

文章编号: 1000-8055(2007)05-0749-06

T300/ BMP-316 复合材料板冲击 损伤研究

温卫东, 崔海坡, 徐 颖

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 采用自由落体冲击设备, 对两种不同尺寸不同铺层顺序的 T300/BMP-316 复合材料层合板进行了详细的低速冲击损伤试验研究, 同时应用作者以前发展的复合材料层合板逐渐累积损伤分析方法对层板的冲击过程进行了模拟. 结果表明, 几何尺寸对层合板的冲击损伤投影面积有较大的影响, 而铺层顺序对冲击损伤投影面积影响不大, 但对层合板的冲击损伤形状会有一定的影响.

关 键 词: 航空、航天推进系统; 低速冲击; 复合材料层合板; 损伤

中图分类号: V231. 95

文献标识码: A

Research on impact damage of T300/ BMP-316 composite laminates

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

(College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The experimental research of low speed impact damage has been carried out on composite laminates with different geometries and layer direction angle, and the impact process was simulated by the progressive damage method. The geometries of composite laminates have much effect on the impact damage projected area. The layer direction angle of composite laminates has little effect on the impact damage projected area, but it has influence on the impact damage figure.

Key words: aerospace propulsion system; low speed impact; composite laminates; damage

纤维增强复合材料因其具有比强度、比刚度高, 特别是可设计性等特点, 在许多重要的工程结构中得到了广泛的应用, 但由于层合复合材料结构对冲击作用比较敏感, 即使在冲击能量较低、结构的外表面未留下可视损伤的情况下, 也会在其内部发生基体开裂、基纤剪切、分层和纤维断裂等微观损伤, 从而大大降低结构的承载能力, 严重影

响材料的应用, 甚至会直接导致事故的发生. 所以近年来, 许多研究工作^[1-6]皆集中于低能量冲击条件下, 复合材料层合结构的损伤破坏模式、损伤产生和扩展机理及影响因素等方面.

T300/BMP-316 是一种很有应用前景的航空、航天结构复合材料, 目前已在航空发动机上得到应用, 代替钛合金减重 15%, 降低成本 20%^[7].

收稿日期: 2005-05-10; 修订日期: 2006-08-21

作者简介: 温卫东(1958-), 男, 福建省福州人, 教授, 博士, 研究方向: 复合材料结构强度与寿命、结构优化与可靠性设计等, E-mail: gsdzy@nuaa.edu.cn; Tel: 025-84895940.

由于复合材料低速冲击后的性能与铺层材料、顺序、厚度、试件的边界条件以及冲击物的条件等多种因素有关,而目前关于 T300/BMP-316 复合材料层合板的试验研究还不多见,因此,本文对 T300/BMP-316 层合板的冲击损伤进行了详细的试验研究,并利用作者以前发展的逐渐累积损伤分析方法对冲击载荷下层合板的损伤起始和扩展规律开展了进一步研究.

1 试 验

1.1 材料与试件

试验采用 T300/BMP-316 复合材料层合板,其单层板的力学性能参见文献[7]. 为了比较不同铺层顺序和几何尺寸对层合板冲击损伤的影响,本文选取了两种铺层两种尺寸的层合板进行冲击损伤分析,试验件的编号和基本参数见表 1.

表 1 试验件基本参数
Table 1 Specimens parameters

试件编号	冲击能量/J	试件数量	铺 层 顺 序	几何尺寸/mm
T1	2.2	3		
T2	5.9	4	[45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]S	200×45×2.5
T3	8.6	4		
P1	5.9	3	[45/-45/90/90/-45/0/45/90/90/0]S	200×45×2.5
P2	5.9	4	[45/-45/90/90/-45/0/45/90/90/0]S	89×55×2.5
C1	2.2	4		
C2	5.9	5	[45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]S	89×55×2.5
C3	8.6	5		

1.2 试验设备

由于自由落体冲击可以较好地再现诸如维修工具坠落等低速冲击,故本文研究采用自由落体冲击试验机预制层合板的冲击损伤. 冲击试验装置见图 1,冲击时试样夹在两块中间有边长为 40 mm 正方形孔的钢板之间. 为了保证冲击时冲头能够冲击到层合板的正中心区域,对两种不同尺寸的层合板,在对应下夹具的中间部分都开了一个 1 mm 深的矩形槽,如图 2 所示. 冲击锤锤体为圆柱形,其端部为半球形,直径是 16 mm,质量为 2.2 kg,通过调整冲头的下落高度控制冲击能量. 试验前,随机抽取部分试件进行 X-光拍摄,确保没有任何缺陷. 在试验过程中采用特殊装置以避免冲击锤反弹后下落造成二次冲击.

1.3 冲击损伤检测

各试样冲击后所拍摄的外观损伤图形照片,如图 3 所示. 从图中可以看出,当冲击能量为 2.2 J 时(对应的试件为 T1 和 C1),在层合板的前后表面均无明显的冲击特征,没有目测可见的损伤. 能量为 5.9 J 时,层合板正面出现了局部压痕,形状近似为圆形,背面有基体开裂、分层和少量的纤维断裂等损伤. 对于试件 T2,在板的背面正中心

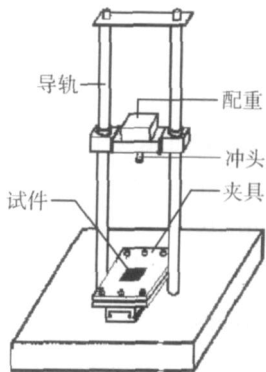


图 1 冲击试验装置示意图

Fig.1 Impact test equipment

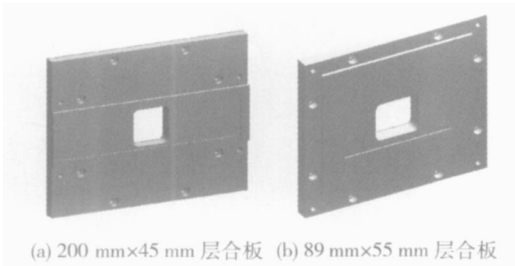


图 2 冲击试验下夹具

Fig.2 Underside clamp of impact test

处有 0.2~0.32 mm 左右的向外拱起,背面沿着 45°方向的基体裂纹长度约为 11.5~13.1 mm. 对于试件 P1,在板的背面正中心处有 0.12~0.14 mm 左右的向外拱起,背面沿着 45°方向的基体裂纹长度约为 13.4~15.5 mm. 对于试件 C2,在板的背面正中心处有 0.14~0.24 mm 左右的向外拱起,背面沿着 45°方向的基体裂纹长度约为 12.5~15.3 mm. 对于试件 P2,在板的背面正中心处有 0.1~0.2 mm 左右的向外拱起,背面沿着 45°方向的基体裂纹长度约为 11.2~14.5 mm. 当冲击能量为 8.6 J 时,层合板的正面已经出现了很明显的局部压痕,且呈圆形. 对于试件 T3,其压痕深度约为 0.4 mm,在板的背面正中心处有 0.5 mm 左右的向外拱起,后表面的损伤在平行于纤维方向上已达 17.4~20.5 mm. 对于试件 C3,其压痕深度约为 0.3 mm,在板的背面正中心处有 0.34 mm 左右的向外拱起,后表面的损伤在纤维平行的方向上达到了 18.5~22.7 mm.

为了了解不同冲击能量对层合板所造成损伤面积的大小,使用 F99- IIIA T 医用诊断 X-光机对冲击后的试样进行无损检测. 各试样冲击后的 X-光损伤图形如图 4 所示,图中的椭圆形曲线为计算损伤面积时的轮廓线. 从图中可以看出,随着冲击能量的增加,层合板的损伤面积明显增大. 通过对试件 T2 与 P1 以及 C2 与 P2 进行比较可以发现,在同样 5.9 J 能量冲击条件下,无论是外观损伤还是 X-光损伤图形,每组试件都有明显的区别,这说明铺层顺序对层合板的冲击损伤形状有一定的影响. 各试样的冲击能量与冲击损伤面积见表 2.

由表 2 中的数据可以发现,随着冲击能量的增加,冲击点处板的凹陷越深,试件的损伤面积越大. 在 5.9 J 冲击能量下,试件的凹陷深度及损伤面积相差不多,说明铺层顺序对层合板冲击损伤投影面积的影响不大. 各试件的冲击能量与冲击损伤面积关系曲线见图 5.

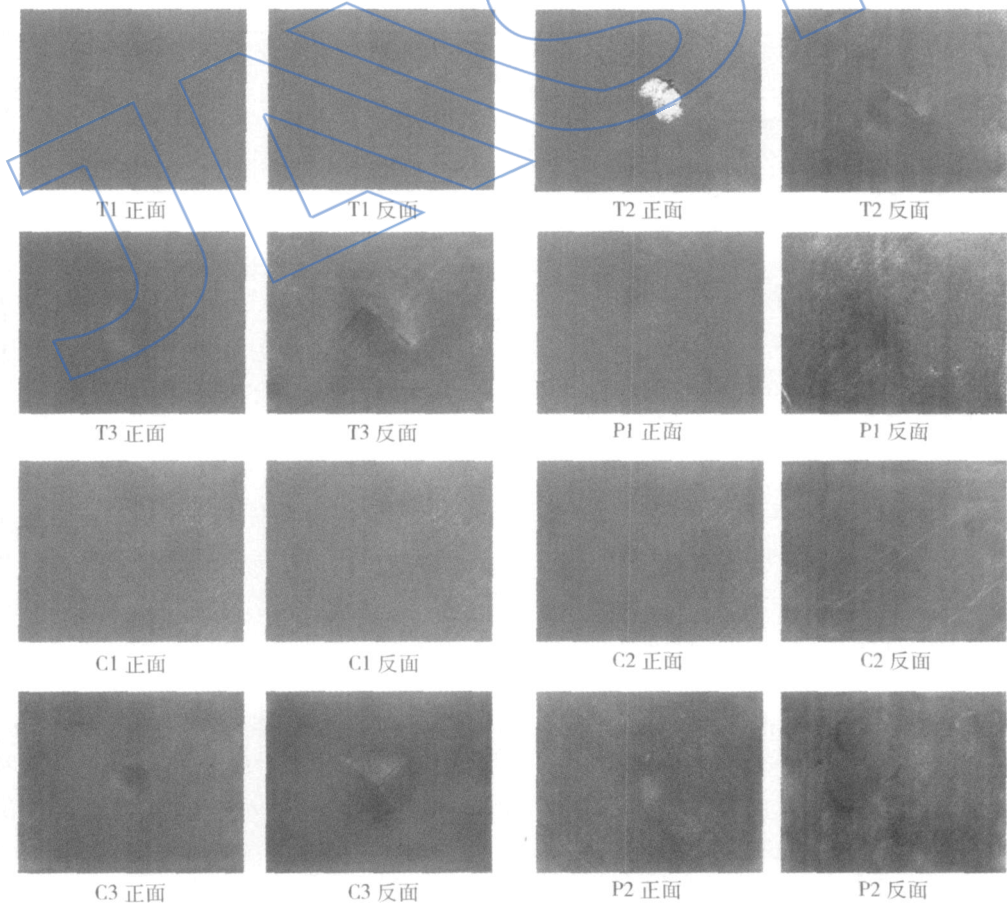


图 3 各试件冲击后的外观损伤图形

Fig.3 Surface damage of specimen after impact

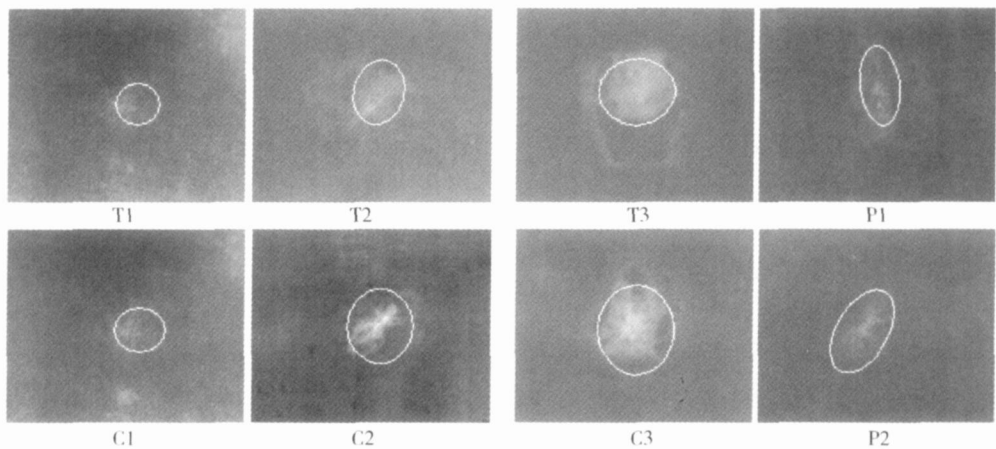


图 4 各试样冲击后的 X 光损伤图形

Fig. 4 X-ray damage of specimen after impact

表 2 冲击能量与冲击损伤面积

Table 2 Impact energy and damage area

试件编号	T1	T2	T3	P1	C1	C2	C3	P2
冲击能量/J	2.2	5.9	8.6	5.9	2.2	5.9	8.6	5.9
凹陷深度/mm	<0.1	0.1~0.2	0.38~0.43	0.1~0.2	<0.1	0.1~0.2	0.27~0.31	0.1~0.2
损伤面积/mm ²	90.3	245.7	310.4	255.7	133	338	406	327

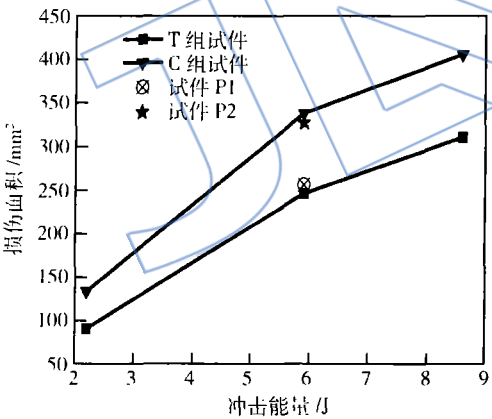


图 5 冲击能量与冲击损伤面积关系曲线

Fig. 5 Curve of impact energy and impact damage area

通过图 5 中 T 组试件与 C 组试件以及 P1 与 P2 之间的对比可以看出,铺层顺序相同但尺寸不同的层合板,受同样的能量冲击后,其损伤面积会有差别,而且随着冲击能量的增加,损伤面积的差别也越来越大,这说明层合板的几何尺寸对其冲击损伤面积有一定的影响.究其原因,虽然试验件受冲击的面积是相同的,但是由于其几何尺寸不同,试验件在夹持时所受的约束是不同的,进而造成试验件在受冲击时表现出不同的刚度特性,因而使得其损伤面积有所不同.

2 理论分析

为了进一步了解冲击载荷下层合板的损伤起始和扩展规律,本文应用三维逐渐累积损伤分析模型对表 1 中 8 组试件的冲击过程进行了研究.逐渐累积损伤模型一般包括两部分:应力分析和失效分析.通常应力分析都采用有限单元分析技术,对复合材料层合板而言,其应力分析的基础是经典层合板理论.本文基于 ANSYS 软件的应力分析开发了复合材料层合板的冲击分析模拟程序.失效分析是逐渐累积损伤分析方法中最重要的步骤之一,它直接关系到整个分析过程结果的好坏.失效分析主要包括三个部分:失效准则、参数退化和总体破坏判据,具体的失效分析过程参见文献[8].经研究表明,表 1 中 8 组试件的损伤规律都是类似的,本文仅以试件 T2 受 5.9 J 能量冲击后的损伤规律为例进行分析.层合板的冲击破坏过程如图 6 所示(与冲头接触的为第 1 层).

从图 6 中可以看出,当 $t = 0.59 \text{ ms}$ 时,板开始出现损伤,其中第 1 层的正中心受冲击部分在较高的压缩应力作用下出现了少量的基体挤压破坏,在冲头与板的接触区周围出现了少量的分层,第 2 层和第 3 层也出现了少量的分层,其它铺层

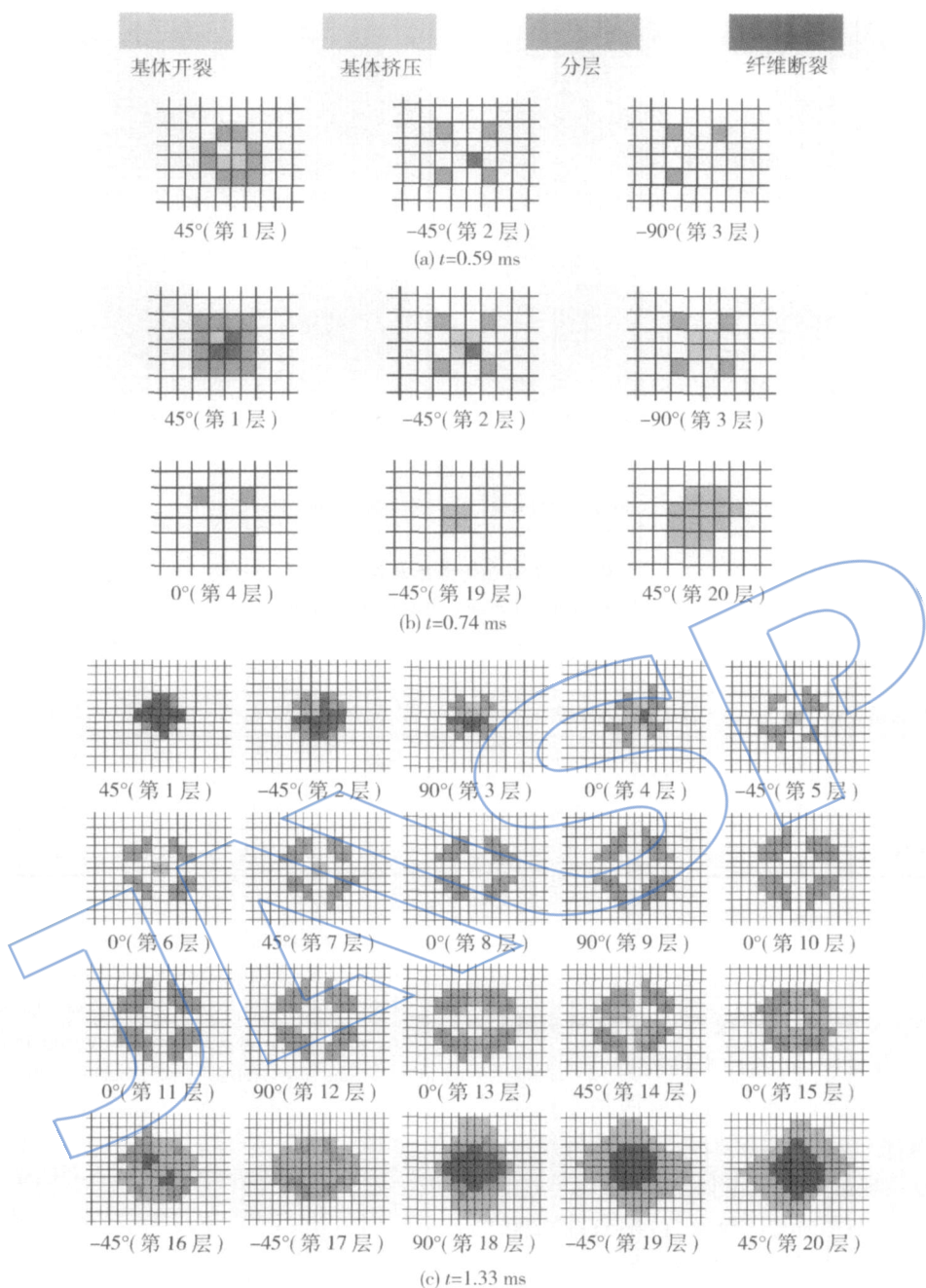


图 6 试件 T2 的冲击损伤模拟

Fig.6 Impact damage simulation of T2

无损伤产生.当 $t = 0.74\text{ ms}$ 时,第 1 层的正中心受冲击部分出现了少量的纤维断裂,第 2 层和第 3 层出现了少量的基体挤压破坏,第 4 层出现了少量的分层,第 19 层和第 20 层在冲击载荷的作用下发生了弯曲变形,产生了较高的拉伸应力,在其作用下出现了少量的基体开裂,其余的铺层没有损伤产生.当 $t = 1.33\text{ ms}$ 时,层合板应力达到最大值,此时层合板的所有铺层都有损伤产生,已经出现过损伤的铺层其损伤进一步扩展.从各铺层的损伤图形可以看出,在层合板正中心受冲击

处各铺层都没有分层产生.损伤的大致分布是:基体开裂主要集中在层合板的背面几层,基体挤压破坏主要集中在层合板的正面几层,分层主要集中在层合板的中间层,而纤维断裂则主要集中在靠近层合板的上下表面几层中.上述破坏规律与文献[9]中关于冲击损伤的描述是一致的.

本文预测的各试件整板冲击损伤如图 7 所示,预测的损伤面积与试验结果比较见表 3,从表中可以看出,本文预测结果的误差范围在 10 % 以内,与试验结果吻合较好.

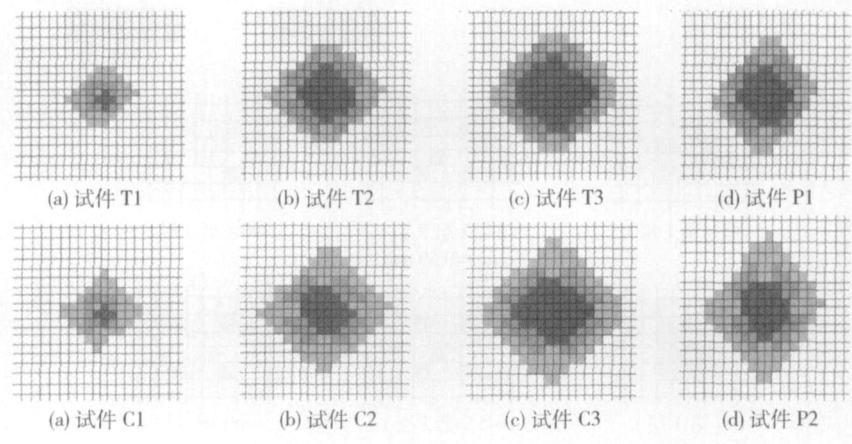


图 7 各试件整板冲击损伤
Fig. 7 Impact damage of composite laminates

表 3 冲击损伤面积及误差
Table 3 Impact damage area and errors

试件编号		T1	T2	T3	P1	P2	C1	C2	C3
冲击能量/ J		2. 2	5. 9	8. 6	5. 9	5. 9	2. 2	5. 9	8. 6
损伤面积 / mm ²	试验值	90	246	310	256	327	133	338	406
	预测值	88	231	280	242	319	128	315	369
误差/ %		- 2. 2	- 6. 1	- 9. 7	- 5. 5	- 2. 4	- 3. 8	- 6. 8	- 9. 1

3 结 论

T300/BMP-316 是一种很有应用前景的航空、航天结构复合材料,对其冲击性能进行研究具有重要的工程实际意义. 本文通过对两种不同尺寸不同铺层顺序 T300/BMP-316 复合材料层合板的冲击试验及理论研究得出如下结论:(1)对同种尺寸同种铺层顺序的层合板而言,随着冲击能量的提高,层合板的损伤面积逐渐增加;(2)在同样的冲击能量下,铺层顺序不同但几何尺寸相同的层合板其冲击损伤形状有一定的区别,但其冲击凹陷深度及冲击损伤面积差别不大;(3)在同样的冲击能量下,铺层顺序相同但几何尺寸不同的层合板其冲击损伤面积会有差别,而且随着冲击能量的增加,损伤面积的差别也越来越大.(4)在层合板正中心受冲击处各铺层都没有分层现象.

参考文献:

[1] Chuks N O,David C W,Finite-element modeling of the impact response of a laminated composite plate[J]. Compos Sci Technol,1999,59:1913-1922.
[2] Corum J M,Battiste R L,Wrenn M B R.Low-energy impact

effects on candidate automotive structural composites[J]. Compos Sci Technol,2003,63:755-769.
[3] Christoforou A P. Impact dynamics and damage in composite structures[J]. Composite structures,2001,52:181-188.
[4] Johnson A F,Holzapfel M. Modeling soft body impact on composite structures[J]. Composite structures,2003,61:103-113.
[5] Schoeppner G A,Abrate S. Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates[J]. Composites: Part A,2000,31:903-915.
[6] Johnson A F. Modeling fabric reinforced composites under impact loads[J]. Composites:Part A,2001,32:1197-1206.
[7] 赵渠森. 先进复合材料手册[M]. 北京:机械工业出版社出版,2003.
[8] 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.
XU Ying,WEN Weidong,CUI Haipo. A cumulative damage prediction method of low-velocity impacts on laminated composites[J]. Journal of Materials Science Engineering,2006,24(1):77-81.
[9] Hou J P,Petricin N,Ruiz C,et al. Prediction of impact damage in composite plates[J]. Compos Sci. Technol,2000,60:273-281.