蜂窝夹层结构的制备与应用进展

魏贺冉　闫联生　孙建涛
（西安航天复合材料研究所，西安 710025）

摘要：蜂窝夹层结构具有比强度、比刚度高的特性，可作为轻质高承载结构件。随着蜂窝芯和蒙皮材料的发展，为满足高轻质化、高精度、尺寸稳定性等需求，蜂窝夹层结构由金属蜂窝逐渐向复合材料蜂窝方向转变，并均已实现工程化应用。碳纤维增强树脂基蒙皮与铝蜂窝芯子的组合结构目前为国内研究热点，但在深空探测技术的不断发展下，C/C 复合材料在真空环境下出色的耐高温性能使其成为深空探测领域的理想材料。本文分析了由不同材料制备的蜂窝夹层结构材料的优缺点，逐一介绍了不同蜂窝夹层结构材料的制备方法和应用，并对碳纤维复合材料蜂窝结构的工程化应用进行了展望。

关键词：蜂窝夹层结构；碳纤维增强树脂基材料（CFRP）；C/C 复合材料
中图分类号：TB333　**文献标识码**：A

Progress in Preparation and Application of Honeycomb Sandwich Structure

Wei Heran　Yan Liansheng　Sun Jiantao
(Research Institute of Xi'an Aerospace Composites Materials, Xi'an 710025)

Abstract: Honeycomb sandwich structure has the characteristics of high specific strength and stiffness, which can be used as lightweight and high bearing structure. With the development of honeycomb core and skin materials, in order to meet the needs of high light quality, high precision and dimensional stability, the honeycomb sandwich structure has gradually changed from metal honeycomb to composite honeycomb, and all of them have been applied in engineering. At present, the composite structure of carbon fiber reinforced resin base skin and aluminum honeycomb core is a hot research topic in China. However, with the continuous development of deep space exploration technology, the excellent high temperature resistance of C/C composites in vacuum environment makes it an ideal material in the field of deep space exploration. In this paper, the advantages and disadvantages of honeycomb sandwich structure materials prepared by different materials are analyzed, the preparation methods and applications of different honeycomb sandwich structure materials are introduced one by one, and the engineering application of carbon fiber composite honeycomb structure is prospected.

Key words: honeycomb sandwich structure; carbon fiber reinforced polymer composite; C/C composite

1　引言

蜂窝夹层结构的想法起源于仿生学，即蜜蜂蜂巢六边形结构，蜂巢结构的设计十分优异，内部可利用空间大，最少的材料构造出了最强的几何结构，具有优异的抗压、抗弯等性能，同时大大提高了承载能力，这种结构轻质高强且有良好的研究前景[1, 2]。蜂窝夹层结构是指夹层中的材料呈现蜂窝状，由中间的芯子和覆盖在蜂窝芯子两边非常薄的面板组成，如图 1 所示[3]。两层薄壁面板具有高强度，是主要的受力部分，中间的芯子负责连接并支撑两侧面板，起到承受剪切应力的作用[4]。蜂窝夹层结构具有很多优越的性能，

作者简介：魏贺冉（1998），在读硕士，材料科学与工程专业；研究方向：高温材料及制造。
收稿日期：2022-07-11

如高的比强度和比刚度，优异的耐腐蚀特性，良好的绝缘性，同时蜂窝结构方向的变换可使夹层结构内部保持开放，易于实现集承载与热控、隐身、吸能、防护、阻尼于一体的多功能特性[5, 6]。该材料是轻质多孔材料，因其优异特性和可设计性被广泛应用于航空航天，电子工业、海洋船舶以及土木建筑等多个领域的发展[7~9]，随着航天技术的不断进步，先进航天器对结构轻量化以及多功能一体化提出了更严格的要求，金属材料密度较大，很难实现轻质化的需求。为满足结构轻量化与多功能一体化的性能要求，科研人员设计并制备出了复合材料轻质夹层结构，其中碳纤维复合材料蜂窝结构面板在航空航天飞行器、军事装备中得到了越来越广泛的应用。

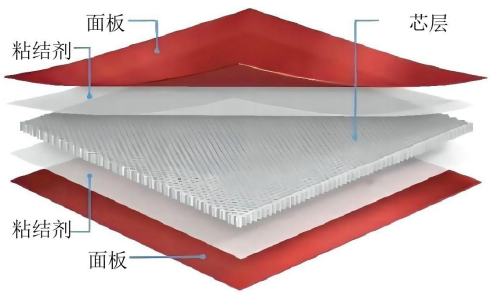


图 1 蜂窝夹层结构示意图

2 金属蜂窝夹层结构

最初的蜂窝结构材料是金属材料，例如铝、铜、不锈钢等。金属蜂窝制备简单、易成型、成本低，其在成型期间受到蜂窝孔壁的挤压，使其在特定的应变范围内，应力随着应变的增加可以基本保持不变，这种应变特性使其在吸能减振方面有很好的应用前景[10, 11]。

金属蜂窝夹层结构由上下两层金属蒙皮面板和将面板联接起来的中间金属蜂窝芯子组成，面板与蜂窝之间通过粘胶剂连接。铝相较于其他金属，其密度小且价格低，是一种轻质高强材料，因此常用于制作蜂窝夹层板[12~14]。1938 年，Bruyne[15]发明了一种三明治式的铝箔六边形蜂窝芯夹层结构，这种设计在满足材料的力学要求同时，也满足轻质化的要求。

目前铝蜂窝芯子有以下几种制备方法：

a. 拉伸展开法[16]：将芯条胶用铝蜂窝涂胶机涂在铝箔片上形成胶条，相邻两层涂有胶条的箔片应使胶条互相错开。铝箔片通过这种方法相互粘接在一起形成一块蜂窝预制板，当胶粘剂充分固化后，将蜂窝预制板切成一条条符合要求高度的蜂窝预制板条，最后将蜂窝预制板条拉伸展开形成铝蜂窝芯板，如图 2 所示[16]。

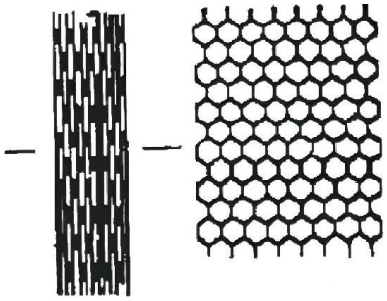
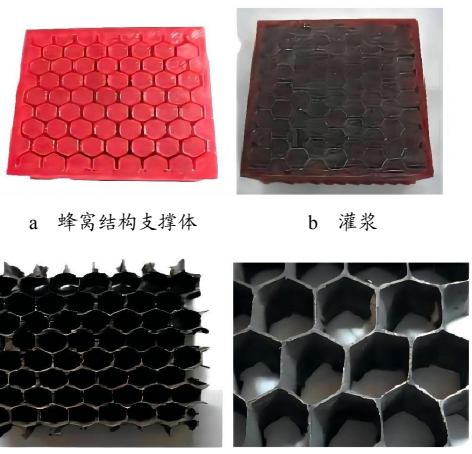


图 2 展开法制备铝蜂窝芯子示意图

b. 波纹压形胶接法：采用模压成形工艺在波形模具上制成半六角形的波纹板，或采用齿形辊连续滚压成波纹形状，然后用粘接剂粘接成芯板得到金属蜂窝芯板[17]。

c. 融熔沉积成形法：首先通过 CAD 系统构造三维实体模型，然后使用 QuickSlice 软件对三维实体模型作切片处理，在 FDM3000 上融熔成型设备上沉积出蜂窝结构支撑体。将配制好的粉浆向蜂窝支撑体中灌注密实，待其固化好后进行脱蜡处理得到蜂窝结构素坯，最终对蜂窝结构素坯烧结得到蜂窝结构材料[18]，如图 3 所示。



a 蜂窝结构支撑体　b 灌浆

c 脱蜡处理　d 烧结后的蜂窝结构材料

图 3 融熔沉积快速成型蜂窝结构材料

金属蜂窝具有高比强度、高比刚度、耐腐蚀以及吸能缓冲隔振的性能优点，使其在航空航天等领域应用广泛，特别是在民用飞机部件上的使用。例如阿波罗 11 号登月舱起落架主支柱内的减震器由铝蜂窝制成，指挥舱（CM）中的锥形压力容器由铝蜂窝夹层制成[19]，而我国从 20 世纪 60 年代开始进行金属蜂窝的研究。麻文焱等[20]对铝蜂窝地板进行了相应的力学测

试与分析，最终结果表明蜂窝铝地板有较好的强度、刚度和抗冲击性能。为了了解铝蜂窝的高速状态下的力学特性，Wang 和 Tian 等学者[21]使用高速碰撞系统进行了动态测试，结果表明铝蜂窝结构的力学性能和能量吸收能力随着冲击速度而变化，有一定的速度敏感性，有高的强度和出色的耐撞性。Huang 等人[22]对铝蜂窝进行高低温贮存试验和高低温静压试验测试铝蜂窝材料在不同温度下的缓冲性能，结果表明其有较强的环境适应能力，可在极端条件下正常工作。

综上所述，金属蜂窝有着良好的特性，特别是铝蜂窝，不但满足金属蜂窝的优良性能外，其低密度在轻质化的要求中也成为热点，通过对铝蜂窝夹层结构应用的介绍，其对环境的改变适应能力和不同速度下的抗撞击能力优异，因此更多地应用在航空航天，汽车等防护材料上。

3 复合材料蜂窝夹层结构

随着航天技术的不断进步，先进航天器对结构轻量化、尺寸稳定性以及多功能一体化提出了更严格的要求，金属材料密度和热膨胀系数较大，难以实现高度轻质化以及不同温度下尺寸稳定的需求。近年来，蜂窝夹层结构的蒙皮或芯子均采用复合材料制备而成，例如芳纶纸纤维蜂窝芯、玻璃钢蜂窝芯、碳纤维蜂窝夹层结构等。其中碳纤维复合材料以其高比强度、高比模量、高导热和低热膨胀等优异性能[23, 24]，使碳纤维蜂窝夹层结构在航空航天飞行器、军事装备中得到了越来越广泛的应用，目前铝蜂窝芯结合高模碳纤维增强树脂基复合材料（CFRP）面板获得的蜂窝夹层结构成为国内研究热点，而国外对全碳纤维复合材料蜂窝夹层结构和 C/C 复合材料蜂窝夹层结构已经有了相关研究，且已应用于空间领域。

3.1 芳纶纸（Nomex）蜂窝芯

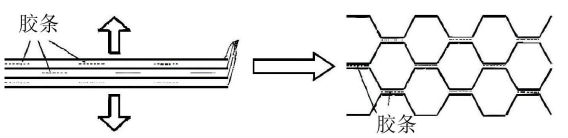


图 4 芳纶蜂窝结构成型过程

芳纶纸蜂窝芯是由芳纶纸经涂胶、叠合、热压、切边、拉伸、定型、浸胶、固化等一系列复杂的工艺制作而成的具有特殊结构的蜂窝芯材，由酚醛树脂和芳纶纤维复合而成的结构复合材料，形成六边形蜂窝薄壁结构，如图 4 所示[25]。采用芳纶纸蜂窝芯的夹层结构有着优越的物理、机械和其他结构性能，如轻质、优异的耐腐蚀性、阻燃性、相对密度低等[26]，且易于大面积整体成型，被广泛应用于航空航天、轨道交通等领域[27]。

涂胶是制备芳纶纸蜂窝芯流程中的第一道工序。刘文品等[28]对比了两种芳纶纸在厚度、定量、吸水性及透气度等方面的差异，结果表明国产的芳纶纸有着吸水性高、透明度大及表面孔洞多等特点，且国产芳纶纸的特点可以提高涂胶后节点强度，有利于拓展国内芳纶纸在芳纶纸蜂窝领域的应用。Peng 等[29]研究了芳纶纸表面的树脂涂层厚度对 Nomex 蜂窝夹层结构冲击响应及损伤情况的影响，结果表明，树脂涂层厚度越大，冲击接触力峰值越大，提高树脂涂层浓度，可以有效提高 Nomex 蜂窝的抗穿透能力。综上所述，涂胶工序对产品的质量有直接的影响，选择适配的芳纶纸和适当的涂层厚度可以提高相应的性能，能更好地应用于航空防护材料上。

Nomex 蜂窝芯的强度超出传统铝蜂窝 10%～60%左右，蜂窝夹层结构材料在轻质高强的性能上更加精益求精，国外应用 Nomex 蜂窝芯的夹层的主要机型如表 1 所示[30]。

表 1 国外主要机型及 Nomex 蜂窝夹层应用

机型	应用部位
A340	方向舵、襟翼导轨整流罩、腹部整流罩等
A380	襟、副翼、机翼滑轨整流罩、地板机内饰等
B787	升降舵、方向舵、发动机整流罩、机翼翼尖等
Starship	机翼、机身
Hawker 4000	机身
Learjet85	机身
RQ-4	鼻锥整流罩、机翼前、后缘
MQ-1	机身、机翼

3.2 玻璃钢蜂窝芯

玻璃钢蜂窝芯夹层结构的上下面板通常选择玻璃纤维或碳纤维增强树脂基复合材料制备得到，芯子材料为玻璃布蜂窝，蜂窝芯子可通过拉伸展开法制备。其结构具有高的比强度和比刚度，且热导率可以达到 0.07～0.22W/m·K[31]，是一种很好的绝热材料，因出色的隔热性能可被用于制作载人航天飞船的返回舱的热防护材料。

3.3 CFRP/铝蜂窝夹层结构

CFRP 是将以一定角度进行编织的碳纤维织物或碳纤维为增强体，以树脂、橡胶等为基体所形成的复

合材料。相比金属材料，碳纤维复合材料有着更高的比强度，可以达到 2000MPa/(g/cm^3)，有着更低的密度和热膨胀系数，耐热性优异，在骤冷骤热的环境下不易脆化[32]，因此传统的金属合金面板慢慢被碳纤维复合材料面板所取代，目前我国采用较多的是碳纤维蜂窝夹层结构，一般是碳纤维复合材料为面板，夹芯材料为铝。CFRP/铝蜂窝夹层板作为一种新兴的复合材料夹层结构材料发展迅速，广泛应用于航空航天、交通运输、民用赛车等领域。

CFRP / 铝蜂窝夹层板主要应用于卫星网架结构、精密元件的支撑部件和空间光学镜体、空间相机等结构上[33]，如图 5 所示的北京空间机电研究所制备的 CFRP/铝蜂窝夹层式遮光罩[34]，CFRP/铝蜂窝夹层板在国内部分火箭型号上的使用情况如表 2 所示[2]。杨强等人[23]针对天问一号火星探测器大承载耐高温复合材料蜂窝夹层结构的应用需求，提出了氰酸酯基树脂体系的复合材料蜂窝夹层结构，采用碳纤维增强氰酸酯基复合材料面板与铝蜂窝芯结合的结构方案，通过测试蜂窝夹层结构单元在高温下的弯曲性能和侧向压缩性能，证明了碳纤维氰酸酯基复合材料铝蜂窝夹层结构可以在 170℃高温下表现出大承载的能力，具备优异的轻质耐高温性能。CFRP/铝蜂窝夹层板具有良好的力学性能，同时也具备金属蜂窝吸能减震的特点，具有良好的抗冲击性，但是碳纤维增强树脂基材料与铝的组合结构会受到空间的热环境不利的影响，材料间热膨胀系数的不匹配性会导致较高的热畸变和不准确性。

图 5　蜂窝式遮光罩

表 2　国内部分火箭使用夹层板的情况

名称	结构要素	应用
卫星接口支架	碳纤维蒙皮、铝蜂窝芯子夹层结构（1700mm×1200mm×700mm）	CZ-3 火箭
整流罩	碳纤维蒙皮、铝蜂窝芯子构成的夹层结构，直径为 4.2m，长为 11m	CZ-3 火箭、CZ-2E 火箭等
有效载荷支架	纤维蒙皮、铝蜂窝芯子夹层结构，（2700mm×3240mm×550mm）	CZ-2C/FP 支承有效载荷

3.4　全碳纤维蜂窝夹层结构

空间领域对轻质、高精度、高尺寸稳定结构件提出需求，先进空间光学器件对空间探索、空间通讯等领域具有重大的科学意义，例如大尺寸轻质固面反射镜、超稳定平台、空间光学器件支架等。工作环境的特殊性对材料的综合性能要求越来越高，基于碳纤维复合材料的优异性能，用碳纤维复合材料替代铝蜂窝芯的研究也越来越多，图 6[34]为上海硅酸盐研究所开发的 CFRP 蜂窝。欧洲研究者在 ESA GSTP 项目的框架下，根据欧洲航天工业复合材料蜂窝结构设计要求，CFRP 蜂窝芯子采用压机成型技术制备得到，成型工艺示意图如图 7（左）所示[35]，制备得到的 CFRP 芯子如图 7（右）所示[35]。

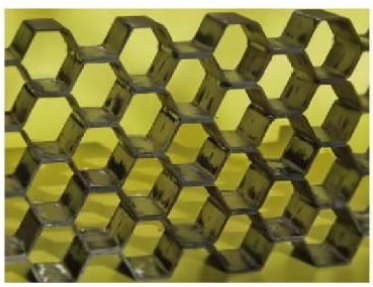


图 6　CFRP 复合材料蜂窝

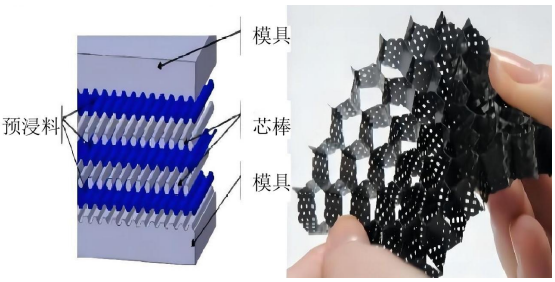


图 7　蜂窝芯子成型工艺示意图（左）和 CFRP 蜂窝芯（右）

CFRP 蜂窝具有良好的机械性能，同时热膨胀系数可以达到 1×10^{-7}K^{-1}，可以保证蜂窝结构具有高度稳定的特性[35]。

与金属材料和 CFRP 相比，C/C 复合材料具有耐高温、耐热冲击、几乎接近零的热膨胀系数、高比强度、高比模量、低逸气、低湿敏、对宇宙辐射不敏感等性能[36]，C/C 复合材料蜂窝夹层结构在国外深空探测以及卫星通讯等领域的新型航天器上应用越来越多，而我国还属于起步阶段。

3.4.1　全碳纤维蜂窝夹层结构的制备

吴林志等人[37]提出了一种全碳纤维复合材料蜂窝的制备方法，包括上下面板和中间的波纹板蜂窝夹芯，如图 8 所示。将单向碳布按照[0°/90°/90°/0°]的铺层顺

序在恒温加热台上铺设 8 层，在热压罐中升温加压固化得到复合材料面板，将得到的复合材料面板进行砂纸打磨、清洗、烘干、雕刻机切割得到上面板、下面板。波纹板也采用铺层的方法，将单向碳布按照[0°/90°/0°]的顺序在恒温加热台上铺层，所得到的坯体在波纹板阳模上面铺设压实成波纹板，合上阴模放入硫化机上面重复合模，最终降温得到波纹板。将单块波纹板进行砂纸打磨、清洗、烘干后放在阴模上，在波纹板凸起的波纹上面贴上胶膜，两块波纹板通过胶膜连接，在硫化机上面加压固化得到波纹蜂窝板，使用雕刻机将所得波纹蜂窝板切割出带有单胞的波纹板蜂窝从而得到单片波纹板蜂窝芯子，最后将所有单片波纹板蜂窝芯子整齐排列粘结在一起得到波纹蜂窝夹芯层，如图 9 所示。上面板、下面板、波纹蜂窝芯子采用胶膜粘结，经过热压固化后冷却得到全碳纤维复合材料蜂窝结构。

图 8　全碳纤维蜂窝夹层结构

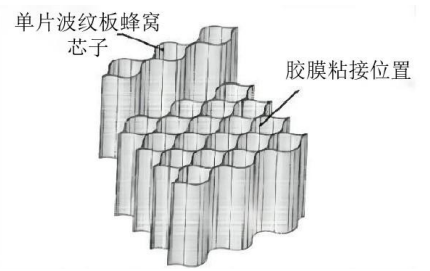


图 9　波纹蜂窝夹芯层

国外研究人员通过粘接法制备了 C/C 复合材料蜂窝夹层结构，即采用树脂预浸料热压粘接-碳化工艺制备获得，通过碳化和随后的 CVI 致密化过程中实现高温粘结。采用这种方法粘结的预浸料之间没有纤维连接，树脂碳化高温收缩等问题会造成节点脱粘和蜂窝芯胞壁受损，如图 10 所示[38]，受损的蜂窝芯胞壁用发泡粘结剂修复，用胶膜将两个面板粘结在蜂窝芯上并在 120°C 下固化，最终大尺寸 C/C 蜂窝夹层板首次被生产并成功测试[38, 39]。

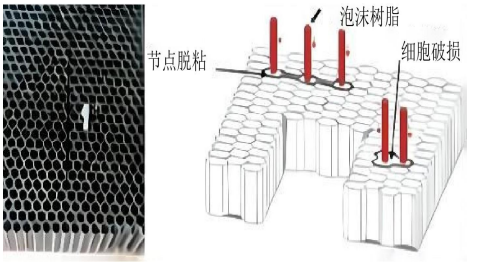


图 10　蜂窝芯节点脱粘破损及修复

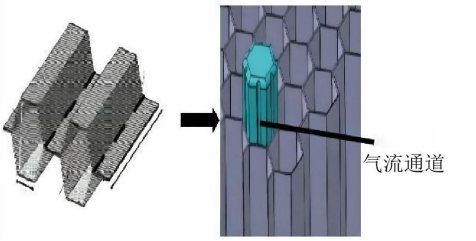


图 11　蜂窝芯（左）及芯模（右）示意图

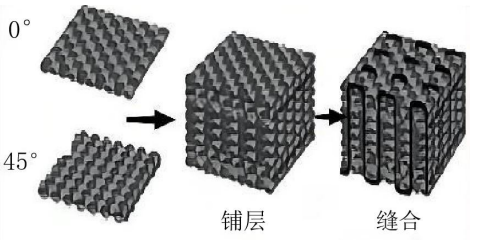


图 12　叠层缝合示意图

上述通过粘结的方法得到的蜂窝芯胞壁会出现脱粘破损的问题，对此，可将蜂窝芯子之间采用编织的方法连接。国内刘宇峰等人[40, 41]提出了一种新型 C/C 蜂窝夹层结构方案，C/C 蜂窝预制体选用 T300-3K 高强碳纤维按特定形状整体编织成型，并在蜂窝芯格中插入侧壁上都含有沿蜂窝厚度方向延伸的气流通道的六边形芯模，如图 11 所示，这有利于后期致密化过程中碳源气体的扩散以及碳化后的低损伤脱模，蜂窝壁间的纤维连续可以保证在后序工艺中不会发生节点脱粘以及蜂窝壁破损的情况。将 T300-1K 聚丙烯腈基碳纤维编织成平纹碳布，并将碳布按照所设顺序铺层，相邻两层碳布之间按照+45°/−45°顺序排列，将碳布两两缝合，得到的坯体经过多轮 CVI 致密化制备得到 C/C 面板，如图 12 所示。最终将面板和蜂窝芯通过真空热压粘结，得到 C/C 复合材料蜂窝夹层结构。经过测试表明，这样设计的结构热膨胀系数低，满足空间环境中热膨胀系数绝对值低于 1×10^{-7} 的要求，高承载且稳定。

3.4.2 全碳纤维蜂窝夹层结构的应用

在过去的几十年里，空间反射镜的镜面减重一直是研究热点。由于 C/C 复合材料的低膨胀系数且不会出现碳纤维树脂基吸湿后膨胀的问题，日本国家天文台和三菱机电公司[42]在二十一世纪初研制出了 C/C 复合材料超轻质镜筒，开发了蜂窝夹层结构并展示了 C/C 复合材料球面镜的照片，如图 13 所示；静电重力梯度计（EGG）是欧洲航天局发射的世界第一颗采用重力梯度测量技术的 GOCE 卫星中的核心有效载荷，GOCE 梯度计如图 14 所示[39]，为了满足 EGG 高稳定性的要求，蒙皮面板及蜂窝芯子都采用 C/C 复合材料制备而成；在 21 世纪初，欧洲的 Astrium 公司为欧空局 1.5m Planck 望远镜制作了全碳纤维蜂窝夹层结构的主反射镜和次反射镜，面板和蜂窝芯子均采用碳纤维复合材料，结构如图 15 所示[43]。综上所述，全碳纤维复合材料蜂窝夹层结构因其轻质高强、高承载及结构高稳的特点在空间遥感中的应用也越来越广泛。

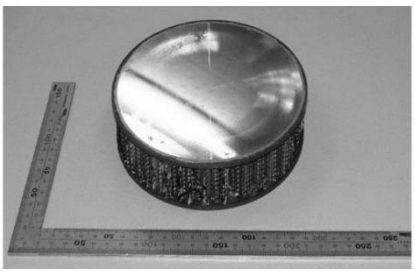


图 13 C/C 复合材料球面镜

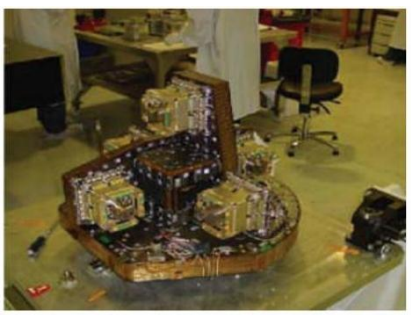


图 14 GOCE 梯度计

图 15 主反射镜 CFRP 面板(左)和 CFRP 蜂窝芯(右)

4 结束语

本文针对蜂窝夹层结构材料进行了分析，并对材料的发展进行了概括总结。随着航天技术的不断发展，蜂窝夹层结构在空间探测任务中航天器的结构件上扮演着重要的角色，因此对材料的选择方面也越来越严格。我国目前研究较多的是铝蜂窝、芳纶蜂窝以及玻璃钢蜂窝，高模碳纤维/氰酸酯复合材料蜂窝在卫星高精度光学部件上获得应用。而 C/C 复合材料的优异性能使其成为国外研究人员心中理想的蜂窝材料，而在这方面，我国的研究属于起步阶段，所以我们应该加大这方面的研究，进一步推动我国深空探测技术的发展。新时代空间探测任务下的航天器要满足轻质、高强高承载和耐高温的要求，因此对 C/C 复合材料蜂窝夹层结构的应用可以从高精度、高稳定的结构材料和热防护材料方面上进行展望：

a. 着手研究并制造应用于深空探测高温环境下超大尺寸且高精度的 C/C 复合材料蜂窝天线反射器，口径超过 2.5m。

b. 开展空间测绘与观测系统下超高尺寸稳定性 C/C 复合材料蜂窝承载平台的研究，尺寸达 1m。

c. 为追求更安全、更轻质、耐高温等性能的热防护性能，开展对载人航天器的蜂窝夹层结构防热材料的深入研究。

参考文献

1 张剑军，刘建军，韩笑. 蜂窝夹层结构复合材料及其研究进展[J]. 化工新型材料，2021，49(12)：253～258

2 高国文. 强冲击 CFRP/铝蜂窝夹芯板的毁伤效应研究[D]. 沈阳：沈阳理工大学，2019

3 王增贤. 碳纤维蜂窝结构剪切和三点弯曲性能的强化方法研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2021

4 Kaman M O, Solmaz M Y, Turan K. Experimental and numerical analysis of critical buckling load of honeycomb sandwich panels[J]. Journal of composite materials, 2010, 44(24): 2819～2831

5 于晨子. 碳纤维蜂窝夹层结构的离层修理[J]. 航空维修与工程，2019(9)：70～72

6 王志鹏，李剑峰，李海波，等. 嵌锁式碳纤维/树脂基复合材料方形蜂窝夹芯结构的力学性能及损伤失效[J]. 复合材料学报，2021(38)：1～12

7 岳科宇，陆正刚，王小超. 基于轻量化与强度的短纤维复合材料蜂窝三明治板结构多目标优化设计[J]. 机电工程技术，2021，50(12)：90～96

8 Crupi V, Epasto G, Guglielmino E. Comparison of aluminium sandwiches for lightweight ship structures: Honeycomb vs. foam[J]. Marine Structures,

2013, 30(JAN.): 74～96

9 John R, Atxaga G, Frerker H J, et al. Advancement of Multifunctional support structure technologies (AMFSST)[C]//2007 13th International Workshop on Thermal Investigation of ICs and Systems (THERMINIC). IEEE, 2007: 98～103

10 于国际. 金属层级蜂窝结构的面内压缩力学行为[D]. 太原：太原理工大学，2018

11 陈晓健. 碳纤维复合材料曲壁蜂窝结构的压缩性能研究[D]. 哈尔滨：哈尔滨工程大学，2019

12 吴凯凯，齐玉军，刘伟庆. 轻钢龙骨-铝蜂窝夹层板复合墙板抗弯性能[J/OL]. 南京工业大学学报(自然科学版)：1～6 [2022-02-11].

13 黎明. 铝合金基础知识[J]. 摩托车，2012(4)：70～71

14 Zhang Jinliang, Song Bo, Wei Qingsong, et al. A review of selective laser melting of aluminum alloys: Processing, microstructure, property and developing trends[J]. Journal of Materials Science & Technology, 2019, 35(2): 270～284

15 Gibson L，Ashby M. 多孔固体结构与性能[M]. 刘培生，译. 北京：清华大学出版社，2003

16 张敏，于九明. 金属夹芯复合板及其制备技术的发展[J]. 焊接技术，2003(6)：21～23，2

17 井玉安，果世驹，Jing Yu'an，等. 钢质蜂窝夹芯复合板的开发和应用[J]. 材料导报，2005，19(z2)：434～436

18 王宏伟，李庆芬，朱兆军，等. 融熔沉积快速成形制备金属蜂窝结构材料工艺实验研究[J]. 航天制造技术，2006(6)：23～27

19 Robert G, Prime A. Apollo Lunar Module News Reference[M]. In cooperation with NASA, Bethpage, New York: Periscope Film LLC, 1968

20 麻文焱, 倪晗, 姚文戈. 铝蜂窝地板力学性能试验研究[J]. 试验技术与试机, 2002(Z2)：29～30

21 Wang Zhonggang, Tian Hongqi, Lu Zhaijun, et al. High-speed axial impact of aluminum honeycomb–Experiments and simulations[J]. Composites Part B: Engineering, 2014, 56: 1～8

22 Huang Jiangping, Man Jianfeng, Yang Jianzhong, et al. Experimental research on thermal environment adaptability of aluminum honeycomb[J]. Manned Spaceflight, 2016, 22(3): 313～316

23 杨强，杨昌昊，李莺歌，等. 天问一号探测器耐高温蜂窝夹层结构选材与性能研究[J]. 宇航材料工艺，2021，51(5)：88～93

24 Ku H, Wang Hao, Pattarachaiyakoop N, et al. A review on the tensile properties of natural fiber reinforced polymer composites[J]. Compos Part B Eng. 2011, 42(4): 856～873

25 贾超锋. 对位芳纶纸基复合材料制备及性能研究[D]. 广州：华南理工大学，2012

26 Ahmad S, Zhang Jianfu, Feng Pingfa, et al. Processing technologies for Nomex honeycomb composites (NHCs): A critical review[J]. Composite Structures, 2020, 250: 112545～112572

27 尚文军，冯平法，查慧婷，等. Nomex 蜂窝材料超声辅助加工圆盘刀的设计和工艺特性研究[J]. 航空制造技术，2021，64(Z2)：68～74

28 刘文品，马建忠，杨进军，等. 国产芳纶纸蜂窝涂胶工艺研究[J]. 工程塑料应用，2020，48(6)：57～61.

29 Peng Meng, Liu Longquan, Zhao Jian, et al. Effects of resin layer thickness on impact resistance performance of nomex honeycomb sandwich structures[J]. Journal of Vibration & Shock, 2016, 35(21): 177～182

30 程文礼，袁超，邱启艳，等. 航空用蜂窝夹层结构及制造工艺[J]. 航空制造技术，2015(7)：94～98

31 周祝林，王亚熊，姚辉，等. 玻璃钢蜂窝夹层结构板热导率研究[J]. 玻璃钢/复合材料，2006(2)：18～22，13

32 张昱煜，梁海朝，李强，等. 碳纤维复合材料在航天大尺寸结构中的应用[J]. 军民两用技术与产品，2017(7)：57～58

33 林再文，刘永琪，梁岩，等. 碳纤维增强复合材料在空间光学结构中的应用[J]. 光学精密工程，2007(8)：1181～1185

34 章令晖，陈萍. 复合材料在空间遥感器中的应用进展及关键问题[J]. 航空学报，2015，36(5)：1385～1400

35 Tschepe C, Sauerbrey M, Klebor M, et al. European Composite Honeycomb Material[C]//13th European Conference on Spacecraft Structures, Materials & Environmental Testing. 2014, 727: 107

36 郭晓波，崔红，王坤杰. 炭基复合材料空间应用的研究进展[J]. 炭素技术，2017，36(6)：1～6

37 吴林志，杨志韬，刘鑫，等. 全碳纤维复合材料蜂窝结构及其制备方法，CN109249652A[P]. 2019

38 Panin F, Lutz-Nivet M, Lemaire H. Development of carbon-carbon sandwich panels[J]. EUROPEAN SPACE AGENCY- PUBLICATIONS - ESA SP, 2003, 540: 81～86

39 Lutz M, Cornillon L, Vitupier Y, et al. Evaluation of ultrastable carbon/carbon sandwich structures joined with ceramic cement[C]//61st International Astronautical Congress. Prague, The Czech Republic. 2010: 4829～4832

40 刘宇峰，张中伟，许正辉，等. 空间高稳定碳/碳蜂窝夹层结构制备及性能[J]. 宇航学报，2020，41(8)：1067～1075

41 张中伟，刘宇峰，许正辉，等. 一种碳/碳复合材料蜂窝及其制备方法：CN108840697A[P]. 2021-07-13

42 Namba H, Hashimoto T, Furumiya M. Development of ultra-light-weight mirror with carbon/carbon composites for optical-IR astronomy[C]// Spie Astronomical Telescopes + Instrumentation. International Society for Optics and Photonics, 2004

43 Stute T. The Planck telescope reflectors[C]//Astronomical Structures and Mechanisms Technology. SPIE, 2004, 5495: 1～10