

玻璃纤维蜂窝斜接挖补结构拉伸性能研究



王芳丽^{1,2}, 谢浩², 朱强³, 杨乐⁴, 童明波²

1. 金陵科技学院, 江苏 南京 211169

2. 南京航空航天大学, 江苏 南京 210016

3. 中国特种飞行器研究所, 湖北 荆门 448000

4. 航空工业金城南京机电液压工程研究中心, 江苏 南京 211106

摘要: 蜂窝夹芯结构在现代航空航天领域的应用越来越广泛, 面对其在制造和飞机服役过程中会产生各类损伤的问题, 亟须采取合理的修理技术进行修复并对修理后结构的承载能力进行评估。本文首先采用自主设计的拉伸夹具, 对玻璃纤维蜂窝结构挖补修理后承载能力进行了试验研究, 结果表明, 其挖补修理后结构的强度恢复率可达 100%, 验证了挖补修理技术应用于复合材料结构的有效性; 随后建立了玻璃纤维蜂窝夹芯结构拉伸载荷下的渐进损伤分析模型, 仿真结果与试验结果高度一致, 从而验证了有限元模型和针对编织复合材料编写的 VUMAT 子程序的准确性。

关键词: 玻璃纤维; 蜂窝夹芯结构; 挖补修理; 拉伸试验; 强度恢复率

中图分类号: V299

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2025.05.007

近年来, 由于复合材料蜂窝夹芯结构具有比刚度大、比强度高、优越性能, 因而越来越多地受到飞机制造公司的青睐, 在飞机的机身、机翼、整流罩等构件上均已采用这种结构^[1]。但是在其制造、运输、装配等过程中容易受到损伤, 如较薄的面板会出现划伤、凹坑, 蜂窝塌陷及板芯脱胶等, 需要及时对损伤部位进行修理, 以确保飞行器的可靠性和安全性^[2-3]。

目前复合材料受损结构常用的修理方法分为胶接连接修理和机械式连接修理。胶接修理方法主要分为贴补和挖补两种形式, 胶接修理是利用黏合剂将待修理件与补片连接在一起, 从而恢复受损复合材料结构承载能力的修补方法。与机械修理相比, 胶接修补后的复合材料结构中的应力分布较为均匀, 应力集中现象会比机械连接修理好很多, 该方法还具有恢复强度高、恢复效果好和增重小等多方面的优势^[4-5]。因此, 胶接修理已经成为复合材料结构常用的修补方法。

从 1970 年以来, 国内外对复合材料蜂窝夹芯结构修理

后的力学性能进行了大量的试验、理论和数值研究。Tomblin 等^[6]采用数值分析和有限元模型研究了蜂窝结构损伤容限特性的修理方案。Campilho 等^[7]研究了复合材料蜂窝结构贴补修理后的压缩特性。Springer 等^[8]对复合材料层合板的修理方法进行试验研究, 讨论了不同修理参数对结构性能的影响, 贴补修理时补片的厚度和直径是影响极限载荷的主要因素, 而挖补修理的斜度和额外铺层则是影响极限载荷的主要因素。张铁纯等^[9]总结了挖补修复复合材料夹芯结构侧向压缩性能的研究现状, 分析了材料、工艺、构型及环境等影响因素, 指出最新的修补贴建模方法和力学试验结果分析思路。李剑锋等^[10]对复合材料蜂窝夹芯结构单面贴补结构性能进行了试验研究和仿真分析, 得出, 修补结构的承载能力随着补片直径与厚度的增加呈现出先增加后减小的趋势。刘遂等^[11]对不同修理方法后的蜂窝夹芯板结构性能进行试验研究, 结果表明, 试件的强度恢复率均在 79% 以上。王轩等^[12]研究了修补对平纹编织面板泡沫夹芯结构侧向压缩性能的影响, 通过 USDFLD 材料子程序, 设

收稿日期: 2024-04-30; 退修日期: 2024-07-18; 录用日期: 2024-08-29

基金项目: 航空科学基金(201928052009)

引用格式: Wang Fangli, Xie Hao, Zhu Qiang, et al. Research on the excavation and repair performance of glass fiber honeycomb sandwich structure[J]. Aeronautical Science & Technology, 2025, 36(5): 59-66. 王芳丽, 谢浩, 朱强, 等. 玻璃纤维蜂窝斜接挖补结构拉伸性能研究[J]. 航空科学技术, 2025, 36(5): 59-66.

置 Tsai-Wu 准则面板材料的失效判据,将线性屈曲模态考虑为初始缺陷,建立平纹编织面板泡沫夹芯结构修补后则向压缩所进摘损伤失效分析模型。

本文以玻璃纤维复合材料蜂窝夹芯斜接挖补修理结构为研究对象,进行单向拉伸力学性能试验,研究其在单向拉伸载荷作用下的力学性能,并与无损蜂窝结构的拉伸强度进行对比,从失效模式、极限载荷及应变分布等方面确定挖补修理对其静强度的影响,获得其强度恢复率。在试验的基础上,利用有限元软件建立仿真模型,对修理后蜂窝夹芯板的拉伸强度及破坏过程进行模拟,计算结果与试验结果吻合较好,为蜂窝夹芯结构修理方案的制定提供了参考。

1 试验分析

1.1 试验件材料

试验件由上下面板和蜂窝芯构成,上下面板和蜂窝芯通过环氧黏结剂黏结而成,修理材料与结构原材料相同。蜂窝夹芯结构如图 1 所示,试件为 $400\text{mm} \times 150\text{mm}$ 的矩形板,外面板厚 0.449mm ,内面板厚 0.312mm ,各铺层顺序为 $[(\pm 45)/(0, 90)/(\pm 45)]$, $[(\pm 45)/(0, 90)/(\pm 45)]$,上下面板之间为 12.7mm 厚的蜂窝芯子,材料为芳香族聚酰胺纸,试验件须在夹持端进行蜂窝灌封处理并粘贴加强片,加强片采用 CMS-AD-3011 型胶黏剂粘贴。修理工艺如图 2 所示。

斜接挖补修理蜂窝夹芯结构拉伸性能研究包含无损试验件、单侧面板挖补修理试验件和单侧面板/蜂窝芯挖补修理试验件各 6 件,共计 18 件。

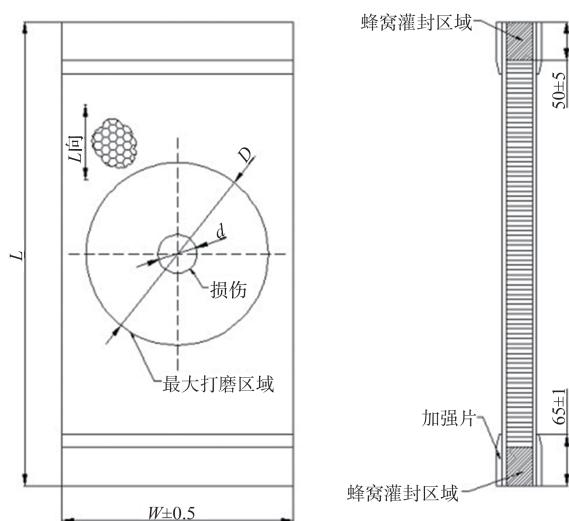


图 1 玻璃纤维蜂窝结构无损伤和修理后试验件

Fig.1 Glass fiber honeycomb structure repair test piece

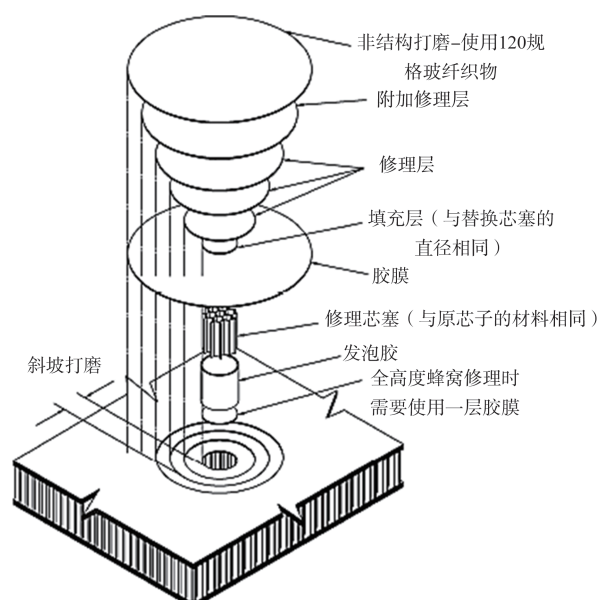


图 2 玻璃纤维蜂窝结构单面损伤胶接修理示意图

Fig.2 Schematic diagram of single-sided damage adhesive repair of glass fiber honeycomb structure

1.2 试验过程

斜接挖补修理结构的单向拉伸试验参考《聚合物基复合材料拉伸性能标准试验方法》(ASTM D3039)进行,试验件应变测量点如图 3 所示,靠近试验件加载端粘贴 4 组对称的应变片以验证传载均匀性,其余应变片按 L 形正反对称粘贴。

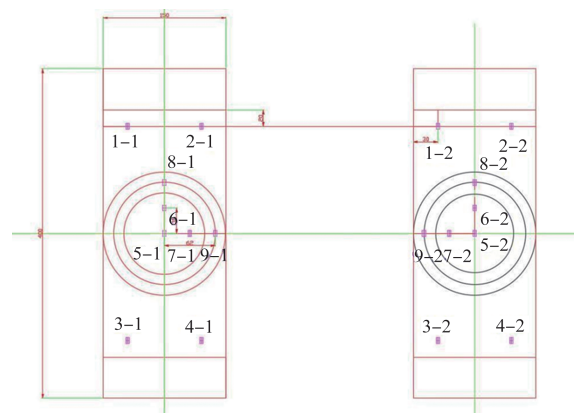


图 3 玻璃纤维蜂窝结构试验件应变片粘贴位置

Fig.3 Glass fiber honeycomb structure test piece, strain patch paste position

试验加载方式如图 4 所示。装夹时,通过一套由双耳耳片、插销、夹板及夹条组成的夹具与试验机连接,并将施加的载荷传递给试件。试验正式加载时,按照 1.0mm/min

的速率从归零载荷加载至最大载荷,当载荷骤降40%时试验停止。过程中记录载荷-位移曲线、失效载荷以及失效模式。

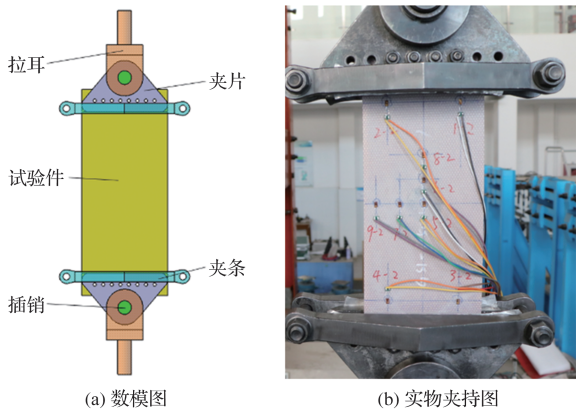


图4 玻璃纤维蜂窝结构拉伸试验加载示意图

Fig.4 Schematic diagram of loading of glass fiber honeycomb structure

1.3 试验结果与分析

试验结果见表1,其中无损的平均极限载荷为16.8kN,面板损伤的平均极限载荷为17.1kN,面板/蜂窝损伤的平均极限载荷为17.0kN,以无损件的极限载荷为标准,计算修理件的强度恢复率,分别为101.8%和101.2%。

表1 试验结果汇总

Table 1 Summary of experimental results

损伤类型	平均极限载荷/kN	离散系数/%	强度恢复率/%
无损	16.8	2.8	—
面板损伤	17.1	5.2	101.8
面板/蜂窝损伤	17.0	7.1	101.2

试验件的载荷-位移曲线和载荷-应变曲线如图5~图10所示,载荷-应变曲线选取其中一件试验件。

通过三组试验的载荷-位移曲线可以得出试验具有良好的重复性,通过载荷-应变曲线可以看出,母面板上的应变大于修理区应变,说明补片有较好的补强效果,减弱了损伤区域的应力集中情况。

试验结果离散性较小,与无损试验件相比,单侧面板损伤和面板/蜂窝损伤结构挖补修理效果都很好,修理后试样的平均极限强度超过了无损试验件,强度恢复率可以达到100%,失效模式均为端部(灌封端与蜂窝夹层交界面处)横断,如图11所示。虽然实际工艺生产中无法完全保证胶接区没有胶接质量问题,且试验件的实际尺寸与名义尺寸存在偏差,但是各组别试验结果的离散系数均在10%以内,结果具有较好的分散性和可靠性。

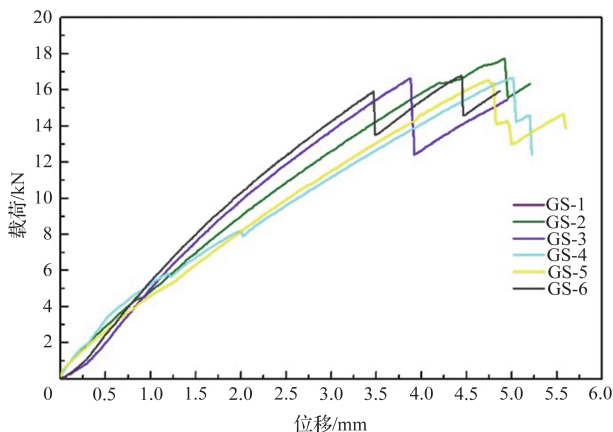


图5 无损试验件载荷-位移曲线

Fig.5 Load-displacement curve of the nondestructive test piece

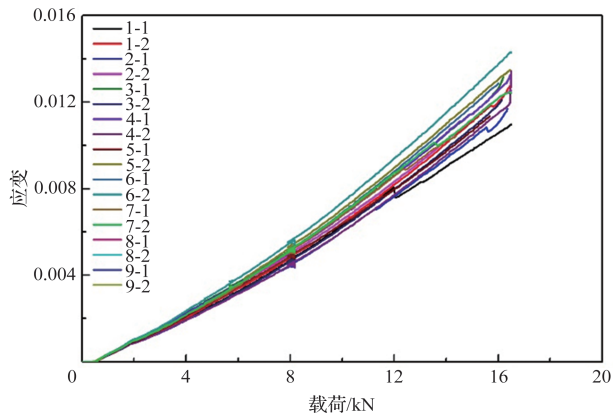


图6 无损试验件载荷-应变曲线

Fig.6 Load-strain curve of the nondestructive test piece

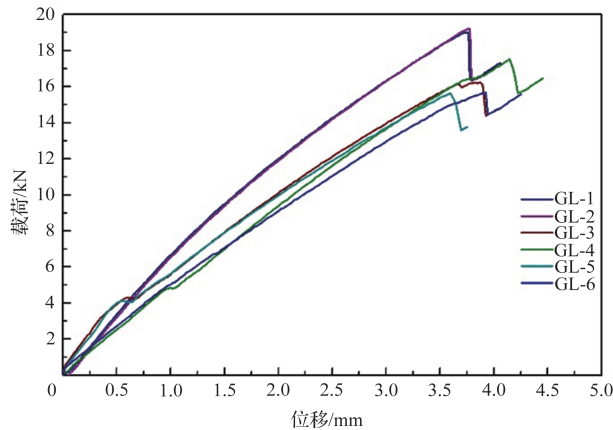


图7 单侧面板损伤修理试验件载荷-位移曲线

Fig.7 Load-displacement curve of one panel

2 有限元仿真研究

2.1 有限元模型建立

本文使用某有限元软件进行玻璃蜂窝夹芯结构的无损

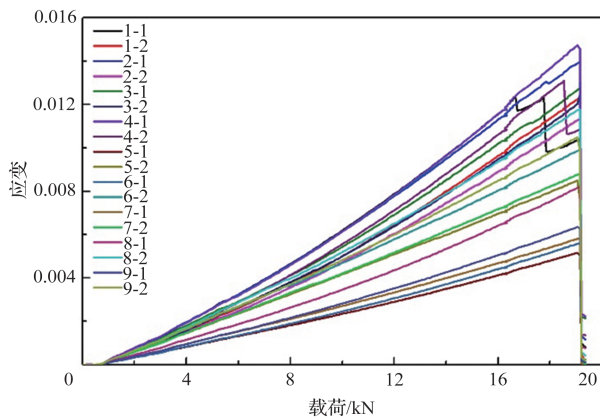


图8 单侧面板损伤修理试验件载荷-应变曲线

Fig.8 Load-strain curve of unilateral panel

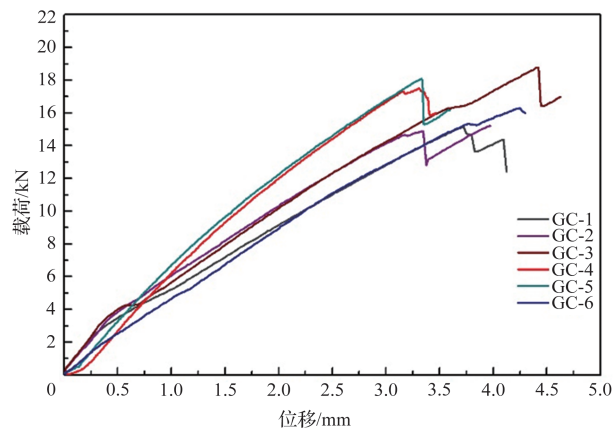


图9 面板/蜂窝损伤修理试验件载荷-位移曲线

Fig.9 Panel/Cellular damage repair test piece load-displacement curve

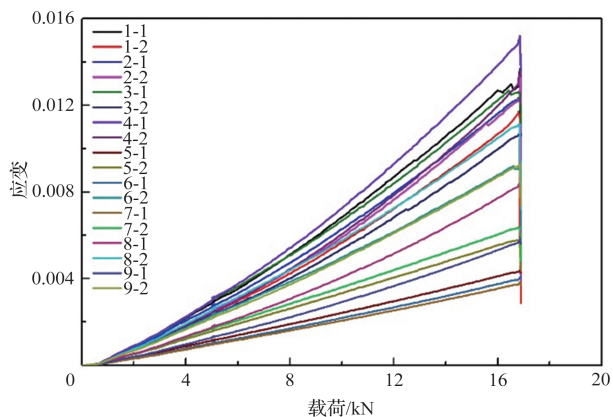
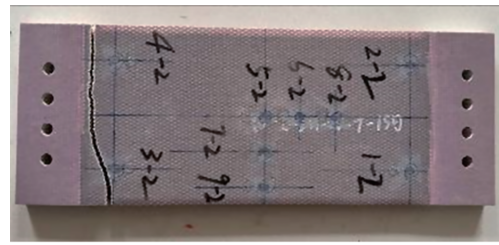


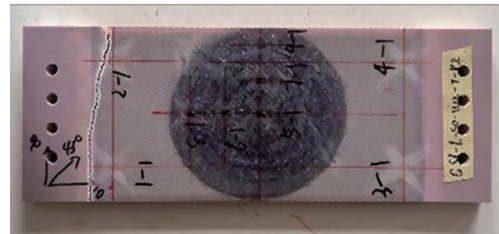
图10 面板/蜂窝损伤修理试验件载荷-应变曲线

Fig.10 Panel/Cellular damage repair test piece load-strain curve

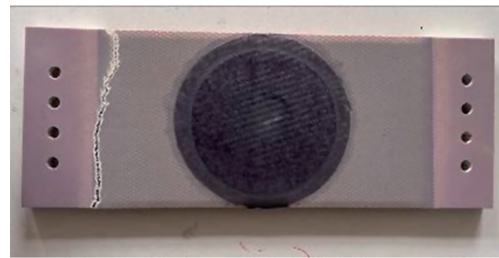
件、修理件拉伸试验的有限元仿真分析,损伤分析方法编写为VUMAT用户子程序代入软件中对修理结构进行渐进损伤分析。对于复合材料面板、补片、附加修理层等采用



(a) 无损试验件



(b) 面板损伤修理试验件



(c) 面板/蜂窝损伤修理试验件

图11 三组试验件典型失效模式

Fig.11 Typical failure mode of the three sets of test units

C3D8R 实体单元进行离散,对修理所用的胶膜使用 Cohesive 黏结单元,玻璃蜂窝芯则参考 Sandwich 夹芯板理论^[13]等效为正交各向异性的弹性实体,使用 C3D8R 实体单元进行离散。模型如图 12 所示,其中棕色部分为附加修理层,橙色部分为复合材料补片,红色部分为胶层,绿色部分为修理芯子,蓝色部分为面板,白色部分为蜂窝芯层,整体轮廓尺寸为 400mm×150mm,蜂窝芯层高度为 12.7mm,在面板上以 1:30 的斜度挖出直径为 50.4mm 的圆孔,铺设厚度为 0.1mm 的胶膜,最后覆盖相同直径的补片,并且模型各个部件之间均通过 Tie 约束建立接触。

2.2 材料属性与损伤准则

面板和补片由玻璃纤维制成,A#铺层面板材料属性见表2,B#铺层面板材料属性见表3,补片及附加修理层材料属性见表4。其中, E_1 、 E_2 、 E_3 和 G_{12} 、 G_{23} 、 G_{31} 分别为拉压弹性模量和剪切弹性模量, ν_{12} 、 ν_{23} 、 ν_{13} 和 ν_{21} 、 ν_{31} 、 ν_{32} 分别为主泊松比和副泊松比。

本文参考了 Sokolinsky 等^[14]对平纹编织复合材料提出的失效判据和相应的材料退化方案,充分考虑了单层织物

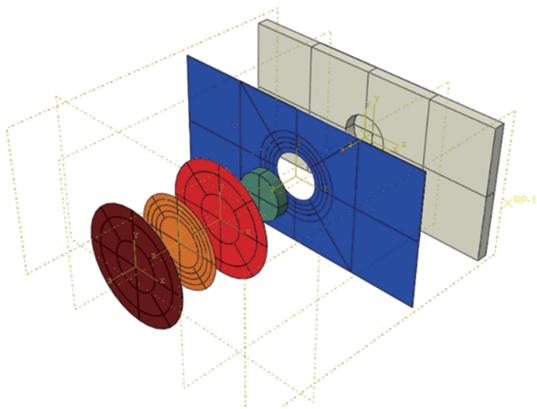


图12 修理模型拆分图

Fig.12 Repair model split diagram

表2 面板材料(A#)

Table 2 Panel material (A#)

参数	$E_1/E_2/\text{MPa}$	E_3/MPa	$\rho/(\text{kg/m}^3)$	—
数值	20700	8000	1800	—
参数	$G_{13}/G_{23}/\text{MPa}$	G_{12}/MPa	ν_{13}/ν_{23}	ν_{12}
数值	4500	5000	0.24	0.16

表3 面板材料(B#)

Table 3 Panel material (B#)

参数	$E_1/E_2/\text{MPa}$	E_3/MPa	$\rho/(\text{kg/m}^3)$	—
数值	19300	6000	1800	—
参数	$G_{13}/G_{23}/\text{MPa}$	G_{12}/MPa	ν_{13}/ν_{23}	ν_{12}
数值	4500	5000	0.24	0.16

表4 补片及附加修理层材料

Table 4 Materials of patches and additional repair layers

参数	$E_1/E_2/\text{MPa}$	E_3/MPa	$\rho/(\text{kg/m}^3)$	—
数值	20000	7000	1800	—
参数	$G_{13}/G_{23}/\text{MPa}$	G_{12}/MPa	ν_{13}/ν_{23}	ν_{12}
数值	4500	5000	0.24	0.16

在拉伸、压缩和平面剪切应力状态下的渐进损伤行为。

在修理结构中,胶层用于黏结面板和补片以及蜂窝芯拼接,胶层为环氧胶黏剂,其性能参数见表5。本文采用粘聚区模型(CZM)模拟此界面元的损伤。此模型理论认为界面元应力与相对位移的损伤本构关系如下

$$[\tau] = \begin{bmatrix} t_n \\ t_s \\ t_t \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (1-D)K_{nn} & 0 & 0 \\ 0 & (1-D)K_{ss} & 0 \\ 0 & 0 & (1-D)K_{tt} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \delta_n \\ \delta_s \\ \delta_t \end{bmatrix} = [K][\delta] \quad (1)$$

式中, $t_i(i=n, s, t)$ 分别为界面元的法向正应力、垂直于裂纹方向的切向剪应力和平行于裂纹方向的切向剪应力; $\delta_i(i=$

表5 胶层性能参数

Table 5 Performance parameters of rubber layer

$K_m/K_{ss}/K_{tt}/\text{MPa}$	t_n^0/MPa
100000	35
$t_s^0/t_t^0/\text{MPa}$	$G_s/G_t/(\text{N/mm})$
40	1.5

n, s, t)分别为界面元上下表面之间法向和两个切向的相对位移; $K_{ii}(i=n, s, t)$ 分别为界面元的法向刚度和两个切向刚度; D 为损伤状态变量,由损伤模型确定。

本文采用基于能量线性退化的B-K准则来预测胶层界面元的损伤演化,B-K准则的表达式如下

$$G^C = G_n^C + (G_s^C - G_n^C) \left\{ \frac{G_s + G_t}{G_n + G_s + G_t} \right\}^\eta \quad (2)$$

式中, $G_i(i=n, s, t)$ 分别为胶层界面元沿法向、垂直裂纹方向和垂直裂纹方向的应变能释放率; $G_i^C(i=n, s)$ 分别为裂纹模式I型和II型的临界应变能释放率;对于玻璃纤维环氧树脂复合材料,一般有 $\eta=2\sim3$,本文取 $\eta=2$; G^C 为由B-K准则计算出的胶层界面元在混合模式下的总临界应变能释放率。

在有限元分析时,采用三明治等效理论对蜂窝夹芯结构进行等效,材料属性见表6。根据文献[15]~[17]可以确定等效之后的材料参数,计算各等效参数的表达式为

$$\begin{aligned} E_{xx} &= E_{yy} = \frac{4}{\sqrt{3}} \left(\frac{t}{l} \right)^3 E_s \\ E_{zz} &= \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} E_s \\ G_{xy} &= \frac{\sqrt{3}}{2} \gamma \left(\frac{t}{l} \right)^3 G_s \\ G_{xz} &= \frac{\gamma}{\sqrt{3}} \frac{t}{l} G_s \\ G_{yz} &= \frac{\sqrt{3}}{2} \gamma \frac{t}{l} G_s \end{aligned} \quad (3)$$

式中, E_s, G_s, ρ_s, μ_s 为等效前蜂窝芯的弹性模量、剪切模量、密度和泊松比; $E_{ii}(i=x, y, z), G_{xy}, G_{xz}, G_{yz}, \rho, \nu$ 分别为等效后蜂窝芯各方向的弹性模量、面内剪切模量、密度和泊松比; t, l 分别为芯子的壁厚和六边形蜂窝芯外接圆半径; γ 为修正系数,理论取值为1,根据经验一般取0.4~0.6。

当蜂窝夹芯结构承受平面拉伸载荷时,结构发生破坏,芯子也随之发生破坏,因此,需要对这种载荷形式下的蜂窝芯失效判据进行研究。根据王旭彤^[18]和何梦临^[19]的研究内容,并结合工程实践经验,对于拉伸断裂选取第三强度理论(最大切应力准则)作为蜂窝芯材的失效判据。

表 6 Nomex蜂窝芯等效力学性能

Table 6 Equivalent mechanical properties of Nomex honeycomb core

参数	$E_1/E_2/\text{MPa}$	E_3/MPa	G_{12}/MPa	G_{13}/MPa
数值	0.24	1	0.113	43
参数	G_{23}/MPa	ν_{12}	ν_{13}/ν_{23}	
数值	23	0.94	0.003	

2.3 仿真结果与分析

针对已经建立好的有限元模型,通过仿真分析后,得到了相应的损伤失效云图和载荷-位移曲线,如图13~图18所示。无损蜂窝夹芯板应力主要集中在面板和灌封加强端(模型中省略)相连的4个角上,并在此处产生损伤,其极限载荷为16kN,与试验平均极限载荷误差为-4.9%;对于单侧面板损伤和单侧面板/蜂窝损伤模型,其失效模式均为端部(灌封端与蜂窝夹层交界面处)横断。其极限载荷分别为16.3kN和16.2kN,与试验平均极限载荷的误差仅为-5.5%和-4.9%;仿真效果与试验结果吻合较好,具有较强的工程实用价值。

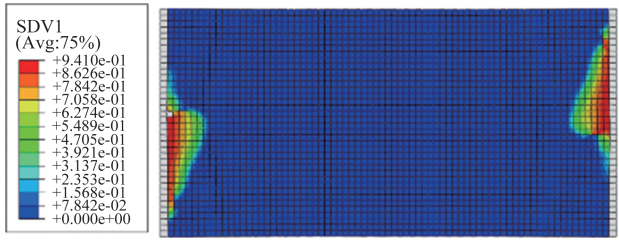


图 13 无损蜂窝夹芯模型损伤失效云图

Fig.13 Injury failure diagram of the nondestructive honeycomb core model

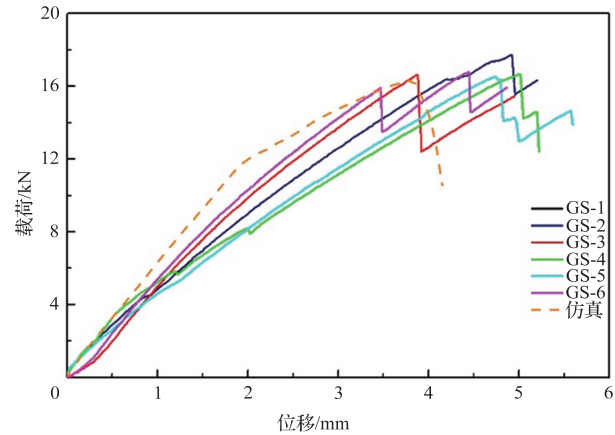


图 14 无损试验件与仿真模型的载荷-位移对比

Fig.14 Load-displacement comparison between nondestructive test parts and simulation models

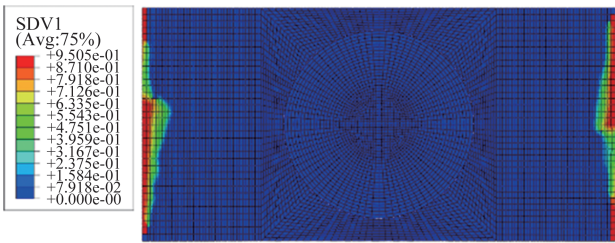


图 15 单侧面板损伤挖补修理模型失效图

Fig.15 Failure diagram of damage excavation and repair model of one side panel

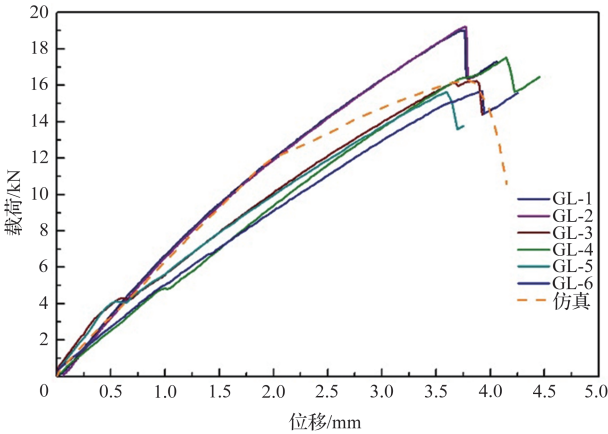


图 16 单侧面板损伤试验件与仿真模型的载荷-位移对比

Fig.16 Load-displacement comparison between a single panel damage test piece and a simulation model

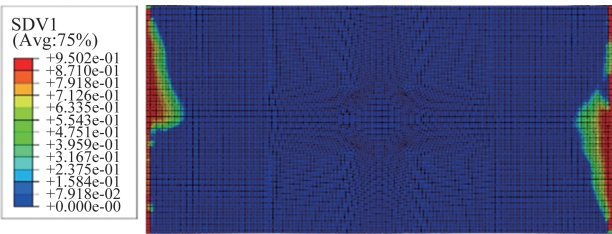


图 17 面板/蜂窝损伤模型失效云图

Fig.17 Panel/Cellular damage model failure plot

3 结论

通过研究,可以得出以下结论:

(1)由试验结果表明,本文的贴补修理工艺可以有效地恢复损伤后玻璃纤维蜂窝夹芯结构的拉伸性能,损伤修理后的强度恢复率可以达到100%。

(2)本文建立的有限元模型能够较为准确地预测玻璃纤维蜂窝夹芯结构修理后的拉伸性能,从应力分布、失效模式及失效载荷等方面验证了三维有限元模型建模的有效性以及编写的VUMAT子程序的正确性。

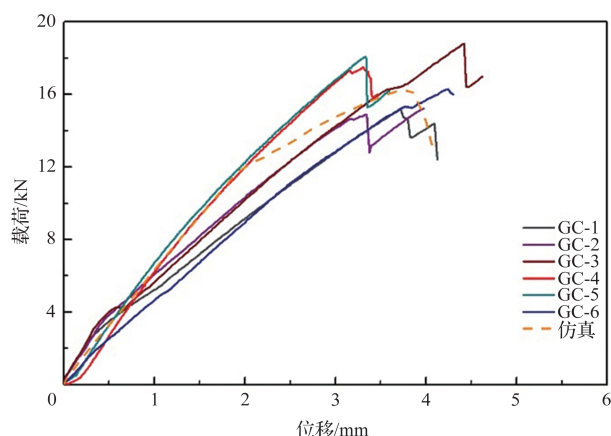


图 18 面板/蜂窝损伤试验件与仿真模型载荷-位移对比

Fig.18 Load-displacement comparison between panel/honeycomb damage test and simulation model

参考文献

- [1] 张大海. 冲击载荷下蜂窝及其夹芯结构力学行为研究[D]. 南京: 东南大学, 2018.
Zhang Dahai. Research on mechanical behavior of honeycomb and its sandwich structure under impact load [D]. Nanjing: Southeast University, 2018. (in Chinese)
- [2] 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 material structural repair guide [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [3] 中国航天研究院. 复合材料结构设计手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2001.
The China Academy of Aerospace Sciences. Structural design manual of composite materials [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001. (in Chinese)
- [4] 魏阜伦. 复合材料蜂窝夹层结构修理评估分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2020.
Wei Fulun. Repair evaluation and analysis of honeycomb sandwich structure of composite materials [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2020. (in Chinese)
- [5] 梁重云, 曾竟成, 肖加余, 等. 复合材料补片胶接修补研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2002, 32(4): 7-11.
Liang Chongyun, Zeng Jingcheng, Xiao Jiayu, et al. Progress in adhesive repair of composite mesh [J]. Aerospace Materials Process, 2002, 32 (4): 7-11. (in Chinese)
- [6] Tomblin J, Lacy T, Smith B, et al. Review of damage tolerance for composite sandwich airframe structures[D]. Wichita: Wichita State University, 1999.
- [7] Campilho R D S G, De Moura M, Ramantani D A, et al. Buckling behaviour of carbon epoxy adhesively-bonded scarf repairs[J]. Journal of Adhesion Science and Technology, 2009, 23(10-11): 1493-1513.
- [8] Ahn S H, Springer G S. Repair of composite laminates-I: Test results[J]. Journal of Composite Materials, 1998, 32(11): 1036-1074.
- [9] 张铁纯, 张世秋, 王轩, 等. 挖补修理复合材料夹芯结构侧向压缩性能研究[J]. 航空科学技术, 2021, 32(8): 1-11.
Zhang Tiechun, Zhang Shiqiu, Wang Xuan, et al. Research on lateral compression performance of repaired composite sandwich structure [J]. Aeronautical Science & Technology, 2021, 32(8): 1-11. (in Chinese)
- [10] 李剑峰, 燕瑛, 廖宝华, 等. 复合材料蜂窝夹芯结构单面贴补弯曲性能的分析模型与试验研究[J]. 航空学报, 2013, 34(8): 1884-1891.
Li Jianfeng, Yan Ying, Liao Baohua, et al. Analytical model and experimental study of single-sided adhesive bending properties of composite honeycomb sandwich structure [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34 (8): 1884-1891. (in Chinese)
- [11] 刘遂, 关志东, 郭霞, 等. 复合材料蜂窝夹芯板挖补修理后的侧压性能[J]. 科技导报, 2013, 31(7): 28-32.
Liu Sui, Guan Zhidong, Guo Xia, et al. Side pressure performance after repair [J]. Science and Technology Herald, 2013, 31(7): 28-32. (in Chinese)
- [12] 王轩, 江庆庸, 张世秋. 平纹编织面板泡沫夹芯结构修补后侧向压缩有限元渐进失效分析[J]. 航空科学技术, 2022, 33(4): 81-93.
Wang Xuan, Gang Qingyong, Zhang Shiqiu. Progressive Failure Analysis of flat braided panel foam sandwich structure with lateral compression finite element [J]. Aeronautical Science & Technology, 2022, 33(4): 81-93. (in Chinese)
- [13] Su Xiangting, Yang Zhenjun. Finite element modelling of complex 3D static and dynamic crack propagation by embedding cohesive elements in abaqus[J]. Journal of Solid State Mechanics (English Version), 2010(3): 271-282.

- [14] Sokolinsky V S, Indermuhle K C, Hurtado J A. Numerical simulation of the crushing process of a corrugated composite plate[J]. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2011, 42(9): 1119-1126.
- [15] 富明慧, 尹久仁. 蜂窝芯层的等效弹性参数[J]. *力学学报*, 1999, 31(1): 113-118.
Fu Minghui, Yin Jiuren. Equivalent elastic parameters of honeycomb core layer [J]. *Chinese Journal of Mechanical Mechanics*, 1999, 31(1): 113-118.(in Chinese)
- [16] 胡玉琴. 铝蜂窝夹层板等效模型研究及数值分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2008.
Hu Yubin. Research and numerical analysis of the equivalent model of aluminum honeycomb sandwich panel [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008. (in Chinese)
- [17] 赵金森. 铝蜂窝夹层板的力学性能等效模型研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
Zhao Jinsen. Research on mechanical properties equivalent model of aluminum honeycomb sandwich panel [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [18] 王旭彤. 复合材料夹芯结构修补后力学性能分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
Wang Xutong. Analysis of mechanical properties of composite sandwich structure after repair [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018. (in Chinese)
- [19] 何梦临. 复合材料蜂窝夹层结构修理后压缩性能分析[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2016.
He Menglin. Analysis of compressive properties of composite honeycomb sandwich structure after repair [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)

Research on the Excavation and Repair Performance of Glass Fiber Honeycomb Sandwich Structure

Wang Fangli^{1,2}, Xie Hao², Zhu Qiang³, Yang Le⁴, Tong Mingbo²

1. Jinling University of Science and Technology, Nanjing 211169, China

2. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

3. China Special Aircraft Research Institute, Jingmen 448000, China

4. AVIC Jincheng Nanjing Engineering Institute of Aircraft System, Nanjing 210016, China

Abstract: The cellular sandwich structure is more and more widely used in the field of modern aviation and aerospace. It is urgent to adopt reasonable repair technology to repair and evaluate the bearing capacity of the repaired structure in the face of various kinds of damage caused in the process of manufacturing and aircraft service. In this paper, the load-bearing capacity of glass fiber honeycomb structure after repair is tested by using self-designed tensile fixture. The results show that the strength recovery rate of the structure after repair can reach 100%, which verifies the effectiveness of the repair technology applied to the composite structure. Then, the progressive damage analysis model of the glass fiber honeycomb sandwich structure under tensile load is established. The simulation results are in good agreement with the experimental results, which verifies the accuracy of the finite element model and the VUMAT subroutine written for the braided composite.

Key Words: glass fiber; honeycomb sandwich structure; repair; tensile test; strength recovery rate

Received: 2024-04-30; **Revised:** 2024-07-18; **Accepted:** 2024-08-29

Foundation item: Aeronautical Science Foundation of China(201928052009)