

不同冲击能量对层合板损伤及 剩余强度的影响

崔海坡¹, 温卫东², 张阿龙¹

(1. 上海理工大学 教育部微创医疗器械工程中心, 上海 200093;
2. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)

摘 要: 基于三维逐渐损伤理论和全程分析方法,对复合材料层合板在冲击载荷及冲击后静载荷下的损伤过程进行分析,重点研究不同冲击能量对两种不同铺层参数、不同几何尺寸的 T300/BMP-316 复合材料层合板的损伤产生与扩展过程以及剩余强度的影响规律.结果表明:复合材料层合板存在可使其剩余强度急剧下降的冲击能阈值.对于 T300/BMP-316 复合材料层合板而言,其冲击能量的阈值介于 5.0~5.5 J 之间;在冲击过程中,冲头下落速度具有一定的波动性,且不同铺层参数将影响冲击后复合材料层合板表面的凹痕深度.

关键词: 冲击能量; 三维逐渐损伤; 复合材料层合板; 剩余强度; 阈值

中图分类号: V214.8

文献标志码: A

Influence of different impact energies on damage and residual strength of laminates

CUI Hai-po¹, WEN Wei-dong², ZHANG A-long¹

(1. Shanghai Institute for Minimally Invasive Therapy,
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: The damage processes of composite laminates under impact loading and static loading after impact were analyzed based on the three-dimensional (3-D) progressive damage theory and whole-process analysis method. The influence rules of impact energy on the damage and residual strength of T300/BMP-316 composite laminates with different layer parameters and dimensions were researched. Results show that there is a threshold of impact energy for the composite laminates. The residual strength of composite laminates will decrease rapidly if impact energy exceeds the threshold value. The threshold value of impact energy for T300/BMP-316 composite laminates is between 5.0 J and 5.5 J. During the impact process, the dropping velocity of impactor is fluctuating, and layer parameters can influence the dent depth of the surface of composite laminates.

Key words: impact energy; three-dimensional progressive damage;
composite laminates; residual strength; threshold value

碳纤维增强树脂基复合材料因具有较高的比强度与比刚度、较好的可设计性等众多优点,故在

工程结构中得到较为广泛的应用^[1-3].复合材料层合结构在制造或使用过程中,常常会遇到诸如工

收稿日期:2014-03-28

基金项目:国家自然科学基金(51305268)

作者简介:崔海坡(1978-),男,内蒙古赤峰人,副教授,博士,主要研究方向为材料设计、分析与应用.

具坠落或设备撞击等低能量冲击,结果导致结构产生损伤,并且表面的损伤一般难以直接观察到,而结构内部往往损伤较为严重,从而造成其强度出现大幅度下降现象,影响了结构件的继续使用,严重情况下甚至会直接引起事故的发生^[4-5].因此,对碳纤维增强树脂基复合材料结构的低能冲击损伤及剩余强度问题开展研究,具有较重要的理论意义和工程价值.近十几年来,许多研究人员都对该问题进行了理论分析和试验研究^[6-11],并取得一定的进展.

T300/BMP-316 是国内生产的一种复合材料,已取代钛合金应用于某型号的发动机机匣上,实现质量减轻 15%,成本降低 20%^[12].尽管如此,对该材料结构件的力学特性,尤其是冲击能量与层合结构的冲击损伤特性及其剩余强度之间关系的研究还十分薄弱.基于上述分析,本文针对两种不同铺层参数、不同几何尺寸的 T300/BMP-316 复合材料层合板,利用作者提出的三维逐渐损伤分析模型和全程分析方法^[13],研究不同冲击能量条件下,该层合板的冲击损伤特性,重点分析了冲击能量、损伤面积以及剩余强度三者之间的相互关系,并获取了 T300/BMP-316 复合材料层合板的冲击能量阈值,从而为复合材料的抗冲击结构设计提供一定的理论指导.

1 理论分析

本文的理论分析采用的是全程分析方法^[13],该方法将冲击后复合材料层合板的实际损伤状态直接作为剩余强度分析的初始条件,从而避免了对复合材料层合板的冲击损伤状态所做的人为假设.在全程分析过程中,应用了三维逐渐损伤模型,该模型主要包括应力分析和失效分析两个部分.其中,应力分析通常都采用有限元技术,就复合材料层合板而言,应力分析的基础主要是经典的层合板理论^[14].而失效分析则主要包括失效准则、参数退化方式和总体破坏判据 3 个部分.

1.1 冲击载荷下失效准则

在冲击载荷作用下,复合材料层合板的主要破坏模式为基体开裂、层间分层、基体挤压破坏和纤维断裂. Hou 等^[15]根据前人的研究结果,提出了包含上述 4 种主要破坏模式的损伤判据,通过试验验证,表明该判据是合理有效的,故本文采用 Hou 等的损伤判据进行冲击过程分析,各种破坏模式对应的失效准则如下:

基体开裂 ($\sigma_{22} \geq 0$)

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{\sigma_{b,y}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{\tau_{b12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\tau_{b23}} \right)^2 \geq 1 \quad (1)$$

层间分层 ($\sigma_{33} \geq 0$)

$$e_l^2 = \left(\frac{\sigma_{33}}{\sigma_{b,z}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\tau_{b23}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{31}}{\tau_{b31}} \right)^2 \geq 1 \quad (2)$$

基体挤压破坏 ($\sigma_{22} < 0$)

$$e_c^2 = \frac{1}{4} \left(\frac{-\sigma_{22}}{\tau_{b12}} \right)^2 + \frac{\sigma_{bc,y}^2 \sigma_{22}}{4 \tau_{b12}^2 \sigma_{bc,y}} - \frac{\sigma_{22}}{\sigma_{bc,y}} + \left(\frac{\sigma_{12}}{\tau_{b12}} \right)^2 \geq 1 \quad (3)$$

纤维断裂

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{b,x}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{\tau_{bf}^2} \right) \geq 1 \quad (4)$$

上述式中 σ_{ij} 为各单元的主应力分量, τ_{bij} 为复合材料单层板的剪切强度, $\sigma_{b,x}$, $\sigma_{b,y}$ 和 $\sigma_{b,z}$ 分别为复合材料单层板沿 x , y , z 方向上的拉伸强度, $\sigma_{bc,y}$ 为复合材料单层板沿 y 方向的压缩强度.

1.2 静载荷下失效准则

在静载荷作用下,复合材料层合板的损伤破坏模式主要包括基体开裂、层间分层、基体剪切和纤维断裂. Tserpes 等^[16]在对复合材料接头的静态损伤分析中,提出了含上述 4 种主要破坏模式的累积损伤分析模型,本文将该模型扩展用于含初始冲击损伤的复合材料层合板,各种损伤模式所对应的失效准则如下所示:

基体开裂

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{\sigma_{b,y}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{\tau_{b12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\tau_{b23}} \right)^2 \geq 1 \quad (5)$$

层间分层

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{\sigma_{b,z}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{\tau_{b13}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{\tau_{b23}} \right)^2 \geq 1 \quad (6)$$

基体剪切

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{b,x}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{\tau_{b12}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{\tau_{b13}} \right)^2 \geq 1 \quad (7)$$

纤维断裂

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{\sigma_{b,x}} \right) \geq 1 \quad (8)$$

式中各参数的含义同前.

单元发生破坏之后,在破坏单元周围区域会出现应力集中现象,整体结构的应力将重新进行分配,各单元的刚度也将随之发生变化.如何处理失效单元的刚度变化,对求解复合材料层合板的最终破坏强度影响较大.本文采用的参数退化方式参见文献^[13].此外,分析中还需给出复合材料层合板完全断裂的判据.由于对于纤维增强复合材料结构而言,外载荷主要由纤维承担,故本文采

用的判据为,当纤维断裂破坏模式沿与载荷垂直的方向扩展到了复合材料层合板的边界处时,即认为层合板整板破坏。

2 算例分析

本文选择两种不同铺层参数、不同几何尺寸的 T300/BMP-316 复合材料层合板(下文简称层合板)为研究对象,相关参数如表 1 所示^[17-18]。

2.1 冲头与层合板的接触分析

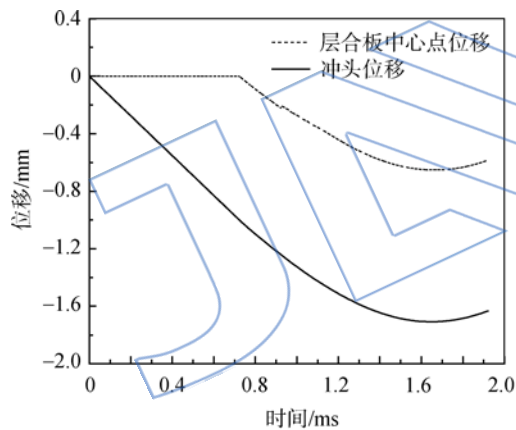
选择第 I 类和第 II 类层合板为研究对象,层合板中心处 40 mm×40 mm 的区域为承受冲击载荷的部位,层合板的有限元模型共划分了 34 720 个单元,单层板的性能参数参见文献[13]。

图 1 为不同冲击能量条件下,两类层合板在受冲击过程中,冲头位移随时间变化的关系曲线

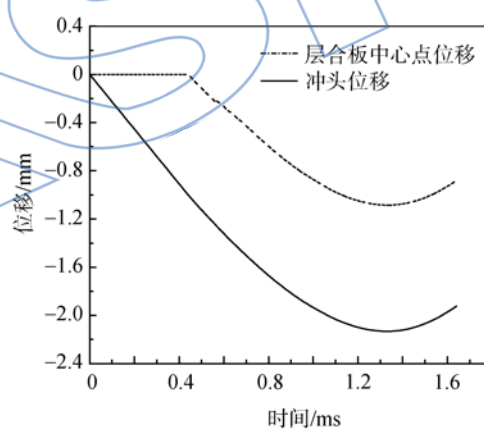
表 1 层合板相关参数
Table 1 Relative parameters of laminates

编号	铺层参数	长×宽×高/mm	层数	承受载荷
I	(45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0)s	200×45×2.5	20	冲击+拉伸
II	(45/-45/90/90/-45/0/45/90/90/0)s	200×45×2.5	20	
III	(45/-45/90/0/-45/0/45/0/90/0)s	89×55×2.5	20	冲击+压缩
IV	(45/-45/90/90/-45/0/45/90/90/0)s	89×55×2.5	20	

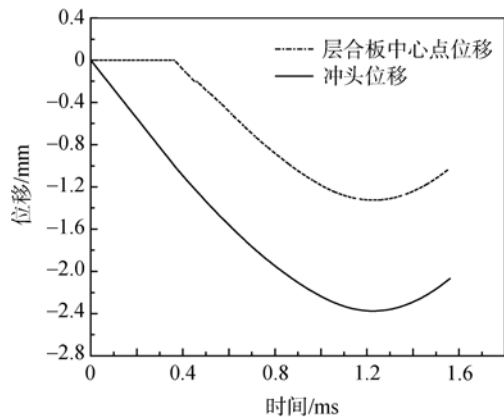
注:铺层参数中的 s 表示对称铺层。



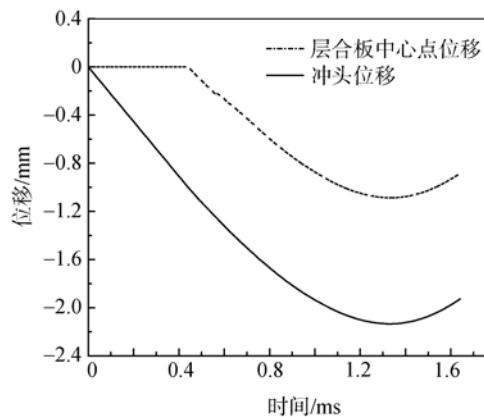
(a) 第 I 类层合板,冲击能量为 2.2 J



(b) 第 I 类层合板,冲击能量为 5.9 J



(c) 第 I 类层合板,冲击能量为 8.6 J



(d) 第 II 类层合板,冲击能量为 5.9 J

图 1 冲头及层合板中心点的位移-时间曲线

Fig. 1 Displacement-time curve of impactor and center point of laminates

以及层合板中心点位移随时间变化的关系曲线。从图中可以看出,在3种不同冲击能量条件下,冲头及层合板中心点的位移-时间曲线具有类似的规律,故为节省篇幅,本文仅以第Ⅰ类层合板受5.9J能量冲击为例进行分析。从图1(b)中可以看出,当 $t=0$ ms时,冲头与层合板中心点的位移均为零。当 $t=0.45$ ms时,冲头与层合板发生接触,此时冲头位移为1mm,层合板中心点处也开始有位移产生。随着时间的增加,冲头与层合板中心点处的位移都在不断增大。当 $t=1.33$ ms时,两者的位移都达到了最大值,此时冲头位移为2.13mm,层合板中心位移为1.08mm。此后冲头开始回弹,层合板中心点处的变形也开始恢复。

图2为冲头下落速度-时间曲线。为了节省篇幅,曲线只截取了部分图形进行显示。从图中可以看出,在3种不同冲击能量条件下,冲头下落速度随时间变化的关系曲线具有类似的规律,故仅以第Ⅰ类层合板受5.9J能量冲击为例进行分析。由图2(b)可知,在与层合板接触前,冲头下落速度

变化很平缓。当 $t=0.45$ ms时,冲头与层合板发生接触,冲头下落速度开始减小。随着时间的增加,冲头下落速度不断降低,当 $t=1.33$ ms时,冲头开始向远离层合板的方向运动,表明此时冲头开始回弹。

另外,根据图2还可以看出,从冲头与层合板接触开始,到冲头发生回弹为止的时间段内,冲头下落速度具有较为明显的波动性。其原因在于,当冲头与层合板开始接触后,在层合板阻力的作用下,冲头下落速度开始减小;但是当层合板内部出现冲击损伤后,其对冲头下落的阻力会减小,因此冲头下落速度会出现瞬间增大的现象。随后,在层合板阻力的影响下,在没有出现新的冲击损伤之前,冲头下落速度又开始降低,上述过程的反复导致了冲头下落速度出现波动。

不同冲击能量下冲头与层合板接触分析的相关数据见表2。从表中可以看出,随着冲击能量的增加,冲头与层合板开始接触的时间、冲头开始反弹的时间以及冲头与层合板的总接触时间逐渐减

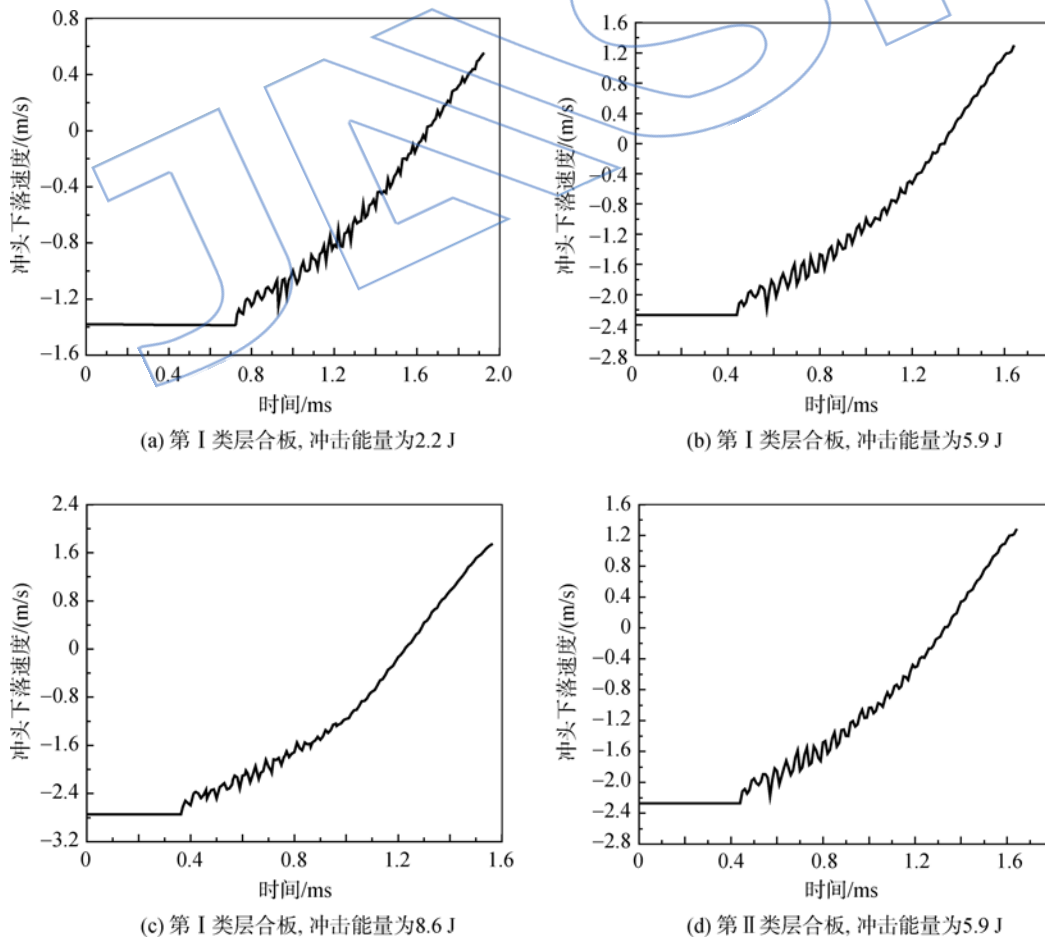


图2 冲头下落速度-时间曲线

Fig. 2 Dropping velocity-time curve of impactor

表 2 不同冲击能量下冲头与层合板的接触分析

Table 2 Contact analysis of impactor and laminates under different impact energies

参数	第 I 类层合板	第 II 类层合板
冲击能量/J	2.2	5.9
冲头与层合板开始接触时间/ms	0.72	0.45
冲头开始反弹时间/ms	1.65	1.33
冲头与层合板的总接触时间/ms	0.93	0.88
冲头最大位移/mm	1.71	2.13
层合板中心点最大位移/mm	0.65	1.08

小,而冲头最大位移及层合板中心点最大位移则逐渐增大。

通过对受同样 5.9 J 能量冲击的第 I 类层合板与第 II 类层合板进行比较可以发现,虽然冲头开始反弹的时间以及冲头与层合板的总接触时间是一致的,但是由于两者的铺层参数不同,从而导致了冲头最大位移及层合板中心点最大位移略有差异,这一结果表明,不同铺层参数将影响冲击后层合板表面的凹痕深度。

2.2 冲击损伤及剩余强度分析

为进一步研究 T300/BMP-316 复合材料层合板的冲击能量阈值,即受多大能量冲击后,层合板的剩余强度会有较大幅度地降低,本文对第 I 类和第 III 类层合板在 7 种能量下的冲击损伤过程及其剩余强度进行了分析。

受不同冲击能量(E)冲击后,层合板内部的损伤模式及其分布如图 3 所示,不同冲击能量对层合板冲击损伤面积的影响规律曲线见图 4。从上述两幅图中可以看出,冲击能量越高,层合板的损伤面积越大。另外,通过图 4 中两条曲线的对比

可以发现,在冲击能量相同的条件下,就冲击损伤面积而言,第 I 类层合板的损伤面积要小于第 III 类层合板,说明几何尺寸对层合板的冲击损伤面积会产生一定的影响。

不同冲击能量与层合板剩余强度(拉伸/压缩)的关系曲线如图 5 所示。从图中可明显看出,随着冲击能量的增大,两类层合板的剩余强度都在降低。其中,对于承受压缩载荷的第 III 类层合板,当冲击能量在 2.2~5.5 J 之间时,曲线比较平缓,冲击能量增加 3.3 J,导致剩余强度(压缩)降低 30 MPa;当冲击能量在 5.5~5.9 J 之间时,曲线变化较为剧烈,在冲击能量仅提高 0.4 J 的情况下,层合板的剩余强度(压缩)却出现了急剧下降现象,减少 38 MPa;当冲击能量超过 5.9 J 之后,曲线的变化幅度又再次趋于平缓,在冲击能量提高 2.7 J 的情况下,剩余强度(压缩)仅减少 12 MPa。基于上述分析可以看出,当冲击能量值位于 5.5~5.9 J 之间时,层合板剩余强度(压缩)的下降幅度最大。因此,可将第 III 类层合板冲击能量的阈值定为 5.5 J,即当冲击能量值高于 5.5 J 时,

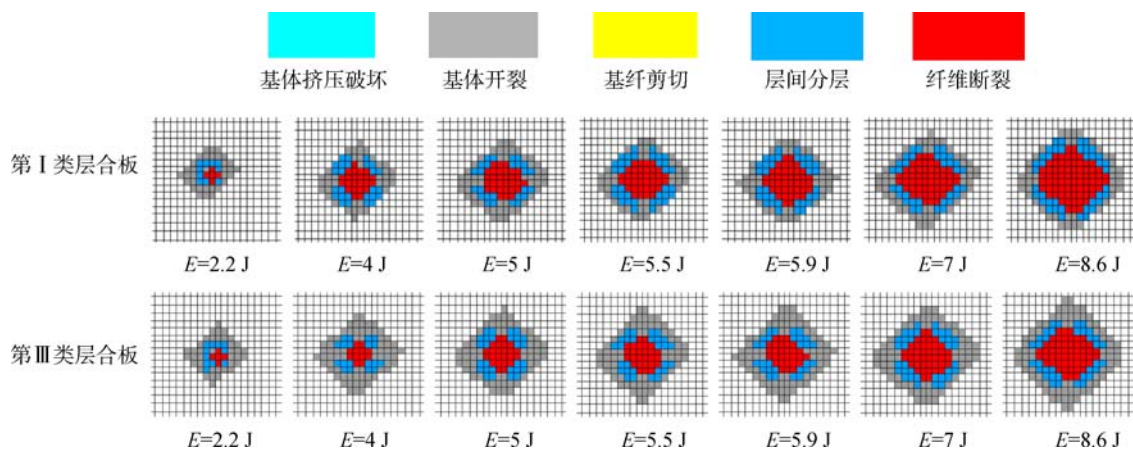


图 3 受不同能量冲击后第 I 类与第 III 类层合板的损伤比较

Fig. 3 Damage comparison of two kinds of laminates under different impact energies

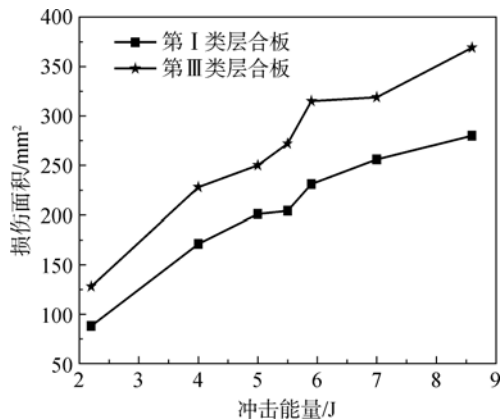


图4 冲击能量与损伤面积关系曲线

Fig. 4 Relationship curves between impact energy and damage area

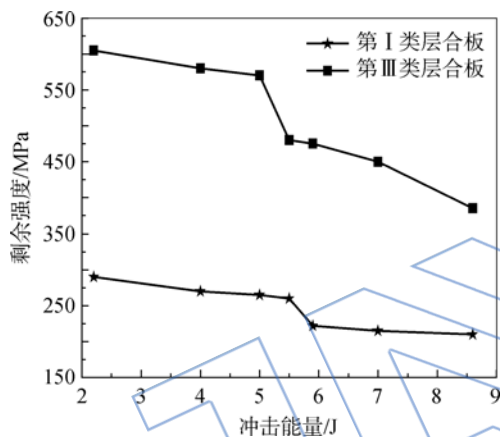


图5 冲击能量与剩余强度关系曲线

Fig. 5 Relationship curves between impact energy versus residual strength

层合板的剩余强度(压缩)将会产生较大幅度的降低. 同样的规律,可得出对于承受拉伸载荷的第 I 类层合板,其冲击能量阈值为 5.0 J. 综合以上数据,可得出对于本文研究的 T300/BMP-316 复合材料层合板,其冲击能量阈值介于 5.0~5.5 J 之间.

3 结论

1) 复合材料层合板存在可使其剩余强度急剧下降的冲击能量阈值. 对于 T300/BMP-316 复合材料层合板而言,其冲击能量的阈值介于 5.0~5.5 J 之间.

2) 对于不同铺层参数的层合板,在其他参数均相同的情况下,尽管冲头开始反弹的时间以及冲头与层合板的总接触时间相同,但是冲头最大位移及层合板中心点最大位移则会有所差异,即

不同铺层参数将影响冲击后层合板表面的凹痕深度.

3) 在冲击载荷作用下,当冲头与层合板开始接触后,由于层合板内部不断产生损伤,从而导致冲头下落速度具有波动性.

参考文献:

- [1] 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(10):1229-1235.
- [2] Lee J, Soutis C. Prediction of impact-induced fibre damage in circular composite plates[J]. *Applied Composite Materials*, 2005, 12(2):109-131.
- [3] Rikard B, Nilsson L, Simonsson K. Simulation of low velocity impact on fiber laminates using a cohesive zone based delamination model [J]. *Composites Science and Technology*, 2011, 64(2):279-288.
- [4] Kashtalyan M, Soutis C. Stiffness and fracture analysis of laminated composites with off-axis ply matrix cracking[J]. *Composites: Part A*, 2007, 38(4):1262-1269.
- [5] Davies G, Hitchings D, Wang J. Prediction of threshold impact energy for onset of delamination in quasi-isotropic carbon/epoxy laminated composites under low-velocity impact[J]. *Composites Science and Technology*, 2000, 60(1):1-7.
- [6] Chen J F, Morozov E V, Shankar K. Simulating progressive failure of composite laminates including in-ply and delamination damage effects[J]. *Composites: Part A*, 2014, 61(6):185-200.
- [7] Atas A, Mohamed G F, Soutis C. Modelling delamination onset and growth in pin loaded composite laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2012, 72(10):1096-1101.
- [8] Zhang D T, Sun Y, Chen L, et al. A comparative study on low-velocity impact response of fabric composite laminates [J]. *Materials & Design*, 2013, 50(9):750-756.
- [9] Chen J F, Morozov E V, Shankar K. A combined elastoplastic damage model for progressive failure analysis of composite materials and structures[J]. *Composite Structures*, 2012, 94(12):3478-3489.
- [10] Chen A S, Almond D P, Harris B. Impact damage growth in composites under fatigue conditions monitored by acoustography[J]. *International Journal of Fatigue*, 2010, 24(2/3/4):257-261.
- [11] Attia O, Kinloch A J, Matthews F L. The prediction of fatigue damage growth in impact-damaged composite skin/stringer structures: Part I theoretical modeling studies [J]. *Composites Science and Technology*, 2011, 63(10):1463-1472.
- [12] 赵渠森. 先进复合材料手册[M]. 北京:机械工业出版社, 2003.

- [13] CUI Haipo, WEN Weidong, CUI Haitao. Engineering approach for predicting post-impact compressive strength of laminated composites[J]. *Materials Science and Technology*, 2010, 26(6): 699-706.
- [14] 崔海坡, 温卫东, 崔海涛. 复合材料层合板冲击损伤及剩余强度分析方法[J]. *固体力学学报*, 2006, 27(3): 237-242.
CUI Haipo, WEN Weidong, CUI Haitao. Research on low velocity impact damage and residual strength of composite laminates[J]. *Acta Mechanica Solida Sinica*, 2006, 27(3): 237-242. (in Chinese)
- [15] Hou J P, Petrinic N, Ruiz C, et al. Prediction of impact damage in composite plates[J]. *Composites Science and Technology*, 2000, 60(2): 273-281.
- [16] Tserpes K I. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates[J]. *Composites: Part B*, 2002, 33(5): 521-529.
- [17] 崔海坡, 温卫东, 徐颖. 复合材料板冲击损伤及剩余拉伸强度实验研究[J]. *航空动力学报*, 2007, 22(10): 1742-1747.
CUI Haipo, WEN Weidong, XU Ying. Experimental research on impact damage and residual tensile strength of composite laminates [J]. *Journal of Aerospace Power*, 2007, 22(10): 1742-1747. (in Chinese)
- [18] 崔海坡, 温卫东. T300/BMP316 层合板冲击后压缩强度试验[J]. *航空动力学报*, 2008, 23(11): 2001-2006.
CUI Haipo, WEN Weidong. Post-impact compressive strength experiment of T300/ BMP316 composite laminates[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2008, 23(11): 2001-2006. (in Chinese)

(编辑:王碧珺)

JASSP