

复合材料整体加筋板的七点弯曲试验与数值分析

叶强¹ 夏翔¹ 肖闪闪¹ 陈普会¹ 李新翔² 柴亚南²

(1. 南京航空航天大学航空宇航学院, 南京, 210016; 2. 中国飞机强度研究所, 西安, 710065)

摘要:研究了复合材料整体加筋板七点弯曲试验的失效表征问题。在有限元分析的基础上,设计了七点弯曲试件和试验夹具。在试验研究和有限元计算的基础上,对七点弯曲试验的失效机理进行了讨论分析。通过对一系列七点弯曲试验模型的分析,获得了复合材料加筋板典型部位的失效包线,并给出了失效表征方法。最后给出了指导复合材料整体加筋板结构细节设计的建议。

关键词:整体加筋板;七点弯曲试验;粘接元;失效表征

中图分类号:V214.8

文献标识码:A

文章编号:1005-2615(2011)04-0470-05

Numerical and Experimental Analysis on Seven-Point Bending Test of Integrated Composite Panels

Ye Qiang¹, Xia Xiang¹, Xiao Sansan¹, Chen Puhui¹, Li Xinxiang², Chai Yanan²

(1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, Nanjing, 210016, China;

2. Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an, 710065, China)

Abstract: The failure characterization is studied for the seven-point bending tests of integrated composite panels. The specimen and fixture of seven-point bending test are designed based on the finite element analysis. Furthermore, the failure mechanisms of the specimen are discussed based on the test results and the finite element simulations. The failure envelop of the typical structural details is obtained and the method is presented for the failure characterization of the specimen by numerically simulating a series of seven-point bending test models. Finally, some suggestions are proposed for the detailed design of integrated stiffened composite panels.

Key words: integrated composite panel; seven-point bending test; cohesive element; failure characterization

复合材料整体加筋板是飞机结构的一种典型结构件,其细节设计对于减轻结构重量、提高结构承载能力等都将具有积极的作用^[1]。

筋条与蒙皮之间的脱胶是复合材料整体加筋板主要的失效形式之一。研究人员通过提取分析加筋板的一些特征截面上的载荷情况发现,筋条与蒙皮之间的剪切载荷是导致加筋板发生脱胶失效的主要原因^[2]。Puppo 和Evensen^[3]研究了脱胶失效时筋条

与蒙皮之间的应力状态,获得了失效时的应力分布规律。Pipes 和 Pagano^[4-5]则依据剪切应力传递机制,利用有限差分法研究了类似的问题,得到了层间剪切应力和位移的关系。早期的研究中采用狭长的试件以及四点弯曲或者侧向拉伸的载荷形式,模拟筋条与蒙皮之间的剪切破坏模式^[6-7]。但由于四点弯曲试件受边缘效应的影响非常大,很难获得准确的试验结果。NLR 的Rijn 和Wiggenraad^[8-9]为解决该

基金项目:国家自然科学基金(10872091)资助项目;江苏省普通高校研究生科研创新计划(CX09B-084Z)资助项目;南京航空航天大学博士生创新与创优基金(BCXJ09-02)资助项目。

收稿日期:2010-10-12;**修订日期:**2011-01-13

通讯作者:陈普会,男,教授,博士生导师,E-mail:phchen@nuaa.edu.cn。

问题,设计了一种七点弯曲试验。七点弯曲试验是通过点加载的方式对蒙皮施加载荷,使其产生局部弯曲变形,促使加筋板长桁凸缘和蒙皮间产生剥离载荷(主要是剪力和弯矩)。再加上七点弯曲试验的试验件尺寸比四点弯曲的大,因此受边缘分层的影响较小,脱胶失效主要发生在长桁凸缘和蒙皮间的粘接层。在实际结构中,复合材料加筋板后屈曲阶段的失效机理跟这种七点弯曲试验的失效机理是一致的^[10]。因此,若能通过七点弯曲试验,建立起加筋板发生初始失效时的失效准则(即剥离载荷间的函数关系),那么该失效准则同样适用于同种复合材料的加筋板后屈曲阶段的失效表征。

为了研究复合材料整体加筋板的失效表征问题,本文在七点弯曲试验研究的基础上,借鉴文献[9]的方法,采用有限元分析并结合经典层压板理论,推导出了蒙皮和筋条之间的弯矩和剪力公式,给出了失效准则和失效包线。研究结果对复合材料整体加筋板的结构细节设计具有一定的参考价值。

1 试 验

1.1 试件和试验夹具

七点弯曲试件的材料体系为T700/QY8911,单层的名义厚度为0.125 mm。蒙皮的铺层为 $[\pm 45/0/90/\mp 45/90/0]_s$;筋条下缘条的R1部分的铺层为 $[0_2/\mp 45/\mp 45]$,R2部分的铺层为 $[0_2/\pm 45/\mp 45]$,R3部分的铺层为 $[0_4/\pm 45/\mp 45]$,上缘条的铺层为 $[\pm 45/0/\mp 45/0_2/\pm 45/0_2/90/0_3/90_2/0_4/90_2/0_2]_s$,腹板的铺层为 $[\pm 45/0/\mp 45/0_2/\pm 45/0_2]_s$ 。加筋板的截面尺寸如图1所示。单层的材料属性如表1所示。

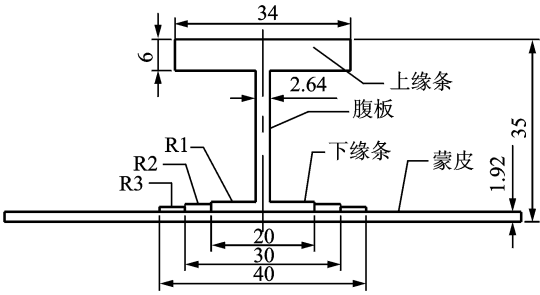


图1 试件截面尺寸

表1 单层的材料属性				
纵向拉伸模量 E_{11}/GPa	横向拉伸模量 E_{22}/GPa	面内剪切模量 G_{12}/GPa	泊松比 ν_{12}	单层厚度/mm
135	9.12	5.67	0.31	0.125

设计了一套能够适应不同的试验加载要求的七点弯曲试验夹具。如图2所示,夹具底板和加载

板上分别制有一系列的孔,试验时可以选择合适的孔进行支撑与加载支柱的安装。加载位置如图3所示,5个支撑点分别位于底板上尺寸为170 mm×155 mm的矩形的4个角点和中心点处,即图中的实心圆位置;两个加载点位于加载板对称线上距离为140 mm的两点处,即图中的空心圆位置。

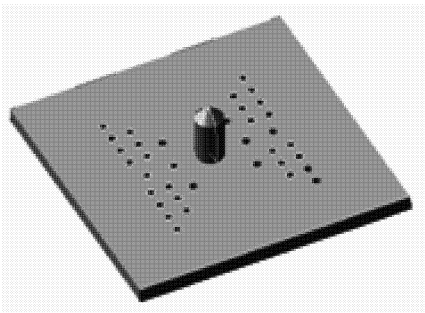


图2 七点弯曲试件夹具示意图

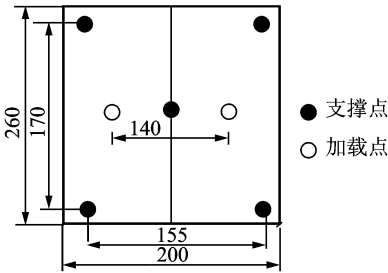


图3 加载点与支撑点

1.2 试验结果

试验采用位移控制加载,加载速率为1 mm/min,预压1 kN。

试验共进行了3组,随着加载位移的增加,试件发出多次声响,蒙皮的曲率逐渐变化。蒙皮和缘条的脱胶起始于试件中间位置的缘条自由边处,随后逐渐向内与两侧扩展。试件完全破坏时,发生肉眼可见的连续的撕裂现象,同时发出很大的响声。各组试验的破坏载荷及位移(试验机夹头间的位移)列在表2中。图4为加载过程中的脱胶现象,试件中间位置处可以看到明显的弯曲变形。图5为完全破坏时的情形,蒙皮和筋条之间因大范围脱胶而产生较大的空隙。

表2 破坏载荷及位移		
编号	破坏载荷/kN	位移/mm
试件1	7.110	10.4
试件2	7.026	9.0
试件3	7.485	9.2
平均值	7.207	9.5

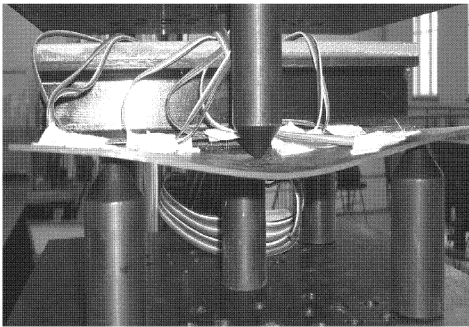


图 4 加载过程中试件的弯曲现象

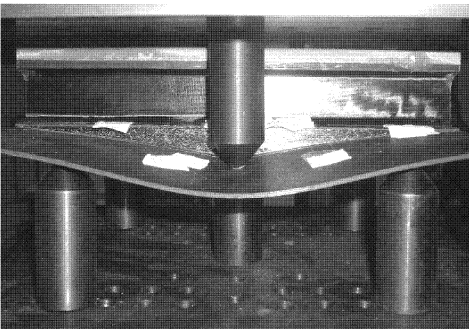


图 5 试件的完全破坏

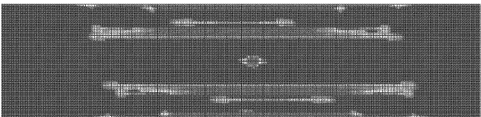
2 有限元分析

在ABAQUS 中建立试验的FEM 模型,蒙皮和缘条的连接界面采用粘接元 COH3D8 模拟^[11],粘接元的材料参数如表3 所示。在保证计算精度的前提下,为提高计算速度,模型其余部分采用了 S4R 壳单元。各部分铺层和材料参数见 1.1 节。

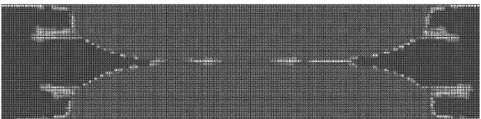
表 3 粘接元参数

$G_{lc}/$ ($\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2}$)	$G_{nc}/$ ($\text{kJ} \cdot \text{m}^{-2}$)	$N/$ MPa	$S/$ MPa	$K_p/$ ($\text{N} \cdot \text{mm}^{-3}$)	η
0.317	0.555	56.5	44.4	1×10^6	2

图6 为有限元模拟的粘接层破坏情况。图6(a) 为脱胶起始情况,两侧单元的应力几乎同时达到最大值。图6(b)为粘接层大范围破坏的情况。



(a) 脱胶起始情况



(b) 粘接层大范围破坏情况

图 6 粘接层破坏情况

图 7 为试验与有限元预测的载荷-位移曲线图,由图可见有限元预测的破坏载荷为 7.235 kN,而试验平均值为 7.207 kN,两者的相对误差为 2.8%。此外,试验获得的最大位移的平均值为 9.5 mm,而有限元预测结果为 9.9 mm,相对误差约为 4.2%。

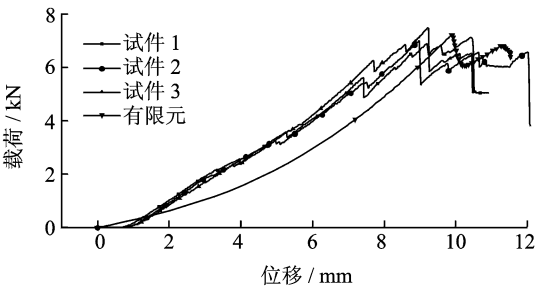


图 7 结构载荷-位移响应

3 失效表征

3.1 表征思路

首先依据试验现象并结合有限元计算结果识别并提取试件的典型破坏部位;根据主要受载形式,提取典型破坏部位蒙皮的应变和曲率;根据经典层压板理论,计算拉伸刚度矩阵 A 、耦合刚度矩阵 B 以及弯曲刚度矩阵 D ;计算蒙皮与缘条组合体的应变与曲率;计算缘条的应变与曲率;计算缘条的力与力矩;计算界面控制载荷 F_B 和 M_B 。图8 为所提取的典型破坏部位。

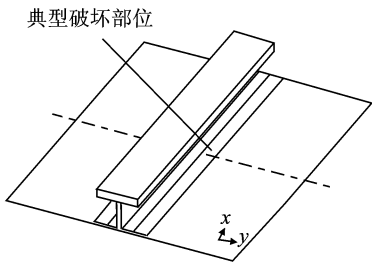


图 8 典型破坏部位示意图

3.2 计算 A 、 B 和 D 矩阵

提取典型破坏部位,建立图 9 所示的平衡模型 x 方向的剪力和弯矩很小,可以不予考虑^[9]。由图 9 可以得到如下的平衡方程

$$\begin{aligned} N_y^r &= A_{12}^r \cdot \epsilon_x^r + A_{22}^r \cdot \epsilon_y^r + B_{12}^r \cdot \kappa_x^r + B_{22}^r \cdot \kappa_y^r \\ M_y^r &= B_{12}^r \cdot \epsilon_x^r + B_{22}^r \cdot \epsilon_y^r + D_{12}^r \cdot \kappa_x^r + D_{22}^r \cdot \kappa_y^r \end{aligned} \tag{1}$$

式中: r 分别取字符 s, f, sf ,而 s 表示单独的蒙皮, f 表示单独的缘条, sf 表示蒙皮和缘条的组合物; $A_{11}, A_{22}, B_{12}, B_{22}, D_{12}, D_{22}$ 分别为 A, B, D 矩阵中相应的项; $\epsilon_x, \epsilon_y, \kappa_x, \kappa_y$ 分别表示应变和曲率。

单独的缘条以及蒙皮和缘条组合体的应变和

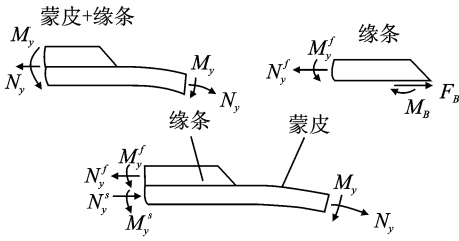


图9 缘条边缘载荷和弯矩的平衡

曲率值取决于蒙皮的应变和曲率值

$$\begin{aligned}\epsilon_x^{sf} &= \epsilon_x^s + \left(\frac{t^a + t^f}{2} \right) \cdot \kappa_x^s \\ \epsilon_x^f &= \epsilon_x^s + \left(\frac{t^s}{2} + t^a + \frac{t^f}{2} \right) \cdot \kappa_x^s \\ \epsilon_y^f &= \epsilon_y^{sf} + \left(\frac{t^s + t^a}{2} \right) \cdot \kappa_y^{sf} \\ \kappa_y^f &= \kappa_y^{sf}\end{aligned}\quad (2)$$

式中: t^s, t^a, t^f 分别表示蒙皮、粘接层与缘条的厚度。

蒙皮与缘条组合体的 A, B, D 矩阵可以由蒙皮和缘条的 A, D 矩阵求得

$$\begin{aligned}A_{ij}^{sf} &= A_{ij}^s + A_{ij}^f \\ B_{ij}^{sf} &= - \left(\frac{t^a + t^f}{2} \right) \cdot A_{ij}^s + \left(\frac{t^s + t^a}{2} \right) \cdot A_{ij}^f \\ D_{ij}^{sf} &= D_{ij}^s + \left(\frac{t^a + t^f}{2} \right)^2 \cdot A_{ij}^s + D_{ij}^f + \\ &\quad \left(\frac{t^s + t^a}{2} \right)^2 \cdot A_{ij}^f\end{aligned}\quad (3)$$

式中下标 ij 取 12 或者 22。

蒙皮与缘条组合体中的载荷和弯矩的平衡方程为

$$\begin{aligned}N_y^{sf} &= N_y^s \\ M_y^{sf} &= M_y^s - \left(\frac{t^a + t^f}{2} \right) \cdot N_y^f\end{aligned}\quad (4)$$

缘条的载荷和弯矩平衡关系为

$$\begin{aligned}F_B &= N_y^f \\ M_B &= M_y^f + \frac{t^f}{2} \cdot N_y^f\end{aligned}\quad (5)$$

将方程(2~4)代入方程(5)中,经过推导得到如下方程

$$\begin{bmatrix} \epsilon_y^{sf} \\ \kappa_y^{sf} \end{bmatrix} = \frac{1}{(1+A_1) \cdot (1+D_1) + (t_1)^2 \cdot A_1} \cdot \bar{R} \cdot \begin{bmatrix} \epsilon_x^s \\ \epsilon_y^s \\ \kappa_x^s \\ \kappa_y^s \end{bmatrix}\quad (6)$$

式中 2×4 矩阵 R 的各个值如下

$$\begin{aligned}R_{11} &= -A_2 \cdot (1 + D_1 + t_1 \cdot t_2) \\ R_{12} &= 1 + D_1 - A_1 \cdot t_1 \cdot (t_1 - t_2) \\ R_{13} &= -d^s \cdot [A_2 \cdot t_1 \cdot (1 + D_1 + t_1 \cdot t_2) + \\ &\quad D_2 \cdot (t_2 + A_1 \cdot (t_2 - t_1))] \\ R_{14} &= d^s \cdot (t_2 + A_1 \cdot (t_2 - t_1)) \\ R_{21} &= -A_2 \cdot \frac{t_1}{d^s} \\ R_{22} &= -A_1 \cdot \frac{t_1}{d^s} \\ R_{23} &= -A_2 \cdot (t_1)^2 - D_2 \cdot (1 + A_1) \\ R_{24} &= 1 + A_1\end{aligned}\quad (7)$$

其中

$$\begin{aligned}A_1 &= \frac{A_{22}^f}{A_{22}^s}, A_2 = \frac{A_{12}^f}{A_{22}^s}, D_1 = \frac{D_{22}^f}{D_{22}^s}, D_2 = \frac{D_{12}^f}{D_{22}^s}, \\ t_1 &= \frac{t^s + 2 \cdot t^a + t^f}{2 \cdot d^s}, t_2 = \frac{t^s + t^f}{2 \cdot d^s}, d^s = \sqrt{\frac{D_{22}^s}{A_{22}^s}}\end{aligned}\quad (8)$$

3.3 失效表征

依据上述分析,从有限元计算结果中提取典型破坏部位处的应变和曲率值,以及蒙皮和缘条的材料参数和刚度系数,代入到上述公式中进行计算,可以得到剪切力 F_B 和弯矩 M_B 随缘条和蒙皮厚度发生变化时相应的数据。

借鉴文献[9]的研究结果,采用二次失效准则进行失效表征

$$\sqrt{\left(\frac{M_B}{M_B^{\text{crit}}} \right)^2 + \left(\frac{F_B}{F_B^{\text{crit}}} \right)^2} = 1\quad (9)$$

显然七点弯曲试验的失效包线是一条椭圆曲线。为了绘制出这条失效包线,至少需要有两个不同的有效数据点。因此选取两组蒙皮/缘条厚度数据(F1与F2)进行有限元分析,提取相应的数据,计算剪切力 F_B 和弯矩 M_B ,拟合出失效包线,如图10所示。第一组F1的蒙皮厚度为2.16 mm,缘条厚度为1.08 mm;第二组F2的蒙皮厚度为1.92 mm,缘条厚度为3.6 mm。

由图10可得式(9)中的两个参数, $M_B^{\text{crit}} = 342 \text{ N} \cdot \text{mm}/\text{mm}$, $F_B^{\text{crit}} = 157 \text{ N}/\text{mm}$ 。

为了更好地理解剪切力 F_B 和弯矩 M_B 与缘条厚度和蒙皮厚度之间的关系,同时避免大量的重复试验,依据上述试验、失效包线及公式,设计了多组七点弯曲试验件,并进行有限元计算。蒙皮的厚度分别是1.92, 2.88和3.94 mm,每组中考虑4个不同的缘条铺层,缘条厚度分别是1.32, 1.92, 2.64和5.28 mm。从有限元结果中提取蒙皮的应变和曲率,计算得到剪切力 F_B 和弯矩 M_B 与缘条厚度和蒙

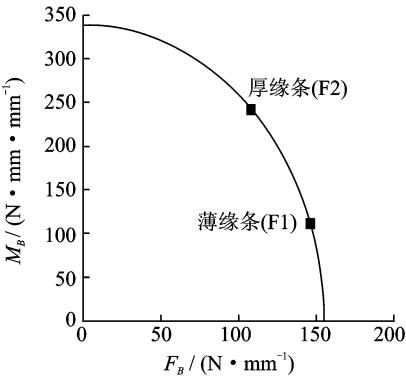


图10 七点弯曲试验的失效包线

皮厚度之间的关系,如图11,12所示。

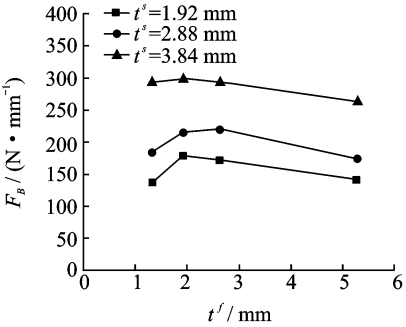


图11 F_B 与缘条厚度和蒙皮厚度的关系

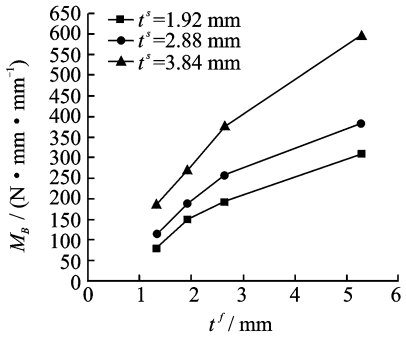


图12 M_B 与缘条厚度和蒙皮厚度的关系

由图11,12可见,蒙皮厚度保持不变时,弯矩 M_B 随缘条厚度的增加而增加,而剪切力 F_B 在缘条厚度取2 mm左右时取得最大值,之后开始减小。缘条厚度保持不变时,弯矩 M_B 和剪切力 F_B 都随着蒙皮厚度的增加而增加。

4 结 论

本文采用试验和有限元分析,对复合材料整体加筋板七点弯曲试验进行了研究,给出了加筋板典型细节的失效表征,获得以下结论:

(1)复合材料整体加筋板的蒙皮和缘条的脱胶失效主要是由界面的剪切力 F_B 和弯矩 M_B 的共同作用引起的。

(2)依据复合材料整体加筋板的七点弯曲试验数据以及有限元分析结果,建立了以蒙皮和缘条界面的主要内力(剪力和弯矩)为参量的失效表征方法,为复合材料整体加筋板的细节设计提供了一种有效的分析方法。

参考文献:

[1] 陈桂娟,矫桂琼,熊伟,等. 复合材料层合板非线性后屈曲特性的研究[J]. 武汉科技大学学报:自然科学版,2005,28(1):103-107.

[2] Krueger R, Cvitkovich M K. Testing and analysis of composite skin/stringer debonding under multi-axial loading[R]. NASA/TM-1999-209097, 1999.

[3] Puppo A H, Evensen H A. Interlaminar shear in laminated composites under generalized plane stress [J]. Journal of Composite Materials, 1970(4):204-220.

[4] Pipes R B, Pagano N J. Interlaminar stresses in composite laminates under uniform axial extension [J]. Journal of Composite Materials, 1970(4):538-548.

[5] Pagano N J, Pipes R B. The influence of stacking sequence on laminate strength[J]. Journal of Composite Materials, 1971(5):50-57.

[6] van Rijn J C F N. Failure criterion for the skin-stiffener interface in composite aircraft panels[R]. NLR-TP-98264, 1998.

[7] 李家驹,李延红,曾汉民. 论复合材料弯曲实验 [J]. 玻璃钢/复合材料,1996(4):14-18.

[8] van Rijn J C F N, Wiggendaad J F M. A seven-point bending test to determine the strength of the skin-stiffener interface in composite aircraft panels[R]. NLR-TP-2000-044, 2000.

[9] van Rijn J C F N. Design guidelines for the prevention of skin-stiffener debonding in composite aircraft panels[R]. NLR-TP-2000-355, 2000.

[10] Bertolini J, Castanié B, Barrau J J, et al. Multi-level experimental and numerical analysis of composite stiffener debonding. Part 2: Element and panel level [J]. Composite Structures, 2009,90(4):392-403.

[11] Camanho P P, Davila C G, de Moura M F. Numerical simulation of mixed-mode progressive delamination in composite materials[J]. Journal of Composite Materials, 2003, 37(16):1415-1438.