

引文格式:王向茹,邢飞,孙东华,等.碳面板/铝蜂窝夹层结构面板拼接补强工艺研究[J].航空制造技术,2026,69(17):25010176.

WANG Xiangru, XING Fei, SUN Donghua, et al. Study on splicing and reinforcement process for carbon fiber panel/aluminum honeycomb sandwich panels[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2026, 69(17): 25010176.

碳面板 / 铝蜂窝夹层结构面板拼接补强工艺研究

王向茹,邢飞,孙东华,夏英伟,许丽丽,贾贝贝

(北京空间机电研究所,北京 100076)

[摘要] 碳面板 / 铝蜂窝夹层结构因具有质轻与高承载特性,在航空航天结构中具有重要应用价值。其制造成本控制与服役寿命延长需求推动了结构修理技术的创新发展。面对大尺寸构件拼接成型和复合材料修补技术的需求,本文针对面板拼接和夹层结构拼接进行了设计与工艺研究。结果表明,双面加强 100 mm 的层合板的拉伸强度提升 1.5%,拉伸模量提升 131%,夹层结构面板拼接外加强性能优于内加强,外加强后的芯子剪切应力略高于未修补的整体面板,弯曲刚度达 $699 \text{ N} \cdot \text{m}^2$,相比整体面板提高 78%,拼接加强后的夹层结构外观良好、胶接质量良好无缺陷,满足与非拼接产品同等条件的热真空试验考核。因此,本文提出并验证了一种可行的复合材料夹层结构拼接补强工艺,为航空航天大型构件的低成本制造与在役维修提供了有效的技术途径,对推动结构轻量化与长寿命保障具有实际工程应用价值。

关键词: 碳面板; 碳面板 / 铝蜂窝夹层面板; 拼接补强; 力学性能; 热真空试验

中图分类号: V2

文献标志码: A

DOI: 10.16080/j.issn1671-833x.25010176

Study on Splicing and Reinforcement Process for Carbon Fiber Panel/Aluminum Honeycomb Sandwich Panels

WANG Xiangru, XING Fei, SUN Donghua, XIA Yingwei, XU Lili, JIA Beibei

(Beijing Institute of Space Mechanics and Electricity, Beijing 100076, China)

[ABSTRACT] Carbon panel/aluminum honeycomb sandwich structures are of significant application value in aerospace structures due to their lightweight and high-load-bearing characteristics. The need for cost control in manufacturing and the requirement for extended service life have driven the innovation of structural repair technologies. In response to the demands for the assembly of large-sized components and the repair of composite materials, this paper focuses on the design and process development for panel splicing and sandwich structure splicing. The results indicate that laminated plates with 100 mm double-sided reinforcement exhibit a 1.5% increase in tensile strength and a 131% improvement in tensile modulus. For sandwich structure panel splicing, external reinforcement outperforms internal reinforcement. The core shear stress after external reinforcement is slightly higher than that of the un-repaired monolithic panel, with a bending stiffness of $699 \text{ N} \cdot \text{m}^2$, representing a 78% enhancement compared to the monolithic panel. The spliced and reinforced sandwich structure demonstrates excellent appearance and defect-free adhesive quality, meeting the thermal vacuum test requirements under the same conditions as non-spliced products. Thus, this research introduces and substantiates a practicable process for the splicing and reinforcement of composite sandwich panels. The developed methodology supplies a viable technical route conducive to the economical production and operational upkeep of substantial aerospace assemblies, bearing considerable practical merit in furthering the goals of mass reduction and durability enhancement in structural engineering.

Keywords: Carbon fiber panel; Carbon fiber panel/aluminum honeycomb sandwich panels; Splicing reinforcement; Mechanical properties; Thermal vacuum test

收稿日期: 2025-11-28; 退修日期: 2026-01-03; 录用日期: 2026-01-21

通信作者: 邢飞,工程师,主要从事先进复合材料及其界面性能研究。

碳面板/铝蜂窝夹层结构作为航空航天领域关键承载结构,其质轻与高比强度特性在大型飞行器结构(如太阳翼基板、舱板结构和设备支架等)中具有不可替代的优势^[1-3]。然而,随着新型飞行器结构尺寸持续增大(达数米级),传统铺贴工艺在实现大尺寸碳纤维预浸料连续铺放方面面临显著技术瓶颈,且服役过程中因结构损伤导致的蜂窝夹层修复需求日益迫切^[4-5]。在此背景下,碳纤维面板拼接技术成为突破大尺寸结构成型限制及实现结构可修复性的关键工艺路径。

在复合材料蜂窝夹层结构的修补技术领域,国内外学者围绕修补方案与结构性能恢复这一核心问题展开了系统研究。针对航天、航空制造需求,研究者从理论和实际应用中系统研究了复合材料修补技术,如胶接工艺、补片工艺等^[6-7]。Li等^[8]通过试验研究了单面修补工艺对蜂窝夹芯结构弯曲性能的作用机理;而石晓朋等^[9]则通过试验重点分析了Nomex蜂窝在冲击载荷下的损伤模式与剩余强度特性。在层合板修理方面,Ahn等^[10]通过拉伸破坏试验,系统验证了不同搭接修理方案的有效性,其研究揭示出补片搭接角度、厚度与直径等诸多参数均对整体结构恢复率产生不同程度的影响,并进一步总结了补片环境湿度、固化温度等工艺因素对最终修补效果的关键作用。邹国发等^[11]通过平拉、侧压及疲劳试验,分析了面芯脱粘对结构性能的影响,随着脱粘尺寸增大,破坏载荷逐渐下降,剩余强度保持率仍高于85%。门坤发等^[12]探索了蜂窝拼接对夹层结构整体强度与刚度的影响,在面板均为0.6 mm铝合金、芯层为15 mm的Nomex蜂窝夹层结构中,存在3.0 mm蜂窝拼接时并未对整体力学性能产生显著影响。

在修补工艺的具体实践与优化方面,邵俊欣^[13]系统归纳了针对蜂窝表面划伤、开胶及芯体损伤等不同损伤类型的修理方法。罗辑等^[14]对蜂窝结构的挖补工艺进行了专项研究,详细阐释了蜂窝芯灌封、胶接界面处理以及加热温度均匀性控制等关键工艺参数对修补效果的显著影响。为确保修理质量,曲亚林等^[15]对工程上广泛应用于Nomex蜂窝芯的无损检测方法进行了全面总结。刘遂等^[16]则通过试验对比了单面板损伤、单面板连同蜂窝芯损伤以及整体穿透损伤这3种典型情况在经过不同方法修理后的侧压性能,试验结果表明,所采用的3种修理方法均能实现79%以上的强度恢复率。但研究也同时指出,非对称的修理设计会因引入附加弯矩而对结构的最终承载能力产生不利影响。此外,北京空间机电研究所开展了大量的蜂窝夹层结构修补工艺研究^[17],先后开展了蜂窝修补工艺、面板修补工艺等试验,修补后的夹层结构与未修补前的力学性能几乎未发生改变。目前,碳面板/铝蜂窝夹层结构的修补技

术无论是在内外部修复方式,还是其修补后能否满足空间环境要求方面仍有待研究。

本研究面向某大型天线基板研制任务的迫切需求,聚焦碳纤维面板及夹层结构拼接设计中的关键技术难题,旨在实现拼接后结构整体力学性能不下降的核心目标,提出合理的面板拼接设计方案与夹层结构拼接策略,通过系统的力学性能测试,对拼接后的夹层结构板进行全面性能评估,并分析热真空试验对拼接后夹层结构性能的影响。

1 试验

1.1 试验材料

碳纤维面板采用高模量M40J/氰酸酯体系制备,拼接面板采用M40J/氰酸酯无纬布铺层。其中,选用的日本东丽株式会社生产的M40J纤维,其体密度为 1.77 g/cm^3 ,线密度为 225 g/1000 m ,拉伸强度为 4400 MPa ,拉伸模量为 377 GPa ;氰酸酯树脂牌号为双酚A型氰酸酯树(F·JN-4-01,济南扬讯新材料科技有限公司)。预浸料采用湿法成型工艺制备,面密度为 $(133 \pm 3) \text{ g/m}^2$,含胶质量 $(38 \pm 3) \%$,挥发分质量 $\leq 2 \%$ 。碳纤维面板采用热压罐成型工艺制备成型,固化制度为 $190 \text{ }^\circ\text{C}/4 \text{ h}$ 。蜂窝芯材选用西安雅西生产的LF2-Y有孔铝蜂窝(HB5443),铝箔厚度 0.04 mm ,孔格尺寸 4 mm ,蜂窝高度 15 mm 。板芯胶接用胶黏剂选用黑龙江石化院生产的J-47B+C中温固化胶黏剂体系(Q/HSY003),其室温拉伸剪切强度 $\geq 26 \text{ MPa}$ (采用标准GB/T 7124—2008胶黏剂拉伸剪切强度的测定(刚性材料对刚性材料))。

1.2 面板及夹层结构拼接设计

面板及夹层结构拼接设计方案如表1所示。面板试验件为4种类型,如图1(a)~(d)所示。平板试件a为整体面板(图1(a)),作为试验空白对照组。拼接面板的拉伸试件需用J-47B+C粘接加强面板,加强面板宽度与拉伸试件宽度相同,长度依据拉伸破坏时碳面板拼接补强位置胶黏剂胶接剪切破坏载荷大于碳面板拉伸破坏载荷的原则计算得到。J-47B+C的胶接剪切强度取 10 MPa ,M40J/氰酸酯层合板的拉伸强度取 400 MPa ,计算得出 1 mm 厚的碳面板的拼接补强单边长度为 40 mm ,加强面板总长度为 80 mm (单面加强)。按照1.5倍系数计算得出加强面板总长度为 120 mm (单面加强)。按照该结果分别制作 120 mm 长的单面粘接加强面板和双面粘接各 60 mm 长的加强面板,按照J-47胶固化工艺曲线进行固化。因此,平板试件b为拼接单面加强(图1(b)),加强面板总长度为 120 mm ;平板试件c为拼接双面加强(图1(c)),双侧加强面板每侧总长度均为 60 mm ;平板试件d为拼接双面加强

表1 面板及夹层结构拼接设计方案
Table 1 Design configurations for the spliced panel and sandwich composite

结构	编号	特征	示意图
平板结构	平板试件 a	整体面板 (空白对照)	图 1 (a)
	平板试件 b	拼接单面加强, 加强面板总长度为 120 mm	图 1 (b)
	平板试件 c	拼接双面加强, 每侧总长度均为 60 mm	图 1 (c)
	平板试件 d	拼接双面加强, 每侧总长度均为 100 mm	图 1 (d)
夹层结构	夹层试件 A	整体碳面板 / 铝蜂窝夹层结构 (空白对照)	—
	夹层试件 B	内加强拼接碳面板 / 铝蜂窝夹层结构	图 1 (e)
	夹层试件 C	外加强拼接碳面板 / 铝蜂窝夹层结构	图 1 (f)

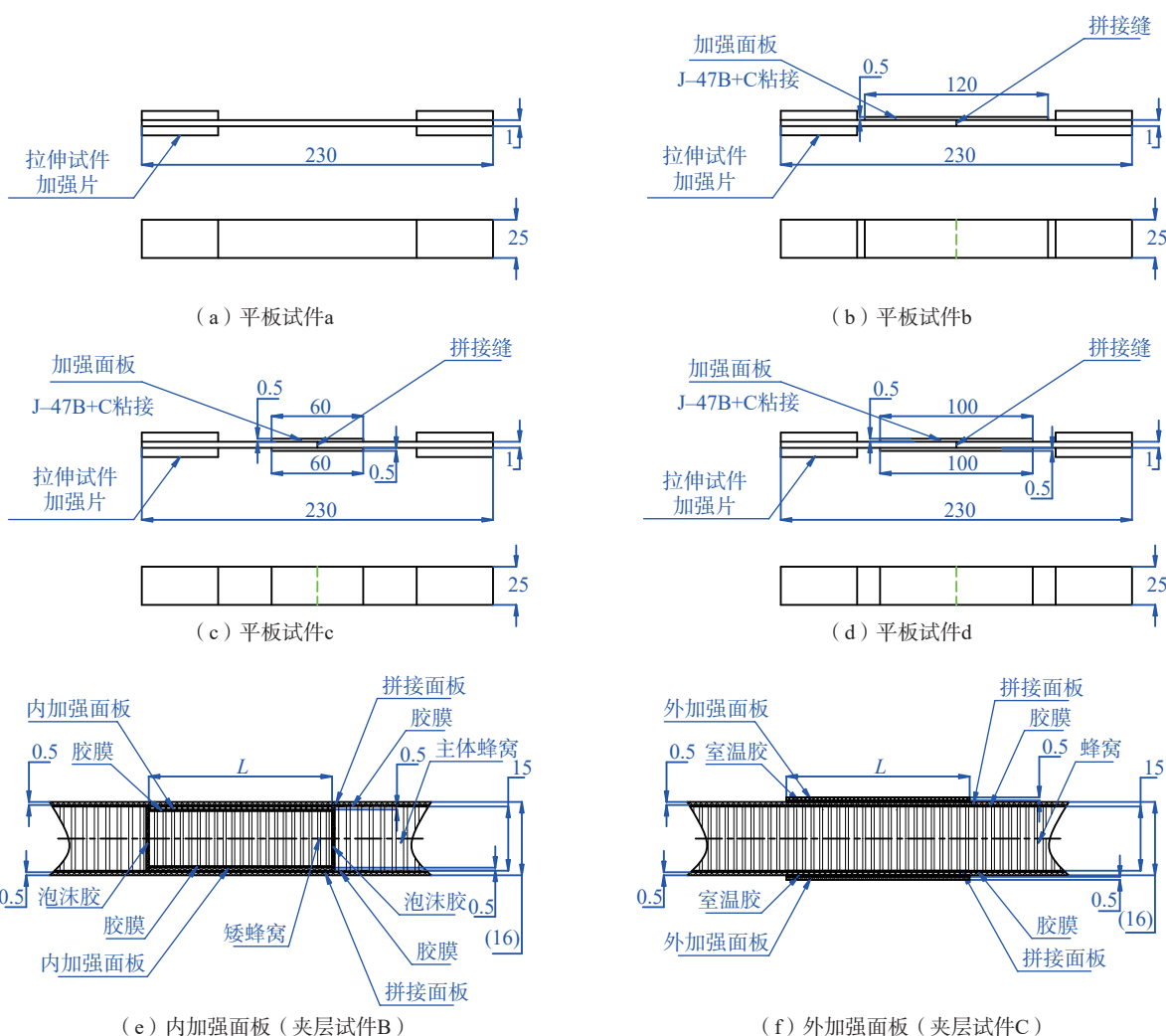


图1 碳面板、碳面板 / 铝蜂窝夹层结构试验件类型 (mm)

Fig.1 Types of carbon fiber panel and carbon fiber panel/aluminum honeycomb sandwich structure test specimens (mm)

(图 1 (d)), 双侧加强面板每侧总长度均为 100 mm, 此面板用于试验补充验证。

基于面板的拼接位置设计、拼接补强方向设计和加强面板尺寸设计 3 个方面考虑, 本文试验设计的碳纤维 / 铝蜂窝夹层结构试件为 3 种类型, 夹层结构试板坯料尺寸均为 600 mm × 800 mm。其中, 夹层试件 A 为整体碳面板 / 铝蜂窝夹层结构; 夹层试件 B 为内加强拼接碳面板 / 铝蜂窝夹层结构, 内部设置高矮蜂窝两种规格, 整板蜂窝高度为 15 mm, 内加强处蜂窝高度为 14 mm, 并在蜂窝拼接缝处粘贴泡沫胶条, 拼接缝两侧间隔放置泡沫胶棒; 夹层试件 C 为外加强拼接碳面板 / 铝蜂窝夹层结构, 在结构板成型完毕后用室温固化胶黏剂在面板拼接缝位置粘接外加强面板 (试件厚度的上下两侧均粘接) 试件呈对称结构。

1.3 试验方法

夹层结构外观、平整度和胶接质量检测包括对 2 种

夹层结构试件和基板试件的外观质量进行目视检查;对3种夹层结构试件和基板试件的整板平面度及局部平面度的检验;局部平面度选择200 mm的刀口尺和塞尺检验。其中夹层结构板C和基板试件的外加强处因添加胶接加强面板后加强面板位置高于整板板面,故仅在添加胶接前检验平面度。对3种夹层结构试件和基板试件的胶接质量进行无损探伤,探伤方法为声阻法,利用啄木鸟探伤仪检测内部胶接质量。

采用GB/T 3354—2014测试标准进行面板拉伸性能测试;采用GB/T 1456—2021测试标准对3种夹层结构弯曲试件(A、B、C)进行弯曲性能及芯子剪切性能。通过短梁三点弯试验测试夹层结构的芯子剪切强度,跨距为160 mm,加载速度为2 mm/min;通过长梁外伸梁三点弯试验测试弯曲和剪切刚度、面板弹性模量,跨距为160 mm,外伸臂长度为80 mm,加载速度为1 mm/min;通过长梁三点弯试验测试面板弯曲强度,跨距为400 mm,加载速度为5 mm/min。

在进行夹层结构试件热真空试验时,鉴于热真空试验成本非常高,产品仅测试了面板拼接内加强的形式(与夹层结构试件B结构形式一致),试验要求为环境压力 $\leq 6.65 \times 10^{-3}$ Pa,试验温度-160~110℃,循环次数6.5次,每次循环在最高温和最低温端达到温度稳定后至少停留4 h。

2 结果与讨论

2.1 拼接层合板力学性能

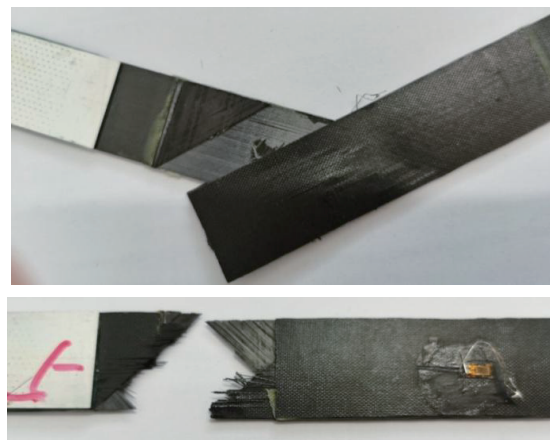
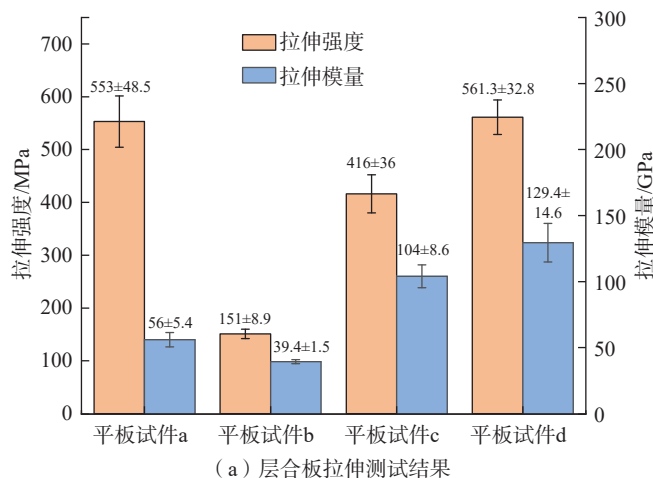
拼接层合板的拉伸性能测试结果如图2(a)所示,所有试样均在有效测量段内发生破坏,整体铺层试样(平板试件a)的失效模式表现为散丝破坏,失效区域为工作段,失效部位为试验件中间部位(符合GB/T 3354—

2014标准中的XGM破坏模式)。对于包含加强结构的拼接试样,其破坏机制表现为界面分离与本体分层的耦合失效,图2(b)中破坏形貌均表现为拼缝断开、本体分层。力学性能测试结果表明,与整体铺层结构(平板试件a)相比,单侧加强120 mm试样(平板试件b)的轴向拉伸强度呈现显著下降趋势(降幅达73%),弹性模量降低30%;而双侧对称加强60 mm试样(平板试件c)展现出更优的力学性能,其拉伸强度仅下降25%,弹性模量则提升86%。进一步研究发现,增大了对称加强粘接长度,即双侧对称加强100 mm试样(平板试件d),可表现出更优异的力学性能,其轴向拉伸强度实现1.5%的提升,弹性模量则显著增加131%。上述结果揭示了加强结构参数对层合板力学性能的非线性影响规律,为优化拼接结构设计提供了试验依据。

2.2 拼接夹层结构板力学性能

首先对夹层结构外观、平面度和胶接质量进行检验。3种夹层结构试件的整体面板与拼接面板制作的夹层结构试件的外观均无凹坑、凸起、褶皱等损伤,外观质量良好。整体面板的夹层结构板和面板拼接内加强的夹层结构板的整板平面度相当,检验整板平面度约为0.2~0.4 mm(外加强试板除外),且内加强处的板面局部平面度满足0.2 mm/200 mm×200 mm的通用要求。实测拼接碳面板的夹层结构试板的拼接缝宽度为1.1~1.5 mm。对于含有加强面板的夹层结构试件,重点对加强面板区域进行探伤,后胶接外加强面板的试件进行两次探伤,分别在结构板成型后和后胶接加强面板后进行。无损探伤结果表明,所有试件的胶接处无脱粘等缺陷,胶接质量良好。

3种夹层结构弯曲性能和剪切性能的测试结果如图3所示,拼接面板外加强的夹层结构试件弯曲及剪切



(b) 拼接加强的拉伸试件典型破坏模式

图2 平板试件拉伸性能及拼接加强试件破坏模式

Fig.2 Tensile performance of flat specimens and failure mode of spliced reinforced specimens

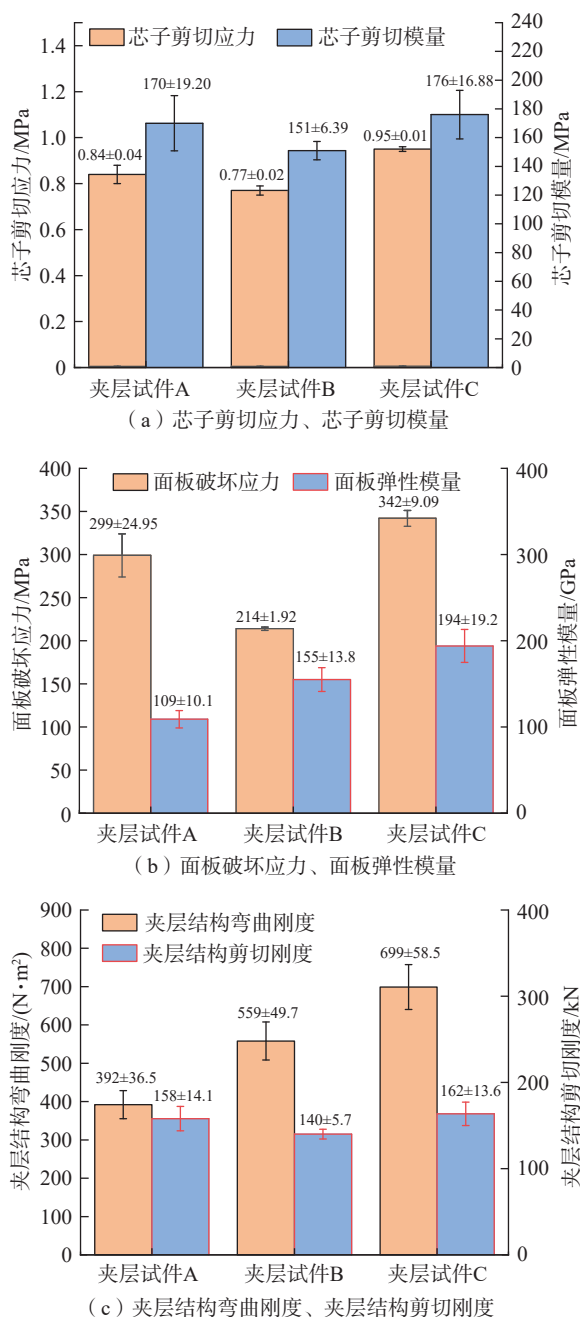


图3 拼接夹层结构弯曲和剪切性能

Fig.3 Bending and shear properties of stitched sandwich structure

性能较整体面板的夹层结构均有提高。芯子剪切应力 τ_c 大小关系为: 夹层试件C (外加强, 0.95 MPa) > 夹层试件A (整体面板, 0.84 MPa) > 夹层试件B (内加强, 0.77 MPa), 剪切模量 G_c 和面板破坏应力 σ_f 规律与之一致。相比整体面板试件A, 外加强夹层试件C的芯子剪切模量和夹层结构剪切刚度分别提高 3.5% 和 2.5%, 面板破坏应力提高 14%; 而夹层试件B的芯子剪切模量和夹层结构剪切刚度均下降 11%, 面板破坏应力下降 28%。拼接面板内加强的夹层结构试件面板弹性模量

和夹层结构弯曲刚度较整体面板的夹层结构均有大幅提高, 夹层试件B提高 42%, 夹层试件C提高 78%, 主要原因为拼接处增加内加强面板致局部加厚, 在三点弯曲测试中加厚部位为加载位置, 抵抗形变的能力加强。

进一步分析试件测试过程的载荷-位移曲线以及测试后的试件照片, 如图4和5所示。蜂窝夹层结构由薄面板和多孔状的蜂窝通过胶黏剂组合而成, 夹层结构的上下面板厚度较小, 服从 Kirchhoff 假设, 承受面内应力, 主要作用是抗弯; 芯子处于反平面的应力状态, 承受面内剪应力, 主要作用为抗剪。蜂窝夹层结构板弯曲的破坏模式为夹层结构板的一侧受压, 另一侧受拉, 随着弯曲载荷的增大, 受压侧会逐渐扩展成裂纹, 随后受拉侧也会出现裂纹或者与芯材脱粘。在大多数情况下, 当面板出现失效时, 载荷会开始下降。蜂窝夹层结构板受侧压力时, 由于采用胶膜成型, 在承受侧压时, 不会出现面板与蜂窝芯子分层, 往往会出现面板分层而皱折破坏; 随着面板厚度的增大, 夹层结构的侧压强度提高^[18-19]。在剪切试验时, 内加强面板(夹层试件B)的破坏模式与载荷-位移曲线的规律与整体面板(夹层试件A)基本一致, 破坏位置均在面板中心, 表现为层板破裂及蜂窝芯子变形。但是, 在弯曲试验时, 夹层试件A变形出现了载荷急剧下降, 上下面板与蜂窝芯子瞬时破坏。外加强面板的破坏模式与其他两种有明显区别, 破坏出现在外加强面板边缘区域, 蜂窝芯出现屈曲变形。这是因为外加强通过增加面板刚度改善了结构整体刚度分布。外加强面板的附加刚度使载荷传递路径更优, 有效抑制了芯子剪切变形。外加强结构通过增强面板-芯子界面约束, 改变了面芯协同工作模式。试验中观察到, 外加强试件的破坏模式由整体面板结构的“芯子剪切破坏”转变为“面板屈曲破坏”, 表明面板承载能力的提升显著延缓了破坏进程。

2.3 夹层结构试件热真空试验

为满足空间环境使用, 对夹层结构进行热真空试验。考虑制造成本与试验成本, 试验样本分为两种, 一是实际产品的基板, 采用面板拼接内加强的形式进行制备, 实物图如图6所示; 二是基板试验件, 分别进行面板拼接内加强和面板拼接外加强进行制备, 形式与2.2节相同。基板与基板试验件同炉完成了6.5次循环的热真空试验, 试验结果如表2所示, 试验前后的基板产品和基板试验件外观质量和胶接质量均无缺陷, 拼接加强处在热真空试验过程中未出现鼓包、褶皱、脱粘、凹陷等缺陷, 试验前后的整板平面度、局部平面度及孔位精度检验结果相当, 无明显变化; 拼接工艺成功通过热真空试验考核。目前, 采用该方法制备的基板已在空间环境中稳定运行, 鉴于该试验条件已涵盖大部分平台结构

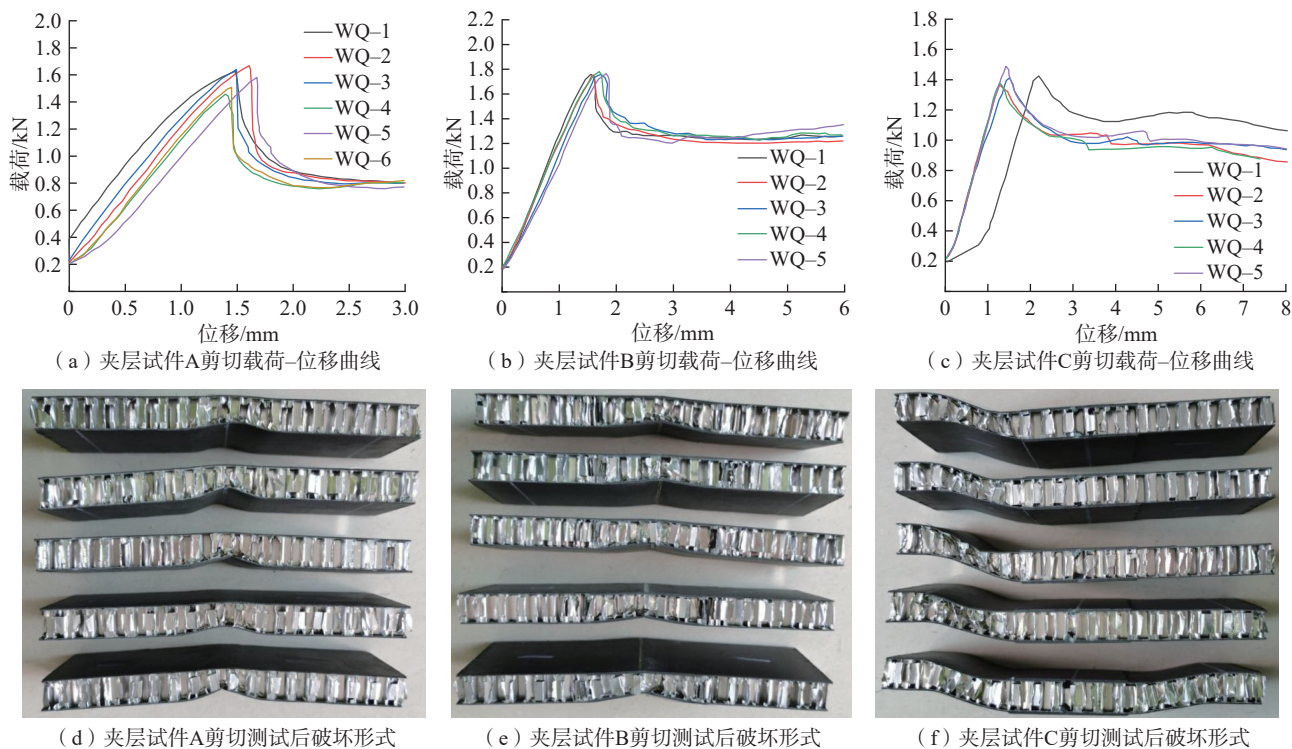


图4 夹层结构试件剪切载荷-位移曲线及剪切测试后破坏形式

Fig.4 Shear load-displacement curves and failure modes of sandwich structure specimens after shear testing

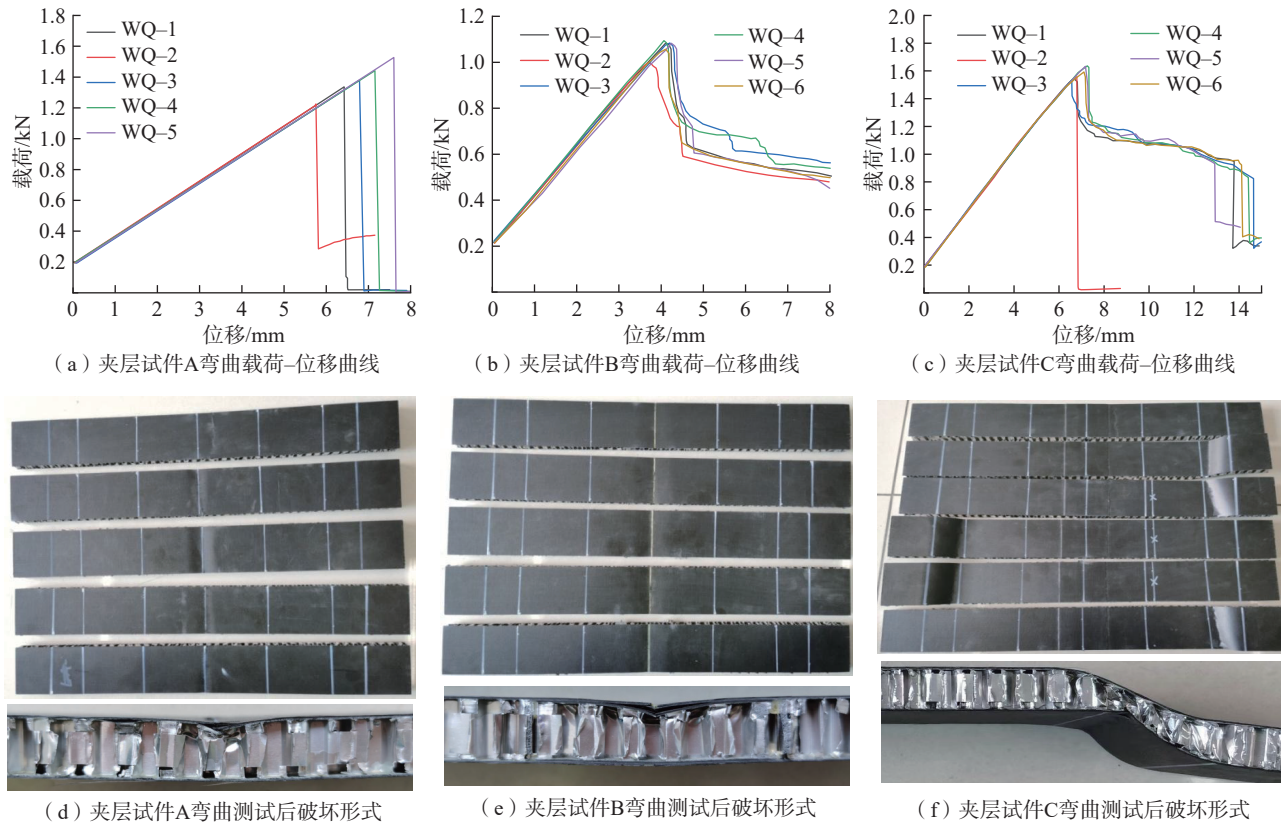


图5 夹层结构试件弯曲载荷-位移曲线及弯曲测试后破坏形式

Fig.5 Bending load-displacement curves and failure modes of sandwich structure specimens after bending test

板、基板及遥感产品的热性能考核条件,故该工艺形式也适用于其他领域类似结构产品。

3 结论

本文主要研究碳面板 / 铝蜂窝夹层结构板的面板拼接及加强参数设计及工艺方法,并对不同工艺方法制作的试件的性能进行评估,得出以下具体试验结论。

(1) 双面加强 100 mm 的层合板力学性能保持率最佳,拉伸强度提升 1.5%,拉伸模量提升 131%。

(2) 揭示了加强结构位置对夹层结构力学性能的非线性影响规律,为优化夹层结构设计提供了理论依据。夹层结构面板拼接外加强性能优于内加强,外加强后的芯子剪切应力略高于未修补的整体面板,弯曲刚度达 $699 \text{ N} \cdot \text{m}^2$,相比整体面板提高 78%。

(3) 夹层结构内、外拼接加强后的夹层结构外观良

好、胶接质量良好无缺陷,满足与非拼接产品同等条件的热真空试验考核。

因此,拼接碳面板的铺层和固化可选择适当规格尺寸的工装和热压罐设备,减少超大尺寸工装的生产成本,降低大压罐的使用程度,在降本增效方面意义重大。在工程应用中,建议针对不同载荷工况选择加强结构形式,外加强适用于以剪切主导的工况,而内加强更适合需要局部刚度增强的特定区域。

参考文献

- [1] 黄治镔,何成龙,王玉浩,等. 铝 /CFRP 面板蜂窝夹层结构低速冲击特性[J]. 复合材料学报, 2026, 43(1): 446–461.
- [2] HUANG Zhixin, HE Chenglong, WANG Yuhao, et al. Low-velocity impact characteristics of honeycomb sandwich structure with Al/CFRP face-sheets[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2026, 43(1): 446–461.
- [3] DJEMAOUNE Y, KRSTIC B, RASIC S, et al. Experimental investigation of an alternative approach to temporarily repair Nomex honeycomb sandwich structures in aerospace applications[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications, 2023, 237(5): 1215–1228.
- [4] 阮颖琴,王开浚,张娜娜,等. 空间环境下卫星 CFRP-蜂窝夹层结构的热-结构耦合变形与偏转分析[J]. 航天器环境工程, 2025, 42(4): 420–429.
- [5] RUAN Yingqin, WANG Kaijun, ZHANG Nana, et al. Thermo-structural coupled analysis of deformation and deflection in satellite CFRP-aluminum honeycomb sandwich structures in the space environment[J]. Spacecraft Environment Engineering, 2025, 42(4): 420–429.
- [6] 沈赫. 复合材料蜂窝夹芯胶接修理结构的弯曲力学性能研究[D]. 广汉: 中国民用航空飞行学院, 2025.
- [7] SHEN He. Study on bending mechanical properties of composite

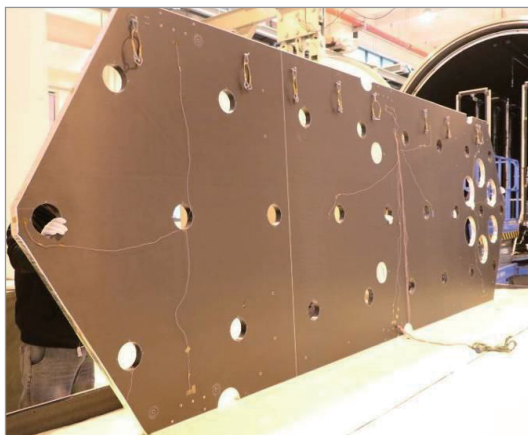


图 6 基板热真空试验过程照片

Fig.6 Photos of the thermal vacuum test process

表 2 热真空试验前后检验及检测结果汇总

Table 2 Summary of inspection and testing results before and after thermal vacuum tests

项目	基板		基板试验件	
	试验前	试验后	试验前	试验后
面板拼接	是		是	
面板加强形式	内加强		内加强、外加强	
预埋件分布情况	内加强区域无埋件, 非加强区域有埋件		内加强、外加强及非加强区域均有埋件	
外观质量	目视无鼓包、褶皱等, 局部缺丝已补胶	目视无鼓包、褶皱等, 局部缺丝未扩展	目视无鼓包、褶皱、缺丝等, 外观良好	目视无鼓包、褶皱、缺丝等, 外观良好
胶接质量	无损探伤无脱粘等缺陷	无损探伤无脱粘等缺陷	无损探伤无脱粘等缺陷	无损探伤无脱粘等缺陷
整板平面度 /mm	1.27	1.52	0.40	0.45
局部平面度 /mm	0.18/200 × 200	0.15/200 × 200	0.15/200 × 200 (除外加强区域外)	0.12/200 × 200 (除外加强区域外)
预埋件孔位精度 /mm	Φ0.28	Φ0.25	Φ0.18	Φ0.20

honeycomb sandwich bonded repair structure[D]. Guanghan: Civil Aviation Flight University of China, 2025.

[5] 李娜, 路鹏程, 才华, 等. 蜂窝夹层复合材料修补结构低速抗冲击性能[J]. 航空材料学报, 2022, 42(5): 109–118.

LI Na, LU Pengcheng, CAI Hua, et al. Low-velocity impact resistance of repaired honeycomb sandwich composites[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2022, 42(5): 109–118.

[6] 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, 2019.

WEI Fulun. Repair Evaluation and Analysis of Composite Honeycomb Sandwich Structures [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019.

[7] KATNAM K B, DA SILVA L F M, YOUNG T M. Bonded repair of composite aircraft structures: A review of scientific challenges and opportunities[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2013, 61: 26–42.

[8] LI J F, YAN Y, LIAO B H, et al. Analysis model and experimental study of bending behavior of composite honeycomb sandwich structures with one-side bonded repair[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2013, 34(8): 1884–1891.

[9] 石晓朋, 李曙林, 常飞, 等. Nomex 蜂窝复合材料冲击损伤及剩余压缩强度试验[J]. 航空材料学报, 2013, 33(6): 70–75.

SHI Xiaopeng, LI Shulin, CHANG Fei, et al. Impact damage and post-impact compressive strength experiment of nomex honeycomb sandwich panel[J]. Journal of Aeronautical Materials, 2013, 33(6): 70–75.

[10] AHN S H, SPRINGER G S. Repair of composite laminates-I: Test results[J]. Journal of Composite Materials, 1998, 32(11): 1036–1074.

[11] 邹国发, 龙国荣, 万建平, 等. 树脂基复合材料蜂窝夹层结构修补技术研究[J]. 玻璃钢 / 复合材料, 2005(6): 42–44, 34.

ZOU Guofa, LONG Guorong, WAN Jianping, et al. Study of repairing technology for resin based composite structure with honeycomb sandwich[J]. Fiber Reinforced Plastics/Composite, 2005(6): 42–44, 34.

[12] 门坤发, 何龙龙, 王久龙, 等. 蜂窝拼接对夹层结构整体强度和刚度影响研究[J]. 纤维复合材料, 2023, 40(3): 59–64.

MEN Kunfa, HE Longlong, WANG Jiulong, et al. Research on the influence of honeycomb splicing on the strength and stiffness of sandwich

structure[J]. Fiber Composites, 2023, 40(3): 59–64.

[13] 邵俊欣. 复合材料蜂窝夹层结构损伤修理方法[J]. 军民两用技术与产品, 2017(6): 137.

SHAO Junxin. Damage repair methods for composite material honeycomb sandwich structures [J]. Dual Use Technologies & Products, 2017(6): 137.

[14] 罗辑, 杨永忠, 陈新萍, 等. 复合材料蜂窝夹芯结构挖补工艺[J]. 航空制造技术, 2010, 53(6): 100–101.

LUO Ji, YANG Yongzhong, CHEN Xinping, et al. Scarf patch process for composites honeycomb sandwich structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2010, 53(6): 100–101.

[15] 曲亚林, 宁宁, 詹绍正. 蜂窝夹芯结构的无损检测技术[J]. 航空制造技术, 2011, 54(20): 78–81.

QU Yalin, NING Ning, ZHAN Shaozheng. NDT technology of honeycomb sandwich structure[J]. Aeronautical Manufacturing Technology, 2011, 54(20): 78–81.

[16] 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. Lateral compressive behavior of scarf repaired honeycomb sandwich panels[J]. Science & Technology Review, 2013, 31(7): 28–32.

[17] 沃西源, 黄云. 碳 / 环氧面板 – 铝蜂窝夹层结构件损伤修补工艺[J]. 航天返回与遥感, 2002, 23(4): 52–56.

WO Xiyuan, HUANG Yun. The repairing technique for damnification of carbon/epoxy facings-aluminum honeycomb sandwich construction[J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2002, 23(4): 52–56.

[18] WANG J F, SHI C Y, YANG N, et al. Strength, stiffness, and panel peeling strength of carbon fiber-reinforced composite sandwich structures with aluminum honeycomb cores for vehicle body[J]. Composite Structures, 2018, 184: 1189–1196.

[19] YOO J S, TRUONG V H, PARK M Y, et al. Parametric study on static and fatigue strength recovery of scarf-patch-repaired composite laminates[J]. Composite Structures, 2016, 140: 417–432.

(责编 晓月)