

文章编号: 0258-7025(2004)Supplement-0270-03

激光冲击处理金属板材后的裂纹扩展速率

邹世坤, 谭永生

(北京航空制造工程研究所, 北京 100024)

摘要 采用2.5 mm厚的铝合金 LY12(2024)T62、1.5 mm厚高强度钢以及1.7 mm厚高温合金薄板制作成紧凑拉伸试件,对预制裂纹延长线进行三次搭接(光斑直径6 mm)激光冲击处理,进行裂纹扩展速率试验并与未处理的试件进行对比,由于激光冲击处理产生的强化效应在裂纹扩展路径上存在区域差别,所以裂纹扩展速率无法进行 Paris 公式拟合,但在整体上能大大降低裂纹扩展速率。

关键词 激光技术; 激光冲击处理; 铝合金; 高强度钢; 高温合金; 裂纹扩展速率

中图分类号 TG156.99

文献标识码 A

Fatigue Growth Rates of Laser Shock Processed Metal Sheet

ZOU Shi-kun, TAN Yong-sheng

(Beijing Aeronautical Manufacturing Technology Research Institute, Beijing 100024, China)

Abstract In this paper, compact tension(CT) specimens of 2024T62 sheet with thickness of 2.5 mm, a superalloy with thickness of 1.5 mm and a high-strength steel sheet with thickness of 1.7 mm were treated by laser shock processing, three spots with diameter of 6 mm overlapped along the extension line of precut crack. The fatigue crack growth rates of laser shock processed specimens were compared with those without LSP, the results show that effects of laser shock strengthening have much difference along the crack growth line, the fatigue growth rates can't be fitted by the Paris formula, but decreased in whole.

Key words laser technique; laser shock processing; aluminium alloy; superalloy; high-strength steel; fatigue crack growth rates

1 引言

激光冲击处理(laser shock processing 又称激光喷丸 laser shock peening, laser peening)是利用强脉冲激光产生的应力波冲击金属表面并向内部传播,在材料表面产生应变硬化,使材料表层形成很大的残余应力^[1-3],从而提高材料疲劳性能的表面强化技术。激光冲击处理具有应变影响层深、易于自动化、对表面粗糙度影响小的特点,因此美国、日本、法国等发达国家纷纷发展这一新技术的应用开发^[4]。

结构的疲劳寿命通常可分为疲劳裂纹形成寿命和疲劳裂纹扩展寿命两种,疲劳裂纹形成寿命为由微观缺陷发展为宏观可检裂纹所对应的寿命,疲劳裂纹扩展寿命为由宏观可检裂纹扩展到临界裂纹而发生破坏这段区间的寿命。激光冲击处理产生的应变强化既可延缓微观缺陷发展为宏观可检裂纹,也可大大降低疲劳裂纹扩展速率,提高结构的疲劳寿命。本文研究激光冲击处理对铝合金 LY12T62, 高强度钢 30CrMnSiA, 高温合金 GH30 等板材裂纹扩展速率的影响。

2 试验条件

试验材料为3 mm厚的 LY12T62(固溶时效)、1.5 mm厚 30CrMnSiA 以及1.7 mm厚 GH30,采用紧凑拉伸(CT)试件,其试样尺寸及激光冲击处理的位置如图1所示,拉伸方向为横向(即裂纹扩展方向为板材轧制方向)。试件加工和试验的工艺流程为:线切割外形,线切割切口长度8 mm,激光冲击处理,预制裂纹,疲劳裂纹扩展试验。

激光冲击处理采用直径 $\phi 6$ mm的圆形光斑,沿预制裂纹的延长线单面连续三次冲击,排列间距为5 mm,使相邻光斑间有17%的搭接率。激光脉冲能量为14 J,脉冲宽度为20 ns,激光峰值功率密度为 2.5×10^9 W/cm²。这样就在裂纹扩展路径上形成了长约16 mm,宽约5 mm的激光冲击强化区域。

疲劳裂纹扩展试验使用880MTS疲劳试验机,MTS TestStar Lis 程序加载,加载精度0.5%,sin 波形,频率 $f=30$ Hz,应力比 $R=0.1$,试验环境为室温,空气。疲劳裂纹扩展长度的测量采用目测法,根据

作者简介: 邹世坤(1974-),男,北京航空制造工程研究所高能束流加工技术重点实验室工程师,主要从事激光加工工艺及设备、激光冲击处理方面的研究。E-mail: zousk@263.net

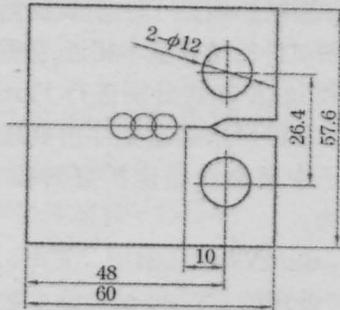


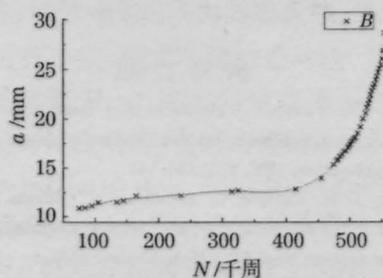
图1 CT 试件及激光冲击位置

Fig.1 Compact test specimen and the location of laser shock processing

所测裂纹长度 α 及其相应的循环次数 N , 对一系列离散的 $\alpha-N$ 点进行多项式拟合, 在试件的宽度 W 及初始裂纹长度满足紧凑拉伸 (CT) 试件的 ΔK 公式有效的条件下^[4], 根据拟合结果和计算, 最后描绘出 $d\alpha/dN$ 和 ΔK 的关系曲线。

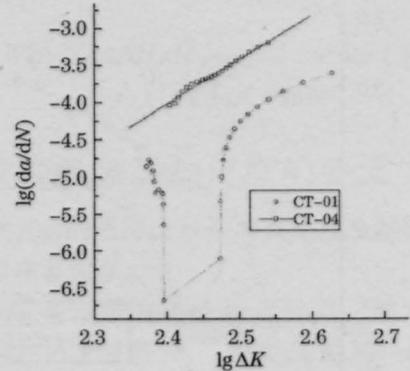
3 LY12 裂纹扩展速率

对 2.92 mm 厚的 LY12 进行裂纹扩展速率试验, 图 2 是经激光冲击处理的试件 CT-01 的 $\alpha-N$ 点进行多项式拟合的结果。试验发现, 在初始载荷 $P=1500$ N 的条件下, 疲劳裂纹缓慢扩展, 当裂纹扩展至 $\alpha=12.16\sim 12.57$ mm 时, 疲劳裂纹几乎停止扩展, 将载荷 P 由 1500 N 提高至 1800 N, 以使应力强度因子范围提高 20%, 以使裂纹尖端冲出强化区。

图2 CT-01 试件 $\alpha-N$ 曲线Fig.2 $\alpha-N$ curve of specimen CT-01

这种现象说明裂纹尖端已进入激光冲击强化区, 如果某局部强化效果很好, 存在大量的位错组织, 材料的抗塑变能力大大提高, 并且材料局部对应的疲劳裂纹扩展阈值应力强度因子大于裂纹尖端的应力强度因子范围 (既 $\Delta K_{th} > \Delta K$) 时, 疲劳裂纹就会停止扩展。

经计算后得到 $\lg(d\alpha/dN)$ 和 $\lg\Delta K$ 的关系曲线 [$(d\alpha/dN)$ 和 ΔK 的单位分别为 mm/循环, $N/\text{mm}^{3/2}$], 并对比未经激光冲击处理的试件结果如图 3。由图可以看出, 激光冲击处理能降低试件的裂纹扩展速

图3 LY12 试件 $\lg(d\alpha/dN)-\lg\Delta K$ 曲线Fig.3 $\lg(d\alpha/dN)-\lg\Delta K$ curve of LY12 specimens

($d\alpha/dN$: mm/cycles ΔK : $N \cdot \text{mm}^{-3/2}$ the same below)

率, 经激光冲击处理的 CT-01 试件在 $\lg\Delta K=2.395$ 和 2.475 附近 (分别对应 $\alpha=12.57$, $P=1500$ N 和 1800 N 时的应力强度因子范围 $\Delta K=248$ 和 298 $N/\text{mm}^{3/2}$) 时裂纹扩展速率急剧减低, 降幅在百倍以上, 其余部分得变化趋势与 CT-04 类似, 而裂纹扩展速率降低了 4 倍以上。

未经激光冲击处理的 CT-04 试件, $\lg(d\alpha/dN)$ 和 $\lg\Delta K$ 曲线基本上满足线性关系, 在测试范围内的裂纹扩展处于裂纹稳定扩展阶段, 可对其进行 Paris 公式拟合, 其直线拟合结果表述如下:

$$\text{CT-04: } \lg(d\alpha/dN) = -18.87825 + 6.18506 \lg\Delta K \\ R = 0.98597 \quad SD = 0.041$$

因此本试验中, 未经激光冲击处理的铝合金板材的 Paris 公式为:

$$d\alpha/dN = 1.32 \times 10^{-19} \Delta K^{6.2} \quad (1)$$

在 $\lg\Delta K=2.50$ 以后, CT-01 试件 $\lg(d\alpha/dN)$ 和 $\lg\Delta K$ 曲线直线拟合结果:

$$\text{CT-01: } \lg(d\alpha/dN) = -15.53724 + 4.54231 \lg\Delta K \\ R = 0.98106 \quad SD = 0.05002$$

经激光冲击处理的铝合金板材裂纹稳定扩展阶段的 Paris 公式为:

$$d\alpha/dN = 2.9 \times 10^{-16} \Delta K^{4.54} \quad (2)$$

4 GH30 和 30CrMnSiA 裂纹扩展速率

GH30 试件厚度为 1.64 mm, 加载载荷 $P=3300$ N, 30CrMnSiA 厚度为 1.52 mm, 加载载荷 $P=2800$ N, 所作结果如图 4 和图 5。

由图可见, 在测试范围内, 未经激光冲击处理的 CT-12 试件, 裂纹扩展处于初始裂纹稳定扩展阶段 I 和中期裂纹稳定扩展阶段 II 的过渡范围, 可认为 $\lg\Delta K=3.0$ 以后处于 II 阶段, 这时的 $\lg(d\alpha/dN)$ 和 $\lg\Delta K$ 曲线对其进行 Paris 公式拟合, 其直线拟合结

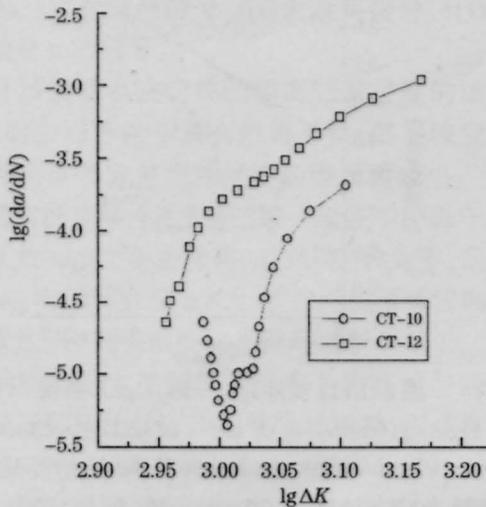


图4 GH30 试件 $\lg(da/dN)$ - $\lg\Delta K$ 曲线
Fig.4 $\lg(da/dN)$ - $\lg\Delta K$ curve of GH30

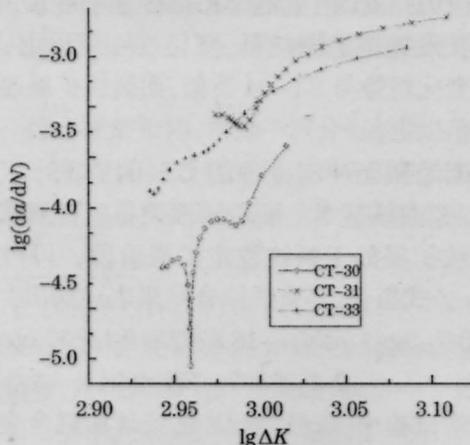


图5 30CrMnSiA 试件 $\lg(da/dN)$ - $\lg\Delta K$ 曲线
Fig.5 $\lg(da/dN)$ - $\lg\Delta K$ curve of 30CrMnSiA

果如下:

$$\lg(da/dN) = -19.86463 + 5.35406 \lg\Delta K$$

$$R = 0.03058 \quad SD = 0.12504$$

本试验中, 未经激光冲击处理的 GH30 板材中期裂纹稳定扩展阶段 II 的 Paris 公式为:

$$da/dN = 1.37 \times 10^{-20} \Delta K^{5.4} \quad (3)$$

对比 CT-10 与 CT-12 的结果, 在 $\lg\Delta K = 2.98 \sim 3.12$ (分别对应裂纹长度为 $a = 12.5 \sim 17$ mm 和 $\Delta K = 955 \sim 1318$ N/mm^{3/2}) 范围内, 激光冲击处理能明显降低裂纹扩展速率, 最大幅度在 30 倍左右, 而变化趋势大体与未经激光冲击处理的相近, 测量的整个范围处于激光冲击强化区。

对厚度为 1.52 mm 30CrMnSiA, 由图可以看出, 在测试范围内, 未经激光冲击处理的 CT-31 和

CT-33 试件裂纹扩展处于中期裂纹稳定扩展阶段 II 的早期, 两试件的结果基本相近, 分别对两试件的 $\lg(da/dN)$ 和 $\lg\Delta K$ 曲线分别进行 Paris 公式拟合, 进行平均可以得出未经激光冲击处理的板材在裂纹扩展处于中期裂纹稳定扩展阶段 II 的早期的 Paris 公式为:

$$da/dN = -32.98413 (\Delta K)^{9.57} \quad (4)$$

经激光冲击处理的 CT-30 试件除少数区域有波动外, $\lg(da/dN)$ 和 $\lg\Delta K$ 曲线整体上也进行 Paris 公式拟合

$$CT-30: \lg(da/dN) = -43.61356 + 13.04077 \lg\Delta K$$

由上可知, 在 $\Delta K = 1000$ (N/mm^{3/2}) 附近, 激光冲击处理能降低厚度为 1.52 mm 得 30CrMnSiA 裂纹扩展速率约 40 倍, 而在测量范围整体上仅降低裂纹扩展速率 4 倍左右。

5 结论

激光冲击处理对裂纹扩展处于初始裂纹稳定扩展阶段 I 和中期裂纹稳定扩展阶段 II 早期的影响很大, 往往可降低裂纹扩展速率几十倍以上, 使初始裂纹稳定扩展阶段 I 后移, 并可能提高疲劳裂纹扩展阈值应力强度因子, 这种强化效应在结构的止裂上有很好的工程应用前景。

致谢 激光冲击强化试验得到中国科学技术大学的吴鸿兴教授、郭大浩教授等指导和帮助, 在此致谢。

参考文献

- 1 P. Peyre, R. Fabbro, L Berthe *et al.* Laser shock processing of materials, [physical processes involved and examples of applications][J]. *J. Laser Application*, 1996, 8(3):135-141
- 2 J. P. Chu, J. M. Rigsbee, G. Banas, *et al.* Effects of laser-shock processing on the microstructure and surface mechanical properties of hadfield manganese steel [J]. *Metallurgical & Materials Transactions A*, 1995, 26(A):1507-1517
- 3 K. Eisner, A. Lang, K. Schutte *et al.* Shock hardening as a novel technique for materials processing[C]. *SPIE*, 1996, 2789: 274-280
- 4 M. Obata, Y. Sano, N. Mukai *et al.* Effect of laser peening on residual stress and stress corrosion cracking for TYPE 304 stainless steel[C]. The 7th International Conference on Shot Peening, Institute of Precision Mechanics, Warsaw, Poland, 1999:387-394
- 5 Zou Shikun, Wang Jian, Wang Huaming *et al.* Study on laser shock processing to decrease the fatigue crack growth rates of aluminum alloy[J]. *Aeronautical Manufacturing Technology*, 2002, 229(9):37-39
邹世坤, 王健, 王华明等. 激光冲击处理降低铝合金裂纹扩展速率的研究[J]. *航空制造技术*, 2002, 229(9):37-39