

DOI: 10.13801/j.cnki.fhclxb.20200903.001

复合材料褶皱夹芯结构研究进展

邓云飞¹, 曾宪智¹, 周翔³, 李向前⁴, 熊健^{*2}

(1. 中国民航大学 航空工程学院, 天津 300300; 2. 哈尔滨工业大学 复合材料与结构研究所, 哈尔滨 150080;
3. 上海交通大学 航空航天学院, 上海 200240; 4. 中国航发商用航空发动机有限责任公司, 上海 200000)

摘要: 复合材料褶皱夹芯结构是通过二维材料折叠而成的三维周期性空间结构, 作为一种新型的夹芯结构, 具有轻质、高比强度、高比刚度、芯子空间贯通及多功能潜力等优势。本文结合飞行器结构轻量化和多功能化要求, 对近年来复合材料褶皱夹芯结构的主要研究成果与特点进行了总结和分析。阐述了复合材料褶皱夹芯结构的构型优化方案及制备工艺, 重点归纳了复合材料褶皱夹芯结构的力学性能及多功能的研究现状, 包括结构的准静态力学性能、抗冲击性能及隔声、热防护、隐身性能等。基于国内外研究现状, 对未来复合材料褶皱夹芯结构的重点研究方向进行了展望。

关键词: 复合材料; 褶皱芯子; 力学性能; 失效机制

中图分类号: TG156; V214.8; TB33 文献标志码: A 文章编号: 1000-3851(2020)12-2966-18

Research progress for the composite sandwich structure with foldcore

DENG Yunfei¹, ZENG Xianzhi¹, ZHOU Xiang³, LI Xiangqian⁴, XIONG Jian^{*2}

(1. College of Aeronautical Engineering, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China;
2. Institute for Composite Materials and Structures, Harbin Institute of Technology, Harbin 150080, China;
3. School of Aeronautics and Astronautics, Shanghai Jiao Tong University, Shanghai 200240, China;
4. AECC Commercial Aircraft Engine Co. Ltd., Shanghai 200000, China)

Abstract: The composite sandwich structure with foldcore is a new type of structural material with light weight, high specific strength, high specific rigidity and multi-functional potential, which is connected with each other in core space. This kind of three dimensional structures can be formed by folding based on two dimensional materials. The main research achievements and characteristics of composite sandwich structure with foldcore in recent years are summarized and analyzed according to the lightweight and multi-functional requirements of aircraft structure in this paper. The configuration optimization scheme and fabrication process of the composite sandwich structure with foldcore are described. Moreover, the research status of mechanical properties and multi-function of the composite sandwich structure with foldcore are summarized, including the quasi-static mechanical properties, impact resistance, sound insulation, thermal protection, stealth performance of the structure, etc. Based on the research status, it provides suggestions for the research possible direction of the composite sandwich structure with foldcore in future.

Keywords: composite; foldcore; mechanical property; failure mechanisms

在航空航天领域, 研究较成熟且应用较广泛的夹芯结构为 Nomex 蜂窝夹芯结构与铝蜂窝夹芯结构^[1-2]。然而, 蜂窝夹芯结构密闭的单胞芯格结构易导致水汽凝结, 增加结构重量, 并且滞留于

芯格内的水分遇低温结冰时易导致蜂窝夹芯结构失效, 这些不利因素制约了蜂窝夹芯结构在航空航天领域的进一步应用和发展。因此, 研究人员亟需寻找一种轻质、力学性能优异且内部空间相

收稿日期: 2020-04-20; 录用日期: 2020-08-21; 网络首发时间: 2020-09-03 17:28:56

网络首发地址: <https://doi.org/10.13801/j.cnki.fhclxb.20200903.001>

基金项目: 国家自然科学基金(11702317; 11572100); 航空科学基金(2018ZF67011); 中央高校基本科研业务费资(3122019076)

通信作者: 熊健, 博士, 教授, 博士生导师, 研究方向为复合材料结构设计及性能评价 E-mail: jx@hit.edu.cn

引用格式: 邓云飞, 曾宪智, 周翔, 等. 复合材料褶皱夹芯结构研究进展 [J]. 复合材料学报, 2020, 37(12): 2966-2983.

DENG Yunfei, ZENG Xianzhi, ZHOU Xiang, et al. Research progress for the composite sandwich structure with foldcore[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(12): 2966-2983(in Chinese).

互贯通的结构来代替蜂窝夹芯结构。近几年,随着制备工艺的完善和研究的深入,褶皱夹芯结构成功引起了科研学者和工程界的关注,如图1所示。2014年美国《Science》刊登了两篇研究论文,揭示了褶皱结构独有的结构特征和多功能应用潜力^[3-4],褶皱结构已经成为轻质结构领域研究的热点问题之一。

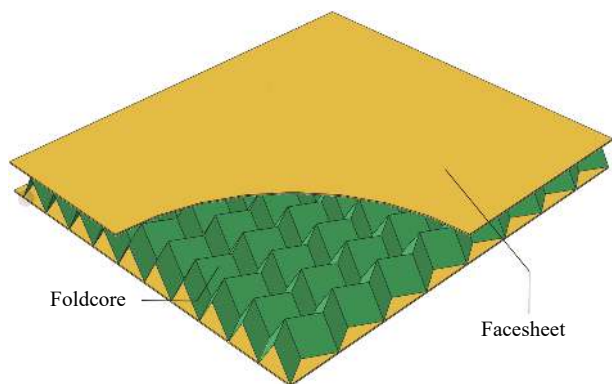
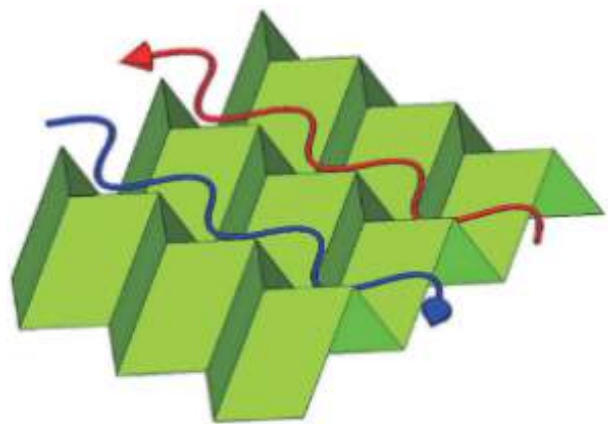


图1 褶皱夹芯结构

Fig. 1 Sandwich structure with foldcore

褶皱芯子是平面材料按照一定规律折叠而成的三维周期性结构,又称折叠结构或折纸结构,其开放的通道设计可有效加速内部湿气和热量的排出,如图2^[5]所示。褶皱芯子能够展开,这个重要的特性使其可以应用于空间展开结构,如太空太阳能帆板电池阵列、空间望远镜等^[6]。

图2 通道结构^[5]Fig. 2 Channel structure^[5]

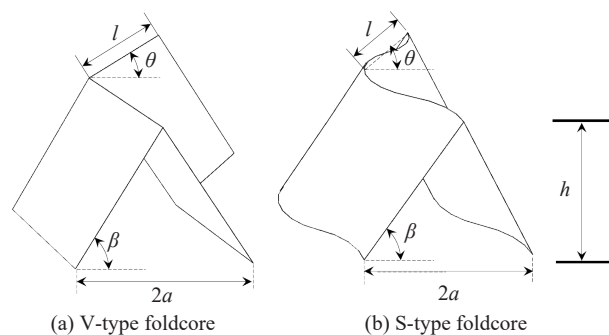
复合材料褶皱夹芯结构可以在材料和构型两个方面实现结构轻量化:一方面,褶皱芯子可以由多种材料制成^[7],具有高比强度、高比刚度与轻质等诸多优势的纤维增强复合材料已被证明可以用来制备褶皱夹芯结构;另一方面,褶皱夹芯

结构内部有大量空腔,极大地降低了结构的相对密度。开放式的单胞设计使内部芯体空腔互相贯通,不仅弥补了蜂窝与泡沫芯子密闭的缺点,有助于结构内部热量和水分的排出并使结构具有隔热、降噪及雷达散射等特点,而且便于实现预埋、吸能及传热等多功能特性^[8]。此外,褶皱芯子在一定程度上兼顾了多个方向的力学性能,因此在众多领域具有较好的应用前景,有望取代蜂窝夹芯结构成为主流的夹芯结构。已有学者开展了复合材料褶皱夹芯结构的研究,但主要集中在静态力学性能方面,对其冲击性能研究极少,缺乏足够的实验数据,难以系统准确地评价其抗冲击性能,而其隔热、降噪等多功能性的实现也仅停留在概念和设计阶段,亟需深入探究。

1 复合材料褶皱夹芯结构设计制备

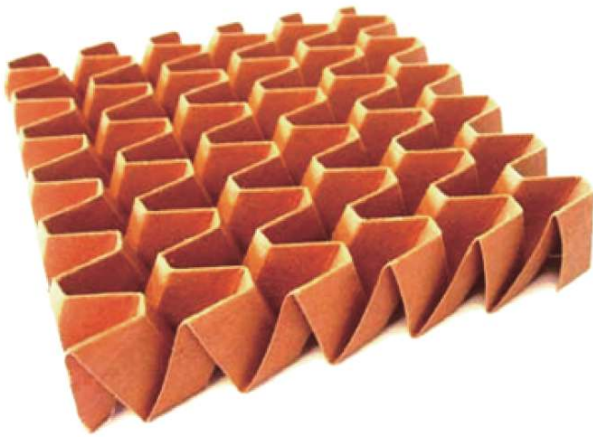
1.1 褶皱芯子的构型设计

褶皱芯子参数众多,可设计性很强,以V型和S型褶皱芯子为例,其几何参数有Z型线长 l 、芯体高度 h 、锯齿线步长 $2a$ 、张开角度 θ 及支撑角度 β 等,通过改变若干几何参数可以获得满足特定需求的褶皱芯子,如图3所示。

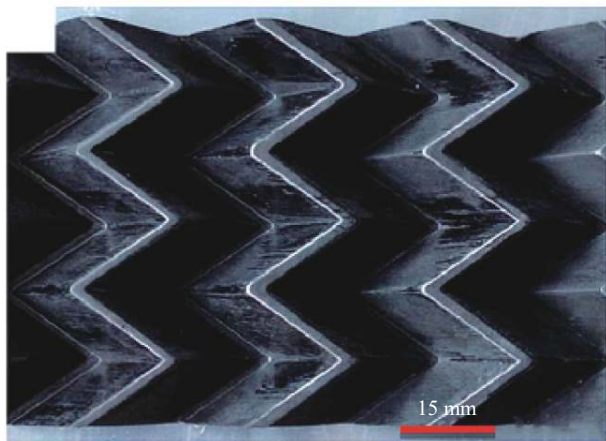
图3 褶皱芯子几何参数^[9]Fig. 3 Geometric parameters of foldcore^[9]

目前,典型的褶皱芯子有M型、V型及S型,三者之间的差别主要体现在芯体单胞的折线过渡形式:M型褶皱芯子的平行四边形壁板中间有矩形壁板过渡,而V型褶皱芯子与角树叶的宏观结构有很大的相似性^[10],而S型褶皱芯子在V型褶皱芯子基础上实现了壁面曲线过渡,如图4^[10-11]所示。褶皱芯子的折叠工艺存在多样化特性,如图5^[12]所示。

V型褶皱芯子的设计需按照一定的规范进行,为此Gattas等^[13-14]提出了一种设计规范:V型芯子是由平面材料折叠而成,有三个相互独立的构



(a) M-type



(b) V-type



(c) S-type

图4 褶皱芯子构型^[10-11]

Fig. 4 Configurations of foldcores^[10-11]

型参数，即平行四边形的边长 a 、 b 和底角 ϕ 。将平面材料折叠成空间三维结构后会增加两个构型参数，即 Z 型线张开角 η_Z 和壁面张开角 η_A ，如图 6

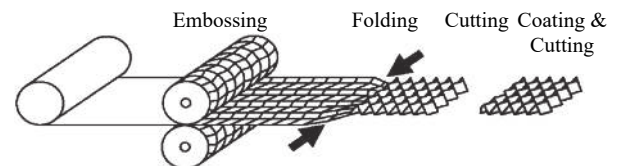
所示。 η_Z 和 η_A 需满足如下关系：

$$(1 + \cos\eta_Z)(1 - \cos\eta_A) = 4\cos^2\phi \quad (1)$$

此外，还设计出一种顶端缩进式的 V 型褶皱芯子，缩进部分可以当作是一个倒置的常规 V 型芯子，它的参数 b 、 ϕ 、 η_Z 和 η_A 与常规芯子一致，可通过调整边长 a 的变化量 a_1 数值来控制缩进深度，如图 7 所示。这种芯子在承受面外压缩载荷时容易诱发渐进式塑性铰失效模式，具有比常规 V 型褶皱芯子更好、更均匀的能量吸收能力。



(a) Process of cell folding



(b) Process of roll folding

图5 褶皱芯子折叠工艺^[12]

Fig. 5 Folding technology of core^[12]

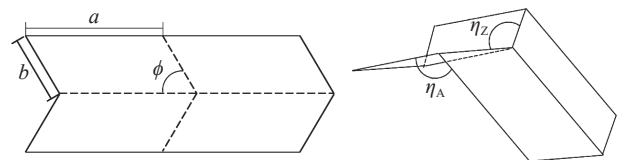


图6 V型褶皱芯子设计方法^[14]

Fig. 6 Design method of V-type foldcore^[14]

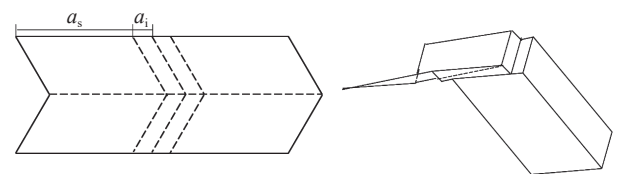


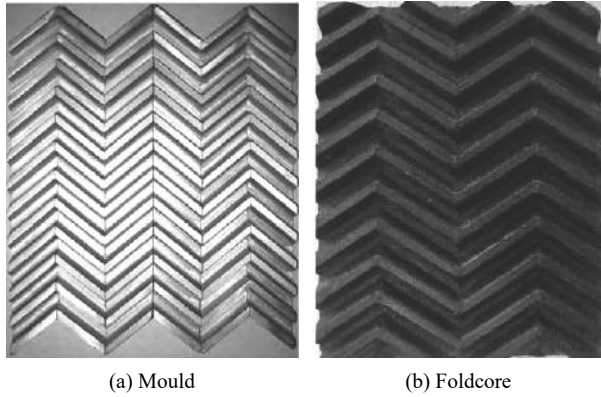
图7 缩进式 V 型褶皱芯子^[14]

Fig. 7 Indented V-type foldcore^[14]

国内外学者^[15-16]通过研究发现，V型和M型褶皱夹芯结构存在如下两个主要的缺陷：

首先，芯体与面板胶接部分为线接触，胶接面积小，强度低，这就导致该结构在承受弯曲、横向剪切及侧压载荷时，容易发生芯体与面板的脱胶破坏而使结构过早失效，无法充分发挥复合材料芯体的承载性能。为此，丛立新等^[17]对结构进行了改进，优化后的构型如图 8 所示。优化后的褶皱芯子增加了顶部平台结构，芯子与面板的接触由线接触转变为面接触，可以极大增加夹芯

结构的胶接面积, 提高结构剪切和弯曲强度。此外, 丛立新^[10]与王涛^[18]设计并制备出具有较大胶接面积的橄榄型褶皱芯子, 使结构具有很大的面芯胶接面积和强度, 如图 9 所示。



(a) Mould (b) Foldcore

图 8 改进 V 型褶皱芯子^[17]

Fig. 8 Improvement of V-type foldcore^[17]

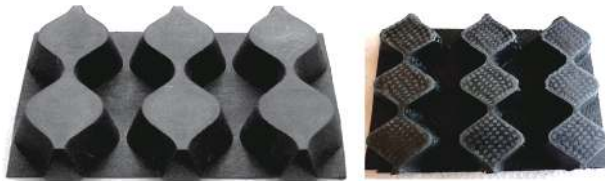
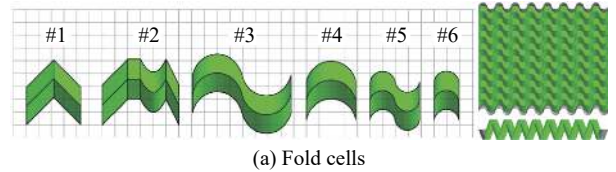


图 9 碳纤维橄榄型芯子^[10, 18]

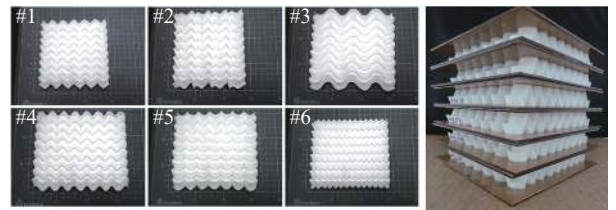
Fig. 9 Carbon fiber reinforced olive type foldcore^[10, 18]

另一方面, 褶皱夹芯结构承受压缩载荷时, 芯体壁面拐角处容易发生应力集中^[10, 16], 纤维在壁面拐角处容易发生弯折, 破坏材料性能^[19], 这两个因素都使壁面拐角处成为褶皱芯子的薄弱部位。针对这种缺陷, Gattas 等^[20]提出了一种曲线(S 型)折痕褶皱芯子的优化方法, 即在 Z 形线上添加梯度参数, 将直线变为曲线, 最后通过投影得到曲面结构。在准静态压缩载荷下, 增加褶皱结构芯子的单胞数目不能显著增加结构的吸能效率, 而壁面曲率对结构的吸能效率影响较大。Zhou

等^[21]通过有限元数值仿真, 研究了准静态压缩和剪切载荷下 V 型褶皱芯子壁面曲面化对结构力学性能的影响, 发现具有弯折线的 S 型褶皱夹芯结构具有更好的压缩和剪切性能。针对 V 型褶皱芯子的制造缺陷, Muhs 等^[22]在相同和可重复的条件下对 V 型褶皱芯子壁面进行了优化, 把芯体单胞的直线折痕转变为曲线折痕, 甚至两者相结合, 如图 10 所示。研究发现结构的力学性能与芯子单元曲率有关, 曲率半径越小, 压缩性能越高, 强度和刚度也可以通过减小细胞壁单元的曲率半径来增强。Du 等^[23-24]通过简单的几何变换, 用四段全等且相切的圆弧代替 V 型褶皱芯子的折线形棱线, 设计并制备出 S 型复合材料褶皱夹芯结构, 并且增加了平台结构, 避免了面板与芯子的线接触问题。此外, 给出了同一几何参数下 S 型褶皱芯子与 V 型褶皱芯子面外压缩的比强度对比, 比强度为面外压缩强度与结构相对密度的比值, 显然 S 型结构比 V 形结构具有更好的抗屈曲性能, 如表 1 和图 11 所示。



(a) Fold cells



(b) Geometry of sandwich structure

图 10 S 型褶皱夹芯结构^[22]

Fig. 10 Sandwich structure with S-type foldcore^[22]

表 1 不同构型 V 型和 S 型褶皱芯子的参数

Table 1 Geometric parameters of different models for V-type and S-type foldcores

V-type foldcore			S-type foldcore			h/mm	l/mm	$\theta/(\circ)$	$\beta/(\circ)$
Model	Relative density/%	Strength/MPa	Model	Relative density/%	Strength/MPa				
CU1	3.69	2.50	CH1	3.56	1.51	14	20	60	60
CU2	2.79	1.81	CH2	2.69	1.13	19	20	60	60
CU3	2.25	1.33	CH3	2.17	0.90	24	20	60	60
CU4	2.79	2.13	CH4	2.69	1.41	19	15	60	60
CU5	2.79	1.55	CH5	2.69	0.94	19	25	60	60
CU6	2.56	2.78	CH6	2.38	1.29	19	20	50	60
CU7	2.07	1.24	CH7	2.04	1.02	19	20	70	60
CU8	1.76	1.02	CH8	1.71	0.72	19	20	60	50
CU9	3.14	3.06	CH9	3.01	1.61	19	20	60	70

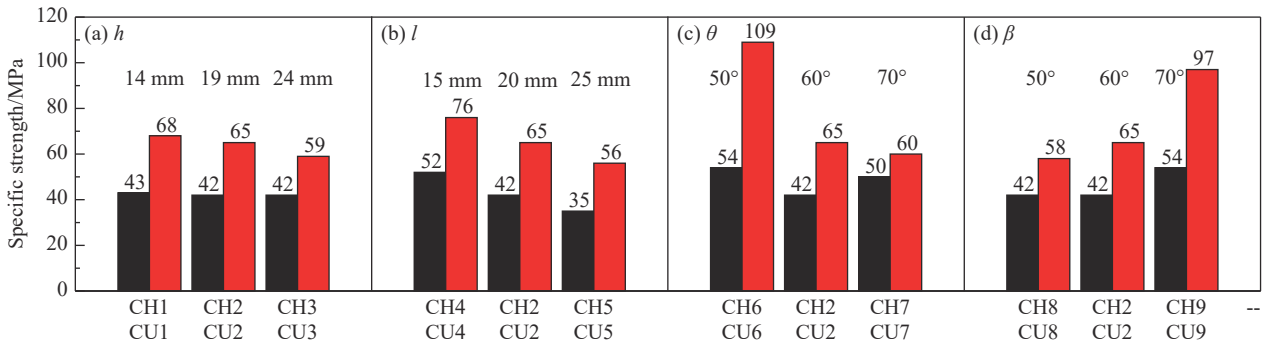


图 11 S 型褶皱芯子与 V 型褶皱芯子屈曲破坏应力对比^[23]

Fig. 11 Comparisons on buckling failure stress between S-type and V-type foldcores^[23]

除常规的等高度芯子外，将芯体高度 h 按照一定规律进行变化可使结构适用于飞行器存在倾斜角度的部位；使 Z 型线按照一定的曲率弯曲成空间锯齿线，按照空间锯齿线折叠成的带曲率的筒状褶皱芯子可用于火箭蒙皮或发动机整流罩等带曲率部件，如图 12 所示。

1.2 褶皱芯子的制备工艺

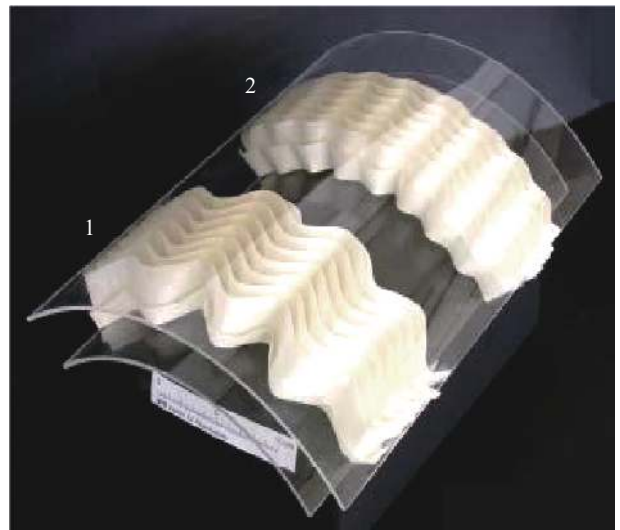
褶皱芯子制备工艺具有点阵、蜂窝等其它夹芯结构无法比拟的优点：芯子部分往往可以一次成型，不需要二次加工处理。模具准备完成后，铺设纸张、铝箔或复合材料预浸料，通过模压即可大批量得到褶皱芯子，具有成本低和效率高的优点^[9]。

对于纤维增强复合材料，成型工艺主要包括热压法、手工铺贴和树脂传递成型 (RTM) 等方法，复合材料褶皱结构因具有特殊的折叠构型而普遍采用热压工艺进行制备。蔡克乾^[26]对热压过程的三要素：温度、时间与压力的控制进行了深入研究，揭示了压力对褶皱芯子压缩强度的影响，确定了合适的成型压力。复合材料褶皱芯子热压模具由上模具和下模具组成，通常将上下模具加工成两个整体，这种整体型模具质量较大，不方便预浸料的加载和脱模。为此，出现了模具分割思想^[10, 18, 23-24]：将上模具加工成独立的单元，预浸料置于下模具上，将所有独立的上模具单元按照同一方向，依次压入下模具的凹槽内完成闭模，最后进行固化，如图 13 所示。

随着褶皱芯子制备工艺的发展，设计机械模压滚轮并通过智能方法控制成型温度和进料速率，可以对常用材料的褶皱芯子进行批量化生产^[9]。为满足规模化生产褶皱芯子的要求，避免芯子材料在折叠成形过程中发生纵向与横向耦合收缩，



(a) Foldcore with inclined angle



(b) Foldcore with curvature

图 12 多种型面的褶皱芯子^[9, 25]

Fig. 12 Foldcores of various configurations^[9, 25]

可以采用基于自动化设备的连续制造工艺：薄板首先通过一系列配合的折叠辊而被连续折叠，然后通过压花滚成型为褶皱芯子^[10]。Elsayed 和 Basily^[27]

提出了一种褶皱芯子连续加工方法, 通过连续折叠设备, 可以大批量制备不同拓扑构型的金属和芳纶纸等材料的褶皱芯子, 如图 14 所示。目前, 自动化工艺主要适用于延展性好的金属材料, 对于纤维增强树脂基复合材料, 需要考虑温度固化问题, 目前难以实现自动化。

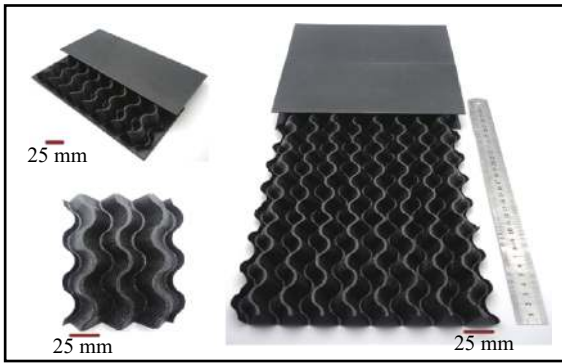
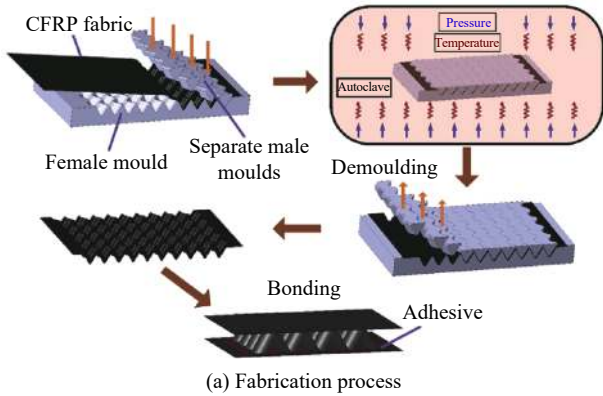


图 13 分割型模具操作流程^[23]

Fig. 13 Operation process of split mold^[23]

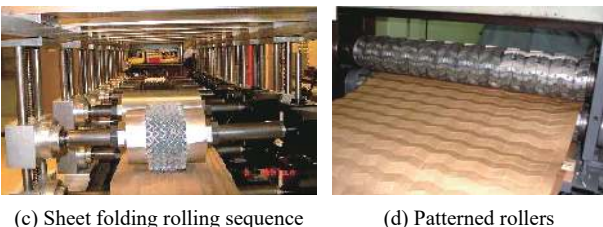
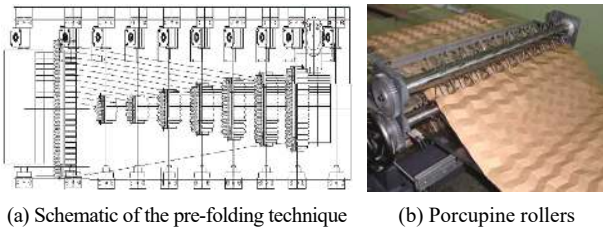


图 14 连续折叠与弯曲技术^[10, 27]

Fig. 14 Continuous creasing and bending technique^[10, 27]

目前, 对于复杂型面复合材料褶皱夹芯结构制备工艺的研究还比较少, 主要集中在褶皱夹芯圆柱壳方面。李炎笑等^[28]、Liu 等^[29]利用一种“分体式”制备工艺, 将结构的内壳、外壳和芯子等分成若干部分分别固化成型, 将各个部分组装成一个完整的结构, 并且在接缝处用同一材料制成的补偿片进行胶接, 如图 15 所示。圆柱壳褶皱夹芯结构的轴向压缩性能和吸能性能高于传统的圆柱壳波纹夹芯结构, 具有广阔的应用前景^[28-29]。为避免内外壳在接缝处的缺陷, Li 等^[30-31]提出一种“缠绕-铺贴”工艺: 对于褶皱夹芯结构的壳体, 将单纤维沿周向缠绕成第一薄层, 称其为 0°铺设。然后, 将两层预浸料沿轴向铺设, 使其纤维方向与第一层垂直(称为 90°铺设)。最后, 在最外层缠绕一层 0°单纤维, 重复此步骤直至达到所需厚度为止, 如图 16 所示。

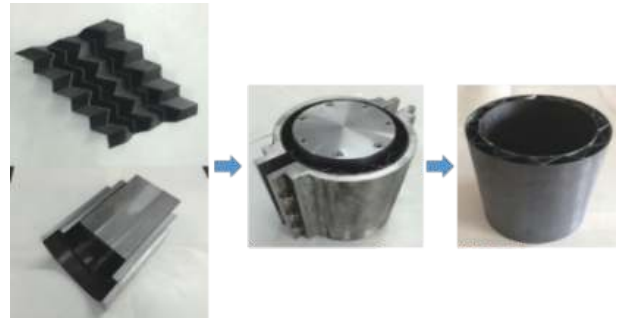


图 15 褶皱夹芯圆筒结构的成型^[28]

Fig. 15 Fabrication of sandwich cylinder structure with foldcore^[28]



图 16 缠绕-铺贴工艺^[30]

Fig. 16 Filament-winding and lay-up placing techniques^[30]

2 复合材料褶皱夹芯结构的力学性能

在对褶皱夹芯结构的力学性能进行分析时, 考虑到存在几个方向的性能, 往往设置整体坐标系, 如图 17 所示。褶皱夹芯结构沿 L 方向、W 方向和 Z 方向的几何构型往往不同, 这就导致褶皱夹芯结构具有三个方向的宏观准静态力学性能, 主要有平压性能(沿 Z 方向)、侧压性能(沿 L 方向或 W 方向)、剪切性能(沿 L 方向或 W 方向)及弯曲性能(弯矩沿 L 方向或 W 方向)等。对复合材料

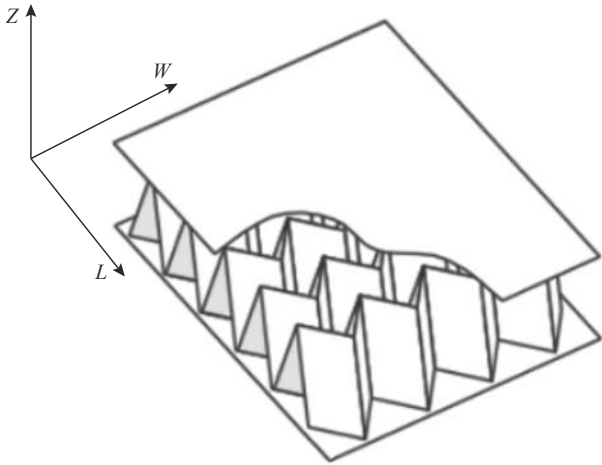


图 17 褶皱结构的整体坐标系^[32]

Fig. 17 Illustration of foldcore sandwich structures^[32]

褶皱夹芯结构的准静态力学性能和冲击动力学性能的研究主要为实验、数值仿真与理论分析。

2.1 实验研究

实验研究旨在直观地获得某种构型的复合材料褶皱夹芯结构的力学性能及失效规律等信息。Heimbs 等^[32-34]研究了 V 型褶皱夹芯结构的平压性能,发现芯子宏观破坏模式随平压载荷增加而发生转变:由屈曲破坏转变成大范围压溃破坏。芳纶纤维具有较大的韧性而碳纤维具有很高的强度,由二者结合而成的双层混杂结构既可以承受较大的变形,又具有良好的吸能性;对结构的剪切实验发现在芯体失效前已发生面板/芯子的脱胶破坏,难以获得剪切强度,仅可获得剪切模量。图 18 为 V 型褶皱结构与蜂窝结构性能对比。可以明显看出, V 型碳纤维褶皱夹芯结构的比刚度明显高于蜂窝夹芯结构,而 V 型复合材料褶皱夹芯结构的平压比强度与蜂窝夹芯结构的平压比强度相差无几^[32],可见 V 型复合材料褶皱夹芯结构在实现结构多功能化的同时,能更好地满足结构的轻量化要求,有望取代蜂窝夹芯结构在航空航天领域的应用。丛立新^[10]、Sun 等^[16]通过对 V 型复合材料褶皱夹芯结构的一系列平压、侧压、剪切及弯曲实验发现,芯子壁厚(或相对密度)、纤维铺设方式对 V 型复合材料褶皱夹芯结构的力学性能和失效模式存在不同程度的影响。Du 等^[23-24]对 S 型复合材料褶皱夹芯结构进行平压测试,发现随着芯子壁厚的增加,平压载荷下结构的破坏模式由芯子壁面屈曲破坏向芯子壁面压溃破坏和面板/芯子脱胶转变。除了研究较广泛的芳纶纤维和碳纤维两种材质的芯子外,Zand 等^[35]成功制备了热

塑性材料芯子(聚对苯二甲酸乙二醇酯(PET)材质夹芯及聚醚醚酮(PEEK)材质夹芯)并且测试了其压缩性能和剪切性能。PEEK芯子与相同几何形状的芳香族聚酰胺芯子相比,其硬度和强度较低,而 PEEK 芯子具有与芳香族聚酰胺芯子相当甚至更好的能量吸收性能。

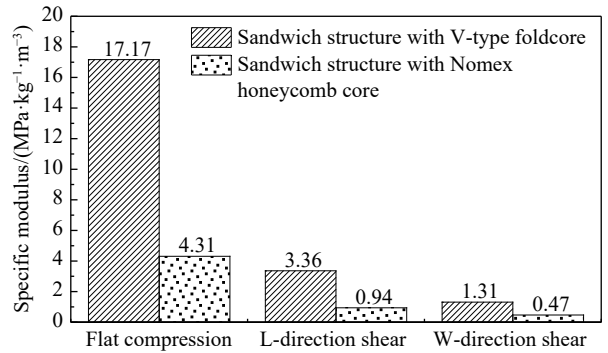


图 18 V 型褶皱结构与蜂窝结构性能对比

Fig. 18 Comparisons of performance between sandwich structures with V-type foldcore and honeycomb core

褶皱夹芯结构优良的抗冲击性能可以使其作为新型的吸能单元^[36]。最大冲击力是评价夹芯结构抗低速冲击性能的常用指标之一^[37-38],图 19 对比了 V 型复合材料褶皱夹芯结构同其它类型夹芯结构在多个冲击能量下的最大冲击力^[32, 39-43],可以发现 V 型复合材料褶皱夹芯结构拥有更优良的抗低速冲击性能。此外,Heimbs 等^[32]研究了编织复合材料褶皱夹芯结构的抗冲击性能,研究表明双层混杂褶皱夹芯结构比单层褶皱夹芯结构能够吸收更多的冲击能量。

复合材料褶皱夹芯结构的实验研究存在局限性:芯子通过模压法制备,一套模具只能制备出单一构型的芯子,使得实验研究范围小但成本高。这不利于研究不同构型芯子的性能以进行对比,优化芯子构型。但是,实验研究可以用来验证理论模型和数值仿真模型的有效性。

2.2 数值仿真研究

对于复合材料褶皱夹芯结构,建立有效的数值仿真模型可以在高性能计算机上进行模拟计算,无需额外开发模具,不仅可以降低研究成本和耗时^[44-45],而且可进行多种构型芯子的性能分析。此外,应用数值仿真技术还可以对复合材料褶皱夹芯结构加载过程、尤其是冲击等瞬态过程中的损伤起始和演变过程及不同部位应力应变实时变化情况进行详细分析,可以弥补实验研究信息的不足。

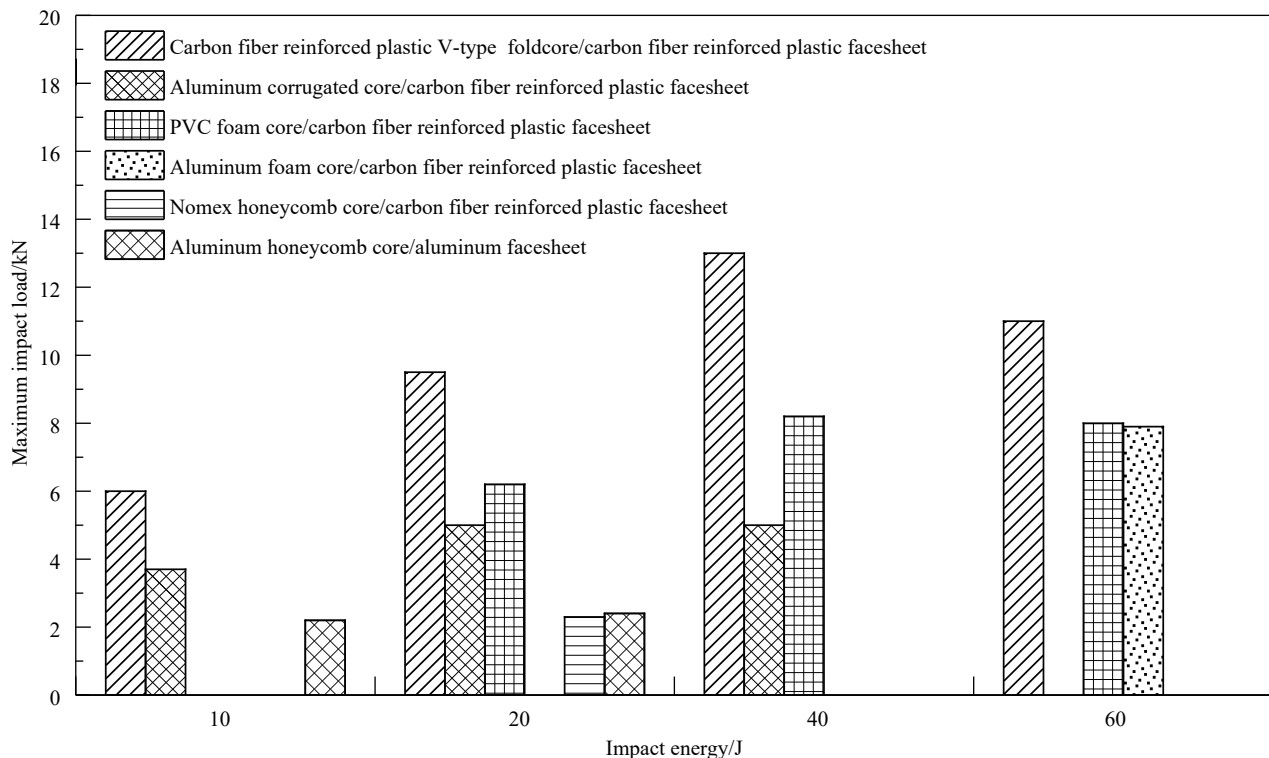


图 19 V 型褶皱夹芯结构与其它夹芯结构的抗冲击性能对比

Fig. 19 Comparisons of impact resistance between sandwich structure with V-type foldcore and other sandwich structures

蔡克乾^[26]与姜开宇等^[44]通过数值仿真与实验研究相结合的方法,定性分析了褶皱夹芯结构几何参数对其平压模量和强度等力学性能的影响,指出了不同几何参数对结构力学性能的影响程度存在较大差异。周华志等^[46]采用有限元方法研究了带有缺陷的褶皱夹芯结构的准静态压缩性能和吸能特性,发现褶皱芯子的缺陷会降低其等效屈服应力,从而降低结构的承载能力,但对结构整体的能量吸收影响不大。Xiang等^[47]通过数值模拟发现在三点弯曲和小幅度均布压力作用下,V型褶皱夹芯结构的性能高于相对应的等质量整体板。

通过实验研究与数值仿真相结合的方法,Heimbs等^[32-34]对V型复合材料褶皱夹芯结构的抗冲击性能进行了研究,利用有限元分析软件建立了数值仿真模型,并根据准静态平压和剪切实验结果不断优化数值仿真模型。基于数值仿真计算扩展工况,揭示了不同冲击能量下结构的几何参数对其抗冲击性能及损伤模式的影响规律及机理。Eidini^[48]研究了褶皱夹芯结构的负泊松比效应,揭示了几何参数对负泊松比的影响规律,当褶皱结构的泊松比为负值时,结构在轴向拉伸载荷下可以发生横向扩展,可以做为良好的吸能结构。

褶皱夹芯结构的几何形状及构型参数对其抗冲击性能影响显著。Zang等^[35]分别对折线为三角波形(V型)、梯形(M型)、正弦形和分段椭圆形(S型)的褶皱夹芯结构的吸能性进行了对比,发现分段椭圆形褶皱夹芯结构的比吸能最高。Gattas和You^[20]研究了S型褶皱夹芯结构的低速冲击性能,通过数值仿真和实验对比分析了V型褶皱结构、缩进式V型褶皱结构、蜂窝结构以及两种构型的S型褶皱结构的低速冲击性能,发现S型褶皱结构的抗冲击性能虽然比不上蜂窝结构,但要好于其它构型。Basily等^[49]发现在高速冲击载荷作用下,褶皱夹芯结构的抗冲击性能高于蜂窝夹芯结构。此外,褶皱结构在三个方向上都具备能量吸收能力,而蜂窝结构在垂直于芯体壁面的方向上却没有能量吸收能力,在壁面其它方向施加轻微荷载时会导致其完全坍塌。高速空投规范要求蜂窝缓冲结构的落下方向与撞击时表面的法向偏差不超过 2.5° ,在实际空投应用中,通常很难保持空投物品的特定方位角。Klaus等^[50]通过实验与数值仿真对碳纤维增强复合材料褶皱夹芯结构进行了冲击和四点弯曲分析,发现冲击引起的损伤和变形量与试样弯曲强度之间存在很强的相

关性。即使是从外部几乎看不见、在目测检查过程中可能会遗漏的损伤,也能够显著降低此类结构的弯曲强度。

目前,对复合材料褶皱夹芯结构数值仿真主要通过 Abaqus 和 LS-DYNA 等软件实现,褶皱夹芯结构数值仿真研究主要集中在 3 个方面。

(a) 确定单元属性

作为一种夹芯结构,复合材料褶皱夹芯结构通常具有较大的厚度,芯子壁面厚度远小于芯子的高度。为简化仿真模型,提高计算效率,往往忽略芯子壁面厚度,研究人员^[9,23,28,32-33]采用壳单元对褶皱芯子进行了模拟。

复合材料损伤模式主要有基体损伤、纤维损伤及界面分层等。但是,壳单元无法模拟复合材料界面分层损伤,不利于研究芯体壁面应力分布和损伤模式^[32-33],而分层损伤对复合材料结构的剩余强度有重要影响。为此,相关学者^[10,16-17]考虑了壁面厚度的影响,利用三维实体单元进行模拟,取得了良好的效果。

采用壳单元对折叠芯子进行有限元建模是一种非常有效的方法。然而,当模拟大型折叠芯子结构(例如飞机机身壳体)时,这种方法会因单元数量太多而导致计算时间过长或者根本无法进行数值仿真。针对大型折叠芯子的数值仿真,可以将芯子等效成实体而不考虑具体的折叠构型,从而可利用较少数量的实体单元对其进行有限元网格划分,这种技术被称为宏观尺度建模^[51](Macro-scale model)。

(b) 模拟面板/芯子胶界面

面板/芯子界面的模拟是另一个需要关注的问题,根据研究目的不同往往有不同的模拟方法。对于结构的平压性能,重点关注芯子应力状态和失效模式,而且面板/芯子界面对平压性能无明显影响,为此通常将面板视为刚体^[23,52],用简单的通用接触模拟面板/芯子界面。

对于弯曲、剪切和抗冲击性能,芯子与面板的脱粘是主要失效模式之一。目前,主要有两种模拟方法:一是 LS-DYNA 程序中带有失效的绑定接触^[32-33](Tiebreak),这种接触类型可以传递压力和拉力,并且可以规定失效准则来模拟芯子/面板脱粘损伤,其参数简单易得,计算效率高^[45,53];二是 ABAQUS 内置内聚力单元^[10,16](Cohesive),它通过与界面两侧的单元共用节点或应力应变协调

来传递位移与载荷,赋予单元材料属性与损伤准则来模拟脱粘损伤的起始与扩展。

(c) 模拟缺陷

研究表明结构制造缺陷对于数值仿真精度有着不可忽略的影响^[19,21,32]。褶皱芯子的制造缺陷主要来自以下几个方面:全局缺陷-不规则的几何形状、预屈曲的折纹或面元等;局部缺陷-表面粗糙度、面元壁厚变化、树脂局部堆积等;材料缺陷-裂纹或微孔、纤维含量或排列角度变化等^[54]。为提高数值仿真精度,相关学者进行了诸多研究,建立了带有缺陷的有限元模型并取得了良好的仿真效果。在数值仿真模型中引入制造缺陷的方法一般包括以下几种:在划分网格之前对理想几何模型赋予随机变形^[52,54]、通过模态分析结果将前几阶模态叠加在理想几何模型之上^[54-55]、利用 Micro-CT 对实际折叠芯子进行扫描建立几何模型^[51,54]、节点摆动^[52](Node-shaking)、调整材料参数^[52,54](如材料厚度、弹性模量、屈服强度)及模拟具有缺陷的折纹图案的折叠过程^[55]等。

2.3 理论研究

褶皱夹芯结构几何参数众多,而数值仿真的研究成果通常有限与离散,难以精准获得满足特定要求的最佳芯子构型。因此,研究褶皱夹芯结构各参数对其力学性能的影响,获得结构力学性能的解析模型,是实现复合材料褶皱夹芯结构力学性能优化的必然要求。王志瑾等^[56]研究了 M 型褶皱芯材的几何特征和承力特性,基于与推导蜂窝芯材基本物理特性类似的方法,获得了褶皱结构的当量密度、当量弹性模量和当量剪切模量等基本力学性能参数,为此类型芯材结构设计提供了一定的参考价值。为定量分析各因素对褶皱夹芯结构力学性能的影响,需要通过理论推导出力学性能解析式。目前,主要有三种建立力学分析模型的理论:经典层合板理论、能量平衡原理以及 Stowell 曲板屈曲理论。

(a) 经典层合板理论

文献^[46]以芯体单胞为研究对象,基于经典层合板理论,运用单位载荷法和变形协调原理,推导出 V 型褶皱夹芯结构的平压模量解析式,并采用数值仿真计算验证了其可靠性。这种理论仅适用于均匀对称铺层的复合材料褶皱芯子,而且没有体现芯子厚度的影响,具有一定的局限性。方耀楚等^[57-58]采用经典夹层板理论建立了二级褶

皱结构的力学性能预报模型, 揭示了载荷与结构变形之间的内在联系, 阐述了结构在压缩和剪切载荷下的损伤模式, 给出了芯体单胞的等效正应力和切应力表达式。

(b) 能量平衡原理

对受准静态载荷的变形体而言, 外载荷所做功等于变形体应变能。依据能量平衡原理, 任永锋^[9]将褶皱芯子的单胞结构作为研究对象, 并将其等效为厚度不变的各向异性均质体单元, 如图 20 所示。对 Z 方向平压模量 E_z 、L 方向剪切模量 G_{zx} 、W 方向剪切模量 G_{zy} 及平压屈曲载荷的解析式进行推导, 并且采用若干种构型数值仿真模型进行了验证, 发现平压模量理论值与仿真结果误差较小 (5% 左右), 其余力学性能的计算结果误差较大 (10%~15% 左右), 如表 2 所示。为完善该模型, 文献 [10,16] 在宏观尺度上将 V 型芯子单胞等效成均质体。在细观尺度上将芯体单胞离散成 4 块平行四边形薄板, 并且通过张量分析将空间三维问题转化成二维问题, 采用经典层合板理论进行求解。以铺层方式为 [0/45/-45/90] 的褶皱芯子为算例, 此方法求解出的平压模量 E_z 、L 方向剪切模量 G_{zx} 、W 方向剪切模量 G_{zy} 与数值仿真结果的误差均很小, 验证了此方法的有效性, 如图 21 所示。在此基础上, 丛立新^[10]结合经典夹芯梁理论, 对 V 型褶皱夹芯结构的弯曲性能进行了研究, 分别对褶皱夹芯结构发生面板皱曲、芯子剪切屈曲与面芯脱胶三种失效模式的临界载荷进行了预测, 并且与实验结果符合很好。李炎笑^[28]利用同样的方法对复合材料圆柱壳褶皱夹芯结构的轴向压缩模量和强度进行了理论分析, 为结构的优化设计提供了参考。

(c) Stowell 曲板屈曲理论

S 型褶皱芯子作为 V 型芯子优化后的构型, 具有更加优良的力学性能。由于 S 型芯子壁面为

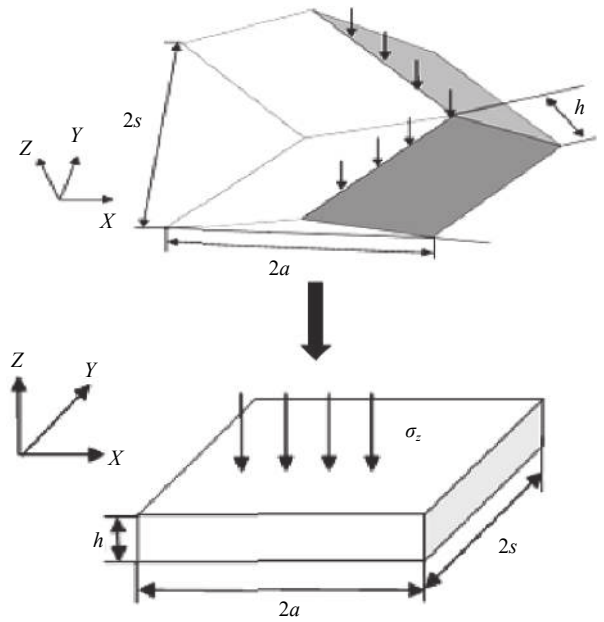


图 20 芯子 Z 向平压等效过程^[9]

Fig. 20 Equivalent process of Z-direction flat pressing of core^[9]

椭圆柱壳, 力学变形十分复杂, 难以得到封闭解。因此, Du 等^[23]应用 Stowell 曲板屈曲理论估计其屈服强度, 并利用微积分方法推导平压模量解析式, 绘制出了三维失效模式图, 定量分析了几何参数对结构失效模式的影响规律。此外, 通过实验和数值仿真验证了此理论的有效性。

图 22 汇总了 S 型碳纤维增强复合材料褶皱夹芯结构与其它多种夹芯结构平压性能, 并以 Ashby 材料选择图的形式直观地对比了不同夹芯结构的平压性能与材料密度的关系, 可以看出, S 型碳纤维增强复合材料褶皱夹芯结构的平压性能不仅优于铝蜂窝夹芯、碳纤维波纹夹芯、玻璃纤维波纹夹芯、泡沫夹芯等多种夹芯结构, 而且其平压性能也明显高于芯体材质为铝合金、聚合物或芳纶纸的 S 型褶皱夹芯结构, 这表明碳纤维增强复合材料褶皱夹芯结构比其它构型和材质的

表 2 V 型褶皱夹芯结构模量预测

Table 2 Modulus prediction of sandwich structure with V-type foiecore

Configuration	Flat compression modulus E_z /MPa			Shear modulus G_{zx} /MPa			Shear modulus G_{zy} /MPa		
	Theoretical	Numerical simulation	Difference/%	Theoretical	Numerical simulation	Difference/%	Theoretical	Numerical simulation	Difference/%
1	1 309	1 281	2.19	1 309	1 151	12.12	566	465	17.93
2	616	581	5.79	616	540	12.37	266	247	7.25
3	698	662	5.22	698	612	12.35	302	272	9.95
4	1 164	1 130	2.86	1 164	1 022	12.20	503	418	16.94
5	873	836	4.23	873	766	12.27	377	326	13.69

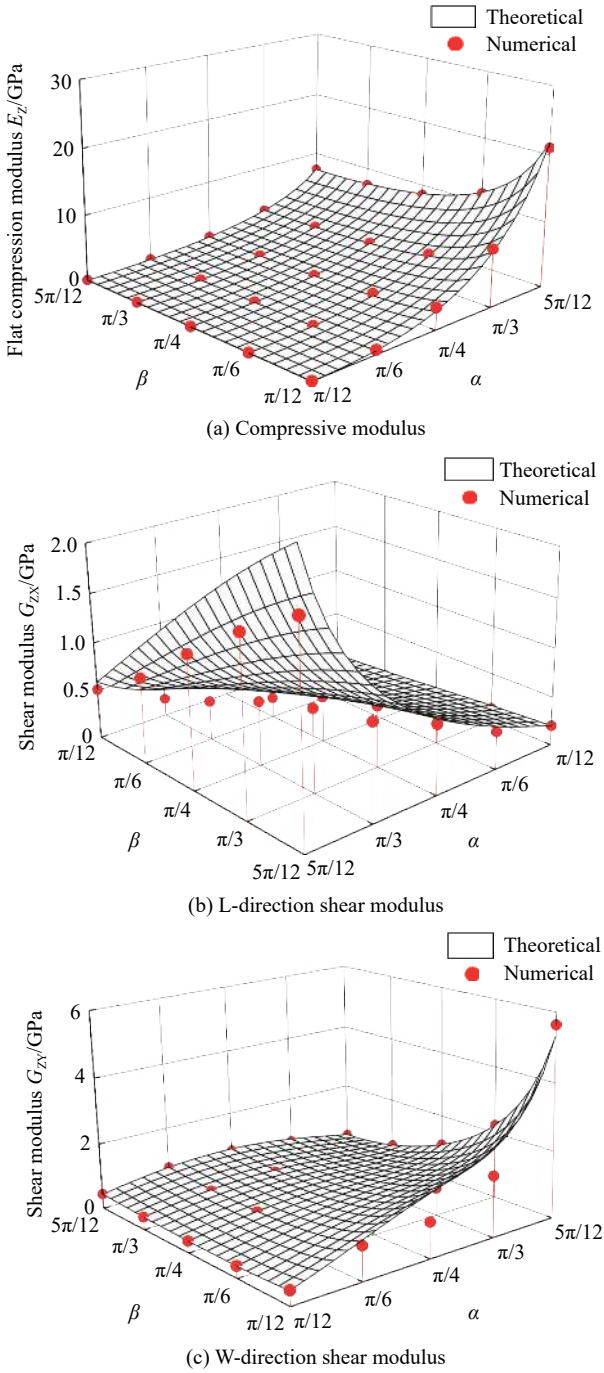


图 21 V型褶皱芯子模量的理论值与数值模拟值^[10]

Fig. 21 Theoretical and simulated modulus of V-type foldcore^[10]

夹芯结构具有更高的比刚度和比强度^[23]。

由于复合材料褶皱芯子是由预先铺设完成的预浸料通过热压法而制成。因此，除褶皱芯子几何参数，预浸料的铺设方式是一个对褶皱夹芯结构力学性能有重要影响的因素，诸多力学性能的理论及数值仿真研究对此进行了证实^[10-11, 16]。研究发现， $[0]_4$ 铺层的芯子平压性能较好，而剪切

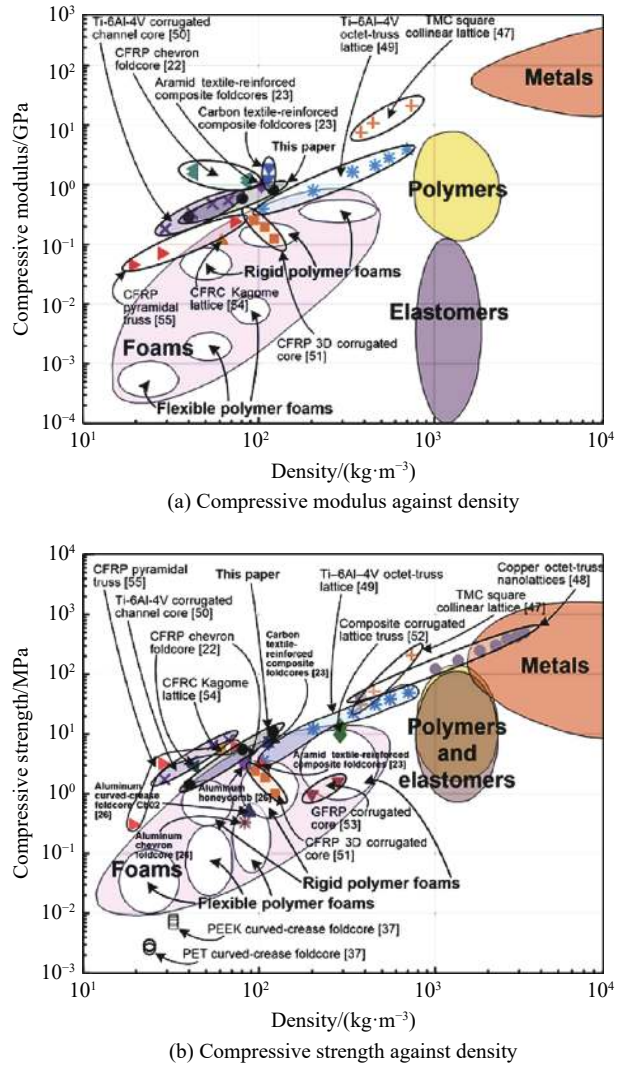


图 22 S型碳纤维褶皱夹芯结构(黑点部分)与其它夹芯结构性能对比^[23]

Fig. 22 Comparison of properties between carbon fiber sandwich structures with S-type foldcore (black spot) and other sandwich structures^[23]

性能差； $[\pm 45]_S$ 铺层的芯子剪切性能好，而平压性能欠佳； $[0/90]_S$ 铺层的芯子可以兼顾平压性能与剪切性能^[10]。

目前，对复合材料褶皱夹芯结构抗冲击性能的研究还比较匮乏。受到冲击载荷时，复合材料结构力学行为复杂，破坏模式多样，而且褶皱夹芯结构几何构型复杂，参数众多，尚未出现一种理论模型能够对褶皱夹芯结构的抗冲击性能进行良好地表征，有待深入研究。

3 复合材料褶皱夹芯结构的功能性

3.1 隔声性能

隔声主要措施有两种^[59]：一是主动式，通过产生同频反相的声波与原声波叠加以达到隔声的

目的。另一种是被动式,将声能转换成其它形式的能量,是常用的隔声手段。上个20世纪90年代开始,已有学者对褶皱夹芯结构的隔声性能进行了研究。邵长林等^[60]对8#箱纸板制成的V型褶皱芯子的隔声性能进行了研究,发现该结构能显著提高中低频率范围的隔声量,可作为一种新型隔声结构。王志瑾等^[61]以混响室-消音室法对不同几何参数的褶皱芯子进行了对比实验,测试了不同褶皱夹芯板在各频段下的隔声性能。结果表明,复合材料褶皱夹芯板隔声性能好,可用于飞行器内装饰隔声板。在低、高频段,双层芯子垂直叠放的构型隔声性能较好;而在中频段,双层芯子同向叠放的构型显示出较好的隔声性能。顾志武^[62]用Ansys有限元分析软件证明了褶皱夹芯板的隔声性能要优于同等面密度的蜂窝夹芯板。袁新浩^[59]经过实验研究发现褶皱夹芯板可以以较低的面密度达到与蜂窝夹芯板和胶合板相当的隔声性能,可实现隔声结构的轻量化。对褶皱芯子的隔声原理进行了分析:褶皱夹芯板内部的空气腔呈锥形,容易诱发空腔振动消耗声能;芯子壁面发生共振消耗声能;多层几何构型不一致的褶皱芯子叠加形成复杂的通道结构,使声波经过多次反射从而达到消耗声能的目的。

文献[63-64]提出将柔性隔声材料弯曲制成褶皱芯子,并与穿孔板组合形成褶皱夹芯结构,具有优越的隔音特性。发现褶皱芯子的高度对降噪系数影响最大,其次为穿孔板厚度与穿孔孔径大小,而褶皱胶接位置的间隔影响最小。

复合材料的振动阻尼特性和褶皱结构具有的吸音特性,使得复合材料褶皱夹芯结构在满足轻量化要求的同时具有材料和构型的双重隔声效果,并且其内部空腔可以填充吸声材料(如泡沫铝、聚氨酯泡沫等^[62,65]),有望在发动机短舱和潜艇等吸声部位实现应用。

3.2 热防护性能

高超声速飞行器在飞行时会面临严重的气动加热问题,给飞行器结构和内部设备带来威胁,热防护显得尤为重要。开发主动冷却系统与研发高性能隔热材料相比,更具优势^[66-67]。

褶皱夹芯结构内部的通道结构可使冷却液流通。黄胜等^[68]、周晨等^[69]基于FLUENT流体计算软件和Ansys结构分析软件建立了流固耦合与热结构耦合分析模型,证实了V型褶皱夹芯结构曲

折的通道使冷却液流动方向不断变化,同时具有比直流换热管更大的换热面积,使其对流换热能力得到加强,但在壁面拐角处由于热应力的存在产生应力集中。与V型褶皱夹芯结构相比,M型褶皱夹芯结构形状变化相对平缓,能有效缓解应力集中,同时具备更好的对流换热能力。侯天骄^[70]对S型褶皱芯子的对流换热能力进行了数值仿真研究,发现其换热效率优于相同条件下的V型褶皱芯子。

除可以作为主动冷却结构外,褶皱夹芯结构也可作为隔热结构。张辉^[71]、徐庆华^[72]应用Ansys有限元软件建立了V型褶皱夹芯板的热学计算模型,分析了几何参数对结构当量导热系数的影响规律,可根据具体的隔热要求设计其几何构型,此外,不同构型褶皱夹芯板的当量导热系数可能相同,为其它性能要求提供了选择空间。王志瑾等^[73]开发出了基于修正混合定律的一维等效传热模型,将其用于V型褶皱夹芯结构的热防护设计,可有效提高计算效率。

可见,褶皱夹芯结构具有很大的作为热防护结构的潜力,结合其优良的力学性能,可作为承载-热防护一体化结构,在高超声速飞行器领域具有广阔应用前景。但是,由于实验困难和相关参数难以测量等因素,关于对褶皱芯子的热力学研究均采用数值模拟方法,缺少实验数据支撑,需要进一步的研究。

3.3 隐身性能

在现代军事战争中,提高隐身性能对于增加军机、战舰的突击能力、保护军事设施具有重要战略意义。雷达仍然是现代侦查系统中常用的手段,减小雷达散射面积(Radar cross section, RCS)是提高其隐身性能最有效的途径。目前,减小RCS的措施主要有涂覆雷达吸波材料(RAM)、加装雷达吸收结构(RAS)及外形技术等^[74-76]。

王志瑾等^[77]、雷磊等^[78]运用电磁数值仿真软件对V型铝箔褶皱芯子的雷达散射性能进行了研究,发现该种结构能够显著降低RCS,并且其散射性能主要受Z型线张角 η_z 与芯子壁面张角 η_A 的影响,如图6所示。因此,需根据入射波的频率选择不同的构型以最大程度地减少结构的RCS,其中 η_A 的影响更为显著。虽然复合材料在飞行器上得到广泛应用^[79-80],但其内部还会存在大尺寸金属承载部件,产生较大的RCS,将此类

结构包裹在这些金属部件周围可以显著降低飞行器的 RCS。

Wang 等^[81] 提出 V 型褶皱夹芯结构是一种具有很应用潜力的新型 RAS, 并对其结构形式及散射原理进行了详细描述。结构由三部分构成, 外面板由透波材料组成, 如玻璃或有机塑料; 芯体可由铝箔、Nomex 纸及纤维增强材料组成; 内面板对散射无明显影响, 可由高强度材料构成。当电磁波信号透过外面板进入结构内部时, 通过壁面的不断反射使信号强度大幅度降低, 若在表面涂覆 RAM, 可进一步增强其散射性能, 如图 23 所示。此外, 对不同材质芯子的散射性能进行实验研究, 发现铝箔和纤维增强复合材料制成的芯子具有相近的散射性能, 而 Nomex 纸的散射性能较低。

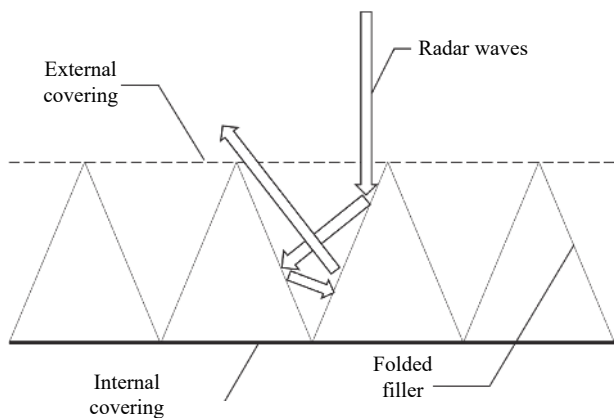


图 23 V 型褶皱芯子对信号的反射^[81]

Fig. 23 Reflection of signal by V-type foiled core^[81]

4 发展建议

褶皱夹芯结构作为一种新型的轻质夹芯结构形式, 在航空航天结构中, 具有替代传统蜂窝夹芯结构的潜力。但是, 目前依然面临以下问题亟待解决: 开发批量化低成本成型工艺、提高夹芯结构面芯胶接强度、多功能集成设计、缺陷无损检测和修复等。基于现有的研究现状, 从以下四个角度对复合材料褶皱夹芯结构的研究发展提供建议。

(1) 结构设计及制备工艺

关于复合材料褶皱夹芯结构的设计可以从多个角度进行, 包括芯子构型、芯子及面板材料的选取、叠层结构的设计等。目前, 结构的设计主要围绕褶皱夹芯结构的芯子构型方面进行, 鲜有针对其它角度的研究。加强对混杂、多层褶皱夹

芯结构的研究有助于充分发挥复合材料褶皱夹芯结构可设计性潜能。

在现有的技术和工艺水平下, 模压法所用的模具造价高、加工困难、质量大, 不利于复合材料褶皱夹芯结构的大规模生产。因此, 开发大规模生产工艺是推进复合材料褶皱夹芯结构应用所必须解决的工程问题。其次, 文献提出的“分体式”圆柱壳褶皱芯子的制备工艺存在制备精度要求高, 接缝处强度低等缺陷。具有复杂型面的复合材料褶皱夹芯结构制备工艺还需完善。此外, 除在构型上增大胶接面积外, 发展先进胶接技术和胶接材料是提高粘接强度、充分发挥材料性能的另一有效途径。

(2) 力学性能

作为典型的构型, V 型和 M 型复合材料褶皱夹芯结构得到了广泛研究。但是, 大部分研究主要集中在准静态力学性能方面, 分析外来物的冲击作用、评价其抗冲击性能对复合材料褶皱夹芯结构的防护设计尤为重要。此外, S 型褶皱芯子弥补了 V 型褶皱芯子的缺陷, 性能优越, 发展前景广阔, 有望取代 V 型褶皱芯子, 成为主流构型, 但对其力学性能的研究尚显不足。

其次, 复合材料褶皱夹芯结构的实验研究标准不同, 不利于研究成果的共享, 发展适用于复合材料褶皱夹芯结构的实验标准可以有效促进其推广和应用。极端环境(如湿热、极寒、爆炸等)会对结构力学性能产生影响^[82], 如温度的变化可以改变褶皱结构内部的应力状态, 而对各种极端环境中复合材料褶皱夹芯结构的力学性能还缺乏研究。

(3) 多功能化发展

研究已经发现, 合适的构型参数可使褶皱夹芯结构具备优良的隔声、热防护及雷达散射功能。此外, 复合材料具有特殊振动阻尼特性, 可以隔声降噪; 合理地选择复合材料的纤维种类可以实现对电磁波的有效吸收。因此, 复合材料褶皱夹芯结构可以从构型和材料两个方面实现结构多功能化。但是, 目前对复合材料褶皱夹芯结构多功能性的分析仅停留在概念层面, 缺乏可靠实验数据的支撑, 以及成熟的实验和数值仿真技术, 相关研究也尚未开展。开展多功能性的实验和数值仿真研究、开发先进的功能性复合材料、发展电子元件嵌入及多功能材料的填充工艺, 是实现复合材料褶皱夹芯结构多功能性的有效途径。

(4) 缺陷与损伤检测和修复技术

为保证产品的加工质量,改进制备工艺,优化制备流程,需要对复合材料褶皱夹芯结构进行质量检测以便确定缺陷类型及其发生部位。此外,在实际工程应用上,结构会承受各种复杂载荷的作用,导致复合材料褶皱夹芯结构产生不可见损伤,严重威胁结构的安全性。可见复合材料褶皱夹芯结构缺陷与损伤检测及修复技术对制备工艺的优化与结构安全性的提高有重大意义,对于该项技术的研究还未见开展。

5 结论

复合材料褶皱夹芯结构可以同时实现结构的轻量化和多功能化,具有轻质、高比强、高比刚、隔热、降噪等特点,芯子通过单胞开放式的设计,具有良好的流通性,可以弥补蜂窝与泡沫芯子内部不流通的缺陷。本文从复合材料褶皱夹芯结构的构型设计、制备工艺、力学性能与多功能性等方面对现有研究成果进行梳理和归纳,并对复合材料褶皱夹芯结构未来的研究方向提供参考和建议。

目前,复合材料褶皱夹芯结构的制备主要停留在实验层面,对其结构设计也具有一定局限性,并且对其抗冲击性能、极端环境中的承载能力及多功能性的研究还比较匮乏。因此,未来对复合材料褶皱夹芯结构的研究方向,应主要集中在大规模生产工艺的开发、抗冲击性能的评估以及多功能性的实现等方面。

参考文献:

- [1] 王家伟,朱永祥,韦成华,等. Nomex蜂窝夹层结构弯曲刚度温度相关性的力学建模[J]. 复合材料学报, 2020, 37(2): 376-381.
WANG Jiawei, ZHU Yongxiang, WEI Chenghua, et al. Mechanical modeling on the bending stiffness temperature dependence of Nomex honeycomb sandwich structure[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(2): 376-381(in Chinese).
- [2] 齐佳旗,段玥晨,铁瑛,等. 结构参数对CFRP蒙皮-铝蜂窝夹层板低速冲击性能的影响[J]. 复合材料学报, 2020, 37(6): 1352-1363.
QI Jiaqi, DUAN Yuechen, TIE Ying, et al. Effect of structural parameters on the low velocity impact performance of aluminium honeycomb sandwich plate with CFRP face sheets[J]. Acta Materiae Compositae Sinica, 2020, 37(6): 1352-1363(in Chinese).
- [3] SILVERBERG J L, EVANS A A, MELEOD L, et al. Using ori-

gami design principles to fold reprogrammable mechanical meta materials[J]. Science, 2014, 345: 647-650.

- [4] FELTON S, TOLLEY M, DEMAINE E, et al. A method for building self-folding machines[J]. Science, 2014, 345: 644-646.
- [5] FISCHER S. Aluminum fold cores for sandwich structure application: Mechanical properties and FE-simulation[J]. Thin Walled Structures, 2015, 90: 31-41.
- [6] FEI L J, SUJAN D. Origami theory and its applications: A literature review[J]. World Academy of Science, Engineering and Technology, 2013, 73: 1331-1335.
- [7] GRZESCHIK M. Performance of foldcores mechanical properties and testing[C]//Proceedings of the ASME 2013 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference. USA, 2013: 1-6.
- [8] FISCHER S, DRECHSLER K, KILCHERT S, et al. Mechanical tests for foldcore base material properties[J]. Composites Part A: Applied Science & Manufacturing, 2009, 40: 1941-1952.
- [9] 任永锋. 褶皱夹芯结构的基本力学性能研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.
REN Yongfeng. Study on basic mechanical properties of foldcore sandwich structures[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014(in Chinese).
- [10] 丛立新. 复合材料褶皱夹芯结构的制备及其力学行为研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2015.
CONG Lixin. Fabrication and mechanical behavior of composite sandwich structure with folded core[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2015(in Chinese).
- [11] HEIMBS S, MEHRENS T, MIDDENDORF P, et al. Numerical determination of the nonlinear effective mechanical properties of folded core structures for aircraft sandwich panels [C]. 6th European LS-DYNA Users' Conference, Gothenburg, Sweden, 2007: 181-190.
- [12] ABRATE S, CASTANIE B, RAJAPAKSE Y D S. Dynamic failure of composite and sandwich structures, solid mechanics and its applications[M]. Berlin: Springer Science Business Media Dordrecht, 2013.
- [13] GATTAS J M, WU W, YOU Z. Miura-base rigid origami: Parameterizations of first level derivative and piecewise geometries[J]. Journal of Mechanical Design, 2013, 135(11): 111011.
- [14] GATTAS J M, YOU Z. Quasi-static impact of indented foldcores[J]. International Journal of Impact Engineering, 2014, 73: 15-29.
- [15] JOHNSON A F. Novel hybrid structural core sandwich materials for aircraft applications[C] //11th Euro-Japanese Symposium on Composite Materials, Porto, Portugal, 2008.
- [16] SUN Y G, LI Y X. Prediction and experiment on the compressive property of the sandwich structure with a chevron

- carbon fibre reinforced composite folded core[J]. *Composites Science and Technology*, 2017, 150: 95-101.
- [17] 丛立新, 孙雨果, 高亮, 等. 改进V-型复合材料褶皱夹芯结构的制备及压缩性能[J]. *复合材料学报*, 2014, 31(2): 456-464.
CONG Lixin, SUN Yuguo, GAO Liang, et al. Preparation and compression performance of an improved V-type folded GFRP sandwich structure[J]. *Acta Material Composita Linica*, 2014, 31(2): 456-464(in Chinese).
- [18] 王涛. 新型褶皱夹芯结构的设计及其力学性能分析[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2018.
WANG Tao. Design and mechanical properties analysis of new folds sandwich structure[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2018(in Chinese).
- [19] STURM R, FISCHER S. Virtual design method for controlled failure in foldcore sandwich panels[J]. *Applied Composite Materials*, 2015, 22(6): 791-803.
- [20] GATTAS J M, YOU Z. The behaviour of curved-crease foldcores under low velocity impact loads[J]. *International Journal of Solids and Structures*, 2015, 53: 80-91.
- [21] ZHOU X, WANG H, YOU Z. Mechanical properties of miura-based folded cores under quasi-static loads[J]. *Thin Walled Structures*, 2014, 82: 296-310.
- [22] MUHS F, MIDDENDORF P. Mechanical performance of curved sandwich foldcores[C]. SAMPE Europe 2017-Society for the Advancement of Material and Process Engineering, Stuttgart, 2018.
- [23] DU Y D, SONG C, XIONG J, et al. Fabrication and mechanical behaviors of carbon fiber reinforced composite foldcore based on curved-crease origami[J]. *Composites Science and Technology*, 2019: 94-105.
- [24] 杜响桐, 熊健. 复合材料S型褶皱夹芯结构制备及平压性能测试[EB/OL]. 北京: 中国科技论文在线 [2017-05-04]. <http://www.paper.edu.cn/releasepaper/content/201705-305>.
DU Yuntong, XIONG Jian. Fabrication and test in compression of composite S-foldcore sandwich[EB/OL]. Beijing: Sciencepaper Online [2017-05-04]. <http://www.paper.edu.cn/releasepaper/content/201705-305>(in Chinese).
- [25] HAHNEL F, WOLF K, HAUFFE A, et al. Wedge-shaped folded sandwich cores for aircraft applications: From design and manufacturing process to experimental structure validation[J]. *CEAS Aeronautical Journal*, 2011, 2(1-4): 203-212.
- [26] 蔡克乾. 复合材料折叠夹芯结构制备及力学性能研究[D]. 大连: 大连理工大学, 2015.
CAI Keqian. Manufacture and mechanical behavior study of composite folded core sandwich structure [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2015(in Chinese).
- [27] ELSAYED E, BASILY B B. A continuous folding process for sheet materials[J]. *International Journal of Materials and Product Technology*, 2004, 21(1): 217-238.
- [28] 李炎笑. 褶皱夹芯壳结构的设计制备及其力学性能[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2017.
LI Yanxiao. The design, manufacturing and mechanical properties for foldcore cylinder structures[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2017(in Chinese).
- [29] LIU B, SUN Y G, et al. Fabrication and compressive behavior of carbon fiber reinforced cylindrical foldcore sandwich structure[J]. *Composites Part A: Applied Science & Manufacturing*, 2019, 118: 9-19.
- [30] LI W X, ZHENG Q, FAN H, et al. Fabrication and mechanical testing of ultralight folded lattice-core sandwich cylinders[J]. *Engineering*, 2020, 6(2): 196-204.
- [31] LI W X, SUN F F, WEI W Y, et al. Fabrication and testing of composite corrugated core sandwich cylinder[J]. *Composites Science and Technology*, 2018, 156: 127-135.
- [32] HEIMAS S, CICHOSZ J, KLAUS M, et al. Sandwich structures with textile-reinforced composite foldcores under impact loads[J]. *Composite Structures*, 2009, 92(6): 1485-1497.
- [33] HEIMAS S, MIDDENDORF P, HAMPF C, et al. Aircraft sandwich structures with folded core under impact load[C]. 8th International Conference on Sandwich Structures, Porto, 2008.
- [34] HEIMAS S, CICHOSZ J, KILCHERT S, et al. Sandwich panels with cellular cores made of folded composite material: Mechanical behaviour and impact performance[C]. 17th International Conference on Composite Materials, Edinburgh, UK, 2009:1-10.
- [35] ZAND S, ZHOU X, WANG H, et al. Foldcores made of thermoplastic materials: Experimental study and finite element analysis[J]. *Thin-Walled Structures*, 2016, 100: 170-179.
- [36] 张延昌, 王自力, 张世联, 等. 基于折叠式夹层板船体结构碰撞性设计[J]. *船舶工程*, 2009, 31: 1-5.
ZHANG Yanchang, WANG Zili, ZHANG Shilian, et al. Hull structural crashworthy design based on folding sandwich panel[J]. *Ship Engineering*, 2009, 31: 1-5(in Chinese).
- [37] DEMIRCIOLU T K, BALIKOGLU F İ, et al. Experimental investigation on low velocity impact response of wood skinned sandwich composites with different core configurations[J]. *Materials Today Communications*, 2018, 17: 31-39.
- [38] WANG H X, RAMAKRISHNAN K R, SHANKAR K. Experimental study of the medium velocity impact response of sandwich panels with different cores[J]. *Materials & Design*, 2016, 99: 68-82.
- [39] HE W T, LIU J X, WANG S Q, et al. Low velocity impact response and post impact flexural behavior of composite sandwich structures with corrugated cores[J]. *Composite Structures*, 2018, 189: 37-53.
- [40] BALABANA A C, TEEA K F, TOYGARB M E. Low velocity impact behaviour of sandwich composite structures with E-

- glass/epoxy facesheets and PVC foam[J]. *Procedia Structural Integrity*, 2019, 18: 577-585.
- [41] 刘姗姗, 刘亚军, 张英杰, 等. 碳纤维-泡沫铝夹芯板低速冲击响应[J]. *高压物理学报*, 2020, 34(3): 1-10.
LIU Shanshan, LIU Yajun, ZHANG Yingjie, et al. Low velocity impact response of carbon fiber-aluminum foam sandwich plate[J]. *Chinese Journal of High Pressure Physics*, 2020, 34(3): 1-10(in Chinese).
- [42] ZANG X Y, XU F, ZANG Y Y, et al. Experimental and numerical investigation on damage behavior of honeycomb sandwich panel subjected to low velocity impact[J]. *Composite Structures*, 2020, 236: 111882.
- [43] XIANG J D, YUAN T Y, ZU Z, et al. Experimental investigation on the response and residual compressive property of honeycomb sandwich structures under single and repeated low velocity impacts[J]. *Materials Today Communications*, 2020, 25: 101319.
- [44] 姜开宇, 王城南, 蔡克乾, 等. 结构参数对树脂基纤维编织复合材料折叠夹芯结构力学性能的影响[J]. *高分子材料科学与工程*, 2017, 33(8): 114-120.
JIANG Kaiyu, WANG Chengnan, CAI Keqian, et al. Influence of structure parameters on mechanical properties of resin matrix braided composite folded sandwich structure[J]. *Polymeric Materials Science and Engineering*, 2017, 33(8): 114-120(in Chinese).
- [45] DOGAN F, HADAVINIA H, DONCHE T. Delamination of impacted composite structures by cohesive zone interface elements and tiebreak contact[J]. *Central European Journal of Engineering*, 2012, 2(4): 612-626.
- [46] 周华志, 王志瑾. M-型褶皱芯材夹层板吸能性能研究[J]. *航空学报*, 2016, 37(2): 579-587.
ZHOU Huazhi, WANG Zhijin. Analysis of energy absorption capability of M-type folded core sandwich structure[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2016, 37(2): 579-587(in Chinese).
- [47] XIANG X M, YOU Z, LU G. Rectangular sandwich plates with Miura-ori folded core under quasi-static loadings[J]. *Composite Structures*, 2018, 195: 359-374.
- [48] EIDINI M. Zigzag-base folded sheet cellular mechanical metamaterials[J]. *Extreme Mechanics Letters*, 2016, 6: 96-102.
- [49] BASILY B B, ELSAYED E A. Dynamic axial crushing of multilayer core structures of folded Chevron patterns[J]. *International Journal of J Materials & Product Technology*, 2004, 21: 169-185.
- [50] KLAUS M, REIMERDES H G, GUPTA N K. Experimental and numerical investigations of residual strength after impact of sandwich panels[J]. *International Journal of Impact Engineering*, 2012, 44: 50-58.
- [51] HEIMBS S, KILCHERT S, FISCHER S, et al. Sandwich structures with folded core: Mechanical modeling and impact simulations[C]// *Sampe Europe International Conference (SEICO-09)*. 2009: 324-331.
- [52] HEIMBS S, MIDDENDORF P, KILCHERT S, et al. Experimental and numerical analysis of composite folded sandwich core structures under compression[J]. *Applied Composite Materials*, 2007, 14(5-6): 363-377.
- [53] 张鹏飞, 金海波. 基于低能量冲击损伤阻抗的复合材料薄壁结构铺层顺序设计[J]. *复合材料学报*, 2014, 31(1): 18-25.
ZHANG Pengfei, JIN Haibo. Stacking sequence design of composite thin walled structure based on low energy impact damage resistance[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2014, 31(1): 18-25(in Chinese).
- [54] HEIMBS S. Virtual testing of sandwich core structures using dynamic finite element simulations[J]. *Computational Materials Science*, 2009, 45(2): 205-216.
- [55] BARANGER E, GUIDAULT P A, CLUZEL C. Numerical modeling of the geometrical defects of an origami-like sandwich core[J]. *Composite Structures*, 2011, 93(10): 2504-2510.
- [56] 王志瑾, 徐庆华. M-型褶皱芯材弹性常数的细观力学模型[J]. *南京航空航天大学学报*, 2004, 36(4): 449-453.
WANG Zhijin, XU Qinghua. Meso-mechanical model of elastic constants of m-type folded core[J]. *Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics*, 2004, 36(4): 449-453(in Chinese).
- [57] 方耀楚. 二级层级褶皱结构力学性能研究与优化设计[D]. 大连: 大连理工大学, 2014.
FANG Yaochu. Mechanical properties and optimal design of hierarchical corrugated structure with the second order core [D]. Dalian: Dalian University of Technology, 2014(in Chinese).
- [58] 方耀楚, 李刚. 基于板理论的层级褶皱结构失效模式分析[J]. *固体力学学报*, 2014, 35(3): 241-248.
FANG Yaochu, LI Gang. Failure mode analysis of the structure with hierarchical corrugated truss core by using the theory of plate[J]. *Acta Mechanica Solida Sinica*, 2014, 35(3): 241-248(in Chinese).
- [59] 袁新浩. 褶皱芯材夹层结构的隔声设计[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
YUAN Xinhao. Design on soundproof characteristic of sandwich plates with folded core[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009(in Chinese).
- [60] 邵长林, 王建兵. 褶皱芯材结构隔声特性的实验研究[J]. *山东建材学院学报*, 1999, 14(4): 302-304.
SHAO Changlin, WANG Jianbing. Experimental research of folder-filler structure's soundproof characteristic[J]. *Journal of Shandong Institute of Building Materials*, 1999, 14(4): 302-304(in Chinese).
- [61] 王志瑾, 徐庆华. V-型褶皱夹芯板与隔声性能实验[J]. *振动工程学报*, 2006, 19(1): 65-69.
WANG Zhijin, XU Qinghua. Experimental research on

- soundproof characteristic for the sandwich plates with folded core[J]. *Journal of Vibration Engineering*, 2006, 19(1): 65-69(in Chinese).
- [62] 顾志武. 皱褶芯材和蜂窝芯材夹层板隔声性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- GU Zhiwu. Research on the soundproof of the folder-filler core and honeycomb core sandwich panel[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007(in Chinese).
- [63] 熊红莲, 蔡俊, 兰思杰, 等. 隔声薄膜褶皱对微穿孔板吸声性能的影响[J]. *环境科学与技术*, 2012, 35(4): 52-54, 161.
- XIONG Honglian, CAI Jun, LAN Sijie, et al. Improvement of sound absorption characteristics for microperforated panel using insulation film folds[J]. *Environmental Science & Technology*, 2012, 35(4): 52-54, 161(in Chinese).
- [64] 刘玲, 蔡俊, 熊红莲. 穿孔板褶皱复合结构声学性能优化研究[J]. *噪声与振动控制*, 2013, 33(4): 20-23.
- LU Ling, CAI Jun, XIONG Honglian. Optimal design of acoustic performance of a composite structure combined by a perforated plate and a sound insulation film drape[J]. *Noise and Vibration Control*, 2013, 33(4): 20-23(in Chinese).
- [65] 熊红莲. 隔声薄膜褶皱复合结构吸声性能研究[D]. 上海: 上海交通大学, 2011.
- XIONG Honglian. Study of the sound absorption performance of the insulation film fold composite structures. [D] Shanghai: Shanghai Jiao Tong University, 2011(in Chinese).
- [66] GLASS D E. Ceramic matrix composite (CMC) thermal protection systems (TPS) and hot structures for hypersonic vehicles[C]// 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. 2008: 2682.
- [67] LIU Shuang, ZHANG Boming. Effects of active cooling on the metal thermal protection systems[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2011, 15(7): 526-533.
- [68] 黄盛, 王志瑾. 褶皱结构主动冷却热防护系统流热耦合分析[J]. *飞机设计*, 2013, 33(3): 21-26.
- HUANG Sheng, WANG Zhijin. The fluid thermal coupling analysis of an active cooling thermal protection system with folded structure[J]. *Aircraft design*, 2013, 33(3): 21-26(in Chinese).
- [69] 周晨, 王志瑾, 支骄杨. 主动冷却皱褶芯材夹层板的热力分析[J]. *固体火箭技术*, 2014, 37(4): 545-550.
- ZHOU Chen, WANG Zhijin, ZHI Jiaoyang. Thermal mechanical analysis of actively cooled folded core sandwich panels[J]. *Journal of Solid Rocket Technology*, 2014, 37(4): 545-550(in Chinese).
- [70] 侯天骄. 曲线型皱褶芯材夹层结构对流换热性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2018.
- HOU Tianjiao. The convective heat transfer performance of curved-crease folded sandwich structure[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2018(in Chinese).
- [71] 张辉. 皱褶夹芯板基本热力学性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- ZHANG Hui. A Research on the thermodynamic characteristics of sandwich panel with folded core[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2005(in Chinese).
- [72] 徐庆华. 金属皱褶芯材夹层板的热力学性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2006.
- XU Qinghua. Research on thermodynamic characteristic for the metallic sandwich plates with folded core[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2006(in Chinese).
- [73] 周晨, 王志瑾, 侯天骄. V-型皱褶芯材一体化热防护结构等效热传导系数预测[J]. *导弹与航天运载技术*, 2019(3): 21-28.
- ZHOU Chen, WANG Zhijin, HOU Tianjiao. Prediction of effective thermal conductivity of an integrated thermal protection system based on V-pattern folded core[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2019(3): 21-28(in Chinese).
- [74] ALVES M A, FOLGUERAS L C, REZENDE M C. Reduction of the radar cross section of a wind turbine using a microwave absorbing material[C]//International Microwave & Optoelectronics Conference. IEEE, 2011: 6169281.
- [75] PARK K Y, LEE S E, KIM C G, et al. Fabrication and electromagnetic characteristics of electromagnetic wave absorbing sandwich structures[J]. *Composites Science & Technology*, 2006, 66(3-4): 576-584.
- [76] 聂毅, 余雄庆. 翼面隐身结构电磁散射特性稳健优化设计研究[J]. *航空学报*, 2007, 28(Sup): S104-S108.
- NIE Yi, YU Xiongqing. Study on robust design optimization of electromagnetic scattering for stealthy wing structure[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(Sup): S104-S108(in Chinese).
- [77] 王志瑾, 徐庆华. 轻质铝箔V-型皱褶构型板雷达散射性能研究[J]. *航空学报*, 2008, 29(5): 1213-1217.
- WANG Zhijin, XU Qinghua. Research on RCS of plates with folded structure made of aluminium foil[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2008, 29(5): 1213-1217(in Chinese).
- [78] 雷磊, 王志瑾. 铝箔V-型皱褶构型板的雷达散射性能影响因素的研究[C]// 第五届中国CAE工程分析技术年会论文集, 2009: 367-373.
- LEI Lei, WANG Zhijin. Research on RCS influence factors of aluminum foil plates with folded structure[C]// Proceedings of the 5th China CAE Engineering Analysis Technology Annual Conference, China, 2009: 367-373(in Chinese).
- [79] 宁莉, 杨绍昌, 冷悦, 等. 先进复合材料在飞机上的应用及其制造技术发展概述[J]. *复合材料科学与工程*, 2020, 5: 123-128.
- NING Li, YANG Shaochang, LENG Yue, et al. Overview of

the application of advanced composite materials on aircraft and the development of its manufacturing technology[J]. *Composites Science and Engineering*, 2020, 5: 123-128(in Chinese).

- [80] 马立敏, 张嘉振, 岳广全, 等. 复合材料在新一代大型民用飞机中的应用[J]. *复合材料学报*, 2015, 32(2): 317-322.

MA Limin, ZHANG Jiazhen, YUE Guangquan, et al. Application of composite materials in new generation of large civil aircraft[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2015, 32(2): 317-322(in Chinese).

- [81] WANG Z J, ZHOU C, KHALIULIN V, et al. An experimental

study on the radar absorbing characteristics of folded core structures[J]. *Composite Structures*, 2018, 194(15): 199-207.

- [82] 吴楠, 郝旭峰, 史耀辉, 等. 高精度碳纤维增强树脂复合材料夹层天线面板热变形影响参数仿真与实验[J]. *复合材料学报*, 2020, 7(7): 1619-1628.

WU Nan, HAO Xufeng, SHI Yaohui, et al. Simulation and experiment on thermal deformation influence parameters of high accuracy carbon fiber reinforced plastic sandwiched antenna panels[J]. *Acta Materiae Compositae Sinica*, 2020, 7(7): 1619-1628(in Chinese).