

文章编号: 1001-4888(2004)02-0163-07

# 低速撞击下正交型纤维增强 复合材料层板的脱层研究<sup>\*</sup>

徐宝龙, 虞吉林

(中国科学院材料力学行为和设计重点实验室, 中国科学技术大学, 合肥 230027)

**摘要:** 用不饱和聚脂预浸渍玻璃纤维带制作了几种正交型铺层序列的层板梁试件, 并对其在固支条件下进行了横向冲击实验。用嵌入式加速度传感器得到了载荷历史, 通过高速摄影机和显微摄像系统从层板侧面观察了脱层现象。根据最大剪应力准则, 通过对层板内部剪应力的分布以及不同铺层间三种不同剪切破坏强度的近似分析, 解释了首次脱层具体位置和二次脱层现象。试验和分析表明, 脱层失稳所对应的脱层阈值载荷与试件的铺层结构有关。但是, 对不同铺层结构的试件, 发生脱层的  $0^\circ/90^\circ$  界面具有相同的细观剪切强度。因此, 用细观界面剪切强度来分析和预言试件的脱层失稳更具有一般性。

**关键词:** 纤维增强复合材料; 层板冲击; 脱层阈值载荷; 细观剪切强度

**中图分类号:** O348      **文献标识码:** A

## 1 引言

纤维增强树脂的层压结构在航空航天、建筑、汽车、船舶和电子工业等中有广泛的应用。在层压结构的制备和使用中, 都会产生缺陷和损伤, 如夹杂和气泡, 外部物体低速冲击产生的损伤等<sup>[1,2]</sup>。由于层板的层间剪切强度较低, 在横向载荷下特别容易产生层间裂纹, 并进一步形成脱层。当脱层损伤发生并以这种损伤方式为主时, 层板的剩余承载能力受到影响, 剩余压缩强度值的降低尤为明显<sup>[2]</sup>。已有的对冲击载荷作用下层板损伤的研究主要着重于对损伤现象和损伤机理的分析和探讨, 也建立了一些近似模型来模拟脱层<sup>[3]</sup>。

随着材料损伤和破坏, 结构的刚度降低, 载荷-时间曲线会出现相应的变化<sup>[4,5]</sup>。一般认为, 层板脱层失稳会导致载荷的绝对值突然减小, 该点处的载荷即为脱层阈值载荷<sup>[6]</sup>。当变形继续增大, 载荷曲线有可能继续上升。Schoeppner 等<sup>[6]</sup>在他们的实验中, 把冲击试件的载荷测量与 C-Scan 损伤测量相比较, 发现载荷绝对值的突然下落与脱层的发展相对应, 从而证明了脱层阈值载荷的存在。Matemilola 等<sup>[7]</sup>认为在他们的复合材料压力容器受球头落锤冲击实验所获得的曲线中, 第一个载荷绝对值的下落的基本原因是脱层。由于材料和结构的形式不同, 其它初始损伤也可能对应存在阈值载荷。Hirai 等<sup>[8]</sup>认为在他们的实验中(使用材料为编织的玻璃纤维层板)初始损伤载荷是界面失效或者层板后表面附近基体裂纹的结果, 初始的损伤载荷对于不同的冲击能量几乎是常数, 但随温度增加而减少。

为了研究层板的铺层结构对层板损伤特性的影响并为复合材料层板的设计优化提供基础, 我们进行了几种铺层序列的玻璃纤维增强聚脂树脂层板低速冲击实验, 通过几种序列的比较从细观角度研究了层板在受冲击过程中首次脱层发生的位置及其具体机理, 得到了不同铺层结构试件的脱层阈值载荷及其与细观剪切强度间的关系。

<sup>\*</sup> 收稿日期: 2003-09-01; 修订日期: 2004-01-20

作者简介: 徐宝龙(1975-), 男, 硕士研究生。主要从事复合材料抗冲击性能研究。

## 2 试件制备和实验方法

### 2.1 试件制备

层板采用商品不饱和聚脂预浸渍单向无捻 *E* 玻璃纤维带( 无纬带) 为原料制造。无纬带的基本参数如表 1 所示。将无纬带经手工铺层后经过标准的程序加压加温固化, 制得所要求的层板, 再经金刚石切割片切割得到所有试件。一共采用了 *H*、*I*、*J*、*K* 共 4 种铺层序列, 各序列均包含 24 层单层, 铺层结构分别为:

$$H:[0\ 90\ 90\ 90]_{6s},\ I:[0\ 2/90\ 2/90]_{3s},\ J:[0\ 3/90\ 3/90]_{2s},\ K:[0\ 8/90\ 8/90]_s。$$

其中 0 方向是试件长度方向, 90 方向是试件宽度方向。试件名义尺寸为 150mm × 38mm × 4mm( 长 × 宽 × 高)。各序列的具体铺层结构如图 1 所示。

表 1 商品不饱和聚脂预浸渍单向无捻 *E* 玻璃纤维带的基本参数

Tab. 1 Properties of the commercial unsaturated polyester preimpregnated *E*-glass-fiber tapes

商品代号 commercial designation	原纱号数 yarn code	股数 number of strands	线数 number of wires ( /25mm)	树脂含量 resin content (%)	拉伸断裂强度 rupture strength ( N/mm <sup>2</sup> )	宽度 width (mm)
ET U 17-UP-B	12	14	36	27 ± 3	800	50

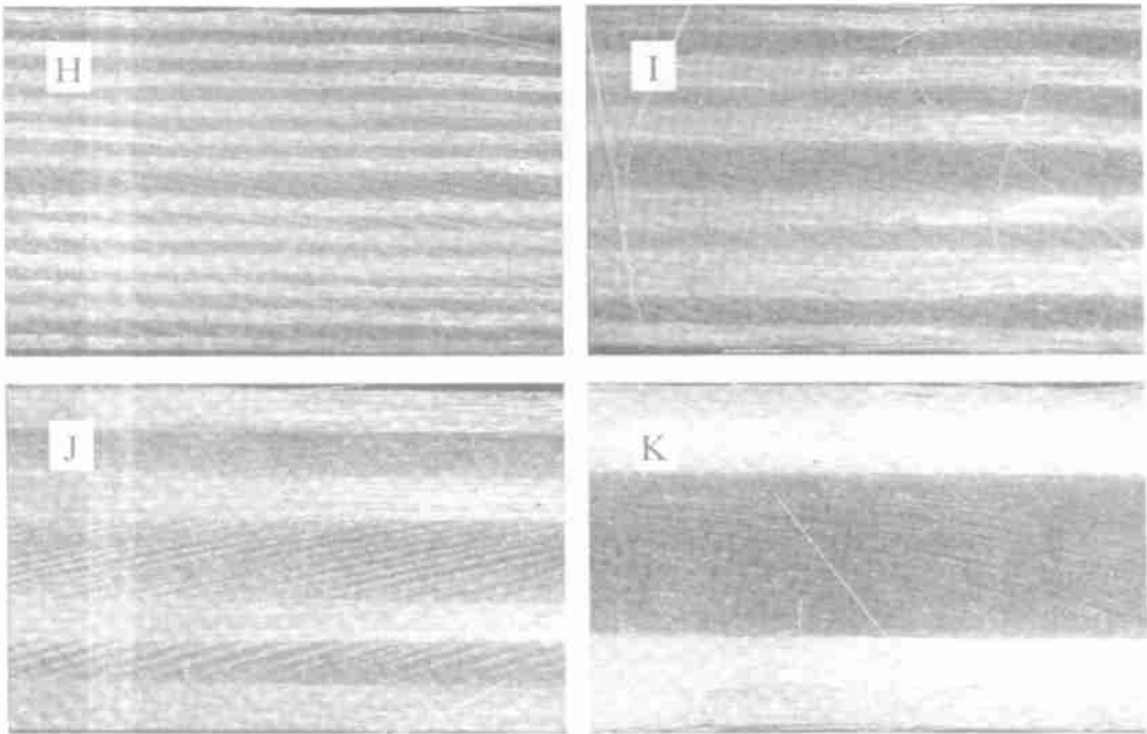


图 1 不同铺层结构试件的侧面显微照片, 试件名义高度为 4mm

Fig. 1 Micrographs of the lateral surfaces of specimens with different layout, denoted as *H*, *I*, *J* and *K*. The nominal height of the specimens is 4mm

### 2.2 实验方法

复合材料层板冲击实验在实验室自制的落锤装置上进行, 装置的详情可参见文献[ 9]。锤头重量为 4. 91kg, 端部柱面半径为 2. 5mm。试件两端固支, 跨距为 78mm, 撞击点位于试件中部, 冲击能量是 31. 23J。锤头中埋有加速度传感器, 加速度信号经电荷放大器放大后由数字示波器记录。此外, 还用数字式高速摄像机拍摄了冲击过程中试件侧面的变形图像, 拍摄频率为 2000fps, 分辨率为 512 × 256pixel。

利用显微摄像系统和环境扫描电镜对试验前后试件的细观结构和损伤、脱层进行了观察。

3 实验结果

3.1 脱层现象和首次脱层位置

图 2 是用高速摄像机拍摄的冲击前和  $t=3\text{ms}$  时一个  $H$  序列试件侧面的两幅局部图像, 可以看出冲击过程中层板内已经发生了明显的脱层。

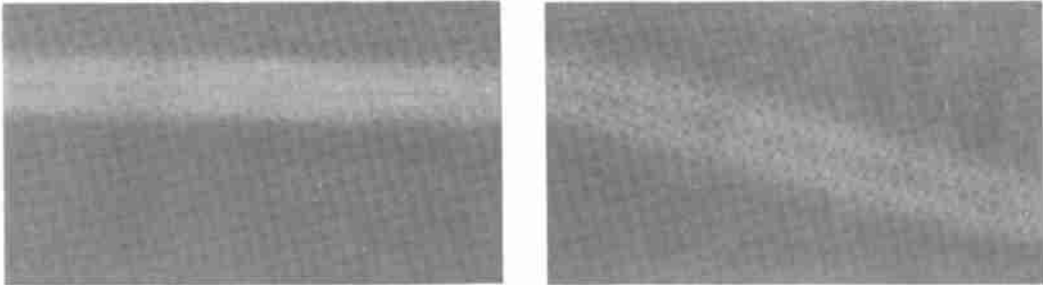


图 2 (a) 冲击前与(b) $t=3\text{ms}$  时一个  $H$  序列试件侧面的高速摄影照片

Fig. 2 High-speed photographs of the profile of an  $H$ -layout specimen (a) before the impact test and (b) at  $t=3\text{ms}$

对不同铺层的试件, 当锤头行进到一定行程后, 都出现了脱层现象。图 3 是各种试件脱层情况的显微图像。整体看来脱层都发生在层板中面附近的  $0^\circ/90^\circ$  界面, 见图 3 中箭头所示。理想情况下  $0^\circ/90^\circ$  界面的厚度为零, 实际是由基体材料——不饱和聚脂组成的薄层。

3.2 载荷时间曲线

图 4 是由埋入锤头中的加速度传感器记录到的典型的加速度信号记录。由于加速度传感器离开冲击点  $21\text{cm}$ , 受应力波的影响, 加速度信号出现很强的振荡, 甚至产生反向信号。因此, 这一信号不能直接作为锤头的加速度用于计算载荷历史, 它只是在平均的意义上与锤头加速度相关。考虑到应力波的影响, 锤头加速度仍采用文献[9]中使用的方法, 先将积分得到的速度时间曲线用多点平均法滤波(特征时间  $0.425\text{ms}$ ), 然后再微分得到。

通过上述方法获得的一个  $K$  序列试件受冲击时的载荷时间曲线见图 5。与固支梁准静态弯曲时载荷单调上升的规律不同, 可以看出, 在冲击起始阶段, 载荷有较明显的大的振荡, 然后才进入稳定上升阶段, 显然这是由动态效应引起的。考虑到

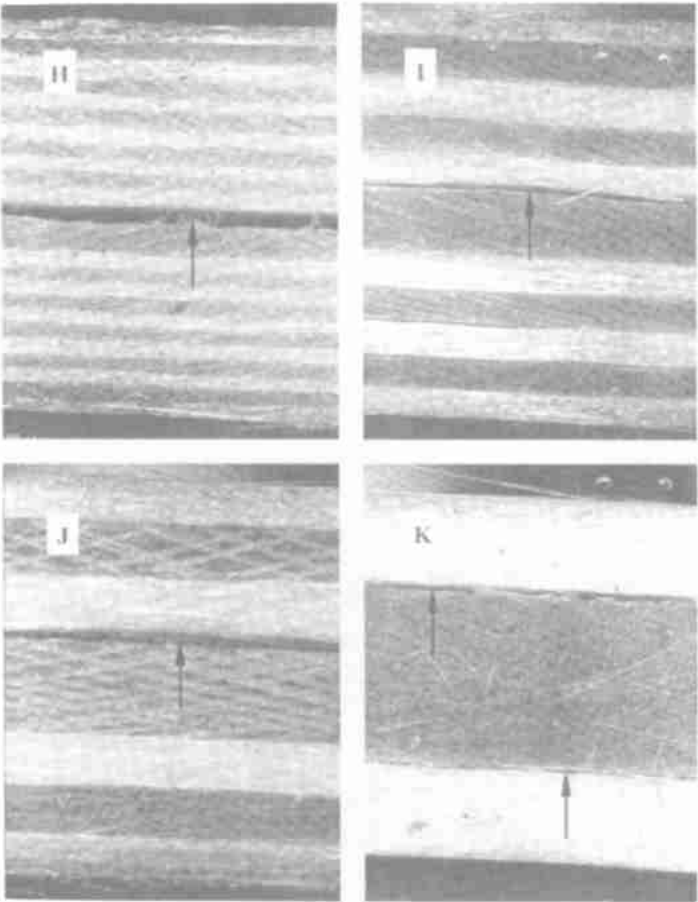


图 3 各组试件中的脱层图像

Fig. 3 Delaminations in specimens with different layout

到加速度传感器信号的滤波特征时间已远大于梁中弯曲波传播的特征时间, 可以肯定, 冲击起始阶段的载荷振荡是与层板的脱层破坏相联系的。

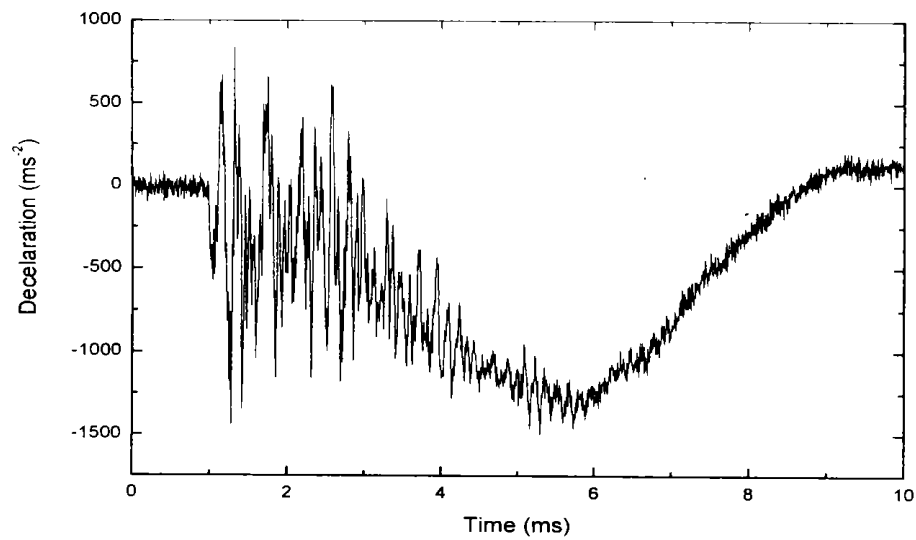


图 4 一幅由加速度传感器测得的原始信号

Fig. 4 A typical signal obtained from the accelerometer sensor

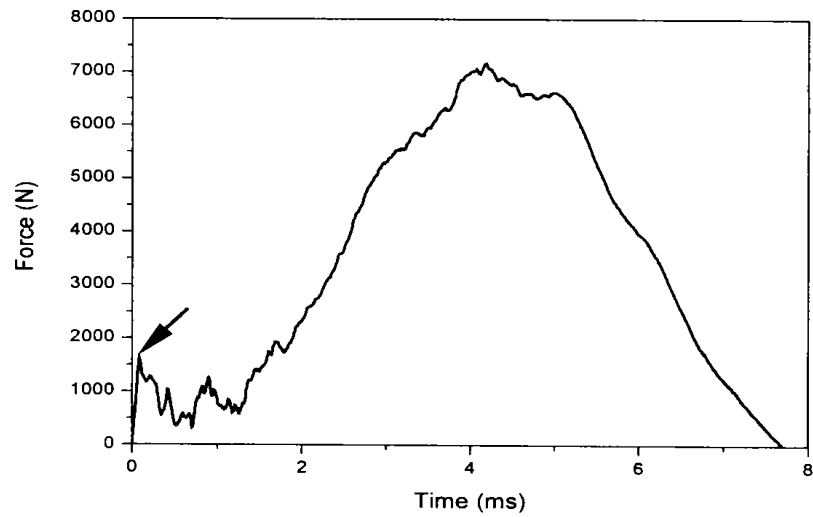


图 5 由加速度传感器信号经滤波处理得到的  $K$  序列固支层板梁的冲击载荷-时间曲线

Fig. 5 Impact load vs. time curve of a  $K$ -layout specimen obtained from the accelerometer signal using a multi-point filter

## 4 脱层机制和脱层阈值载荷

### 4.1 脱层机制

通常认为,层板的脱层是由剪应力引起的。为了对脱层位置做一个定性的近似分析,我们忽略各铺层材料的各向异性和低速冲击时的惯性影响,即将层板梁试件作为各向同性均质材料分析其准静态弯曲变形时的内部剪应力分布。类似的做法在其他作者的工作中也常常见到,如文献[5]中,Davies 等曾把准各向同性层板近似为各向同性层板。文献[10]提到:许多作者曾采用准静态理论分析层板靶低速冲击实验。

以  $x, y, z$  分别表示试件的长度、高度和宽度方向。根据铁摩辛柯梁理论,任一横截面上的剪应力为

$$\tau_{yx} = \frac{3F(h^2/4 - y^2)}{bh^3} \quad (1)$$

式中  $h$  和  $b$  分别为试件的高度和宽度,  $y$  为到试件中性面的距离,  $F$  为作用在层板上的力。剪应力按抛物线分布,最大剪应力出现在层板中面  $y = 0$  处,为

$$\tau_{max} = 3F/4bh$$

(2)

图 6 是 *J* 序列( $[0^\circ/90^\circ]_{2s}$ )层板试件侧面局部用显微在位摄像系统拍摄的一张照片。*J* 序列层板有 24 个单层, 6 个  $0^\circ/90^\circ$  界面。若把纤维排列方向相同的邻近单层称为层组, 则 *J* 序列层板有 7 个层组, 其中中间的层组是其余各层组厚度的两倍。图中深、浅色之间的界面即为  $0^\circ/90^\circ$  界面, 其细观结构见图 7 的扫描电镜图像。由于纤维的强度远大于树脂, 剪切破坏通常仅在树脂中发生。对由无捻纤维带数叠而成的层板, 剪切破坏实际上只可能发生在各单层之间。根据其细观结构的特点, 可以认为试件不同位置的剪切强度是很不相同的。在  $0^\circ/90^\circ$  界面由于两侧的纤维方向相互垂直, 界面比较平直且纤维之间不会发生咬合现象。因此其剪切破坏强度  $\tau_3$  应接近于树脂的剪切破坏强度。

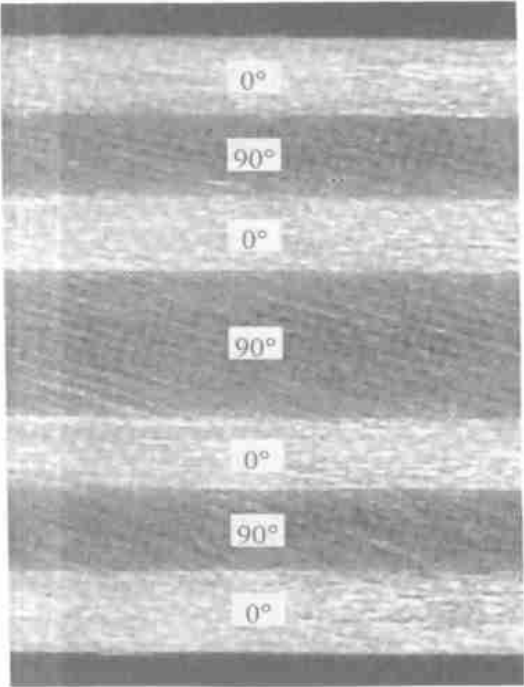


图 6 *J* 序列试件侧面局部显微摄像  
Fig. 6 Micrograph of the lateral surface of a *J*-layout specimen

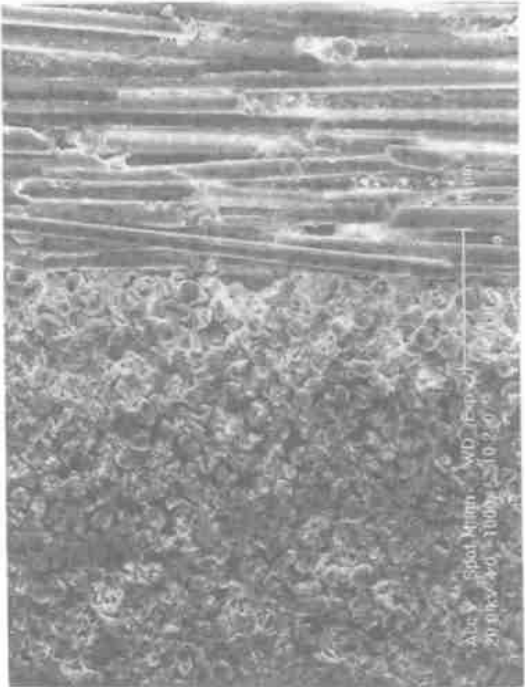


图 7 层板细观结构的扫描电镜图像  
Fig. 7 SEM image of the microstructure

但在方向相同的两个单层间, 由于在层板的制备过程中熔融固化时纤维之间发生相互浸润和咬合, 因此在方向相同的两个单层间发生沿纤维方向的剪切破坏要比在  $0^\circ/90^\circ$  界面困难, 而发生垂直于纤维方向的剪切破坏则更为困难。因此, 对于我们所讨论的层板梁的脱层破坏问题,  $0^\circ/0^\circ$  界面的剪切破坏强度  $\tau_2$  要比  $\tau_3$  大, 而  $90^\circ/90^\circ$  界面的剪切破坏强度  $\tau_1$  则更大。

根据以上对层板梁内的剪应力分布以及层板各层间剪切强度的分析, 采用最大剪应力准则, 可以判断脱层的起始位置。首先, 尽管中性面处的剪应力最大, 但  $90^\circ/90^\circ$  界面的剪切破坏强度  $\tau_1$  很大。在中间层组附近的  $0^\circ/90^\circ$  界面处, 剪应力下降得并不多, 但该界面的剪切强度  $\tau_3$  最小。因此, 当中间层组的厚度不大时, 剪切损伤和脱层将首先在这个  $0^\circ/90^\circ$  界面处发生。当然, 如果中间层组厚度很大, 特别是当中间层组纤维为  $0^\circ$  方向时, 也有可能剪切裂纹首先在中性面处出现。在一种设计不甚合理的 *R* 序列( $[90^\circ/0^\circ]_s$ )层板的冲击试验中, 我们的确观察到了这一现象, 见图 8。

当能量足够大时, 试件中部附近剪切损伤发展成为脱层, 产生了新的自由面, 形成了两个子层板, 梁内的剪应力将重新分布。因此, 有的子层板中间层组附近又可能产生新的剪切损伤和脱层。图 9 是冲击能量增大到 62.58J 时, 在 *H* 序列试件中观察到的子层板中间层组附近的二次脱层。

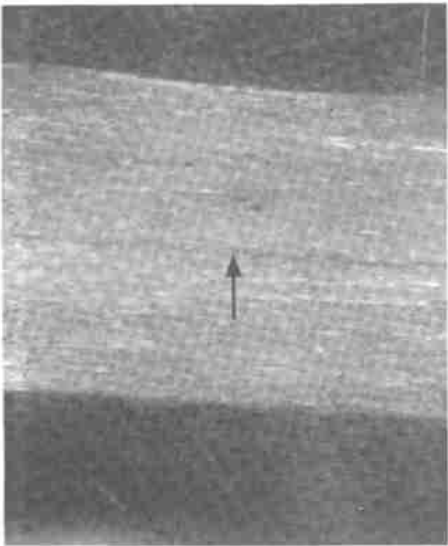


图 8 在 $[90^{\circ}_a/0^{\circ}_a]$ 层板梁冲击试验中观察到的中性面脱层现象

Fig. 8 Delamination of the neutral plane observed after impact in a laminate with  $[90^{\circ}_a/0^{\circ}_a]$  layout

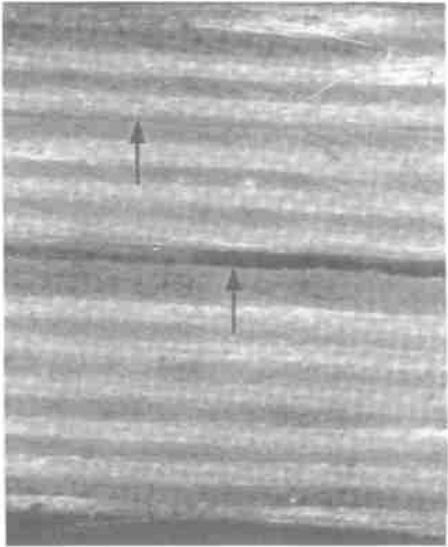


图 9 在 H 序列试件冲击试验中观察到的子层板中间脱层现象

Fig. 9 Subsequent delamination observed after impact in an H-layout specimen

4. 2 脱层阈值载荷

根据高速摄影照片记录和图 5 所示的载荷振荡现象,可以断定这些试件在冲击早期即发生了脱层破坏。可以推测,界面脱层是一个突发的多次失稳扩展破坏过程。载荷的首次突然降低点(如图 5 中箭头所示)即为通常所称的脱层阈值载荷。由实验得到的 I, J, K 三种序列层板试件<sup>1</sup>的脱层阈值载荷分别为:  $F_I^* = 1290\text{N}$ ,  $F_J^* = 1375\text{N}$  和  $F_K^* = 1617\text{N}$ , 其中下标 I, J, K 表示试件的铺层结构。

如仍采用上一小节的简化分析, 则可通过(1)式计算脱层开始时刻脱层处的临界剪应力  $\tau^c$ 。我们有

$$\tau^c = \frac{35F_I^*}{48bh} = 6.19\text{MPa}, \quad T_J^c = \frac{35F_J^*}{64bh} = 6.36\text{MPa}, \quad T_K^c = \frac{9F_K^*}{16bh} = 5.98\text{MPa}$$

由此可见, 尽管三种铺层结构的脱层阈值载荷有较大差异, 但首次脱层开始时刻脱层处的临界剪应力基本相同。可以认为, 这些试件当中性面附近的  $0^\circ/90^\circ$  界面达到该处的剪切破坏强度  $\tau$  时产生了脱层现象。对我们所制备的试件,  $0^\circ/90^\circ$  界面处的剪切破坏强度约为  $6\text{MPa}$ 。

5 结论

根据本文所得到的试验结果及近似分析, 所研究的几种正交铺层序列的玻璃纤维增强聚脂树脂层板梁在低速冲击时发生的脱层现象是由于层间剪切造成的。层板内部存在三种不同的细观剪切破坏强度:  $0^\circ/90^\circ$  界面的剪切破坏强度最弱,  $0^\circ/0^\circ$  界面次之,  $90^\circ/90^\circ$  界面最强。因此, 脱层通常首次出现在最靠近中性面的一个  $0^\circ/90^\circ$  界面处。

当冲击载荷更大时, 有可能在由主脱层形成的两个子层板的中间层组附近产生新的剪切损伤和脱层, 其位置也遵循相同的规律。

脱层失稳的起始与载荷-时间曲线的首次突然降低点相联系, 其对应的脱层阈值载荷与试件的铺层结构有关。但是, 对不同铺层结构的试件, 我们的近似分析表明, 脱层失稳开始时相应的  $0^\circ/90^\circ$  界面处都达到了该界面的细观剪切强度。对我们所制备的试件, 其大小约为  $6\text{MPa}$  左右。因此, 用细观界面剪切强度来分析和预言试件的脱层失稳更具有-般性。

<sup>1</sup> 对 H 序列试件的冲击实验由于当时采用的夹持装置刚度不够, 冲击过程中夹持端间距离发生变化, 所得结果无法用于定量分析。I, J, K 三个序列的试验是在改进后的夹具上进行的。

## 参考文献:

- [ 1 ] Razi H, Kobayashi A S. Delamination in cross-ply laminated composite subjected to low-velocity impact [J]. AIAA Journal, 1993, 31(8): 1498– 1502
- [ 2 ] Reis L, de Freitas M. Damage growth analysis of low velocity impacted composite panels [J]. Composite Structures, 1997, 38(1– 4): 509– 515
- [ 3 ] Fleming D C. Delamination modeling of composites for improved crash analysis [J]. Journal of Composite Materials, 2001, 35(19): 1777– 1792
- [ 4 ] Lee S M, Zahuta P. Instrumented impact and static indentation of composites [J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25(2): 204– 222
- [ 5 ] Davies G A O, Zhang X, Zhou G, Watson S. Numerical modeling of impact damage [J]. Composites, 1994, 25(5): 342– 350
- [ 6 ] Schoeppner G A, Abrate S. Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates [J]. Composites Part A: applied science and manufacturing, 2000, 31: 903– 915
- [ 7 ] Matenilola S A, Strong W J. Low speed impact damage in filament-wound CFRP composite pressure vessels [J]. Journal of Pressure Vessel Technology-Transactions of the ASME, 1997, 119(4): 435– 443
- [ 8 ] Hirai Y, Hamada H, Kim J K. Impact response of woven glass-fabric composites -I. Effect of fiber surface treatment [J]. Composites Science and Technology, 1998, 58(1): 91– 104
- [ 9 ] Yu J L, Wang X, Wei Z G, Wang E. Deformation and failure mechanism of dynamically loaded sandwich beams with aluminum-foam core [J]. Int J. Impact Engineering, 2003, 28: 331– 347
- [ 10 ] Mili F, Necib B. Impact behavior of cross-ply laminated composite plates under low velocities [J]. Composites Structures, 2001, 51: 237– 244

## A Study on the Delamination of Glass/ Epoxy Laminates under Low Velocity Impact

XU Bao-long, YU Ji-lin

(CAS Key Laboratory of Mechanical Behavior and Design of Materials, University of Science  
and Technology of China, Hefei 230027, China)

**Abstract:** Orthogonal laminate beam specimens were prepared by using unsaturated polyester preimpregnated glass-fiber tapes. Transverse impact tests were conducted on clamped laminate beams with different layout. An accelerometer was embedded in the hammer to obtain force history. Delamination was observed by using a high-speed digital camera and a micro CCD camera. The shear stress distributions in the beams and the shear strengths at three different interfaces were discussed. Based on the critical shear stress principle, an approximate analysis was presented to explain the locations of delamination and secondary delamination. The results show that the delamination threshold load depends on the layout of the laminate, and the critical microscopic shear stress at the  $0^\circ/90^\circ$  interface is nearly the same. Therefore the microscopic shear strength can be used to predict the delamination instability.

**Key words:** fiber-reinforced composite; impact of laminates; delamination threshold load; microscopic shear strength