

# 低速冲击下复合材料层合板损伤分析

## Damage Analysis of Laminated Composites Under Low Velocity Impact Loading

温卫东, 徐 颖, 崔海坡

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

WEN Wei-dong, XU Ying, CUI Hai-po

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing

University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**摘要:** 根据低速冲击下复合材料层合板的分层损伤机理, 发展了一种分层失效准则, 该准则同时考虑了层间拉应力、层间剪应力和基体开裂等因素对分层损伤的影响, 并在损伤分析中, 区分了冲击正面由挤压应力引起的纤维挤压损伤和冲击背面由弯曲拉应力引起的纤维断裂损伤, 模拟了纤维断裂、纤维挤压、基体开裂、基体挤压、分层等五种损伤的起始和扩展过程, 完善了作者以前发展了低速冲击逐渐累积损伤模型。通过与实验结果进行比较, 验证了模型的合理性。

**关键词:** 低速冲击; 复合材料层合板; 失效准则; 逐渐损伤

中图分类号: TB33 文献标识码: A 文章编号: 1001-4381(2007)07-0006-06

**Abstract:** A new delamination criterion was proposed according to delamination damage mechanism under low velocity impact loading. The influence of through-the-thickness tensile stresses, interlaminar shear stresses and matrix cracking on delamination had been taken into consideration. The fiber crushing caused by the crushing stresses of impact surface and fiber cracking aroused by tensile stresses of impact back surface has been distinguished. The initiation and propagation of fiber tensile failure, fiber compressive failure, matrix crushing, matrix cracking and delamination were simulated in the improved model. A good agreement was found between the predicted results and the test data.

**Key words:** low velocity impact; laminated composite; failure criterion; progressive damage

复合材料层合板具有比强度高、比刚度大, 可设计性强等优点, 已被广泛应用于航空航天及其它民用领域。受低速冲击后, 复合材料层合板内部容易产生基体开裂和分层等损伤, 这些损伤在日常检测中不易被发现, 但会导致结构的强度和寿命大幅下降, 严重影响其继续使用。因此, 复合材料层合板的冲击损伤问题已受到广泛关注。

由于逐渐累积损伤分析理论有利于了解层合板内产生损伤后载荷的重新分布和损伤扩展过程, 故许多学者都应用了该理论对复合材料层合板在冲击载荷下的破坏过程进行了分析。Hou<sup>[1]</sup>研究了层合板受冲击后, 纤维断裂、基体开裂、基体挤压和分层等损伤的起始和扩展过程, 由于他以应力退化作为材料参数退化方式, 故不能反映出材料自身性能的变化, 且所预测的分层损伤大小和形状与实验结果不是很吻合。Li 等<sup>[2]</sup>基于 Mindlin 板模型对低速冲击下的长纤维增强复合材料层板进行了逐渐损伤模拟, 分析了四种主要损伤模式, 其中在判断分层损伤时, 采用了应变能释放率法, 该方法需要先判断分层可能发生的位置并预设

初始分层, 因而不便于实际应用。徐颖等<sup>[3]</sup>采用刚度退化技术和改进的 Chang-Chang<sup>[4]</sup>失效准则模拟了四种冲击损伤的产生和扩展过程, 建立了三维低速冲击逐渐累积损伤预测模型, 虽然该模型预测的损伤面积与实验结果吻合较好, 但是对分层损伤形状的预测结果不是很理想。

综上所述, 目前关于冲击分析的逐渐累积损伤模型, 对分层损伤的预测结果都不是很理想, 且都忽略了由挤压应力引起的纤维挤压损伤和由拉应力引起的纤维断裂损伤的区别。本工作针对上述不足, 对冲击载荷引起的层合板损伤开展了进一步研究。从分层损伤机理出发, 发展了一种分层损伤判据, 该判据考虑了层间拉应力、层间剪应力和基体开裂等引发分层损伤的因素, 并且在损伤分析时, 区分了冲击正面由冲击头挤压引起的纤维挤压损伤和冲击背面由弯曲拉应力引起纤维断裂损伤, 模拟了包括纤维断裂、纤维挤压、基体开裂、基体挤压以及分层在内的五种损伤模式在冲击载荷下的起始和扩展过程, 分析了基体开裂和分层之间的相互影响, 改进了低速冲击逐渐累积损伤模型。应

用该模型对三种材料体系三种铺层顺序的层合板进行了低速冲击损伤预测,并与实验结果进行了比较,验证了模型的合理性。

## 1 理论分析

### 1.1 失效准则

关于冲击损伤失效准则,许多学者都对其进行了研究。Hou 等<sup>[1]</sup>在前人研究基础上,考虑了各种应力分量对不同失效模式的影响后,提出了包括基体开裂、基体挤压、纤维断裂和分层四种冲击损伤模式的失效准则,如下所示:

$$\text{纤维断裂: } \left( \frac{\alpha_{xx}}{X_T} \right)^2 + \left( \frac{\alpha_{yy}^2}{S_f^2} \right) + \left( \frac{\alpha_{zz}^2}{S_f^2} \right) \geq 1 \quad (1)$$

$$\text{基体开裂} (\alpha_{yy} \geq 0): \left( \frac{\alpha_{yy}}{Y_T} \right)^2 + \left( \frac{\alpha_{xy}}{S_{xy}} \right)^2 + \left( \frac{\alpha_{yz}}{S_{myz}} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

$$\text{基体挤压} (\alpha_{yy} < 0): \frac{1}{4} \left( \frac{-\alpha_{yy}}{S_{xy}} \right)^2 + \frac{Y_C^2 \alpha_{yy}}{4 S_{xy}^2 Y_C} - \frac{\alpha_{yy}}{Y_C} + \left( \frac{\alpha_{xy}}{S_{xy}} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

$$\text{分层} (\alpha_{zz} \geq 0): \left( \frac{\alpha_{zz}}{Z_T} \right)^2 + \left( \frac{\alpha_{xz}}{S_{xz}} \right)^2 + \left( \frac{\alpha_{yz}}{S_{xz}} \right)^2 \geq 1 \quad (4)$$

式中:  $\alpha_j$  为各单元与材料主方向相对应的应力分量;  $X_T$  是纤维方向的拉伸强度;  $Y_T$  是横向拉伸强度;  $Y_C$  是横向压缩强度;  $Z_T$  是厚度方向的拉伸强度;  $S_{xy}$  是纤维与横向面间的剪切强度;  $S_{yz}$  是横向与厚度方向间的剪切强度;  $S_{xz}$  是纤维与厚度方向间的剪切强度;  $S_f$  是考虑纤维失效的剪切强度;  $S_{myz}$  是横向与厚度方向基体开裂的剪切强度;  $S_{lyz}$  是横向与厚度方向分层的剪切强度。

在上述 Hou 的冲击失效分析中,没有区分冲击正面由挤压应力引起的纤维挤压和冲击背面由拉伸应力引起的纤维断裂两种损伤。本工作在 Hou 的纤维断裂失效准则基础上,发展了纤维断裂和纤维挤压两种判据,如下所示:

$$\text{纤维断裂} (\alpha_{xx} \geq 0): \left( \frac{\alpha_{xx}}{X_T} \right)^2 + \left( \frac{\alpha_{xy}^2}{S_f^2} \right) + \left( \frac{\alpha_{xz}^2}{S_f^2} \right) \geq 1 \quad (5)$$

$$\text{纤维挤压} (\alpha_{xx} < 0): \left( \frac{\alpha_{xx}}{X_C} \right)^2 + \left( \frac{\alpha_{xy}^2}{S_f^2} \right) + \left( \frac{\alpha_{xz}^2}{S_f^2} \right) \geq 1 \quad (6)$$

Hou 的分层失效准则只考虑了层间拉应力和层间剪应力,忽略了层间压应力以及基体开裂损伤对分层的影响,且该准则只能判断某一层是否发生分层损伤,而无法判断分层发生在该层的上界面还是下界面。

为了克服 Hou 的分层失效准则的缺点,本工作发展了一种新的分层失效准则,如下所示:

$$\text{分层} (\alpha_{zz} \geq 0): \left( \frac{n \alpha_{yz}}{S_{yz}} \right)^2 + \left( \frac{n+1 \alpha_{xz}}{S_{xz}} \right)^2 + \left( \frac{n+1 \alpha_{xy}}{Y_T} \right)^2 + \left( \frac{n+1 \alpha_{zz}}{Z_T} \right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

式中,  $n \alpha_{yz}$ ,  $n+1 \alpha_{xz}$ ,  $n+1 \alpha_{xy}$ ,  $n+1 \alpha_{zz}$  分别是层合板第  $n$  层层间横向剪切应力、第  $n+1$  层层间纵向剪切应力、第  $n+1$  层横向正应力、第  $n+1$  层层间拉应力。

由于 Hou 的冲击损伤失效准则能够较好地预测基体开裂和基体挤压损伤,因此本工作仍采用其准则对这两种损伤模式进行失效判断。

### 1.2 参数退化

出现损伤之后,损伤区域的材料性能将发生变化。本文根据不同的损伤类型,通过退化相应的材料刚度来反映材料性能的变化,具体如下:

(1) 纤维拉伸: 假设该损伤区不能承受任何载荷,材料性能退化方式为:  $E_{xx}$ ,  $E_{yy}$ ,  $G_{xy}$ ,  $G_{yz}$ ,  $G_{xz}$ ,  $v_{xy}$ ,  $v_{yz}$ ,  $v_{xz}$  退化到初始值的 0.07;

(2) 纤维挤压: 假设该损伤区不能承受任何载荷,材料性能退化方式为:  $E_{xx}$ ,  $E_{yy}$ ,  $G_{xy}$ ,  $G_{yz}$ ,  $G_{xz}$ ,  $v_{xy}$ ,  $v_{yz}$ ,  $v_{xz}$  退化到初始值的 0.14;

(3) 基体开裂: 假设该损伤区不能承受横向载荷,材料性能退化方式为:  $E_{yy}$ ,  $G_{xy}$ ,  $G_{yz}$  退化到初始值的 0.2;

(4) 基体挤压: 假设该损伤区不能承受横向载荷,材料性能退化方式为:  $E_{yy}$ ,  $G_{xy}$ ,  $G_{yz}$  退化到初始值的 0.4;

(5) 分层: 假设该损伤区不能承受法向载荷,材料性能退化方式为:  $E_{zz}$ ,  $G_{xz}$ ,  $G_{yz}$ ,  $v_{xz}$ ,  $v_{yz}$  退化到 0。

根据上述分析方法,本工作在 ANSYS 软件基础上,开发了参数化复合材料层合板在冲击载荷下的逐渐损伤分析模拟程序,具体流程参见文献[3]。

## 2 算例分析

为了验证模型的正确性,本工作预测了三种不同材料体系的复合材料层合板在低速冲击载荷作用下损伤的起始和扩展过程,并与实验结果进行了比较。

### 算例 1: 碳纤维环氧基复合材料层合板

层合板几何尺寸为 60mm × 60mm,铺层顺序为 [0<sub>4</sub>, 90<sub>8</sub>, 0<sub>4</sub>], 受冲击处是直径为 50mm 的圆形区域。冲击系统有限元模型如图 1 所示。冲头直径为 25mm,质量为 2.428kg,冲击速度为 1.17m/s。层合板材料属性见文献[5]。

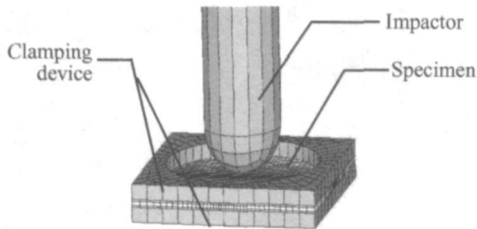


图 1 有限元模型

Fig. 1 Finite element model

层合板各层冲击损伤逐渐扩展过程如图 2 所示。从图中可以看出,在冲击的初始阶段,首先在层合板中心与冲头接触位置产生了纤维和基体挤压损伤,在冲击背面产生了沿纤维铺设方向的基体开裂损伤,并同时引发分层。随着时间的增加,冲击正面  $0^\circ$  层内的纤维挤压损伤面积略有扩展,在第 1 层和第 2 层的界面处,仅产生了极小面积的分层损伤,而在层合板最后一层内产生了面积较大的花生状基体开裂,第 2 层与第 3 层之间产生了与基体开裂形状相似的分层损伤,损伤长轴沿纤维铺设方向,最终分层损伤面积为  $263\text{mm}^2$ 。

冲击后热揭层结果<sup>[5]</sup>显示在第 1 层和第 2 层的界面处,很少甚至没有分层损伤产生,而在第 2 层与第 3 层的界面处产生了面积较大的花生状分层,损伤面积为  $276\text{mm}^2$ 。本工作预测的损伤面积与之相比,误差为 4.7%。由此可见,本工作预测的损伤特征和损伤面积与实验结果吻合较好。

图 3 为整板冲击损伤,从图中可以看出,在冲击载荷作用下,层合板产生了花生状损伤,且长轴沿冲击背面纤维铺设方向。随着时间增加,损伤沿长轴方向扩展较快。

算例 2: T300/976 石墨环氧复合材料层合板

层合板几何尺寸为  $100\text{mm} \times 40\text{mm}$ ,铺层顺序为  $[45_4, -45_8, 45_4]$ ,受冲击处是  $30\text{mm} \times 30\text{mm}$  正方形区域。冲头直径为  $16\text{mm}$ ,质量为  $0.16\text{kg}$ ,冲击速度为  $5.89\text{m/s}$ 。层合板材料属性参见文献[6]。

层合板冲击损伤逐渐扩展过程如图 4 所示。从图中可以看出,在冲击的初始阶段,首先在层合板冲击背面产生了沿纤维铺设方向的基体开裂,并引发了分层损伤。随着时间的增加,冲击正面的  $0^\circ$  层内产生纤维和基体挤压损伤。第 2 层内没有产生基体开裂,且第 1 层和第 2 层的界面处也没有产生分层损伤,在最后一层内产生了大面积的沿纤维铺设方向的花生状基体开裂,第 2 层与第 3 层的界面处产生了与第 3 层基体开裂形状相似、长轴方向一致的分层损伤,最终分层损伤沿纤维方向尺寸为  $38.2\text{mm}$ ,垂直纤维方向尺寸为

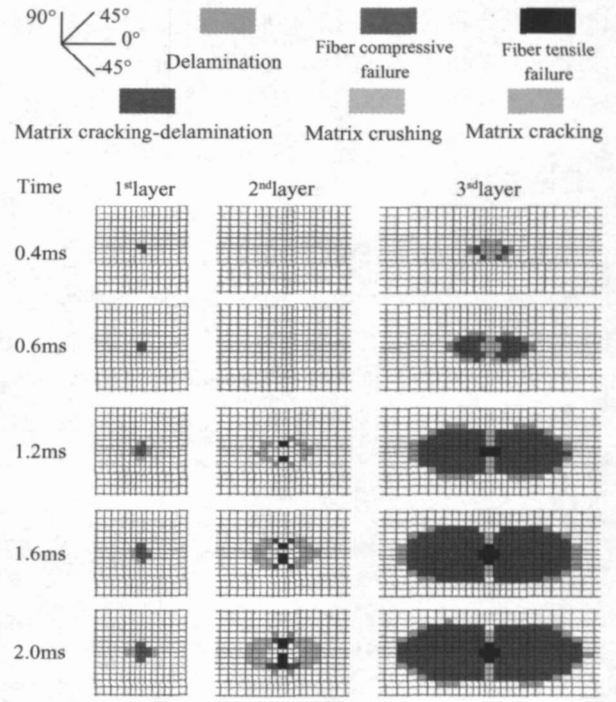


图 2 冲击损伤逐渐扩展过程

Fig. 2 Impact damage propagation

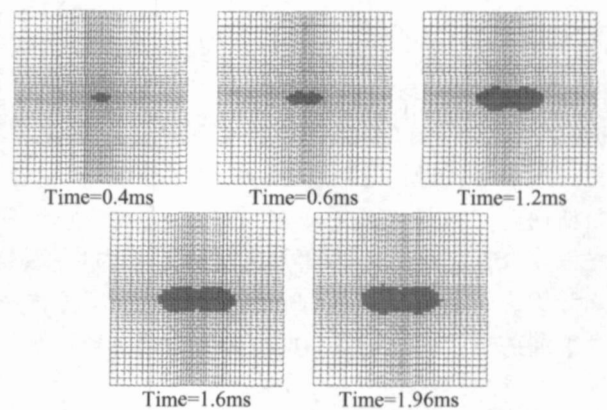


图 3 总体冲击损伤逐渐扩展过程

Fig. 3 Impact damage propagation of laminates

14.8mm。

冲击后热揭层结果<sup>[6]</sup>显示,在第 1 层与第 2 层界面处没有产生分层,第 2 层与第 3 层界面处产生沿长轴沿纤维铺设方向的花生状分层,损伤尺寸为  $38\text{mm} \times 17\text{mm}$ 。由此可见,本工作的预测结果与实验结果一致。

图 5 为整板冲击损伤扩展过程及文献[6]的实验结果。从图中可以看出,受到冲击载荷时,层合板产生了长轴沿冲击背面纤维铺设方向的花生状损伤。随着时间的增大,损伤沿长轴方向扩展较快。时间为  $0.92\text{ms}$  时,冲击损伤扩展到最大。与文献[6]实验结

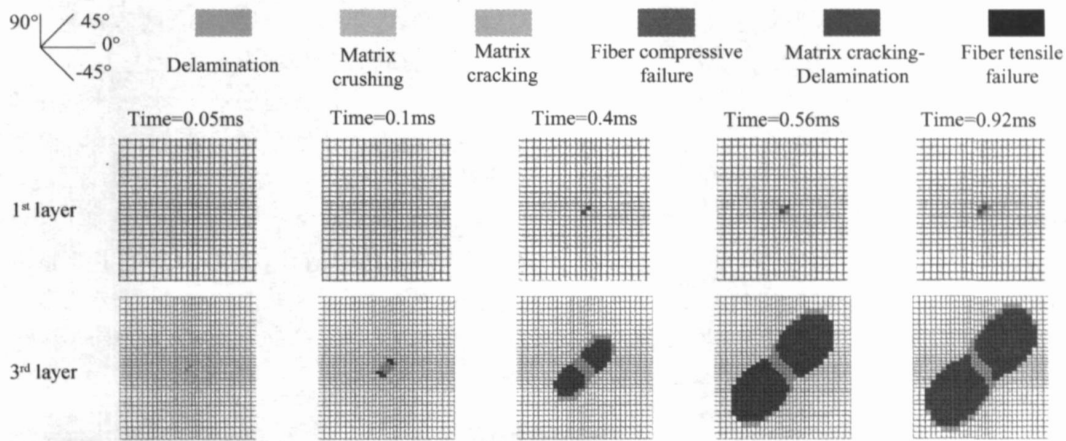


图4 T300/976 冲击损伤逐渐扩展过程

Fig. 4 Impact damage propagation of T300/976

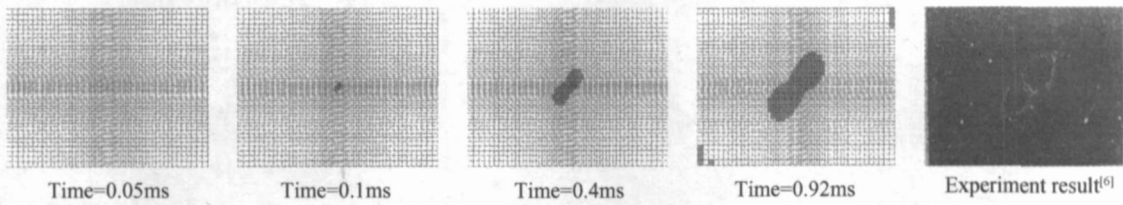


图5 T300/976 层合板整板冲击损伤逐渐扩展过程

Fig. 5 Impact damage propagation of T300/976 laminates

果比较可以发现,本文预测的最终损伤图形与实验结果非常吻合。

算例 3: T300/ BMP-316 复合材料层合板

层合板铺层顺序为[ 45, - 45, 90<sub>2</sub>, - 45, 0, 45, 90<sub>2</sub>, 0] s, 几何尺寸为 40mm × 40mm, 受冲击处是 30mm × 30mm 正方形区域。冲头直径为 16mm, 质量为 2.281kg, 冲击能量为 5.9J。单向板属性见表 1。

层合板冲击损伤逐渐扩展过程如图 6 所示。从图中可以看出, 时间为 0.15ms 时, 首先在层合板冲击正面与冲击接触的中心位置产生了基体挤压, 且在第 1 个界面处, 在冲击中心周围产生了分层。时间为 0.30ms 时, 冲击正面的前几层内产生了分层。时间为 0.30ms 时, 冲击正面的前几层内产生了纤维挤压损伤, 在第 1, 2 界面处也产生了分层, 冲击背面最后一层中开始产生基体开裂。

表 1 T300/BMP-316 材料属性

Table 1 Stiffness and strength of T300/ BMP-316			
$X_t$ / MPa	1446.51	$E_{1t}$ / GPa	128.8
$Y_t$ / MPa	69.64	$E_{2t}$ / GPa	8.3
$Y_c$ / MPa	187.29	$G_{12}$ / GPa	4.1
$S$ / MPa	95.94	$\nu_1$	0.294

随着时间的增加, 在靠近冲击背面的铺层内, 基体

开裂沿纤维铺设方向扩展, 同时在界面处引发了与之形状相似的分层损伤; 从第 3 层到第 16 层, 产生了少量的基体开裂, 且长轴方向不再沿纤维铺设方向; 在第 3 个界面到第 16 个界面内产生了大量的花生状分层, 其中多数界面分层损伤的长轴沿纤维铺设方向。

从最终损伤分布看, 在靠近冲击正面的铺层及界面处, 损伤面积较小, 主要损伤模式为基体挤压, 分层以及纤维挤压损伤; 而在靠近冲击背面的铺层和界面上, 损伤面积较大, 主要损伤模式为基体开裂、分层以及纤维断裂。层板各铺层之间都产生了花生状分层, 长轴方向主要沿下一层的纤维铺设方向, 且处于中间位置的界面处产生的分层面积较大, 在靠近外侧的界面处, 产生的分层面积逐渐减小, 但位于冲击背面附近的界面, 由于受到基体开裂的影响, 分层面积有所增大。这损伤特征都与程小全<sup>[7]</sup>采用热揭层技术观测到的层板分层特征是一致的。

图 7 为通过 X 射线观测到的损伤图形和理论预测的损伤图形比较, 从图中可以看出, 两者的形状都接近椭圆形。本研究预测得到的总体损伤面积为 181m<sup>2</sup>, 实验结果为 175m<sup>2</sup>, 误差为 3.1%。

图 8 为层合板损伤随时间的变化曲线。从图中可以看出, 在加载初期, 受冲击表面(第 1 层)产生损伤面积较大; 当时间为 0.3ms 时, 冲击背面(第 20 层)开始

出现损伤,并且随着时间的增加,损伤迅速扩展,而冲击正面的损伤扩展缓慢; 随时间的进一步增加,位于层合板中间位置的第 12 层也开始产生损伤,且其损伤面积增长曲线与第 20 层的近似平行,由此可以认为两者的损伤增长速率是相同的; 当时间为 0.78ms 时,各铺层内的损伤面积都达到了最大值,此时,层合板整体损伤面积也达到最大。

从层合板内基体开裂和分层损伤的产生和分布,可以分析不同位置界面处分层损伤产生的机理如下: 在离冲击背面较近的铺层内,首先产生沿纤维方向的

基体开裂,随后出现分层损伤,基体开裂的面积大于分层损伤的面积,且分层损伤形状与基体开裂损伤形状相似; 在远离冲击背面的铺层内,很少甚至没有出现基体开裂,而在这些铺层的界面处产生了面积较大的花生状分层。由此可以认为,在冲击背面附近的铺层内,基体开裂是诱发层间分层损伤的重要原因,而在离冲击正面较近的界面处,分层的产生主要是由于相邻层铺层角度不同,导致弯曲刚度不协调,在受到冲击载荷时产生了较大的层间剪切应力,从而引发了分层损伤。

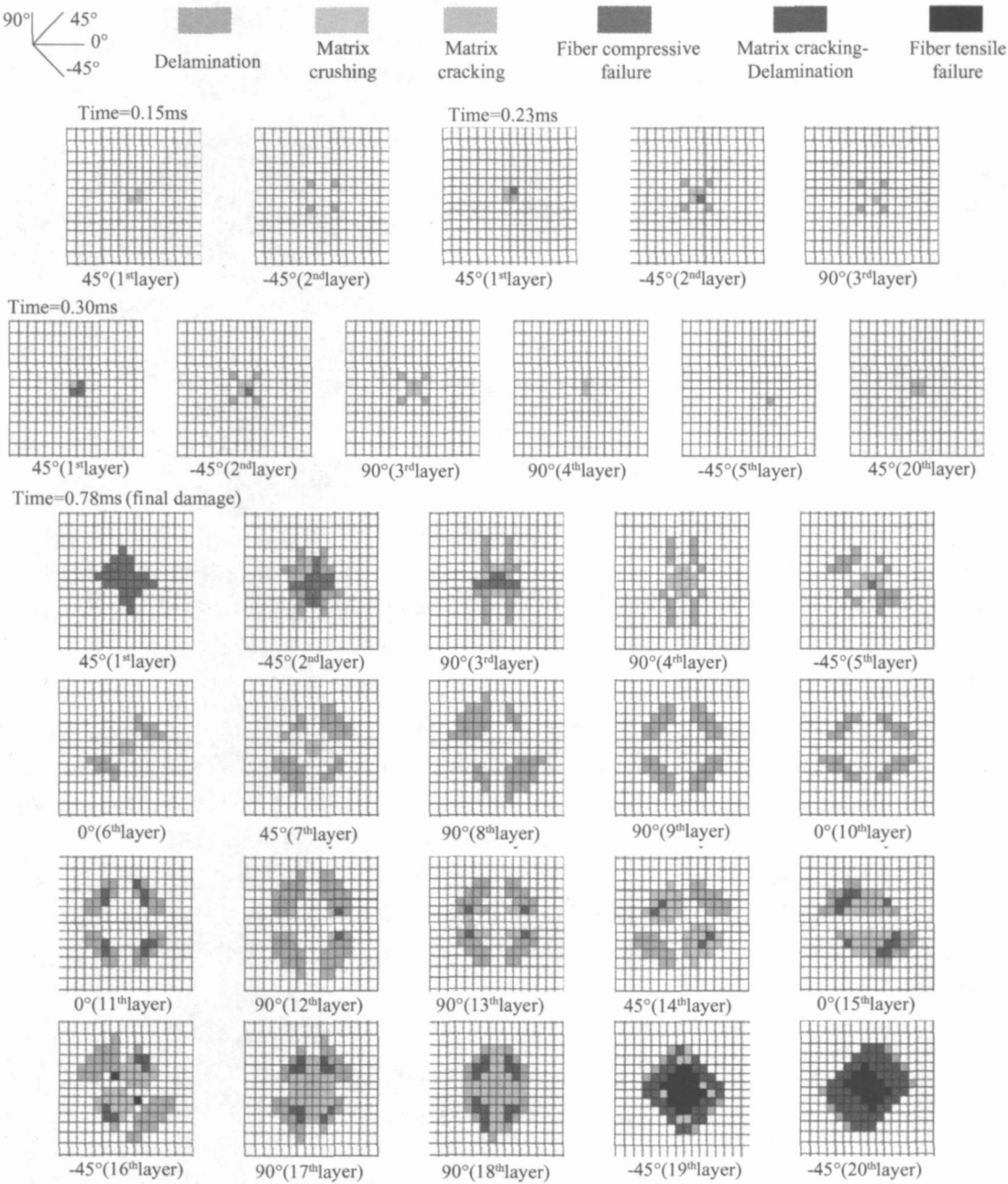


图 6 T300/ BMP-316 层合板各铺层冲击损伤逐渐扩展过程  
Fig. 6 Impact damage propagation of each ply of T300/ BMP-316 laminates

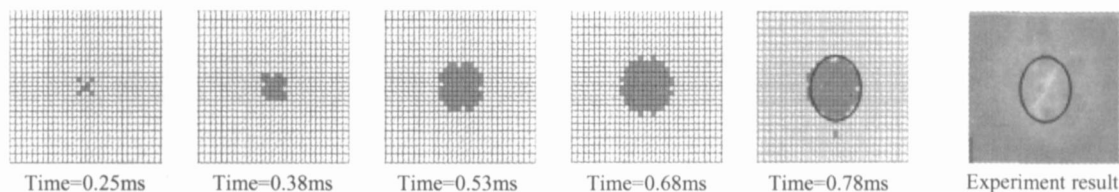


图7 T300/BMP-316 层合板总体冲击损伤逐渐扩展过程

Fig. 7 Impact damage propagation of T300/BMP-316 laminates

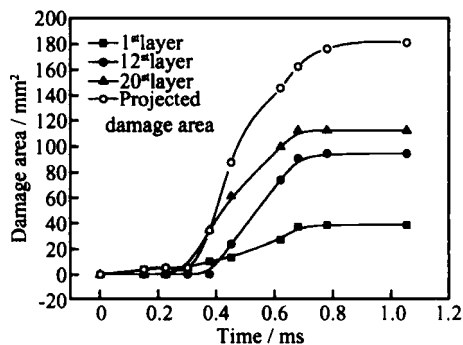


图8 T300/BMP-316 层合板损伤面积-时间曲线

Fig. 8 Impact damage area-time curve

- of T300/BMP-316 laminates

### 3 结论

(1) 从冲击损伤机理出发, 发展了一种分层失效判据。该判据同时考虑了层间拉应力、层间剪切应力以及基体开裂等因素对分层的影响。与实验结果比较表明, 无论是分层形状还是分层面积都与实验结果吻合较好。

(2) 在失效分析时, 区分了冲击正面由挤压应力引起的纤维挤压损伤和冲击背面由拉伸应力引起的纤维断裂损伤, 综合考虑了纤维挤压、纤维断裂、基体挤压、基体开裂和分层等五种冲击损伤失效模式。

(3) 在冲击载荷作用下, 靠近冲击背面的界面处所产生的分层损伤主要是由基体开裂引起的, 而在远离冲击背面的界面处所产生的分层损伤主要是由层间剪

切应力引起的。

### 参考文献

- [1] HOU J P, PETRINIC N, RUIZ C, et al. Prediction of impact damage in composite plates[J]. Composites Science and Technology, 2000, 60: 273- 281.
- [2] LI C F, HU N, YIN Y J, et al. Low-velocity impact-induced damage of continuous fiber-reinforced composite laminates. Part I: an FEM numerical model[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2002, 33(8): 1055- 1062.
- [3] 徐颖, 温卫东, 崔海坡. 复合材料层合板低速冲击逐渐累积损伤预测方法[J]. 材料科学与工程学报, 2006, 24(1): 77- 81.
- [4] CHANG K Y, LIU S, CHANG F K. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to tensile loadings[J]. Journal of Composite Materials, 1991, 25(3): 274- 301.
- [5] MOURA M S, MARQUES A T. Prediction of low velocity impact damage in carbon-epoxy laminates[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2002, 33(3): 361- 368.
- [6] CHOI H Y, CHANG F K. A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact[J]. J Compos Mater, 1992, 26: 2134- 2169.
- [7] 程小全, 郦正能. 复合材料层合板低速冲击后的压缩损伤累积模型[J]. 应用数学和力学, 2005, 26(5): 569- 576.

收稿日期: 2006-05-22; 修订日期: 2006-11-15

作者简介: 温卫东(1958- ), 男, 南京航空航天大学教授、博导, 主要从事复合材料结构强度方面的研究工作。联系地址: 南京航空航天大学能源与动力学院(210016)。

## 阿克苏诺贝尔防腐新技术用于航空涂料发展

在与诺斯达科他州大学研究基金会达成商业许可协议后, 阿克苏诺贝尔宣布它的航空涂料将成为第一个研发试图突破不含铬酸盐技术的产品。诺斯达科他州大学研究基金会的研究人员已经研制成功新的雷管技术, 用于镁, 而并非铬酸盐的铝航行器结构。这项抑制腐蚀的新技术, 将和阿克苏诺贝尔的其他航空涂料产品相结合。公司预计在 2007 年至少有一种含有镁颜料的雷管投入市场。