

# 分层缺损对复合材料结构压缩强度的影响

叶金蕊<sup>1</sup>, 李嘉<sup>1</sup>, 刘卫平<sup>2</sup>, 张博明<sup>1</sup>

1. 北京航空航天大学材料科学与工程学院, 北京 100191
2. 中国商用飞机有限责任公司上海飞机制造有限公司, 上海 200436

**摘要** 以碳纤维增强环氧树脂基复合材料结构为研究对象, 设计了含有预埋分层缺陷复合材料层合板的典型试件及压缩实验装置, 采用试验与数值模拟相结合的方法, 研究了分层缺陷位置、大小对结构压缩强度的影响。研究表明, 分层缺陷的位置会改变层合板的分层形式, 且小尺寸分层缺陷对于层合板的压缩强度几乎无影响。此结论可为复合材料结构应用于飞机结构的设计和制造提供依据。

**关键词** 分层缺陷; 缺陷设计; 压缩强度; 数值模拟; 破坏模式

**中图分类号** TB332

**文献标志码** A

**doi** 10.3981/j.issn.1000-7857.2013.07.002

## Influence of the Delamination Flaw on Compressive Strength of Composite Structure

YE Jinrui<sup>1</sup>, LI Jia<sup>1</sup>, LIU Weiping<sup>2</sup>, ZHANG Boming<sup>1</sup>

1. School of Materials Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China
2. Shanghai Aircraft Manufacturing Co., Ltd., Commercial Aircraft Corporation of China, Ltd., Shanghai 200436, China

**Abstract** With a carbon fiber reinforced epoxy resin composite structure as an example, this paper studies the influence of the delamination flaw on the compressive strength. The typical test pieces with preset delamination flaws and the related test facilities were designed to test the compressive strength. The effects of the location and the size of the delamination flaw are studied by numerical simulations combined with experiments. It is shown that the position of the delamination flaw affects the delamination form of the laminate and the small scale delamination flaws do not affect the compressive strength. This conclusion is useful for the design and manufacture of the aircraft structures.

**Keywords** delamination flaw; flaw design; compressive strength; numerical simulation; failure mode

### 0 引言

复合材料已成为航空航天领域广泛应用的材料之一, 在 B787 和 A350 飞机上的用量比例均已超过 50%。然而, 复合材料结构与各向同性材料不同, 复合材料结构具有层压成型层合结构的特征, 其层间强度低。因此, 复合材料结构在服役或制造过程中以及外界环境作用下, 极易产生界面脱胶、层间分层等损伤, 特别是在受到外来物的横向冲击时, 很容易使内部产生分层<sup>[1]</sup>。由于内部分层等损伤具有不可见性和难修补性, 因此研究出现分层损伤后复合材料结构的剩余强度具有重要的理论和实践意义<sup>[2-4]</sup>。本文选取碳纤维增强环氧树

脂基复合材料为研究对象, 通过预埋分层缺陷实现对分层损伤大小及位置的控制, 采用试验与数值模拟相结合的方法研究了分层损伤对结构压缩强度的影响, 研究结果可为复合材料结构应用于飞机结构设计和制造提供依据。

### 1 有限元数值模拟研究

本文研究基于 Hashin 关于纤维增强复合材料的失效起始判据的理论<sup>[5-7]</sup>, 该理论包括纤维拉伸断裂(式(1))、纤维压缩屈曲(式(2))、基体在横向拉伸和剪切下的断裂(式(3))、基体在横向压缩和剪切下的压溃(式(4))等失效模式分析。

收稿日期: 2012-11-21; 修回日期: 2013-01-17

作者简介: 叶金蕊, 博士, 研究方向为复合材料固化变形有限元模拟及无损检测, 电子信箱: yejinrui@buaa.edu.cn; 李嘉(通信作者), 硕士, 研究方向为聚氨酯基复合材料、混杂纤维复合材料及复合材料相关性能, 电子信箱: youxianxf@gmail.com

$$\text{纤维拉伸 } (\hat{\sigma}_{11} \geq 0): F_f = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^T} \right)^2 + \alpha \left( \frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (1)$$

$$\text{纤维压缩 } (\hat{\sigma}_{11} \leq 0): F_f = \left( \frac{\hat{\sigma}_{11}}{X^C} \right)^2 \quad (2)$$

$$\text{基体拉伸 } (\hat{\sigma}_{22} \geq 0): F_m = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^T} \right)^2 + \left( \frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (3)$$

基体压缩 ( $\hat{\sigma}_{22} \leq 0$ ):

$$F_m = \left( \frac{\hat{\sigma}_{22}}{2S^T} \right)^2 + \left[ \left( \frac{Y^C}{2S^T} \right)^2 - 1 \right] \frac{\hat{\sigma}_{22}}{Y^C} + \left( \frac{\hat{\tau}_{12}}{S^L} \right)^2 \quad (4)$$

其中,  $X^T$  为轴向拉伸强度;  $X^C$  为轴向压缩强度;  $Y^C$  为横向压缩强度;  $Y^T$  为横向拉伸强度;  $S^L$  为轴向剪切强度;  $S^T$  为横向剪切强度;  $\alpha$  为系数, 代表剪切应力对纤维拉伸破坏的贡献;  $\hat{\sigma}_{11}$ 、 $\hat{\sigma}_{22}$ 、 $\hat{\tau}_{12}$  为有效应力  $\hat{\sigma}$  的分量。 $\hat{\sigma}$  用作评估损伤起始, 计算公式为  $\hat{\sigma} = M\sigma$ , 其中,  $\sigma$  为公称应力,  $M$  为损伤算子:

$$M = \begin{bmatrix} \frac{1}{(1-d_f)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{(1-d_m)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{(1-d_s)} \end{bmatrix} d \quad (5)$$

其中,  $d_f$ 、 $d_m$ 、 $d_s$  分别为表征纤维、基体、剪切损伤的内在损伤变量, 由与前面提到的 4 种损伤模式相关的损伤变量  $d_i^t$  (纤维拉伸)、 $d_i^c$  (纤维压缩)、 $d_m^t$  (基体拉伸)、 $d_m^c$  (基体压缩) 推导得出:

$$d_f = \begin{cases} d_i^t \text{ if } \hat{\sigma}_{11} > 0 \\ d_i^c \text{ if } \hat{\sigma}_{11} < 0 \end{cases} \quad (6)$$

$$d_m = \begin{cases} d_m^t \text{ if } \hat{\sigma}_{22} > 0 \\ d_m^c \text{ if } \hat{\sigma}_{22} < 0 \end{cases} \quad (7)$$

$$d_s = 1 - (1-d_f)(1-d_m)(1-d_m) \quad (8)$$

在损伤发生前,  $M$  即单元矩阵, 因此  $\hat{\sigma} = \sigma$ 。一旦损伤开始, 并在至少 1 种模式下开始演化, 损伤算子在其他模式下的损伤起始判据开始显著。 $\hat{\sigma}$  即代表损伤处的真实承载能力。

## 2 试验装置及试样种类

### 2.1 试验装置

本文采用 Instron 材料试验机和 ASTM D 6484 聚合物基复合材料层压板开孔压缩强度的标准实验方法, 研究含有预埋缺陷对剩余压缩强度的影响<sup>[8]</sup>, 实验装置及夹具如图 1 所示。



图 1 压缩实验装置及夹具

Fig. 1 Compression test facilities and fixture

示。载荷施加方式为位移加载, 加载速度为 2mm/s。

### 2.2 试件制备

选取 T300/增韧树脂复合材料, 通过热压罐成型制成 300mm×36mm×4mm 的等厚层合板, 采用准备各向同性 $[45^\circ/0^\circ/-45^\circ/90^\circ]_{25}$ 的铺层方式, 通过预埋聚四氟乙烯的方法模拟分层缺陷的试样。缺陷在试样中的位置如图 2 所示, 缺陷直径尺寸分别为 2、3、6、12mm, 聚四氟乙烯薄片厚为 0.127mm, 缺陷在试样厚度方向的位置分别为, 试样 a: 靠近上表面第 2、3 层预浸料之间; 试样 b: 中间第 8、9 层预浸料之间; 试样 c: 靠近下表面第 14、15 层预浸料之间; 试样 d: 无预埋缺陷。

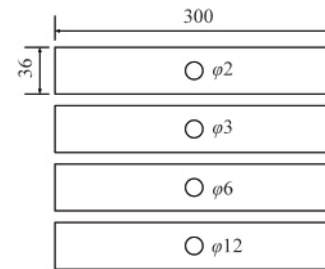


图 2 试样加工尺寸说明

Fig. 2 Description of process size

## 3 试验结果与分析

图 3 为缺陷位于上层、中层、下层以及不含缺陷试样的位移-载荷曲线, 每组试样有 4 件分别为含不同缺陷尺寸的复合材料层合板。从图中可以看出, 在压缩载荷作用下含不同尺寸缺陷的层合板路径基本一致, 载荷峰值差别较大, 除不含缺陷试样外, 预埋缺陷位于中层的试样载荷峰值最高, 其次为上层, 缺陷位于下层的试样载荷峰值最低。从位移-载荷曲线图可看出, 分层缺陷会降低试样的压缩强度。

不同尺寸的分层缺陷对压缩强度的影响不同, 其载荷路径有重合之处, 图 4 给出了不同尺寸不同位置的压缩强度。可以看出, 对于含表层分层缺陷层合板, 压缩强度随着缺陷尺寸的增大有减小的趋势, 较大分层缺陷尺寸 (缺陷直径大于 9mm) 对层合板的压缩强度影响较明显, 而缺陷尺寸小于一定值时 (缺陷直径小于 3mm) 对层合板的压缩强度影响不是很明显, 这时强度趋于无损强度; 对于含中间分层缺陷层合板, 压缩强度受缺陷尺寸的影响不大。另外, 从图中还可以看出, 同一缺陷大小同一位置的不同试样, 压缩强度并不相同, 离散性在 11%~25% 之间, 这与试验中存在不利于压缩强度测量的客观因素有关, 例如试样的对中、夹具的变形、试样的加工几何精度、夹持力等。

图 5 给出了含分层缺陷复合材料层合板压缩损伤模式及局部放大图, 并对断口进行电子显微镜观察 (图 6)。由图可以看出, 分层缺陷会改变层合板的破坏模式, 压缩过程中, 当压力达到一定程度时, 缺陷上表面材料铺层“鼓起”, 而相应的反面由于压缩力矩的不平衡产生顺势弯曲失稳, 致使层合板

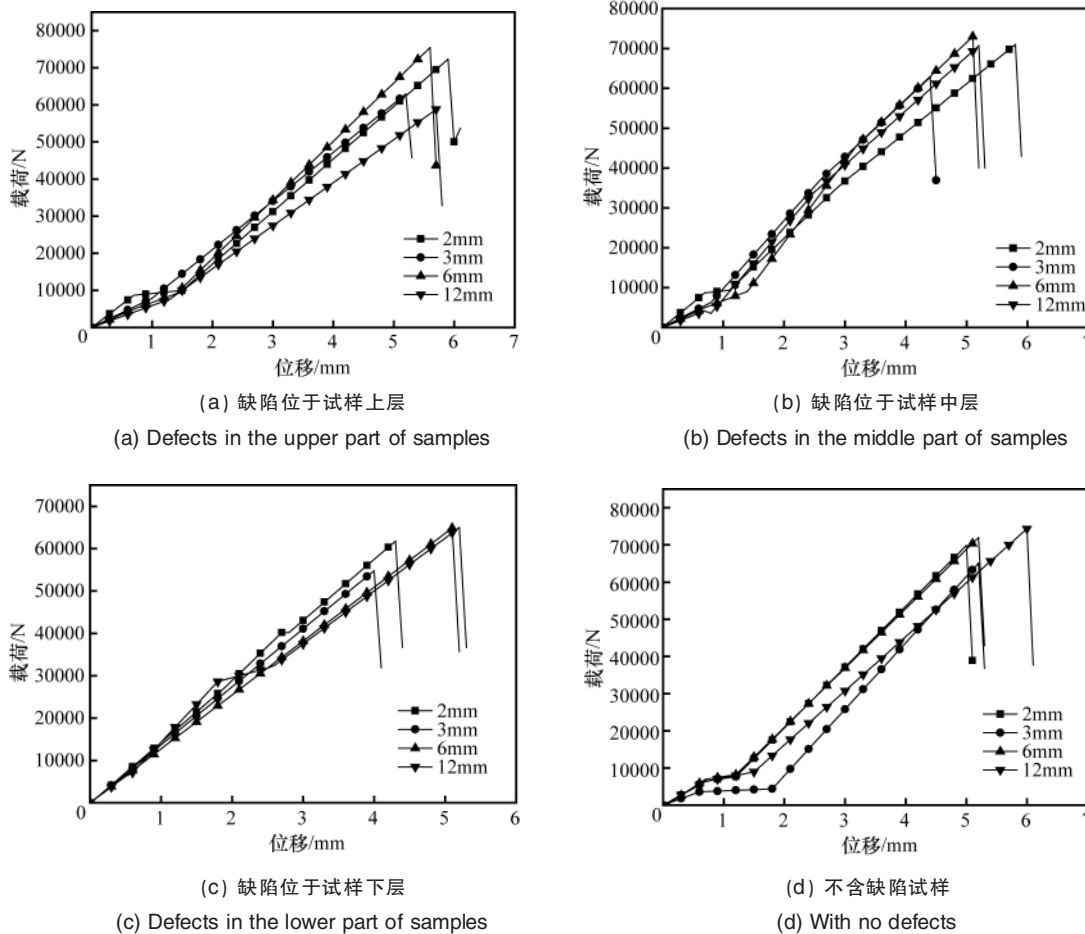


图3 试样压缩位移-载荷曲线  
Fig. 3 Load-displacement curve of compressive test

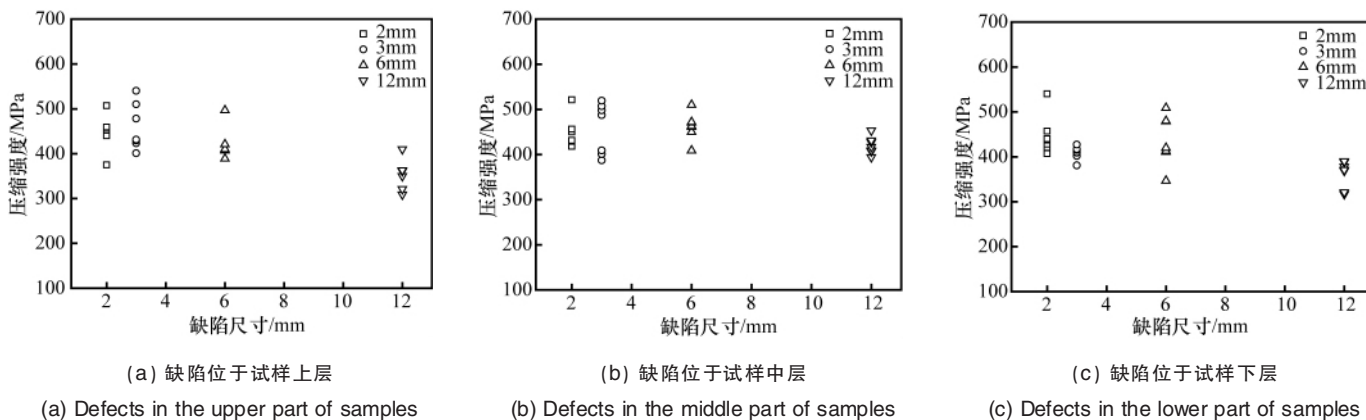


图4 缺陷尺寸及位置对压缩强度的影响  
Fig. 4 Influence of defect size and position on compression strength

的破坏方向为向缺陷下表面微弯。

无预埋缺陷分层试样的失效模式为层板整体失稳引发层合板破坏,如图7、图8所示,上层预埋分层缺陷的试件在压缩过程中表现为局部屈曲模态,局部屈曲强度只有其破坏

强度的30%~60%,分层直径增加,局部屈曲强度降低。局部屈曲发生后,层合板尚可进一步承载,直至层合板失稳破坏。中间分层缺陷层合板压缩损伤不出现局部分层屈曲,直接产生较大的响声后发生整体压缩破坏。

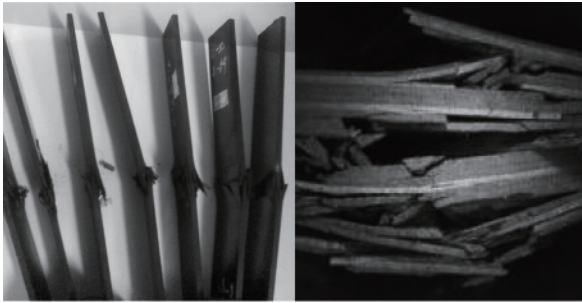


图 5 试样压缩损伤模式宏观视图及局部放大视图  
Fig. 5 Macroscopic view and enlarged view of specimens' compression damage patterns

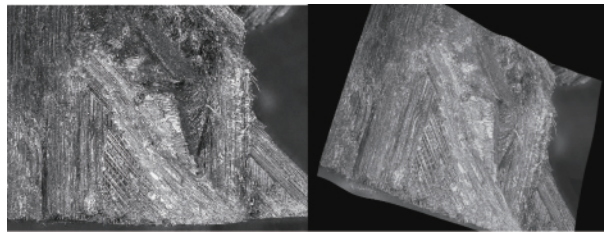


图 6 断口电子显微镜微观视图  
Fig. 6 Electron microscope photos of fracture

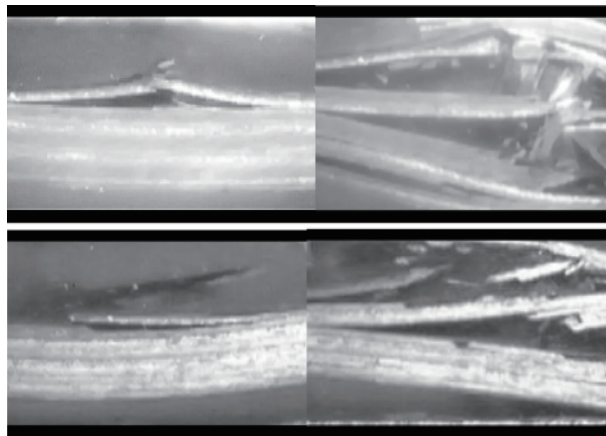


图 7 含表面分层缺陷的压缩损伤模式  
Fig. 7 Compression damage pattern with delamination flaw on the surface

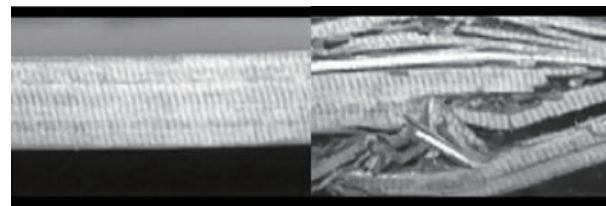


图 8 含中间分层缺陷的压缩损伤模式  
Fig. 8 Compression damage pattern with delamination flaw in the middle part

#### 4 与数值模拟结果对比分析

对于含中间分层缺陷的层合板,从压缩试样看,分层主要出现在中间预置缺陷层,采用在中间分层区域设置含预置分层缺陷的 cohesive 单元进行数值仿真。图 9 给出了含不同

尺寸中间分层缺陷试样的压缩强度。由图可以看出,在未达到峰值载荷之前各试样的压缩强度大致相同,说明缺陷对试样的压缩强度无影响;缺陷尺寸的变化对峰值载荷的影响不大,即压缩强度不受缺陷大小的影响。数值模拟规律和试验得到的数据较吻合。

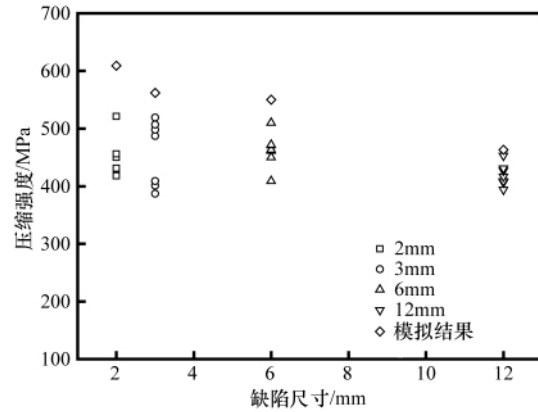
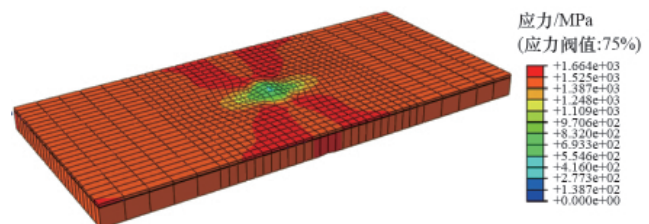


图 9 含中间分层缺陷层合板压缩强度数值模拟与试验对比图

Fig. 9 Comparison of compression strength between numerical simulation and experiment with delamination flaw in the middle part

由图 9 可以看出,数值模拟的压缩强度要高于试验测得的压缩强度,由于在试验中不可避免地要掺杂不利于压缩强度测定的客观因素,例如试件的对中、夹具的变形、试件的加工几何精度、夹持力等,这就导致了试验测得的压缩强度都要比真实的压缩强度低。从这方面考虑,数值模拟的压缩强度偏高是合理的。数值仿真与试验对比分析,数值仿真的模拟过程中,压缩损伤首先是发生局部分层屈曲,缺陷位置发生鼓起,整个板的厚度方向分层扩展贯穿,然后再发生整体失稳损伤破坏。但对于小缺陷有所不同,分层扩展首先发生在板的厚度方向的边缘,然后扩展至贯穿。损伤过程云图(图 10)和试验损伤模式相吻合,验证了数值模拟的有效性。



(a) 应力集中

(a) Stress concentration

图 10 含表层分层缺陷层合板压缩损伤过程(缺陷直径 12mm)

Fig. 10 Compression damage process of laminate with delamination flaw on the surface

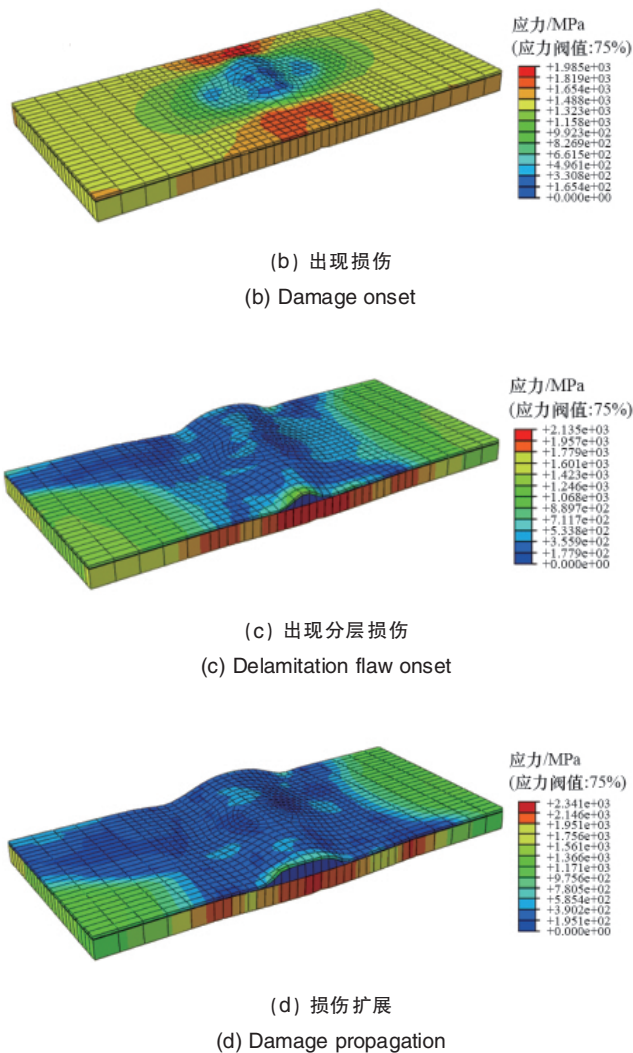


图 10 含表层分层缺陷层合板压缩损伤过程  
(缺陷直径 12mm)(续)

Fig. 10 Compression damage process of laminate with delamination flaw on the surface (continued)

### 5 结论

(1) 对于含表层缺陷的层合板的压缩,层合强度随着缺陷直径的增大有减小的趋势,对于含中间分层缺陷的层合板,缺陷直径的大小对压缩强度几乎无影响。分层的局部屈曲不一定引起分层的扩展。

(2) 分层缺陷会改变层合板的破坏模式。含上、下分层缺陷层合板的压缩损伤首先是出现局部分层屈曲,然后再发生整体压缩破坏,上、下分层局部屈曲发生后,层合板尚可进一步承载,直至层板失稳,局部屈曲强度只有其破坏强度的30%~60%,中间分层缺陷层合板的压缩损伤不出现局部分层屈曲,直接发生整体压缩破坏。

(3) 含上、下分层缺陷的层合板的压缩强度相对含中间分层缺陷的层合板压缩强度要小些;含小尺寸分层缺陷层合

板的压缩强度和完好无损伤层合板的压缩强度基本相同,也就是说小尺寸分层缺陷对于层合板的压缩强度几乎无影响。

(4) 数值模拟结果与试验结果较吻合,且数值模拟的压缩强度略高于试验测得的压缩强度。

### 参考文献(References)

- [1] 林智育, 许希武. 复合材料层板低速冲击后剩余压缩强度[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 140-146.  
Lin Zhiyu, Xu Xiwu. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25 (1): 140-146.
- [2] 林智育, 许希武, 朱伟焱. 复合材料层板冲击损伤特性及冲击后压缩强度研究[J]. 航空材料学报, 2011, 31(1): 73-78.  
Lin Zhiyu, Xu Xiwu, Zhu Weiyao. Journal of Aeronautical Materials, 2011, 31(1): 73-78.
- [3] 蔡忠云, 唐文勇, 赵永刚, 等. 含脱层损伤复合材料层合梁冲击动力响应实验研究[J]. 实验力学, 2007, 22(2): 111-118.  
Cai Zhongyun, Tang Wenyong, Zhao Yonggang, et al. Journal of Experimental Mechanics, 2007, 22(2): 111-118.
- [4] 邱春图, 樊尉勋, 邹振民, 等. 分层缺陷对复合材料加筋层压板压缩强度的影响[J]. 飞机设计, 2006(2): 16-20.  
Qiu Chuntu, Fan Weixun, Zou Zhenmin, et al. Aircraft Design, 2006(2): 16-20.
- [5] Aslana Z, Sahin M. Buckling behavior and compressive failure of composite laminates containing multiple large delaminations[J]. Composite Structures, 2009, 89(3): 382-390.
- [6] Suemasu H, Sasaki W, Ishikawa T, et al. A numerical study on compressive behavior of composite plates with multiple circular delaminations considering delamination propagation[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(12): 2562-2567.
- [7] Butler R, Almond D, Hunt G W, et al. Compressive fatigue limit of impact damaged composite laminates [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2007, 38(4): 1211-1215.
- [8] Lee J, Soutis C. Measuring the notched compressive strength of composite laminates: Specimen size effects[J]. Composites Science and Technology, 2008, 68(12): 2359-2366.
- [9] Orifici A C, Herszberg I, Thomson R S. Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure[J]. Composite Structures, 2008, 86(1-3): 194-210.
- [10] Liu P F, Zheng J Y. Recent developments on damage modeling and finite element analysis for composite laminates: A review[J]. Materials and Design, 2010, 31(8): 3825-3834.
- [11] Aymerich F, Dore F, Priolo P. Simulation of multiple delaminations in impacted cross-ply laminates using a finite element model based on cohesive interface elements [J]. Composites Science and Technology, 2009, 69(11-12): 1699-1709.
- [12] Wimmer G, Schuecker C, Pettermann H E. Numerical simulation of delamination in laminated composite components-A combination of a strength criterion and fracture mechanics [J]. Composites Part B: Engineering, 2009, 40(2): 158-165.

(责任编辑 张玉肖,王媛媛)