

文章编号: 1000-8055(2007)10-1742-06

复合材料板冲击损伤及剩余拉伸强度试验

崔海坡¹, 温卫东², 徐 颖²

(1. 上海理工大学 医疗器械学院, 上海 200093;

2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: T300/BMP316 是一种很有应用前景的航空航天结构复合材料, 对两种不同铺层参数的 T300/BMP316 复合材料层合板进行了冲击损伤及剩余拉伸强度试验。结果表明, 不同铺层参数对层合板冲击损伤投影图形的长轴方向有一定的影响, 但对冲击损伤投影面积大小几乎没有影响, 层合板的剩余拉伸强度与冲击损伤投影面积的大小没有直接关系。

关 键 词: 航空、航天推进系统; 冲击; 剩余拉伸强度; 复合材料层合板; 试验

中图分类号: TB332

文献标识码: A

Experimental research on impact damage and residual tensile strength of composite laminates

CUI Hai-po¹, WEN Wei-dong², XU Ying²

(1. Institute of Medical Device, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China;

2. College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: T300/BMP316 is a promising composite on aeronautic and aerospace structures. The experimental research was performed on impact damage and residual tensile strength of T300/BMP316 composite laminates with different layer parameters. The results show that, layer parameters have effect on long-axis direction of impact damage figure, rather than the impact damage area. The residual tensile strength of laminates is not directly related to the impact damage area.

Key words: aerospace propulsion system; impact; residual tensile strength; composite laminates; experiment

纤维增强树脂基复合材料因其具有的众多优点, 已在许多重要的工程结构中得到广泛应用。复合材料层合结构对冲击载荷比较敏感, 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, 严重影响其使用, 甚至会直接导致事故的发生。因此, 对复合材料层合结构的冲击损伤及

剩余拉伸强度问题进行研究具有重要的工程意义。近年来, 许多研究者都对该问题开展了广泛的研究^[1-6]。

T300/BMP316 是一种很有应用前景的航空、航天结构复合材料, 目前已在某型号发动机机匣上得到应用, 代替钛合金减重 15%, 降低成本 20%^[7]。尽管如此, 对 T300/BMP316 复合材料层合结构的力学性能, 尤其是冲击损伤及剩余拉伸

收稿日期: 2006-09-21; 修订日期: 2007-01-04

作者简介: 崔海坡(1978-), 男, 内蒙古赤峰人, 讲师、博士, 主要研究方向为材料力学。

强度特性的研究还十分薄弱,有关的试验还很少见,因此,本文对 T300/BMP316 层合板在冲击载荷及冲击后拉伸载荷作用下的破坏过程进行了详细的试验研究,分析了不同冲击能量和不同铺层方式对层合板冲击损伤及剩余拉伸强度的影响规律,为该材料的抗冲击结构设计提供一定的指导.

1 无损层合板拉伸强度试验

为与含冲击损伤层合板的剩余拉伸强度进行比较,本文首先进行了无初始损伤层合板的静拉伸强度试验.采用 T300/BMP316 复合材料层合板,共选择三个试件,其几何尺寸为 200mm × 45mm ×2.5mm,铺层参数为[45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0]_s.试验设备为 MTS 高温拉扭复合试验机,如图 1 所示.拉伸试验结果见表 1,从表中可以看出,T300/BMP316 复合材料层合板的拉伸强度离散系数仅为 0.0144%,可见其静态拉伸性能比较稳定.

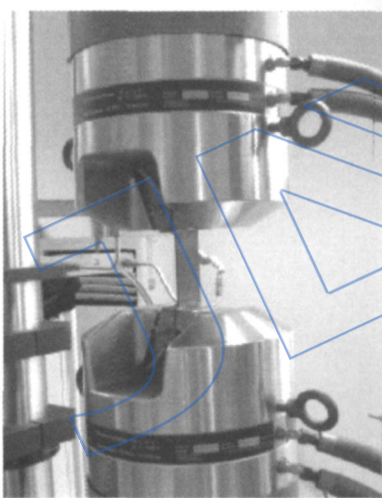


图 1 拉伸试验设备
Fig. 1 Tensile test equipment

表 1 拉伸试验数据
Table 1 Tensile test data

试件编号	破坏强度/MPa	平均破坏强度/MPa	离散系数/(%)
W1	786.46		
W2	795.90	796.91	0.014 4
W3	808.38		

2 冲击试验

2.1 材料与试件

试验采用 T300/BMP316 复合材料层合板.为研究不同铺层参数对层合板冲击损伤及剩余拉伸强度的影响规律,本试验选取了两种铺层参数的层合板,各试件的基本参数见表 2.

2.2 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、设备撞击等低速冲击,故本文采用自由落体冲击试验机对复合材料层合板进行了冲击损伤预制.冲击试验装置见图 2,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,在下夹具的中间部分开了一个 201 mm ×46 mm ×1 mm 的矩形槽,这样基本保证了板的受冲击点与板的中心点之间的距离在 1 mm 以内.冲击锤锤体为圆柱形,其端部为半球形,直径是 16 mm,质量固定在 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,确保没有任何缺陷存在.试验过程中采用特殊装置避免冲击锤反弹后下落造成二次冲击.

表 2 试验件基本参数
Table 2 Specimen parameters

试件编号	冲击能量/J	试件数量	铺层参数	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

2.3 冲击损伤检测

各试样冲击后的外观损伤图形如图 3 所示,从图中可以看出,当冲击能量为 2.2 J 时(对应试件 T1),在试件的前后表面均无明显的冲击特征,没有目测可见的损伤.当冲击能量为 5.9 J 时(对

应试件 T2 和 P1),在各试件的正面都出现了局部压痕,且呈圆形,背面正中心都有向外拱起现象.仔细观察试件可以发现,在背面的外拱区域,试件出现了基体开裂和少量的纤维断裂等损伤.当冲击能量为 8.6 J 时(对应试件 T3),在试件正面出

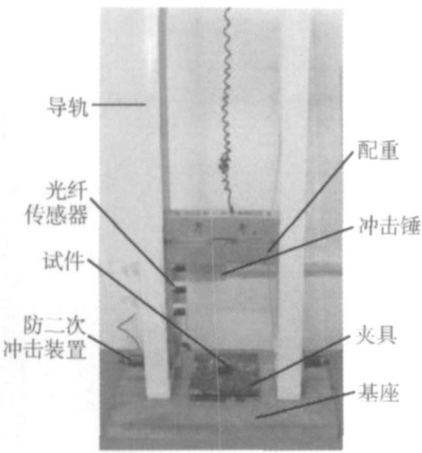


图 2 冲击试验装置

Fig.2 Impact test equipment

现了深度约为 0.4 mm 的局部压痕,形状近似为圆形.与 5.9 J 相比,受 8.6 J 能量冲击后,试件背面正中心向外拱起现象更严重,并出现了基体开裂、分层和少量的纤维断裂等损伤.上述各试件外观损伤的相关数据见表 3.

表 3 各试件外观损伤相关数据

Table 3 Surface damage data

试件编号	背面正中心向外拱起高度/ mm	背面基体裂纹长度/ mm
T2	0.2~0.32	11.5~13.1
T3	0.45~0.52	17.4~20.5
P1	0.12~0.14	13.4~15.5

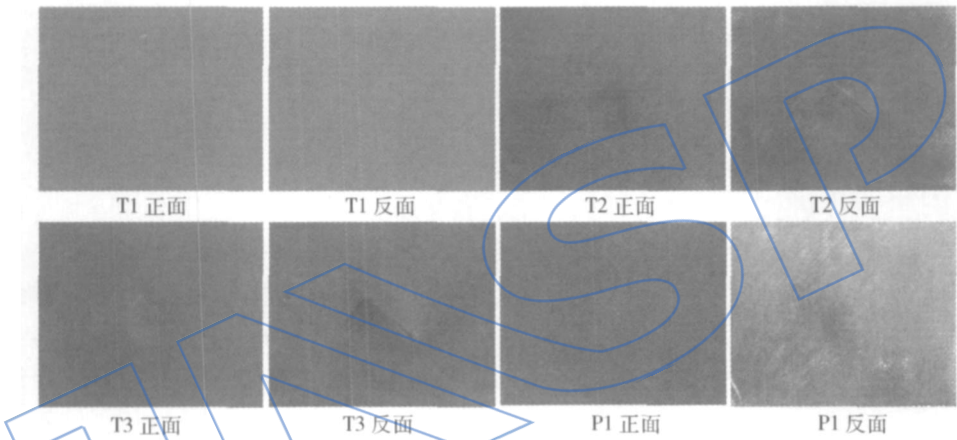


图 3 各试件冲击后的外观损伤图形

Fig.3 Surface damage of specimen after impact

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 和 P1 进行比较可以发现,在同样 5.9J 能量冲击条件下,虽然其损伤图形都近似椭圆型,但试件 T2 的长轴接近 45° 方向,而试件 P1 的长

轴接近 90° 方向.这说明铺层参数对层合板冲击损伤投影图形的长轴方向有一定的影响.

各试件的冲击能量与冲击损伤面积见表 4.由表中的数据可以发现,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.通过对试件 T2 与 P1 进行比较可以发现,受同样 5.9 J 能量冲击后,其凹陷深度及损伤面积相差不多,这说明铺层参数对层合板冲击损伤投影面积的影响不大.

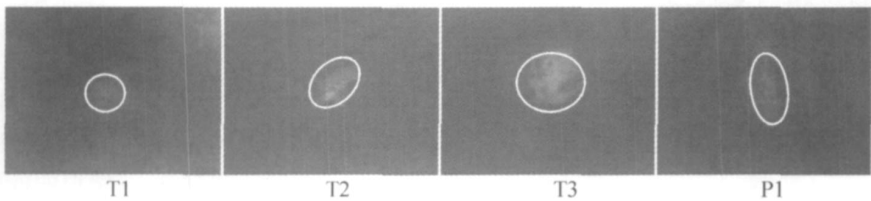


图 4 各试件冲击后的 X-光损伤图形

Fig.4 X-ray damage of specimen after impact

表 4 冲击能量与冲击损伤面积
Table 4 Impact energy and damage area

试件编号	T1	T2	T3	P1
冲击能量/J	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
损伤面积/mm ²	90.3	245.7	310.4	255.7

3 冲击后拉伸试验

冲击试验结束后,在试件端部两表面粘贴厚度为 1.5 mm 的玻璃钢加强片,作为拉伸试验用试件.拉伸试验加载速率取每分钟 2 mm^[8].

3.1 逐渐损伤扩展试验

为了了解含冲击损伤试件在各级拉伸载荷下的损伤扩展情况,首先在各类试件中分别选出一个试件进行分级加载试验.各试件分级加载后的损伤 X-光照片见图 5.图中的 0 MPa 表示未施加

拉伸载荷前,试件冲击损伤的 X-光照片.从图中可以看出:(a) 由于在冲击损伤处,层合板有应力集中存在,因此在拉伸载荷作用下,新的损伤首先在此处产生;(b) 随着载荷的增加,损伤沿与载荷垂直的方向逐渐向外扩展,并会引发新的损伤模式出现;(c) 在最终破坏载荷的 86 %左右之前,层合板损伤扩展缓慢;而当载荷达到最终破坏载荷的 91 %左右时,层合板的内部损伤已发生了大面积扩展.

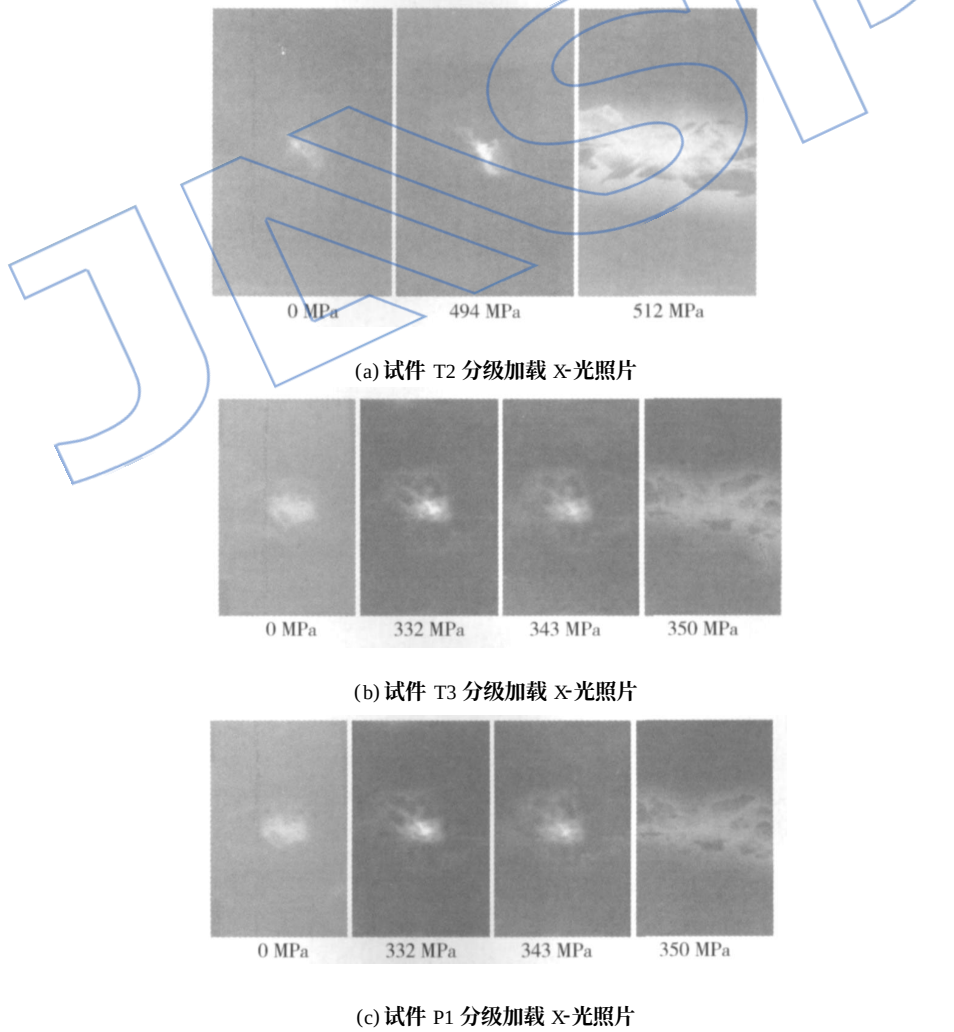


图 5 各试件分级加载的损伤 X-光照片
Fig.5 Progressive damage X-ray photo

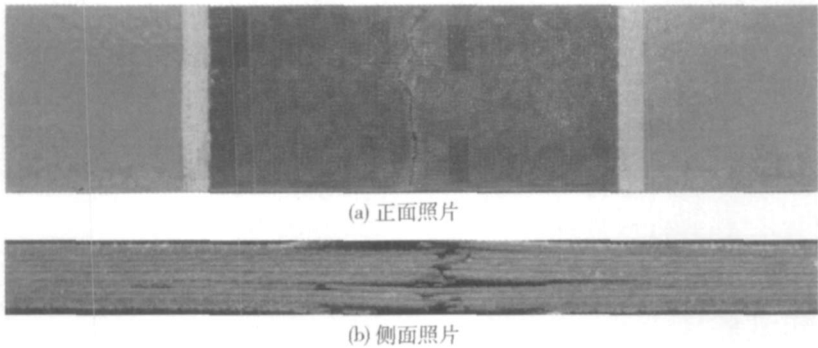


图 6 试件拉断后的外观照片
Fig. 6 Tensile cracking photo

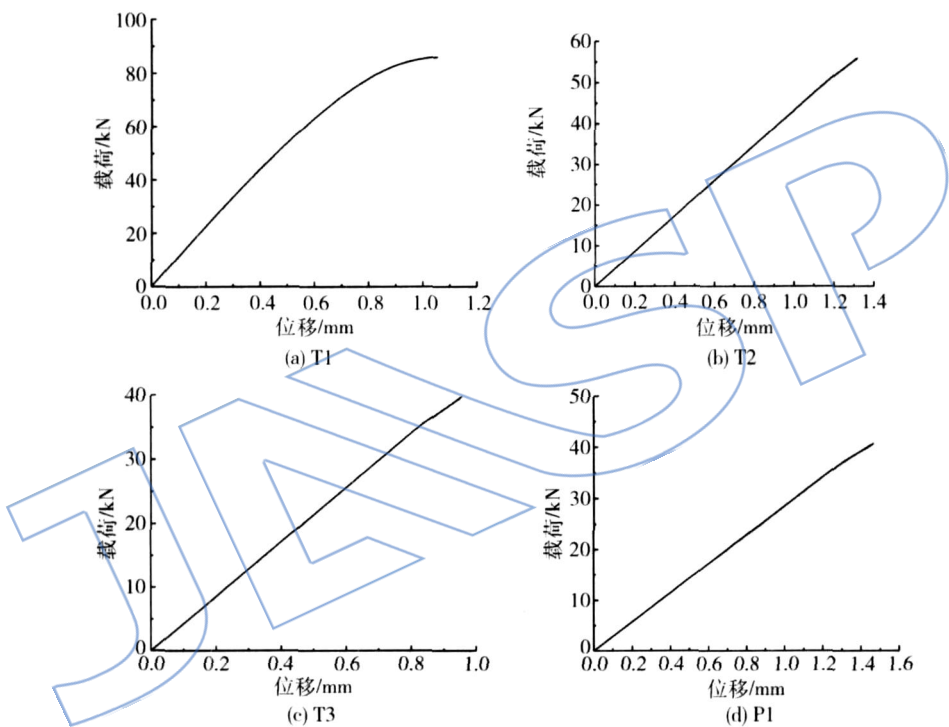


图 7 各试件的拉伸载荷-位移曲线
Fig. 7 Tensile loading-displacement curve

3.2 剩余拉伸强度试验

图 6 给出了有代表性的试件拉断后的外观照片. 为了显示清晰, 图中的侧面照片只取了试件的中间部分. 从图中可以看出, 试件的断裂是截断式破坏, 从侧面看沿长度方向存在局部分层现象.

试验记录的各试件拉伸载荷-位移曲线见图 7. 从图中可以看出, 除了受 2.2 J 能量冲击后试件的载荷-位移关系在加载的后期出现了非线性变化之外, 其它三种情况下的载荷-位移曲线都始终呈线性变化. 这说明本试验所用层合板的脆性很强, 在破坏前基本没有非线性历程.

试验测得的层合板剩余拉伸强度见表 5.

表 5 层合板剩余拉伸强度				
Table 5 Residual tensile strength of laminates				
试件编号	T1	T2	T3	P1
冲击能量/J	2.2	5.9	8.6	5.9
剩余拉伸强度/MPa	731.75	501.68	354.29	340.96

层合板剩余拉伸强度与冲击能量的关系见图 8. 从图中可以看出, 对于铺层参数相同的层合板, 随着冲击能量的增加, 试件的剩余拉伸强度逐渐降低. 而对于铺层参数不同的两类试件 T2 和 P1 而言, 在同样 5.9 J 能量冲击条件下, 虽然 T2 的冲击损伤面积仅比 P1 小 3.9 %, 但其剩余拉伸强

度却要比 P1 高出 47.1%,这说明:(a)受相同能量冲击后,不同铺层参数层合板的剩余拉伸强度与冲击损伤投影面积的大小没有直接关系;(b)层合板中 0°铺层所占比例越大(T2 类试件 0°铺层所占比例为 40%,P1 类试件 0°铺层所占比例为 20%),层合板的剩余拉伸强度就越高.这主要是因为拉伸载荷的作用方向是沿着 0°铺层的纤维铺设方向,故 0°铺层将承受大部分的拉伸载荷.

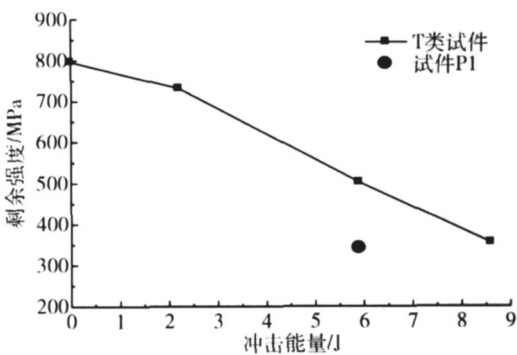


图 8 冲击能量与剩余拉伸强度的关系
Fig.8 Relationship of impact energy and residual tensile strength

受不同能量冲击后,各试件的强度降低百分比见表 6.从表中可以看出,受 2.2 J 能量冲击后,层合板的拉伸强度降低了 8.2%,对其强度影响不大;受 5.9 J 能量冲击后,层合板的拉伸强度降低了 37.0%,已经对其强度造成了很大的影响;而受 8.6 J 能量冲击后,层合板的拉伸强度降低了 55.5%,严重影响其继续使用.

表 6 冲击后层合板拉伸强度降低百分比
Table 6 Reduction percentage of tensile strength

冲击能量/J	0	2.2	5.9	8.6
剩余拉伸强度/MPa	796.91	731.75	501.68	354.29
强度降低百分比/%	-	8.2	37.0	55.5

4 结论

T300/BMP316 是一种很有应用前景的航空、航天结构复合材料,对其结构的力学性能进行研究具有重要的工程实际意义.本文对两种不同铺层参数 T300/BMP316 层合板的冲击损伤及剩余拉伸强度问题进行了试验研究,得出如下结论:(1)随着冲击能量的增加,层合板的损伤面积增大,剩余拉伸强度逐渐降低;(2)在相同的冲击能量条件下,不同铺层参数对层合板的冲击损伤投影面积大小几乎没有影响,但将影响冲击损伤投影图形的长轴方向;(3)铺层参数不同的层合板,受同样能量冲击后,尽管冲击损伤面积相差不大,其剩余拉伸强度仍有较大差别,即层合板的剩余拉伸强度与冲击损伤投影面积的大小没有直接关系.

参考文献:

[1] Tian Z, Swanson S R. Residual tensile strength prediction on a ply-by-ply basis for laminates containing impact damage[J]. J. Compos Mater, 1992, 26(8): 1193-1206.

[2] Gottesman P. Residual strength of impacted composites: Analysis and Tests[J]. J. Comp. Tech. &Res, 1994, 16: 244-255.

[3] Huang J Y. Prediction of the residual strength of laminated composites subjected to impact loading[J]. Journal of Materials Processing Technology, 1995, (54): 205-210.

[4] Caprino G, Lopresto V. The significance of indentation in the inspection of carbon fibre-reinforced plastic panels damaged by low-velocity impact[J]. Compos Sci Technol, 2000, 60:1003-12.

[5] Asp L E, Nilsson S, Singh S. An experimental investigation of the influence of delamination growth on the residual strength of impacted laminates[J]. Composites: Part A, 2001, (32):1229-1235.

[6] 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.

[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, 414.

[8] 国家标准局. 定向纤维增强塑料拉伸性能试验方法(GB/T3354 —1999) [S]. 1999.