

[文章编号] 1004- 0609(2002) 04- 0719- 06

LY12/ Cu 双金属层合板的疲劳性能(II)^① ——角裂纹

崔建国¹, 付永辉², 李 年², 孙 军², 何家文², 马莒生¹

(1. 清华大学 材料科学与工程系, 北京 100084; 2. 西安交通大学 金属材料强度国家重点实验室, 西安 710049)

[摘 要] 对爆炸复合双层金属板 LY12/ Cu 和 LY12/ LY12 中 L - T 取向角裂纹的疲劳扩展行为进行了对比性实验研究和理论分析。结果表明, 双层金属板的界面相性能、体积分数及界面两侧材料的性能差异对层合板中角裂纹的疲劳扩展具有重要影响。对由不同金属构成的双层复合板, 角裂纹疲劳扩展过程中试样两侧面的裂纹长度不同, 并且随着裂纹扩展其差距逐渐加大, 但存在最大值 Δa_c 。当两侧面裂纹长度差 $\Delta a < \Delta a_c$ 时, 两侧裂纹扩展速率不同; 当 $\Delta a \geq \Delta a_c$ 时, 两侧裂纹扩展速率相同。对整个裂纹扩展过程可用 Δa_c 和其后任一侧的裂纹扩展 $\Delta K - da/dN$ 曲线共同描述。

[关键词] 金属层合板; 疲劳裂纹扩展; 界面

[中图分类号] TB 331; TB 302. 3

[文献标识码] A

前文^[1]重点讨论了金属复合板界面两侧材料弹塑性失配对其面裂纹疲劳扩展的影响。复合板在服役过程中由于应力集中或受力条件的不同, 在其边角、接头及连接孔等部位还极易出现穿透型角裂纹(裂纹面垂直于复合界面而扩展方向平行于复合界面的裂纹), 其疲劳扩展行为对层合板的服役性能同样具有重要影响, 理解其扩展机制对双层复合板的合理利用及整个机件寿命的预测都具有重要意义, 而且对全面理解和描述多层金属复合板中疲劳裂纹的扩展特征也具有具有重要的参考价值^[2~9]。但关于这方面的实验研究工作却很少有文献公开报导^[10~13]。应用实践表明, 这种裂纹的扩展与层合板界面两侧材料的性能同样密切相关。Kula 等^[10]对由高碳钢/低碳钢轧制而成的强度错配、模量相同的双层复合板角裂纹疲劳扩展的研究表明, 高碳钢一侧的裂纹扩展速率高于低碳钢一侧, 裂纹前沿线不再与界面垂直, 与整体材料表现不同, 直接应用线弹性断裂力学的 ΔK 描述难以全面反应裂纹的扩展特征, 但其又没有给出合适的解释及其描述方法。因此作者在前文的基础上继续以爆炸复合 LY12/ Cu 双层金属板为研究对象, 考察其界面及两侧组元性能差异对复合板角裂纹疲劳扩展行为的影响, 并与由同种方法制备的双层复合板 LY12/ LY12 的实验结果进行对比, 结合相关断裂力学理

论进行分析讨论, 寻求双层复合板中角裂纹疲劳扩展特征的适当解释及其描述方法。

1 实验

双层金属复合板 LY12/ Cu 与前文相同, 也是由厚度为 10 mm 的退火态包覆硬铝板(LY12) 和铜板(Cu) 利用爆炸焊接方法复合而成, 而 LY12/ LY12 复合板由轧制态 LY12 板直接爆炸复合而成, 其各组元性能如表 1 所示。复合板界面结合强度的考察采用板状拉伸试样在 Instron 拉伸试验机上进行。疲劳裂纹扩展实验仍采用四点弯曲试样在 Am-sler 高频疲劳试验机上进行。图 1 为双层复合板角裂纹疲劳扩展试样示意图, 尺寸为 100 mm $\times$ 18 mm $\times$ 12 mm, 界面位于试样中间。为分析比较, 对与复合板经历了同样处理过程的 LY12 和 Cu 整体材料的疲劳裂纹扩展特性也进行了考察。

表 1 复合板各组元的屈服强度及弹性模量

Table 1 Tensile strength of laminate's components

Laminate	Component	σ_y /MPa	E /GPa
LY12/ LY12	LY12	350	70
	LY12	210	70
LY12/ Cu	Cu	160	110

① [基金项目] 国家自然科学基金重点资助项目(59731020)

[收稿日期] 2001- 09- 25; [修订日期] 2001- 12- 17

[作者简介] 崔建国(1972-), 男, 博士。

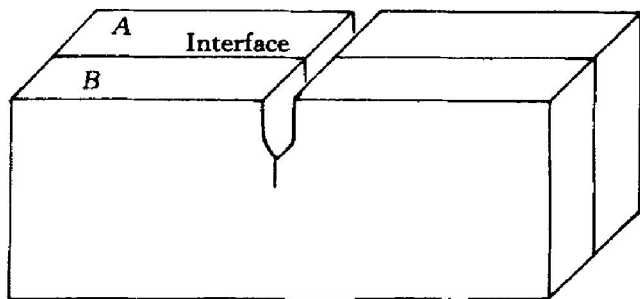


图 1 疲劳试样示意图

Fig. 1 Schematic diagram of fatigue specimen

2 实验结果

2.1 复合板界面结合性能

复合板的 S 向即垂直板面方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，各试样均断在爆炸焊合处。强度值 LY12/LY12 复合板为 200 MPa，LY12/Cu 复合板为 150 MPa。由于实际爆炸复合界面是在纯铝层间或纯铝与 Cu 之间，与纯铝的强度相比，可以说两复合板都实现了较好的界面结合。特别是对于 LY12/Cu 复合板，该强度值已接近其基本组元 Cu 的屈服强度。而在 LY12/LY12 复合板中，如此高的界面结合强度也可以说原来的两个包覆层已基本结合成了一个整体。由于在复合板中，该中间层所占的比例很小，并且其性能与两侧的基本组元 LY12 和 Cu 相比也有着明显的差异，因此研究中将其作为界面相来分析其对复合板中疲劳裂纹扩展的影响。

2.2 疲劳性能

本文仍将复合板作为整体材料，忽略其结构的不均匀性，由试样两侧面实测裂纹长度计算裂尖的应力强度因子范围 ΔK 和裂纹扩展速率 da/dN ，所得 $\Delta K - da/dN$ 曲线如图 2 所示。图中标注 LY12, Cu 的曲线为相应整体材料的裂纹扩展曲线。对于整体材料的疲劳试样两侧面裂纹扩展 $\Delta K - da/dN$ 关系相同，只用一条曲线表示即可。而对于不同的复合板试样则有所不同，LY12/LY12 复合板试样两侧面裂纹扩展的 $\Delta K - da/dN$ 曲线完全相同，也用一条曲线表示；LY12/Cu 复合板试样，则有两条不同的 $\Delta K - da/dN$ 曲线，分别与其两侧面的裂纹扩展相对应，故对其曲线的图例在材料牌号后加注 side，以与整体材料的相区别。

图 2(a) 所示为 LY12/Cu 复合板及其各组元整体材料中疲劳裂纹扩展的 $\Delta K - da/dN$ 曲线。可

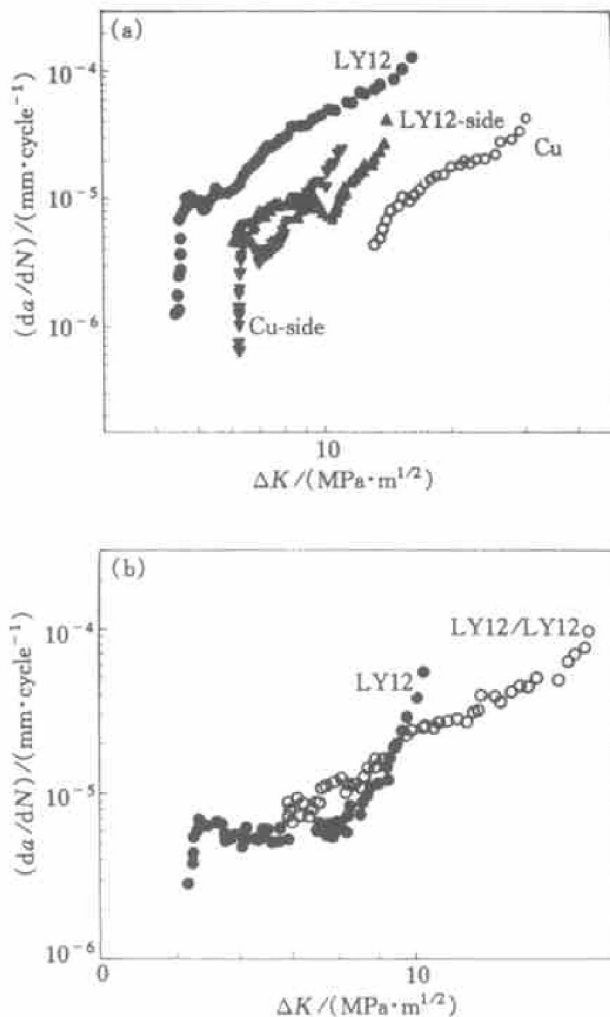
图 2 疲劳裂纹扩展 $\Delta K - da/dN$ 关系曲线

Fig. 2 Variation in fatigue crack growth da/dN with nominal stress intensity range ΔK
(a) —LY12/Cu; (b) —LY12/LY12

见，在整个实验范围内，在同样的驱动力 ΔK 下，整体材料 LY12 中的裂纹扩展速率总是高于 Cu 中的。当形成双层板后，作为复合板的组元，二者中的裂纹扩展速率仍不相同，但是在同样的扩展驱动力 ΔK 下，LY12 的裂纹扩展比其整体材料的变慢了，而 Cu 的裂纹扩展比其整体材料的变快了。并且，当 $\Delta K < 8 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 时，LY12 侧疲劳裂纹扩展速率高于 Cu 侧；当 ΔK 为 $8 \sim 9 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 时，两侧裂纹扩展速率近乎相同，而当 $\Delta K > 9 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 时，Cu 侧的裂纹扩展反比 LY12 侧的快了。而对比图 2 (b) LY12/LY12 复合板与其组元 LY12 整体材料中疲劳裂纹扩展的 $\Delta K - da/dN$ 曲线可见，在 $\Delta K < 10 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 时两者差别不大，其后随 ΔK 的增加，LY12 整体材料的疲劳裂纹扩展速率迅速上升，而复合板试样疲劳裂纹扩展速率的上升却要缓慢得多。

图 3 所示为复合板疲劳试样断面近裂尖部位的

扫描电镜照片。可见 LY12/LY12 复合板试样裂纹前沿形状与整体材料中的类似, 基本与界面垂直, 界面处没有明显的分层; 而 LY12/Cu 复合板试样的裂纹前沿则变成了一条与界面不再垂直的斜线, 与整体材料的明显不同, 界面处也无分层出现(照片中裂尖处的开裂是将试样静态压断时所致)。而对图 4 所示 LY12/Cu 复合板试样两侧面裂纹扩展 $a - da/dN$ 曲线的进一步分析发现, 若将 LY12-side 曲线左移 2 mm 或将 Cu-side 曲线右移 2 mm, 则两曲线的后半段基本重合。

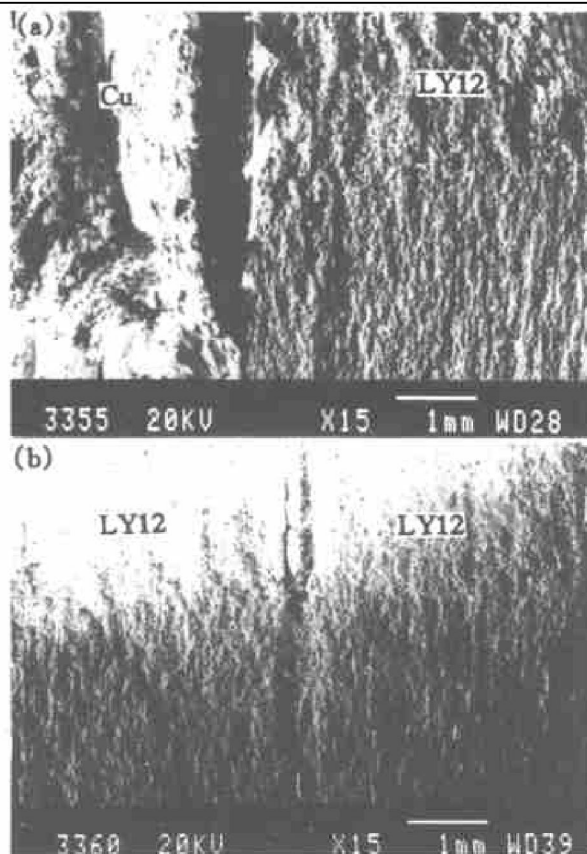


图 3 复合板试样近裂尖部位疲劳断面

Fig. 3 SEM micrographs of fatigue fracture surface of laminate specimens
(a) —LY12/Cu; (b) —LY12/LY12

3 分析讨论

由上面的实验结果可见, 两种复合板试样呈现了两种完全不同的疲劳裂纹扩展特征, 这显然与复合板的界面及两侧组元材料的性能差异密切相关。

3.1 界面两侧材料性能(弹性模量 E 、屈服强度 σ_y) 失配对裂纹扩展的影响

根据断裂力学理论, 对于纯 I 型载荷作用下整体材料中的疲劳裂纹扩展有

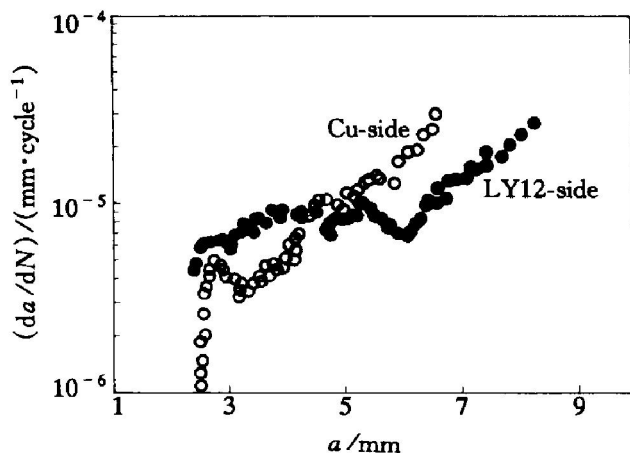


图 4 LY12/Cu 试样裂纹扩展 $a - da/dN$ 图

Fig. 4 $a - da/dN$ curves of fatigue crack growth in LY12/Cu laminate specimen

$$\Delta \delta = \frac{\Delta K^2}{2\sigma_y E} \quad (1)$$

式中 $\Delta \delta$ 为裂尖张开位移。对双层复合板试样, 假设其角裂纹疲劳扩展过程中裂尖张开位移连续, 并分别用 1 和 2 表示其两组元, 则有

$$\Delta \delta_1 = \Delta \delta_2 \quad (2)$$

$$\Delta \delta_1 = \frac{\Delta K_1^2}{2\sigma_{y1} E_1}, \quad \Delta \delta_2 = \frac{\Delta K_2^2}{2\sigma_{y2} E_2} \quad (3)$$

从而有

$$\frac{\Delta K_1}{\Delta K_2} = \sqrt{\frac{\sigma_{y1} E_1}{\sigma_{y2} E_2}} \quad (4)$$

可见屈服强度和弹性模量的不同将导致复合板试样两组元中裂纹扩展实际驱动力的不同, 其乘积值高的一侧高于乘积值低的一侧。对于所研究的 LY12/Cu 复合板试样, 有

$$\frac{\Delta K_{LY12}}{\Delta K_{Cu}} = \sqrt{\frac{\sigma_{y1} E_1}{\sigma_{y2} E_2}} = \sqrt{\frac{210 \times 70}{160 \times 110}} = 0.91 \quad (5)$$

可见 Cu 侧实际裂纹扩展驱动力高于 LY12 侧。而图 2(a) 所示的复合板试样两侧面疲劳裂纹扩展的 $\Delta K - da/dN$ 曲线是在没有考虑两侧裂纹扩展实际驱动力差异的前提下, 把复合板作为整体材料测得的, 其 ΔK 值是一平均值。因此 Cu 侧的实际裂纹扩展驱动力高于此平均值, 其中的疲劳裂纹扩展速率较整体材料在同一名义 ΔK 时升高, $\Delta K - da/dN$ 曲线左移; 同理, LY12 侧的实际裂纹扩展驱动力低于此平均值, 其疲劳裂纹扩展速率较整体材料的在同一名义 ΔK 时降低, $\Delta K - da/dN$ 曲线右移。但由图 2(a) 发现, 复合板试样两侧面与其相应整体材料中的裂纹扩展曲线间并不是简单的平移关系, 而图 2(b) 中两侧组元完全相同的 LY12/LY12 复合板试样与其组元整体材料的 $\Delta K -$

da/dN 也出现了很大的差异, 并且两复合板试样的裂纹前沿形状也明显不同。这些现象的解释则必须考虑复合板的界面结合强度、界面韧性层及两侧材料的相互作用。

3.2 界面结合强度、韧性层及两侧材料疲劳抗力差异对裂纹扩展的影响

韧性相的增韧效果主要取决于其体积分数和断裂功。一般情况下, 二者的值愈高韧化效果愈明显。而断裂功的高低又依赖于其受约束程度, 也即界面结合强度, 界面结合越强, 约束越强, 断裂功越高。同时断裂功高, 在双层复合板角裂纹扩展过程中还有另一重要作用, 即当界面两侧组元中裂纹扩展速率不同时, 将产生强烈的相互拖拉作用, 使其扩展速率趋于一致。

对于 LY12/Cu 复合板试样, 上述分析表明, 两组元弹性模量和屈服强度乘积值的不同, 导致 Cu 侧的实际裂纹扩展驱动力高于 LY12 侧。但是由于 LY12 的疲劳抗力(疲劳裂纹萌生或扩展所需的最小应力强度因子范围)远低于 Cu 的, 所以尽管其中的实际裂纹扩展驱动力低于 Cu 侧, 仍将优先萌生疲劳裂纹, 并且在随后的一段时间内, LY12 侧的裂纹扩展速率将一直高于 Cu 侧, 由此两侧面的裂纹长度将逐渐产生差距, 并越来越大。由于该复合板具有强的界面结合, 在裂纹扩展的整个过程中不会发生界面的开裂, 裂纹前沿线将在界面处一直保持连续。随着两侧裂纹不同速扩展导致的两侧面裂纹长度差距的加大, 两侧材料通过界面产生的相互拖拉作用也越来越大。这种拖拉作用将使扩展快的 LY12 侧的扩展速率 da/dN 随 ΔK 增大而上升的速率越来越慢, 而扩展慢的 Cu 侧的扩展速率 da/dN 随 ΔK 增大而上升的速率越来越快, 并且该影响在界面处最大, 随着离界面距离的增大而变小。结果是在两侧扩展速率逐渐接近的同时, 裂纹前沿线也变成了一条与界面不垂直的斜线, 并且其倾斜程度随着两侧面裂纹长度差距的增加而逐渐加大。

随着裂纹的继续扩展, 两侧裂纹长度差距逐渐达到其最大值 Δa_c , 由图 4 的 $a-da/dN$ 曲线可见, 此值约为 2 mm, 即在 LY12 和 Cu 两侧面裂纹长度分别为 6 mm 和 4 mm 时, 两侧组元间的相互拖拉作用对裂纹扩展速率的影响, 弥补了由于外加实际驱动力和两组元疲劳抗力的不同所导致的复合板两侧扩展速率的不同, 两侧组元中的疲劳裂纹开始以相同的速率向前扩展, 两侧面的裂纹长度差距也不再发生变化。将图 4 中两侧面的 $a-da/dN$ 曲

线平移, 基本重合的后半段对应的正是该临界状态后的裂纹扩展。但该阶段裂纹前沿线已是一条斜线, 并随着裂纹扩展向前平行移动, 这时由两侧面实际裂纹长度并将复合板作为整体材料计算的两侧面裂尖处的 ΔK 值显然是不同的, LY12 侧的要高于 Cu 侧的, 而裂纹扩展速率 da/dN 是随 ΔK 的增大一直上升的, 所以此时在同样的 ΔK 下比较 da/dN , 显然是 LY12 侧的要比 Cu 侧的小。而在此前, 特别是在裂纹扩展的最初阶段, LY12 侧的裂纹扩展速率要比 Cu 侧快得多, 而两侧面的裂纹长度差距又较小, 由其引起的 ΔK 值的变化也不大, 所以在图 2(a) 中裂纹扩展初始阶段, 即 $\Delta K < 8 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 时, LY12 侧 da/dN 仍高于 Cu 侧, 而其后随着裂纹的扩展, 两侧面裂纹长度差距进一步加大, 其影响也越来越大, 从而导致在 $\Delta K-da/dN$ 图上出现了两侧面扩展速率快慢对比的变化。

图 5 所示为 LY12/Cu 复合板试样疲劳裂纹扩展断面示意图, AB 为试样表面, CD 为预裂纹前沿线, GH 为疲劳裂纹扩展前沿线, 且 $EF \parallel GH$, $LN \parallel GH$, $LM \parallel AB$ 。CDFE 为第一阶段疲劳裂纹扩展面, 此时 LY12 侧裂纹扩展快于 Cu 侧。当裂纹前沿线到达 EF 时, 两侧面的裂纹长度差距达到最大值 $\Delta a_c (= BF - AE)$, 两侧扩展速率达到一致, 进入了扩展的第二阶段。而在图 2 中的 $\Delta K-da/dN$ 曲线上, 两侧面相同的 ΔK 值对应的是两侧面裂纹长度相同的裂尖位置, 如图中 L 和 M 两点, 其疲劳裂纹扩展速率显然是不同的, L 点的裂纹扩展速率与 N 点的相同而快于 M 点的。

对复合板试样裂纹扩展的第二阶段所对应的两

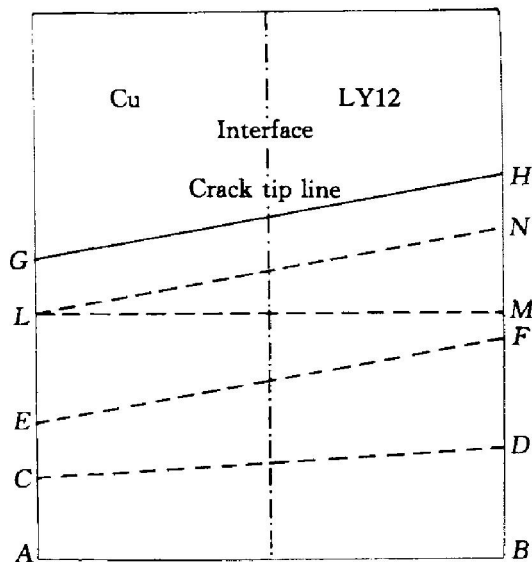


图 5 LY12/Cu 复合板试样疲劳断面

Fig. 5 Fatigue crack surface of LY12/Cu laminate specimen

侧面裂纹扩展 $\Delta K - da/dN$ 曲线的线性阶段应用 Paris 公式:

$$da/dN = C(\Delta K)^m \quad (6)$$

式中 C 和 m 为常数, 进行拟合, 得

$$da/dN = 5 \times 10^{-10} \times (\Delta K)^{4.5492} \quad (\text{Cu side}) \quad (7)$$

$$da/dN = 2 \times 10^{-10} \times (\Delta K)^{4.5104} \quad (\text{LY12-side}) \quad (8)$$

可见两侧 m 值基本相同, 只是系数 C 有所不同, 仅用其中一条曲线仍可表示层合板该阶段的疲劳裂纹扩展特征, K 描述在此仍可继续应用。但对整个疲劳裂纹扩展过程, 则需用 Δa_c 和其后任一侧的 $\Delta K - da/dN$ 曲线来共同描述。

而对于 LY12/LY12 复合板, 两组元为同一材料, 屈服强度、弹性模量、疲劳抗力都相同, 因而试样两侧组元中的实际裂纹扩展驱动力、裂纹扩展速率完全相同, 其界面结合强度又较高, 所以在裂纹扩展过程中无分层出现, 裂纹前沿线在界面处保持平直, 与整体材料类似。而其中间纯铝层的体积分数是 LY12/Cu 复合板试样的两倍, 且性能与两侧 LY12 性能的差别也更大, 因此其韧化效果也就更加突出, 造成了图 2(b) 中两曲线的明显差别。在裂纹扩展初期, ΔK 较小, 其韧化效果不太明显, 复合板试样和 LY12 整体材料中裂纹扩展 $\Delta K - da/dN$ 曲线的差别不大。随着裂纹扩展 ΔK 的升高, 中间纯铝层的韧化效果越来越明显, 复合板试样和 LY12 整体材料中裂纹扩展 $\Delta K - da/dN$ 曲线的差别也就越来越大, 在前者仍处于线性扩展阶段时, 后者已进入了快速扩展阶段。

4 结论

1) 双层复合板界面两侧材料的疲劳性能、弹性模量、屈服强度、界面结合强度及界面相的性能、体积分数都对层合板中角裂纹的疲劳扩展具有重要影响。两组元弹性模量、屈服强度的不同将导致两侧实际裂纹扩展驱动力的不同, 其比值为 $\sqrt{\sigma_{y1}E_1/\sigma_{y2}E_2}$; 界面韧性相的断裂功越高, 体积分数越大, 对角裂纹扩展的影响越明显。

2) 对于由不同金属构成的双层板, 角裂纹疲劳扩展过程中试样两侧面的裂纹长度在同一时刻不再相同, 并且随着裂纹扩展其差距逐渐加大直至最大值 Δa_c 。当两侧面裂纹长度差距 $\Delta a < \Delta a_c$ 时, 两侧裂纹扩展速率不同; 当 $\Delta a \geq \Delta a_c$ 时, 两侧裂纹扩

展速率相同。对整个裂纹的扩展过程需用 Δa_c 和其后任一侧的 $\Delta K - da/dN$ 曲线共同描述。 Δa_c 值主要取决于界面两侧材料的性能差异, 当两侧材料完全相同时, $\Delta a_c = 0$, 只用一条 $\Delta K - da/dN$ 曲线就可描述其疲劳裂纹的扩展。

3) 复合板角裂纹疲劳扩展前沿线形状取决于界面两侧材料性能差异和界面结合的强弱。两侧材料性能差异越大, 界面结合越弱, 裂纹扩展过程中界面越易于开裂, 两侧组元中的裂纹前沿线越易于形成近乎平行的两条直线; 而界面结合越强, 裂纹扩展过程中界面越不易开裂, 裂纹前沿线在界面处越易于保持连续, 形成与界面成不同角度的斜线。

4) 界面两侧材料性能失配及界面结合性能通过不同的机制来影响复合板不同取向的疲劳裂纹扩展性能, 其对面裂纹疲劳扩展行为的影响比对角裂纹的影响更为显著。

[REFERENCES]

- [1] 崔建国, 付永辉, 李 年, 等. LY12/Cu 双金属层合板的疲劳性能(I) —面裂纹 [J]. 中国有色金属学报, 2002, 12(3): 476– 480.
CUI Jian guo, FU Yong-hui, LI Nian, et al. Fatigue crack propagation in LY12/Cu double-layer metal laminate(I) —Face crack [J]. The Chinese Journal of Non-ferrous Metals, 2002, 12(3): 476– 480.
- [2] Lesuer D R, Syn C K, Sherby O D. Mechanical behaviour of laminated metal composites [J]. Inter Mater Rev, 1996, 41(5): 169– 197.
- [3] Srolovitz D J, Yalisove S M, Bilello J C. Design of multiscale metallic multilayer composites for high strength, high toughness, and low CTE mismatch metal [J]. Mater Trans A, 1995, 26A: 1805– 1813.
- [4] Lin C T, Kao P W. Delamination growth and its effect on crack propagation in carbon fiber reinforced aluminum laminates under fatigue loading [J]. Acta Mater, 1996, 44(3): 1181– 1188.
- [5] Lin C T, Kao P W. Fatigue delamination growth in carbon fiber-reinforced aluminum laminates [J]. Composites Part A, 1996, 27A: 9– 15.
- [6] Sahay S S, Kakkaveri S, Ravichandran, et al. Nanoscale Brass/Steel multilayer composites produced by cold rolling [J]. Metall Mater Trans A, 1996, 27A: 2383– 2385.
- [7] Rao K T V, Ritchie R O. Mechanical properties of Al-Li alloys(I) —Fracture toughness and microstructure [J]. Mater Sci Tech, 1989, 5: 882– 895.
- [8] 于九明, 孝云祯, 王群骄, 等. 金属层状复合技术及其新进展 [J]. 材料研究学报, 2000, 41(1): 12– 16.

- YU Jiu-ming, XIAO Yun-zhen, WANG Qun-jiao, et al. New development of technology of clad metal [J]. Chinese Journal of Materials Research, 2000, 41(1): 12–16.
- [9] 孙 军. 多相材料的分层行为及其研究进展 [J]. 材料研究学报, 1995, 9(Suppl): 689–694.
- SUN Jun. Progress in research for delamination behavior of multi-phase materials [J]. Chinese Journal of Materials Research, 1995, 9(Suppl): 689–694.
- [10] Kula E B, Anctil A A, Johnson H A. Fatigue of Composite Materials [C]. ASTM STP569, ASTM, Philadelphia, 1975. 53–70.
- [11] Chaw a K K, Liaw P K. Nucleation and propagation of fatigue cracks in Al-304 stainless steel laminate composite [J]. J Mater Sci, 1979, 14: 2143–2150.
- [12] Hoffman P B, Gibeling J C. Near-threshold fatigue crack growth in aluminum composite laminates [J]. Scr Metall Mater, 1995, 32(6): 901–906.
- [13] 崔建国, 付永辉, 李 年, 等. 金属/金属层合板疲劳性能研究 [J]. 金属学报, 2000, 36(3): 268–271.
- CUI Jian-guo, FU Yong-hui, LI Nian, et al. Study on fatigue behavior of metal/metal laminate [J]. Acta Metallurgica Sinica, 2000, 36(3): 268–271.

Fatigue crack propagation in LY12/Cu double-layer metal laminates(II)

——Angle crack

CUI Jian-guo¹, FU Yong-hui², LI Nian², SUN Jun², HE Jia-wen², MA Ju-sheng¹

(1. Department of Materials Science and Engineering, Tsinghua University,

Beijing 100084, China;

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

[Abstract] The angle crack fatigue growth behavior in two kinds of explosive bonded double-layer metal composite plates (LY12/LY12, LY12/Cu) was investigated. The results indicate that the properties of the interface and the components have significant influence on the angle crack fatigue growth. For double layer plates with different components, during the fatigue propagation, the crack lengths on two sides surface of the same specimen are not the same. Their difference Δa is increasing with the fatigue growing and has a maximum value Δa_c . The fatigue crack growth rates of two sides of the same specimen are not the same if $\Delta a < \Delta a_c$, and after $\Delta a \geq \Delta a_c$, the fatigue crack growth rates are the same. The suitable characterization of the angle crack fatigue propagation in double layer laminates should combine the Δa_c with the curve of $\Delta K - da/dN$ of one side after $\Delta a \geq \Delta a_c$.

[Key words] metal laminate; fatigue crack propagation; interface

(编辑 袁赛前)