

层间增韧复合材料层合板低速冲击损伤预测

谢宗蕪 刘海涵 张子龙

(西北工业大学航天学院, 西安, 710072)

摘要:基于层间增韧复合材料层合板的低速冲击实验,在 ABAQUS 分析环境下建立了一套量化考查低速冲击载荷作用下层间增韧对复合材料层合板力学行为影响的有限元分析模型。模型中采用自行开发的 VUMAT 子程序定义复合材料层内单元材料本构关系,预测典型的层内失效模式,包括纤维拉伸失效、纤维压缩失效、基体开裂失效和基体挤裂失效,并对失效单元进行相应的刚度折减。模型中在复合材料层合板相邻两铺层间定义了一层间界面单元,层间分层起始损伤是采用二次名义应力判据来预测的,层间分层扩展采用的是混合模式的能量准则来判断的。有限元预测结果和实验结果的比较验证了分析方法和分析模型的准确性和有效性。

关键词:复合材料;层合板;层间增韧;低速冲击;有限元分析

中图分类号: TB332

文献标志码: A

文章编号: 1005-2615(2013)05-0686-07

Prediction on Low Velocity Impact Damage of Interlayer-Toughened Composite Laminate

Xie Zonghong, Liu Haihan, Zhang Zilong

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an, 710072, China)

Abstract: Based upon the data and observation from the low velocity impact experiment on interlayer-toughened composite laminates, a finite element model (FEM) is developed to quantificationally study the mechanical behavior of interlayer-toughened laminates subject to low velocity impact using ABAQUS. In this model, a VUMAT subroutine is used to define the constitutive relationships and to predict the stress-based failure criteria of a composite lamina. Typical failure modes, including fiber tensile failure, fiber compress failure, matrix crushing and matrix cracking, are considered in the subroutine. The stiffness reduction of failed elements is also included. Cohesive elements are introduced into the model in the region between two neighboring layers in the laminate. A quadratic nominal stress criterion and a power law fracture criterion are adopted to predict the initiation and evolution of delamination. The FEM prediction results show a good agreement with experimental data, which validates FEM developed in this study.

Key words: composite; laminate; interlayer-toughened; low velocity impact; finite element analysis

复合材料层合板具有比强度高、比刚度、抗疲劳和可设计性强等众多优点,在对结构材料要求非常严格的航空航天等领域得到了广泛应用。复合材料层合板在使用中受到外来物体冲击后,会在层合板内部形成严重的冲击损伤,而层合板外部往往没有出现明显损伤痕迹,这种隐藏的冲击损伤,

尤其是冲击导致的层合板层与层之间的分离,会降低层合板结构的强度和刚度,从而抑制了该结构在工程中的应用。如何抑制复合材料层合板层间分层损伤、提高复合材料层合板的抗冲击损伤及抗分层能力,一直是复合材料结构设计与分析研究的热点,具有极为重要的意义。有关复合材料层合板冲

击损伤的研究在国内外已经开展了大量的工作,并取得了很多的成果^[1-8]。

在复合材料层合板的层间插入韧性胶膜层,可以起到抑制层间分层形成和扩展的作用,该技术可以提高复合材料层合板的抗分层能力^[9-10]。通过对比层间增韧层合板和普通层合板低速冲击实验发现:冲击能量相同的情况下,层间增韧层合板的层间分层损伤面积比普通层合板的层间分层损伤面积要少 53%~72%,表明了增韧技术可以显著提高复合材料层合板的抗分层能力。本文采用有限元软件 ABAQUS 建立一套量化考查低速冲击作用下层间增韧技术对复合材料层合板力学行为影响的有限元分析模型,该模型考虑了复合材料层合板的纤维拉伸和压缩失效、基体开裂和挤裂失效以及层间的分层等多种损伤形式,实现了层间增韧复合材料层合板在低速冲击作用下损伤预测。

1 实验部分

复合材料层合板低速冲击实验是在 Instron-9250HV 落锤冲击实验机上进行的。支撑夹具是中心有一个 125 mm×75 mm 矩形开孔的钢板,实验件通过 4 点螺栓固支的方式固定在实验夹具上。实验件材料体系为 U3160/6421,密度为 1 600 kg/m³。包含层间增韧层合板和普通层合板,铺层为 $[45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]_{4s}$,共 32 层,单层厚度为 0.16 mm。冲头选用直径为 16 mm 的半球体,通过改变落锤重量和高度来调节冲击能量。共开展了 9 种能量的冲击实验,冲击能量分别为:10,15,20,23,30,34,40,50 和 60 J。

实验后发现,不同冲击能量下实验件受到冲击的位置均出现不同程度的凹坑,在非冲击一侧表面可以清楚看到沿纤维方向出现基体开裂和纤维断裂。随着能量的增加,凹坑大小变化并不明显,背部基体开裂区域沿着纤维方向逐渐增大,断裂纤维增多。在对实验件进行超声波 C 扫描无损检测后发现,在层合板结构的内部均产生了层间分层损伤,层间分层损伤的投影呈现出圆形或者椭圆形,分层损伤面积的大小与冲击能量有关,如图 1 所示。从实验结果可以得到以下结论:

(1)冲击能量小于 34 J 时,随着冲击能量的增大,普通层合板内部分层损伤面积逐渐增大。当冲击能量升至 34 J 时,分层损伤面积接近最大值。其后,随着冲击能量增大,分层损伤面积没有显著增加。对层间增韧层合板而言,分层损伤面积的变

化呈现同样的现象(图 1)。

(2)冲击能量相同的情况下,层间增韧层合板的分层损伤面积比普通层合板的分层损伤面积要少 53%~72%(图 2)。冲击能量在 20~50 J 区间时,分层损伤面积降低比例较高,达到 65%~70%左右(图 2)。可见,层间增韧技术在此冲击能量范围内最有效。

(3)低速冲击作用下,复合材料层合板正面冲击位置都没有出现明显损伤。对于普通层合板,当冲击能量达到 30 J 时,层合板背部沿着纤维方向开始出现基体开裂现象。随着冲击能量的增加,裂纹区域逐渐增大。对于层间增韧层合板,当冲击能量达到 23 J 时,层合板背部就已经出现较为明显的沿着纤维方向基体开裂现象(图 3)。实验现象表明,层间增韧技术会导致复合材料层合板背部裂纹出现在更低冲击能量下。

(4)图 4 给出了普通层合板与层间增韧层合板在不同冲击能量下冲头最大接触力值。从图中可以看出,两种层合板在不同冲击能量下最大冲击力差别较小,层间增韧技术并没有大幅度提高结构的刚度。

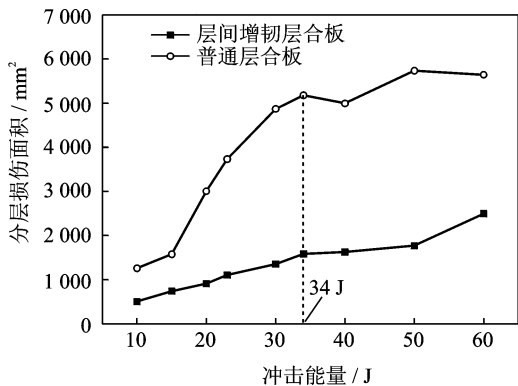


图 1 层间增韧层合板与普通层合板的冲击能量与分层损伤面积关系曲线

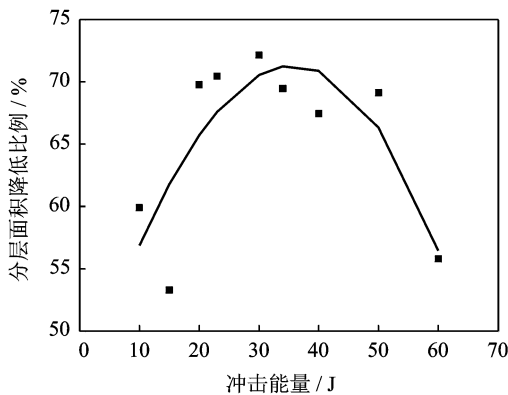


图 2 不同冲击能量下增韧层合板分层面积降低比例

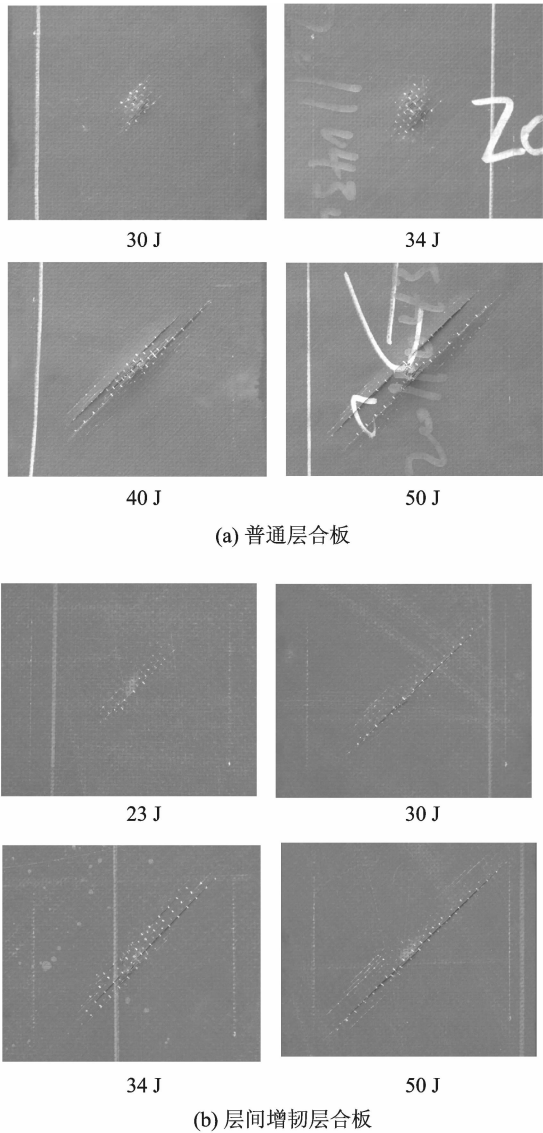


图 3 复合材料层合板背部损伤情况

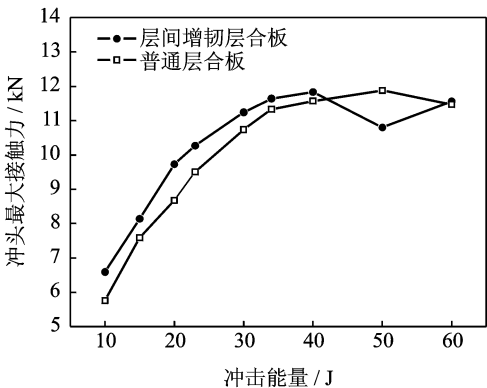


图 4 冲击能量与冲头最大接触力的关系曲线

2 有限元模拟

复合材料层合板在低速冲击作用下损伤模式主要有纤维拉伸和压缩失效、基体开裂和挤裂失效以及层间的分层等形式。根据复合材料层合板的

损伤模式,基于 ABAQUS 软件平台,作者建立了复合材料层合板低速冲击动力学分析模型,将材料本构关系、损伤起始判据和损伤扩展准则编写入用户自定义材料子程序 VUMAT,并采用有厚度的 Cohesive 单元对复合材料铺层的层间分层损伤起始和扩展过程进行模拟。有限元计算获得了包括冲击力时间历程曲线和分层损伤位置、形状、面积等量化信息。将有限元分析结果与实验结果进行比较,验证了研究中所采用的有限元分析方法和分析模型对复合材料层合板的低速冲击损伤特性进行预测的有效性。

2.1 单层板损伤模式

层合板在面外冲击载荷作用下的损伤主要包括纤维和基体失效以及层间分层等。由于这些损伤对结构性能影响严重,因此有很多研究人员对层合板损伤的机理进行了研究,得出了很多的失效准则,比如 Tsai 失效准则^[11]、Hashin 失效准则^[12-13]等。本次模拟中使用的单层板失效准则包括纤维拉伸和压缩、基体开裂和挤裂 4 种失效形式。

纤维拉伸失效

$$D_T^f = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 \quad \sigma_{11} \geq 0 \quad (1)$$

纤维压缩失效

$$D_C^f = \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 \quad \sigma_{11} \leq 0 \quad (2)$$

基体开裂失效

$$D_T^m = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad \sigma_{22} \geq 0 \quad (3)$$

基体挤裂失效

$$D_C^m = \left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{12}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{12}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \quad \sigma_{22} \leq 0 \quad (4)$$

式中: X_T 为单向板在纤维方向上的拉伸强度; X_C 为压缩强度; Y_T 为单向板面内垂直纤维方向上的拉伸强度; Y_C 为压缩强度; S_{12} 为层合板面内剪切强度。

受到冲击损伤的材料性能将退化,在模拟中采用单元删除的方法来模拟材料刚度的退化。本文采用的单元删除方式如下:(1)当某一个单元满足了纤维拉伸失效与基体开裂失效时将此单元删除;(2)当某一个单元满足了纤维压缩失效和基体挤裂失效时将此单元删除。

2.2 层间损伤模式

ABAQUS 中提供的 Cohesive 单元主要用来

模拟胶层、复合材料层间界面和垫圈等结构。Cohesive 单元主要有 3 种经典的物理本构模式:连续破坏模式、牵引/分离破坏模式和非对称破坏模式。本文采用牵引/分离破坏模式来模拟层合板层间的增韧胶膜,胶膜的材料特性^[14]为 $E=2.45\text{ GPa}$, $\nu=0.38$ 。

Cohesive 单元有许多损伤起始判据,如最大名义应力判据、最大名义应变判据、二次名义应力判据和二次名义应变判据等。本研究选用二次名义应力判据判断损伤起始

$$\left(\frac{t_n}{t_n^o}\right)^2 + \left(\frac{t_s}{t_s^o}\right)^2 + \left(\frac{t_t}{t_t^o}\right)^2 = 1 \tag{5}$$

式中: t_n 代表界面的法向应力; t_s, t_t 代表界面的剪切应力; t_n^o 代表界面的法向强度; t_s^o, t_t^o 代表界面的剪切强度,有限元模拟中 3 个强度依次取值为 50, 85 和 85 MPa。损伤起始后,需要定义损伤扩展模式,即材料刚度下降的规律。本文层间损伤扩展采用混合模式能量准则,表达式如下

表 1 U3160/6421 复合材料的基本性能

模量/GPa				强度/MPa				泊松比			应变能释放率/ (J·m ⁻²)	
E_1	$E_2=E_3$	$G_{12}=G_{13}$	G_{23}	X_T	X_C	Y_T	Y_C	S_{12}	$\nu_{12}=\nu_{13}$	ν_{23}	G_{1c}	$G_{2c}=G_{3c}$
125	9.2	4.46	3.1	1 558	1 210	36	213	107	0.30	0.48	672	905

层间增韧复合材料层合板低速冲击动力学分析模型如图 5 所示。考虑到实际损伤模式以及计算规模,对冲击点中心区域的单元网格进行加密。采用 $180\text{ mm}\times108\text{ mm}\times5\text{ mm}$ 中间开有 $125\text{ mm}\times75\text{ mm}$ 的矩形通孔的刚体模拟层合板低速冲击实验的底部支撑夹具。冲头是直径为 16 mm 的半球体,给定冲头的质量与实验中冲锤的质量相等,在模拟中接触类型定义为通用接触。下面为边界条

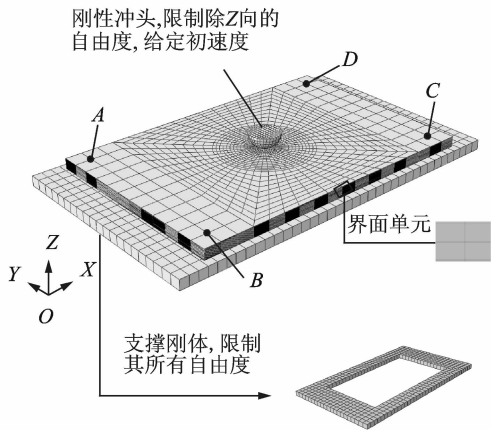


图 5 层间增韧层合板冲击模型

$$\left(\frac{G_I}{G_{Ic}}\right)^{\alpha} + \left(\frac{G_{II}}{G_{IIc}}\right)^{\alpha} + \left(\frac{G_{III}}{G_{IIIc}}\right)^{\alpha} = 1 \tag{6}$$

式中: G_I, G_{II}, G_{III} 分别对应的是界面单元法向和两个切向的应变能释放率, $G_{Ic}, G_{IIc}, G_{IIIc}$ 则分别代表了法向和两个切向的临界应变能释放率。当该能量准则被满足时,表面复合材料层合板的层间界面单元被完全破坏,层与层之间可以实现物理分离,即模拟出复合材料层合板的层间分层损伤情况。依据文献^[15]取 $\alpha=1.45$ 。Cohesive 单元密度为 $1\,200\text{ kg/m}^3$ 。

2.3 有限元模型及边界条件

有限元模型尺寸: $150\text{ mm}\times100\text{ mm}\times5.12\text{ mm}$,每个铺层均建立一层实体单元,单层厚度为 0.14 mm ,在每两层单元间插入一层厚度为 0.02 mm 的界面单元,共计 32 层三维八节点实体单元(C3D8R)和 31 层界面单元,层合板的铺层形式见实验部分。材料性能参数见表 1。

件和载荷说明:(1)给冲头定义一个大小与其重量相等、方向沿重力方向的集中力来模拟重力作用;(2)限制冲头除 Z 向平动之外的所有自由度;(3)给定冲头初速度;(4)限制层合板上 A,B,C,D 四个节点的平动来模拟实验中的 4 点螺栓固支的边界条件;(5)固定底部支撑刚体,限制其所有的自由度。

3 有限元结果及分析

使用 ABAQUS 软件建立的层间增韧层合板冲击模型依次模拟了实验中的 9 种能量的冲击过程。图 6 为不同冲击能量下的冲锤的冲击力/位移曲线,从图中可以得知,有限元模拟的结果可以较为准确地预测最大冲击力和低速冲击过程中冲击力的变化情况。在冲击能量为 15 和 23 J 情况下,冲击力均在冲头位移 1.8 mm 附近出现明显的载荷下降,此时层合板的损伤主要来源于基体开裂和层间分层。在 34 J 冲击能量下,曲线在冲头位移 4 mm 附近再次出现卸点,这时层合板背部出现大量的纤维断裂和基体开裂损伤。

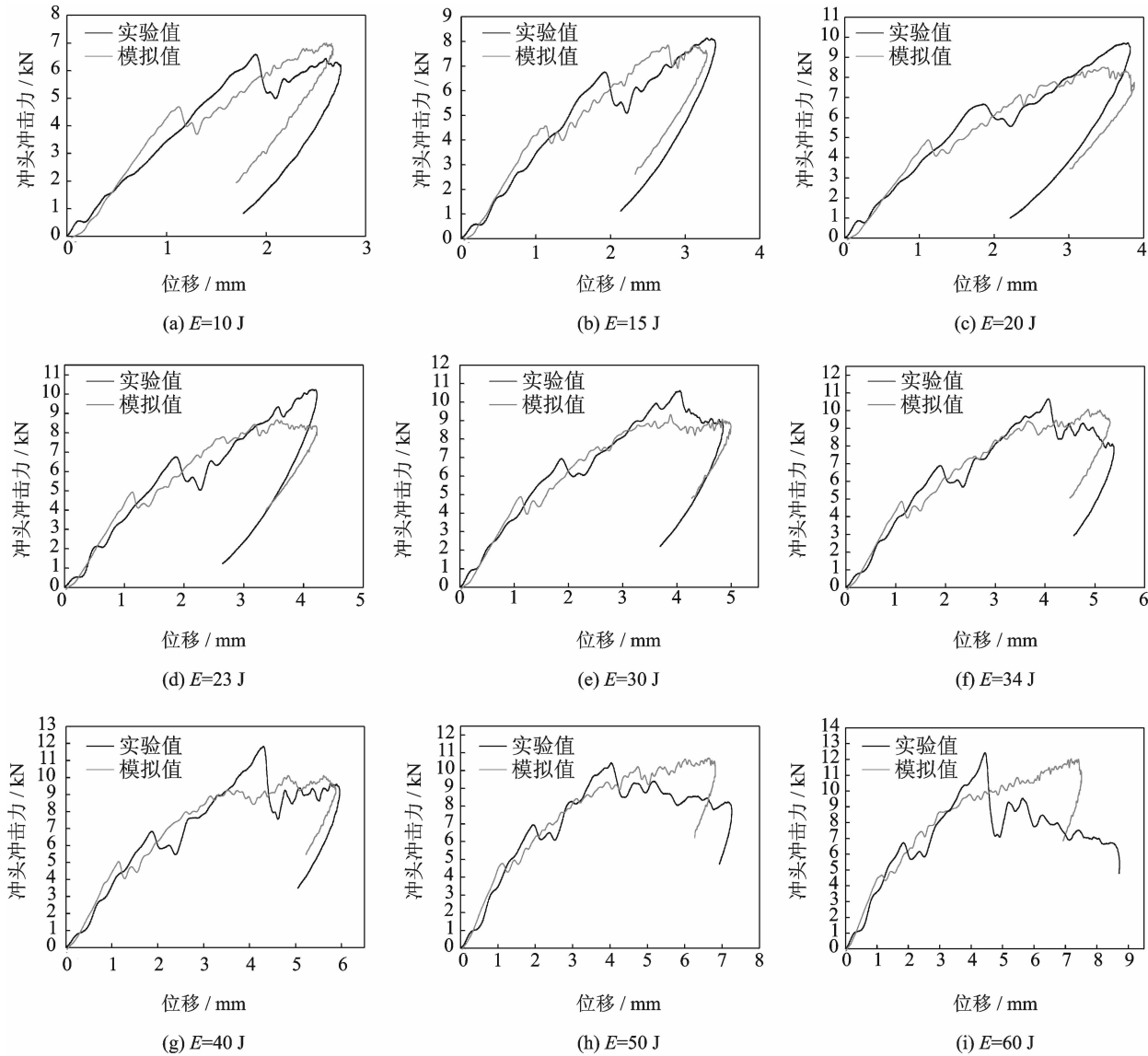


图 6 不同冲击能量下的冲头冲击力-位移曲线图

图 7 为有限元获得的最大接触力与实验数据的对比图,随着冲击能量的增加,冲锤的最大冲击力逐渐变大,但冲击能量为 50 和 60 J 时最大冲击力却小于冲击能量为 40 J 时的最大冲击力,这是由于在 50 和 60 J 冲击能量下层合板的损伤较为严重,层合板承载能力下降更为迅速,达到最大冲击力接触时间变短。有限元模拟所获得的最大接触力与实验结果最大误差不超过 20%,但并未模拟出 50 与 60 J 冲击能量下最大接触力减小的现象。

图 8 是有限元模拟得到的不同冲击能量下层合板的分层损伤投影面积,分层投影区域近似为圆形。图 9 是有限元模拟获得的层间分层投影面积大小与实验值的对比曲线。总体而言,实验和分析结果都表明层间分层损伤面积随着冲击能量的增

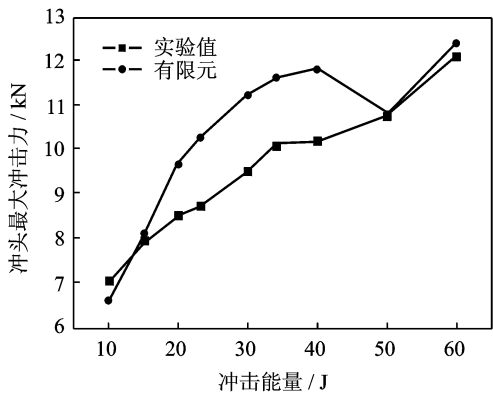


图 7 冲头的最大力值-冲击能量曲线图

加而变大。当冲击能量在 30~40 J 之间时,有限元分析结果有一个分层面积冲高回落现象,而实验数据则无,具体原因有待后续研究。图 10 给出了在 40 J 的冲击能量下的几个典型的层间分层损伤

形状(双叶形或圆形)。

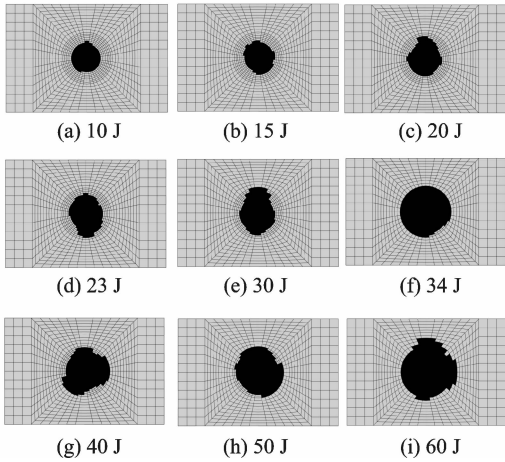


图 8 层间增韧层合板在不同冲击能量下分层损伤投影

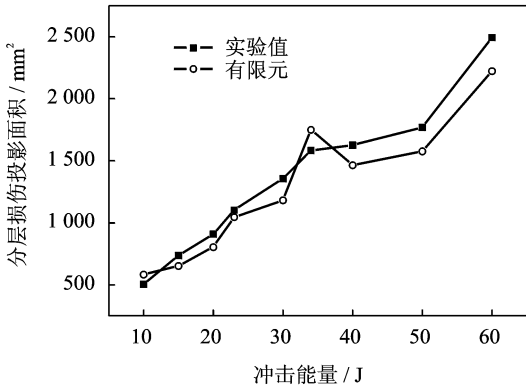


图 9 分层损伤投影面积实验值与预测值比较

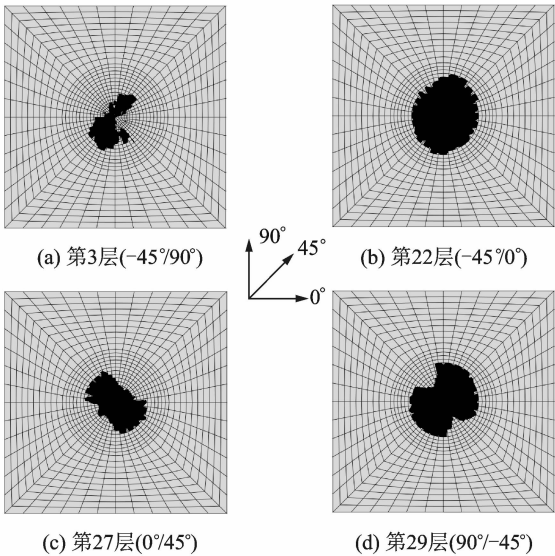


图 10 一些典型的分层损伤形状(冲击能量为 40 J)

4 结 论

(1)在低速冲击作用下,复合材料层合板的主要损伤形式是层间分层。分层投影区近似呈圆形

或椭圆形。铺层之间的分层损伤一般呈双叶形或圆形。

(2)对比在相同冲击能量作用下,层间增韧层合板和普通层合板的分层损伤面积发现:增韧后层合板分层损伤面积减小 53%~72%,表明层间增韧技术确实可以有效抑制分层损伤形成和扩展,显著提高复合材料层合板抗分层能力。

(3)低速冲击作用下,复合材料层合板在冲击位置并没有显示出明显损伤,而随着冲击能量增加到约 30 J,层合板背部沿着纤维方向开始出现基体开裂现象。随着冲击能量的增加,裂纹区域逐渐增大。对层间增韧层合板而言,在更低冲击能量(23 J)下层合板背部沿着纤维方向就已经出现基体开裂现象。

(4)对比普通层合板与层间增韧层合板在不同冲击能量下冲头的最大接触力值可知,层间增韧技术并没有大幅度提高结构刚度。

(5)有限元模型得到的冲锤的冲击力时间历程曲线、冲击力/位移曲线和层间分层损伤面积均与实验结果吻合较好。验证了本文所采用的有限元分析方法和分析模型对复合材料层合板的低速冲击损伤特性进行预测的有效性。

参考文献:

[1] 林智育,许希武,朱炜. 复合材料层合板结构的广义强度准则[J]. 南京航空航天大学学报,2009,41(3): 302-307.
Lin Zhiyu, Xu Xiwu, Zhu Wei. General strength criterion for composite laminated structures[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2009,41(3):302-307.

[2] 贾建东,丁运亮,刘晓明. 复合材料层合板冲击后剩余强度的工程估算方法和有限元模拟分析[J]. 南京航空航天大学学报,2010,42(3):335-339.
Jia Jiandong, Ding Yunliang, Liu Xiaoming. Engineering and FEM methods for evaluating compressive strength after impact for composite laminates [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2010,42(3):335-339.

[3] Nishikawa M, Okabe T, Takeda N. Numerical simulation of interlaminar damage propagation in CFRP cross-ply laminates under transverse loading [J]. International Journal of Solids and Structures, 2007, 44 (10):3101-3113.

[4] Turon A, Camanho P P, Costa J, et al. A damage model for the simulation of delamination in advanced composites under variable-mode loading [J]. Me-

- chanics of Materials, 2006, 38(11):1072-1089.
- [5] 朱炜垚, 许希武. 复合材料层合板低速冲击损伤的有限元模拟[J]. 复合材料学报, 2010, 27(16):200-207.
- Zhu Weiyao, Xu Xiwu. Finite element simulation of low velocity impact damage on composite laminates [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2010, 27(16):200-207.
- [6] 程小全, 酆正能. 复合材料层合板低速冲击后压缩的损伤累积模型[J]. 应用数学和力学, 2005, 26(5):569-576.
- Cheng Xiaoquan, Li Zhengneng. Damage progressive model of compression of composite laminates after low velocity impact [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2005, 26(5):569-576.
- [7] 沈真, 杨胜春, 陈普会. 复合材料层压板抗冲击行为及表征方法的实验研究[J]. 复合材料学报, 2008, 25(5):125-133.
- Shen Zhen, Yang Shengchun, Chen Puhui. Experimental study on the behavior and characterization methods of composite laminates to withstand impact [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(5):125-133.
- [8] 杨鹏, 刘海涵. 复合材料层压板低速冲击损伤的有限元模拟[J]. 机械与电子, 2013(4):78-80.
- Yang Peng, Liu Haihan. Finite element simulation of low velocity impact damage on composite laminates [J]. Machinery & Electronics, 2013(4):78-80.
- [9] 高峰, 矫桂琼, 宁荣昌, 等. 层间颗粒增韧复合材料层压板的损伤阻抗特性[J]. 复合材料学报, 2005, 22(2):116-120.
- Gao Feng, Jiao Guiqiong, Ning Rongchang, et al. Damage resistance of the composite laminates with interlayer thermoplastic particles [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(2):116-120.
- [10] Pinho S T, Robinson P, Lannucci L. Fracture toughness of the tensile and compressive fibre failure modes in laminated composites [J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(13):2069-2079.
- [11] Tsai S W. A survey of macroscopic failure criteria for composites materials [J]. Reinforced Plastics & Composites, 1984, 3(1):40-62.
- [12] Hashin Z, Rotem A. A fatigue failure criterion for fiber reinforced materials [J]. Journal of Composite Materials, 1973, 7(4):448-464.
- [13] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2):329-334.
- [14] 矫桂琼, 宁荣昌, 卢智先, 等. 层间增韧复合材料研究[J]. 宇航材料工艺, 2001(4):36-39.
- Jiao Guiqiong, Ning Rongchang, Lu Zhixian, et al. A study on interleaved composites [J]. Aerospace Materials & Technology, 2001(4):36-39.
- [15] Lopes C S, Camanho P P, Gürdal Z, et al. Low-velocity impact damage on dispersed stacking sequence laminates. Part II: Numerical simulations [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(7/8):937-947.