

文章编号:1000-8055(2015)12-2857-06

doi:10.13224/j.cnki.jasp.2015.12.006

国产碳纤维复合材料开孔拉伸 失效分析与预测

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: 基于国产碳纤维复合材料含孔层合板失效模式和损伤机理研究, 结合试验分析建立了符合其失效机理的有限元模型, 并在有限元模型中研究了不同失效准则对剩余强度计算结果的影响, 通过比较试验数据与数值模拟结果表明二维模型能比较准确地预测国产碳纤维复合材料含孔层合板的剩余强度, 破坏载荷的数值模拟与试验数据的相对误差为 7.9%, 而拉伸模量的相对误差为 5.6%。

关 键 词: 复合材料层合板; 拉伸试验; 渐进失效分析; 有限元法; 剩余强度

中图分类号: V258; O211

文献标志码: A

Failure analysis and prediction on the open-hole tension of domestic carbon fiber composite

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 the research of the failure mode and damage mechanism of the notched domestic carbon fiber composite laminates and the experimental analysis, finite element models were established. Then the effect of different failure criteria on the residual strength of notched domestic carbon fiber composite laminates was studied in the corresponding finite element model. Through the comparison between experimental data and simulation results, it was found that the two-dimensional model could predict the residual strength of the notched domestic carbon fiber composite laminates accurately, the relative error between numerical simulation result and experimental data of failure load was 7.9%, while the relative error of tensile modulus was 5.6%.

Key words: composite laminates; tension experiment; progressive failure analysis; finite element method; residual strength

由碳纤维和树脂结合而成的碳纤维复合材料, 由于具有比重小、刚性好和强度高等优点而成为一种先进的航空航天材料^[1]。但复合材料的失

效模式和损伤机理较为复杂, 目前国产碳纤维复合材料的应用刚起步, 在一些基础研究上相对进口碳纤维复合材料较为匮乏。要保证国产高性能

收稿日期: 2014-05-05

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, 硕士, 从事复合材料力学与失效分析研究。

通讯作者: 张勇波(1984—), 男, 四川隆昌人, 讲师, 博士, 从事小样本可靠性评估、寿命预测、加速试验技术及复合材料力学与失效分析研究。

碳纤维复合材料能顺利应用于重要装备的主承力件,还需对其基本载荷条件下失效模式、失效机理进行全面的分析,同时对国产高性能碳纤维复合材料各载荷条件与环境条件下的性能进行较为准确的预测,进而为复合材料构件的设计提供参考.国内外研究者们^[2-10]针对含孔复合材料层合板做了大量的研究工作.崔海涛等^[2]通过对 T300 复合材料含孔层合板进行数值模拟和试验研究,建立了二维逐渐损伤模型,得到了有意义的结论.黎增山^[3]等针对复合材料开孔拉伸,建立复合材料层合板开孔拉伸逐渐损伤分析模型,能够模拟拉伸过程中损伤直至失效的过程. Chang 等^[4]提出了复合材料含孔层合板在拉伸载荷下的逐渐损伤模型,数值模拟结果与试验数据吻合较好. Maa 等^[5]基于连续损伤力学,提出一种包含有 3 种失效模式(纤维断裂、基体开裂和纤维基体界面脱黏)的损伤模型,来研究含中心圆孔复合材料层合板的最终拉伸破坏强度.

本文以国产碳纤维复合材料损伤机理和失效模式为研究背景,采用试验分析和有限元数值模拟两种手段,通过对国产碳纤维复合材料含孔层合板(下文简称层合板)失效模式的研究,建立符合其失效机理的有限元模型,并在有限元模型下分析不同失效准则对层合板的剩余强度计算结果的影响,进而提高其剩余强度的预测精度,为国产碳纤维复合材料的工程化应用提供重要的理论参考.

1 试 验

1.1 试件及试验条件

试验采用的试件材料是工程中常用的国产碳纤维复合材料 CCF300/QY8911,采用 ASTM Standard D7137-07 标准^[11]对层合板^[12]进行拉伸试验.试件的尺寸如图 1 所示,单层厚度为 0.12 mm,共 16 层,铺层顺序为 $[45/0/-45/90]_2$ s.试验分别在两种环境下进行:室温($(23 \pm 3)^\circ\text{C}$)干态

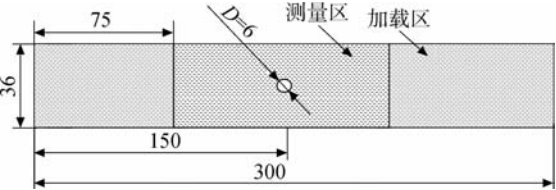


图 1 试件几何尺寸示意图(单位:mm)
Fig.1 Sketch of specimen geometry dimensions
(unit:mm)

与高温($(130 \pm 3)^\circ\text{C}$)湿态(70°C 水中浸泡168h),为了实现拉伸过程中的准静态载荷,加载速率为 2 mm/min.

1.2 试验结果

1.2.1 失效模式分析

层合板失效模式示意图如图 2 所示,通过分析,可以将其失效过程为 4 个阶段:首先,孔边的 90° 层发生基体断裂,并伴随着孔周围小范围内分层的产生.此时,孔边会产生较高的层间应力和正应力,随着拉伸载荷的增大,层间应力的作用会使得孔边缘的分层沿着 45° 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.随着拉伸载荷的进一步加大,在自由边也会逐渐出现分层,并试图与孔边分层相连.随着拉伸载荷的进一步增大,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.随着拉伸载荷的增大,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.随着拉伸载荷接近最后的破坏载荷, 0° 层发生纤维断裂,整个层合板很快发生破坏.运用扫描电子显微镜(SEM)做进一步的观察得到,层合板的失效过程中存在基体断裂、基纤剪切、分层破坏以及纤维断裂 4 种失效模式如图 3 所示.

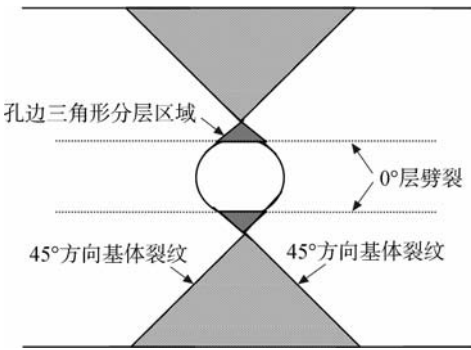


图 2 试件的失效模式示意图
Fig.2 Sketch of failure mode of specimen

1.2.2 温度和湿度对于层合板失效的影响

试验分别在室温干态条件和高温湿态条件下各进行了 6 组,试件破坏时载荷 P_b 见表 1.

从图 4 中看出,与室温干态相比,在高温湿态条件下,纤维断裂的同时会产生大量的基体裂纹以及大面积的分层,发生更严重的纤维拉出破坏.同时表面会产生更大面积的 45°劈裂,分层的范围以及基体裂纹的范围都比室温干态的条件下的扩大了.

通过对比分析,在这两种试验条件下,失效的过程几乎相同,但是,在每一个阶段,高温湿态条件下试件都会出现更大面积的横向裂纹和层间分层损伤,表面层的劈裂的范围也更大,但是从表 1 的破坏载荷上比较,两种状态下却相差不大.虽然湿热的环境降低了层合板的界面性能和基体与纤维之间的黏附力,会出现更大程度的损伤,但是试件的拉伸破坏主要取决于纤维的拉伸强度,而湿热环境对纤维的拉伸强度影响有限,因此湿热状态下,层合板的剩余强度和室温状态下的基本相同.

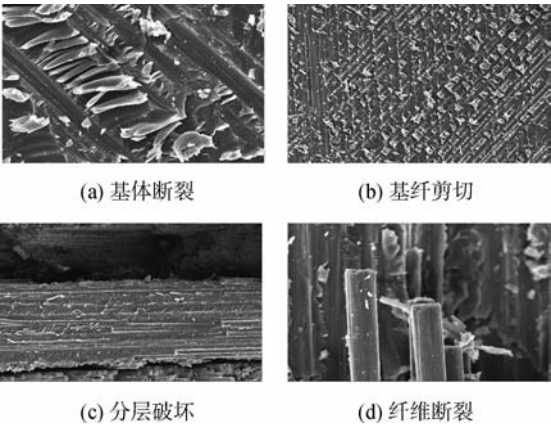


图 3 层合板的 4 种损伤形式
Fig. 3 Four failure modes of laminates

表 1 两种试验条件下开孔拉伸试件破坏载荷
Table 1 Failure load of the open-hole tensile specimen under the two experimental conditions

试件编号	P_b/kN	
	室温干态	高温湿态
1	28.9	27.9
2	29.5	26.9
3	26.4	27.9
4	27.6	28.6
5	27.2	28.9
6	27.4	27.4

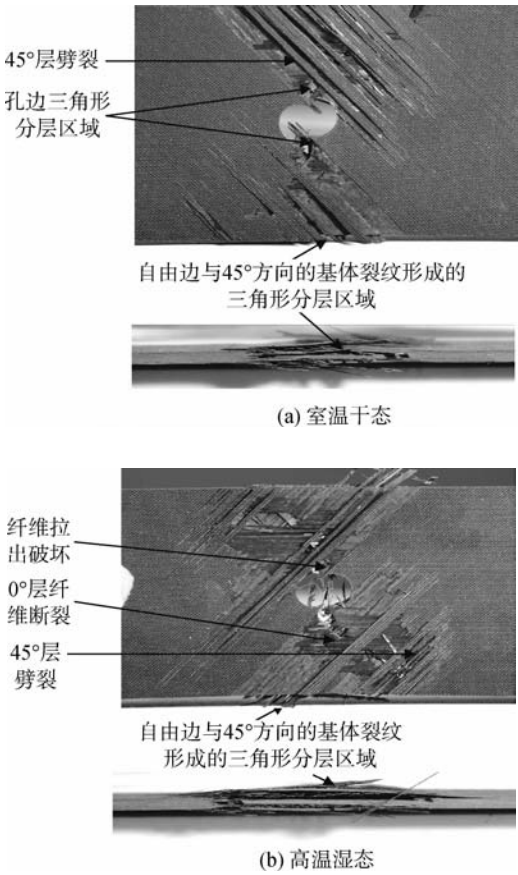


图 4 两种试验条件下层合板失效模式的正视图和侧视图

Fig. 4 Front and side views of failure mode of laminates under two experimental conditions

2 数值模拟

本节将利用 ABAQUS 有限元软件建立二维常规壳模型,其中二维模型采用 Tsia-Wu^[13-16]准则和 Hashin^[17-18]准则作为失效准则来计算试件的剩余强度,在此基础上研究了 Hashin 准则下的层合板面内损伤.

Hashin 准则
纤维失效

$$e_f^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_t^2} \geq 1 \quad \sigma_1 \geq 0 \tag{1}$$

基体失效

$$e_m^2 = \left(\frac{\sigma_2}{Y_t}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_t^2} \geq 1 \quad \sigma_2 \geq 0 \tag{2}$$

基纤剪切

$$e_{mf}^2 = \left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right)^2 + \frac{\tau_{12}^2}{S_t^2} \geq 1 \quad \sigma_1 \geq 0 \tag{3}$$

Tsia-Wu 准则

$$F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{11}\sigma_1^2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\sigma_6^2 \geq 1 \tag{4}$$

$$F_1 = \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}, F_2 = \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}, F_{11} = \frac{1}{X_t X_c}$$
$$F_{22} = \frac{1}{Y_t Y_c}, F_{66} = \frac{1}{S_t^2}, \sigma_6 = \tau_{12}$$

(5)

式中 σ_1 和 σ_2 为单层板纤维方向和横向的应力分量; τ_{12} 为单层板的面内剪切力; X_t 和 X_c 为单层板纵向的拉伸强度和压缩强度; Y_t 和 Y_c 为单层板横向的拉伸强度和压缩强度; S_t 为层合板面内剪切强度。

2.1 有限元模型

对试件进行全尺寸建模. CCF300/QY8911 单层板的基本材料力学性能见表 2, 表中 E_{1t} 和 E_{2t} 为单层板纵向和横向的拉伸模量, G_{12} 为单层板的纵向切变模量, Y_t 为单层板横向拉伸强度, S 是纵横切变模量, μ_{12} 为单向层合板泊松比, $G_{I \text{ 切变}}$ 和 $G_{II \text{ 切变}}$ 分别为 I 型和 II 型断裂韧性. 模型左端施加固定端约束, 右端施加位移载荷.

表 2 CCF300/QY8911 单层板力学性能
Table 2 Mechanical properties of CCF300/QY8911 unidirectional laminates

参数	数值
E_{1t}/GPa	131
E_{2t}/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
$G_{IIC}/(\text{mJ}/\text{mm}^2)$	0.520

2.2 计算结果分析

2.2.1 最终失效载荷

二维模型采用 ABAQUS 的 S4R 壳单元, 整个模型一共有 4 352 个单元, 根据不同的失效准则和刚度退化方式赋予材料属性, 计算结果如表 3 所示. 不同失效准则的载荷位移对比如图 5 所示.

利用 Tsia-Wu 准则和 Hashin 准则分别作为层合板的失效准则计算得到的破坏位移 U 和反力 F 如表 3 所示, 拉伸模量 E_t 计算如式 (6) 所示:

$$E_t = F/(\text{S}\xi_t) = F/[WT(U/L)]$$

(6)

其中 L, W, T 分别为试件的长度、宽度和厚度; ξ_t 为施加位移载荷方向的应变.

表 3 层合板数值模拟结果与试验数据的比较
Table 3 Comparison of numerical simulation results and experimental data of laminates

参数	试验结果 (平均)	Tsia-Wu		Hashin	
		计算结果	误差/ %	计算结果	误差/ %
破坏载荷 P_b/kN	27.8	30.5	8.8	30.0	7.9
破坏位移 U/mm	2.29	2.41	5.2	2.41	5.2
拉伸模量 E_t/GPa	51.4	55.0	7.0	54.3	5.6

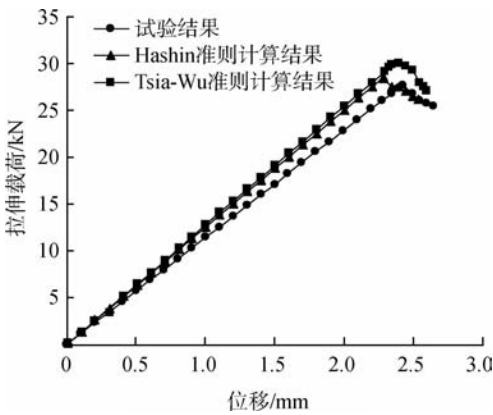


图 5 不同失效准则拉伸载荷位移计算结果比较
Fig. 5 Comparison of tensile load-displacement between calculation results of different failure criterias

2.2.2 失效模式分析

在有限元模拟层合板的失效过程中, 失效准则采用 Hashin 准则时得到的失效模式如图 6 所示.

当拉伸载荷达到 14.8 kN (破坏载荷的 49.3%), 在层合板 90°层中, 孔边发生了少量的基体损伤, 损伤扩展方向从孔边沿横向扩展. 此时 45°层和 -45°层开始出现基体裂纹, 观察断裂的方向, 出现基体裂纹的方向是与层内纤维的指向一致的, 这与试验观察得到的结果是相符的.

当拉伸载荷达到 22.0 kN (破坏载荷的 73.3%) 时, 0°层沿着横向方向出现了少量纤维断

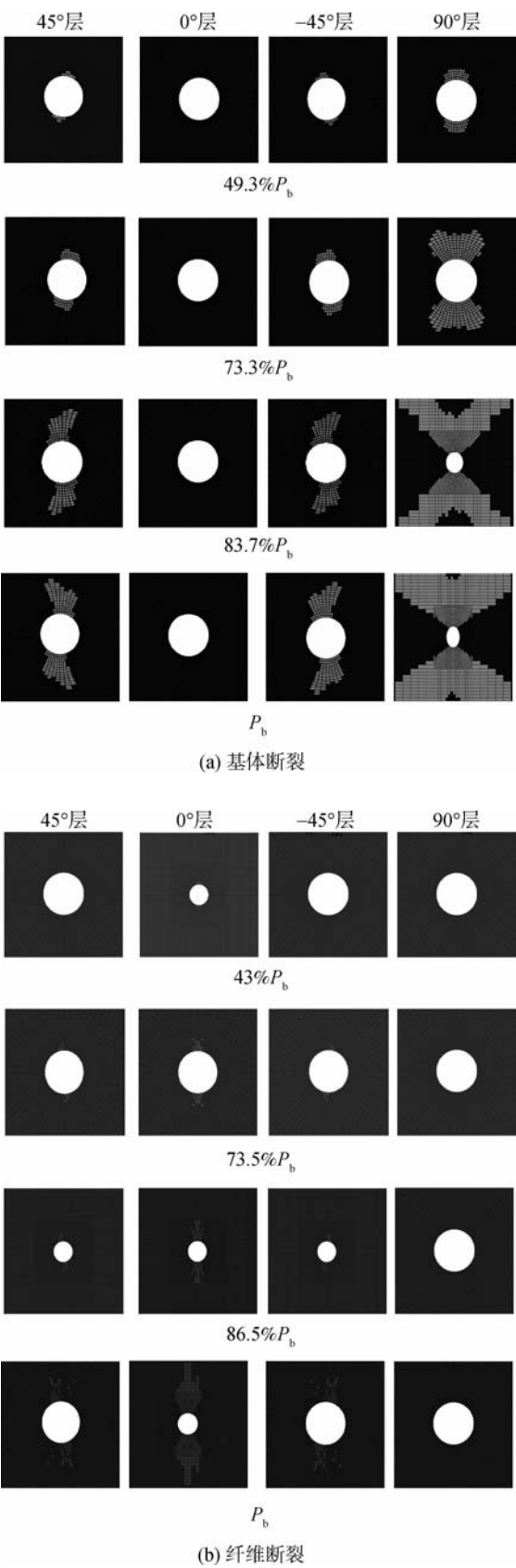


图 6 Hashin 准则下得到的失效模式

Fig. 6 Failure mode simulated by Hashin criteria

裂. 此时, 在 90°层沿着板宽的基体开裂损伤已经逐渐由孔边扩展至自由边, 基体断裂的角度和试

验观察的一致, 断裂的区域在±45°的区域内, 符合之前的试验分析, 同时在 45°层和-45°层沿着纤维方向的基体开裂损伤有了一定的扩展.

当载荷达到 25.1 kN(破坏载荷的 83.7%)时, 0°层的纤维拉伸断裂沿横向有了一定的扩展, 到了横向近 40%的区域. 此时 45°层和-45°层的基体开裂和纤维断裂损伤继续发生少量的扩展, 但是 90°层基体开裂损伤已迅速扩展到边缘.

当载荷达到 30.0 kN 时, 层合板发生最终破坏. 在孔边缘的基体开裂加快了纤维断裂的产生. 这是由于 90°层与±45°层基体的开裂迅速扩展, 使得基体失去承载能力, 并且释放了孔边的应力集中, 应力分布得以很快发生改变, 纤维成为主要的承载者, 层合板在最后一个阶段的失效是非常迅速的, 纤维的断裂迅速扩展至自由边, 使得整个层合板失去了承载的能力, 从而发生了最后的破坏.

3 结 论

通过试验研究分析得到 CCF300/QY8911 试件失效过程, 在试验基础上建立了国产碳纤维复合材料含孔层合板二维有限元模型, 采用该模型在 Tsia-Wu 和 Hashin 两种失效准则下分析了其拉伸行为, 并对其剩余强度进行预测. 通过与试验结果进行对比, 验证了本文所建立的有限元模型能够比较准确地预测层合板损伤的萌生、扩展直至最终失效的行为.

参考文献:

[1] 何文治,陈绍杰. 复合材料设计手册[M]. 北京:航空工业出版社,1990:13-14.

[2] 崔海涛,赫勇,温卫东. 含孔复合材料层合板逐渐损伤破坏分析[J]. 理化检验:物理分册,2002,38(4):150-153.

CUI Haitao, HAO Yong, WEN Weidong. Accumulative damage and failure analysis of laminated composites with hole[J]. Physical Testing and Chemical Analysis Part A: Physical Testing,2002,38(4):150-153. (in Chinese)

[3] 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 Materiae Compositae Sinica,2012,29(1):169-175. (in Chinese)

[4] Chang K Y, LIU Sheng, Chang F K. Damage tolerance of laminated composites containing an open hole and subjected to tensile loadings[J]. Journal of Composite Materials, 1991,25(3):274-301.

[5] Maa R H, Cheng J H. A CDM-based failure model for predicting strength of notched composite laminates[J]. Composites:Part B Engineering,2002,33(6):479-489.

[6] Ridha M, Wang C H, Chen B Y, et al. Modelling complex progressive failure in notched composite laminates with varying sizes and stacking sequences[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2014, 58(3):16-23.

[7] Kostopoulos V, Pappas Y Z. Notched strength prediction of centre-hole carbon/carbon composites[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 1998, 250(2):320-327.

[8] Matrin-Santos E, Maini P, Gonzalez E V, et al. A continuum constitutive model for the simulation of fabric-reinforced composites [J]. *Composite Structures*, 2014, 111(11):122-129.

[9] Morais A B D. Open-hole tensile strength of quasi-isotropic laminates[J]. *Composites Science and Technology*, 2000, 60(10):1997-2004.

[10] 韩小平, 郭章新, 朱西平, 等. 含孔复合材料层合板孔边的应力集中[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 circular opening[J]. *Acta Materialiae Compositae Sinica*, 2009, 26(1):168-173. (in Chinese)

[11] 傅惠民, 杨雨松, 张勇波. 国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维复合材料拉伸载荷下的失效模式分析[J]. *航空动力学报*, 2010, 25(10):2163-2169.
FU Huimin, YANG Yusong, ZHANG Yongbo. Failure mode research on CCF300 and T300 composite laminates under tensile strength[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2010, 25(10):2163-2169. (in Chinese)

[12] 傅惠民, 杨雨松, 张勇波. 含分层损伤国产碳纤维 CCF300 与 T300 碳纤维复合材料层合板压缩失效模式[J]. *航空动力学报*, 2011, 26(11):2416-2421.
FU Huimin, YANG Yusong, ZHANG Yongbo. Failure mode research on CCF300 and T300 carbon fiber composite laminates with delamination under compressive strength[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2011, 26(11):2416-2421. (in Chinese)

[13] 彭文杰. 复合材料层合结构极限强度预测方法及分层应力最小化研究[D]. 武汉: 华中科技大学, 2009.
PENG Wenjie. Study on the ultimate strength of laminated composites and the minimization of delamination stresses [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology. (in Chinese)

[14] Kuo S Y, Shiau L C, Chen K H. Buckling analysis of shape memory alloy reinforced composite laminates[J]. *Composite Structures*, 2009, 90(2):188-195.

[15] 唐文勇, 陈念众, 张圣坤. 复合材料加筋层合板的极限强度分析[J]. *工程力学*, 2007, 24(8):43-48.
TANG Wenyong, CHEN Nianzhong, ZHANG Shengkun. Ultimate strength analysis of stiffend laminated plates[J]. *Engineering Mechanics*, 2007, 24(8):43-48. (in Chinese)

[16] HAN Wanmin, Petyt M. Linear vibration analysis of laminated rectangular plates using the hierarchical finite element method[J]. *Computers and Structures*, 1996, 61(4):706-712.

[17] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. *Journal of Applied Mechanics*, 1980, 47(2):329-334.

[18] 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.

(编辑: 陈 越)