冲击试样

Fig. 8 SEM photos of final rupture

(a) non-laser-shocked sample; (b) laser-shocked sample

## 4 结 论

1) 激光冲击强化 2A02 铝合金试样表面强化层可达 1.5 mm,获得的残余压应力可达 130 MPa,在轴向加载最大应力为 365 MPa,应力比  $R=0.1$  的试验条件下,经过激光冲击强化处理试件的疲劳寿命是未经激光冲击强化处理试件疲劳寿命的 1.835~2.882 倍。

2) 激光冲击强化产生的表面残余压应力可改变拉应力载荷下试样的截面应力分布,使表层应力低于材料的屈服极限,从而使疲劳裂纹源转移到强化层以内,并可降低疲劳裂纹的扩展范围和速率。

3) 激光冲击强化试样的低周疲劳纹有解理、非晶物理学脆性特点,挤压脊为其重要微观特征,在疲劳应变过程中可产生“循环硬化”效应,有效抑制二次裂纹的发生,从而改善材料的疲劳性能。

## 参 考 文 献

- Cui Degang. Structure technology development of large commercial aircraft [J]. *Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica*, 2008, **29**(3):573~582  
崔德刚. 浅谈民用大飞机结构技术的发展[J]. *航空学报*, 2008, **29**(3):573~582
- Wu Bian, Wang Shengbo, Guo Dahao *et al.*. Research of material modification induced by laser shock processing on aluminum alloy [J]. *Acta Optica Sinica*, 2005, **25**(10):1352~1356  
吴边,王声波,郭大浩等. 强激光冲击铝合金改性处理研究[J]. *光学学报*, 2005, **25**(10):1352~1356
- Zhou Jianzhong, Liu Huixia, Feng Aixin *et al.*. Advances on the application of laser induced shock wave in metal processing [J]. *Applied Laser*, 2005, **25**(1):27~31,44  
周建忠,刘会霞,冯爱新等. 激光冲击波技术用于材料加工的研究进展[J]. *应用激光*, 2005, **25**(1):27~31,44
- Zhang Xingquan, Zhang Yongkang, Zhou Jianzhong *et al.*. Characteristics of deformation of plate by laser peening under the elastic pre-loading condition [J]. *Chinese J. Lasers*, 2008, **35**(7):1905~1100  
张兴权,张永康,周建忠等. 弹性预加载下板料激光喷丸成形特性[J]. *中国激光*, 2008, **35**(7):1905~1100
- 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
- Zhang Yongkang, Zhang Xingquan, Zhou Jianzhong *et al.*. Deformation of aluminum alloy LY12CZ plate by laser shot peening [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
- Zhou Yijun, Zhang Yongkang, Zhou Jianzhong *et al.*. Study on properties of overlay in laser shock forming [J]. *Laser Technology*, 2005, **29**(6):626~628,644  
周益军,张永康,周建忠等. 激光冲击成形约束层性能的研究[J]. *激光技术*, 2005, **29**(6):626~628,644
- Gao Zhenlong. Applied Statistic of Fatigue [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1986. 282~304  
高镇同. 疲劳应用统计学[M]. 北京:国防工业出版社, 1986. 282~304
- Zou Shikun, Tan Yongsheng, Guo Dahao *et al.*. Effect of laser shock processing on mechanical properties of Al-Li alloy [J]. *Chinese J. Lasers*, 2004, **31**(3):371~373  
邹世坤,谭永生,郭大浩等. 激光冲击处理对铝锂合金力学性能的影响[J]. *中国激光*, 2004, **31**(3):371~373
- Ma Zhuang, Li Yinghong, Ren Xudong *et al.*. Experiment research of LY2 aluminum alloy with laser shock processing [J]. *Aviation Precision Manufacturing Technology*, 2007, **43**(3):48~49,56  
马壮,李应红,任旭东等. LY2 铝合金激光冲击处理实验研究[J]. *航空精密制造技术*, 2007, **43**(3):48~49,56
- Wang Shengbo, Fan Yong, Wu Hongxing *et al.*. Research of strengthening 7050 aerial aluminum alloy structural material with laser shock processing [J]. *Chinese J. Lasers*, 2004, **31**(1):125~128  
王声波,范勇,吴鸿兴等. 7050 航空铝合金结构材料激光冲击强化处理研究[J]. *中国激光*, 2004, **31**(1):125~128
- Zhang Yongkang, Zhang Leihong, Zuo Dunwen *et al.*. Residual stress of 3A21 aluminum sheet by laser shock processing [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2005, **37**(Suppl.):16~20

- 张永康,张雷洪,左敦稳等. 激光冲击成形下 3A21 铝板料表面残余应力[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, **37**(增刊):16~20
- 13 Luo Gang, Fan Yinhe, Liang Youjiang. Stress analysis and fatigue life estimation of four kinds of super-alloy welded joints [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, **22**(2):327~331
- 罗刚,范引鹤,梁尤疆. 高温合金焊接接头应力分析与疲劳寿命预测[J]. 航空动力学报, 2007, **22**(2):327~331
- 14 Guo Naiguo, Luo Xinmin, Hua Yinqun. The effects of laser shock processing on microstructure and properties of metal [J]. *Materials Review*, 2006, **20**(6):11~13
- 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):11~13
- 15 Y. K. Zhang, J. Z. Lu, X. D. Ren *et al.*. Effect of laser shock processing on the mechanical properties and fatigue lives of the turbojet engine blades manufactured by LY2 aluminum alloy [J]. *Materials and Design*, 2009, **30**:1697~1703
- 16 Zhang Z. P., Li J., Sun Q. *et al.*. Two parameters describing cyclic hardening/softening behaviors of metallic materials [J]. *Journal of Materials Engineering and Performance (J. Mater. Eng. Perform)*, 2009, **18**(3):237~244

\*\*\*\*\*

## 1.2 kW 高功率 1319 nm 波长全固态激光器

近年来,高功率 1319 nm 波长全固态激光器成为激光领域的研究热点之一,它可以广泛应用于光纤通信、激光医疗、频率转换、激光武器等领域。本实验室采用独特的双棒串接热补偿技术,通过对 Nd:YAG 激光晶体主振荡波长 1064 nm 及次振荡波长的抑制,实现了最高输出功率为 1261 W 的 1319 nm 波长激光输出,光光转换效率为 21.7%。

侯 玮 林学春\* 李晋闽

(中国科学院半导体研究所,北京 100083)

收稿日期:2009-11-02

\* 通信联系人。E-mail: xclin@red.semi.ac.cn

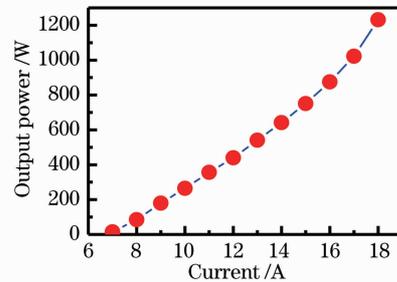


图 1 1319 nm 波长激光输出功率曲线

Fig. 1 The output power of the 1319 nm laser