复合材料学报 第27卷 第6期 12月 2010年
Acta Materiae Compositae Sinica Vol. 27 No. 6 December 2010

文章编号：1000-3851(2010)06-0200-08

复合材料层合板低速冲击损伤的有限元模拟

朱炜垚，许希武*
（南京航空航天大学 结构与强度研究所，飞行器结构力学与控制教育部重点实验室，南京 210016）

摘　要：建立了用于预测复合材料层合板在低速冲击作用下损伤的3D有限元模型。采用应变描述的失效判据来判断铺层层内的各类损伤，如纤维断裂、纤维挤压、基体开裂、基体挤裂，并结合相应的刚度折减方案对失效单元进行刚度折减。使用界面元模拟层间区域，结合传统的应力失效判据和断裂力学中的能量释放率准则来定义分层损伤的起始和演化规律，提出了一种界面元损伤起始强度沿厚度方向的分布函数。通过对数值仿真结果和实验结果的比较，验证了模型的合理性和准确性。

关键词：复合材料；低速冲击；有限元；界面元
中图分类号：TB330.1　　**文献标志码：**A

Finite element simulation of low velocity impact damage on composite laminates

ZHU Weiyao，XU Xiwu*
（MOE Key Lab of Structure Mechanics and Control for Aircraft，Institute of Structure and Strength，
Nanjing University of Aeronautics and Astronautics，Nanjing 210016，China）

Abstract：A 3D finite element model with cohesive was established for simulating composite laminated under transversely low velocity impact. The strain-based failure criterion of composite including fiber tensile failure，fiber compress failure，matrix crushing and matrix cracking with corresponding stiffness degradation technology，were adopted to model the in-plate damage. Cohesive elements were used for modeling the regions between two laminas. The initial and evolution of interlaminar damage was decided by a bilinear cohesive law which combines stress-based and facture-mechanics-based failure criterion. And a cohesive element initial damage strength function was introduced. A good agreement was obtained between numerical analysis and experimental results.

Keywords：composites；low velocity impact；finite element；cohesive element

复合材料层合板具有比强度高、比刚度高和可设计性强等特点，已经被广泛应用于先进飞机的结构中。但是复合材料层合板结构在生产、使用和维护过程中易受到低能量冲击作用，造成不可恢复的损伤（如纤维断裂、基体开裂、分层等）。这些损伤会导致结构的强度和寿命大幅下降，严重威胁结构的安全使用。因而，复合材料层合板的低速冲击损伤问题受到了国内外的广泛关注。

由于冲击过程的复杂性和冲击损伤形式的多样性，许多学者[1-7]使用有限元这一技术来研究这个问题。Choi[1-2]等认为低速冲击过程中最先产生的损伤形式是基体裂纹，然后基体裂纹导致了层间分层的产生，由此提出了一个判断冲击损伤起始以及分层扩展的准则，但是该准则中的一些参数需要由实验来确定，因而使用受到一定限制。Hou[3]等使用显式有限元算法，考虑了层板面外剪切力的影响，改进了chang-chang失效准则，采用实体单元进行了低速冲击过程模拟和损伤分析，其研究中对多种损伤形式都加以考虑，由于以应力退化作为材料参数退化方式，并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。Moura[4]等提出了一个改进的层间分层准则，预测的分层形状和面积与实验

收稿日期：2009-12-17；**收修改稿日期：**2010-03-29
基金项目：国家自然科学基金(10672075)
通讯作者：许希武，教授，博士生导师，主要从事复合材料结构力学、飞行器结构完整性评定技术和计算力学等领域的科研和教学工作
E-mail：xwxu@nuaa.edu.cn

较为吻合，不过模型中需要获取冲击过程中最大冲击接触力参数，故使用有局限性，而且该模型中未考虑其他损伤形式的影响，不能完整的反映低速冲击造成的损伤。李晨锋[5]等采用 Mindlin 板单元建立了预测长纤维增强树脂基层合板在低速冲击作用下层内和层间损伤的有限元模型，得到了一些有意义的规律。

由于以往的模型在判断层间分层时，往往采用层板面内的应力或应变作为参数。这样并不能反应出层间的真实状态。因此，本文作者基于有限元技术，通过在层间引入界面元来模拟层板的低速冲击响应。对于层板面内的损伤，采用以应变描述的失效准则来判断纤维断裂、纤维挤压、基体开裂、基体挤裂等损伤形式。对于层间损伤即分层，则从断裂力学的角度出发，结合了应力失效判据和能量释放率准则来作为分层判据。模型采用商用有限元软件结合自编子程序来实现对低速冲击过程的模拟。

1 实验研究

复合材料层合板的低速冲击试验在南京航空航天大学结构强度研究所完成。低速冲击所用的实验装置和试件支持条件见文献[8]。实验选用的其中一种材料体系为 T300/QY8911，试件用材料的纤维体积含量约为 60%，其铺层次序为：[45/－45/0/－45/45/0/－45/45/90/45/－45/45/0/45/－45/45/90/45/－45/0/45/－45/0/－45/45]共 25 层。该种试件共进行了 4 种不同能量的冲击实验，冲击能量从小到大依次为每层 0.45 J、0.55 J、0.65 J 和 0.75 J。每种能量取 4 个实验件进行实验，共计 16 件。

采用超声 C 扫描对损伤前后的试件进行观察。实验前，目视检查并抽样对试件进行 C 扫描无损检测，以确保实验件没有初始的内在损伤。冲击后，先通过目视检测各典型试件的正反面凹坑、基体开裂、纤维断裂等外观损伤，发现在该实验系列所有能量等级下，冲击点表面均出现了表面凹坑，冲击背部表面则出现了沿着纤维方向的基体开裂和少量的纤维断裂损伤。然后对每个试件都进行了 C 扫描，结果显示，试件内部均产生了不同程度的分层损伤，损伤投影的形状大致成圆形或椭圆形，损伤的面积与冲击能量相关，冲击能量越大，损伤面积越大。不同能量冲击下层板损伤 C 扫描的一些结果如图 1 所示。

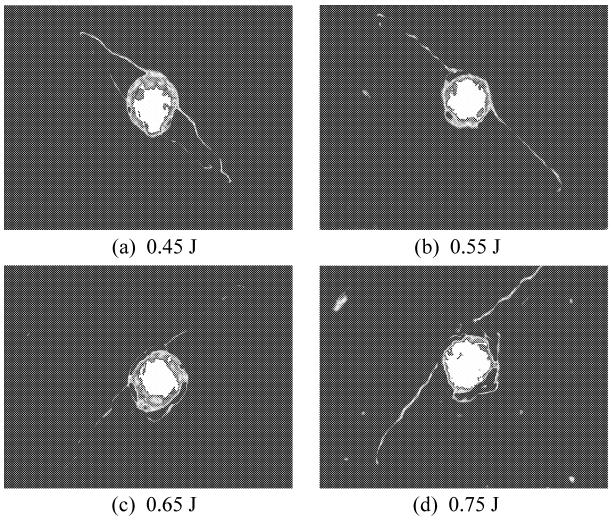

图 1 不同冲击能量下的 C 扫描损伤图

Fig. 1 Damage image by C-scan at different impact energy

通过测量每个试件 C 扫描图中的损伤面积，得到冲击能量与分层损伤面积的大小关系如图 2。可以看出，在相同能量的冲击下，试件损伤面积的分散性还是比较大的，这是因为复合材料的工艺难以保证试件的厚度和基体分布的完全一致，以及实际实验中板的支持条件不完全一致等因素造成的。

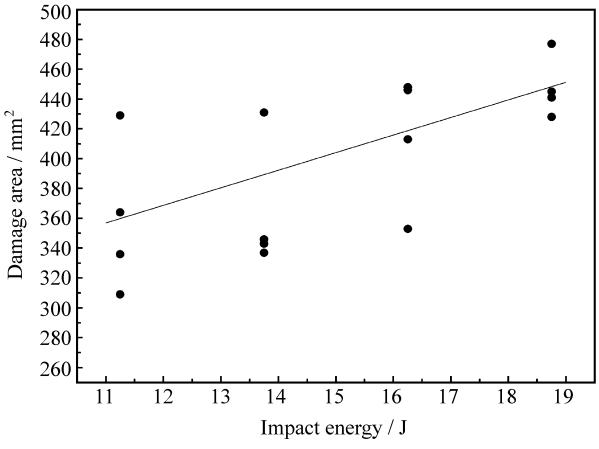

图 2 T300/QY8911 层合板冲击能量与损伤面积的关系

Fig. 2 Impact energy－damage area curve of T300/QY8911 composite laminates

2 数值仿真模型

纤维增强复合材料在低速冲击过程中，其主要的损伤模式可分为层内损伤(纤维断裂、纤维挤压、基体开裂、基体挤裂)和层间损伤(分层)。根据这 2 种损伤的特征，建立由 2 种单元构成的有限元模型

用于低速冲击过程模拟。层合板的每个单层均采用一层 3D 实体单元来模拟，层与层之间则使用一层 3D 无厚度界面元来连接。

2.1　面内损伤模型

关于冲击损伤的失效准则，许多学者都进行了大量研究。如 Hou 失效准则[3]、Hashin 失效准则[9]等。这些准则中大都以应力作为参数。考虑到有限元动态显示算法中，单元损伤前后应力变化比较剧烈，而应变变化则比较平缓，故基于一维情况下的应力应变表达式，将前人基于应力描述的失效准则转换为基于应变描述的失效准则：

$$\begin{cases}\sigma_{xx}=E_{11}\varepsilon_{xx}, & \sigma_{yy}=E_{22}\varepsilon_{yy}\\ \sigma_{zz}=E_{33}\varepsilon_{zz}, & \sigma_{xy}=G_{12}\varepsilon_{xy}\\ \sigma_{xz}=G_{13}\varepsilon_{xz}, & \sigma_{yz}=G_{23}\varepsilon_{yz}\end{cases}\tag{1}$$

$$\begin{cases}X_{\mathrm{T}}=E_{11}\varepsilon_{11}^{\mathrm{T}}, & X_{\mathrm{C}}=E_{11}\varepsilon_{11}^{\mathrm{C}}\\ Y_{\mathrm{T}}=E_{22}\varepsilon_{22}^{\mathrm{T}}, & Y_{\mathrm{C}}=E_{22}\varepsilon_{22}^{\mathrm{C}}\\ S_{12}=G_{12}\gamma_{12}, & S_{13}=G_{13}\gamma_{13}\\ S_{23}=G_{23}\gamma_{23}\end{cases}\tag{2}$$

式中：X_{T}、X_{C} 为单向板纤维方向上的拉伸、压缩强度；Y_{T}、Y_{C} 为单向板面内垂直纤维方向上的拉伸、压缩强度；$S_{\mathrm{ij}}(i\neq j)$为剪切强度。$\varepsilon_{11}^{\mathrm{T}}$、$\varepsilon_{11}^{\mathrm{C}}$分别为单向板纤维方向上对应于拉伸、压缩强度的应变强度；$\varepsilon_{22}^{\mathrm{T}}$、$\varepsilon_{22}^{\mathrm{C}}$分别是单向板横向对应于拉伸、压缩强度的应变强度；$\gamma_{\mathrm{ij}}(i\neq j)$为单向板对应于剪切强度的剪切应变强度。通过式(1)、式(2)便可以推导出基于应变描述的失效准则。模型所使用的单层板失效准则包含基体开裂、基体挤裂、纤维断裂、纤维挤压 4 种失效形式，其表达式如下：

纤维断裂

$$d_{\mathrm{f}}=\left(\frac{\varepsilon_{xx}}{\varepsilon_{11}^{\mathrm{T}}}\right)^2\geqslant 1\qquad \varepsilon_{xx}\geqslant 0\tag{3}$$

纤维挤压

$$d_{\mathrm{f}}=\left(\frac{-\varepsilon_{xx}}{\varepsilon_{11}^{\mathrm{C}}}\right)^2\geqslant 1\qquad \varepsilon_{xx}<0\tag{4}$$

基体开裂

$$d_{\mathrm{m}}=\left(\frac{\varepsilon_{yy}}{\varepsilon_{22}^{\mathrm{T}}}\right)^2+\left(\frac{\varepsilon_{xy}}{\gamma_{12}}\right)^2+\left(\frac{\varepsilon_{yz}}{\gamma_{23}}\right)^2\geqslant 1\qquad \varepsilon_{yy}\geqslant 0\tag{5}$$

基体挤裂

$$d_{\mathrm{m}}=\left(\frac{E_{22}\varepsilon_{yy}}{2G_{12}\gamma_{12}}\right)^2+\left(\frac{\varepsilon_{yy}}{\varepsilon_{22}^{\mathrm{C}}}\right)\left[\left(\frac{E_{22}\varepsilon_{22}^{\mathrm{C}}}{2G_{12}\gamma_{12}}\right)^2-1\right]+\left(\frac{\varepsilon_{xy}}{\gamma_{12}}\right)^2+\left(\frac{\varepsilon_{yz}}{\gamma_{23}}\right)^2\geqslant 1\qquad \varepsilon_{yy}<0\tag{6}$$

在冲击过程中，出现损伤区域后，损伤区域的材料性能应该进行退化。模型采用对损伤区域单元进行刚度折减来模拟材料性能的退化。根据不同的损伤形式，刚度折减方案如下：(1) 纤维拉断：将 E_{11}、G_{12}、G_{13} 折减为原始值的 0.01 倍；(2) 纤维挤压：将 E_{11}、G_{12}、G_{13} 折减为原始值的 0.01 倍；(3) 基体开裂：将 E_{22}、G_{12}、G_{23} 折减为原始值的 0.01 倍；(4) 基体挤裂：将 E_{22}、G_{12}、G_{23} 折减为原始值的 0.01 倍。冲击过程中，如单元发生几种不同类型的失效时，则对单元进行重复退化。

2.2　层间损伤模型

近年来，8 节点 3D 界面元被许多学者[10-12]用于复合材料层板的层间损伤分析，尤其是对于 DCB(双悬臂梁)、ELS(端部撕开加载)、MMB(混合模式弯曲)等问题的分析中，界面元可以较好的反应出层间的损伤过程。故本文作者将界面元引入到复合材料层板低速冲击分析过程中，在可能产生分层的上下 2 个铺层间加入一层 3D 无厚度界面单元。界面元使用双线性本构来描述Ⅰ型和Ⅱ/Ⅲ型裂纹的起始和扩展。以Ⅰ型裂纹为例，其双线性本构如图 3 所示。界面未损伤前，其位移-应力曲线为 OA 段，OA 段斜率为界面元的界面刚度。当界面相对位移 δ 超过 δ^{o}，即应力到达 A 点时，界面元开始出现损伤，A 点对应的应力即为界面元起始损伤强度。此时界面刚度开始逐渐减小，新的界面刚度为图 3 中虚线段的斜率，随着界面相对位移的继续增加，界面损伤开始扩展，当相对位移达到 δ^{f} 即 B 点时，界面元完全破坏，此时界面元刚度下降为 0，界面元连接的上下单元可以自由分离。图 3 中 O、A、B 3 点围成的三角形面积即为界面元破坏过程中的能量释放率。模型使用的界面元起始损伤准则如下：

$$\left(\frac{t_{\mathrm{n}}}{N}\right)^2+\left(\frac{t_{\mathrm{s}}}{S}\right)^2+\left(\frac{t_{\mathrm{t}}}{S}\right)^2=1\qquad t_{\mathrm{n}}\geqslant 0\tag{7}$$

$$\left(\frac{t_{\mathrm{s}}}{S}\right)^2+\left(\frac{t_{\mathrm{t}}}{S}\right)^2=1\qquad t_{\mathrm{n}}<0\tag{8}$$

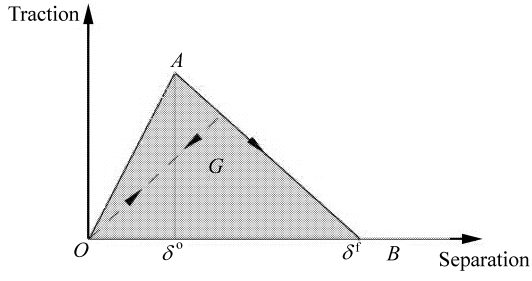

图 3　界面元双线性本构

Fig. 3　Bilinear cohesive law

式中：t_n 为界面法向应力；t_s、t_t 为界面 2 个剪切应力；N 为界面法向强度；S 为界面剪切强度。

一些文献[2, 13-14]研究表明，层间裂纹的起始是由于上下子层的基体出现裂纹，在层板受冲击过程中的弯曲应力作用下扩展至层间所致。Choi 和 Chang[2]通过冲击过程中的 2 个现象，详细解释了这一原理。Hou[15]认为冲击过程中层板面内的纤维基体损伤将导致相应的层间分层强度的降低，并在其层间分层失效准则中通过引入纤维破坏系数和基体破坏系数来体现这一原理。另外，许多研究和实验观测表明，在低速冲击过程中，靠近冲击背部的子层无论是基体裂纹密度还是弯曲变形的程度和范围都高于靠近冲击点的子层。因此，在低速冲击过程中，靠近背部的界面层的起始损伤强度应低于靠近冲击点处的界面层起始损伤强度。考虑到这一因素，提出了一种界面元损伤起始强度的经验公式：

$$N_i = \sqrt{\frac{h_i}{H}} \cdot N_0 \tag{9}$$

式中：N_i 为该层界面元的起始强度；h_i 为该界面离冲击背部沿厚度方向的距离；H 为层合板的厚度；N_0 为材料的层间强度。层间法向和剪切强度均按式(9)计算。对于层间损伤的扩展，采用混合模式能量准则：

$$\left(\frac{G_{\mathrm{I}}}{G_{\mathrm{IC}}}\right)^2 + \left(\frac{G_{\mathrm{II}}}{G_{\mathrm{IIC}}}\right)^2 + \left(\frac{G_{\mathrm{III}}}{G_{\mathrm{IIIC}}}\right)^2 = 1 \tag{10}$$

式中：G_{I}、G_{II}、G_{III} 分别对应于界面元法向和 2 个切向的应变能释放率，G_{IC}、G_{IIC}、G_{IIIC} 则分别是法向和 2 个切向的临界应变能释放率。当该能量准则被满足时，界面元完全破坏，其所连接的单元可以实现物理分离。不过即使界面元完全破坏，但当界面元法向受压时，其依然能提供反向刚度，以避免上下单元发生穿透。

3 算例分析

3.1 算例 1

文献[4]中进行了半球形落锤自由落体冲击层合板实验，层合板尺寸为 60 mm×60 mm，通过夹具固定出一个直径为 50 mm 的圆形受冲击区域。冲头为钢制半球形，直径 25 mm，质量为 2.428 kg，冲击速度为 1.2 m/s。层板铺层次序为$(0_4/90_4)_S$，共计 16 层，单向板材料参数见表 1。

实验中观察到的现象有：(1) 由于弯曲作用，

表 1 复合材料单层板的材料性能参数[4]

Table 1 Mechanical properties of unidirectional laminate

E_{11}/GPa	E_{22}，E_{33}/GPa	ν_{12}，ν_{13}	ν_{23}
109.34	8.82	0.34	0.52
G_{12}，G_{13}/GPa	G_{23}/GPa	X_C/MPa	Y_T/MPa
4.32	3.20	1 132	59
Y_C/MPa	S/MPa	G_{IC}/(J/m^2)	G_{IIC}/(J/m^2)
211	54	306	632

靠冲击点背部最外层(纤维铺设角度为 0°) 产生了沿纵向扩展的基体开裂；(2) 分层损伤只发生在铺设角度不同的上下 2 个子层的界面上，分层形状呈双叶形，且其长轴沿着下面子层的纤维方向。基于以上实验现象，进行合理简化，在模拟冲击过程的有限元模型中，将相邻同向铺层合并为一层单元以减小计算规模。整个分析模型共包含 3 层实体单元和 2 层界面单元，冲头则采用刚体建模。冲头与层合板之间施加接触用来模拟冲击过程中冲头与板之间的相互作用。夹具的夹持边界认为是固支，故模型仅取夹持部分进行建模。整个冲击系统有限元模型如图 4。

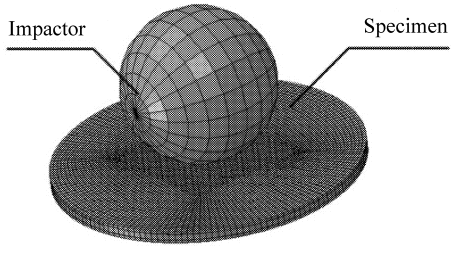

图 4 有限元模型

Fig. 4 Finite element model

数值仿真结果显示，分层损伤主要发生在第二层界面，即远离冲击点的界面。分层形状呈对称双叶状，主轴沿着 0°方向即该界面的下面子层纤维方向。另外冲击背部的子层出现了沿着纤维方向的基体开裂，与实验现象一致。通过统计分层损伤的单元面积，仿真得到的分层面积为 402 mm^2，实验值为 392 mm^2，误差 2.5%。预测的背部基体开裂长度 35 mm，实验值为 37 mm，误差 5.4%。预测的最大冲击接触力 2048 N，实验值为 1986 N，误差 3.1%。由此可见，本模型预测的损伤特征和损伤大小与实验结果吻合较好。

层板第二层界面的分层和背部子层基体开裂逐渐损伤过程见图 5。由冲击逐渐损伤过程可以看出，冲击过程中先是出现了基体开裂，然后基体开裂导致了相应层间分层的产生和扩展，这与文献[4，13－14]中描述的分层现象一致。

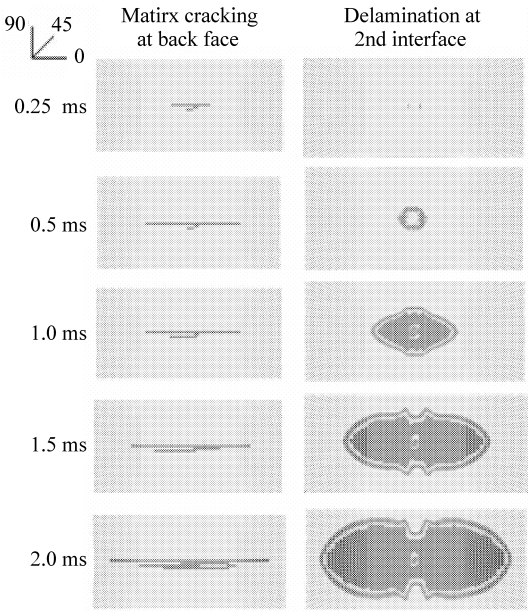

图 5　冲击损伤逐渐扩展过程

Fig. 5　Impact damage propagation

3.2　算例 2

实验参数来源于文献[4]，材料体系与试件尺寸与算例 1 相同，试件的支持方式与冲头形状、尺寸、质量等也与算例 1 相同。层合板的铺层次序为$(0_2/\pm45_2/90_2)_S$共计 16 层，模拟的冲击速度有 2 种，1.09 m/s、1.17 m/s。建模思路与算例 1 相同，将相邻同向铺层合并为一层单元，故模型共包含 7 层实体单元和 6 层界面单元。材料参数见表 1。

数值仿真的结果显示，各层层内均出现了基体开裂，且越靠近冲击背部，基体开裂的面积越大。各层间分层形状基本呈对称的双叶形，主轴沿着下层纤维铺设方向。且靠近冲击背部的界面分层面积要大于靠近冲击点处的界面分层面积。随着冲击速度的增大，各层的分层面积均有所增加。这与实验观察到的现象一致。仿真得到的各层分层损伤面积与实验值的对比见表 2。

图 6 为在 1.09 m/s 的冲击速度下，数值仿真得到的各层间的分层损伤，其中第 1 层为最靠近冲击点的界面层，第 6 层为最靠近冲击背部的界面层，图中每层编号后括弧中注明的是该界面层上、下子层的纤维铺设角度。

表 2　分层损伤面积实验值与预测值比较

Table 2　Comparison between the experimental and numerical results for delaminated area in each ply　mm^2

	1.09 m/s		1.17 m/s	
	Real	Predicted	Real	Predicted
1st layer	0	6	0	6
2nd layer	0	15	30	25
3rd layer	30	48	60	61
4th layer	60	66	85	78
5th layer	168	153	225	228
6th layer	192	198	300	244

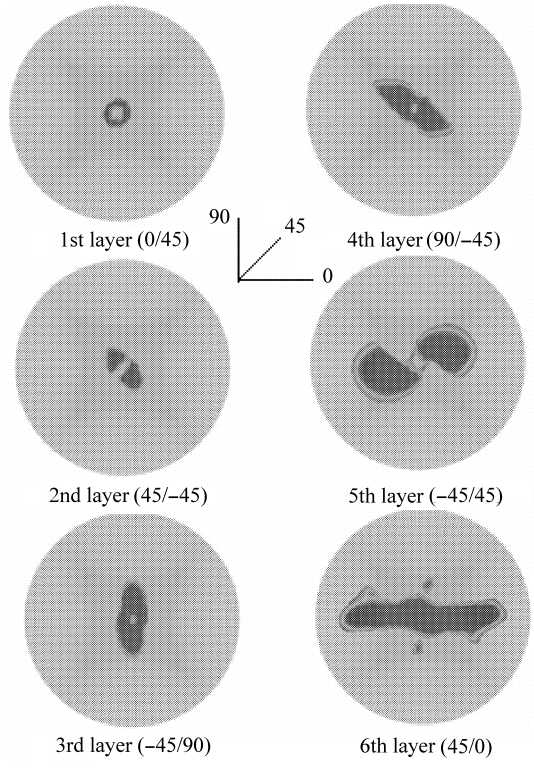

图 6　预测的各层间分层损伤(1.09 m/s)

Fig. 6　The predicted delaminations for each ply at 1.09 m/s impact velocity

图 7 分别给出了在 1.09 m/s 和 1.17 m/s 的冲击速度下，第 5 层的分层损伤面积对比，可以看出，随着冲击能量的提高，分层损伤的形状大致保持不变，但损伤面积显著增加。

由此可见，模型预测出的损伤特征和实验结果一致，预测的损伤面积与实验结果相比误差不大。

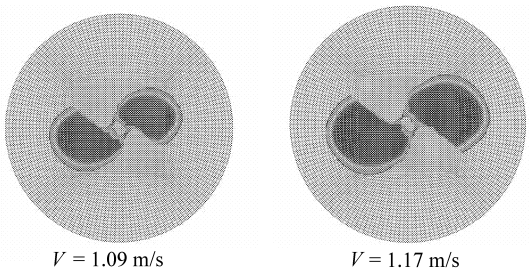

图 7　不同冲击速度下分层损伤对比(第 5 层)

Fig. 7　Comparison between different impact velocity for delaminated area at 5th interface

3.3　算例 3

实验和材料参数来源于本文中的实验，模型尺寸为 120 mm×80 mm，每个单层均建立一层实体单元，单层厚度为 0.12 mm。每两层实体单元间插入一层无厚度 3D 界面元，共计 25 层实体单元和 24 层界面元。考虑到计算规模，在冲击点中心区域的单元网格较密，远离冲击点中心区域的单元网格较稀疏。对 4 种能量的冲击过程均进行了模拟。整个冲击分析模型如图 8。T300/QY8911 层合板基本力学参数见表 3，由于无法找到 $G_{\mathrm{III C}}$ 的数据，参照文献[16]的做法，认为 $G_{\mathrm{III C}}$ 与 $G_{\mathrm{II C}}$ 相等。

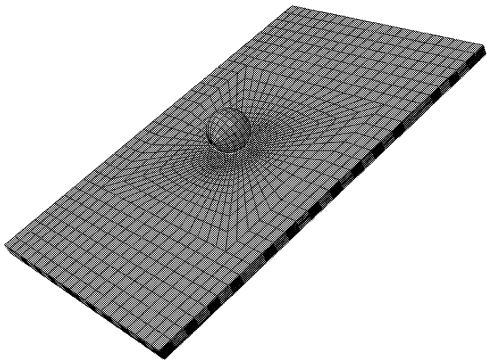

图 8　T300/QY8911 层合板冲击模型

Fig. 8　Impact model of T300/QY8911 laminate

表 3　T300/QY8911 材料性能参数

Table 3　Mechanical properties of T300/QY8911 composite

E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	ν_{12}	G_{12}/GPa
135.00	8.80	0.33	4.47
X_T/MPa	X_C/MPa	Y_T/MPa	Y_C/MPa
1 239	1 081	39	189
S/MPa	$G_{\mathrm{I C}}$/(J/m²)	$G_{\mathrm{II C}}$/(J/m²)	
81	252	665	

数值仿真的结果显示各层间均出现了不同程度的分层损伤，各层的分层形状大都类似花生壳形，与文献[4，17]等中描述的低速冲击损伤特征一致。总的分层投影大致成圆形，与本文中 C 扫描得到的形状一致。数值仿真的结果还显示，在每层0.45 J 的冲击能量下，只有若干铺层出现了少量的纤维断裂，随着冲击能量的增加，越来越多的铺层层内出现了纤维断裂损伤，且各层纤维损伤的面积也有所增大，表明在低速冲击能量较高时，纤维损伤也成为层合板主要损伤形式之一。图 9 显示了数值仿真得到的各层分层损伤的总投影形状(冲击能量为每层 0.45 J)。图 10 中给出了数值仿真得到的分层投影面积和实验结果的对比。可以看出，由于复合材料层板加工工艺的不稳定性以及冲击过程的中影响因素众多，实验数据的分散性较大，取 4 件试件的损伤面积平均值和预测值比较，最大误差不超过 10%，预测值和实验值吻合较好。

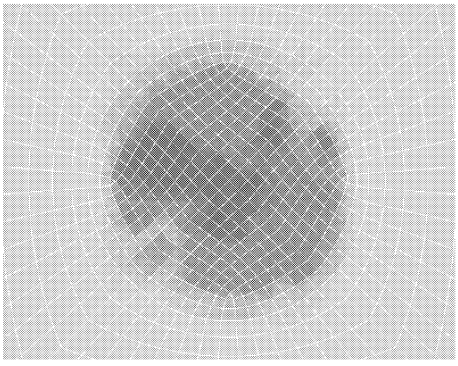

图 9　各层分层损伤总投影形状(0.45 J)

Fig. 9　Projection area of all 25 delaminations at impact energy of 0.45 J for each ply

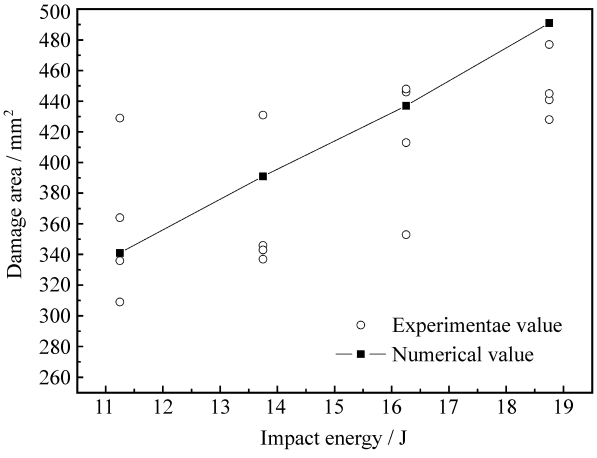

图 10　分层损伤投影面积实验值与预测值比较

Fig. 10　Comparison between the experimental and numerical result for projection area of all delaminations

图 11 中给出了在每层 0.75 J 的冲击能量下，一些典型层间的分层损伤形状，可以看出分层损伤一般呈花生壳状，且其主轴通常沿着下面子层的纤维方向。

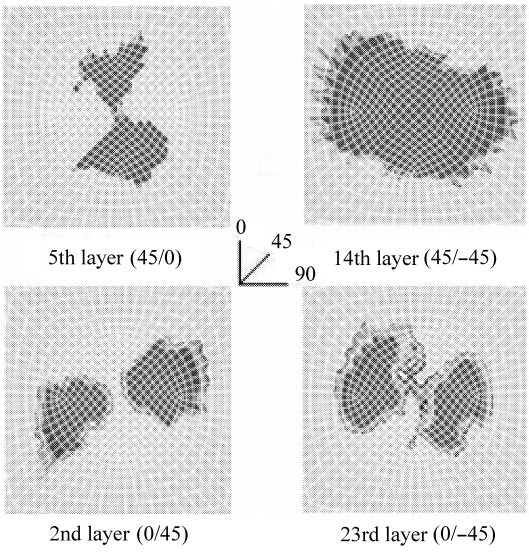

图 11　一些典型的分层损伤结果(0.75 J)

Fig. 11　Some delaminations at impact energy of 0.75 J for each ply

4　结　论

(1) 建立了用于分析复合材料层合板低速冲击过程的 3D 有限元模型。在层间使用界面元，并提出了一个低速冲击过程中界面元损伤起始强度的经验公式。采用该模型对层合板低速冲击过程进行了模拟，将所得的结果和实验结果进行对比，取得了满意的结果，验证了模型的有效性和正确性。

(2) 冲击时，基体开裂是产生分层的主要原因。层内的基体裂纹在弯曲应力的作用下扩展至层间，并在层间剪切应力作用下沿着层间扩展。

(3) 在铺层次序不同的相邻两子层间才会产生分层，且靠冲击点背部的层间分层面积通常大于靠近冲击点处的层间分层面积。

(4) 低速冲击时，复合材料层合板的主要损伤形式是基体开裂和层间分层损伤，但在冲击能量较高时，层内也会出现大量的纤维断裂。

参考文献：

[1] Choi H Y, Downs R J, Chang F K. A new approach toward understanding damage mechanisms and mechanics of laminated composite due to low-velocity impact, Part Ⅰ: Experiments [J]. Compos Mater, 1991, 25: 992-1011.

[2] Choi H Y, Chang F K. A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact [J]. Compos Mater, 1992, 26: 2134-69.

[3] Hou J P, Petrinic N, Ruiz C, et al. Prediction of impact damage in composite plates [J]. Composite Science and Technology, 2000, 60(2): 273-281.

[4] De Moura M F S F, Marques A T. Prediction of low velocity impact damage in carbon-epoxy laminates [J]. Composite Part A, 2002, 33: 361-368.

[5] 李晨锋，程建钢，胡 宁，等. 模拟长纤维增强树脂层合板冲击损伤的数值方法[J]. 力学学报，2002，34(6)：989-996.
Li Chenfeng, Cheng Jiangang, Hu Ning, et al. A numerical simulation for impact damage of long-fiber reinforced resin laminates [J]. Acta Mechanica Sinica, 2002, 34(6): 989-996.

[6] 程起有，童小燕，姚磊江，等. 层合板低速冲击损伤的数值模拟[J]. 机械科学与技术，2008，27(11)：1311-1314.
Chen Qiyou, Tong Xiaoyan, Yao Leijiang, et al. Numerical Simulation of low velocity impact damage of composite laminates [J]. Mechanical Science and Technology for Aerospace Engineering, 2008, 27(11): 1311-1314.

[7] Masaaki N, Tomonaga O, Nobuo T. Numerical simulation of inerlaminar damage propagation in CFRP cross-ply laminates under transverse loading [J]. International Journal of Solids and Structures, 2007, 44: 3101-3113.

[8] 林智育，许希武. 复合材料层板低速冲击后剩余压缩强度[J]. 复合材料学报，2008，25(1)：140-146.
Lin Zhiyu, Xu Xiwu. Residual compressive strength of composite laminates after low-velocity impact [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 140-146.

[9] Hashin Z. Fatigue failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1981, 47(4): 329-334.

[10] Benzeggaph M L, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. Composite Science and Technology, 1996, 56: 439-449.

[11] Pedro P C. Carlos G D. Mixed-mode decohesion finite elements for the simulation of delamination in composite materials, NASA/TM-2002-211737 [R]. Washington: NASA, 2002.

[12] Hu N, Zemba Y, Okabe T, et al. A new cohesive model for simulating delamination propagation in composite laminates under transverse loads [J]. Mechanics of Materials, 2008, 40: 920-935.

[13] Christophe B, Bruno C, Matthieu B. Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface

elements [J]. International Journal of Solids and Structures, 2009, 46: 2809-2821.

[14] Guinard S, Allix O, Guedra D D, et al. A 3D damage analysis of low - velocity impacts on laminated composites [J]. Composites Science and Technology, 2002, 62: 585-589.

[15] Hou J P, Petrinic N, Ruiz C. A delamination criterion for laminated composites under low - velocity impact [J]. Composites Science and Technology, 2001, 61: 2069-2074.

[16] Aymerich F, Dore F, Priolo P. Prediction of impact - induced delamination in cross - ply composite laminates using cohesive interface elements [J]. Composites Science and Technology, 2008, 68: 2383-2390.

[17] 沈 真，陈普会，刘俊石，等. 含缺陷复合材料层合板压缩破坏机理[J]. 航空学报，1991，12(3)：105-113.
Shen Zhen, Chen Puhui, Liu Junshi, et al. Experimental study on the compressive failure mechanisms of damage composite laminates [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 1991, 12(3): 105-113.

（上接 151 页）

KEYWORDS FOR COMPOSITES

C: ANALYSIS

analytical modelling
computational modelling
damage mechanics
finite element analysis(FEA)
laminate mechanics
micro-mechanics
numerical analysis
statistical properties/methods

D: TESTING

acoustic emission
chemical analysis
electron microscopy
fractography
mechanical testing
non-destructive testing
optical microscopy
physical methods of analysis
process monitoring
radiography
surface analysis
thermal analysis
ultrasonics

E: MANUFACTURING/PROCESSING

assembly
autoclave
automation
braiding
casting
chemical vapour deposition (CVD)
compression moulding
consolidation
cure
cutting
extrusion
fibre conversion processes
filament winding
forging
forming
heat treatment
injection moulding
isostatic processing
joints/joining
knitting
lay-up (manual/automated)
liquid metal infiltration
machining
melt-spinning
moulding compounds
powder processing
preform
prepreg
pultrusion
recycling
resin film infiltration (RFI)
resin flow
resin transfer moulding (RTM)
sintering
slip casting
stitching
surface treatments
tape
thermal analysis
thermoplastic resin
thermosetting resin
tooling
tow
weaving

(from *Composites Part A*)