复合材料端框渐进损伤分析方法与试验

杨 雷 燕 瑛 闫 伟 王立朋

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100191) (北京宇航系统工程研究所,北京 100076)

摘 要: 针对复合材料格栅加筋圆筒的上下端框,进行了3种不同尺寸和铺层顺序的端框片段模型的拉伸试验,得出其破坏形式和极限载荷. 建立端框的有限元模型,基于不同的强度理论进行端框的渐进损伤分析,并对计算结果进行比较. 以 Zinoviev 强度理论为基础,从破坏判据和刚度衰减两方面将其扩展为三维理论,并结合 Hashin 准则进行破坏模式的判断,形成了改进的 Zinoviev 强度理论,并以此进行端框模型的损伤演化分析和强度预报,数值模拟结果与试验结果取得了很好的一致性.

关 键 词: 复合材料端框; 渐进损伤分析; 改进的 Zinoviev 理论; 损伤演化

中图分类号: V 414.8

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)07-0931-05

Progressive damage analysis method and experimental investigation of composite end frame structure

Yang Lei Yan Ying

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Yan Wei Wang Lipeng

(Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China)

Abstract: Aiming at the upper and lower end frames of the grid stiffened composite cylinder, the tensile tests of three kinds of end frame segment models with different sizes and stacking sequence were conducted. Thus the damage forms and ultimate load of the end frames were gained. The progressive damage analysis based on various strength theories was conducted by finite element method, and the results of different theories were compared. Based on Zinoviev strength theory, by expanding its failure criterion and stiffness degradation scheme to three-dimensional format, and introducing Hashin criterion to estimate the damage modes, the modified Zinoviev theory was developed. The proposed method was used to carry out damage evolution analysis and strength prediction of the end frame model. The results of numerical simulation show good agreement with test results.

Key words: composite end frame; progressive damage analysis; modified Zinoviev theory; damage evolution

新型航空航天器的发展不断追求高效能、低成本、长寿命、高可靠的目标,对其材料与结构的综合要求越来越高[1]. 为适应此应用需求,一些新型复合材料结构应运而生,其中先进复合材料格栅结构(Advanced Composite Grid Structure)越来越受到人们的关注. 随着复合材料制造技术的不断发展,复合材料格栅结构开始逐步应用于飞机、运载火箭、卫星和导弹等结构上[2].

目前对于先进复合材料格栅结构的研究已经成为一个热点[3]. 但问题在于,几乎所有的研究

收稿日期: 2011-05-04; **网络出版时间**: 2012-06-29 20:20

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120629.2020.004.html

基金项目: 国家973计划资助项目(2011CB606105)

作者简介: 杨 雷(1985-),男,湖南邵东人,博士生,jiatianlei2005@126.com.

都只是关注格栅结构本身,而对于其连接问题则考虑得甚少. 事实上,格栅结构通常会在上下两端逐渐过渡成厚端框结构以用作连接. 显然,端框的连接强度对于设计人员而言是至关重要的,而若要完全通过试验来确定其强度,将是非常耗时且花费巨大的. 因此,建立复合材料端框结构的高效准确的强度预报方法是十分必要的.

关于复合材料的强度分析,自 1920 年提出适用于正交各向异性材料的最大应力判据起,产生了为数众多的强度理论[4-7]. 但这也造成了人们在应用时的困难:究竟哪种理论更值得信赖? 为了回答这一问题,文献[8]于 1991 年开始,历时 14 年组织了复合材料“破坏分析奥运会”,评估了当今世界上最具代表性的 19 种复合材料宏、细观强度理论,最终俄罗斯学者 Zinoviev 的强度理论获得了最高的综合得分.

本文首先进行 3 种不同尺寸和铺层顺序的端框片段模型的拉伸试验,得出其破坏形式和极限载荷. 然后以 Zinoviev 理论为基础,对其进行适当的改进,并引入 Hashin 准则对破坏模式进行判断,开展复合材料端框结构的渐进损伤分析[9].

1 试验研究

1.1 试验件及试验方法

复合材料格栅加筋圆筒的上下端框为环形,等厚段开有若干螺栓连接孔,并从端部向中间逐渐过渡成薄蒙皮,如图 1 所示.

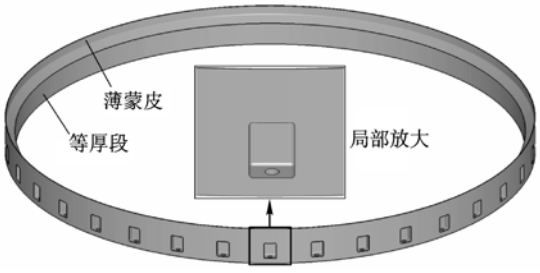


图 1 完整的环形端框

由于完整的端框结构十分复杂且尺寸较大,制造成本昂贵,本文采用了简化的端框模型进行试验研究,简化试验件为无弧度的平直片段模型. 如图 2 所示,制造时,先将模型分为 1、2 两个区域单独加工,然后将加工好的两个区域粘起来,最后通过机械加工形成连接孔. 试验件分为两种尺寸系列,按照所搭配的螺栓直径不同分别编号为试件 A 和试件 B. 其中试件 A 尺寸较小,配用 M8 螺栓;试件 B 尺寸较大,配用 M10 螺栓. 试验件材料为 MT300-3K/603,区域 1 的铺层顺序为[(±45/0/45/0/−45/0/90/0)$_S$]$_2$(沿着环形端框轴向定义为 0°方向,径向向外为厚度方向),区域 2 的铺层顺序随试验件的不同而不同,见表 1.

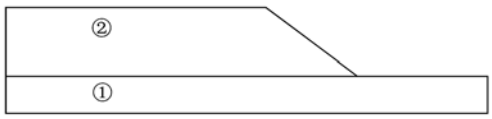


图 2 简化试验件示意图

表 1 试验件信息

试件编号	件数	区域 2 铺层方式
A	5	$[\pm45/0_2/90/0_2/\pm45]_{13}$
B1	4	$[(\pm45/90_2/0/90_2/0/90_2/-45/45/\overline{90})_S]_7$
B2	5	$[(\pm45/0_2/90/0_2/90/0_2/-45/45/\overline{0})_S]_7$

在试件的蒙皮上部加工出 3 个螺栓孔用于固定支持,通过螺栓连接耳片为试件施加单点拉伸载荷,试验装置如图 3 所示. 采用分级加载直至试件破坏,记录试验过程现象及最终破坏情况,得到试件的破坏载荷.

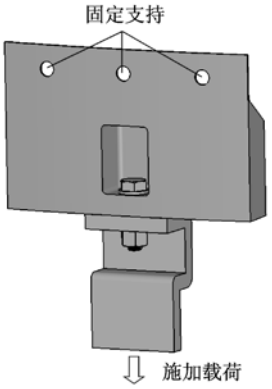


图 3 试验装置示意图

1.2 试验结果

试件的典型破坏形式如图 4 所示,由图可见,连接孔处整个“横梁”部分从左右角点处开始被拉脱.

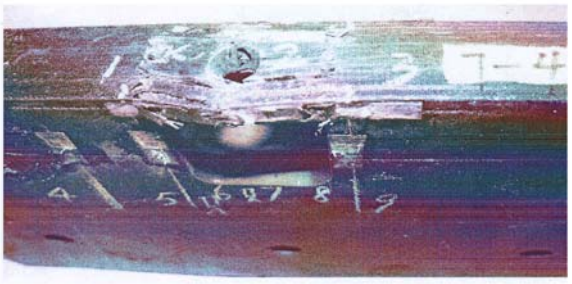


图 4 试件的典型破坏形式

全部端框试件拉伸极限载荷的试验结果记录在表 2 中,并计算出了平均值和离散系数. 由表 2 可见,编号 A 和 B2 端框试件的离散系数均在 5% 以内,试验结果的一致性较好;B1 端框试件由于只有 4 件,离散系数稍大.

表 2　复合材料端框单点拉伸极限载荷试验结果　kN

件次	试件编号		
	A	B1	B2
①	23.4	60.5	63.7
②	23.4	64.8	57.1
③	21.9	67.0	57.0
④	23.3	56.9	59.8
⑤	22.9	—	57.6
平均值	23.0	62.3	59.0
离散系数	2.77%	7.22%	4.82%

2　数值模拟

2.1　有限元模型

本文以 MSC. Patran/Marc 为分析平台,端框及螺栓、垫片的有限元模型如图 5 所示,其中端框采用 8 结点实体层合单元,螺栓和垫片为 8 结点各向同性单元. 在端框与螺栓、垫片两两之间定义接触. 端框上端固定,采用多点约束对螺栓施加强迫位移.

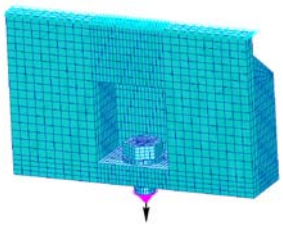


图 5　端框有限元模型

2.2　不同强度理论的计算结果

目前复合材料的强度理论中应用最多的主要是最大应力准则、Hill 准则、Hoffman 准则、Tsai-Wu 准则以及 Hashin 准则等. 为了比较不同强度理论的优劣,分别以它们为失效判据对端框进行强度分析. 采用的刚度降级方法为:在每个增量步内,设法保持最大失效系数 F 不大于 1;若失效系数大于 1,则根据式(1)由失效系数计算刚度降级因子 r_i[10],下标 i 表示对应于不同的应力分量.

$$\Delta r_i = -(1 - e^{1-F}) \tag{1}$$

不同强度理论计算得到的端框 A 的载荷-位移曲线如图 6 所示. 由图可见,前 3 种强度理论对应的载荷-位移曲线单调上升,在给定的加载位移范围内未发生最终破坏,这与试验结果不相符的;而后两种强度理论所对应的载荷-位移曲线先升后降,曲线最高点对应的载荷即为所预测的破坏载荷. 与试验结果对比可知:对于本文研究的端框结构,Tsai-Wu 准则的预测精度最高.

通过上面的讨论,得出以下结论:最大应力准则、Hill 准则和 Hoffman 准则由于本身考虑的因素较少,无法准确预测端框的破坏趋势;而 Tsai-Wu 准则和 Hashin 准则均给出了正确的破坏趋势,但两者在破坏载荷的预报上差别较大,只能通过与试验结果对照才能确定谁的精度更高. 这实际上也反映了复合材料强度理论长期以来的一个困境:“除了一些非常有限的情形外,还缺少证据表明存在这样一个破坏判据,能够给出即使是单向复合材料或者层合板较为精确、有实际意义的破坏预报”[11]. 因此,对复合材料强度理论的研究仍然显得十分必要.

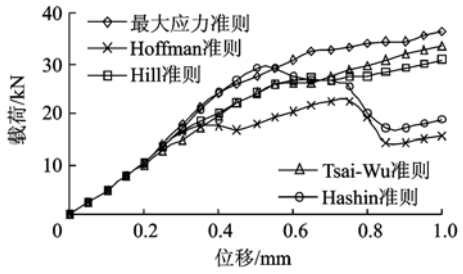


图 6　不同强度理论预测的载荷-位移曲线

2.3　改进的 Zinoviev 强度理论

Zinoviev 理论是一个宏观强度理论,它采用线弹性本构方程,并以最大应力准则作为破坏判据. 但其对刚度衰减的考虑较为细致,具体为:当单层破坏后,对应柔度矩阵中的 E_{11},E_{22} 和 G_{12} 分别用 $\Phi_1 E_{11}$,$\Phi_2 E_{22}$ 和 $\Phi_3 G_{12}$ 代替. Φ_1,Φ_2 和 Φ_3 的取值按下述方法确定[12]:

若 $X_t \leqslant \sigma_{11}$ 或 $\sigma_{11} \leqslant -X_c$ 或 $\sigma_{22} \leqslant -Y_c$,则 $\Phi_1 = \Phi_2 = \Phi_3 = 0$;其余:

$$\left.\begin{aligned} \Phi_1 &= 1 \\ \Phi_2 &= \begin{cases} 0 & \sigma_{22} > 0, \bar{\varepsilon}_{22} = \bar{\varepsilon}^*_{22} \\ \bar{E}_{22}/E^0_{22} & \sigma_{22} > 0, \bar{\varepsilon}_{22} < \bar{\varepsilon}^*_{22} \\ 1 & \sigma_{22} < 0, \bar{\varepsilon}_{22} < 0 \end{cases} \\ \Phi_3 &= \begin{cases} 0 & |\varepsilon_{12}| = |\varepsilon^*_{12}| \\ \bar{G}_{12}/G^0_{12} & |\varepsilon_{12}| < |\varepsilon^*_{12}| \end{cases} \end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,$\bar{\varepsilon}_{22} = \nu_{12}\varepsilon_{11} + \left(\dfrac{E^0_{11}}{E^0_{22}}\right)^2 \varepsilon_{22}$,表示横向应变的修正值;$\bar{E}_{22} = \dfrac{\sigma^*_{22}}{\bar{\varepsilon}^*_{22} + \nu^2_{12}\sigma^*_{22}/E_{11}}$;$\bar{G}_{12} = \dfrac{\sigma^*_{12}}{2\varepsilon^*_{12}}$;$\bar{\varepsilon}^*_{12}$,$\sigma^*_{22}$,$\sigma^*_{12}$ 和 ε^*_{12} 分别是 $\bar{\varepsilon}_{12}$,σ_{22},σ_{12} 和 ε_{12} 在损伤过程中的最大代数值.

由式(2)可见,Zinoviev 理论只适用于二维问题. 而本文研究的对象决定了必须对其进行三维应力分析,因此,有必要将 Zinoviev 理论扩展为三维形式. 这涉及到破坏判据和刚度衰减两个方面. 本文提出的改进方法为:以三维最大应力准则作

为破坏判据;并增加 3 个刚度衰减因子 Φ_4,Φ_5 和 Φ_6 分别对应于 E_{33},G_{23}和 G_{13}的衰减,并假设它们满足式(3)所示的关系,泊松比的衰减则认为与相应的剪切刚度一致.

$$\left.\begin{aligned}\Phi_4 &= \Phi_2\\ \Phi_5 &= \Phi_6 = \Phi_3\end{aligned}\right\} \tag{3}$$

Zinoviev 理论的另一个不足之处在于:无法给出材料的破坏模式. 为解决这一问题,本文引入式(4)~式(7)所示的三维 Hashin 准则[10],以进行破坏模式的判断.

纤维拉伸模式,$\sigma_1 > 0$,

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_t}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \tag{4}$$

纤维压缩模式,$\sigma_1 < 0$,

$$\left(\frac{\sigma_1}{X_c}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \tag{5}$$

基体拉伸模式,$\sigma_2 + \sigma_3 > 0$,

$$\left(\frac{\sigma_2 + \sigma_3}{Y_t}\right)^2 - \frac{\sigma_2\sigma_3}{S_{23}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \tag{6}$$

基体压缩模式,$\sigma_2 + \sigma_3 < 0$,

$$\left(\left(\frac{Y_c}{2S_{23}}\right)^2 - 1\right)\frac{(\sigma_2 + \sigma_3)}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_2 + \sigma_3}{2S_{23}}\right)^2 - \frac{\sigma_2\sigma_3}{S_{23}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 \tag{7}$$

基于 MSC. Marc 平台,通过软件的二次开发将上述改进的 Zinoviev 理论编写成专用软件功能包,主要包括 ufail 和 uprogfail 两个用户子程序,其中 ufail 用于定义破坏判据,uprogfail 用于定义刚度衰减和进行破坏模式的判断.

2.4 基于改进的 Zinoviev 理论的渐进损伤分析

仍以端框 A 为例,利用改进的 Zinoviev 理论对其进行渐进损伤分析,以下逐步说明损伤的起始和扩展过程.

加载点位移为 0.099 3 mm 时,对应的载荷为 5 026 N,单元 4 360 和 8 884(图 7)的第 3、4 层首先发生基体拉伸破坏. 这两个单元属于区域 2,由表 1 可知第 3、4 层均为 0°铺层. 进行简单的受力分析可知,此处占主导地位的是环向应力,即应力是垂直于 0°铺层方向的,于是发生基体的拉伸破坏便是很明显的了. 这也反过来验证了有限元计算结果的合理性. 加载至 0.165 0 mm,对应的载荷为 8 320 N,单元 4 360 和 8 884 的第 1、2 层(±45°层)开始出现纤维拉伸破坏;同时基体拉伸破坏进一步扩展至连接孔左右角点处,见图 8(为方便查看,只截取了一半模型,下同). 继续加载至 0.259 6 mm,对应载荷为 14 244 N,单元 4 359 和 8 883 中首先出现纤维压缩破坏,见图 9a,纤维和基体拉伸破坏也进一步扩展. 加载至 0.321 5 mm,对应载荷为 18 763 N,结构中开始出现基体压缩破坏(图 10d). 继续加载直至破坏,最终损伤情况见图 11.

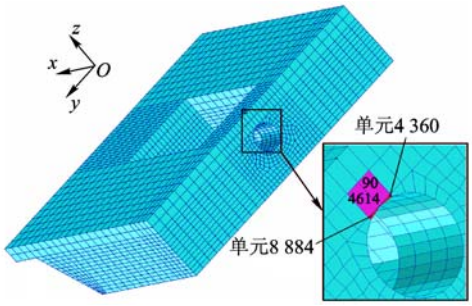


图 7 损伤起始——基体拉伸破坏

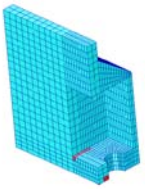
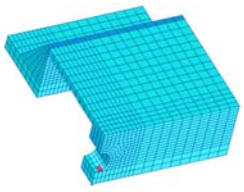
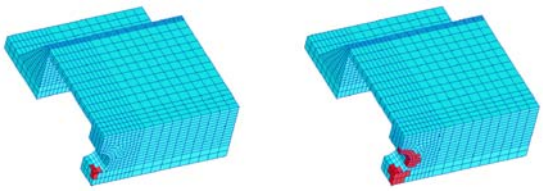


图 8 加载至 0.165 0 mm 时基体拉伸破坏情况

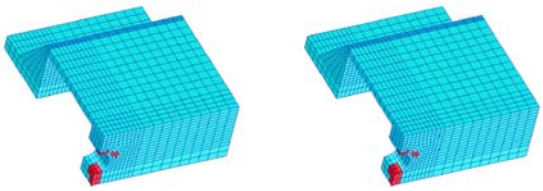


a 纤维压缩

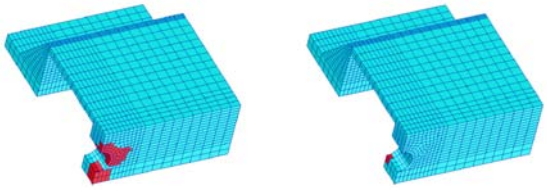


b 纤维拉伸　　c 基体拉伸

图 9 加载至 0.259 6 mm 时损伤情况

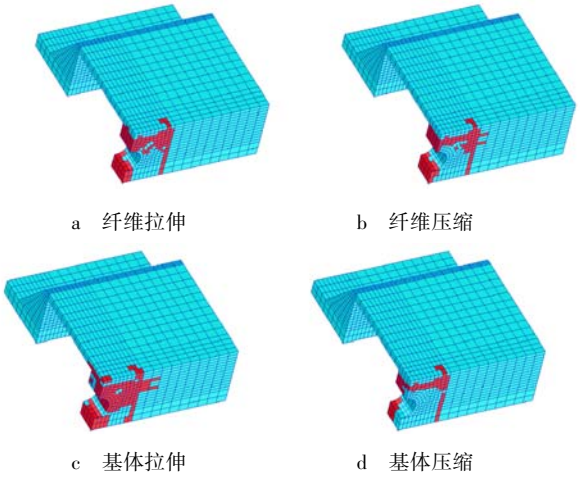


a 纤维拉伸　　b 纤维压缩



c 基体拉伸　　d 基体压缩

图 10 加载至 0.321 5 mm 时损伤情况



a　纤维拉伸　　b　纤维压缩

c　基体拉伸　　d　基体压缩

图 11　最终损伤情况

计算得到的端框 A 载荷-位移曲线如图 12 所示,并与 Tsai-Wu 准则的计算结果进行了对比. 由图可知,两种方法计算的端框破坏载荷差别不大;但载荷峰值对应的位移相差较大,其中改进的 Zinoviev 理论在较小的位移时就达到了载荷峰值,因此其峰值相对于 Tsai-Wu 准则稍小.

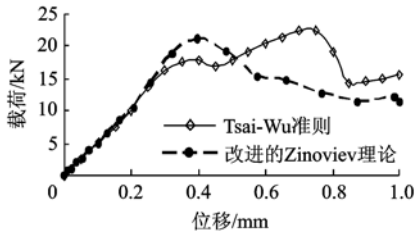


图 12　改进的 Zinoviev 理论预测的载荷-位移曲线

2.5　有限元结果与试验结果的对比

计算得到的 3 种端框的极限载荷与试验结果的对比见表 3. 由于 B1 端框本身试验的离散度较大,这也是造成其误差相对最大的主要原因. 总的来说,相对误差最大不超过 13%,能够满足工程应用的精度要求.

表 3　极限载荷的计算值与试验值的对比

试件类型	试验平均值/kN	计算值/kN	相对误差/%
A	23.0	21.12	-8.17
B1	62.3	70.14	12.58
B2	59.0	61.09	3.54

3　结　论

通过对复合材料端框单点拉伸的试验研究和有限元模拟,明确了复合材料端框的破坏过程,对理论研究和工程应用有如下指导意义:①采用不同的强度理论进行端框的强度预报,其结果差别非常大,说明对于强度理论的选择需要慎重;②提出了改进的 Zinoviev 理论,进行端框的渐进损伤分析. 对 3 种端框的破坏载荷均给出了较好的预测,验证了该方法的合理性;③虽然试验采用的是简化的端框片段模型,但并不影响对完整端框结构的强度预报,这是因为端框具有对称性,在确定了数值模拟方法的正确性后,便可采用循环对称理论[10]对完整端框的承载能力进行准确的预报.

参考文献(References)

[1] 杜善义. 先进复合材料与航空航天[J]. 复合材料学报,2007,24(1):1-11
Du Shanyi. Advanced composite materials and aerospace engineering [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2007, 24(1): 1-11 (in Chinese)

[2] 燕瑛,刘玉佳,廖宝华,等. 先进复合材料格栅结构与大型飞机[J]. 航空制造技术,2009(2):26-29
Yan Ying, Liu Yujia, Liao Baohua, et al. Advanced composite grid structure and large aircraft[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2009(2): 26-29 (in Chinese)

[3] 杜善义,章继峰,张博明. 先进复合材料格栅结构(AGS)应用与研究进展[J]. 航空学报,2007,28(2):419-424
Du Shanyi, Zhang Jifeng, Zhang Boming. Overview of application and research on advanced composite grid structures[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2007, 28(2): 419-424 (in Chinese)

[4] Labossiere P, Neal K W. Macroscopic failure criteria for fiber-reinforced composite materials[J]. Solid Mech Arch, 1987, 12(2): 65-95

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

[6] Puck A, Schurmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models [J]. Comp Sci & Tech, 2002, 62(12/13): 1633-1662

[7] Liu K S, Tsai S W. A progressive quadratic failure criterion of a laminate[J]. Comp Sci & Tech, 1998, 58(7): 1023-1032

[8] Schulte K. World wide failure exercise on failure prediction in composites[J]. Comp Sci & Tech, 2002, 62(12/13): 1479

[9] Czichon S, Zimmermann K, Middendorf P, et al. Three-dimensional stress and progressive failure analysis of ultra thick laminates and experimental validation [J]. Composite Structures, 2011, 93(5): 1394-1403

[10] MSC. Marc 2010 Volume A: theory and user information[R]. MSC Software, 2010

[11] 黄争鸣,张华山. 纤维增强复合材料强度理论的研究现状与发展趋势—"破坏分析奥运会"评估综述[J]. 力学进展,2007,37(1):80-98
Huang Zhengming, Zhang Huashan. Current status and future trend of researches on the strength of fiber-reinforced composites—a summary of the results from a "failure olympics" [J]. Advances in Mechanics, 2007, 37(1): 80-98 (in Chinese)

[12] Zinoviev P, Grigoriev S V, Labedeva O V, et al. The strength of multilayered composites under plane stress state[J]. Comp Sci & Tech, 1998, 58(7): 1209-1223

(编　辑:李　晶)