

含内补片复合材料蜂窝夹芯板贴补修理后的 结构抗冲击性能*

庞健康^{1,2}, 武志博^{1,2}, 王喆³, 王增贤^{1,2},
赵佳涛^{1,2}, 钱元⁴, 邓健^{1,2}

- (1. 南京航空航天大学 航空学院, 南京 210016;
2. 南京航空航天大学 航空航天结构力学及控制全国重点实验室, 南京 210016;
3. 中国飞机强度研究所 强度与结构完整性全国重点实验室, 西安 710065;
4. 中国科学院 紫金山天文台, 南京 210034)

(本刊编委刘少宝推荐)

摘要: 目前复合材料蜂窝夹芯板的修理方式主要采用挖补修理,但仍存在工艺复杂、设备要求高等局限性,针对设备短缺和时间紧迫的应急场景,迫切需要开发蜂窝夹芯板的快速临时修理方法,提出了内部补片增强的贴补修理方案,兼具操作简便和可设计性的优势.通过开展落锤冲击试验,建立复合材料蜂窝夹芯板修理结构的低速冲击有限元模型,结合力学响应曲线和试件破坏形貌特征,对比分析了不同增强方案对修理结构冲击响应与损伤机理的影响规律.结果表明,传统贴补修理方法中补片与芯层界面存在空隙,影响了修理结构的冲击承载能力;增加内部补片后,延缓了修理胶层的失效,增大了冲击过程中的接触面积,修理结构抗冲击性能得到大幅提升,并限制了补片在冲击载荷作用下的变形,为快速修理技术研发提供了理论依据.

关键词: 复合材料蜂窝夹芯结构; 低速冲击; 贴补修理; 失效机理
中图分类号: O34 **文献标志码:** A **DOI:** 10.21656/1000-0887.460080

Impact Resistance of Repaired Composite Honeycomb Sandwich Panels With Internal Patch Reinforcement

PANG Jiankang^{1,2}, WU Zhibo^{1,2}, WANG Zhe³, WANG Zengxian^{1,2},
ZHAO Jiatao^{1,2}, QIAN Yuan⁴, DENG Jian^{1,2}

- (1. College of Aerospace Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P.R. China;
2. State Key Laboratory of Mechanics and Control for Aerospace Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, P.R. China;
3. National Key Laboratory of Strength and Structural Integrity, Aircraft Strength Research Institute of China, Xi'an 710065, P.R. China;
4. Purple Mountain Observatory, Chinese Academy of Sciences, Nanjing 210034, P.R. China)

* 收稿日期: 2025-04-22; 修订日期: 2025-05-14

基金项目: 国家重点研发计划(2019YFA0708904)

作者简介: 庞健康(1986—),男,博士生(E-mail: pangjiankang@chenway.cn);

邓健(1990—),男,博士,硕士生导师(通信作者. E-mail: dengjian@nuaa.edu.cn).

引用格式: 庞健康,武志博,王喆,王增贤,赵佳涛,钱元,邓健. 含内补片复合材料蜂窝夹芯板贴补修理后的结构抗冲击性能[J]. 应用数学和力学, 2026, 47(6): 814-824.

(Recommended by LIU Shaobao, Member of the Editorial Board of AMM)

Abstract: Current repair methods for composite honeycomb sandwich panels primarily employ scarf repair techniques, but they are limited by complex procedures and high equipment requirements. Given equipment shortages and time constraints in emergency situations, there is an urgent need to develop rapid temporary repair techniques for sandwich panels. An internal patch reinforcement repair scheme combining operational simplicity with design flexibility was proposed. By drop-weight impact tests and the establishment of a finite element model for low-velocity impact analysis on repaired composite honeycomb sandwich structures, the effects of different reinforcement schemes on impact responses and damage mechanisms were comparatively analyzed through combination of mechanical response curves with failure morphology characteristics. The results indicate that, interfacial voids in conventional patch repairs reduce the impact load-bearing capacity. Due to the increase of contact area during impact, the proposed internal patch reinforcement enhances the impact resistance with a delay of the adhesive failure a constraint on structural deformation. The research provides a theoretical base for rapid repair technologies in composite structures.

Key words: composite sandwich panel; low-velocity impact; patch repair; failure mechanism

0 引 言

典型复合材料夹芯结构由高强度复合材料面板(如碳纤维/玻璃纤维增强复合材料)与轻质芯层(蜂窝、泡沫等)构成,相较于均质结构,复合材料夹芯结构通过面板-芯层的功能梯度设计,在实现轻量化的同时可以显著提升结构承载效率与多功能特性^[1-2]。

随着复合材料夹芯结构在高精度微波雷达、先进飞行器等重要装备的广泛应用^[3],其面临的冲击威胁日益凸显^[4-5],如外来物冲击引发的分层、芯层压溃等损伤将导致结构承载性能急剧退化^[6-7],严重威胁结构使用安全。Haghgoo 等^[8]通过冰雹冲击试验结合冰雹冲击有限元模型,研究了单次、同一位置重复、不同位置多次冰雹冲击下复合材料蜂窝夹芯板的失效机理。贾登豪等^[9]通过建立复合材料蜂窝夹芯板明胶鸟弹冲击有限元模型,研究了蜂窝材料、面板材料及蜂窝芯胞元壁厚对夹芯结构抗冲击性能的影响,实现了考虑飞鸟撞击下复合材料蜂窝夹芯结构的轻量化设计。落锤冲击试验方法为结构抗低速冲击性能评估提供了可靠的数据基础^[10-12]。陈然等^[13]通过低速冲击和冲击后压缩试验,研究了不同复合材料面板 Nomex 蜂窝夹芯结构在不同能量冲击后的压缩承载行为、失效模式及失效机理。鉴于目前复合材料构件高昂的更换成本,发展高效可靠的损伤修复技术已成为保障结构全寿命周期安全性的重要课题。当前,主流修理方法为挖补修理,能有效恢复结构静态强度^[14-15],且修理表面平整。华洲^[16]对复合材料蜂窝夹芯板及其典型的胶接挖补修理结构开展了渐进损伤分析和强度预测研究。郭轩等^[17]对蜂窝夹芯挖补修理结构的弯曲性能进行了试验研究。Xiao 等^[18]对挖补修理后的蜂窝夹芯板进行了压缩试验,并结合有限元模型分析了挖补修理结构在压缩载荷作用下的力学行为与破坏机理。Balci 等^[19]对壁板蜂窝夹芯板贴补修理后的单次、多次冲击性能进行了研究。由于挖补修理工艺复杂度高、耗时长,一些学者采用其他修理方法进行研究。李俊等^[20]采用阶梯式搭接修理复合材料蜂窝夹芯板穿孔损伤,通过面内压缩试验验证了该修理方案的可行性。Joosten 等^[21]采用塞子与贴补片进行了贴补修理,与主要应用于面板结构的传统贴补修理相比,该方法可应用于夹芯结构并可以较好地恢复结构强度;与挖补修理相比,其修理周期短。

本文采用与面板相同铺层的内补片,进一步简化修理工艺,降低修理设备需求,通过对完好结构、传统贴补修理结构与内补片贴补修理结构进行落锤冲击试验,并建立相关冲击有限元模型,分析了其力学响应和破坏形貌特征,对比分析了内补片优化方案对结构冲击响应与损伤机理的影响,研究了贴补修理作为临时修理方法的可行性与改进空间。

1 试验材料及方法

本研究中,芯层采用芳纶纸蜂窝(Nomex © Honeycomb),单胞边长 $l = 2.3 \text{ mm}$,芯层高度 $h = 20 \text{ mm}$,蜂窝

壁厚 $t=0.08$ mm. 面板材料选用了 T300 级高强度碳纤维织物复合材料, 型号为 CF3052. 采用机械切割工艺将碳纤维面板与芳纶纸蜂窝芯切割至 $100\text{ mm}\times 150\text{ mm}$, 碳纤维面板与芳纶纸蜂窝夹芯之间采用中温固化结构胶膜 J-272A 作为粘接层. 为了制备蜂窝夹芯结构的修理试验件, 在其一侧面板的中心挖去直径 25 mm 的孔, 以模拟面板上的预制损伤. 修理过程中选用直径 50 mm 的补片, 其材料与铺层设计均与原面板一致, 以确保修理区域的力学性能与整体结构相匹配.

添加内补片以增强结构性能, 即修理时在预制损伤区域添加同等尺寸的内补片以增强面板的整体稳定性, 再使用胶黏剂将外部补片粘贴至损伤区域. 为了深入探究内补片对修理结构的影响, 添加一组传统贴补修理试验件进行对比, 以探讨增强方案的修理效果和适用性. 修理方案示意如图 1 所示.

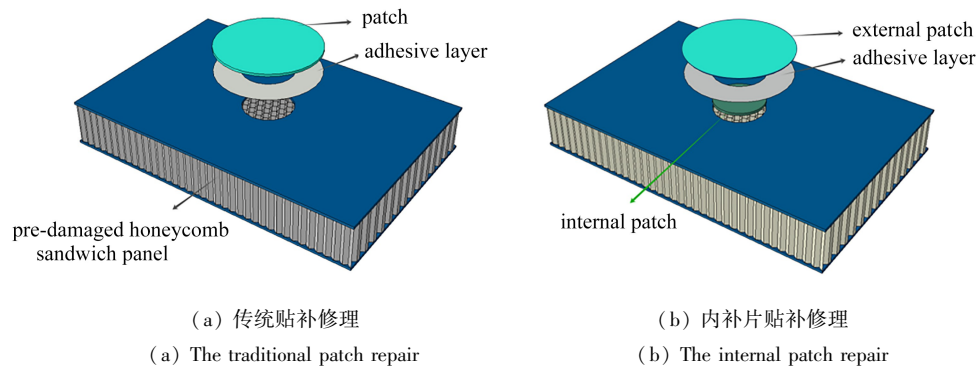


图 1 修理方法示意图

Fig. 1 The repair method schematic diagram

根据试验标准 ASTM D 7136/D 7136M-12, 对采用两种修理方式的蜂窝夹芯结构试验件进行冲击试验, 基于 Instron CEAST 9350 落锤式冲击试验系统开展, 采用半球形冲头, 冲头直径为 16 mm , 冲击能量设置为 20 J , 每个试验组将进行三次冲击试验, 以确保试验结果的可靠性. 此外, 添加一组未施加预制损伤的试验件作为对照. 试验件的编号规则为 LC-XX-#, 其中“LC”表示冲击后试验件, “XX”为修理方法代码 (SP 表示传统贴补修理, IP 表示内补片贴补修理, CG 表示对照组), “#”为组内序号.

2 落锤冲击有限元模型建立

2.1 几何模型及边界条件

蜂窝夹芯板贴补修理结构的落锤冲击有限元模型包含五个组成部分: 冲头、补片、上面板、下面板和蜂窝芯层, 如图 2 所示. 模型中的冲头建模为半球形离散刚体, 仅保留 z 轴方向平动自由度, 用以施加冲击速度, 其他五个自由度的平动、转动分量均施加约束. 对上面板的四周约束三个方向的平动, 下面板参考试验夹具, 从边缘向内 15 mm 进行六个自由度的完全约束. 在 ABAQUS 中建立通用接触来实现有限元模型中的接触行为, 主要考虑冲头与夹芯结构的接触以及蜂窝夹芯结构在冲击过程中的自接触, 使用罚函数和“硬”接触方式.

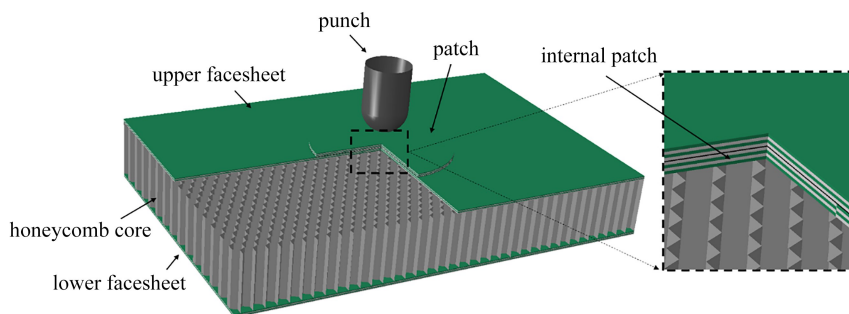


图 2 复合材料蜂窝夹芯结构冲击响应分析有限元模型

Fig. 2 The finite element model for impact response analysis of composite honeycomb sandwich structures

2.2 面板材料本构模型

复合材料面板为四铺层织物增强层合板,铺层顺序为 $[(45/-45)]_4$,每层厚度 0.3 mm。根据面板损伤模型及材料属性特征,采用八节点减缩积分的实体单元(C3D8R),由四层堆叠后得到完整的面板模型;补片的材料与铺层方向均与面板保持一致。本模型中面板材料来自基础性能测试试验、动态试验及相关参考文献^[22],性能参数见表 1。

表 1 CF3052 复合材料力学性能参数
Table 1 Mechanical property parameters of CF3052 composites

parameter name	parameter	value
density	$\rho / (\text{kg}/\text{m}^3)$	1 450
elasticity modulus	$E_1 / \text{GPa}, E_2 / \text{GPa}, E_3 / \text{GPa}$	58.142, 58.142, 5.22
Poisson's ratio	ν_{12}	0.09
shear modulus	$G_{12} / \text{GPa}, G_{13} / \text{GPa}, G_{23} / \text{GPa}$	2.1, 5.22, 5.22
strength of tensile failure	$X_T / \text{MPa}, Y_T / \text{MPa}, Z_T / \text{MPa}$	714, 714, 541.6
strength of compression failure	$X_C / \text{MPa}, Y_C / \text{MPa}, Z_C / \text{MPa}$	511, 511, 417.6
strength of shear	$S_{12} / \text{MPa}, S_{13} / \text{MPa}, S_{23} / \text{MPa}$	131, 73.5, 73.5

采用 Hashin 失效准则描述面板材料的失效行为,主要考虑纤维和基体的失效机制,包括纤维拉伸、纤维压缩、基体拉伸以及基体压缩等,如下式所示:

① 对于纤维拉伸失效 ($\sigma_{11} > 0$), 有

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{31}}{S_{31}}\right)^2 = 1; \quad (1)$$

② 对于纤维压缩失效 ($\sigma_{11} < 0$), 有

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_C}\right)^2 = 1; \quad (2)$$

③ 对于基体拉伸失效 ($\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$), 有

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_T}\right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{31}}{S_{31}}\right)^2 = 1; \quad (3)$$

④ 对于基体压缩失效 ($\sigma_{22} + \sigma_{33} < 0$), 有

$$\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_C} \left[\left(\frac{Y_C}{2S_{23}}\right)^2 - 1 \right] + \left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{2S_{23}}\right)^2 + \frac{\tau_{23}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{23}^2} + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{31}}{S_{31}}\right)^2 = 1. \quad (4)$$

2.3 黏聚区模型本构与失效准则

面板层间失效及胶层界面失效在 ABAQUS 内使用 cohesive 单元进行描述,采用了 traction-separation 定义其损伤行为。损伤起始判据采用二次应力准则:

$$\left(\frac{\langle t_1 \rangle}{N}\right)^2 + \left(\frac{t_2}{S}\right)^2 + \left(\frac{t_3}{T}\right)^2 = 1, \quad (5)$$

式中, t_1, t_2, t_3 为不同方向的切向应力; N 为 I 型裂纹断裂最大名义应力; S 和 T 分别为 II 型、III 型裂纹断裂最大名义应力。

损伤发生后,进入损伤演化阶段,本文模型采用基于能量建立的线性软化损伤模型,结合 B-K 断裂准则的混合模式,计算形式为

$$G_{Ic} + (G_{IIc} - G_{Ic}) \left(\frac{G_{\text{shear}}}{G_t}\right)^\eta = G_{Ic}, \quad (6)$$

其中 $G_{Ic}, G_{IIc}, G_{IIIc}$ 分别为 I、II、III 型裂纹的临界应变能释放率, $G_{\text{shear}} = G_{IIc} + G_{IIIc}$, $G_t = G_{\text{shear}} + G_I$, G_t 为总能量释放率, G_{Ic} 为复合断裂韧性。本模型界面单元的层间界面强度为 $N = 20 \text{ MPa}$, $S = T = 34 \text{ MPa}$, 其裂纹应变能释放率为 $G_{IIc} = 0.32 \text{ mJ}/\text{mm}^3$, $G_{IIIc} = G_{IIc} = 2.01 \text{ mJ}/\text{mm}^3$ 。

2.4 芳纶纸蜂窝芯建模

采用 S4R 壳单元对蜂窝芯进行网格划分,为了减少计算时间且保证计算结果准确性,对于蜂窝芯的冲击部位及其周围进行网格细化,采用近似尺寸 1 mm 的网格单元,其余部位网格近似尺寸为 2 mm.本模型中将蜂窝材料描述为树脂-芳纶纸-树脂的三层复合材料,芳纶纸材料与酚醛树脂均定义为各向同性弹塑性材料,拥有相同的抗拉强度与抗压强度^[23].对芳纶纸材料与酚醛树脂在 ABAQUS 中添加 Tensile Failure 模型,用于模拟其在拉伸应力下的失效行为;酚醛树脂通常表现出脆性行为,当断裂应变达到时失效,因此在 ABAQUS 中采用 Ductile Damage 模型描述酚醛树脂的脆性行为,在其破坏时具有非常低的塑性应变.蜂窝材料属性如表 2 所示.

表 2 蜂窝芯材料属性^[24]

Table 2 Honeycomb core material properties^[24]

parameter name	parameter	aramid paper	phenolic resin
density	$\rho / (\text{kg}/\text{m}^3)$	64	1 350
modulus	E / MPa	1 878	3 000
Poisson's ratio	ν	0.3	0.389
plastic yield stress	σ_y / MPa	27.21	5.5
tensile strength	σ_b / MPa	30	6

3 冲击响应与损伤机理分析

3.1 冲击响应分析

图 3 为不同贴补修理试验件在落锤冲击试验中的载荷-位移曲线,并添加一件完好试验件作为对照.对比发现,完好蜂窝夹芯板的冲击载荷峰值为 2 936.35 N,贴补修理试验件的冲击载荷峰值平均为 2 048.12 N,载荷峰值下降了 30.25%;完好蜂窝夹芯板的最大冲击位移为 10.41 mm,贴补修理试验件的最大冲击位移平均为 25.15 mm,最大冲击位移增大 141.59%.从冲击载荷峰值及最大冲击位移来看,贴补修理结构的抗冲击性能低于完好结构.

鉴于外补片与蜂窝芯层之间空隙带来的影响,本文提出在修补过程中增加内补片,以对上面板进行填充,从而实现外补片与下方蜂窝芯的间接连接.结果表明,内补片贴补修理试验件的冲击载荷峰值平均为 3 440.19 N,最大冲击位移平均为 8.94 mm;相比于对照组试验件载荷峰值提升了 17.16%,最大冲击位移减小了 14.12%;相对于传统贴补修理试验件,载荷峰值提升 67.96%,最大冲击位移减小 64.45%.贴补修理试验件相对于对照组试验件平均增重 3.16%,而内补片贴补修理试验件比对照组试验件平均增重 3.66%.内补片贴补修理相比于贴补修理质量增加 0.48%,但抗冲击性能得到了较为明显的增强.

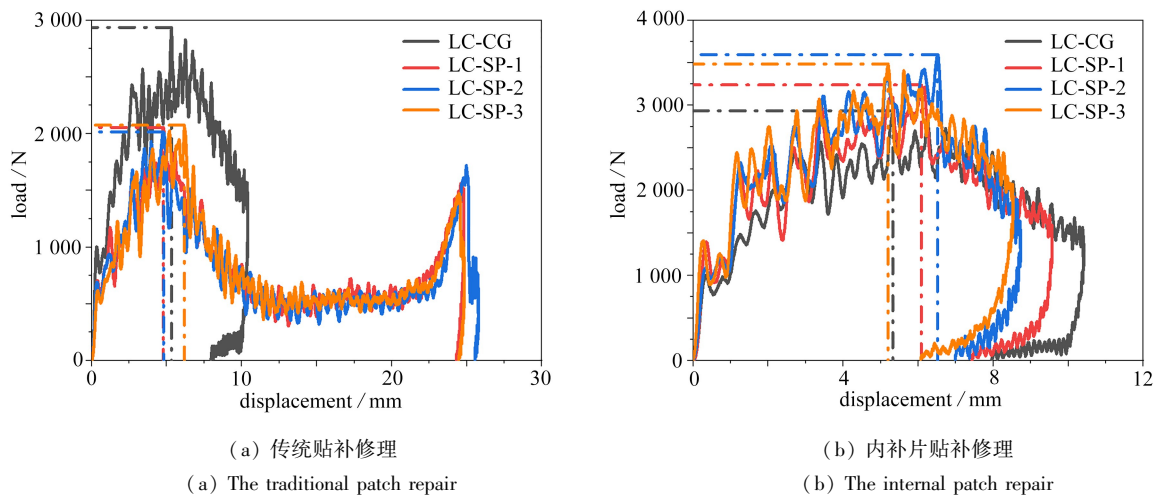


图 3 落锤冲击试验载荷-位移曲线

Fig. 3 Load-displacement curves of drop-weight impact tests

注 为了解释图中的颜色,读者可以参考本文的电子网页版本,后同.

图 4 为不同贴补修理试验件在落锤冲击试验后得到的冲击速度-位移曲线,并增加完好试验件作为对照.传统贴补修理结构的冲击速度变化趋势明显慢于对照组,完好蜂窝夹芯板冲击后剩余速度为 0.377 m/s,传统贴补修理结构的冲击后剩余速度为 0.174 m/s,内补片贴补修理结构的冲击速度降低比对照组较快,冲击后剩余速度为 0.490 m/s,这表明添加内补片后修理结构的刚度较高,冲击过程中弹性变形吸能提升,导致反弹速度较大.

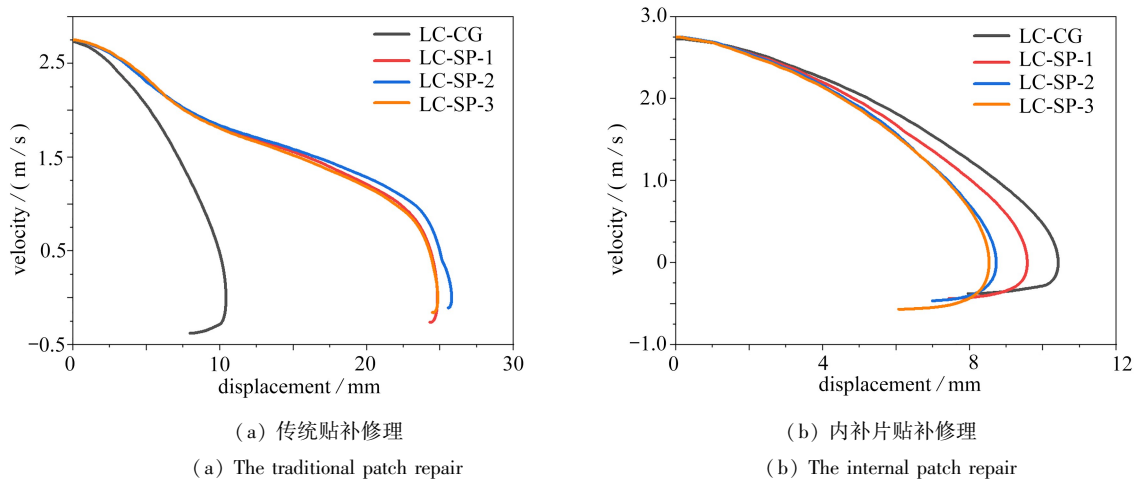


图 4 落锤冲击试验速度-位移曲线

Fig. 4 Velocity-displacement curves of drop-weight impact tests

对试验后的贴补修理试验件损伤情况进行观察,整体损伤情况如图 5(a)所示.上面板外的补片在落锤冲击过程中发生了脱落,冲击部位下方的蜂窝芯层表现出由中心向四周的挤压形变,补片的上表面在冲击的作用下表现出方形的损伤区域,下表面为圆形花瓣开裂,并表现出明显的分层行为.如图 5(b)所示为落锤试验后的内补片贴补修理试验件.上面板的外补片并未完全脱离,仍有部分胶层连接在补片与上面板之间.取下的外补片与贴补修理试验件的补片表现出同样的损伤形式,但损伤程度较小,而内补片表现出轻微的冲击损伤.在落锤冲头的作用下,内补片向下压缩蜂窝芯层,导致修理部位的蜂窝结构出现撕裂与挤压现象.这些损伤特征表明,在改进的修理方法下,内补片的加入有效地增强了外补片与蜂窝芯层之间的联系,从而减缓了修理结构在冲击载荷作用下的损伤程度与范围.

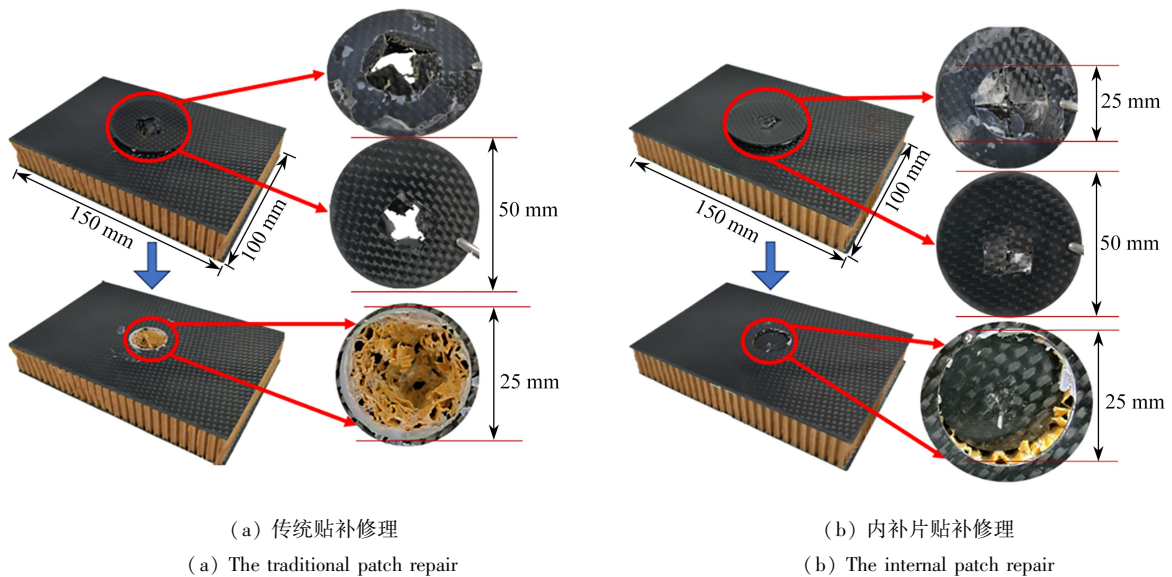


图 5 冲击后的试验件损伤

Fig. 5 Post-impact damages of test specimens

贴补修理试验件的补片与对照度试验件上面板表现出了不同的破坏模式,如图 6 所示.对照组试验件在

上表面表现为与冲头尺寸相近的圆形损伤区域,区域内呈现出纤维方向的裂纹.对照组试验件上面板与蜂窝芯层通过胶层连接,在冲击载荷的作用下,面板下的蜂窝芯均匀承担冲击载荷,上面板的载荷集中在冲头处,最终表现出圆形损伤区域.对于贴补修理试验件,补片与蜂窝芯层之间存在空隙,补片承受冲击载荷时无法直接将冲击载荷传递至蜂窝芯层,补片上下表面载荷分布区域的差异使得其发生分层破坏,补片下表面的损伤限制于夹芯板的圆形预制损伤区域,上表面的损伤沿着纤维方向延伸最终表现为方形损伤.

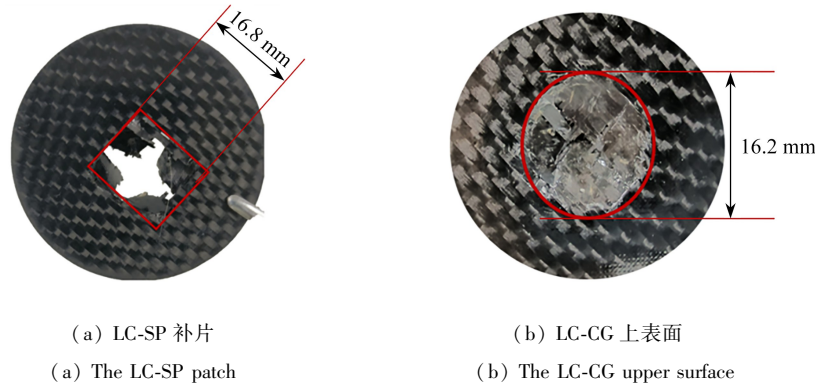


图6 试验件上表面破坏模式对比

Fig. 6 Comparison of failure modes on the upper surface of test specimens

3.2 损伤机理分析

基于上述试验结果和数值分析模型,对比了贴补修理结构受低速冲击过程主要响应特征,如表3所示,其中峰值载荷及其相应的位移误差均在10%之内,验证了本文数值分析模型的有效性,为进一步的材料失效行为和损伤机理分析提供依据.

表3 冲击载荷峰值和位移的误差对比

Table 3 Comparison of impact load peaks and displacement errors

parameter	experiment	simulation	error/%
the 1st peak load /N	2 054.8	1 935.44	5.81
displacement of the 1st peak load /mm	4.78	4.33	9.41
the 2nd peak load /N	1 575.11	1 677.25	6.48
displacement of the 2nd peak load /mm	24.69	26.15	5.91

如图7所示为不同修理结构的冲击有限元模型损伤演化过程,在 $t = 0.002\ 25\ \text{s}$ 时传统贴补修理结构补片表现出了明显的冲击变形,添加内补片后修理结构的冲击变形减小.整体修理结构的冲击损伤演化趋势相似,传统修理结构冲头穿透上面板、蜂窝芯后对下面板进行冲击,添加内补片后冲头未能继续冲击至下面板.

图8(a)为补片与面板之间的胶层损伤演化过程.在 $t = 0.001\ 25\ \text{s}$ 时,胶层大部分失效, $t = 0.002\ 25\ \text{s}$ 载荷达到峰值时补片脱离.由于补片与蜂窝芯层的空隙使得补片下方的蜂窝芯层无法承载,补片在冲击作用下出现弯曲变形,进而引起了补片搭接区域的切向位移,导致胶层失效.图8(b)为内补片贴补修理结构胶层损伤演化过程.与图8(a)相比,内补片贴补修理结构的胶层损伤减缓,在冲击后仍有部分胶层未失效,这是在添加内补片后,内补片限制了补片向下弯曲变形的空间,且内补片连接了蜂窝芯层与外补片一起承担冲击载荷,延缓了外补片在冲击载荷作用下的快速破坏变形.

由于贴补修理补片置于面板外侧,在预制损伤区域补片与蜂窝芯层存在空隙.在冲击过程中,冲击载荷通过补片及补片搭接处的面板进行传递,预制损伤区域的蜂窝芯无法直接承担冲击载荷.如图9(a)所示:在冲头穿透补片前,蜂窝芯层应力呈圆形分布,在中心的损伤区域应力较小;随着冲头穿透补片,面板承担的冲击载荷降低,进而使蜂窝芯层承载减小;与冲头接触的蜂窝芯破坏,吸收冲击能量.对内补片贴补修理结构的蜂窝芯层损伤演化进行分析,如图9(b)所示.在冲击的初始阶段蜂窝芯层应力呈椭圆形分布,与图9(a)相比,中心区域应力分布均匀,冲击载荷通过内补片与上面板传递至蜂窝芯层.在冲头穿透补片后,内补片在

冲头的作用下,向下挤压蜂窝芯层,蜂窝芯层在内补片下方及其周围区域呈现出不同程度的压溃行为.实验中内补片向下挤压的位移较小,而仿真中内补片在冲头的作用下接近至下面板,这是由于有限元模型中蜂窝网格在材料失效后进行删除,导致有限元模型与试验结果表现出差异.

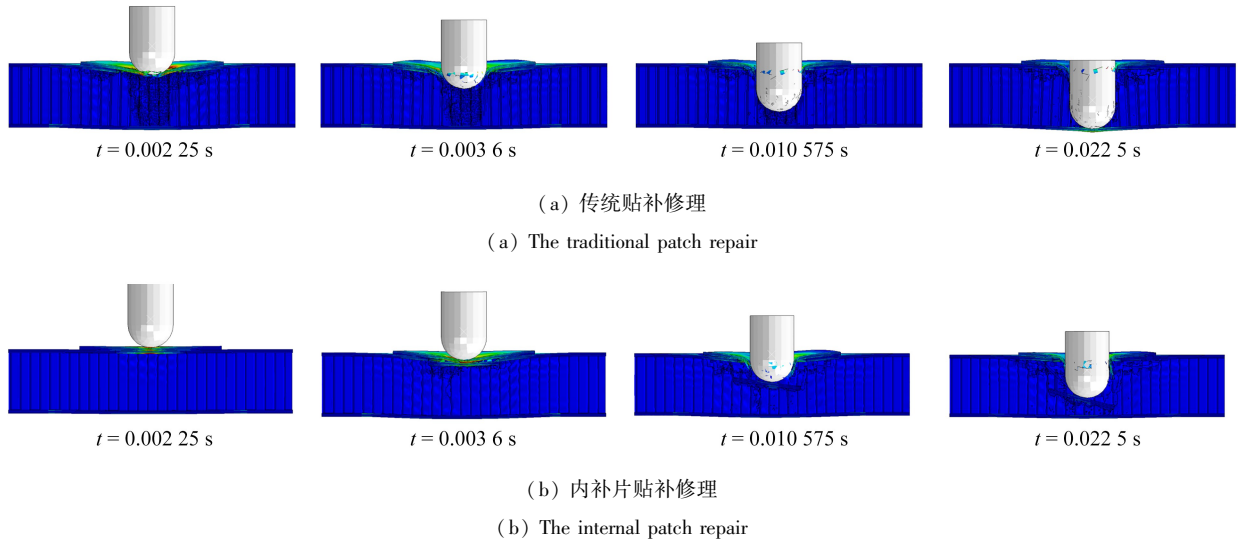


图 7 冲击有限元模型损伤演化过程

Fig. 7 Damage evolution processes in the impact finite element model

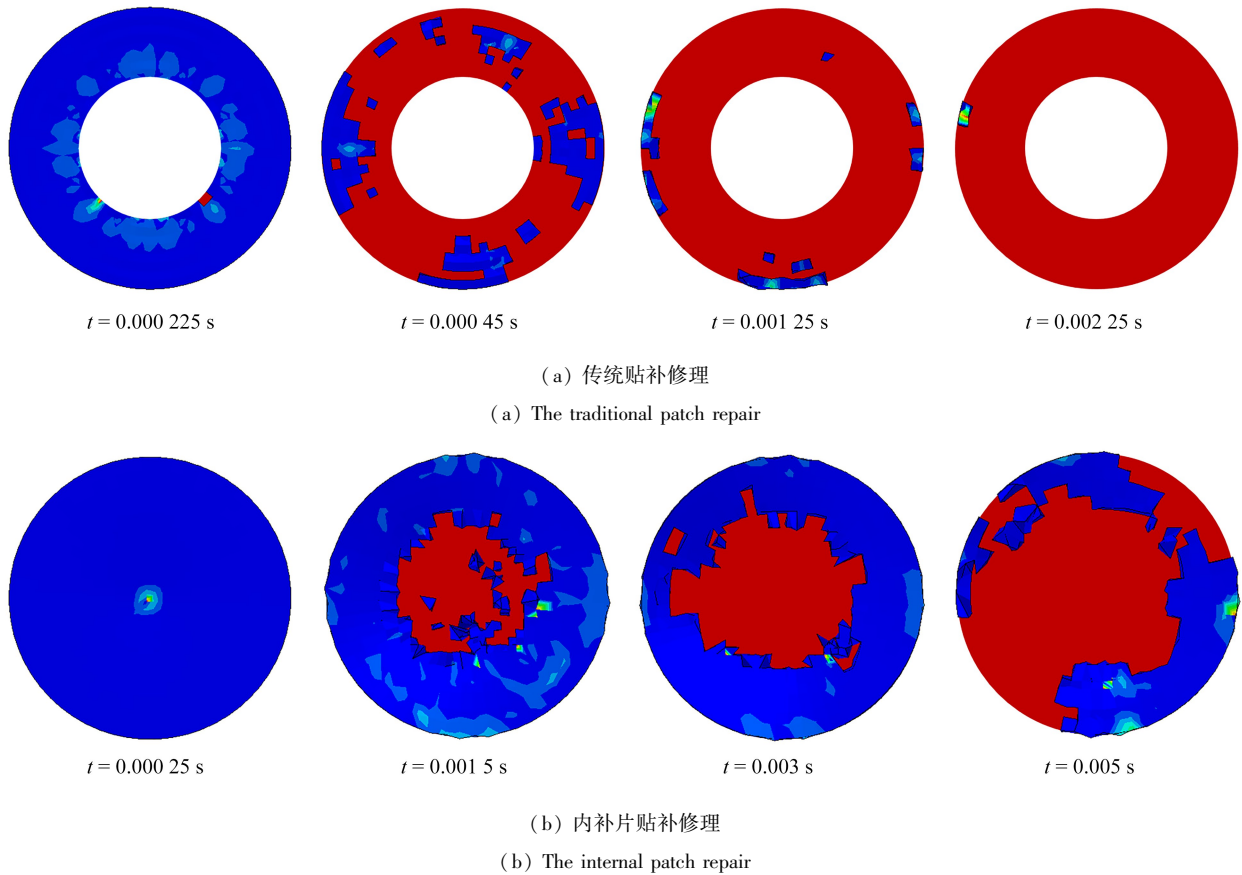


图 8 胶层损伤演化过程

Fig. 8 Damage evolution processes in the adhesive layer

图 10(a)为贴补修理结构冲头穿透芯层时的局部损伤,与冲头直接接触的蜂窝芯层表现出向四周的挤压撕裂破坏,未接触冲头的蜂窝区域则在芯层上方表现出压溃行为.添加内补片后的蜂窝芯层局部损伤如图

10(b)所示,内补片的加入使得修理结构的载荷传递方式及破坏模式发生改变,内补片在冲头作用下向下挤压蜂窝芯,蜂窝芯层的破坏模式转变为向下挤压堆积.这一过程表明,内补片的加入不仅提高了结构的承载能力,还改变了冲击载荷传递的方式,从而使得整体结构在遭受冲击时表现出更好的韧性和抗损伤能力.

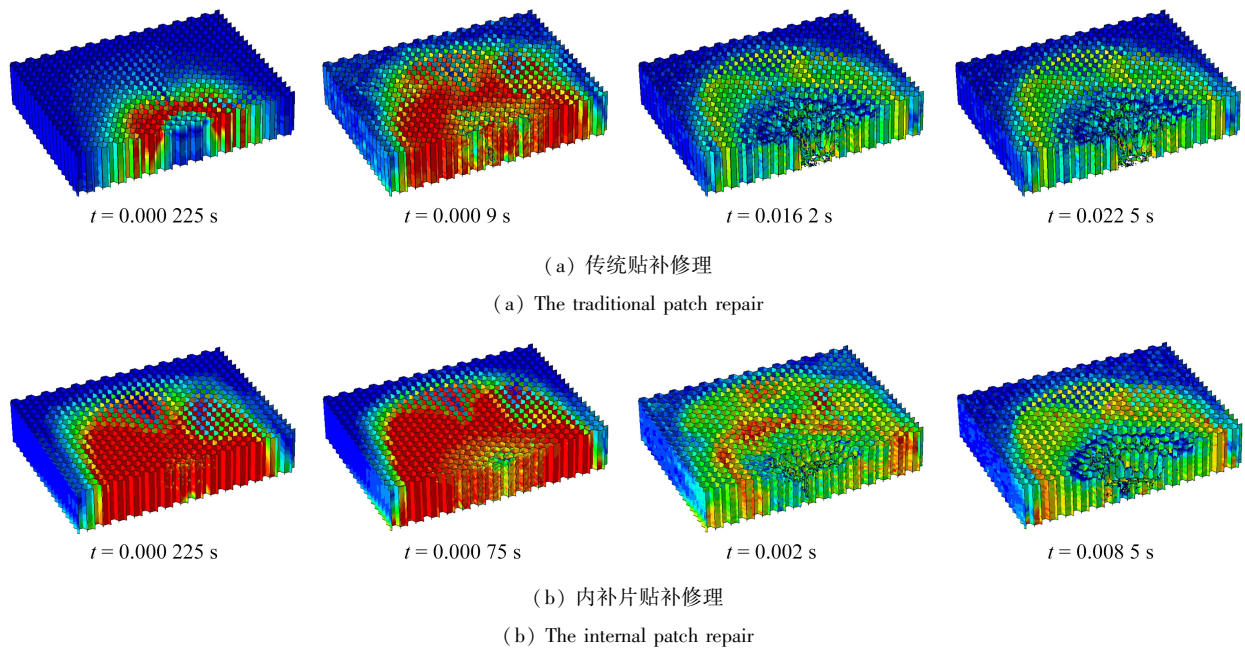


图9 有限元模型蜂窝芯层损伤演化过程

Fig. 9 Damage evolution processes in the honeycomb core layer of the finite element model

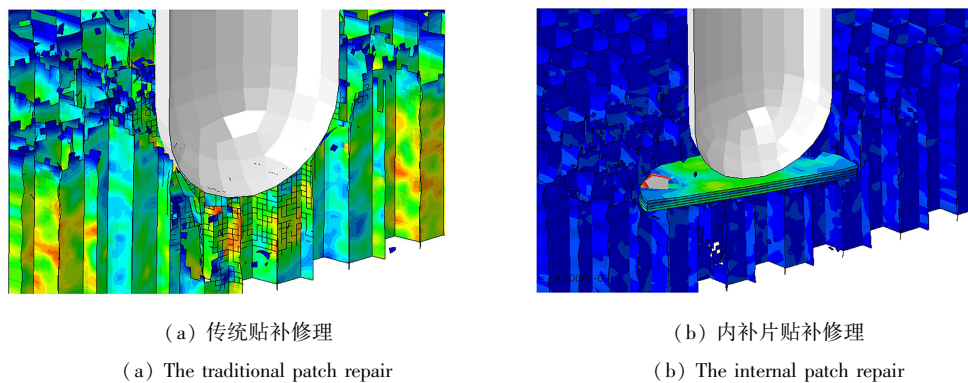


图10 冲头穿透蜂窝芯层局部损伤

Fig. 10 Localized damages during punch penetration into honeycomb core layers

4 结 论

本文提出了通过添加内部补片增强的新型贴补修理方案,对贴补修理及含内补片改进修理结构进行了落锤低速试验和数值模拟,综合分析了不同修理方法修理后的结构冲击响应和损伤行为,讨论了内补片贴补修理作为临时修理方法的可行性,提升了修理结构的抗冲击性能,主要结论如下:

1) 传统贴补修理的补片与蜂窝夹芯板之间存在明显的空隙,这一设计缺陷显著影响了修理结构的抗冲击性能,导致载荷传递困难,降低了整体结构的强度;

2) 增加内补片可以使冲击载荷可以更快、更均匀地传递至蜂窝芯层,同时限制了补片在冲击载荷作用下的变形与位移,延缓了修理胶层的失效;

3) 含内补片贴补修理结构通过增大冲击过程中的接触面积提升修理结构的抗冲击性能,相对于传统贴补修理结构,最大冲击位移减小 64.45%.

参考文献(References):

- [1] LI F, YU C, ZHONG J, et al. Study on impact resistance of nacre biomimetic composite under interlamination functional gradient design[J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2024, **31**(5): 1071-1082.
- [2] JIA C, ZHANG Z, WANG Q, et al. Preparation and performance analysis of a novel double-layer sandwich composite structure[J]. *European Journal of Mechanics A: Solids*, 2025, **111**: 105545.
- [3] QI C, JIANG F, YANG S. Advanced honeycomb designs for improving mechanical properties: a review[J]. *Composites (Part B): Engineering*, 2021, **227**: 109393.
- [4] MA W, TUO H, DENG Q, et al. Damage behavior of composite honeycomb sandwich structure subject to low-velocity impact and compression-after-impact using experimental and numerical methods [J]. *Thin-Walled Structures*, 2024, **205**: 112594.
- [5] SHI S, WANG G, HU C, et al. Impact response of carbon fiber/aluminum honeycomb sandwich structures under multiple low-velocity loads[J]. *Composites Science and Technology*, 2025, **261**: 111027.
- [6] HOSEINLAGHAB S, FARAHANI M, SAFARABADI M, et al. Tension-after-impact analysis and damage mechanism evaluation in laminated composites using AE monitoring[J]. *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2023, **186**: 109844.
- [7] ZHANG D, ZHOU J, WANG J, et al. A comparative study on failure mechanisms of open-hole and filled-hole composite laminates: experiment and numerical simulation[J]. *Thin-Walled Structures*, 2024, **198**: 111730.
- [8] HAGHGOO M, SADIGHI M, AGHDAM M M, et al. Repeated and multiple hail impacts on honeycomb sandwich panels: an experimental and numerical study[J]. *Composite Structures*, 2025, **360**: 119055.
- [9] 贾登豪, 段玥晨. 复合材料蜂窝夹芯板抗鸟弹高速冲击性能研究[J]. 机械设计与制造, 2024(6): 214-218. (JIA Denghao, DUAN Yuechen. Research on high-speed bird impact performance of composite honeycomb sandwich panel[J]. *Machinery Design & Manufacture*, 2024(6): 214-218. (in Chinese))
- [10] 田策. 低温环境中复合夹芯结构抗冲击性能研究[D]. 北京: 军事科学院, 2024. (TIAN Ce. Research on impact resistance of composite sandwich structures in low temperature environments[D]. Beijing: Academy of Military Sciences, 2024. (in Chinese))
- [11] YUN W J, YU P, WANG Y C, et al. Experimental investigation of dynamic response of full-scale RC beams under high-energy impact[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2025, **195**: 105104.
- [12] HE J, SUN X, PI D, et al. An experimental study on the resistance of a polyurea-sprayed structure to low-speed drop hammer impact[J]. *Construction and Building Materials*, 2024, **435**: 136915.
- [13] 陈然, 张迪, 蔡登安. 碳/芳纶混杂复合材料蜂窝夹芯板低速冲击及冲击后压缩实验研究[J]. 南京航空航天大学学报(自然科学版), 2025, **57**(1): 109-119. (CHEN Ran, ZHANG Di, CAI Dengan. Experimental study on low-velocity impact and compression after impact of carbon/aramid hybrid composite honeycomb sandwich panels [J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics (Natural Science Edition)*, 2025, **57**(1): 109-119. (in Chinese))
- [14] ORSATELLI J B, PAROISSIEN E, LACHAUD F, et al. Bonded flush repairs for aerospace composite structures: a review on modelling strategies and application to repairs optimization, reliability and durability[J]. *Composite Structures*, 2023, **304**: 116338.
- [15] RATURI A, JOSHI A, RAWAT P. Advanced composite repair technology for aerospace, marine and automobile applications[M]//VERMA D, SHARMA M, GOH K L, et al. *Sustainable Biopolymer Composites*. Cambridge: Woodhead Publishing, 2022: 265-279.
- [16] 华洲. 复合材料蜂窝夹芯板结构损伤及其修理后仿真分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017. (HUA Zhou. Numerical analysis on damage and repair of honeycomb sandwich composite panels[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017. (in Chinese))

- [17] 郭轩, 关志东, 邱诚, 等. 蜂窝夹芯挖补修理结构弯曲性能研究[J]. 北京航空航天大学学报, 2018, **44**(7): 1528-1536. (GUO Xuan, GUAN Zhidong, QIU Cheng, et al. Flexural performance of scarf repaired honeycomb sandwich structures[J]. *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2018, **44**(7): 1528-1536. (in Chinese))
- [18] XIAO W, SHA G, LU X, et al. Compressive failure analysis of composite honeycomb sandwich panels with impact damage and stepped-scarf repairs[J]. *Thin-Walled Structures*, 2024, **201**: 112012.
- [19] BALCI O, ÇOBAN O, BORA M Ö, et al. Experimental investigation of single and repeated impacts for repaired honeycomb sandwich structures[J]. *Materials Science and Engineering: A*, 2017, **682**: 23-30.
- [20] 李俊, 曹元宝, 黄华, 等. T800 碳纤维复合材料蜂窝夹芯板穿孔损伤修理[C]//第二十二届全国复合材料学术会议论文集. 诸暨, 2024: 6-11. (LI Jun, CAO Yuanbao, HUANG Hua, et al. Repair of Perforated Damage in T800 Carbon Fiber Composite Honeycomb Sandwich Panels[C]//*Proceedings of the 22nd National Conference on Composites*. Zhuji, 2024: 6-11. (in Chinese))
- [21] JOOSTEN M W, NEAVE M B, RIDER A N, et al. 3D printed continuous fibre composite repair of sandwich structures[J]. *Composite Structures*, 2022, **290**: 115518.
- [22] CHENG Z, XIONG J. Progressive damage behaviors of woven composite laminates subjected to LVI, TAI and CAI[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2020, **33**(10): 2807-2823.
- [23] LIU L, MENG P, WANG H, et al. The flatwise compressive properties of Nomex honeycomb core with debonding imperfections in the double cell wall[J]. *Composites (Part B): Engineering*, 2015, **76**: 122-132.
- [24] DENG J, GONG X, XUE P, et al. A comprehensive analysis of damage behaviors of composite sandwich structures under localized impact[J]. *Mechanics of Advanced Materials and Structures*, 2023, **30**(16): 3231-3244.