

# 复合材料蜂窝夹芯板挖补修理后的侧压性能

刘 遂<sup>1</sup>, 关志东<sup>1</sup>, 郭 霞<sup>1</sup>, 晏冬秀<sup>2</sup>, 刘卫平<sup>2</sup>, 孔娇月<sup>2</sup>

1. 北京航空航天大学航空科学与工程学院, 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** 对3种方法修理后复合材料蜂窝夹芯板的侧压性能进行实验研究。实验结果表明,不同修理方法均可有效地恢复试件的侧压强度,所有试件的侧压强度恢复率均在完好板强度的79%以上。其中,初始损伤最小的蜂窝夹芯板有最高的强度恢复率,此外非对称的修理设计会导致附加弯矩,从而对结构承载能力造成不利的影晌。在实验基础上建立三维有限元模型对修理后蜂窝夹芯板的侧压性能进行研究,数值模型得到的结构刚度、极限载荷与破坏模式均与实验结果吻合良好,为复合材料蜂窝夹芯板的修理设计提供了可靠的数值模拟方法。

**关键词** 蜂窝夹芯结构;挖补修理;侧压强度;有限元模型

**中图分类号** TB330.1

**文献标志码** A

**doi** 10.3981/j.issn.1000-7857.2013.07.003

## Lateral Compressive Behavior of Scarf Repaired Honeycomb Sandwich Panels

LIU Sui<sup>1</sup>, GUAN Zhidong<sup>1</sup>, GUO Xia<sup>1</sup>, YAN Dongxiu<sup>2</sup>, LIU Weiping<sup>2</sup>, KONG Jiaoyue<sup>2</sup>

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

**Abstract** In this paper, three different repair methods to restore the mechanical performance of composite honeycomb sandwich panels with different initial damages are studied, and an experimental study was conducted to compare the lateral compressive capacities of the repaired specimens. Test results demonstrate that all these repair methods can recover the lateral compressive strength of the specimens effectively, and the strength recovery rates are all above 79% as compared with the intact panel. The panel with the smallest initial damage has the highest strength recovery. Besides, the unsymmetrical repair structures should be handled cautiously to avoid the mechanical performance degradation induced by the additional bending moment. Based on the test results, a finite element model is adopted to investigate the lateral compressive behavior of the repaired specimen. The calculated stiffness, the ultimate load and the failure pattern are in good agreement with the test results. The numerical model provides an efficient repair design method for the composite honeycomb sandwich panels.

**Keywords** honeycomb sandwich structure; scarf repair; edgewise compressive strength; finite element model

### 0 引言

复合材料具有比强度和比刚度高、可设计性强、疲劳性能好、耐腐蚀等优异特性,近年在飞机结构中的用量激增<sup>[1]</sup>。复合材料结构在制造和使用营运过程中不可避免地会出现损伤,因此复合材料结构的修理问题越来越受到人们的重视。飞机实际结构中大量使用蜂窝夹芯结构,因此有必要对蜂窝夹芯结构修理后的力学性能开展研究。

Pipes<sup>[2]</sup>在20世纪80年代对修理后复合材料结构的承载能力进行了实验验证,随后许多学者对修理后复合材料结构开展了大量的试验研究<sup>[3-5]</sup>。针对蜂窝夹芯结构,Avery和Hansen<sup>[6,7]</sup>使用实验及数值模拟等手段对含面板芯子脱胶损伤的夹芯板侧压性能进行了研究;Tomblin<sup>[8,9]</sup>对蜂窝夹芯结构的胶接修理方法、修理效果验证实验及有限元模拟等问题进行了研究,并对蜂窝夹芯结构的损伤容限特性进行了分析,总

收稿日期:2012-12-19;修回日期:2013-01-14

基金项目:中国商飞关键技术攻关项目(SAMC11-JS-07-32)

作者简介:刘遂,博士研究生,研究方向为飞机复合材料结构设计,电子信箱:liusui@ase.buaa.edu.cn;关志东(通信作者),教授,研究方向为飞机复合材料结构设计,电子信箱:zdguan@buaa.edu.cn

给出了一套行之有效的复合材料蜂窝夹芯结构损伤容限设计方法。

本文使用 3 种不同的方法对损伤后蜂窝夹芯板进行修理,考查修理后结构的侧压性能,并比较了不同修理参数对结构侧压性能的影响。在实验基础上基于 ABAQUS 软件平台建立数值模型,对修理后蜂窝夹芯板的侧压强度及破坏过程进行了模拟,计算结果与实验结果吻合良好,为复合材料蜂窝夹芯结构修理方案的制定提供了参考。

## 1 试件

在众多修理方法中,胶接挖补方法因其有强度恢复率高、修理表面光滑等优点<sup>[10]</sup>,被广泛应用到复合材料结构的修理中。本研究使用 3 种不同的挖补修理方法完成对损伤夹芯板的修理,分别是:①单侧蒙皮损伤挖补修理,主要针对蒙皮芯子脱胶或单侧蒙皮损伤的修理,修理方法示意图见图 1(a);②全芯子及单侧蒙皮损伤挖补修理,主要针对凹坑及非穿透性损伤的修理,修理方法示意图见图 1(b);③穿透性损伤挖补修理,主要针对夹芯板出现穿透性损伤的情况,修理方法示意图见图 1(c)。3 种修理方法对应的初始损伤区域直径均为 25mm。参考国外飞机结构维修手册的规定<sup>[11,12]</sup>,本研究所有修理试件的挖补斜度均设定为 1:30。需要更换蜂窝芯子时,选用与原芯子高度一致的材料制作替换芯塞,将替换芯塞的侧面用发泡胶包住后嵌入修理孔中,并保证芯塞安装方向与原结构一致。进行蒙皮修理时,根据蒙皮厚度和挖补

斜度确定打磨区域半径,使用特殊工具将打磨区域内的蒙皮去除。清洁打磨表面后在修理区域铺设一层胶膜,将裁剪好的修理补片逐层铺设到胶膜上,保证修理补片的铺层方向与原蒙皮一致。最后在修理处外铺一层方向为 45°的附加修理层,附加修理层的搭接长度为 12.5mm。

夹芯板修理试件的铺层顺序为 $[45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]/C/[45^{\circ}/0^{\circ}/-45^{\circ}/90^{\circ}]$ ,其中蒙皮面板使用 Cytec 公司的 CYCOM 977-2-35-12KHTS 型预浸料,单层厚度 0.25mm。蜂窝芯子采用 Hexcel 公司的 HRH-10-1/8-3.0 型芯子型材,芯子高度 10mm。发泡胶使用 Cytec 公司的 FM490A 型芯子黏接胶。修理用预浸料与面板材料一致,配套用高温胶膜为 Henkel 公司的 PL7000 型环氧树脂胶膜,固化温度为 177℃(350°F)。

在考查修理后蜂窝夹芯板的侧压性能时,为保证实验顺利进行,使用图 2 中的夹具完成侧压实验。图中夹具边缘处设置的立柱是为了防止夹芯板压缩过程中出现整体失稳导致试件提前破坏。加载设备使用济南试金公司的 WDW-200E 型材料试验机,固定加载速率为 1.0mm/min。

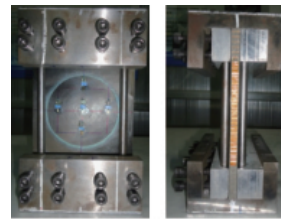


图 2 蜂窝夹芯板侧压实验夹具

Fig. 2 Test fixture for honeycomb panel lateral compression

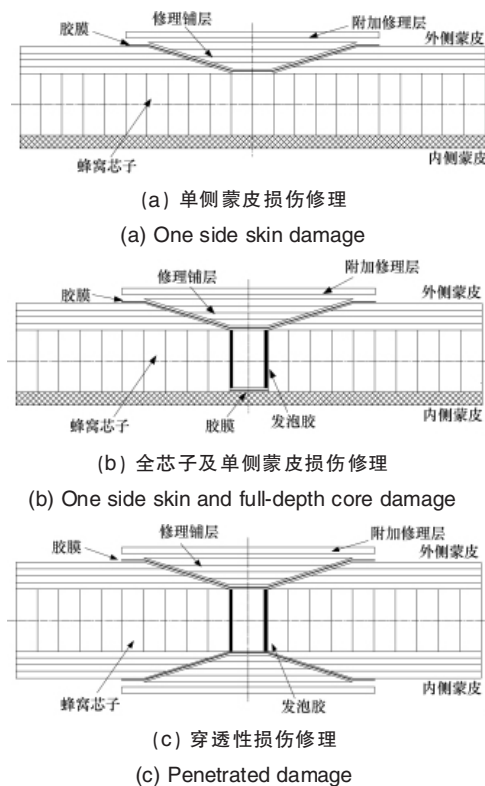


图 1 不同类型的蜂窝夹芯板挖补修理示意图

Fig. 1 Different scarf repair methods for honeycomb panel

## 2 有限元模型

### 2.1 网格划分及材料性能

以挖补修理后的蜂窝夹芯板为研究对象,使用 ABAQUS 软件建立三维有限元模型进行分析。有限元模型的几何尺寸和铺层顺序与本文第 1 节介绍的试件一致,试件中的每个复合材料单层对应布置一层三维实体单元。模型中的复合材料部分使用三维 8 节点六面体单元 C3D8 和三维 6 节点楔形单元 C3D6,其中三维楔形单元专门用来对修理区的斜面尖端进行模拟。使用三维 8 节点胶层单元 COH3D8 对修理试件中的胶膜进行模拟。有限元模型网格如图 3 所示。

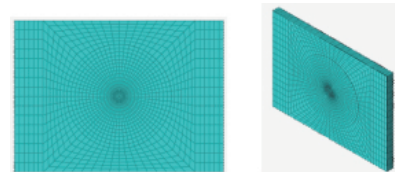


图 3 有限元模型网格图

Fig. 3 Mesh of finite element model

有限元模型中使用的复合材料单层材料性能参数如表 1 所示。

表 1 CYCOM 复合材料单层材料性能参数

Table 1 Properties of CYCOM composite unidirectional tape

$E_{11}/\text{GPa}$	$E_{22}/\text{GPa}$	$E_{33}/\text{GPa}$	$G_{12}/\text{GPa}$	$G_{23}/\text{GPa}$	$G_{13}/\text{GPa}$	$\nu_{12}$	$\nu_{23}$	$\nu_{13}$
137.6	7.9	7.9	4.1	3.8	4.1	0.37	0.30	0.37
$X_T/\text{MPa}$	$X_C/\text{MPa}$	$Y_T/\text{MPa}$	$Y_C/\text{MPa}$	$S_{12}/\text{MPa}$	$S_{23}/\text{MPa}$	$S_{13}/\text{MPa}$	$Z_T/\text{MPa}$	$Z_C/\text{MPa}$
2293	1516	85.9	115	106.3	106.3	106.3	80	150

表 1 中  $E_{ii}(i=1,2,3)$  表示材料  $i$  方向上的弹性模量;  $G_{ij}(i, j=1,2,3)$  表示材料在  $i-j$  面内的剪切模量;  $\nu_{ij}(i, j=1,2,3)$  表示由于沿材料主向  $i$  作用应力  $\sigma_i$ , 而在材料主向  $j$  引起横向变形的泊松比;  $X_T, X_C, Y_T, Y_C, Z_T, Z_C$  分别表示材料在 1, 2, 3 材料主向上的拉伸、压缩强度;  $S_{ij}(i, j=1,2,3)$  表示材料在  $i-j$  面内的剪切强度。

对于 NOMEX 纸蜂窝材料, 认为其仅在 3 个方向上具有承载能力, 即 T 向压缩、LT 面内剪切以及 WT 面内剪切, 如图

4 所示。蜂窝芯子和修理用胶膜的材料性能参数如表 2 所示。

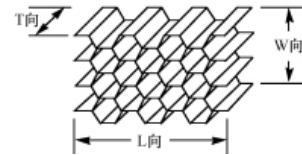


图 4 蜂窝芯子示意图

Fig. 4 Geometry of honeycomb core

表 2 蜂窝芯子和胶膜材料性能参数

Table 2 Properties of honeycomb core and adhesive film

HRH-10-1/8-3-0 蜂窝芯子	$E_{TT}/\text{MPa}$	$G_{LT}/\text{MPa}$	$G_{WT}/\text{MPa}$	$X_{TT}/\text{MPa}$	$S_{LT}/\text{MPa}$	$S_{WT}/\text{MPa}$
	138	41.38	24.14	2.07	1.21	0.69
PL7000 胶膜	$E/\text{GPa}$	$G/\text{GPa}$	$\nu$	$t_n^0=t_s^0=t_t^0/\text{MPa}$	$G_n^c=G_s^c=G_t^c/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	
	1.0	0.385	0.3	35.0	4.5	

表 2 中  $E_{TT}, G_{LT}$  及  $G_{WT}$  分别为蜂窝芯子 3 个材料主向上的模量,  $X_{TT}, S_{LT}$  及  $S_{WT}$  分别为蜂窝芯子 3 个材料主向上的强度;  $E, G$  及  $\nu$  分别为胶膜的弹性模量、剪切模量及泊松比,  $t_i^0 (i=n, s, t)$  分别为胶膜的法向强度及面内两个方向上的剪切强度,  $G_i^c (i=n, s, t)$  分别为胶膜法向及面内两个方向上的断裂能。

2.2 失效准则及损伤演化

对于复合材料单向铺层, 使用三维 Hashin 损伤判据<sup>[13]</sup>。三维 Hashin 准则将复合材料单向带的层内失效区分为纤维失效与基体失效, 并使用单层内应力判断其是否失效。这一准则已经成功应用到复合材料单向带层板的强度预测上。其失效准则如下。

1) 纤维失效:

$$F_{T1}^2 = \begin{cases} \left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 & \sigma_{11} > 0 \\ \left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 = 1 & \sigma_{11} < 0 \end{cases} \quad (1)$$

2) 基体失效:

$$F_{T2}^2 = \begin{cases} \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T}\right)^2 + \frac{(\tau_{23} - \sigma_{22}\sigma_{33})}{(S_{23})^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 & \sigma_{22} + \sigma_{33} > 0 \\ \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C}\right)^2 \left[ \left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1 \right] + \frac{(\sigma_{22} + \sigma_{33})^2}{4(S_{23})^2} + \frac{\tau_{23} - \sigma_{22}\sigma_{33}}{(S_{23})^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 = 1 & \sigma_{22} + \sigma_{33} < 0 \end{cases} \quad (2)$$

3) 分层失效:

$$F_{T3}^2 = \begin{cases} \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 = 1 & \sigma_{33} > 0 \\ \left(\frac{\sigma_{33}}{Z_C}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{13}}{S_{13}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{23}}{S_{23}}\right)^2 = 1 & \sigma_{33} < 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中下标 1, 2, 3 为坐标方向: 1 为纤维方向, 2 为单层内垂直于纤维的方向, 3 为单层的面外法向即层板的厚度方向;  $\sigma_{ii}$  为层内相应方向上的正应力,  $\tau_{ij}$  为相应方向上的剪切应力;  $X, Y, Z$  分别为单层在 1, 2, 3 方向上的强度, 下标 T 为拉伸强度, C 为压缩强度;  $S_{ij}$  为相应面内的剪切强度;  $F_{T1}, F_{T2}, F_{T3}$  分别为失效函数表达式的值, 当该值大于 1 时, 即认为单层在对应方向出现损伤。

对于蜂窝芯子结构, 本研究中使用 Besant 准则<sup>[14]</sup>作为损伤判据。Besant 准则的表达式如下所示:

$$F_{\text{蜂窝芯子}}^2 = \left(\frac{\sigma_{TT}}{X_{TT}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{LT}}{S_{LT}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{WT}}{S_{WT}}\right)^2 \quad (4)$$

式中  $\sigma_{TT}, \tau_{LT}, \tau_{WT}$  分别为蜂窝芯子在 T 方向上的正应力以及 LT, WT 方向上的剪切应力;  $X_{TT}, S_{LT}, S_{WT}$  分别为蜂窝芯子在对方向上的压缩强度及剪切强度。

对于复合材料及蜂窝芯子, 通过编写有限元软件 ABAQUS 用户自定义场变量子程序 USDFLD, 实现材料损伤后的性能退化。当损伤出现后, 对相应的材料性能参数进行折减。对复合材料单向铺层使用式(5)完成材料性能折减, 当损伤在某方向出现时, 按照对应方向的表达式对材料性能进行折减, 如果 2 个方向上均出现损伤, 则需要在 2 个方向上同时进行性能折减。

$$\left\{ \begin{array}{l} 1 \text{ 方向损伤: } E'_{11} = \lambda_{\text{SRC}} E_{11}, G'_{12} = \lambda_{\text{SRC}} G_{12}, G'_{13} = \lambda_{\text{SRC}} G_{13}, \\ \nu'_{12} = \lambda_{\text{SRC}} \nu_{12}, \nu'_{13} = \lambda_{\text{SRC}} \nu_{13} \\ 2 \text{ 方向损伤: } E'_{22} = \lambda_{\text{SRC}} E_{22}, G'_{12} = \lambda_{\text{SRC}} G_{12}, G'_{23} = \lambda_{\text{SRC}} G_{23}, \\ \nu'_{12} = \lambda_{\text{SRC}} \nu_{12}, \nu'_{23} = \lambda_{\text{SRC}} \nu_{23} \\ 3 \text{ 方向损伤: } E'_{33} = \lambda_{\text{SRC}} E_{33}, G'_{13} = \lambda_{\text{SRC}} G_{13}, G'_{23} = \lambda_{\text{SRC}} G_{23}, \\ \nu'_{13} = \lambda_{\text{SRC}} \nu_{13}, \nu'_{23} = \lambda_{\text{SRC}} \nu_{23} \end{array} \right. \quad (5)$$

对蜂窝芯子,使用式(6)完成材料性能折减:

$$E'_{\text{TT}} = \lambda_{\text{SRC}} E_{\text{TT}} \quad G'_{\text{LT}} = \lambda_{\text{SRC}} G_{\text{LT}} \quad G'_{\text{WT}} = \lambda_{\text{SRC}} G_{\text{WT}} \quad (6)$$

式(5)及式(6)中上标“'”为经过折减后的材料性能参数,  $\lambda_{\text{SRC}}$  为折减系数。计算模型中统一选取  $\lambda_{\text{SRC}}=0.01$ 。

有限元模型中使用胶层单元模拟母板与修理补片之间铺设的胶膜。胶层单元基于牵引力-位移关系建立连续损伤机制,其主要作用是连接上下两个界面层。胶层单元中的作用力有3个,即法向正应力  $t_n$  及切向剪应力  $t_s$  和  $t_t$ 。在线弹性-线性软化本构模型中,胶层作用力定义为

$$\begin{pmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} K_{nn} & & \\ & K_{ss} & \\ & & K_{tt} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \varepsilon_n \\ \varepsilon_s \\ \varepsilon_t \end{pmatrix} \quad (7)$$

式中  $K_{ii}(i=n,s,t)$  为胶层模型中3个应力分量对应的刚度系数;  $\varepsilon_i(i=n,s,t)$  为胶层的3个应变,当胶层厚度为  $T_0$  时,  $\varepsilon_n = \delta_n/T_0, \varepsilon_s = \delta_s/T_0, \varepsilon_t = \delta_t/T_0$ ; 其中  $\delta_i(i=n,s,t)$  分别为胶层模型3个方向上的位移。

图5显示了胶层模型损伤后的双线性本构关系。从图中可见,胶层单元使用强度判别式作为分层起始判据,能量释放率判别式作为分层扩展的依据,因此定义胶层强度和胶层韧性这两个参数就可以同时分析胶层中的损伤起始及损伤扩展问题。

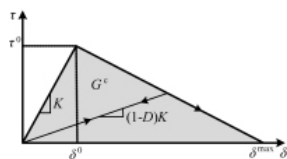


图5 胶层单元双线性本构模型

Fig. 5 Bilinear constitutive model of cohesive element

使用式(8)中的二次应力准则作为胶层初始损伤判据:

$$\left\{ \frac{\langle t_n \rangle}{t_n^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_s}{t_s^0} \right\}^2 + \left\{ \frac{t_t}{t_t^0} \right\}^2 = 1 \quad \langle t_n \rangle = \begin{cases} t_n & t_n > 0 \\ 0 & t_n < 0 \end{cases} \quad (8)$$

式中,  $t_i^0(i=n,s,t)$  为胶层强度参数。使用式(9)中基于能量的Power准则作为胶层损伤扩展判据:

$$\left\{ \frac{G_n}{G_n^c} \right\}^2 + \left\{ \frac{G_s}{G_s^c} \right\}^2 + \left\{ \frac{G_t}{G_t^c} \right\}^2 = 1 \quad (9)$$

式中断裂能  $G_i^c(i=n,s,t)$  为胶层韧性参数。当胶层中出现损伤扩展后,使用式(10)对胶层中各方向上的刚度进行折减:

$$D = \begin{cases} 0 & \delta < \delta^0 \\ \frac{\delta^{\text{max}}(\delta - \delta^0)}{\delta(\delta^{\text{max}} - \delta^0)} & \delta^0 \leq \delta \leq \delta^{\text{max}} \\ 1 & \delta > \delta^{\text{max}} \end{cases} \quad (10)$$

式中  $K_{ii}(i=n,s,t)$  为胶层初始刚度;  $\delta^0, \delta^{\text{max}}$  为胶层位移参数。由图5可知,  $\delta^0$  可以通过胶层强度参数及初始刚度确定,  $\delta^{\text{max}}$  可以通过胶层强度及断裂韧性确定, 当  $\delta = \delta^{\text{max}}$  时, 图中胶层应力-位移曲线所围成的面积即等于胶层断裂能  $G^c$ ,  $D$  为损伤变量, 通过不同的取值实现损伤后胶层性能的折减。

### 3 结果与讨论

修理后蜂窝夹芯板的侧压实验结果如表3所示。表中A、B、C分别为3种不同修理方法得到的试件, 编号“0”为预置损伤但未经修理的夹芯板试件, 编号“1”为修理后的夹芯板试件。由表3结果可见, 与未修理试件相比, 修理后蜂窝夹芯板的侧压强度明显提高, 所有组别修理试件的强度恢复率均在79%以上。从离散系数一栏可知, 各组试件的离散系数均处在正常范围内(<10%), 实验结果具有工程有效性。

表3 修理夹芯板侧压实验结果  
Table 3 Lateral compressive test results of repaired honeycomb specimens

修理方法	试件编号	试件数目	极限载荷/kN	离散系数/%	强度恢复率/%
未修理	Intact	3	87.43	2.95	100.0
单侧蒙皮损伤	A0	3	64.17	6.39	73.4
	A1	6	75.17	4.17	86.0
单侧蒙皮及全部芯子损伤	B0	3	50.67	2.96	58.0
	B1	6	69.86	4.50	79.9
穿透损伤	C0	3	58.18	5.80	66.5
	C1	6	72.63	1.91	83.1

使用有限元模型对本文第1节中的修理试件侧压过程进行模拟, 图6中比较了不同组别试件实验与计算得到的载荷-位移曲线。图6中各组试件实验与计算得到的载荷-位移曲线重合程度良好, 说明计算模型可以对修理试件的侧压刚度进行准确模拟。同时, 不同修理方法得到试件的载荷-位移曲线也基本重合, 说明不同的修理方法并未对蜂窝夹芯板的侧压刚度造成明显影响。

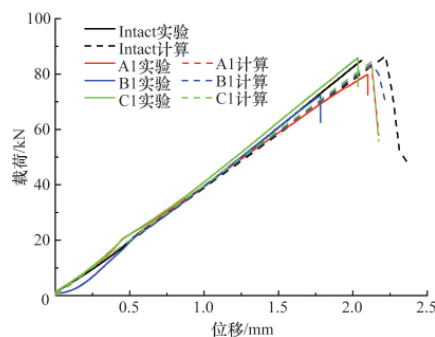


图6 不同组别试件的载荷-位移曲线

Fig. 6 Load-displacement curve of different specimens

图7对实验与计算得到的夹芯板极限载荷进行了对比。由图可见,有限元计算结果与实验结果吻合良好,所有算例与实验间的相对误差均在10%以内,说明使用本文的计算模型可以对修理后蜂窝夹芯板侧压极限载荷进行较为准确的预测。

实验过程中,不同类型蜂窝夹芯板的压缩破坏部位不同。对完好蜂窝夹芯板及损伤后未修理蜂窝夹芯板,最终压缩破坏位置出现在试件中部;对修理后蜂窝夹芯板,由于试件中部的损伤部位已经过补强,因此试件的压缩破坏出现在靠近修理补片边缘的位置。本文中的计算模型可以对修理后蜂窝夹芯板的破坏位置进行较为准确的模拟,如图8所示(图中红色表示单元完全损伤)。综上可知,本文使用的有限元模型可以从刚度、极限载荷及破坏模式等方面对承受侧压载荷的蜂窝夹芯修理板进行有效的模拟,具有较强的工程实用价值。

比较图7中极限载荷可知,不同修理方法得到试件的侧压性能并不相同。实验与计算结果均表明,单侧蒙皮损伤修理的A类试件有最高的侧压极限载荷,原因是该类修理试件的初始损伤较小,因此修理后的强度恢复率较高;对于其他两类修理试件,虽然穿透损伤修理的C类试件初始损伤最严重,但其侧压极限载荷却高于单侧蒙皮及全部芯子损伤的B类修理试件,原因是C类试件修理后仍保持对称的结构特点,而B类试件修理后结构出现严重的非对称性,在加载过程会产生较大的附加弯矩,从而降低结构的承载能力,因此B类试件的承载能力低于对称修理的C类试件。通过以上分析可知,当蜂窝夹芯板仅有单面蒙皮损伤或出现蒙皮芯子脱黏时,可以使用本文图1(a)中的方法对结构进行单面蒙皮挖补修理;当蒙皮和芯子均出现损伤时,在施工通路允许的情况

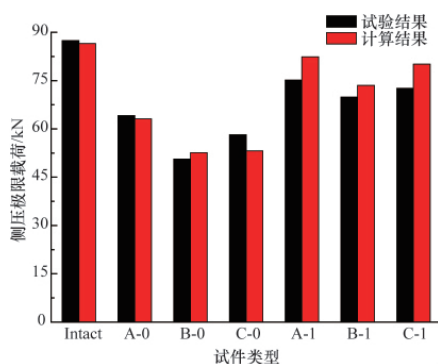


图7 修理试件侧压极限载荷对比

Fig. 7 Ultimate loads of different specimens

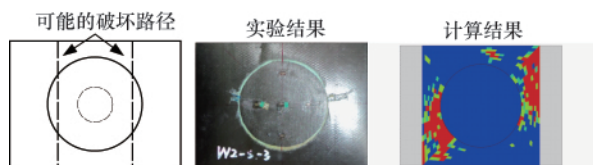


图8 修理后蜂窝夹芯板的破坏位置

Fig. 8 Failure position of repaired honeycomb panel

下,可以考虑使用图1(c)的方法对结构进行双面蒙皮挖补修理,以避免附加弯矩对修理后结构的承载能力造成不利影响。

#### 4 结论

(1) 实验结果表明,文中列举的3种修理方法均可以有效地恢复损伤后蜂窝夹芯板的侧压性能,侧压强度恢复率均在完好板的79%以上。

(2) 不同修理方法会影响夹芯板的承载能力,因此修理设计时要根据结构的实际损伤情况选择修理方法,并且要尽可能地选择对称的修理方案,以避免附加弯矩对结构承载能力造成的不利影响。

(3) 本文提出的有限元模型能够准确预测承受侧压载荷的蜂窝夹芯修理板的刚度、极限载荷及破坏模式,为蜂窝夹芯板的修理设计提供了可靠的数值方法。

#### 参考文献 (References)

- [1] 杜善义, 关志东. 我国大型客机先进复合材料应对策略思考[J]. 复合材料学报, 2008, 25(1): 1-10.  
Du Shanyi, Guan Zhidong. Acta Materiae Compositae Sinica, 2008, 25(1): 1-10.
- [2] Pipes R B, Adkins D W, Deaton J. Strength and repair of bonded scarf joints for repair of composite materials[R]. Washington DC: NASA, 1982.
- [3] Jones J S, Graves S R. Repair techniques for Celion-LARC-160 Graphite-Polyimide composite structures[R]. Washington: NASA, 1984.
- [4] Kumar S B, Sridhar I, Sivashanker S I, et al. Tensile failure of adhesively bonded CFRP composites scarf joints[J]. Materials Science and Engineering B, 2006, 132: 113-120.
- [5] Kumar S B, Sivashanker S I, Osiyemi S O, et al. Failure of aerospace composite scarf-joints subjected to uniaxial compression [J]. Materials Science and Engineering A, 2005, 412: 117-122.
- [6] Avery J L, Sankar B V. Compressive failure of sandwich beams with debonded face-sheets[J]. Journal of Composite Materials, 2000, 34 (14): 1176-1199.
- [7] Hansen I. Compression behavior of FRP sandwich specimen with interface debonded[J]. Journal of Composite Materials, 1998, 32(4): 335-360.
- [8] Tomblin J S, Salah L, Welch J M, et al. Bonded repair of aircraft composite sandwich structures, DOT/FAA/AR-03/74 [R]. US Department of Transportation Federal Aviation Administration, 2004.
- [9] Tomblin J S, Lacy T, Smith B, et al. Review of damage tolerance for composite sandwich airframe structures, DOT/FAA/AR-99/49 [R]. US Department of Transportation Federal Aviation Administration, 1999.
- [10] Armstrong K B, Bevan L G, Cole II W F. Care and repair of advanced composites [M]. 2nd ed. Warrendale, PA : SAE International, 2005: 263-265.
- [11] The Boeing Co. Boeing 737-800 structural repair manual[R]. Chicago, IL: The Boeing Co, 2003.
- [12] Airbus Co. Airbus A320 structural repair manual[R]. Toulouse, Midi Pyrenees: Airbus Co, 2007.
- [13] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites[J]. Journal of Applied Mechanics, 1980, 47(2): 329-334.
- [14] Besant T, Davies G A O, Hitchings D. Finite element modeling of low velocity impact of composite sandwich panels[J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2001, 32(9): 1189-1196.

(责任编辑 齐志红)