

文章编号: 1004- 0609(2000) 02- 0170- 05

LY12 爆炸复合板疲劳性能研究^①

崔建国, 付永辉, 李 年, 孙 军, 何家文

(西安交通大学 金属材料强度国家重点实验室, 西安 710049)

摘 要: 考察了 LY12 爆炸复合板不同取向的拉伸强度、分层韧性及疲劳裂纹扩展行为。观测了疲劳长裂纹的扩展路径形态, 并利用断裂力学理论讨论了材料的层状结构与其疲劳性能之间的关系。结果表明, 层合板中的层间界面性能对其疲劳性能具有重要影响, 在 LY12 爆炸复合板中, 垂直板面 L - S 取向和 L - T 取向的疲劳裂纹在扩展过程中都发生了明显的止裂。

关键词: 爆炸复合板; 疲劳; 界面

中图分类号: TB331; TB302.3

文献标识码: A

金属/金属多层复合板状材料以其垂直界面取向优越的疲劳抗力在汽车、航天航空、国防等领域显示了广阔的应用前景。这种优越的疲劳性能与其界面结合状况有着紧密联系, 因为层间结合强度是层合板的薄弱环节, 层间强度低导致损伤的基本模式是层与层之间的分离, 即分层, 失效特征不同于一般均质材料, 从而对其服役性能产生重要影响。因此, 对金属层状复合材料疲劳裂纹的扩展及其分层之间的关系进行研究, 预测界面结合强度对其疲劳裂纹扩展的影响, 对安全有效利用层状复合材料具有重要的理论和工程实际意义。

以往对复合板的研究侧重于理论分析并以静载为主^[1~6], 且大都是针对强界面结合的双层单界面层合板^[7,8]。例如文献[1]利用边界元的方法分析了具有理想与非理想界面的双材料四点弯曲试样的界面断裂韧性, 讨论了裂纹前沿理想界面的复应力强度因子和非理想界面应变能密度随裂纹长度的变化; 文献[2]考察了材料不均匀层对垂直裂纹的作用, 表明当裂纹垂直侵入界面层时, 裂尖应力强度因子将发生变化。但在这方面的实验研究, 特别是对多层复合的金属层合板不同取向的疲劳性能的系统研究尚未见报导, 然而只有系统的实验研究, 才可校核已有的理论成果, 并促使其进一步发展, 以便推动金属/金属层状复合材料的应用。

爆炸焊接作为一种焊接技术在制造大面积不同用途的双金属及多金属复合材料中发挥着重要的作用。爆炸复合材料为节约资源, 综合利用以及显著

增强和提高现有金属材料的性能, 展现了一幅广阔的前景^[9]。本文选用由 LY12 薄板爆炸复合的多层复合板为研究对象, 考察其不同取向的拉伸强度、分层韧性及疲劳裂纹的扩展, 并利用断裂力学理论对其进行初步分析。

1 实验材料和实验方法

选用层厚为 1.5 mm 的硬铝 LY12 薄板, 六层叠合, 利用爆炸焊接复合成层合板。在复合过程中为了保证各层间能较好的焊合, 防止在界面处出现焊合波纹, LY12 薄板的表面包铝层(厚度约为 LY12 层厚的 5%)未预清除。这样既保证了焊合质量又保证了焊合界面基本平直。

文中裂纹扩展方向采用双字母表示法, 前一字母为试样裂纹面法线方向, 后一字母为裂纹面扩展方向。静拉伸在 INSTRON 拉伸实验机上进行。静态分层断裂韧性采用双悬臂梁(DCB)试样在 SANS 万能实验机上进行。四点弯曲疲劳在 MTS880 液压伺服实验机上进行, 正弦波加载, 应力比为 0.1, 并利用金相显微镜和扫描电镜对拉伸和疲劳试样的断口及疲劳裂纹形貌进行了观测分析。图 1 为层状复合材料空间取向示意图, 爆炸波沿 L 方向传播。

2 实验结果

2.1 静拉伸强度 σ 和分层断裂韧性 K

① 基金项目: 国家自然科学基金重点资助项目 59731020

收稿日期: 1999- 08- 30; 修订日期 1999- 11- 04;

作者简介: 崔建国(1972-), 男, 博士研究生

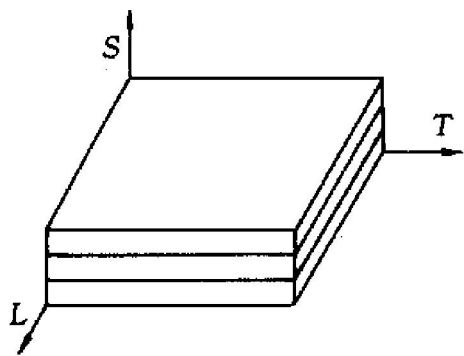


图 1 层合板的空间取向示意图

Fig. 1 Orientation of laminate

图 2(a) 为沿 L 方向拉伸时的宏观金相照片, 可见各层间基本为独自断裂, 不像均质材料试样那样形成一连续平直的裂纹。垂直板面方向即 S 向的拉伸断裂强度利用长度为板厚的小“工”字型试样进行测试, 各试样均在层间断裂, 断口的两表面皆为纯铝所覆盖, 且发生了较大的塑性变形, 如图 2(b) 所示, 说明爆炸焊合所得的两包铝层间的结合是较好的, 但由于纯铝和硬铝的强度相差较大, 而形成了层间界面结合强度(S 向拉伸强度)与各层基体材料强度(近似 L 向拉伸强度)的显著差异。对比两取向的拉伸强度, 其比值约为 0.27~ 0.29。

层合板沿 S - L 取向的分层裂纹扩展能量释放率 G_1 和沿 L - T 方向的裂纹扩展能量释放率 G_2 根

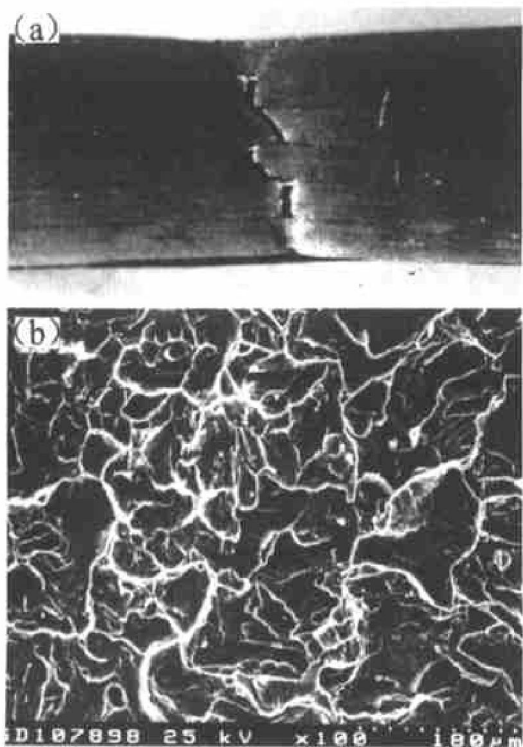


图 2 拉伸试样裂纹路径和断口形貌

Fig. 2 Crack path (a) and fracture interface morphology (b)

据标准 ASTM D3543 采用双悬臂梁(DCB) 试样进行测定, 结果 G_1/G_2 约为 0.16, 即裂纹沿界面扩展的阻力要比沿 L - T 方向扩展的阻力小得多, 界面层为该层合板的薄弱环节。

2.2 疲劳性能

图 3 为层合板垂直板面 L - S 取向疲劳裂纹扩展的 a - N 图, 其上出现了阶段性的平台。对照图 4 该取向疲劳裂纹扩展形态的金相照片可见这是由于主裂纹扩展到界面后受到界面的阻挡, 发生

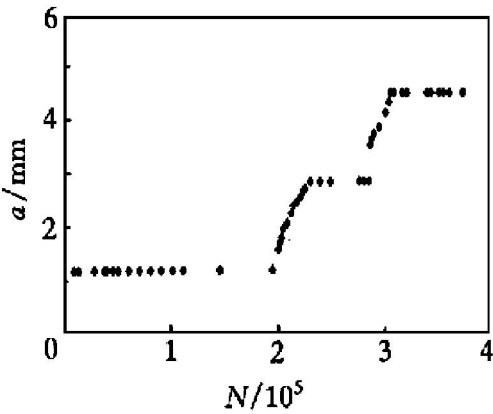


图 3 L - S 取向裂纹扩展的 a - N 图

Fig. 3 Variation in fatigue crack length a with fatigue cycles N

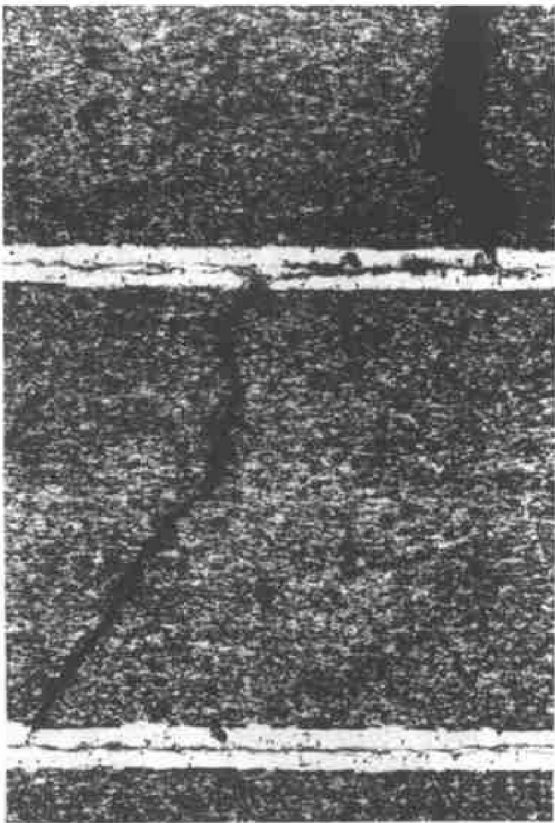


图 4 L - S 取向疲劳裂纹扩展路径

Fig. 4 Fatigue crack growth path for L - S orientation specimen

了沿界面的转折。裂纹在第一个界面处发生单向转折, 对应 $a-N$ 图上第一个平台, 扩展一段距离后, 在主应力的驱动下穿过界面进入下一层 LY12 中继续扩展, 在 $a-N$ 图上表现为 a 随 N 的急速上升, 类似于整体材料中疲劳裂纹的失稳扩展阶段。到达第二个界面后, 裂纹沿主裂纹面的扩展再次停滞, 出现沿界面的双向转折并发生了较长的横向扩展, 在 $a-N$ 图上表现为第二个长距离的平台, 这样致使层合板约 80% 以上的疲劳寿命都消耗于界面处, 层合板在该取向显示了优越的抗疲劳性能。

图 5 为 $L-T$ 取向疲劳长裂纹扩展的 $da/dN-\Delta K$ 关系曲线。可见曲线分为明显的几个阶段, 在最初阶段即 $\Delta K < 13 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 时, da/dN 随 ΔK 快速上升; ΔK 在 $13 \sim 20 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 范围内时, 曲线上出现了一段近似平台区域, 随 ΔK 升高 da/dN 基本在某一确定值附近波动, 不再上升; $\Delta K > 20 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 后, 随 ΔK 增大, da/dN 基本呈线性上升。并且在曲线的最初两个阶段, 尤其是近平台区域, 多处出现了由裂纹扩展速率 da/dN 随名义应力强度 ΔK 的上升不增大反而减小的止裂或自抑制现象导致的小波折。对层合板疲劳裂纹扩展 $da/dN-\Delta K$ 关系曲线上 da/dN 随 ΔK 呈线性上升阶段应用 Paris 公式:

$$da/dN = C(\Delta K)^m$$

进行拟合, 得下式:

$$da/dN = 6 \times 10^{-9} (\Delta K)^{3.208}$$

研究表明, 对于均质金属材料 m 值一般为 2~7, 上式中 m 值为 3.208 在此范围内。图 6 为层合板疲劳断口扫描电镜照片, 可见有明显的分层现象出现。

3 理论分析

层状复合材料结构的破坏模式与均质材料结构有着明显的不同, 且不同取向的疲劳裂纹扩展机理也有所不同。

为了分析简单, 假定一规则复合层板(如图 7), 并符合两个条件: 界面是纯几何界面(非梯度界面)及各层之间的材料参数完全相同。

3.1 $L-S$ 取向

该取向主裂纹面和裂纹扩展方向都垂直于层合板界面, 当裂纹扩展到界面处, 将面临着扩展方向的选择问题, 可沿着原方向穿透下一层层板, 或是沿着两层之间的界面分层扩展。裂纹扩展方向的确定, 对于层状复合材料整体性能具有重要影响。

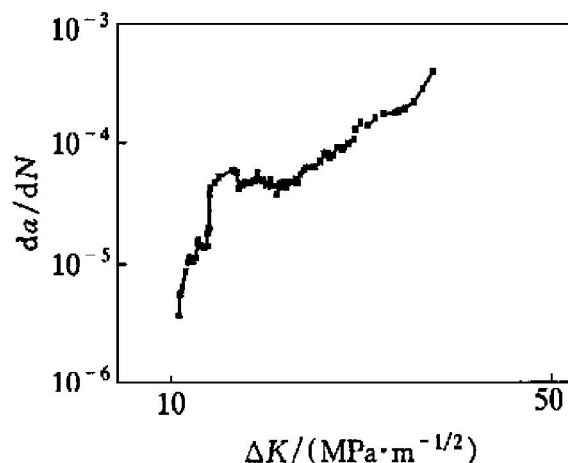


图 5 $L-T$ 取向裂纹扩展的 $da/dN-\Delta K$ 关系曲线

Fig. 5 Variation in fatigue crack growth rates da/dN with nominal stress intensity range ΔK

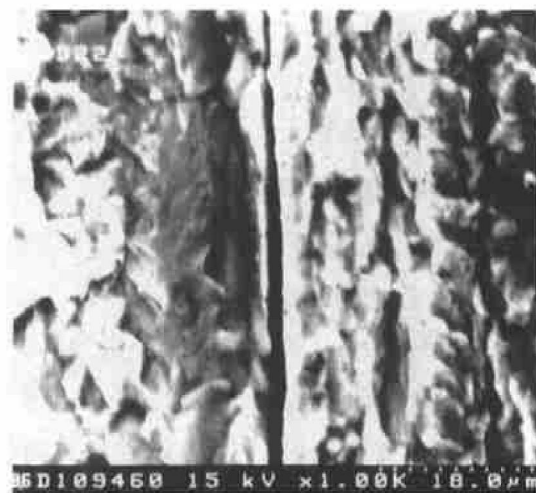


图 6 $L-T$ 取向层合板疲劳断口扫描电镜照片

Fig. 6 SEM photo of fatigue fracture for $L-T$ orientation specimen

假设试样存在长度为 a 的初始裂纹, 根据断裂力学分析, $L-S$ 取向裂纹尖端附近的应力场为:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_{\theta} &= \frac{1}{2\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} [K_I (1 + \cos \theta) - 3K_{II} \sin \theta] \\ \tau_{r\theta} &= \frac{1}{2\sqrt{2\pi r}} \cos \frac{\theta}{2} [K_I \sin \theta + K_{II} (3\cos \theta - 1)] \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

式中 K_I , K_{II} 分别为远场 I 型和 II 型应力场强度因子, 由于是对称加载, 可假定 $K_{II} = 0$ 。 $\bar{K}_I$, $\bar{K}_{II}$ 表示裂尖局部的 I 型和 II 型应力场强度因子。由于在实验过程中, 试样将发生一定的挠度, 裂纹尖端实际的局部 II 型应力场强度因子 $\bar{K}_{II}$ 并不等于零。这样若界面结合较弱就可能导致扩展到界面的裂纹沿界面扩展, 即此时裂纹的扩展方向根据不同

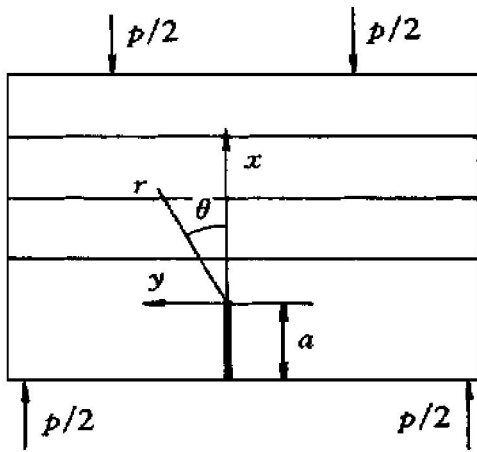


图 7 L-S 取向疲劳裂纹的裂尖场

Fig. 7 Mechanics analysis model of L-S orientation in laminated composites

的界面结合强度将面临两种选择: $\theta = 0^\circ$ 或 $\theta = 90^\circ$ 。由式(1)可得:

$$\sigma_0 = \frac{K_I}{2\sqrt{2\pi r}}, \quad \tau_{r\theta} = 0 \quad (\theta = 0^\circ) \quad (2a)$$

$$\begin{aligned} \sigma_0 &= \tau_{r\theta} = \frac{\sqrt{2}}{4} \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \\ &= 0.3535 \frac{K_I}{\sqrt{2\pi r}} \quad (\theta = 90^\circ) \quad (2b) \end{aligned}$$

根据文献[10]有,

$$\overline{K}_I = K_I, \quad \overline{K}_{II} = 0 \quad (\theta = 0^\circ) \quad (3a)$$

$$\overline{K}_I = \overline{K}_{II} = \frac{\sqrt{2}}{4} K_I \quad (\theta = 90^\circ) \quad (3b)$$

根据线弹性断裂力学裂尖应力场强度因子 K 与裂纹扩展能量释放率 G 之间有如下关系:

$$G = \frac{K_I^2}{E^*} \quad (\theta = 0^\circ) \quad (4a)$$

$$G = \frac{K_I^2 + K_{II}^2}{E^*} = \frac{K_I^2}{4E^*} \quad (\theta = 90^\circ) \quad (4b)$$

式中 E^* 为有效弹性模量。由式(4)可知, 若界面的裂纹扩展能量释放率 G 小于各层整体材料相应能量释放率的 25%, 则裂纹沿界面扩展。

3.2 L-T 取向

该取向主要的韧化机理为分层韧化, 即垂直于主裂纹面的界面发生分层将主裂纹及其前方分割成一系列垂直于主裂纹的薄带, 使裂尖由一个平面应变状态转变成一系列的平面应力状态, 宏观上就会表现为疲劳抗力的增加。因此必需考虑裂尖的三轴应力, 建立如图 8 的三维坐标系, 其 x, y, z 轴分别沿板材的 T, L, S 方向, 根据断裂力学理论可得裂尖的三轴应力场如下:

$$\sigma_{rr} = \frac{K_I}{(2\pi r)^{1/2}} \times \cos\left(\frac{\theta}{2}\right) \left[1 + \sin^2\left(\frac{\theta}{2}\right)\right] \quad (5a)$$

$$\sigma_{\theta\theta} = \frac{K_I}{(2\pi r)^{1/2}} \times \cos^3\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (5b)$$

$$\sigma_{r\theta} = \frac{K_I}{(2\pi r)^{1/2}} \times \sin\left(\frac{\theta}{2}\right) \cos^2\left(\frac{\theta}{2}\right) \quad (5c)$$

$$\sigma_{zz} = \nu(\sigma_{rr} + \sigma_{\theta\theta}) \quad (5d)$$

此处 ν 为泊松比, 并仍假定 $K_{II} = 0$, 实验过程中由试样挠度所引起的裂尖局部的 II 型应力强度因子远小于 I 型应力强度因子, 在该取向不会引起裂纹扩展方向的转折, 为简化分析在此不予考虑, 则裂纹将仅沿 $\theta = 0^\circ$ 方向扩展, 有:

$$\sigma_{rr} = \sigma_{\theta\theta} = \frac{K_I}{(2\pi r)^{1/2}} \quad (6a)$$

$$\sigma_{zz} = 2\nu\sigma_{rr} = 2\nu\sigma_{\theta\theta} \quad (6b)$$

取 ν 为 0.33, 在平面应变条件下有

$$\sigma_{zz} = 0.66\sigma_{rr} = 0.66\sigma_{\theta\theta} \quad (7)$$

应力 σ_{zz} 垂直作用在层合板的界面上成为分层应力。由式(7)可知, 若层合板界面结合强度小于或等于各层整体材料强度的 66%, 则在裂纹扩展过程中界面将优先发生分层。

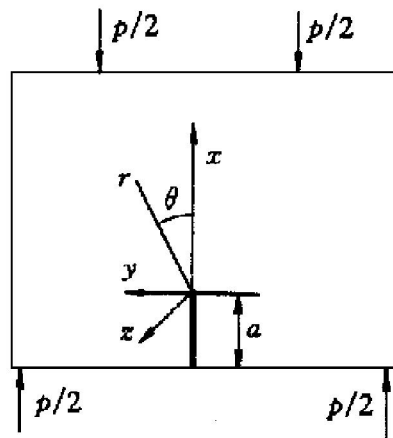


图 8 L-T 取向疲劳裂纹的裂尖场

Fig. 8 Mechanical analysis model of L-T orientation in laminated composites

4 分析讨论

本文所研究的 LY12 爆炸复合层状材料, 虽然界面处有一薄层纯铝, 不完全满足上述理论分析模型的条件, 但仍可借此进行初步的分析。

对于 L-S 取向, 由实验结果可知该层合板的界面裂纹扩展能量释放率 G 约为各层整体材料相应裂纹扩展能量释放率(近似认为是 L-T 取向的裂纹扩展能量释放率)的 0.16, 低于理论分析的分层标

准0.25, 裂纹在到达界面后应是沿层面扩展。实验结果表明裂纹在到达界面后确实发生了转折而沿界面扩展, 从而大大降低了裂尖沿主裂纹面扩展方向的有效应力强度因子范围, 使裂纹沿主裂纹面方向的扩展受阻, 在 $a-N$ 图上出现了明显的平台区域。能量大量消耗在界面上, 相应提高了层合板该取向的断裂韧性。

而 $L-T$ 取向根据以上的实验结果和理论分析, 疲劳裂纹在扩展过程中界面应优先完全分开, 将主裂纹及其前方分割成一系列垂直于主裂纹的薄带, 使裂尖由一个平面应变状态转变成一系列的平面应力状态, 宏观上表现为疲劳抗力的均匀增加, 使 $da/dN-\Delta K$ 曲线变平缓, 但实际的曲线上却出现了好多小的止裂波折。对其疲劳断口的电镜观察发现, 其界面也并不是完全分开, 而是呈断续状, 分析表明, 这主要是由该层合板的界面特性所决定的, 它并不是理论分析模型中所假设的理想界面, 而是由纯铝构成了一个界面层。由于硬铝和纯铝强塑性的不同, 作为界面层的这层纯铝在疲劳裂纹扩展过程中就可能发生轻微的或局部的塑性变形, 而使裂尖的三轴应力约束得以释放, 从而降低界面分层的剧烈程度, 使其成为断续状, 但这些断断续续的分层引起的裂尖应力状态的改变对裂纹扩展阻力的影响, 在疲劳裂纹扩展的 $da/dN-\Delta K$ 关系曲线上得以清晰的反应。

REFERENCES

- [1] WANG Ren-jie(王人杰) and LUO Hai-an(罗海安). 具有理想与非理想界面的双材料四点弯曲试件的界面断裂韧性[J]. Acta Materialiae Composite Sinica(复合材料学报), 1996, 13(4): 58~63.
- [2] WANG Hu-jun(王惠军) and YANG Wei(杨卫). 材料不均匀层对垂直裂纹的作用[J]. Acta Materialiae Composites Sinica(复合材料学报), 1996, 13(1): 91~95.
- [3] Rica J R. Elastic fracture mechanics concepts for interfacial cracks[J]. Journal of Applied Mechanics, 1988, 55: 98~103.
- [4] Woeltjen C, Shih C F and Suresh S. Cyclic near-tip fields for fatigue cracks along metal-metal and metal-ceramic interfaces[J]. Acta Metall Mater, 1993, 41(8): 2317~2335.
- [5] HE Ming-yuan. Crack deflection at an interface between dissimilar elastic material[J]. Int J Solids Structure, 1989, 25(9): 1053~1067.
- [6] LI Xing-gang(李兴刚), QI Ke-min(齐克民) and ZHU Quan(朱泉). 铝铝轧制复合研究[J]. The Chinese Journal of Non-ferrous Metal(中国有色金属学报), 1999, 9(2): 300~304.
- [7] Sugimura Y, Grondin L and Suresh S. Fatigue crack growth at arbitrary angles to bimaterial interface[J]. Scripta Metallurgica et Materialia, 1995, 33(12): 2007~2012.
- [8] Sugimura Y, Lim P G, Shih C F, et al. Fracture normal to a bimaterial interface: effects of plasticity on crack-tip shielding and amplification[J]. Acta Metall Mater, 1995, 43(3): 1157~1169.
- [9] ZHENG Yuan-mou(郑远谋). 爆炸焊接和金属基复合材料[J]. Chinese Journal of rare metals(稀有金属), 1999, 23(1): 56~61.
- [10] Suresh S and Shih C F. Plastic near-tip fields for branched cracks. International Journal of Fracture, 1986, 30: 237~259.

Fatigue crack propagation of explosive bonded laminate LY12 plate

CUI Jian-guo, FU Yong-hui, LI Nian, SUN Jun, HE Jian-wen

State Key Laboratory for Mechanical Behavior of Materials,
Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049, P. R. China

Abstract: An explosive bonded LY12 laminate plate was applied to investigate the effect of interface bonding strength on fatigue crack propagation path. The fatigue crack growth behavior was investigated under four-point bending conditions. The energy release rates of crack propagation at the interface and in the matrix were examined with double-cantilever beam (DCB) specimens. The results indicate that, the interface of laminated composites plays a significant role in fatigue crack growth. The fatigue crack propagation is arrested by the interface delamination in the explosive bonded LY12 laminate.

Key words: explosive bonded laminate; fatigue cracks; interfaces

(编辑 何学锋)