

分层损伤对含孔复合材料层合板剩余强度影响

肖梦丽, 张勇波, 王治华, 傅惠民, 杨鑫
(北京航空航天大学 小样本技术研究中心, 北京 100191)

摘 要: 以国产碳纤维复合材料 CCF300/QY8911 含孔层合板静力拉伸试验为基础, 建立了符合其损伤失效模式的有限元三维预测模型. 通过引入 Cohesive 界面单元分析了层合板拉伸过程中的分层扩展, 数值模拟的结果与试验结果吻合较好, 破坏载荷预测结果与试验数据相比误差在 5% 以内. 根据 CCF300 复合材料构件在制造过程和实际使用中产生的孔边分层缺陷的情况, 在孔边预置分层, 分析了初始分层损伤对于层合板剩余强度的影响. 结果表明表面预制分层对剩余强度影响较小, 但会引起自由边提前分层失效.

关 键 词: 复合材料层合板; 渐进失效分析; 分层损伤; 剩余强度; 有限元方法

中图分类号: V258; O211

文献标志码: A

Effect analysis of delamination damage on the residual strength of notched composite laminates

XIAO Meng-li, ZHANG Yong-bo, WANG Zhi-hua,
FU Hui-min, YANG Xin

(Research Center of Small Sample Technology,
Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Based on CCF300/QY8911 notched composite laminates static tensile test, three-dimension prediction finite element model consistent with its failure mode was established. The growth of delamination in the process of tension was simulated by introducing Cohesive interface element, the simulation result had a good agreement with experimental data, the relative error of failure load between experimental data and numerical prediction was less than 5%. Given the delamination defects produced around the hole edge in the process of manufacturing and utilization of composite laminates, a prefab delamination was set near the hole for analysis, and the effect on the residual strength of laminates was investigated. The effect of embedded delamination near the surface layer on the residual strength was small, while the embedded delamination could disable delamination produced in advance near the free edge.

Key words: composite laminates; progressive failure analyses;
delamination damage; residual strength; finite element method

碳纤维复合材料是航空航天重要的结构材料之一, 目前已得到非常广泛的应用. 纤维增强复合材料的失效是复杂的渐进破坏过程, 它包括多种破坏模式, 如基体开裂、纤维断裂、基纤剪切和分

层等. 对于含孔层合板, 材料的不均匀性和孔边的应力集中使得孔边的应力分析更加复杂, 国内外的学者对此做了大量的研究工作^[1-10]. 目前, 含孔层合板的研究主要采用孔边应力法、两参数法、临

收稿日期: 2014-08-26

基金项目: 国家自然科学基金(11501022); 北京市自然科学基金(3154034)

作者简介: 肖梦丽(1990—), 女, 湖北麻城人, 博士生, 从事复合材料力学与失效分析研究.

界单元法和渐进损伤分析方法.虽然这几种方法均能对层合板剩余强度进行预测,但逐渐损伤分析法更能清楚地描述整个失效过程,进而与实际失效模式进行匹配,达到更好的预测精度.由于含孔层合板的特殊性,在其制造或构件装配过程中容易在孔边产生初始分层,从而对层合板失效模式及剩余强度产生重要影响.目前,对于该问题的研究相对较少.

本文以国产碳纤维复合材料 CCF300/QY8911 含孔层合板的拉伸失效模式研究为背景,建立了符合其损伤机理的有限元模型,通过引入 Cohesive 界面单元重点研究了 CCF300/QY8911 层合板的分层失效问题.在此基础上,引入初始分层损伤,研究了初始损伤对层合板剩余强度的影响,进而提高其剩余强度的预测精度,为含分层损伤的复合材料含孔层合板的工程处理提供了重要的参考.

1 试验

对国产碳纤维 CCF300/QY8911 复合材料含孔层合板进行静力拉伸试验.层合板的尺寸为 $300\text{ mm} \times 36\text{ mm} \times 1.92\text{ mm}$,中心圆孔直径为 6 mm ,单层厚度是 0.12 mm ,共 16 层,铺层顺序为 $[45/0/-45/90]_2\text{s}$.在室温 $((23 \pm 3)^\circ\text{C})$ 干态条件下进行了 6 组试验,试件破坏形式如图 1 所示.



图 1 CCF300/QY8911 复合材料含孔层合板失效模式

Fig.1 Failure view of CCF300/QY8911 notched composite laminates

通过观察分析,可以将其失效过程分为 4 个阶段:首先,孔边的 90° 层发生基体开裂,并伴随着孔周围小范围内分层的产生.随着载荷的增大,层间应力的作用会使得孔边缘的分层沿着 45° 基体的方向往自由边扩展;其次,基体裂纹沿试件的横向方向扩展,且孔边表面层发生沿 45° 方向的劈裂,并往自由边方向扩展.随着载荷的进一步加大,在自由边也会逐渐出现分层,并试图与孔边分

层相连;分层通过相邻层之间的基体断裂沿着厚度的方向进行扩展,当遇到 0° 层时中止.因为 0° 层没有出现沿横向的基体断裂, 0° 层的纤维此时也并没有断裂,所以 0° 层对于分层沿厚度方向的扩展是有阻碍作用的;随着载荷的增大,分层区域也逐渐扩大,最终扩展至整个横向区域,同时基体裂纹的传播引起 0° 层的劈裂,这种劈裂一般发生在其破坏载荷的 80% 左右.随着载荷接近最后的破坏载荷 27.7 kN (试验均值), 0° 层发生纤维断裂,整个层合板很快发生破坏.

2 三维有限元数值模拟

模型采用 ABAQUS 的三维 SC8R 单元(八结点四边形面内通用连续壳),单元采用减缩积分加沙漏控制的方法.界面 Cohesive 单元采用 COH3D8 单元(八结点三维黏结单元),单层板的基本材料力学性能见表 1.模型左端施加固定端约束,右端施加位移载荷.层间失效准则采用 Hashin^[11-12] 准则,Cohesive 单元本构关系采用双线性本构模型^[13-15],采用 Quads 准则作为单元起始损伤判据^[16],而 B-K 准则作为损伤分层扩展判据^[17-18].

表 1 CCF300/QY8911 单向层合板力学性能

Table 1 Mechanical properties of CCF300/QY8911 unidirectional laminates

参数	数值
E_{11}/GPa	131
E_{21}/GPa	9.64
G_{12}/GPa	4.84
X_t/MPa	1976
Y_t/MPa	55.7
S/MPa	87.3
μ_{12}	0.3031
$G_{IC}/(\text{mJ}/\text{mm}^2)$	0.191
$G_{IIIC}/(\text{mJ}/\text{mm}^2)$	0.520

2.1 失效载荷对比

三维模型计算结果与试验数据对比如图 2 所示.利用计算得到的位移 U 和反力 F ,拉伸模量计算如式(1).

$$E_t = F/S \times \xi_t = F/W \times T \times (U/L) \quad (1)$$

式中 E_t 表示拉伸模量; F 表示反力; S 表示板的横截面积; ξ_t 表示应变; U 表示作用于板上的位

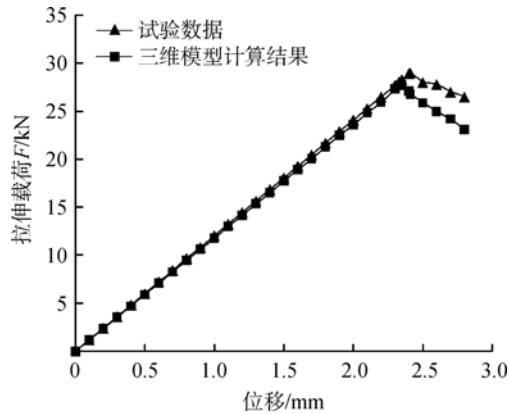


图2 三维模型计算结果与试验数据比较

Fig. 2 Comparison between results of 3-D model and experimental data

移; L, W, T 分别表示板的长度、宽度和厚度。

数值模拟的结果和试验值的对比在表2中显示,可以看出,破坏载荷和拉伸模量的计算误差在5.0%范围之内。

表2 数值模拟结果与试验数据比较

Table 2 Numerical results and experimental data

参数	试验(平均)	数值模拟	相对误差/%
破坏载荷 P_b/kN	27.7	29.0	4.7
拉伸模量 E_t/GPa	51.4	52.3	1.8

2.2 层内失效分析

如图3所示,当载荷达到12.5 kN(43% P_b)时,此时层合板90°层已经产生了比较明显的基体裂纹,各层的基体裂纹方向都与各层的纤维方向相垂直,而此时0°层也出现了小范围的基体断裂,原因可能是三维模型中,用Cohesive单元模拟界面单元时,其他各层的基体裂纹可以通过界面单元的黏性作用在厚度方向上有一定的传播。随着载荷的增大,各层的基体裂纹在层内扩展,扩展方向和试验分析的一致。在 $\pm 45^\circ$ 区域内,当载荷达到18.2 kN(62.5% P_b)时,可以通过基体裂纹扩展图3发现,此时孔边基体裂纹的程度范围继续扩大,从孔边向自由边沿着 $\pm 45^\circ$ 的方向扩展。当载荷增大到21.8 kN(75% P_b)时,0°层孔边缘横向对称位置已经可以观察到明显的纤维断裂,纤维断裂最初出现在孔边高应力集中的区域。此外,从图4中还可以看出,0°层孔边缘纤维方向的应力非常小,这也验证了小孔径的复合材料层

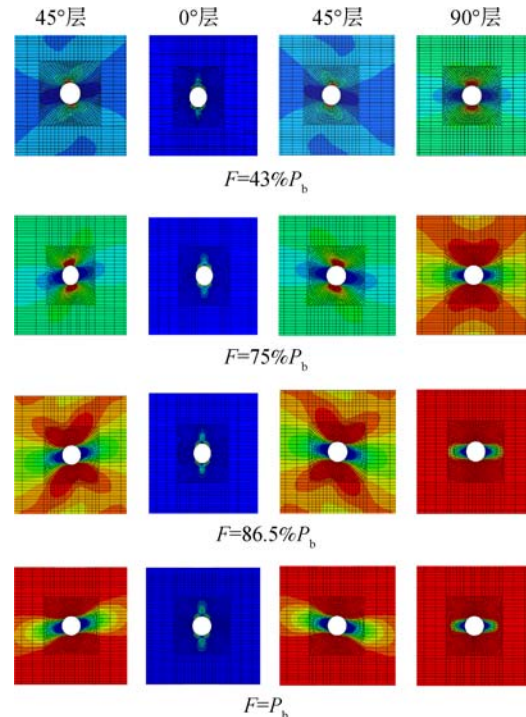


图3 基体断裂的扩展模式

Fig. 3 Expansion pattern of matrix fracture

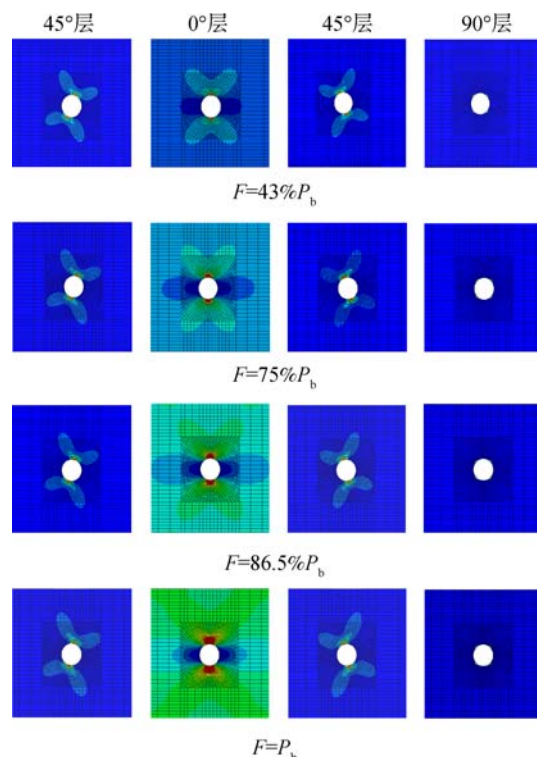


图4 纤维断裂的扩展模式

Fig. 4 Expansion pattern of fiber fracture

合板拉伸失效过程中常见的应力松弛问题。当载荷增大到25.2 kN(86.5% P_b)时,90°层的基体裂纹已经完全扩展到板内横向区域,45°, -45°基体裂纹扩展到自由边,由此时的基体裂纹失效结果

可以清晰的看出层内基体裂纹扩展的区域和方向. 此时 0° 层的纤维断裂损伤会沿横向扩展到更大的区域上, 但扩展的范围很小. 当载荷达到拉伸破坏载荷 $P_b = 29.1 \text{ kN}$ 时, 45° , -45° 基体横向完全断裂, 90° 层的断裂范围几乎扩展到板内全部区域. 0° 层纤维的损伤扩展到了横向 50% 的区域.

三维模型中 45° 和 -45° 层内基体裂纹最终可以扩展到整个横向区域, 符合试验情况, 这是因为三维模型中, 界面单元的设置有利于损伤在厚度方向上的传播, 90° 层大面积的损伤可以更容易的到达其他各层.

2.3 分层失效分析

从图 5 中可以看出分层损伤具有如下规律

1) 当载荷达到破坏载荷的 5% 左右时, 分层损伤开始在孔边缘产生, 最先出现在表面层 $45^\circ/0^\circ$ 界面.

2) 随着载荷的增大, 自由边出现了分层, 从自由边和孔边缘沿横向扩展, 扩展方向大致沿着 $\pm 45^\circ$ 方向进行, 这和层内损伤的规律是不同的, 分层扩展是从孔边和自由端双向扩展, 这和试验观察到的结果吻合良好.

3) 当载荷达到破坏载荷时, 此时各层的分层破坏大面积扩展, 孔周围自由边的分层破坏非常严重, 但从图 5 中第 4 行结果可以看出, 此时

$-45^\circ/90^\circ$ 界面分层范围最大, 而 $90^\circ/90^\circ$ 界面几乎没有出现分层, 这是因为根据复合材料层合板理论, 分层损伤和相邻两个界面的角度差相关, 相邻两个界面的角度差越大, 分层越容易发生. 大面积的分层造成了层合板承载能力的迅速下降, 从而发生了层合板的最终失效.

3 含预制分层的数值模拟

初始分层的存在会对层合板的剩余强度以及层合板的分层失效机理产生影响. 因此需要对存在初始分层的国产碳纤维复合材料层合板进行研究.

计算过程中, 在表面层 $45^\circ/0^\circ$ 层通过设置 Cohesive 单元预置如图 6 所示的圆形分层, 数值模拟计算结果如表 3, 图 7 为提取出的 Cohesive 单元分层失效结果.

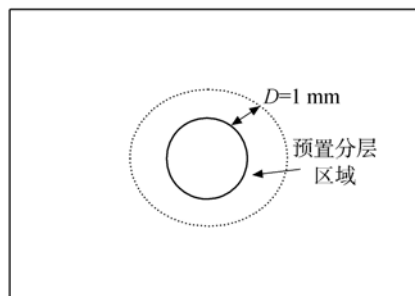


图 6 预置分层方法示意图

Fig. 6 Schematic diagram of prefabrication layering method

表 3 有预置分层的层合板模型计算结果

Table 3 Calculation result of laminates model with prefabric delamination

参数	试验(平均)	数值模拟	相对误差/%
破坏载荷 P_b/kN	27.7	26.9	2.9
拉伸模量 E_t/GPa	51.4	50.2	2.3

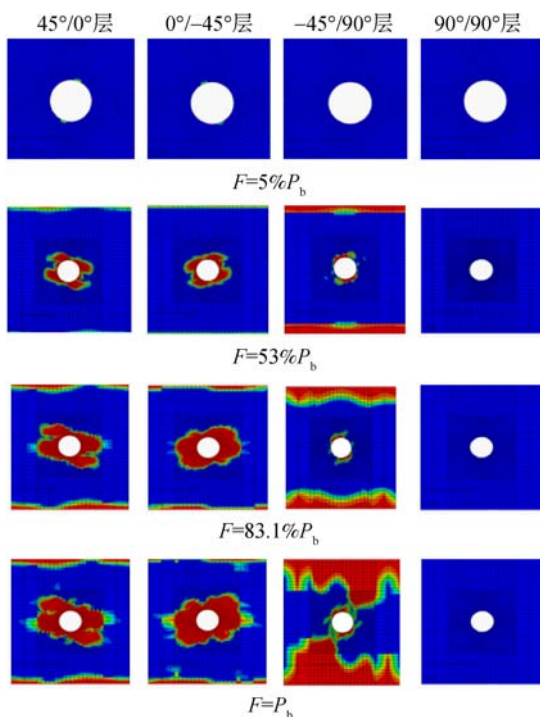


图 5 有限元模型各层分层失效结果

Fig. 5 Delamination failure results of each layer

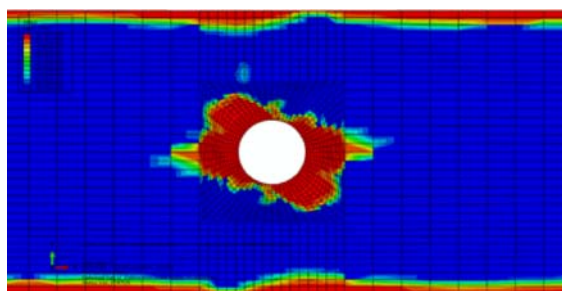


图 7 含预制分层的 $45^\circ/0^\circ$ 层分层失效结果

Fig. 7 Delamination failure result of $45^\circ/0^\circ$ layer with prefabric delamination

通过预置分层的结果图 8,可以观察到,预置分层会降低试件的总体刚度矩阵,但是由于减少的单元数目较之整个试件相比很少,因此拉伸模量计算结果基本保持不变.同时预置分层会降低破坏应变,因为初始分层会带来结构的提前失效,拉伸过程中分层损伤等结果更容易扩展,预置分层的试件降低了层合板的拉伸强度,但是由于国产碳纤维复合材料层合板的拉伸失效是以分层失效为主,所以在单层上预置分层对于最后计算结果的影响是有限的,也即剩余强度较无分层时的试件拉伸强度下降不大.

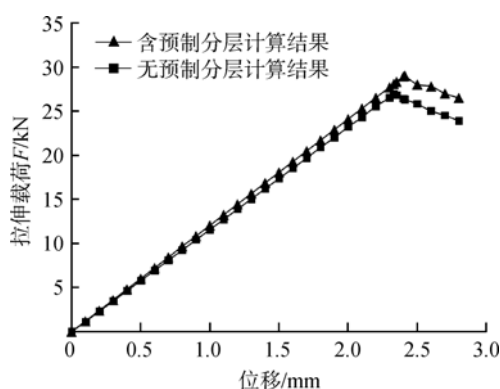


图 8 预置分层对于含孔试件拉伸强度的影响

Fig. 8 Effect on the tensile strength of notched specimens with prefab delamination

通过观察层合板渐进失效结果,可以看出,在失效的过程和模式上与无预置分层失效的结果基本是相同的,但是观察图 8 可以看出,分层过程中最先完全失效单元出现在自由边,这可能是由于,处理 Cohesive 单元得到预置分层效果相当于扩大了圆孔的直径,因此,一定程度上降低了圆孔周围的应力集中,使得孔边应力减小,这样使得分层扩展过程中自由边的应力水平相对的提高了,也就会先达到单元的完全失效.

4 结 论

建立了 CCF300/QY8911 复合材料含孔层合板三维有限元模型,利用 Cohesive 单元模拟界面单元,由于三维模型考虑了界面单元的作用,拉伸过程中刚度的变化和真实值更加接近.利用三维模型分析了层内基体断裂和纤维断裂的损伤扩展问题,三维模型由于考虑了层间界面单元的作用,因此与试验结果更加吻合;通过提取界面 Cohesive 单元分析了分层失效问题.分析得出,国产碳纤维复合材料含孔层合板的失效模式不同于层内

失效模式,是从孔边缘和自由边双向扩展,分层区域在 $\pm 45^\circ$ 线内,和试验观察到的结果吻合.最终破坏时,分层发生大面积扩展,表明 CCF300/QY8911 最终的失效主要是受分层失效所控制的,证实了试验的结果;在表面层预置圆形分层,通过观察分层扩展情况,发现表面预制分层对剩余强度影响较小,但会引起自由边提前分层失效.

参考文献:

- [1] 韩小平,郭章新,朱西平,等.含孔复合材料的孔边应力集中[J].复合材料学报,2009,26(1):168-173.
HAN Xiaoping, GUO Zhangxin, ZHU Xiping, et al. Stress distribution near the opening and stress concentration for composite laminates with a circular opening[J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2009, 26(1): 168-173. (in Chinese)
- [2] 傅向荣,陈新文,岑松,等.复合材料层合板分层裂纹扩展的试验及数值模拟研究[J].固体力学学报,2010,31(12):39-42.
FU Xiangrong, CHEN Xinwen, CEN Song, et al. The study on tests and numerical simulation of crack propagation problem in delamination failure of composite laminated plate[J]. Chinese Journal of Solid Mechanics, 2010, 31(12): 39-42. (in Chinese)
- [3] 王丹勇,温卫东,崔海涛.含孔复合材料层合板静拉伸三维渐进损伤分析[J].力学学报,2005,37(6):788-795.
WANG Danyong, WEN Weidong, CUI Haitao. Three-dimensional progressive damage analysis of composite laminates containing a hole subjected to tensile loading[J]. Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2005, 37(6): 788-795. (in Chinese)
- [4] Caminero M A, Lopez-Pedrosa M, Pinna C. Damage monitoring and analysis of composite laminates with an open hole and adhesively bonded repairs using digital image correlation[J]. Composites: Part B Engineering, 2013, 53: 76-91.
- [5] 李明,马力,吴林志,等.含孔复合材料拉伸强度研究[J].哈尔滨工业大学学报,2011,43(1):1-5.
LI Ming, MA Li, WU Linzhi, et al. Tensile strength of composite laminated plate containing a hole[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2011, 43(1): 1-5. (in Chinese)
- [6] CHEN Jingfen, Morozov E V, Shankar K. Simulating progressive failure of composite laminates including in-ply and delamination damage effects[J]. Composites: Part A Applied Science and Manufacturing, 2014, 61(7): 185-200.
- [7] Ridha M, Wang C H, Chen B Y, et al. Modeling complex progressive failure in notched composite laminates with varying sizes and stacking sequence[J]. Composites: Part A Applied Science and Manufacturing, 2014, 58: 16-23.
- [8] Hallett S R, Green B G, Jiang W G. An experimental and numerical investigation into the damage mechanisms in notched composites[J]. Composites: Part A Applied Sci-

- ence and Manufacturing, 2009, 40(5): 613-624.
- [9] WU Hwaichung, MU Bin. On stress concentrations for isotropic/orthotropic plates and cylinders with a circular hole [J]. Composites: Part B Engineering, 2003, 34(2): 127-134.
- [10] Suemasu H, Takahashi H, Ishikawa T. On failure mechanisms of composite laminates with an open hole subjected to compressive load [J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(5): 634-641.
- [11] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites [J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.
- [12] Tserpes K I, Labeas G. Strength prediction of bolted joints in graphite/epoxy composite laminates [J]. Composites: Part B Engineering, 2002, 33(10): 521-529.
- [13] 黎增山, 关志东, 何为, 等. 复合材料开孔拉伸损伤分析 [J]. 复合材料学报, 2012, 29(1): 169-175.
- LI Zengshan, GUAN Zhidong, HE Wei, et al. Damage analysis of open-hole tension laminates [J]. Acta Materialiae Compositae Sinica, 2012, 29(1): 169-175. (in Chinese)
- [14] Dantuluri V, Maiti S, Geubelle P H. Cohesive modeling of delamination in Z-pin reinforced composite laminates [J]. Composites Science and Technology, 2007, 67(3/4): 616-631.
- [15] Van der Meer F P, Dávila C G. Cohesive modeling of transverse cracking in laminates under in-plane loading with a single layer of elements per ply [J]. International Journal of Solids and Structures, 2013, 50(20/21): 3308-3318.
- [16] HU Yile, YU Yin, WANG Hai. Peridynamic analytical method for progressive damage in notched composite laminates [J]. Composite Structures, 2013, 108(1): 801-810.
- [17] Benzeggagh M L, Kenane M. Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus [J]. Composites Science and Technology, 1996, 56(4): 439-449.
- [18] Chen B Y, Tay T E, Baiz P M. Numerical analysis of size effects on open-hole tensile composite laminates [J]. Composites: Part A Applied Science and Manufacturing, 2013, 47(2): 52-62.

(编辑: 秦理曼)