

不同孔隙率 CFRP 层合板冲击损伤分析

张阿樱^{1,2}, 张东兴¹

(1. 哈尔滨工业大学 材料科学与工程学院, 150001 哈尔滨; 2. 哈尔滨学院, 150086 哈尔滨)

摘要: 为了建立适用于织物纤维增强复合材料层合板的冲击损伤失效准则, 在适用于复合材料单向板低速冲击失效准则的基础上, 改进了纤维及基体破坏的失效准则. 对于织物纤维增强复合材料层合板, 分别考虑了经向纤维破坏、纬向纤维破坏、基体法向挤压破坏、分层破坏等冲击损伤形式. 使用 ABAQUS 软件建立有限元模型, 结合刚度突然退化模型, 通过引入不同孔隙率复合材料的基本强度参数, 较为准确地预测了不同孔隙率的织物碳纤维/环氧树脂复合材料层合板的冲击损伤投影面积.

关键词: 碳纤维; 复合材料; 孔隙; 冲击损伤; 数值模拟

中图分类号: TB33 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2013)07-0063-05

Research on impact damage of CFRP laminates with different void contents

ZHANG Aying^{1,2}, ZHANG Dongxing¹

(1. School of Materials Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China;
2. Harbin University, 150086 Harbin, China)

Abstract: Based on the failure criterion that is suitable for the unidirectional composite laminates, the impact damage of fabric fiber reinforced composites is proposed to improve the fiber and matrix damage failure criterion. The impact damage of longitude fiber failure, latitude fiber failure, matrix crushing and delamination were considered for the fabric carbon fiber reinforced epoxy composites laminates. A finite element analysis model is established by using ABAQUS software combined with the sudden stiffness degradation model. Basic strength parameters of composites are used to evaluate the mechanical properties of CFRP laminates with different porosities. The impact damage area of the fabric carbon fiber reinforced epoxy composites laminates are simulated accurately.

Key words: carbon fiber; composites; void; impact damage; numerical simulation

碳纤维增强复合材料(CFRP)由于具有比强度高、比模量高、抗腐蚀性能好等优点,广泛地应用于航空、航天、国防等高新技术领域^[1]. 复合材料结构在生产、维护及服役期间不可避免的会受到冲击荷载的作用. 复合材料层合板的严重缺陷之一就是其层间性能较弱,受到冲击作用后易产生内部损伤,破坏了结构的完整性,从而限制了复合材料层合板的广泛应用^[2-3]. 复合材料层合板的冲击损伤包括分层、纤维断裂及基体开裂等现象,冲击损伤导致复合材料结构的强度及刚度显著下降,在远低于设计

强度时即发生破坏^[4]. 因此,研究层合板的冲击损伤对于评价复合材料损伤阻抗性能具有十分重要的意义. 国内外学者针对低速冲击作用下复合材料的冲击响应、冲击损伤、冲击后剩余强度及冲击后疲劳性能的试验及模型建立进行了大量的研究. 程起有等^[5]利用建立的三维有限元模型对层合板的冲击过程进行分析,分析了层合板在不同冲击速度时的冲击响应. 叶强等^[6]基于应变描述的 Hashin 和 Yeh 失效准则并结合有限元法,建立了复合材料层合板在准静态压痕力作用下凹坑深度的预测方法. S. X. Wang 等^[7]使用有限元软件 ABAQUS 模拟了不同的冲击能量作用下碳纤维复合材料层合板低速冲击后剩余拉伸强度. 徐颖等^[8]建立了三维逐渐累积损伤模型,预测了不同的铺层参数、几何

收稿日期: 2012-08-25.

基金项目: 哈尔滨学院青年(博士)科研基金资助项目(HUDF2013-006).

作者简介: 张阿樱(1973—),女,博士;

张东兴(1961—),男,博士生导师,教授.

通信作者: 张东兴, dongxingzhang@163.com.

尺寸及冲击条件下含冲击初始损伤层合板的压 - 压疲劳寿命。

孔隙是复合材料结构中最常见的制造缺陷之一^[9], 孔隙对复合材料结构的物理及力学性能存在有害影响^[10-11]。但是, 目前尚未检索到预测不同孔隙率的复合材料层合板冲击损伤的相关文献。因此, 本文运用 ABAQUS 软件对孔隙率分别为 0.33%、0.71% 及 1.50%, 铺层形式为 $[(\pm 45)_4/(0,90)/(\pm 45)_2]_s$ 的碳纤维/环氧树脂层合板分别受到 3、6、9、12、15 J 等 5 种冲击能量作用后的冲击损伤投影面积进行模拟, 对于进一步预测不同孔隙率 CFRP 层合板的冲击性能提供了依据, 对复合材料结构的可靠性及耐久性评

估具有重要的理论意义和工程价值。

1 试验

1.1 层合板制备

本试验的原材料采用铺层方式为 $[(\pm 45)_4/(0,90)/(\pm 45)_2]_s$ 的织物碳纤维/环氧树脂复合材料(T300/914)层合板, 层合板试样采用手工铺层、热压罐 - 真空袋成型工艺。碳纤维增强环氧树脂预浸料由 Hexel 生产, 纤维体积含量为 52%。本试验采用的热压罐固化压力分别为 0.4、0.2、0.0 MPa, 生产出孔隙率分别为 0.33%、0.71% 及 1.50% 的碳纤维/环氧树脂层合板。材料参数如表 1、2 所示。

表 1 T300/914 层合板弹性常数

E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	E_{33}/GPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G_{12}/GPa	G_{13}/GPa	G_{23}/GPa
41	41	3.4	0.03	0.23	0.23	3.6	2.5	2.5

表 2 T300/914 层合板强度参数

孔隙率/%	$(X_T = Y_T)/\text{MPa}$	$(X_C = Y_C)/\text{MPa}$	Z_T/MPa	Z_C/MPa	S_{12}/MPa	$(S_{23} = S_{13})/\text{MPa}$
0.33	351	402	51	149	171	54
0.71	347	392	48	142	167	51
1.50	342	383	46	137	162	49

1.2 冲击试验

根据 ASTM D 7136《纤维增强聚合物基复合材料落锤冲击损伤阻抗测量标准试验方法》对 CFRP 层合板的进行冲击试验, 层合板试样尺寸为 230 mm × 25 mm × 4.5 mm。冲击试验采用济南东测试验机技术有限公司生产的落锤式冲击试验机(JLW-100), 冲头为钢制半球形, 冲头半径为 6.35 mm。通过调整冲头下落高度改变冲击能量, 在室温环境中分别对孔隙率为 0.33%、0.71% 及 1.50% 的层合板试样进行 5 种能量的冲击试验, 冲击能量范围为 3 ~ 15 J, 冲击能量增长步长为 3 J, 每组冲击试验取 5 个试样。

2 不同孔隙率层合板冲击损伤数值模拟

本文基于显示模块 ABAQUS/Explicit, 通过二次开发, 冲击损伤失效准则采用 ABAQUS 用户子程序 VUSDFLD 接口引入。ABAQUS 子程序 VUSDFLD 中采用 FORTRAN 编写冲击失效准则, VUSDFLD 能够读取 ABAQUS/Explicit 计算结果, 根据编写的冲击损伤准则对场变量进行定义。在有限元模块中将表 1 中层合板参数根据相应的刚度退化准则设置为场变量的函数, 根据场变量的值选择破坏点的刚度退化模式。

2.1 冲击损伤失效准则

很多学者对低速冲击作用下复合材料单向板

的冲击损伤失效准则做了大量的研究, 其中较为经典的模型为 J. P. Hou 等^[12]提出的冲击损伤失效准则包括基体开裂、基体挤压破坏、分层和纤维断裂等 4 种主要失效模式如下。

1) 纤维断裂($\sigma_{11} \geq 0$) 为

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2}{S_f^2}\right) + \left(\frac{\sigma_{13}^2}{S_f^2}\right) \geq 1. \quad (1)$$

2) 基体开裂($\sigma_{22} \geq 0$) 为

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{m23}}\right)^2 \geq 1. \quad (2)$$

3) 基体挤裂($\sigma_{22} < 0$) 为

$$\frac{1}{4}\left(\frac{-\sigma_{22}}{S_{12}}\right)^2 + \frac{Y_C^2 \sigma_{22}}{4S_{12}^2 Y_C} - \frac{\sigma_{22}}{Y_C} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 \geq 1. \quad (3)$$

4) 分层破坏($\sigma_{33} \geq 0$) 为

$$\left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{23}}{S_{23}}\right)^2 \geq 1. \quad (4)$$

由于本文研究的原材料为织物碳纤维增强环氧树脂(T300/914)复合材料层合板, 层合板在经向和纬向均存在纤维增强体, 因此织物纤维增强复合材料层合板的冲击损伤形式区别于单向板, 不再单独考虑复合材料单向板中基体经向或者纬向的开裂或挤压破坏。本文在文献[12]提出的复合材料单向板低速冲击损伤失效准则的基础上, 改进了纤维及基体破坏的失效准则, 发展了经向

纤维断裂、纬向纤维断裂及基体法向挤压破坏损伤准则,建立了适用于织物纤维增强复合材料层合板的冲击损伤失效准则,分别为:

1) 经向纤维断裂($\sigma_{11} \geq 0$)为

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_f^2}\right) \geq 1. \quad (5)$$

2) 纬向纤维断裂($\sigma_{22} \geq 0$)为

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2}{S_f^2}\right) \geq 1. \quad (6)$$

3) 基体法向挤压破坏($\sigma_{33} < 0$)为

$$\frac{1}{4} \left(\frac{-\sigma_{33}}{S_{13}}\right)^2 + \frac{Z_c^2 \sigma_{33}}{4S_{13}^2 Z_c} - \frac{\sigma_{33}}{Z_c} + \frac{1}{4} \left(\frac{\sigma_{13} + \sigma_{23}}{S_{13}}\right)^2 \geq 1. \quad (7)$$

4) 分层破坏见式(4).

式中: X_T 、 Y_T 分别为织物纤维增强复合材料经向、

纬向的拉伸强度; Z_c 为织物纤维增强复合材料法向的压缩强度; S_f 为织物纤维增强复合材料纤维失效的剪切强度; $S_{13} = S_{23}$.

2.2 刚度退化模型

材料刚度退化模型在一定程度上可以描述复合材料结构损伤破坏的复杂过程. 刚度退化模型通常分为突然退化模型和渐变退化模型. 由于突然退化模型具有二元特性,即一个节点的材料特性或者保持完好或者退化至一个较小值,使得突然退化模型相对简单. 本文在定义材料的刚度退化模型时采用突然退化的概念,即当复合材料中的应力状态满足某一失效准则后,复合材料属性将发生瞬间降低.

冲击试验有限元模型中层合板的刚度退化采用突然退化模型如表3所示.

表3 冲击试验模型材料性能退化准则

E_{11}/GPa	E_{22}/GPa	E_{33}/GPa	ν_{12}	ν_{13}	ν_{23}	G_{12}/GPa	G_{13}/GPa	G_{23}/GPa	e_{f1}	e_{f2}	e_m
1.00	1.00	1.00	1	1	1	1.00	1.00	1.00	0	0	0
0.01	1.00	1.00	0	0	1	0.01	0.01	1.00	1	0	0
1.00	0.01	1.00	0	1	0	0.01	1.00	0.01	0	1	0
0.01	0.01	0.01	0	0	0	0.01	0.01	0.01	1	1	0
1.00	1.00	0.50	0	0	0	0.50	0.50	0.50	0	0	1
0.01	1.00	0.01	0	0	0	0.01	0.01	0.50	1	0	1
1.00	0.01	0.01	0	0	0	0.01	0.50	0.01	0	1	1
0.01	0.01	0.01	0	0	0	0.01	0.01	0.01	1	1	1

注: 材料性能值中1表示性能完好;0.01表示材料性能退化到原来的0.01倍. e_{f1} 为经向纤维破坏指标; e_{f2} 为纬向纤维破坏指标; e_m 为基体法向挤压破坏指标.

2.3 冲击试验有限元模型

根据式(4)~(7)所示的失效准则,结合刚度退化模型,引入表2中不同孔隙率 T300/914 层合板的基本强度参数,采用 ABAQUS 软件建立有限元模型,模拟孔隙率为 0.33%、0.71% 及 1.50% 的 CFRP 层合板分别受到 3~15 J 等 5 种冲击能量作用下的损伤投影面积. 为了更好的模拟 CFRP 层合板的分层现象,冲击试验有限元模型中层合板界面层采用内聚力单元 Cohesive,层合板其他位置均采用一次减缩积分实体单元 C3D8R. 内聚力单元的刚度退化采用基于能量的线性退化模型,内聚力单元的冲击损伤准则采用式(4).

图1为采用 ABAQUS 软件按照 CFRP 层合板的铺层形式 $[(\pm 45)_4/(0,90)/(\pm 45)_2]_s$ 及冲头实际尺寸建立冲击试验有限元模型,同时为了提高计算效率,有限元模型只取了冲击试样中间部位,忽略离冲击点较远对计算结果影响较小的部分.

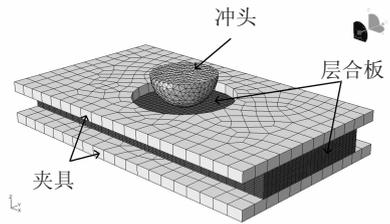


图1 冲击试验有限元模型

3 结果与讨论

图2为试验及有限元计算得到的孔隙率为 0.33%、0.71% 及 1.50% 的 CFRP 层合板在 3~15 J 等 5 种冲击能量作用下的冲击能量-损伤面积曲线. 试验结果表明,当冲击能量为 3、6 及 9 J 时,CFRP 层合板冲击试样的损伤投影面积随着冲击能量的增大快速增长;当冲击能量超过 9 J、提高至 12 J 及 15 J 时,损伤投影面积增长速度明显变缓. 相同冲击能量作用下,冲击损伤投影面积随着孔隙率的增加而增大,即孔隙率对冲击损伤投影面积存

在不利影响. 有限元计算得到的冲击能量 - 损伤面积曲线

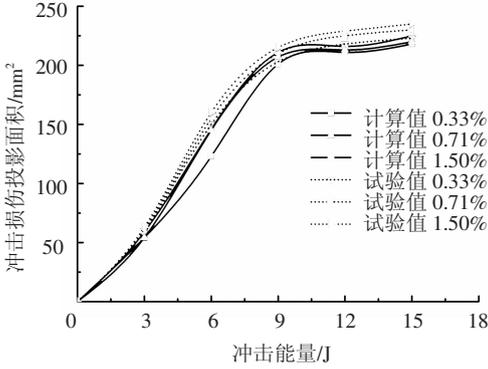


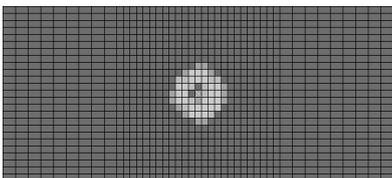
图 2 不同孔隙率的试样冲击能量 - 损伤面积曲线

表 4 为孔隙率为 0.33%、0.71% 及 1.50% 的层合板在 3 ~ 15 J 等 5 种冲击能量作用下冲击损伤投影面积有限元计算值与试验值的误差, 由于有限元模型为理想化模型, 因此冲击损伤投影面积的有限元计算值均略小于试验值, 但是误差相对较小, 说明有限元计算选用的冲击损伤失效准则和退化准则比较合理.

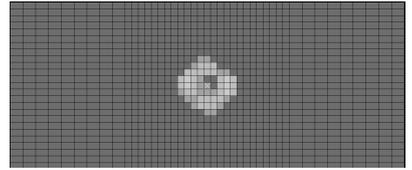
表 4 冲击损伤投影面积有限元计算值与试验值误差

孔隙率/ %	误差/%				
	3J	6J	9J	12J	15J
0.33	10.00	18.00	0.98	3.21	2.24
0.71	3.28	5.81	0.48	4.00	2.17
1.50	14.30	9.40	3.72	6.99	6.38

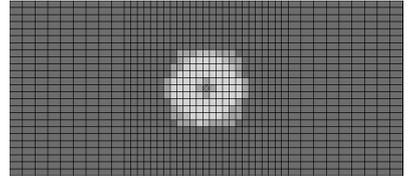
图 3(a) ~ (j) 为孔隙率为 0.33% 及 1.50% 的 CFRP 层合板分别受到 3、6、9、12、15 J 等 5 种冲击能量作用的冲击损伤投影面积的有限元模拟结果. 由图 3(a) ~ (d) 可知, 在 3 J 和 6 J 能量冲击下, 冲击损伤投影面积形状比较规整, 近似呈圆形, 冲击损伤投影面积随着孔隙率的增加而增大; 但是, 当冲击能量相同时, 孔隙率对损伤投影的形状及面积影响有限. 由图 3(e) ~ (j) 可知, 当冲击能量增至 9、12 及 15 J 时, 冲击损伤投影面积的形状开始变得不规整, 表明冲击能量超过 9 J 后, 冲击能量对损伤投影面积形状的影响也增大. 由图 3(a) ~ (j) 可知, 孔隙率相同时, 有限元模型计算得到的的冲击损伤投影面积随着冲击能量的增加而增大; 冲击能量相同时, 有限元模型计算得到的冲击损伤投影面积随着孔隙率的增加而增大, 冲击损伤投影面积的有限元模型预测结果与冲击试验结果相符.



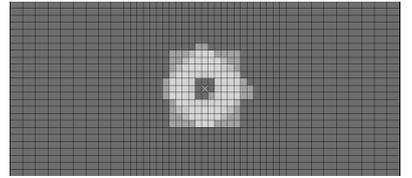
(a) 冲击能量为 3 J, 孔隙率为 0.33%



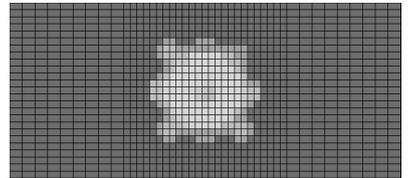
(b) 冲击能量为 3 J, 孔隙率为 1.50%



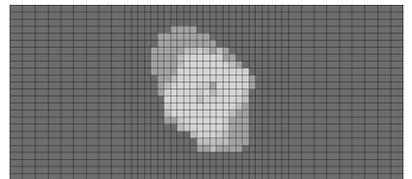
(c) 冲击能量为 6 J, 孔隙率为 0.33%



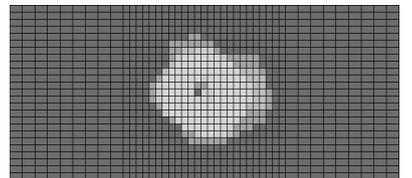
(d) 冲击能量为 6 J, 孔隙率为 1.50%



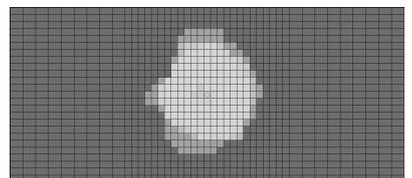
(e) 冲击能量为 9 J, 孔隙率为 0.33%



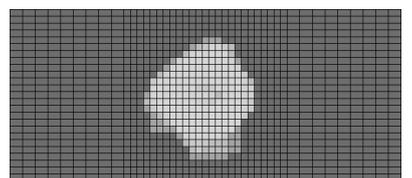
(f) 冲击能量为 9 J, 孔隙率为 1.50%



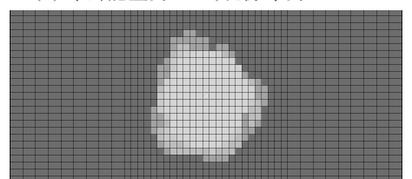
(g) 冲击能量为 12 J, 孔隙率为 0.33%



(h) 冲击能量为 12 J, 孔隙率为 1.50%



(i) 冲击能量为 15 J, 孔隙率为 0.33%



(j) 冲击能量为 15 J, 孔隙率为 1.50%

图 3 不同能量作用下冲击损伤投影面积模拟结果

4 结 论

1)在文献[12]提出的适用于复合材料单向板低速冲击失效准则的基础上,改进了纤维及基体破坏的失效准则,建立了适用于织物纤维增强复合材料层合板的冲击损伤失效准则.

2)使用 ABAQUS 软件建立有限元模型,结合刚度突然退化模型,通过引入不同孔隙率复合材料的基本强度参数,对不同孔隙率的 CFRP 层合板的冲击损伤投影面积进行了较为准确的预测.

3)有限元计算的冲击损伤投影面积的形状与尺寸与试验结果吻合较好,说明有限元计算中采用的冲击失效准则和退化准则比较合理,为进一步预测不同孔隙率复合材料层合板的冲击性能提出一种有效方法.

参考文献

- [1] SANTIUSTE C, SANCHEZ-SAEZ S, BARBERO E. Residual flexural strength after low-velocity impact in glass/polyester composite beams [J]. *Composite Structure*, 2010, 92(1): 25-30.
- [2] De MOURA M F S F, MARQUES A T. Prediction of low velocity impact damage in carbon-epoxy laminates [J]. *Composites; Part A*, 2002, 33(3): 361-368.
- [3] SHIM V P W, YANG L M. Characterization of the residual mechanical properties of woven fabric reinforced composites after low-velocity impact [J]. *International Journal of Mechanical Sciences*, 2005, 47(4/5): 647-665.
- [4] KANG K W, KIM H S, KIM M S, *et al.* Strength reduction behavior of honeycomb sandwich structure subjected to low velocity impact [J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2008, 483-484: 333-335.
- [5] 程起有,童小燕,姚磊江,等. 复合材料层合板低速冲击响应的有限元分析 [J]. *飞机设计*, 2008, 23(1): 50-54.
- [6] 叶强,王仁鹏,陈普会,等. 准静态压痕力作用下复合材料层合板的凹坑深度预测方法 [J]. *复合材料学报*, 2012, 29(12): 144-149.
- [7] WANG Shi-xun, WU Lin-zhi, MA Li. Low-velocity impact and residual tensile strength analysis to carbon fiber composite laminates [J]. *Materials and Design*, 2010, 31(1): 118-125.
- [8] 徐颖,温卫东,崔海涛. 复合材料层合板冲击后压-压疲劳寿命预测方法 [J]. *复合材料学报*, 2007, 24(2): 159-167.
- [9] PARK S Y, CHOI W J, CHOI H S. The effects of void contents on the long-term hygrothermal behaviors of glass/epoxy and GLARE laminates [J]. *Composite Structures*, 2010, 92(1): 18-24.
- [10] CHAMBERS A R, EARL J S, SQUIRES C A, *et al.* The effect of voids on the flexural fatigue performance of unidirectional carbon fiber composites developed for wind turbine applications [J]. *International Journal of Fatigue*, 2006, 28(10): 1389-1398.
- [11] De ALMEIDA S F M, NETO Z S N. Effects of void content on the strength of composite laminates [J]. *Composite Structure*, 1994, 28(2): 139-148.
- [12] 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.

(编辑 张 红)