

尺寸稳定性CFRP蜂窝制造方法的研究进展

廖逸坚 卫宇璇 刘 硕 朱大雷 马 立

(北京卫星制造厂有限公司, 北京 100094)

文 摘 未来高精度载荷对航天器结构尺寸稳定性提出严苛的要求,碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)蜂窝的夹层结构是新型轻量化结构,且具优秀的热尺寸稳定性,能够满足此类载荷支撑结构的设计要求。本文介绍了目前CFRP蜂窝的制造方法的发展近况,根据蜂窝的制造工序以及相应工艺方法对CFRP蜂窝结构尺寸稳定性的影响,将制造方法归为多步成形法、整体成形法两大类,分析了其中各种制造方法的技术优势与弊端,讨论了新制造方法的技术难点。最后展望了尺寸稳定性CFRP蜂窝的制造技术的发展方向。

关键词 空间结构,尺寸稳定性,CFRP蜂窝,制造,轻量化

中图分类号:TB332

DOI:10.12044/j.issn.1007-2330.2025.04.004

Progress in Manufacturing Methods of Dimensionally Stable CFRP Honeycomb

LIAO Yijian WEI Yuxuan LIU Shuo ZHU Dalei MA Li

(Beijing Spacecraft, Beijing 100094)

Abstract In the future, high-precision loads impose stringent requirements on the dimensional stability of spacecraft structures. The sandwich structure of carbon fiber-reinforced polymer (CFRP) honeycomb is a new lightweight structural design with excellent thermal dimensional stability, capable of meeting the design requirements for load-bearing structures under such conditions. This paper reviews the current development status of CFRP honeycomb manufacturing methods. Based on the manufacturing processes and corresponding technology methods that influence the dimensional stability of CFRP honeycomb structures, the manufacturing methods are categorized into two main types: multi-step forming methods and integral forming methods. The technical advantages and disadvantages of various manufacturing methods are analyzed, and the technical challenges of new manufacturing methods are discussed. Finally, the future development direction of manufacturing technology for dimensionally stable CFRP honeycombs is explored.

Key words Space structure, Dimensional stability, CFRP honeycomb, Manufacture, Lightweight

0 引言

随着我国航天事业的不断发展,航天器载荷的精密程度不断提高,这类航天器载荷高精度、高灵敏度的特点导致其对工作环境要求严苛,即对载荷搭载平台在轨期间的结构尺寸稳定性有极高的要求,表1中列出了航天器尺寸变化对不同部件与载荷的影响,反映了精密载荷对尺寸变化的敏感性^[1]。在太空中,影响尺寸稳定性的因素众多,如温度、湿度、真空度、辐射、机械载荷等外部环境条件的变化都可能引起尺寸变化,导致载荷无法发挥其所设计的功能。在所有空间外部环境中,引起航天器发生尺寸变化的最主要因素是热效应,因此航天器结构的热变形

性能和材料的热膨胀性能是航天器尺寸稳定性设计中最重要考虑因素^[2]。

表1中提到的航天器部件的尺寸稳定结构可为

表1 航天器载荷和结构的尺寸稳定性效应^[1]

Tab. 1 Effects of dimensional stability on spacecraft structure and payload^[1]

应用	尺寸变化/ $\mu\text{m}\cdot\text{m}^{-1}$	效应
天线	长度变化量 600	严重的信号损失
光学敏感器件/ 支撑结构	长度变化量 10~100	不可接受的指向和跟踪损失
镜面	尺寸变化量 0.1~10	成像和分辨率失真
激光通讯	激光的角秒级偏转	通讯失败
大型空间望远镜	镜面间距离发生1的变化	故障与失准

收稿日期:2024-05-28

基金项目:国家重点研发计划(2022YFB3706104)

第一作者简介:廖逸坚,1999年出生,硕士研究生,主要从事航天器复合材料领域的研究工作。E-mail:stillhehe@163.com

通信作者:马立,硕士,研究员,主要从事航天器复合材料结构研究工作。E-mail:2865604117@qq.com

零膨胀设计的复合材料层合结构、桁架结构、金属点阵结构,低热膨胀系数(CTE)的合金构件或蜂窝夹层板等^[3-4]。然而,随着目前航天器对轻量化的不断追求,碳纤维增强树脂基复合材料(CFRP)层合结构和桁架结构^[5]不能满足航天器减重的需求;同时载荷对航天器结构尺寸稳定性要求的不断提高,一般航天器上使用的CFRP蒙皮-铝蜂窝芯的蜂窝夹层结构的热变形量已经不能满足更高的尺寸稳定性要求。所以研究开发轻质、高尺寸稳定、高刚度的CFRP蜂窝夹层结构是航天领域迫切的需求^[6]。

早在20世纪末,为了满足太空望远镜在工作状态下的精度和误差校正功能,美国国家航天局(NASA)在哈勃望远镜上就已经利用石墨纤维/环氧复合材料与殷钢制造了尺寸稳定的空间可展开桁架、安装平台^[7]。后续的大型空间望远镜如詹姆斯·韦伯空间望远镜,开普勒空间望远镜,有极高的指向精度和光轴稳定度要求,因此对航天器结构的尺寸稳定性的要求更加严苛,结构的等效CTE要求达到 $10^{-8}/\text{K}$ 量级,其支撑结构基本采用全CFRP或碳/碳复合材料结构^[7-9]。除太空望远镜之外,如NASA的GRACE和欧空局(ESA)的GOCE等地球重力场探测卫星,设计要求在轨期间整星的质心变化小于 $3\text{ }\mu\text{m}$,在轨期间保持极高的尺寸稳定性以保障星间的激光通讯^[10-12]。ESA的普朗克宇宙微波背景辐射研究卫星对其相机安装结构、望远镜波反射面有极高的尺寸稳定要求,从而整个波反射面都运用了CFRP蜂窝夹层结构^[13]。可见国外对于航天器尺寸稳定性问题研究起步早,技术水平高,已经成功使用CFRP蜂窝夹层结构满足严苛的尺寸稳定性要求,实现了工程应用。

随着国内卫星对遥感、测绘、通讯功能要求的不断提高,对于所配套的航天器尺寸稳定结构的研究与应用也在不断进步。当航天器尺寸稳定性不达标时,在轨运行产生指向偏移,成像和分辨率失真等问题会严重影响在轨任务的完成,这类卫星要求结构的CTE为 $10^{-6}\sim 10^{-7}/\text{K}$ 量级^[14-16]。然而截至目前,国内航天器的天线反射面、相机安装结构等仍然主要采用铝蜂窝/CFRP蒙皮的夹层结构,结构热线胀系数受制于金属铝蜂窝(铝合金CTE为 $2.26\times 10^{-5}/\text{K}$),使得结构尺寸稳定性难以进一步提高,不能为更加精密的载荷提供良好的稳定工作环境。目前,我国还没有在航天器上实际应用CFRP蜂窝夹层结构的案例。

本文聚焦近年来国内外CFRP蜂窝领域的相关研究,分析CFRP蜂窝的技术发展方向,内容涵盖CFRP蜂窝的主要制造方法。

1 CFRP蜂窝的制造方法

能够工程应用CFRP蜂窝的前提是掌握其稳定、可靠的制备工艺。由于CFRP蜂窝是作为尺寸稳定结构宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2025年 第4期

芯材使用,同时制件通常为大尺寸的天线反射面或是设备安装面,因此对CFRP蜂窝的制备工艺稳定性有很高的要求^[17]。目前,已经发展出多种CFRP蜂窝芯的制造方法,这些方法按蜂窝芯是否有节点胶可以分为两大类:蜂窝芯多步成型法和蜂窝芯整体成型法。表2展示了各类成形方法所制作的典型CFRP蜂窝的性能,以便更好地理解各种制作方法的差异。

表2 各种制作方法所得CFRP蜂窝的面外压缩性能对比
Tab.2 Out-plane compress property of honeycombs manufacturing by each methods

材料	密度 / $\text{g}\cdot\text{m}^{-3}$	比强度 / $10^3\text{m}^2\cdot\text{s}^{-2}$	制作方法	数据来源
PAN/Epoxy	0.032	56.3	拉伸法	Ultracor Inc.
T300-3K平纹/Epoxy	0.280	146	波纹条,胶接法	[18]
T700/Epoxy	0.186	61.3	拼插法	[19]
PRISM TX1100/20 LV	0.264	118	纤维铺放法	[20]
T300-3K平纹/Epoxy	0.252	108	裁剪折叠法	[21]
T300-3K平纹/Epoxy	0.055	117	织造法	[22]

1.1 蜂窝芯多步成型法

CFRP蜂窝的多步成型法又可细分为三种工艺方法,分别是拉伸法、波纹条胶接法和拼插法。

1.1.1 拉伸法

拉伸法通过使用耐高温胶黏剂作为节点胶,按照蜂窝芯子设计的规格将节点胶涂在碳纤维织物条的相应位置上,碳纤维织物通常采用低面密度的薄型织物,对涂好节点胶的织物条进行叠合,完成叠合后在热压机上完成节点胶固化;进行切边后在蜂窝拉伸机上展开;利用模具对展开后的蜂窝芯毛坯定型,浸润树脂,随后固化获得蜂窝制品。拉伸法由传统铝蜂窝芯子条展开技术发展而来,适合批量化生产,国内外都有相应的技术积累,目前已经实现了CFRP蜂窝的商品化,如国内奥星博雅(天津)科技有限公司,美国Ultracor公司。

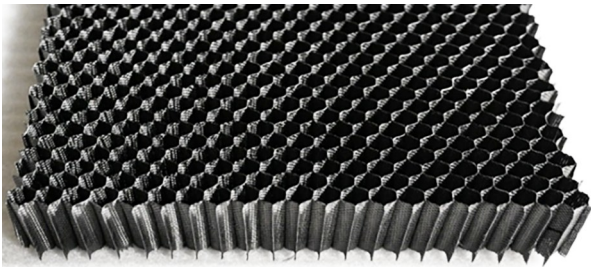


图1 拉伸法制作的CFRP蜂窝成品
Fig.1 CFRP honeycomb fabricated by expansion method

如图1所示,拉伸法所制得的CFRP蜂窝壁薄,蜂窝壁厚可轻松低于 0.2 mm ,能制得等效密度很低的超轻质CFRP蜂窝。因为采用低密度织物,最终制

品的纤维体积分数较低,从而比强度偏低。同时节点胶的存在使得蜂窝壁双层区域与单层区的力学性能有差异,进而整个蜂窝结构的尺寸稳定性受到影响。

1.1.2 波纹胶接法

波纹胶接法是经典的蜂窝芯制造方法之一^[23],主要工序如图2所示,按照设计的铺层方式,铺叠出预浸料叠层坯料,随后贴合模具形成特定波纹,利用热压罐法或模压法固化成形;切割成特定宽度的波纹条后,周期性排列,使用节点胶将其胶接成蜂窝,波纹条宽度即为所制得的蜂窝芯子的厚度。

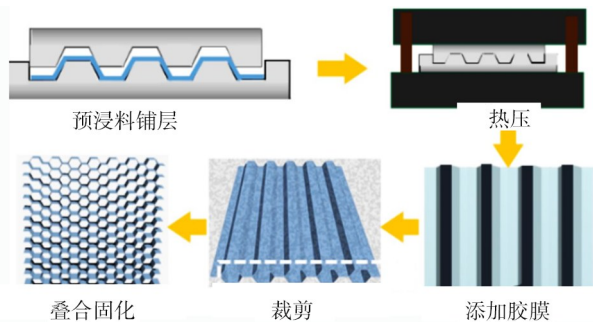


图2 波纹胶接法制备CFRP蜂窝^[23]

Fig. 2 CFRP honeycomb fabricated by corrugated method^[23]

PEHLIVAN等^[18]利用热压法制备了多种样式的波纹CFRP蜂窝,先将碳纤维织物在波纹模具上铺放,倒入环氧树脂进行浸胶后放入相应形状的筋条,使得模具完整方便加压,随后热压制得波纹板。最后将波纹板粘接、切割后制备了不同构型的CFRP蜂窝芯,如图3所示,包括矩形、波纹型、正六边形三种类型。刘鑫等^[24]成功利用预浸料热压后获得的波纹板,切割波纹条后胶接制备了较大尺寸的CFRP蜂窝芯及其夹层结构的三点弯曲试样。通过预浸料铺层后热压制得的波纹板纤维体积分数高,厚度均匀,力学性能优异,内部缺陷少,表面精度高,从而产品质量好。

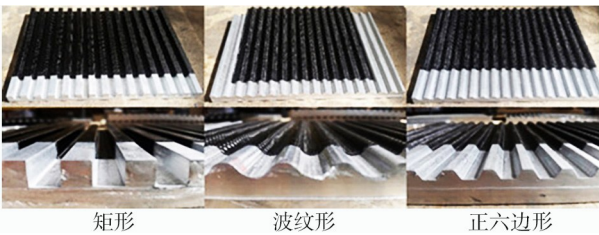


图3 制作CFRP蜂窝的波纹板^[18]

Fig. 3 CFRP honeycomb panels made by different corrugations^[18]

波纹胶接法所制得的CFRP蜂窝侧壁致密,若要运用在航天器结构上,蜂窝芯侧壁需要加工透气微孔。可采取在粘接前,利用激光点蚀加工的方法,在CFRP波纹条每个壁面都开出微孔。北京卫星制造厂有限公司(BS)利用纳秒高能脉冲激光器实现了

CFRP波纹条侧壁透气孔的批量、稳定加工,如图4所示。

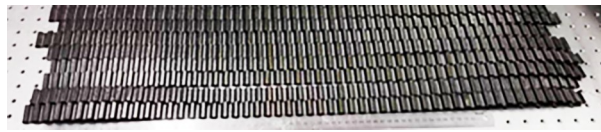


图4 激光加工微孔的CFRP波纹条

Fig. 4 CFRP strips with micro holes processed by laser

波纹胶接法的一个重要特点是能够采用各种式样的周期性波纹组合粘接得到蜂窝制品,获得不同形状的蜂窝胞元,进而可以对CFRP蜂窝进行超材料结构设计。然而此方法胶接过程中引入的大量的节点胶会产生额外的热变形,增加了这类CFRP蜂窝热尺寸稳定性的不确定性^[25-27]。因此,需要研究与CFRP材料相匹配的低CTE胶黏剂来降低节点胶对尺寸稳定性的影响,如SALVO等^[28]采用了一种在胶黏剂中混入负CTE的玻璃-陶瓷粉的方法获取了低CTE($5.3 \times 10^{-6}/K$)胶黏剂。

1.1.3 拼插法

拼插法顾名思义,采取CFRP薄板进行加工,获得所需的外形及狭缝,互相拼插组装,得到稳定的周期性三维格子状的蜂窝结构。最具有代表性的就是三维互锁结构,XIONG等人^[19,29]设计了如图5所示的金字塔形蜂窝芯,其由线切割加工的CFRP平板拼插组成。结果显示,该类型蜂窝夹层结构面外压缩性能表现良好,比强度较高;抗冲击性好,单位质量吸能达0.01 MJ/kg,比同密度下的平纹织物板高一倍。但研究未涉及此类结构的尺寸稳定性问题。

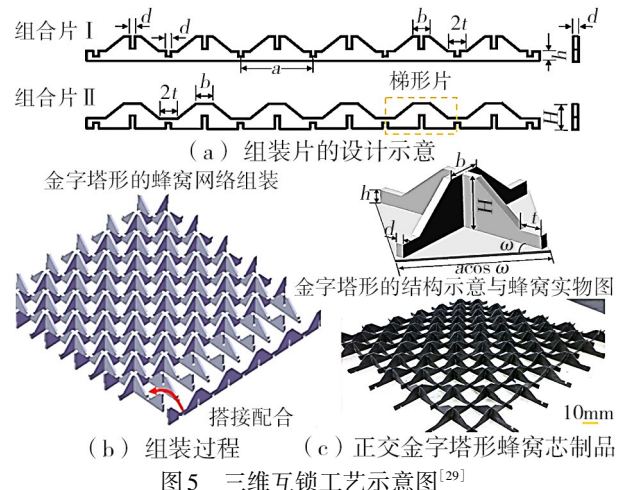


图5 三维互锁工艺示意图^[29]

YU等^[30]将碳纤维平纹织物预浸料叠层固化,清除层合板两侧的富树脂层后,贴上高取向石墨纤维膜(HOGF)加工成带狭缝的板,随后组装得到如图6所示的矩形高热导率的CFRP蜂窝芯。

拼插法常用于制作大胞元尺寸、高壁厚的蜂窝结构,如CFRP栅格状天线反射器,这类由全碳纤维复合材料制得的反射器型面精度极高,在轨热尺寸稳定性好^[31]。BS利用拼插法制作了大尺寸三角形格栅的全碳天线反射面,如图7所示。

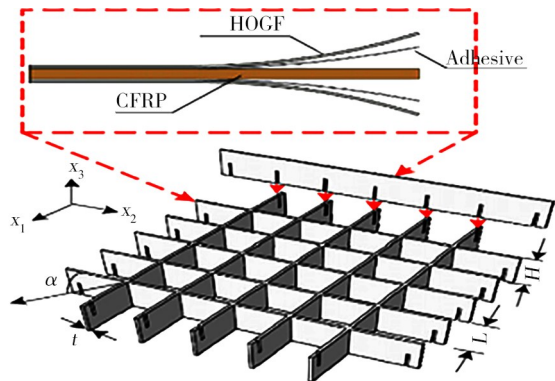


图6 高热导率CFRP-HOGF蜂窝芯的结构和组装示意^[30]

Fig. 6 Sketch of the structure and assembling of high thermal conductivity CFRP-HOGF honeycomb^[30]

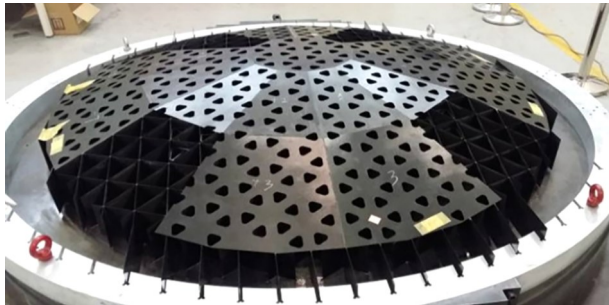


图7 拼插法制造的CFRP蜂窝天线反射面

Fig. 7 CFRP honeycomb for antenna reflector fabricated by jointing and inserting method

目前采用拼插法制作此类CFRP蜂窝时,为保证结构稳定,还需在拼接节点处采用预浸纤维束进行补强,工艺较繁琐。

1.2 CFRP蜂窝芯整体成形

整体成形的CFRP蜂窝芯特点是不使用多步成形法中的节点胶,主要制作方法可分为:纤维铺放/缠绕法、裁剪折叠法和3D织造法。

1.2.1 纤维铺放/缠绕法

STOCCHI等^[32]将纤维束直接铺放到如图8所示的蜂窝芯子模具中,在模具的支撑下形成蜂窝网络结构,随后在室温下加入聚乙烯基树脂,利用热压机加压固化,得到蜂窝制品;为提高制品纤维分数、壁厚均匀性从而提升力学性能,进一步改进了模具设计,使其能够实现侧向加压。纤维束铺放密度不高,树脂采取直接倾倒法,制品的纤维体积分数低仅为40%,然而若铺放纤维密度增加,直接倾倒树脂难以使得纤维束完全浸润,从而产生贫胶、疏松等缺陷。RAO等^[20]使用干碳纤维在蜂窝芯模具上直接铺放的

宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2025年 第4期

方式获得CFRP蜂窝预制体,利用施加真空负压的方式使纤维束与模具贴合紧密,采取中心注胶真空辅助树脂传递模塑工艺(VARTM)来进行CFRP蜂窝固化。该方法真空辅助可以促进浸胶完全,固化时压力分布稳定且均匀,促进树脂的均匀分布,提高制品质量稳定性。

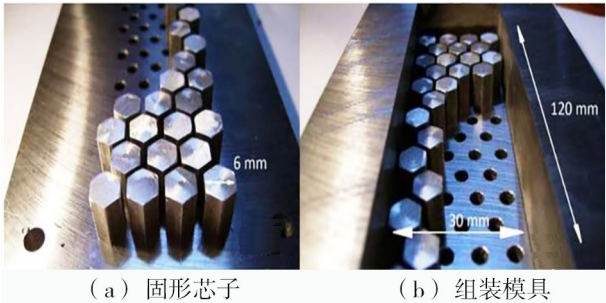
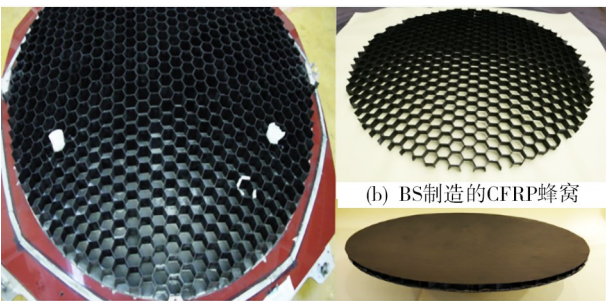


图8 热压法制备正六边形蜂窝纤维铺放模具^[32]

Fig. 8 Hexagonal honeycomb molds of hot press molding method^[32]

普朗克探测器的天线主反射面采用CFRP蜂窝夹层结构,其蜂窝芯利用纤维缠绕法制作:先将碳纤维束在正六边形芯杆上缠绕,在树脂浸渍过程中控制含胶量。随后将缠绕完成的芯杆分段切割成所需要的长度,随后装模组成所设计的蜂窝结构并固化,最后进行铣削加工获得图9(a)所示的蜂窝^[33]。BS采取类似的预浸料缠绕芯模、组装蜂窝,热压罐固化的技术生产了如图9(b)所示的高模量CFRP蜂窝,并最终制得图9(c)中的高精度抛物反射面。



(a) 普朗克探测器的CFRP蜂窝^[33] (c) BS制造的CFRP抛物反射面

图9 缠绕法制备的抛物面天线CFRP蜂窝结构

Fig. 9 CFRP honeycomb for antenna reflector fabricated by winding process

LI等^[34]通过CFRP自动铺放法制备了全CFRP蜂窝圆柱,制造工艺流程如图10所示。首先设计并制作符合圆柱体构型的硅橡胶内嵌模;下一步利用缠绕机铺放碳纤维预浸料窄带,首先在金属基底模具上铺放,缠绕过程中不断嵌入硅橡胶模来获得蜂窝格形状,依次逐层缠绕,获得圆柱形蜂窝坯件。随后封装,送入热压罐固化。圆柱形蜂窝夹层结构可应用在卫星承力筒、遮光罩上,理论上能够有效降低结构质量并提高刚度、强度与尺寸稳定性。上述

CFRP蜂窝制作工艺中使用的预浸料可以为CFRP织物,也可是单向预浸带,制品的可设计性高。

纤维铺放/缠绕法的核心是模具与工装的设计,得益于直接贴合模具整体成形,可直接将CFRP蜂窝制作成平板、曲面板、圆柱筒等不同外形的结构。也由于整体成形,采用干纤维铺放时,需要对模具进行针对性的改进设计从而使树脂浸透均匀;采用预浸料铺放/缠绕时,需要对缠绕与铺带工艺进行深入研究从而提高制品质量。

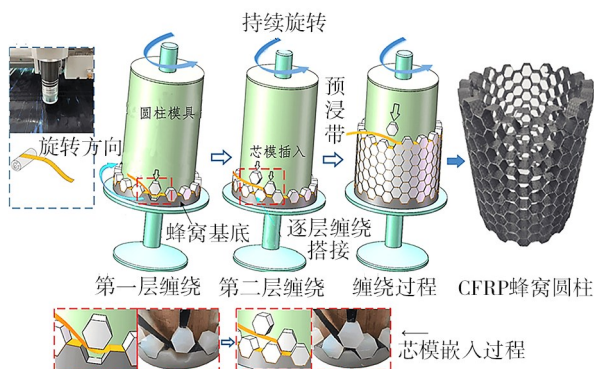
图 10 圆柱形 CFRP 蜂窝芯的制造工序示意^[34]

Fig. 10 Diagram of the fabrication process of cylindrical CFRP honeycomb core^[34]

1.2.2 裁剪折疊法

裁剪折叠工艺 (Tailor-Folding Method) 由 WEI 等^[21]提出并实现,该工艺方法的流程如图 11 所示。

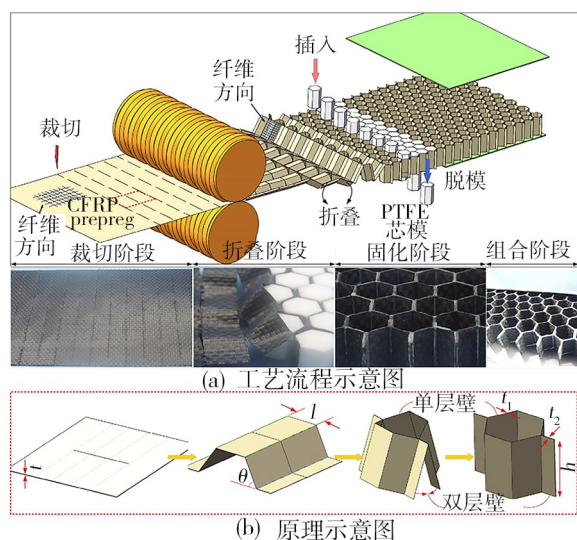
图 11 裁剪折叠工艺的主要流程与原理示意图^[21]

Fig. 11 Diagram of process and theory for tailor-folding method

首先根据所确定的蜂窝构型以及尺寸绘制二维 CFRP 预浸料的裁切路径;为提高 CFRP 预浸料的可加工性和可折叠性,在裁切完成后将预浸料在 -20°C 进行低温冷冻硬化,随后利用滚压方法进行折叠获得波纹形状;在逐次折叠过程中嵌入聚四氟乙烯模具来保持蜂窝形状。固化方法采取真空袋热压罐

法。由于对CFRP预浸料裁切加工的可操作性,裁剪折叠方法不仅可以按照二维平面设计切割线,获得多种波纹形状的蜂窝芯,同时还可以对蜂窝壁孔洞进行设计如图12所示。

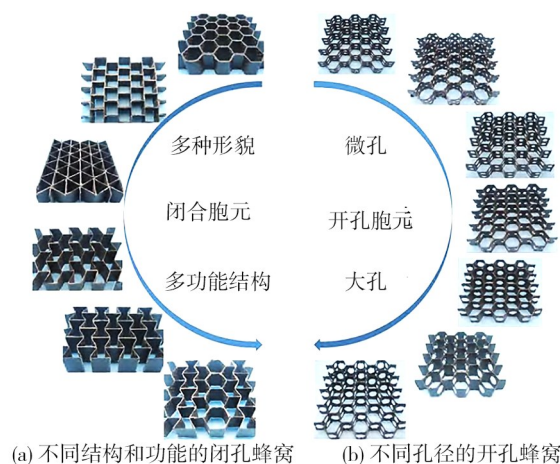
图 12 两种类型的 CFRP 蜂窝芯示意图^[35]

Fig. 12 Two types of CFRP honeycomb cores^[35]

裁剪折叠工艺提供了自动化、批量化、快速生产 CFRP 蜂窝的思路。蜂窝整体固化、没有节点胶降低结构尺寸稳定性的风险,同时该方法也便于设计透气微孔,能够符合在航天器上使用的要求。但裁剪折叠法对每道工序的控制精度要求高,由于制备过程连续性高,导致工艺容错率较低。同时裁剪折叠法仅适用于较薄的预浸料,厚度较厚会导致难以折叠和固型困难。

1.2.3 3D 织造法

3D 机织或 3D 编织工艺织造的蜂窝预制体属于立体织物,立体织物结构是纤维束在三维空间内的以不同结构形式交织形成的。与二维织物相比,立体织物最大优势是提高复合材料层间性能,得益于其结构中存在不同形式的层间连接纤维^[36]。如图 13 所示是立体织造技术制造蜂窝预制体的经典方法示意图。

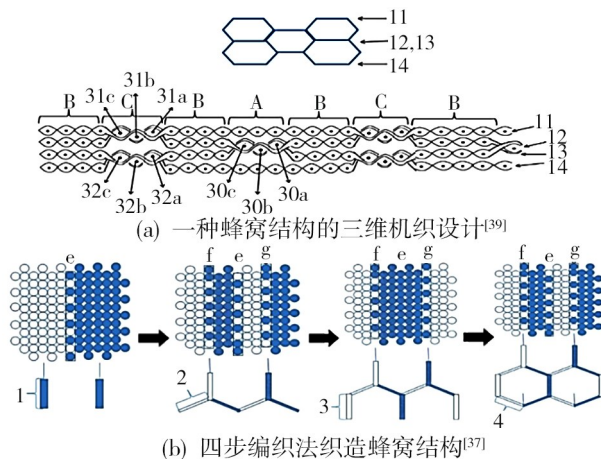


图 13 立体织物技术制造蜂窝预制体简示

Fig. 13 Example of 3D fabric technic on honeycombs

采用三维织造技术制备CFRP蜂窝预制体是近几年才发展起来的技术。不同于波纹胶条法、拉伸法,用立体织造技术制造的CFRP蜂窝的优势在于:理论上融合了三维织造复合材料抗压与抗冲击性好、断裂韧度高等特点,蜂窝壁间不存在胶接面,故不存在热膨胀匹配问题和胶层厚度均匀性问题;层间有纤维连接,结构抗分层能力增强,蜂窝胞元连接面强度得以进一步提升^[37-39]。因此当对蜂窝抗剪能力有额外要求时,最适合采用3D织造法工艺获得CFRP蜂窝。

CHEN等^[22]采用3D机织法织造的蜂窝芯预制体,其纤维走向为 $[+45,-45]$,图14(a)为未展开的蜂窝预制体。预制体展开后辅以缠绕有聚四氟乙烯胶带的正六棱柱芯模定型,采取VARTM工艺进行浸胶与固化,最终制得如图14(c)所示的CFRP蜂窝。随后可将制品切割为不同厚度的蜂窝芯。GUO等^[40-41]用酚醛树脂浸入CFRP蜂窝预制体,将固化后的CFRP蜂窝芯进行化学气相渗透沉积,随后热解得到C/C蜂窝芯。

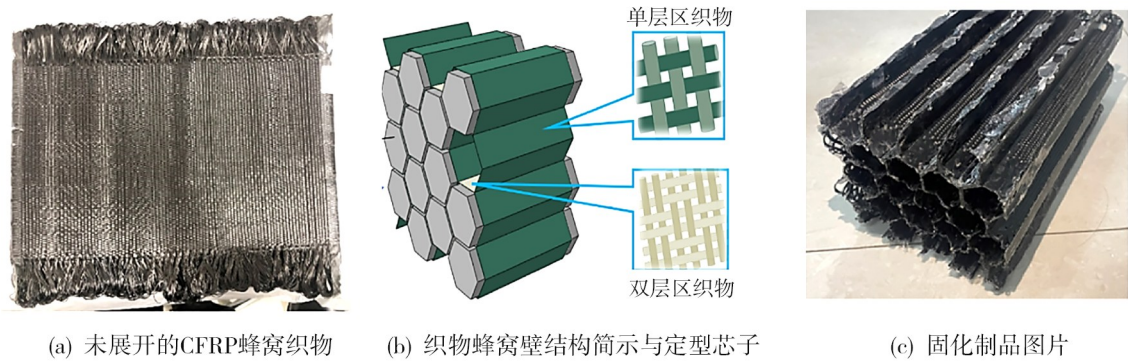


图14 3D机织CFRP蜂窝预制体制备CFRP蜂窝示意图^[22]

Fig. 14 Schematic diagram of CFRP honeycomb prepared by 3D woven CFRP honeycomb prefabrication^[22]

采用立体织造技术制备蜂窝预制体的工艺目前还在发展中,要获得大尺寸的蜂窝预制体,则需要改装现有的织造设备,从编织原理可知,织造法对于蜂窝厚度的尺寸没有限制,但若持续增加织物面积,编织机体积将成倍增加,并增大了工艺难度。利用宜兴华恒高性能纤维织造有限公司织造的大尺寸CFRP蜂窝见图15(a),制造了高尺寸稳定性载荷安装结构板,如图15(b)所示,同时面积达米级以上规格的CFRP蜂窝预制体织造技术也还在攻克中。

出,从而可能产生缺陷,进而影响CFRP蜂窝的质量控制^[17]。

2 结语

CFRP蜂窝夹层结构的相关技术是未来高精度航天器平台的关键技术之一,掌握这种高比刚度、高比强度、低热变形的尺寸稳定性结构的制造及分析方法,对我国航天事业的发展具有重大意义。为实现全CFRP蜂窝的实际应用,目前发展出了包括:拉伸法、波纹胶条胶接法、拼插法、纤维铺放/缠绕法、裁剪折叠法和3D织造法等工艺方法。上述方法都能够稳定地制备CFRP蜂窝芯,但各有优点与局限性,其中多步成形法固化方式简单,制作周期短,但在制作过程中会使用节点胶,从而影响CFRP蜂窝夹层结构的CTE,因此需要对低CTE胶黏剂进行配套研发;后三种工艺中,蜂窝芯是整体成形的,避免了节点胶层热变形对蜂窝结构的影响,但是制造过程中需要大量的定型芯模,制备过程繁琐,限制了蜂窝结构的尺寸,因此需要研究如何减少定型芯模填装的工作量。研发简便的芯子装模机构或自动化装模装置、对于织造法引入气胀软模技术等均是有望提高生产效率的技术方向。未来,CFRP蜂窝制造技术的发展重点将集中在三个方面。

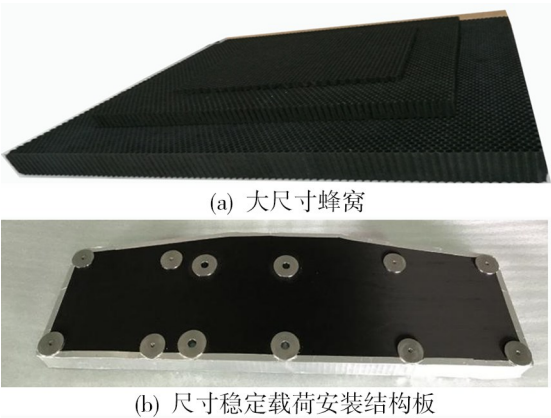


图15 3D织造法制作的CFRP蜂窝及夹层结构产品

Fig. 15 CFRP honeycomb and its sandwich structure product produced by 3D fabric technique

立体织造的碳纤维蜂窝预制体的固化基本采取VARTM工艺,但浸树脂过程中的微小气泡难以彻底排除

(1)实现大规格蜂窝的制造,满足航天器结构的尺寸要求。多步成形法在最终固化蜂窝结构前,对制品的尺寸约束极为自由,天然有利于大规格蜂窝

的制作。但对于整体成形法,不仅受制于繁琐的芯模填装过程,3D织造法还受制于织造设备;裁剪折叠法受制于预浸料规格,而这有望通过与自动铺带技术集成来解决。

(2)减少制品中的微观缺陷,提高制品力学性能。这需从CFRP材料的固化工艺入手,对于不使用预浸料的工艺,需要对树脂浸润过程做充足的仿真与验证来保证制品质量。

(3)自动化和批量化生产,降低CFRP蜂窝使用门槛的关键点。这三个方向的技术进步将为CFRP蜂窝夹层结构在航天领域的应用打开更广阔的前景。

CFRP蜂窝制造技术,近年来在国内发展迅速,其力学性能已经被广泛的研究,但对于CFRP蜂窝及其夹层结构的尺寸稳定性的相关实验验证与仿真还未跟进,由于理论变形量极小,导致实验验证较为困难,对该结构在国内航天器上的实际应用造成了一定阻力。因此,针对尺寸稳定CFRP蜂窝的微变形测试技术的发展也应是目前该领域的一个研究重点。

参考文献

[1] 罗文波. 航天器尺寸稳定结构技术[M]. 北京:中国宇航出版社,2022.

LUO Wenbo. Technology of Dimensional Stability of Spacecraft Structure[M]. Beijing: China Astronautic Publishing, 2022.

[2] PAQUIN R A. Advanced materials: An overview[C]//Advanced Materials for Optics and Precision Structures: A Critical Review, San Diego, CA, United States: SPIE, 1997.

[3] 陈烈民,杨宝宁. 复合材料的力学分析[M]. 北京:中国科学技术出版社,2006.

CHEN Lieming, YANG Baoning. Mechanical Analysis of Composite Materials [M]. Beijing: Science and Technology of China Press, 2006.

[4] KELLY A, STEARN R J, MCCARTNEY L N. Composite materials of controlled thermal expansion [J]. Composites Science and Technology, 2006, 66(02): 154-159.

[5] 马立,杨凤龙,陈维强,等. 尺寸高稳定性复合材料桁架结构的研制[J]. 航天器环境工程, 2016, 33(03): 229-234.

MA Li, YANG Fenglong, CHEN Weiqiang, et al. Development of a high dimensional stable composite truss [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2016, 33(03): 229-234.

[6] BIRMAN V, KARDOMATEAS G A. Review of current trends in research and applications of sandwich structures [J]. Composites Part B: Engineering, 2018, 142: 221-240.

[7] NEAM D C, GERBER J D. Structural design and analysis for an ultralow-CTE optical bench for the Hubble Space Telescope corrective optics [C]//Design of Optical Instruments: Vol. 1690, Boulder, Colorado: SPIE, 1992: 273-286.

[8] GREENHOUSE M A. The JWST science instrument payload: Mission context and status [J]. Proc. of SPIE, 2016,

9904: 6-13.

[9] JESSEN N C, NØRGAARD-NIELSEN H U, SCHROLL J. CFRP lightweight structures for extremely large telescopes [J]. Composite Structures, 2008, 82(02): 310-316.

[10] KAYALI S, MORTON P, GROSS M. International challenges of GRACE Follow-On [C]//2017 IEEE Aerospace Conference, Big Sky, USA, 2017, DOI: 10.1109/AERO.2017.7943615.

[11] GONÇALVES R D, STOLLBERG R, WEISS H, et al. Using GRACE to quantify the depletion of terrestrial water storage in Northeastern Brazil: The urucua aquifer system [J]. The Science of the Total Environment, 2020, 705: 135845.

[12] ANDREIS D, CANUTO E S. Drag-free and attitude control for the GOCE satellite [C]//Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, Seville, Spain, 2005.

[13] STUTE T, WULZ G, SCHEULEN D. Recent developments of advanced structures for space optics at Astrium, Germany [C]//Optical Materials and Structures Technologies. Friedrichshafen, Germany, 2003

[14] 李果,孔祥皓,刘凤晶,等. “高分四号”卫星遥感技术创新[J]. 航天返回与遥感, 2016, 37(04): 7-15.

LI Guo, KONG Xianghao, LIU Fengjin, et al. GF-4 satellite remote sensing technology innovation [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2016, 37(04): 7-15.

[15] 钱志英,罗文波,殷亚洲,等. 高分七号卫星结构尺寸稳定性设计与验证[J]. 中国空间科学技术, 2020, 5(40): 10-17.

QIAN Zhiying, LUO Wenbo, YIN Yazhou, et al. Dimensional stability design and verification of GE-7 satellite structure [J]. Chinese Space Science and Technology, 2020, 5(40): 10-17.

[16] 曹海翔,刘希刚,李少辉,等. “资源三号”卫星遥感技术[J]. 航天返回与遥感, 2012, 33(03): 7-16.

CAO Haixiang, LIU Xigang, LI Shaohui, et al. ZY-3 satellite remote sensing technology [J]. Spacecraft Recovery & Remote Sensing, 2012, 33(03): 7-16.

[17] WEI X, WANG Y, XUE P, et al. Carbon fiber composite honeycomb structures and the application for satellite antenna reflector with high precision [J]. Advances in Astronautics Science and Technology, 2022, 5(04): 423-441.

[18] PEHLIVAN L, BAYKASOĞLU C. An experimental study on the compressive response of CFRP honeycombs with various cell configurations [J]. Composites Part B: Engineering, 2019, 162: 653-661.

[19] XIONG J, VAZIRI A, GHOSH R, et al. Compression behavior and energy absorption of carbon fiber reinforced composite sandwich panels made of three-dimensional honeycomb grid cores [J]. Extreme Mechanics Letters, 2016, 7: 114-120.

[20] RAO S, THOMAS J, AZIZ A, et al. Manufacturing and performance evaluation of carbon fiber-reinforced honeycombs [J]. Journal of Composites Science, 2019, 3(01): 13.

[21] WEI X, LI D, XIONG J. Fabrication and mechanical
宇航材料工艺 <http://www.yhclgy.com> 2025年 第4期

behaviors of an all-composite sandwich structure with a hexagon honeycomb core based on the tailor-folding approach [J]. Composites Science and Technology, 2019, 184: 107878.

[22] CHEN H, LIU X, ZHANG Y, et al. Numerical investigation of the compressive behavior of 2.5D woven carbon-fiber (2.5D-CFRP) honeycomb and experimental validation [J]. Composite Structures, 2023, 312: 116858.

[23] 杨玉平, 张中伟, 李玮洁, 等. 碳/碳蜂窝制备工艺及压缩与剪切行为[J]. 复合材料学报, 2023, 40(12): 6639-6648.

YANG Yuping, ZHANG Zhongwei, LI Weijie, et al. Preparation process, compression and shear behavior of carbon/carbon honeycomb [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2023, 40(12): 6639-6648.

[24] 刘鑫, 吴倩倩, 于国财, 等. 碳纤维/树脂基复合材料曲壁蜂窝夹芯结构的三点弯曲性能[J]. 应用数学和力学, 2022, 43(05): 490-498.

LIU Xin, WU Qianqian, YU Guocai, et al. Three-point bending properties of carbon fiber reinforced polymer composite honeycomb sandwich structures with curved wall [J]. Applied Mathematics and Mechanics, 2022, 43(05): 490-498.

[25] 王树宏, 庄纯, 史耀辉, 等. 太阳翼蜂窝夹层结构上蒙皮热变形的影响因素[J]. 理化检验-物理分册, 2022, 58(11): 1-5.

WANG Shuhong, ZHUANG Chun, SHI Yaohui, et al. Factors affecting of upper skin thermal deformation on solar wing honeycomb sandwich structure [J]. Physical Testing and Chemical Analysis (Part A: Physical Testing), 2022, 58(11): 1-5.

[26] 张旭波. 考虑碳纤维蜂窝板参数不确定性的星体尺寸稳定性分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.

ZHANG Xubo. Analysis of Satellite Structures Dimensional Stability Considering Uncertain Parameters of Carbon Fiber Honeycomb Panels [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020.

[27] 唐羽烨, 薛明德. 蜂窝夹芯板的热学与力学特性分析[J]. 复合材料学报, 2005, 22(2): 130-136.

TANG Yuye, XUE Mingde. Thermo-mechanical characteristic analysis of sandwich panel with honeycomb core [J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2005, 22(2): 130-136.

[28] SALVO M, CASALEGNO V, VITUPIER Y, et al. Study of joining of carbon/carbon composites for ultra stable structures [J]. Journal of the European Ceramic Society, 2010, 30(07): 1751-1759.

[29] XIONG J, ZHANG M, STOCCHI A, et al. Mechanical behaviors of carbon fiber composite sandwich columns with three dimensional honeycomb cores under in-plane compression [J]. Composites Part B: Engineering, 2014, 60: 350-358.

[30] YU G C, FENG L J, WU L Z. Thermal and mechanical properties of a multifunctional composite square honeycomb sandwich structure [J]. Materials & Design, 2016, 102: 238-246.

[31] 江文剑, 姜恒坤, 梁云, 等. 高精度碳纤维复合材料

反射器研究进展与展望[J]. 太赫兹科学与电子信息学报, 2022, 20(10): 1064-1072.

JIANG Wenjian, JIANG Hengkun, LIANG Yu, et al. Advances and trends in high-precision CFRP reflectors [J]. Journal of Terahertz Science and Electronic Information Technology, 2022, 20(10): 1064-1072.

[32] STOCCHI A, COLABELLA L, CISILINO A, et al. Manufacturing and testing of a sandwich panel honeycomb core reinforced with natural-fiber fabrics [J]. Materials & Design, 2014, 55: 394-403.

[33] STUTE T. The planck telescope reflectors [C]// Astronomical Telescopes+ Instrumentation. Friedrichshafen, Germany: SPIE, 2004.

[34] LI Z, GAO Y, WANG Y, et al. Failure mechanisms and acoustic emission pattern recognition of all-CFRP cylindrical honeycomb sandwich shell under three-point bending [J]. Composites Science and Technology, 2023, 237: 110003.

[35] WEI X, XIONG J, WANG J, et al. New advances in fiber-reinforced composite honeycomb materials [J]. Science China Technological Sciences, 2020, 63(08): 1348-1370.

[36] 胡方田, 朱小颖. 先进复合材料用立体织物研究进展[J]. 宇航材料工艺, 2022, 52(02): 48-58.

HU Fangtian, ZHU Xiaoying. Research progress of three-dimensional fabrics for advanced composites [J]. Aerospace Materials & Technology, 2022, 52(2): 48-58.

[37] 王伟杰. 蜂窝状三维编织复合材料制备及其压缩性能研究[D]. 上海: 东华大学, 2021.

WANG Weijie. Preparation and Compressive Properties of Honeycomb Three Dimensional Braid Composites [D]. Shanghai: Donghua University, 2021.

[38] 吕丽华, 黄耀丽, 崔婧蕊. 蜂窝状三维整体机织复合材料的弯曲性能及其有限元模拟[J]. 纺织学报, 2017, 38(11): 56-67.

LYU Lihua, HUANG Yaoli, CUI Jingrui. Bending properties and finite element method simulation of honeycomb 3D integrated woven composites [J]. Journal of Textile Research, 2017, 38(11): 56-67.

[39] TRIPATHI L, BEHERA B K. Review: 3D woven honeycomb composites [J]. Journal of Materials Science, 2021, 56(28): 15609-15652.

[40] GUO L, WANG H, LI W, et al. Multi-scale damage modeling and out-of-plane shear behavior of carbon/carbon honeycomb structure [J]. Thin-Walled Structures, 2023, 192: 111103.

[41] GUO L, WANG H, YANG Y, et al. A multi-scale damage model and mechanical behavior for novel light-weight C/C honeycomb sandwich structure [J]. Journal of Materials Research and Technology, 2023, 25: 2097-2111.