

文章编号: 1674-8190(2023)05-120-08

# 铝蜂窝夹层结构穿孔损伤复合材料修理技术研究

季国梁, 薛晓, 刘文浩

(国营芜湖机械厂技术中心, 芜湖 241000)

**摘要:** 铝蜂窝夹层结构穿孔损伤的高效、低成本修理对保障航空装备的完好性具有重要意义。针对铝蜂窝夹层结构穿孔损伤金属面板提出复合材料碳纤维湿补片胶接修理工艺, 结合飞机典型铝蜂窝夹层结构形式制备完好和穿孔损伤试样, 对穿孔损伤试样开展复合材料胶接修理, 建立铝蜂窝夹层结构复合材料挖补胶接修理后四点弯强度分析有限元仿真分析模型, 并通过仿真计算分析穿孔损伤大小对铝蜂窝夹层结构四点弯强度的影响规律及修复后强度恢复情况。结果表明: 复合材料挖补胶接修理可有效恢复穿透损伤铝蜂窝夹层结构的弯曲强度; 有限元仿真计算结果与试验结果基本一致, 仿真模型能够较为准确地计算各类试样的极限载荷及失效模式; 当损伤范围 $\leq \varphi 30$  mm(径宽比小于 40%)时, 复合材料胶接修理工艺可应用于飞机铝蜂窝夹层结构损伤修理中。

**关键词:** 铝蜂窝; 损伤修理; 复合材料; 强度; 有限元仿真

中图分类号: V267

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.05.15

## Research on composite material repair technology for perforated damage of aluminum honeycomb sandwich structure

Ji Guoliang, Xue Xiao, Liu Wenhao

(Technology Center, State-owned Wuhu Machinery Factory, Wuhu 241000, China)

**Abstract:** The high efficiency and low cost repair of perforation damage of aluminum honeycomb sandwich structure is of great significance to ensure the integrity of aviation equipment. A composite carbon fiber wet patch bonding repair process is proposed for metal panels with perforated damage in aluminum honeycomb sandwich structures. Combined with typical aluminum honeycomb sandwich structures in aircraft, intact and perforated damage samples are prepared, and composite bonding repair is carried out on perforated damage samples. A finite element simulation analysis model for four point bending strength analysis of aluminum honeycomb sandwich structure after patching and bonding repair is established, and the influence of perforation damage size on the four point bending strength of aluminum honeycomb sandwich structure and the strength recovery after repair are analyzed through simulation calculation. The results show that the bending strength of aluminum honeycomb sandwich structure can be effectively restored by using composite materials bonding method. The results of finite element simulation are in good agreement with the experimental results. The simulation model can accurately calculate the ultimate load and failure mode of all kinds of samples. The simulation results show that when the damage range is  $\leq \varphi 30$  mm (diameter to width ratio is less than 40%), the adhesive repair technology of composite materials can be applied to the damage repair of aluminum honeycomb sandwich structures of aircraft.

**Key words:** aluminum honeycomb; damage repair; composite material; strength; finite element simulation

收稿日期: 2023-05-23; 修回日期: 2023-07-22

通信作者: 季国梁, jgljch@126.com

引用格式: 季国梁, 薛晓, 刘文浩. 铝蜂窝夹层结构穿孔损伤复合材料修理技术研究[J]. 航空工程进展, 2023, 14(5): 120-127.

Ji Guoliang, Xue Xiao, Liu Wenhao. Research on composite material repair technology for perforated damage of aluminum honeycomb sandwich structure[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(5): 120-127. (in Chinese)

## 0 引言

铝蜂窝夹层结构密度小、强度和刚度高,隔音、隔热、减振性能优异,在航空航天、轨道交通、建筑建材等工程技术领域具有广泛的应用<sup>[1-2]</sup>,目前飞机尾翼、轮舱、整流罩等结构多为铝蜂窝夹层结构。铝蜂窝夹层结构通过结构胶膜在铝蜂窝芯两侧胶粘金属面板或复合材料面板成型加工而成,蒙皮面板较薄,面板与芯子之间存在胶接界面,在制造与使用过程中因撞击、战伤、性能退化等原因不可避免地会出现板芯脱粘、穿透破坏等损伤,导致飞机零部件使用周期缩短甚至报废,因此,需对铝蜂窝夹层结构进行高效、低成本修理<sup>[3-4]</sup>。目前,国内外对蜂窝夹层结构损伤的修理研究主要集中于复合材料面板类夹层结构,且主要研究原材料体系对夹层结构损伤修理的工艺方法和修理后强度恢复情况<sup>[5-12]</sup>,而未对“铝合金面板—铝蜂窝”材料体系的夹层结构损伤开展复合材料胶接修理技术研究。复合材料胶接修理金属结构具有增重小、不需对原结构开孔、不新增应力集中源等优势<sup>[13]</sup>,逐渐在飞机大修和外场抢修中广泛使用。

本文针对铝蜂窝夹层结构穿孔损伤金属面板提出复合材料碳纤维湿补片胶接修理工艺,设计制备铝蜂窝夹层结构完好和穿孔损伤试样,对完好、穿孔损伤及复合材料挖补胶接修理后的试样进行四点弯破坏试验和有限元仿真分析,研究穿孔损伤大小对铝蜂窝夹层结构四点弯强度的影响规律及修复后强度的恢复情况。

## 1 数值方法

### 1.1 芯层均质化

目前的仿真分析工程软件如 ABAQUS、Nas-tran 等都没有蜂窝结构单元,因此在对包含蜂窝夹层板的复杂结构进行数值分析时只能采用三维实体模型或等效板模型。其中,三维实体模型计算精度较高,但是计算量巨大,难以实现;等效板模型计算量小,应用更为广泛<sup>[14-16]</sup>。假定芯层能够抵抗横向剪切变形并具有一定的面内刚度,上、下面板服从 Kirchhoff 假设,忽略其抵抗横向剪应力的能力,L. J. Gibson 等<sup>[17]</sup>将芯层简化为一等厚均质的各向异性层。蜂窝胞元的结构示意图如图 1

所示。

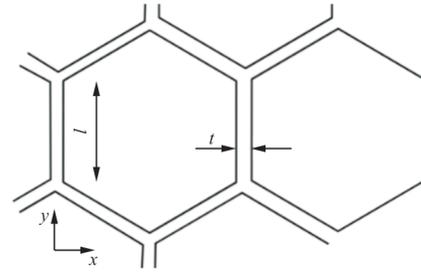


图1 蜂窝胞元示意图

Fig. 1 Schematic diagram of a honeycomb cell

对于正六边形蜂窝胞元,在胞壁厚度一致的情况下,经推导可得均质化后芯层的材料参数:

$$E_x = E_y = \frac{4}{\sqrt{3}} \left( \frac{t}{l} \right)^3 E \quad (1)$$

$$E_z = \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E \quad (2)$$

$$G_{xy} = \frac{\sqrt{3} \gamma}{2} \left( \frac{t}{l} \right)^3 E \quad (3)$$

$$G_{xz} = \frac{\sqrt{3} \gamma t}{3} G \quad (4)$$

$$G_{yz} = \frac{\sqrt{3} \gamma t}{2} G \quad (5)$$

$$\nu_{xy} = \frac{E_x}{E_y} \nu \quad (6)$$

$$\nu_{xz} = \nu_{yz} = \frac{E_x}{E_z} \nu \quad (7)$$

式中: $E$ 、 $G$ 为夹芯材料的弹性模量和剪切模量; $t$ 、 $l$ 为蜂窝胞元的壁厚和边长; $\gamma$ 为修正系数,取决于加工工艺,理论值取1。

根据上述等效理论,将本文所用“铝蜂窝芯材-68-3-0.05(LF2Y)-HB5443”原材料的弹性模量  $E=70$  GPa,剪切模量  $G=26$  GPa,壁厚  $t=0.05$  mm,边长  $l=3$  mm 带入式(1)~式(7),计算得到铝蜂窝芯材均质化后的等效力学参数,如表1所示。

表1 铝蜂窝芯等效力学参数  
Table 1 Equivalent mechanical parameters of aluminum honeycomb core

参数	数值	参数	数值
$E_x$ /MPa	0.748	$G_{xz}$ /MPa	125.1
$E_y$ /MPa	0.748	$G_{yz}$ /MPa	187.6
$E_z$ /MPa	1350	$\nu_{xy}$	0.3
$G_{xy}$ /MPa	0.140	$\nu_{xz}=\nu_{yz}$	0.00017

## 1.2 补片粘接胶层损伤

复合材料修补片与铝蜂窝面板通过胶黏剂粘接,本文引入黏性接触<sup>[18]</sup>对其粘接面进行损伤仿真。黏性接触采用内聚力单元双线性本构模型,如图2所示, $\sigma_c$ 为材料的强度极限。当内聚力单元的相对位移 $\delta = \delta_0$ 时,表示黏性接触开始发生失效;当 $\delta \geq \delta_{\max}$ 时,表示黏性接触已完全失效;当 $\delta_0 \leq \delta < \delta_{\max}$ 时,表示胶层脱粘开始扩展。双线性本构模型中折线与坐标轴之间围成的面积为内聚力单元完全破坏的应变能释放率,内聚力单元极限强度对应的相对位移计算表达式为

$$\begin{cases} \delta_n^0 = \frac{N}{K_{nn}} \\ \delta_s^0 = \frac{S}{K_{ss}} \\ \delta_t^0 = \frac{T}{K_{tt}} \end{cases} \quad (8)$$

式中: $N$ 为内聚力单元法向强度; $S$ 和 $T$ 为内聚力单元剪切强度。

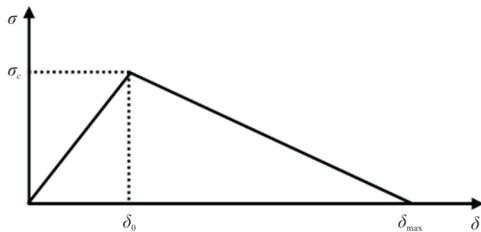


图2 黏性接触的双线性本构模型曲线

Fig.2 Bilinear constitutive model curve of viscous contact

黏性接触的失效主要包括损伤起始和扩展两个阶段,损伤起始判据采用平方应力准则<sup>[19-20]</sup>,当对应的界面应力和临界界面强度比的平方等于1时,表明损伤起始。采用考虑不同裂纹模式应变能释放率的B-K准则判定损伤的扩展,式(9)和式(11)分别给出了平方应力准则和B-K准则的表达式。

平方应力准则:

$$\left(\frac{\sigma_n}{\sigma_n^0}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{\sigma_s^0}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_t}{\sigma_t^0}\right)^2 = 1 \quad (9)$$

式中: $\sigma_n^0$ 、 $\sigma_s^0$ 、 $\sigma_t^0$ 为黏性接触三个方向上的临界界面强度。

$\sigma_n$ 的表达式为

$$\sigma_n = \begin{cases} \sigma_n & (\sigma_n > 0) \\ 0 & (\sigma_n \leq 0) \end{cases} \quad (10)$$

B-K准则:

$$G_n^c + (G_s^c - G_n^c) \left(\frac{G_{\text{shear}}}{G_T}\right)^\eta = G^c \quad (11)$$

式中: $G_T$ 为总能量释放率; $G^c$ 为复合断裂韧度; $G_i^c$ 为界面层产生I型、II型和III型裂纹时的临界能量释放率; $\eta$ 为材料常数; $G_{\text{shear}} = G_s + G_T$ ,  $G_T = G_n + G_{\text{shear}}$ 。

修补试样使用的胶黏剂J-116环氧树脂胶膜的黏性接触仿真分析材料参数如表2所示。

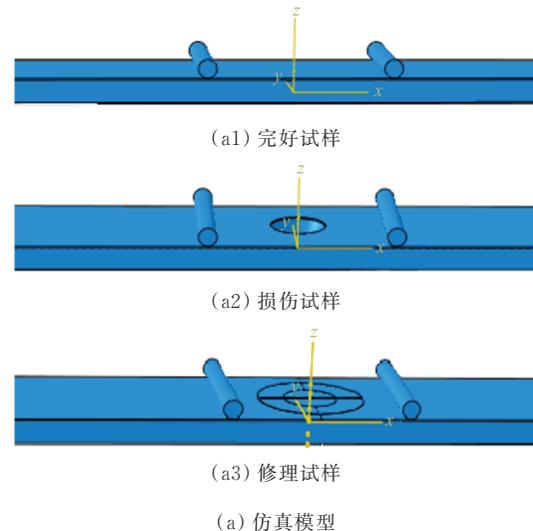
表2 J-116环氧树脂胶膜材料参数<sup>[5]</sup>

Table 2 Mechanical properties of J-116 adhesive<sup>[5]</sup>

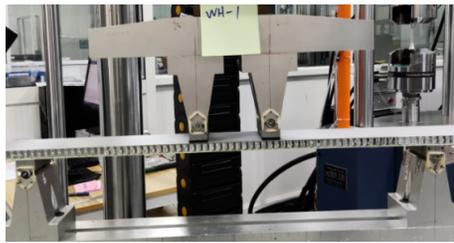
参数	数值
胶膜I向刚度 $K_m/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-3})$	10 000
胶膜II向刚度 $K_s/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-3})$	3 759
胶膜III向刚度 $K_t/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-3})$	3 759
胶膜I向损伤起始应力 $t_n/\text{MPa}$	61
胶膜II向损伤起始应力 $t_s/\text{MPa}$	68
胶膜III向损伤起始应力 $t_t/\text{MPa}$	68
胶膜I向断裂能量释放率 $G_n/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	0.744
胶膜II向断裂能量释放率 $G_s/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	3.816
胶膜III向断裂能量释放率 $G_t/(\text{N}\cdot\text{mm}^{-1})$	3.816

## 1.3 四点弯有限元模型

采用芯层均质化理论对铝蜂窝芯材进行正交各向异性简化,忽略修补芯与基体芯面接触和线接触的差异,面板与简化后的芯材采用C3D8R六面体单元,修补片采用SC8R连续壳单元,面板与等效后的均质化蜂窝之间采用Tie约束,修补芯与修补片与基体之间采用黏性接触模拟胶粘。在ABAQUS中建立完好、损伤、修理试样分析模型如图3(a)所示,试验照片如图3(b)所示。



(a) 仿真模型



(b) 试验

图 3 铝蜂窝夹层结构四点弯仿真模型与试验  
Fig. 3 Four-point bending simulation model and test of aluminum honeycomb sandwich structure

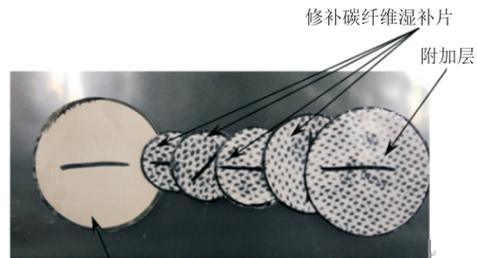


(b) 蜂窝修补

## 2 算例与分析

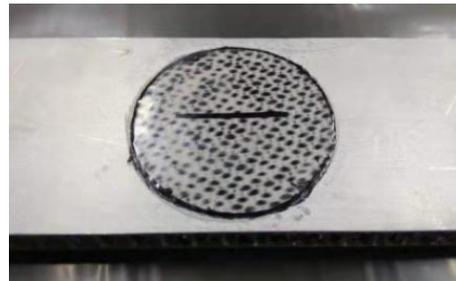
### 2.1 铝蜂窝夹层结构穿孔损伤复合材料修理

铝蜂窝夹层结构试样尺寸为  $800\text{ mm} \times 75\text{ mm} \times 13.6\text{ mm}$ , 其中铝蜂窝高度为  $12\text{ mm}$ , 铝合金蒙皮厚  $0.8\text{ mm}$ , 试样几何中心预制  $\phi 30\text{ mm}$  的穿孔型损伤。穿孔损伤复合材料胶接修理主要工序为: ①蒙皮倒角, 沿蒙皮损伤孔洞外缘外扩  $10\text{ mm}$  进行倒角, 即倒角圆范围为  $\phi 50\text{ mm}$ , 用  $80$  目砂纸对倒角后的铝合金待粘接面进行打磨处理并清洁; ②蜂窝填补, 在新的修补蜂窝侧面裹敷一层 SY-P9 发泡胶, 将裹敷发泡胶的修补蜂窝填入夹层件损伤孔洞区域; ③发泡胶固化, 对修理区域封装真空袋(真空度  $\leq -70\text{ kPa}$ ), 采用热补仪控温电热毯方式对修理区按发泡胶固化工艺加热固化; ④面板修补湿补片制作及铺贴, 依据修理区域大小, 制作 CF3031 碳纤维织物湿补片, 并进行铺贴修补; ⑤修理湿补片固化, 对修理区域封装真空袋(真空度  $\leq -80\text{ kPa}$ ), 采用热补仪控温电热毯对修理区按胶黏剂固化工艺加热固化。主要修理过程如图 4 所示。



防腐蚀玻璃纤维隔离层

(c) 碳纤维湿补片制作

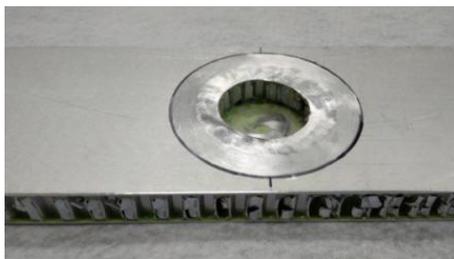


(d) 面板补片铺贴

图 4 铝蜂窝夹层结构穿孔损伤修补工序  
Fig. 4 Repair process of perforation damage of aluminum honeycomb sandwich structure

### 2.2 铝蜂窝夹层结构的强度试验与仿真结果

对修理前后的铝蜂窝夹层结构开展四点弯破坏试验和仿真分析, 试验和仿真载荷一位移曲线如图 5 所示, 极限载荷值如表 3 所示, 试样四点弯破坏模式如图 6 所示, 可以看出: 在弯曲破坏发生后, 试样立即失去承载能力, 试验载荷很快降低, 这是因为复合材料补片刚性大, 几乎无塑性阶段, 复合材料补片脱粘后, 结构迅速失去承载能力。仿真分析模型四点弯塑性损伤分布区如图 7 所示。



(a) 蒙皮倒角



修补试样碳纤维补片与夹层结构铝合金面板受拉面和受压面的胶接层在四点弯加载过程中的损伤扩展过程如图 8~图 9 所示,当加载位移  $S=16.75\text{ mm}$  时,试样产生明显弯曲变形,由于碳纤维补片相对试样铝合金面板较为“刚硬”,弹性及塑性变形远小于铝合金面板,受拉面修补片整体承受垂直于粘接面的剥离作用,受压面修补片因挤压同样承受垂直于粘接面的剥离作用,且该剥离力从试样中心到沿试样长度方向向两端逐渐增大,胶接面在沿长度方向两端出现初始损伤,随着加载继续增大,胶接面损伤面积逐渐增大,直至大面积失效,补片剥落,铝合金面板及蜂窝迅速发生塑性损伤,试样失去承载能力。

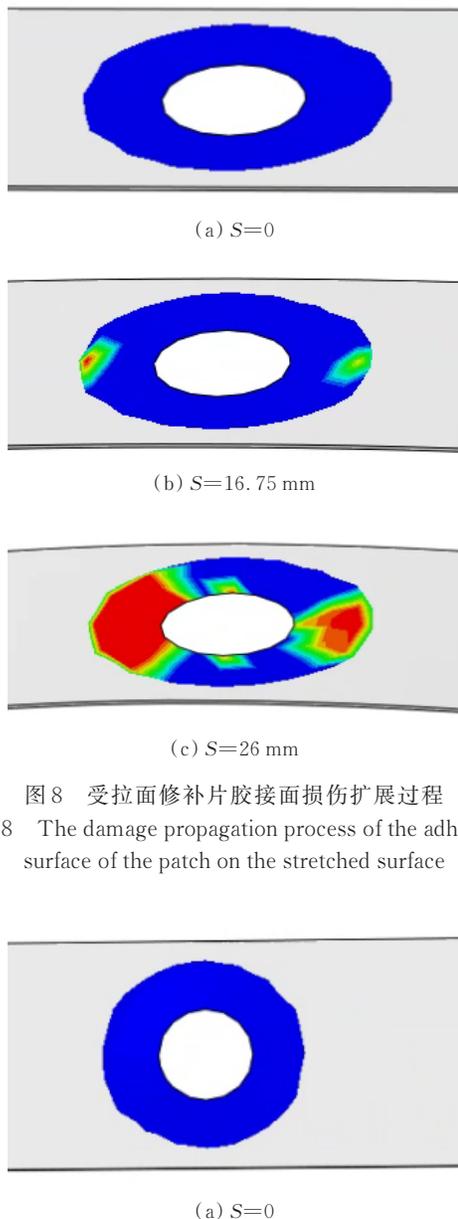


图 8 受拉面修补片胶接面损伤扩展过程  
Fig. 8 The damage propagation process of the adhesive surface of the patch on the stretched surface

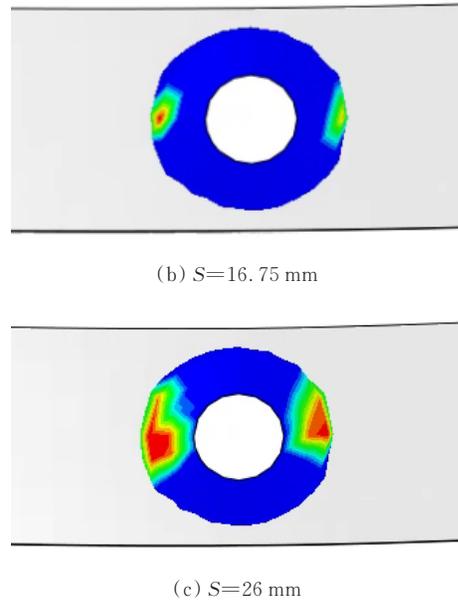


图 9 受压面修补片胶接面损伤扩展过程  
Fig. 9 The damage propagation process of the adhesive surface of the patch on the compressed surface

### 2.3 穿孔损伤范围对试样承载能力的影响规律

当飞机铝蜂窝夹层结构损伤较小时,在损伤容限内,可允许对损伤进行临时处理或不处理。但允许损伤的临界范围需要通过大量的金字塔式试验验证,蜂窝夹层结构、复合材料结构制造工艺复杂,成本高,往往难以实现。有限元仿真分析技术则提供了一种快速经济的辅助计算手段。以本文使用的金属蜂窝夹层试样为例,对含  $\varphi 10\text{ mm}$ 、 $\varphi 20\text{ mm}$  穿孔损伤的试样进行四点弯仿真分析,其载荷—位移曲线如图 10 所示,极限载荷值及下降情况如表 4 所示。

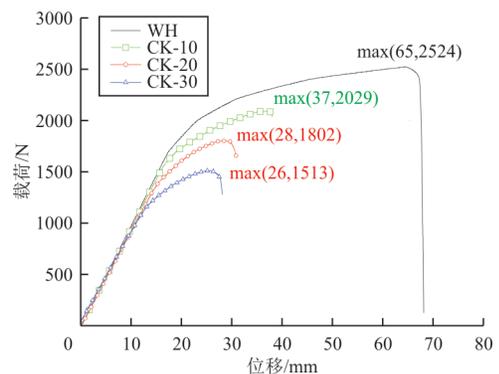


图 10 不同穿孔损伤范围试样四点弯载荷—位移曲线  
Fig. 10 Four-point bending load-displacement curves of specimens with different perforation damage ranges

表 4 不同穿孔损伤范围试样四点弯极限载荷值  
Table 4 The ultimate load value of four-point bending of specimens with different perforation damage ranges

损伤范围/mm	径宽比	极限载荷/N	剩余强度/%
0	0	2 524	100
$\phi 10$	0.13	2 093	82.9
$\phi 20$	0.27	1 802	71.4
$\phi 30$	0.40	1 513	59.9

注:径宽比指损伤直径/试样宽度,反映损伤范围占比情况。

在工程应用中,当损伤结构承载强度大于原结构承载能力的 80% 时,一般进行临时简单处理或允许损伤存在。从图 10 和表 4 可以看出:该铝蜂窝夹层结构损伤范围  $\leq \phi 10$  mm (径宽比小于 13%) 时,其四点弯强度大于原结构的 80%,在短期使用中可允许损伤存在或进行简单的填胶处理等,当损伤范围  $\leq \phi 30$  mm (径宽比小于 40%) 时,本文提出的复合材料挖补胶接修理工艺可恢复损伤结构承载强度至完好件的 80% 以上,可应用于飞机铝蜂窝夹层结构损伤修理中,但采用复合材料补片修理后的金属结构刚度一般强于原结构,且塑性性能降低,导致出现原结构刚度设计发生变化,影响传力路线等问题,标准化的大规模应用还需要深入研究。

### 3 结 论

1) 通过蜂窝芯材均质化理论,将蜂窝芯材等效为三维各向异性的实体模型,并用黏性接触模拟补片与基体粘接界面,建立了铝蜂窝夹层结构完好件、损伤件、修理件的有限元仿真分析模型,模型计算结果与试验结果基本一致,极限载荷计算最大误差为 5.3%,表明仿真模型能够较为准确地计算各类试样的极限载荷及失效模式。

2) 设计并制作了铝蜂窝夹层结构完好件和含  $\phi 30$  mm 的损伤试样,对损伤试样进行了复合材料挖补胶接修理。四点弯试验结果显示,损伤试样强度降低至完好试样的 60%,修理后试样强度恢复至完好试样的 82.2%,表明铝蜂窝夹层结构穿孔损伤复合材料挖补胶接修理工艺可有效恢复损伤试样的强度。

3) 通过仿真计算,该型铝蜂窝夹层结构损伤范围  $\leq \phi 10$  mm (径宽比小于 13%) 时,其四点弯强度大于原结构的 80%,在短期使用中可允许损伤

存在或进行简单处理等;当损伤范围  $\leq \phi 30$  mm (径宽比小于 40%) 时,本文提出的复合材料挖补胶接修理工艺可恢复损伤结构承载强度至完好件的 80% 以上,可应用于铝蜂窝夹层结构损伤修理中。

### 参 考 文 献

- [1] 李召富, 马龙, 王万静, 等. 一种铝蜂窝夹层结构仿真方法研究[J]. 现代商贸工业, 2018(7): 186-187.  
LI Zhaofu, MA Long, WANG Wanqing, et al. Research on simulation method of aluminum honeycomb sandwich structure[J]. Modern Business Trade Industry, 2018(7): 186-187. (in Chinese)
- [2] 马铭泽, 姚卫星, 陈炎. 蜂窝夹芯板疲劳研究进展[J]. 航空工程进展, 2019, 10(2): 154-162.  
MA Mingze, YAO Weixing, CHEN Yan. Research progress in fatigue of honeycomb sandwich panels[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(2): 154-162. (in Chinese)
- [3] 陈绍杰. 复合材料结构修理指南[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.  
CHEN Shaojie. Composite structure repair guide[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [4] 季国梁, 李益文, 宣善勇, 等. 功能复合材料夹层结构板一芯缺陷修理工艺研究[J]. 化工新型材料, 2021, 49(12): 227-231.  
JI Guoliang, LI Yiwen, XUAN Shanyong, et al. Study on repair technology of skin-core flaw in functional composite sandwich structure[J]. New Chemical Materials, 2021, 49(12): 227-231. (in Chinese)
- [5] 周银华, 赵美英, 王瑜, 等. 含穿透损伤复合材料蜂窝夹芯修补结构强度分析[J]. 西北工业大学学报, 2021, 29(4): 536-541.  
ZHOU Yinhu, ZHAO Meiyong, WANG Yu, et al. Structural strength analysis of composite honeycomb sandwich with penetration damage[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2021, 29(4): 536-541. (in Chinese)
- [6] 汪海, 陈秀华, 郭杏林, 等. 复合材料蜂窝夹芯结构修理后强度研究[J]. 航空学报, 2001, 22(3): 270-273.  
WANG Hai, CHEN Xiuhua, GUO Xinglin, et al. Strength investigation of composite honeycomb structures after repair[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2001, 22(3): 270-273. (in Chinese)
- [7] LIU S, GUAN Z, GUO X, et al. Edgewise compressive performance of repaired composite sandwich panels—experiment and finite element analysis[J]. Journal of Reinforced Plastics & Composites, 2013, 32(18): 1331-1347.
- [8] SIDDIQ BIN RAHMAN M A A, LAI W L, SAEEDIPOUR H, et al. Cost-effective and efficient resin-injection device for repairing damaged composites [J]. Reinforced Plastics, 2019, 63(3): 156-160.

- [9] THUNGA M, LARSON K, LIO W, et al. Low viscosity cyan ate ester resin for the injection repair of hole-edge delaminations in bismaleimide/carbon fiber composites [J]. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2013, 52(9): 31-37.
- [10] GHAZALI E, DANO M L, GAKWAYA A, et al. Experimental and numerical studies of stepped-scarf circular repairs in composite sandwich panels [J]. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2018(4): 41-49.
- [11] ARIKAN V, KARAKUZU R, ALPYILDIZ T. Improvement of load carrying capacity of sandwich composites by different patch repair types [J]. Polymer Testing, 2018, 72(11): 257-262.
- [12] BALCI O, COBAN O, BORA M O, et al. Experimental investigation of single and repeated impacts for repaired honeycomb sandwich structures [J]. Materials Science and Engineering: A, 2017, 682(13): 23-30.
- [13] 宣善勇. 复合材料修理飞机金属结构技术的应用进展 [J]. 化工新型材料, 2020, 48(11): 227-229.  
XUAN Shanyong. Process on boned repair of aircraft metallic structure applied by composite [J]. New Chemical Materials, 2020, 48(11): 227-229. (in Chinese)
- [14] 刘健. 航天器蜂窝结构的微振动特性研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2015.  
LIU Jian. Study on microvibration characteristics of spacecraft honeycomb structure [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2015. (in Chinese)
- [15] 康洪军, 江兰馨, 王明猛. 蜂窝胞壁厚度与边长对等效模型计算精度的影响 [J]. 机械制造与自动化, 2020, 49(6): 61-65.  
KANG Hongjun, JIANG Lanxin, WANG Mingmeng. Influence of cell wall thickness and side length on calculation of honeycomb equivalent model [J]. Machine Building & Automation, 2020, 49(6): 61-65. (in Chinese)
- [16] 刘健, 周春燕. 长厚比对正六边形铝蜂窝夹层板等效板模型动力学计算精度的影响 [J]. 复合材料学报, 2016, 33(8): 1838-1847.  
LIU Jian, ZHOU Chunyan. Influence of length-thickness ratio on dynamics calculation accuracy of equivalent plate model of hexagonal aluminum honey comb sandwich plate [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2016, 33(8): 1838-1847. (in Chinese)
- [17] GIBSON L J, ASHBY M F. 多孔固体结构与性能 [M]. 刘培生, 译. 北京: 清华大学出版社, 2003: 81-151.  
GIBSON L J, ASHBY M F. Structure and properties of porous solids [M]. Translated by LIU Peisheng. Beijing: Tsinghua University Press, 2003: 81-151. (in Chinese)
- [18] 王硕, 吴富强. 基于CDM的复合材料缺口强度三维数值仿真模型 [J]. 航空工程进展, 2018, 9(3): 348-355.  
WANG Qi, WU Fuqiang. Three-dimensional numerical model for the notched strength of composite laminates based on CDM [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2018, 9(3): 348-355. (in Chinese)
- [19] 罗书舟, 陈超, 伍乾坤, 等. 复合材料单搭接胶接头低速冲击数值模拟 [J]. 振动与冲击, 2019, 38(1): 142-148.  
LUO Shuzhou, CHEN Chao, WU Qiankun, et al. Numerical simulation for low velocity impact performances of composite laminates single-lap adhesively bonded joints [J]. Journal of Vibration and Shock, 2019, 38(1): 142-148. (in Chinese)
- [20] 张嘉睿, 吴富强, 姚卫星. 复合材料冲击损伤数值仿真模型评估 [J]. 航空工程进展, 2019, 10(6): 767-779.  
ZHANG Jiarui, WU Fuqiang, YAO Weixing. Assessment of numerical simulation models for impact damage of composite materials [J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(6): 767-779. (in Chinese)

#### 作者简介:

季国梁(1990—),男,硕士,工程师。主要研究方向:飞机结构用复合材料制造与修理技术,功能复合材料修理技术。

薛晓(1994—),女,硕士,助理工程师。主要研究方向:结构与复合材料力学与仿真技术。

刘文浩(1993—),男,硕士,助理工程师。主要研究方向:飞机结构与复合材料修理工艺。

(编辑:马文静)