

Research
Aerospace Engineering—Article

超轻折叠夹层圆柱壳的制备及其力学性能测试

李万欣^{a, #}, 郑青^{b, *, #}, 范华林^{b, *}, 冀宾^c

^a State Key Laboratory for Disaster Prevention & Mitigation of Explosion & Impact, Army Engineering University of PLA, Nanjing 210007, China

^b Research Center of Lightweight Structures and Intelligent Manufacturing, State Key Laboratory of Mechanics and Control of Mechanical Structures, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China

^c Aerospace System Engineering Shanghai, Shanghai 201108, China

ARTICLE INFO

Article history:

Received 19 January 2019

Revised 12 March 2019

Accepted 9 April 2019

Available online

关键词

折叠夹层圆柱壳

制备

力学试验

摘要

在本研究中, 我们设计、制备和测试了两种新型折叠夹层圆柱壳。格栅夹芯具有周期性的“之”字形波纹, 其脊线与谷线沿着轴向或环向延伸。通过自由振动和轴向压缩试验, 我们研究了圆柱壳的固有频率、自由振动模态、承载能力和失效模式。通过减小局部蒙皮周期单元的尺寸, 折叠格栅夹芯能有效地抑制折叠夹层圆柱壳的局部屈曲; 通过提高夹层的剪切刚度, 折叠格栅夹芯能有效地提高折叠夹层圆柱壳整体的抗屈曲性能。圆柱壳在材料失效模式下失效, 其具有良好的承载能力。轴向折叠夹层圆柱壳具有更高的承载能力, 而环向折叠夹层圆柱壳具有更高的固有频率。这两种折叠格栅内芯为工程师设计有强度或振动要求的夹层圆柱壳提供了一种选择。本研究也为大尺寸折叠结构的制作和工程应用提供了一种可行的方法。

© 2020 THE AUTHORS. Published by Elsevier LTD on behalf of Chinese Academy of Engineering and Higher Education Press Limited Company This is an open access article under the CC BY-NC-ND license (<http://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>).

1. 引言

碳纤维增强复合材料 (CFRC) 各向性格栅加筋圆柱壳和格栅桁架夹层圆柱壳具有重量轻、承载力高和刚度大的特点。近几年, 这些结构越来越多地被应用于航空航天领域。Vasiliev等[1]综合介绍了各向异性复合格栅结构的发展及其在航空航天领域的应用。Lovejoy和Schultz [2]研制了可用于火箭大口徑低温储罐的CFRC槽型夹层圆柱壳。中国学者[3–11]研究了CFRC格栅夹层圆柱壳技术, 并证明了这些圆柱壳结构比典型加筋圆柱壳结构具有更高的强度和刚度。他们还研发了带有波纹内芯或双向波纹内芯的圆柱壳[12,13],

并认为波纹设计能扩大节点面积, 同时提高剪切强度。Sun等[14]以及Li和Fan [15]为格栅加筋圆柱壳和格栅夹层圆柱壳制定了多重失效准则。近期, Li等[16]和Wu等[17]设计并制备了具有良好力学性能的各向异性多级格栅圆柱壳。

折叠格栅夹层结构被认为是传统轻质蜂窝夹层结构的一种有前途的替代品, 该结构在航空航天领域有许多潜在的应用, 如飞机机身筒、火箭级间段和低温储存箱。Cai等[18]通过四元旋转序列 (QRS) 方法讨论了圆柱壳的可折叠结构, 并评估了其刚性和可折叠性。Zhou等[19]开发出一种基于顶点方法的折叠夹层圆柱壳结构的几何设计方案, 并且证明折叠夹芯在轴

* Corresponding author.

E-mail address: zhengqing_111@163.com (Q. Zheng), fhl15@nuaa.edu.cn (H. Fan)

These authors contributed equally to this work.

向压缩和径向压溃方面的性能要优于蜂窝夹芯，但在承受内部压力的情况下具有较低的径向刚度。Xiong等[20]和Yang等[21]制备了钢制夹层圆柱壳，该结构具有纵向和环向波纹夹芯，且直径分别为116 mm和142 mm，他们还证明了纵向波纹夹层圆柱壳比环向波纹夹层圆柱壳具有更好的能量吸收能力。Liu等[22]制备了直径为156.6 mm的CFRC折叠夹层圆柱壳，并通过理论和试验证明该结构的承重能力比传统的网格加筋圆柱壳的承重能力高出数倍。根据这些研究，这些圆柱壳在试验中经常出现的最重要的失效模式是局部屈曲和表面压碎。

本研究设计了两种新型CFRC折叠格栅夹层圆柱壳。我们提出了相应的制备方法，并进行了自由振动试验和轴向压缩试验，以研究这两种结构的力学性能。

2. 折叠夹层圆柱壳的拓扑设计

夹层圆柱壳包括两层碳纤维增强聚合物（CFRP）蒙皮和由折叠单元组成的圆柱壳格栅夹芯。折叠夹芯的方向对强度和刚度有不利的影响。因此，根据不同的承载条件去合理设计折叠夹芯显得非常重要。对于承重工程结构，折叠夹芯需要在轴向上具有更高的强度和刚度。然而对于需要更高自由振动频率的结构，折叠夹芯需要在环向上具有较高的刚度。

为了满足不同应用要求，我们设计了两种夹层圆柱壳——轴向折叠夹层圆柱壳（AFSC）和环向折叠夹层圆柱壳（CFSC）。在AFSC中，圆柱壳夹芯由轴向折叠格栅单元组成，其沿着圆柱壳表面周期性地环向和纵向排布。在CFSC中，圆柱壳夹芯由环向折叠格栅单元组成。

2.1. 轴向折叠单元

图1为轴向折叠单元的拓扑结构[23]。如图1 (a)

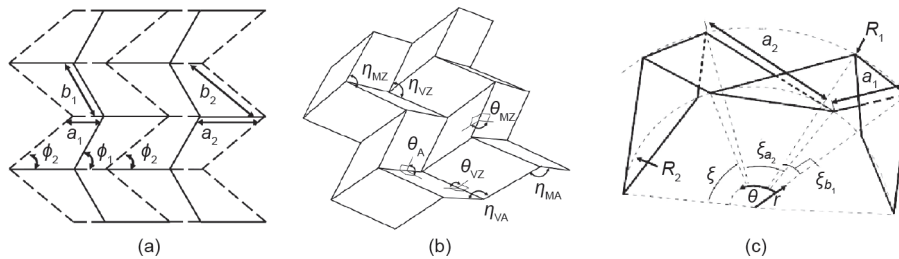


图1. 轴向折叠单元。(a) 折痕图及常数；(b) 折叠参数变量；(c) $(r-\theta)$ 前投影坐标系。 r 为极轴， θ 为极角。

所示[23]，我们在平面单位单元中定义了六个参数： a_1 、 a_2 、 b_1 、 b_2 、 ϕ_1 和 ϕ_2 ，并且规定 $a_1 < a_2$ 、 $b_1 < b_2$ 和 $\phi_1 > \phi_2$ ，其中 a 和 b 是直线和曲线的折痕， ϕ 是折痕折叠角度。如图1 (b)所示[23]，我们在折叠单位单元中定义了七个参数：三个由平面表面折叠而成的二面角，即 θ_A 、 θ_{MZ} 和 θ_{VZ} 以及四个由折痕折叠而成的边角，即 η_{MA} 、 η_{MZ} 、 η_{VA} 和 η_{VZ} 。在图1 (c) [23]中，我们在前投影视图中定义了三个参数： ξ 、 ξ_{a1} 和 ξ_{b1} ，其中顶点所在的圆弧半径分别为 R_1 和 R_2 。基于三角形的几何关系和向量投影边长的原理，我们得出如下结论，即这个结构只有一个自由度（DOF）。Gattas等[23]推导了这些几何参数之间的关系，见Appendix A。在本研究中，我们设计的轴向折叠格栅由CFRC织物折叠而成，其中 $a_1 = 12.774$ mm、 $a_2 = 16.484$ mm、 $b_1 = 23.094$ mm、 $b_2 = 25.240$ mm、 $\phi_1 = 69.295^\circ$ 、 $\phi_2 = 58.859^\circ$ 、 $\eta_{MA} = 90^\circ$ 、 $\eta_{VA} = 94^\circ$ 、 $\eta_{MZ} = 120^\circ$ 、 $\eta_{VZ} = 90^\circ$ 、 $R_1 = 311$ mm、 $R_2 = 301$ mm。

2.2. 环向折叠单元

图2为环向折叠单元的拓扑结构[23]。与轴向折叠单元不同，根据Kawasaki-Justin定理[23]，环向折叠单元不是一个可平折的图形。我们在平面单位单元中定义了八个参数： a 、 w 、 b_l 、 b_s 、 ϕ_l 、 ϕ_s 、 ϕ_m 和 ϕ ，并且规定 $b_l < b_s$ 和 $\phi_l < \phi_s$ ，其中 a 是直线折痕， b_l 和 b_s 是曲线折痕， ϕ_l 、 ϕ_s 、 ϕ_m 和 ϕ 是折痕折叠角度。

与轴向折叠单元相同， η_A 和 η_Z 是边角。我们在侧投影坐标系中定义了两个参数： ζ 和 ζ_k ，其中顶点所在的圆弧半径分别为 R_3 和 R_4 ，如图2 [23]所示。这个结构也只有一个自由度。各几何参数关系推导如下：

$$R_3 = b_s \sin(\eta_Z/2) / (2 \sin \zeta) \quad (1)$$

$$R_4 = \sqrt{(R_3 + (a + w / \tan \phi) \cos(\eta_A/2))^2 + w^2} \quad (2)$$

$$\sin \zeta_k = w / R_4 \quad (3)$$

式中, w 是 ϕ_m 对应边长度的一半。

控制点的坐标如下所示,

$$r_c = \begin{cases} R_3 & \text{for odd } j \\ R_4 & \text{for even } j \end{cases} \quad (4)$$

式中, j 是 x 方向上的控制点号; r_c 是控制点所在圆弧的半径。

$$\theta_c = \begin{cases} 2(i-1)\zeta & \text{for odd } j \\ (4i-4)\zeta/3 & \text{for even } j \text{ and } \text{mod}(i,3) = 1 \\ (4i-2)\zeta/3 - \zeta_k & \text{for even } j \text{ and } \text{mod}(i,3) = 2 \\ (4i-6)\zeta/3 + \zeta_k & \text{for even } j \text{ and } \text{mod}(i,3) = 0 \end{cases} \quad (5)$$

式中, θ_c 是 $(r-\theta)$ 侧投影坐标系中控制点的角度; i 是 θ 方向上的控制点号。

$$x_c = \begin{cases} (j-1)a\sin(\eta_A/2) & \text{for odd } j \text{ and odd } i \\ ((j-1)a - b_s \cos\phi)\sin(\eta_A/2) & \text{for odd } j \text{ and even } i \\ (j-1)a\sin(\eta_A/2) & \text{for even } j \text{ and } \text{mod}(i,3) = 1 \\ ((j-1)a - b_s \cos\phi + w/\tan\phi)\sin(\eta_A/2) & \text{for even } j \text{ and } \text{mod}(i,3) \neq 1 \end{cases} \quad (6)$$

式中, x_c 是垂直于折痕图中脊线和谷线的长度。

在本研究中, 我们所设计的环向折叠格栅由CFRC织物折叠而成, 其中 $a=12.10$ mm、 $b_l=32.14$ mm、 $b_s=35.36$ mm、 $w=2.5$ mm、 $\phi=51^\circ$ 、 $\eta_A=90^\circ$ 、 $\eta_Z=126^\circ$ 、 $\zeta=3^\circ$ 、 $\zeta_k=0.92^\circ$ 、 $R_3=301$ mm、 $R_4=311$ mm。

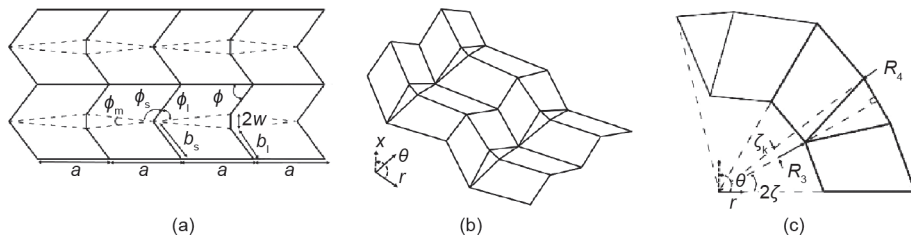


图2. 环向折叠单元。(a) 折痕图及常数; (b) 折叠结构; (c) $(r-\theta)$ 侧投影坐标系。 ζ 是边 b_l 对应的圆心半角, x 是脊线与谷线相互垂直的轴线。经 American Society of Mechanical Engineers 许可, 转载自参考文献[23]。

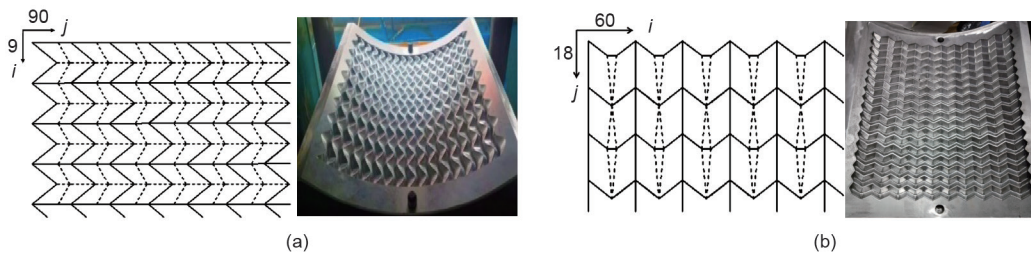


图3. 两种折叠夹芯。(a) 轴向折叠夹芯; (b) 环向折叠夹芯。

3. 制备

在本研究中, 所有圆柱壳的外直径为625 mm, 高度为375 mm; 这些结构的尺寸同Kim [24]的加筋圆柱壳结构的尺寸相同, Kim的加筋圆柱壳结构是本次设计的参照结构。与Xiong [20]设计的圆柱壳相比, 本研究中圆柱壳的直径是其直径的四倍, 这使得圆柱壳的制备过程更加复杂。如图3所示, 我们利用上述两种折叠夹芯制备了两种夹层圆柱壳。AFSC的设计质量为3.86 kg, CFSC的设计质量为3.81 kg。我们采用T700碳纤维/环氧树脂基复合材料制备圆柱壳。碳纤维的抗拉强度为4300 MPa, 弹性模量为240 GPa。

3.1. 轴向折叠夹层圆柱壳

AFSC的制备过程如图4所示。这个过程包括四个主要步骤: 利用热压法制备折叠夹芯、制备内部蒙皮、粘贴折叠夹芯和内部蒙皮以及制备外部蒙皮。

在制备一个折叠夹芯时, 我们首先根据折叠格栅的几何形状对金属模具进行了预加工, 如图3(a)所示。该模具由两部分组成, 即凸部和凹部。模具圆心角为 60° 。预先准备好的1 mm厚的预浸料按 $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]$ 对称布置, 并将其置于模具凹部, 同时手工压紧以防止预浸料纤维断裂; 接下来, 将模具凸部与凹部夹紧, 并采用热压成型技术制成六块厚度为10 mm的AFSC格栅。这六块格栅在随后的工序中被组装在一起, 形成一个完整的格栅夹芯。为了保证组装的连续性和完整性, 金属

模具的两个部分都应具有较高的精度，并且格栅的不规则边缘应在拆除后被仔细修正。

内部蒙皮的制备过程如下：沿 0° 方向缠绕纤维丝、沿 90° 方向铺置两层预浸料、沿 0° 方向缠绕纤维丝、沿 90° 方向铺置两层预浸料，重复上述操作。即纤维丝沿环向缠绕形成第一层，然后在第一层上沿着圆柱壳轴线的单纤维方向铺置两层预浸料层，形成第二层和第三层。接着在预浸料层的外表面沿环向缠绕纤维丝。这些操作被不断地重复，直到蒙皮厚度达到 1 mm ，所以内部蒙皮的纤维缠绕模式是 $[0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ]_{SL}$ 。最后，我们用树脂将六块预制的格栅粘在内部蒙皮的表面，从而形成夹层圆柱壳的夹芯，如图4(c)所示。

在制备外部蒙皮的过程中，我们首先将预制的薄CFRP片材粘贴在夹芯上，以保证夹芯与外部蒙皮之间的黏接强度。接下来，我们进行了外部蒙皮的铺置，即

沿 0° 方向缠绕纤维丝、沿 90° 方向铺置两层预浸料、沿 0° 方向缠绕纤维丝、沿 90° 方向铺置两层预浸料，重复上述操作。直到外部蒙皮的厚度达到 1 mm 。最后，我们将夹层圆柱壳分别置于 $100\text{ }^\circ\text{C}$ 环境中 2 h 和 $150\text{ }^\circ\text{C}$ 环境中 6 h 进行固化，最后将其放置在室温中 2 h 逐渐冷却。制备后的圆柱壳如图4(d)所示，其纤维含量为 40% 。

3.2. 环向折叠圆柱壳

如图5所示，CFSC的制备过程与AFSC的相同。折叠夹芯模型如图3(b)所示。

4. 自由振动性能

通过力锤激励法，我们在机械结构力学与控制国家重点实验室(State Key Laboratory of Mechanics and

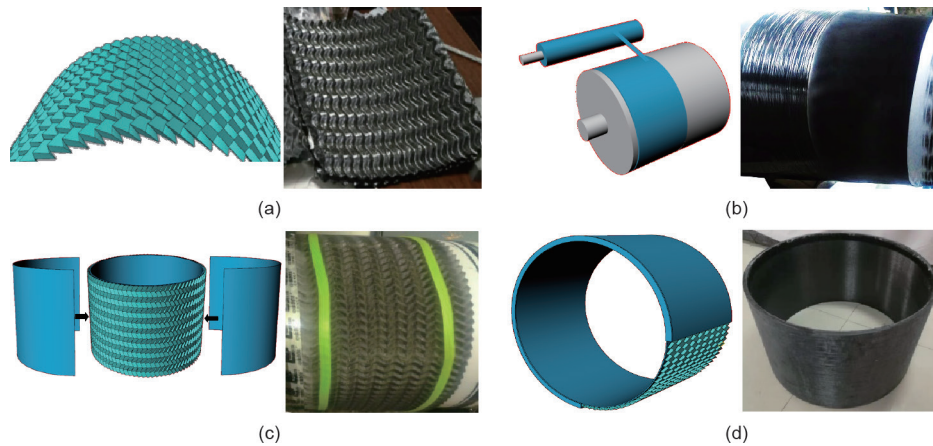


图4. CFRC AFSC的制备过程。(a) 用热压法制备折叠夹芯；(b) 采用缠绕法及预浸料铺置法制备内部蒙皮；(c) 粘贴夹芯和内部蒙皮；(d) 外部蒙皮制备后的成品圆柱壳。

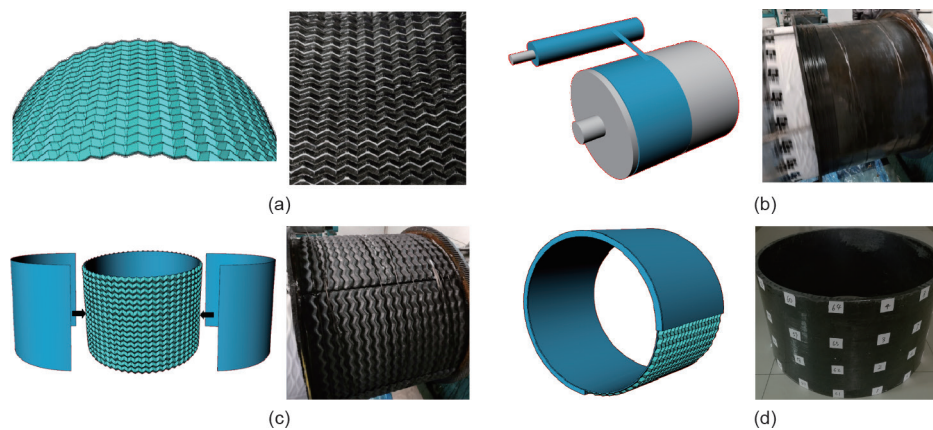


图5. CFRC CFSC的制备过程。(a) 用热压法制备折叠夹芯；(b) 采用缠绕法及预浸料铺置法制备内部蒙皮；(c) 粘贴夹芯和外部蒙皮；(d) 外部蒙皮制备后的成品圆柱壳。

Control of Mechanical Structures) 对两个圆柱壳在端部自由边界条件下进行了自由振动试验。

如图6(a)所示,在测试过程中,我们将圆柱壳置于橡胶圈上以模拟自由振动。测试设备由动力锤、模态分析系统、电荷放大器和加速度传感器组成。圆柱壳被简化为一个 n -DOF系统,其在某一点上受到力锤的冲击,且受力后的响应由三个定点加速度计测量。我们将力锤的激励点从点1移动到点64,并保持响应点固定。我们测量出系统的频响函数矩阵并得到固有频率和振型。

图6(b)为前10阶固有频率,图7为各阶振动模态。如图7所示,对于第一阶模态,圆柱壳从圆到椭圆作圆周振动。圆柱壳沿着轴向具有相同的运动相位。第二阶模态与第一阶模态的频率相同,它们的振型沿着两个正交方向。第三阶和第四阶模态有两个环向波和一个纵向波。两个圆柱壳端部的运动相位差为 180° ,对于更高阶模态,圆柱壳的振型向外扩展,形成频率较高的三角形和矩形,如图7所示。振型的展开规律与均匀薄壁圆柱壳的一致。

与图6(b)相比,AFSC的一阶固有频率是66.01 Hz,CFSC的一阶固有频率是84.28 Hz。CFSC的所有固有频率都高于AFSC的相应频率,这表明CFSC具有较大的环向刚度,并且其在振动控制设计中具有较好的应用价值。

5. 轴向压缩性能

如图8(a)所示,我们采用美国品牌试验机(MTS)

通用测试系统对圆柱壳进行轴向压缩性能测试,加载速率为 $0.2 \text{ mm} \cdot \text{min}^{-1}$ 。如图6(a)和图8(a)所示,圆柱壳外表面被粘贴了12个应变花。每个应变花包含三个应变片,用于测量沿着圆柱壳 0° 、 45° 和 90° 方向的应变。

AFSC的位移-荷载曲线如图8(b)所示。随着荷载的增加,在弹性变形阶段即将结束时,可以听到由蒙皮与夹芯之间的脱黏而发出的轻微破裂声。当位移达到 3.28 mm 时,荷载达到最大值 293.4 kN 。随后,圆柱壳发生脆性破坏,荷载急剧下降。轴向压缩刚度是 $123.5 \text{ kN} \cdot \text{mm}^{-1}$ 。测量的应变如图9所示。结构在失效时的最大应变出现在下端,其应变值达到 $4750 \mu\epsilon$ 。

圆柱壳的应变分布不是理想的均匀分布,并且其失效总是发生在有缺陷或应力集中的地方。对于AFSC,失效的地方位于圆柱壳末端附近,并且裂缝围绕圆柱壳周边不断延伸,如图10所示。在试验中,我们未观察到屈曲,并且圆柱壳由于面板压溃而失效。

CFSC的荷载-位移曲线如图11(b)所示。在弹性变形阶段即将结束时,我们又听到了由蒙皮和与夹芯之间脱黏而产生的轻微破裂声。当位移达到 2.79 mm 时,圆柱壳荷载达到峰值,随后进入失效后变形阶段,如图11所示。因此,在轴向压缩下,CFSC比AFSC具有更好的延展性。CFSC的失效荷载是 191.0 kN ,该荷载远小于AFSC的失效荷载。轴向压缩刚度是 $113.4 \text{ kN} \cdot \text{mm}^{-1}$,该值也小于AFSC的刚度值。如图11(b)所示, Kim的加筋CFRC圆柱壳的直径是 625 mm 、高度是 368 mm 、质量是 3.24 kg [25],与其相比,CFSC的失效荷载大约是其的2.5倍,而AFSC的失效荷载大约是其的3.5倍。

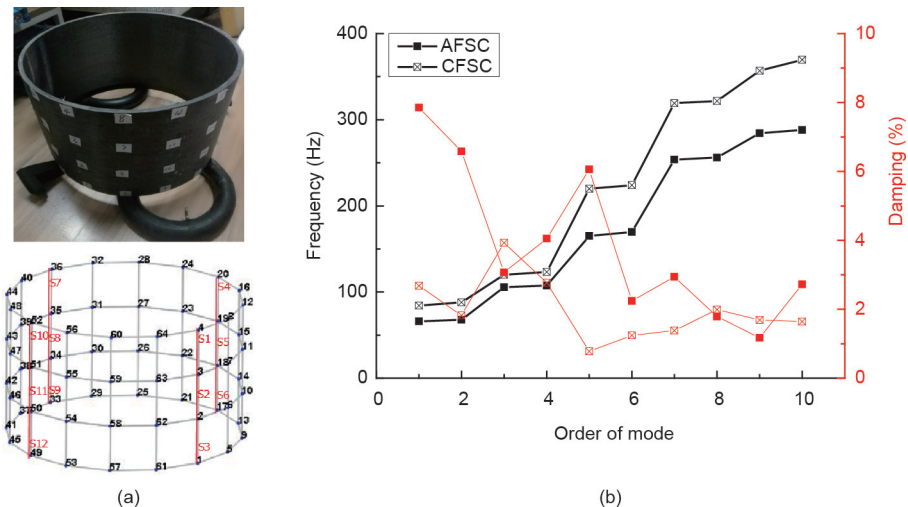


图6. 圆柱壳自由振动测试的布置方案(a)及其频率和阻尼(b)。

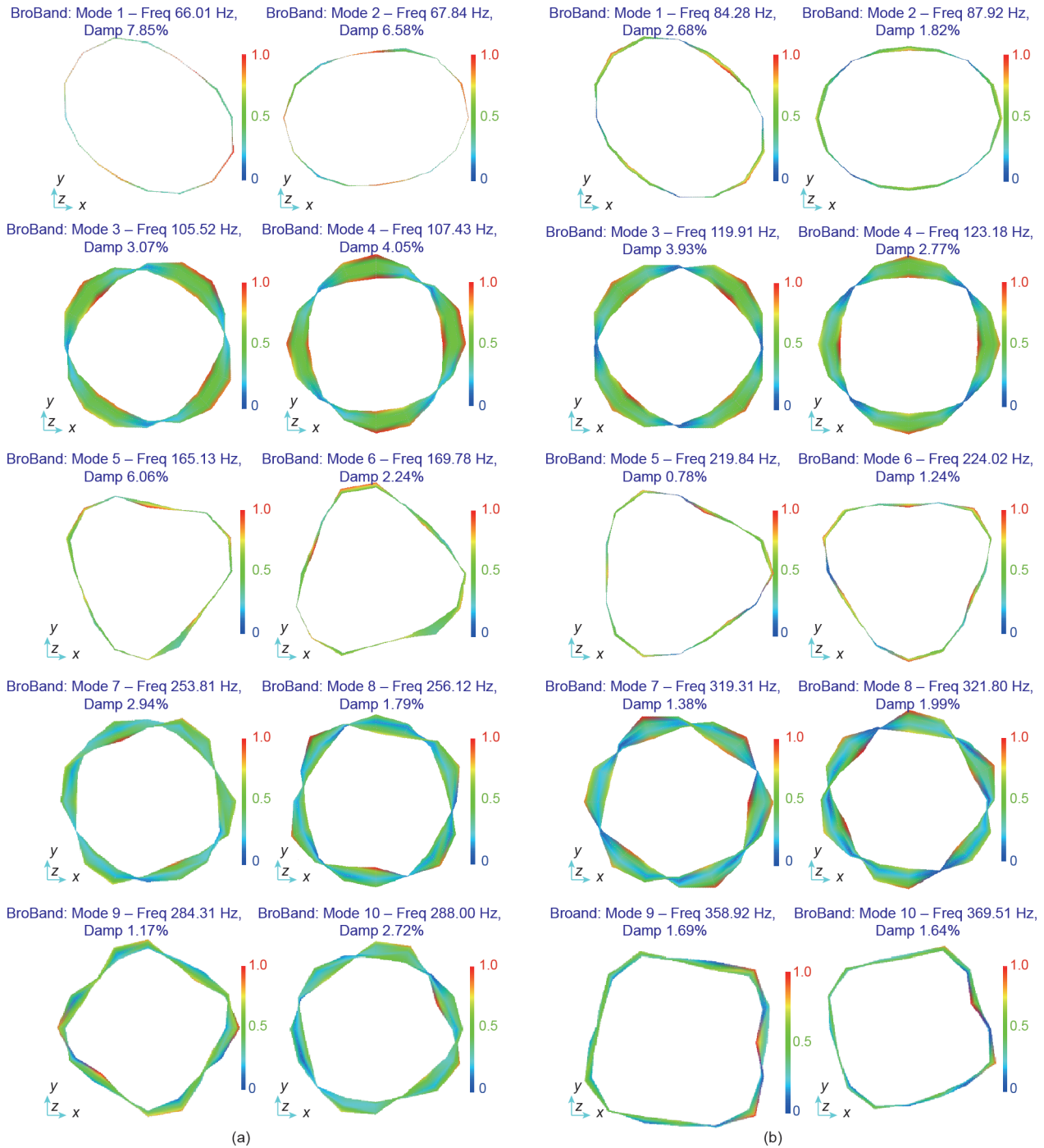


图7. AFSC (a) 和CFSC (b) 的自由振动模式。Freq: 频率; Damp: 阻尼。

CFSC和AFSC的轴向刚度都比Kim的要高得多。

应变-位移曲线如图12所示。失效时，最大应变出现在圆柱壳上端，应变值为 $3949 \mu\epsilon$ ，略小于AFSC的应变值。失效部位位于距圆柱壳下端三分之一高度处，且裂缝围绕圆柱壳延伸，如图13所示。圆柱壳也因面板压溃而失效。

这两个圆柱壳内外部蒙皮相同，因此荷载的峰值取

决于折叠方向。沿脊线和谷线方向的剪切模量远大于与脊线和谷线方向正交的剪切模量，抗弯刚度也是如此。这些刚度的提高进一步增强了因弯曲和夹芯剪切引起的整体抗屈曲能力。折叠波纹结构沿脊线和谷线方向的轴向压缩强度大于垂直于脊线和谷线方向的轴向压缩强度。当折叠的脊线和谷线沿着轴向时，所有因素都会对承载能力的提高有较大贡献。当折叠脊线和谷线沿着环

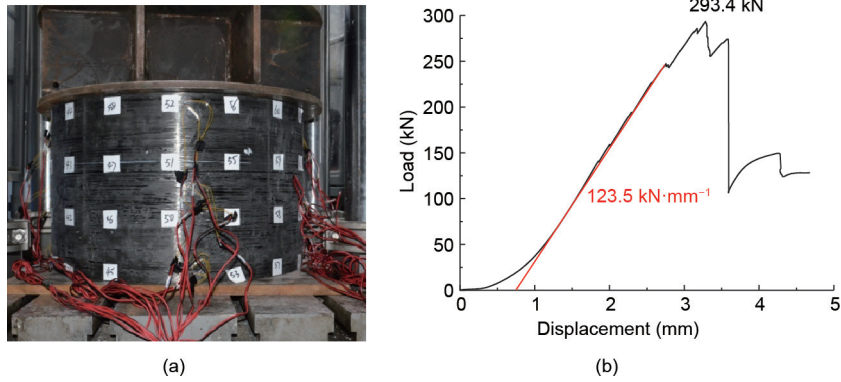


图8. CFRC AFSC的压缩试验 (a) 和位移-荷载曲线 (b)。

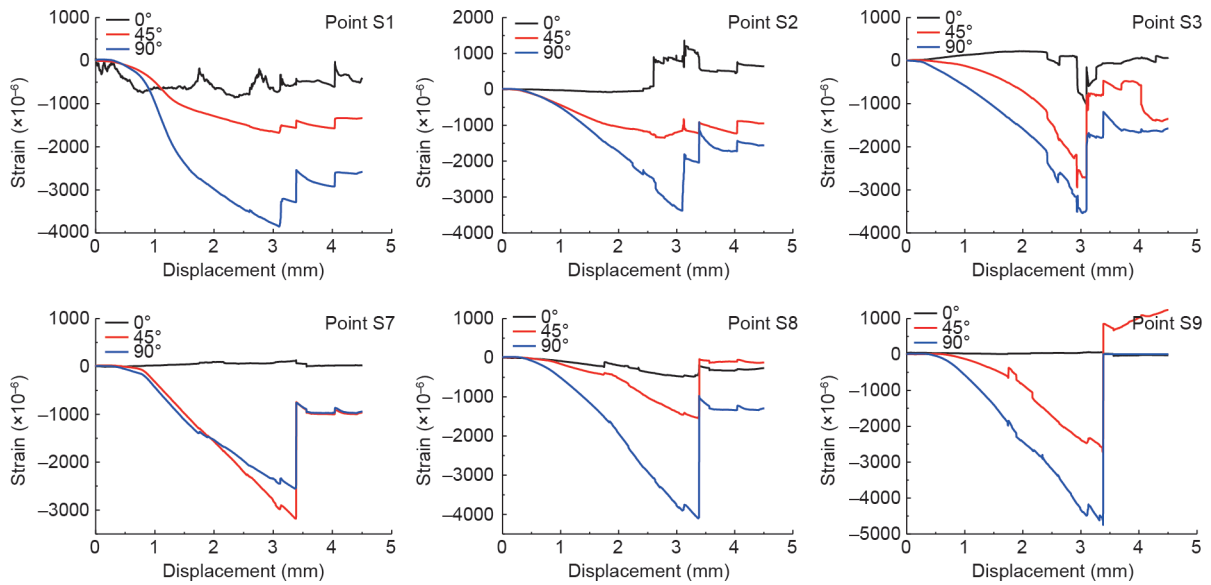


图9. CFRC AFSC的应变-位移曲线。

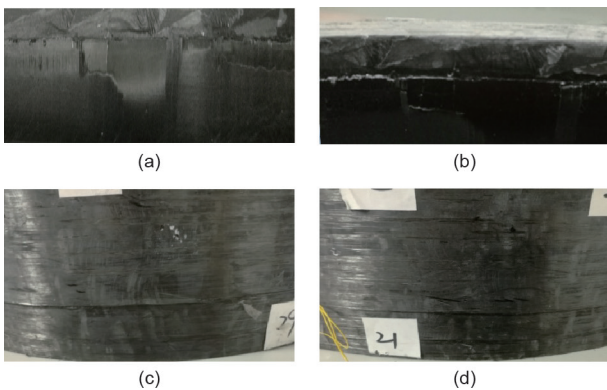


图10. CFRC AFSC的失效模式。(a)、(b) 上边缘面板压溃；(c)、(d) 下边缘面板压溃。

向时，折叠夹芯对轴向荷载贡献不大。因此，AFSC在强度设计方面是较好的选择。

6. 讨论

6.1. 力学性能

如图14所示，与波纹夹层圆柱壳[25]对比，折叠夹层圆柱壳将直线型波纹变成了两种“之”字形波纹。这种几何形状的变化改变了圆柱壳的机械性能。

根据结构特点，直线型波纹具有最高的轴向刚度，并且其在轴向压缩下有很高的质量效率。通过将直线型波纹转化为“之”字形波纹，轴向刚度沿环向重新分布。因此，三种结构的轴向刚度由大到小排序如下：直线型波纹、轴向折叠格栅和环向折叠格栅。轴向承载力与轴向刚度呈正相关，因此，当它们发生材料屈服或整体屈曲这些相同失效模式时，三种结构在轴向压缩下的破坏荷载由大到小排序如下：直线型波纹、轴向折叠格栅和

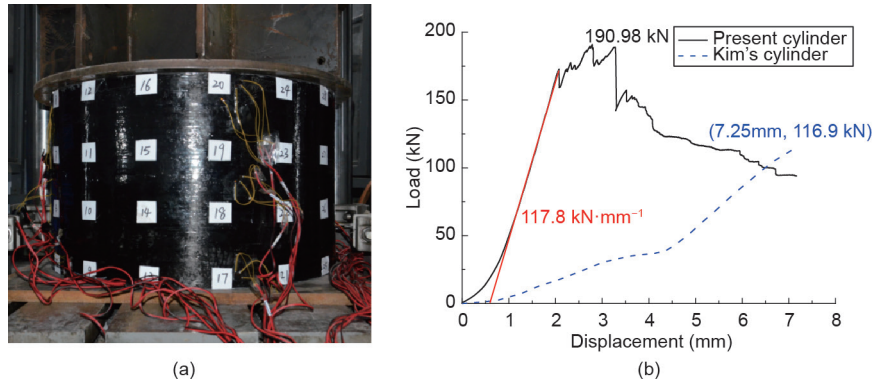


图11. CFRC CFSC的压缩试验 (a) 和荷载-位移曲线 (b)。

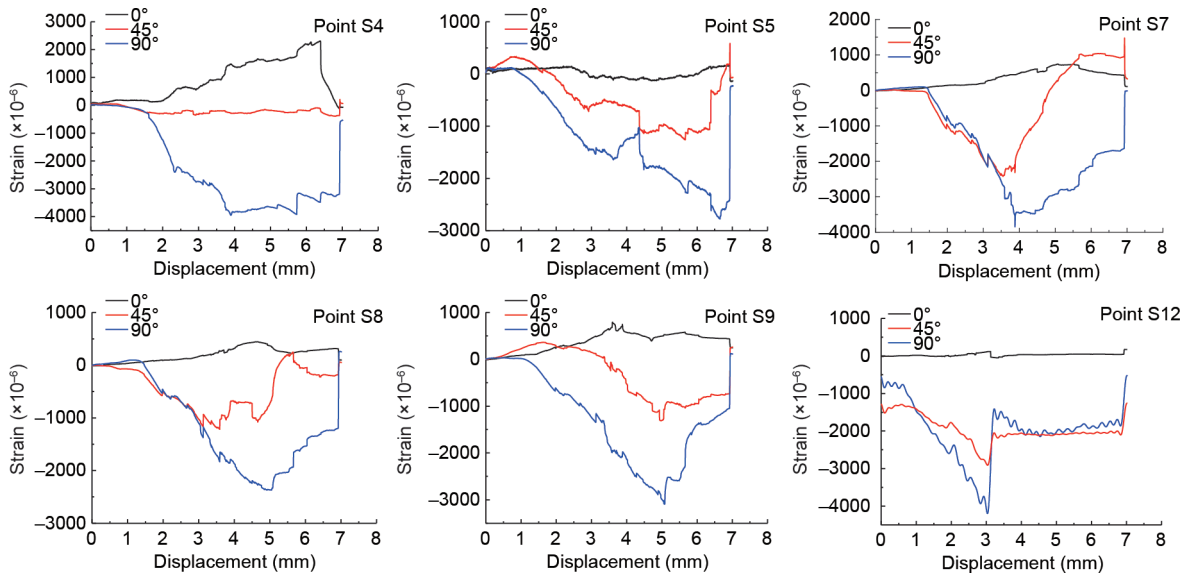


图12. CFRC CFSC的应变曲线。

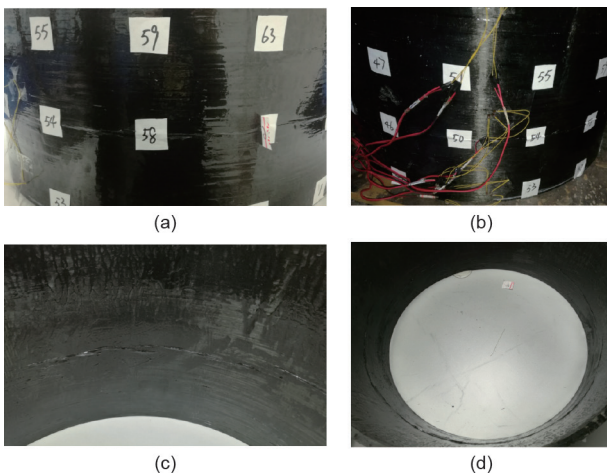


图13. CFRC CFSC的失效模式。(a, b) 外部蒙皮面板压溃;(c, d) 内部蒙皮面板压溃。

环向折叠格栅。如测试结果所示, 轴向折叠夹层圆柱壳的破坏荷载是293.4 kN, 因此, 它比环向折叠夹层圆柱

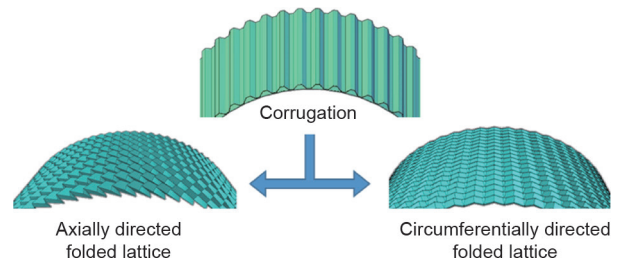


图14. 直线型波纹到“之”字形波纹的转化。

壳的破坏荷载大很多, 环向折叠夹层圆柱壳的失效荷载是191.0 kN。设计良好的直线型波纹夹层圆柱壳具有更高的轴向刚度, 其直径为625 mm、高度为375 mm以及质量为3.24 kg, 它的失效荷载是415.6 kN, 该值比其两种夹层圆柱壳的失效荷载值要高很多[25]。

这三种结构的环向刚度与轴向刚度呈反向关系, 即环向折叠格栅>轴向折叠格栅>直线型波纹。它们的自

由振动频率与轴向刚度和环向刚度有着复杂的联系，而当刚度的各向异性较强时，自由振动频率与弱刚度的关系更为密切。此外，“之”字形波纹夹层的抗剪性能是各向异性的。沿脊线和谷线方向的剪切模量远大于垂直于脊线和谷线方向的剪切模量，弯曲刚度也是如此。当折叠格栅方向为环向时，其剪切刚度更高，从而通过降低剪切引起的挠度进一步提高夹层圆柱壳的刚度，这对夹层结构的整体挠度控制有重要意义。除此之外，折叠格栅的抗弯刚度对整体刚度的提高也有不可忽视的作用。因此，测试结果表明，CFSC的固有频率远高于AFSC的固有频率。我们可以预见，参考文献[25]中的直线型波纹夹层圆柱壳的固有频率会比CFSC和AFSC的都低。

除了提高固有频率，折叠格栅夹层圆柱壳还有其他优点。第一，采用“之”字形波纹结构可以有效地抑制面板的局部屈曲，然而这种失效模式经常发生在直线型波纹夹层圆柱壳的轴向压缩过程中[25]。第二，与直线型波纹夹层圆柱壳相比，“之”字形波纹夹层圆柱壳通过增加黏结面积提高了结构的抗剪性能和整体的抗弯性能。第三，折叠夹层是一个开放的结构，因此圆柱壳具有空气渗透性，这可以满足一些多功能设计的要求，特别是在航空航天工程中。

6.2. 制备方法评估

本研究中圆柱壳的折叠夹芯的制备是比较容易实现的，这是促进折叠格栅夹层圆柱壳工程应用的关键。Liu等[22]采用模压法制备了具有良好力学性能的CFRC折叠夹层圆柱壳结构，虽然制造方法仅限于较小的圆柱壳设计。在目前的研究中，完整的折叠夹芯被分成六个相同的部分。每部分都是用金属模具热压制成的。这种方法现在是比较容易实现的。此外，采用长纤维丝缠绕和铺置的方法制作圆柱壳面板是一项成熟的技术。因此，本研究提出了制作大尺寸折叠结构的一种成功而可行的方法，该方法可促进折叠格栅夹层圆柱壳的工程应用。有待我们进一步改进的地方是纤维含量和固化过程中的压力控制。

7. 结论

在本研究中，我们设计并制备了两种新型的折叠夹层圆柱壳。通过试验，我们研究了它们的自由振动和轴向压缩性能。结论如下：

(1) 采用模压、缠绕及预浸料铺置的方法实现了CFRC夹层圆柱壳的制造过程；通过制造六块相同的格栅并将它们组装成一个完整的夹层，就可以制备出大尺寸的折叠夹层圆柱壳。

(2) 通过增加与蒙皮的黏结面积，折叠格栅中波纹的“之”字形拓扑结构增强了夹芯的抗剪能力，同时提高了折叠格栅圆柱壳整体和局部的抗弯性能。由于AFSC和CFSC的几何特性，它们在力学性能上有不同的优势，从而使其在工程应用中具有更广泛的前景。

(3) AFSC和CFSC就像典型的短夹层圆柱壳一样自由振动，它们的振动模式从椭圆到三角形再到四边形进行变换。CFSC具有较高的环向刚度和剪切刚度，从而使其比AFSC具有更高的固有频率，因此，在设计具有严格频率要求的结构时，CFSC是较好的选择。

(4) 在轴向压缩试验中，AFSC和CFSC在面板压溃模式上都失效了。然而，由于夹层的折叠方向不同，所以它们的承载力也不同。由于AFSC的轴向刚度较高，其在压缩状态下有更大的峰值荷载，因此，它在强度设计方面具有一定的优势。

致谢

感谢国家自然科学基金(11672130、11972184)、机械结构力学与控制国家重点实验室(MCMS-0217G03)和上海航天系统工程资助，感谢王彤教授在振动测试方面的帮助。

Compliance with ethics guidelines

Wanxin Li, Qing Zheng, Hualin Fan, and Bin Ji declare that they have no conflict of interest or financial conflicts to disclose.

Appendix A

The relationships among the geometrical constants of the axially directed folded lattice were deduced by Gattas et al. [23] and were used to design the cylinder; they are cited below:

$$(1 + \cos \eta_{MZ})(1 - \cos \eta_{MA}) = 4 \cos^2 \phi_1 \quad (A1)$$

$$\cos \eta_{MA} = \sin^2 \phi_1 \cos \theta_{MZ} - \cos^2 \phi_1 \quad (\text{A2})$$

$$\cos \eta_{MZ} = \sin^2 \phi_1 \cos \theta_A + \cos^2 \phi_1 \quad (\text{A3})$$

$$(1 + \cos \eta_{VZ})(1 - \cos \eta_{VA}) = 4 \cos^2 \phi_2 \quad (\text{A4})$$

$$\cos \eta_{VA} = \sin^2 \phi_2 \cos \theta_{VZ} - \cos^2 \phi_2 \quad (\text{A5})$$

$$\cos \eta_{VZ} = \sin^2 \phi_2 \cos \theta_A + \cos^2 \phi_2 \quad (\text{A6})$$

$$\xi = \eta_{VA} - \eta_{MA} \quad (\text{A7})$$

$$R_1 = \sqrt{(a_1^2 + a_2^2 - 2a_1a_2 \cos \eta_{VA}) / (2(1 - \cos \xi))} \quad (\text{A8})$$

$$R_2 = \sqrt{(a_1^2 + a_2^2 - 2a_1a_2 \cos \eta_{MA}) / (2(1 - \cos \xi))} \quad (\text{A9})$$

The coordinates of the controls points are given by the following:

$$r_a = \begin{cases} R_1 & \text{for odd } j \\ R_2 & \text{for even } j \end{cases} \quad (\text{A10})$$

where j is the control point number in the direction of x . r_a is the radius of the arc where the control point is located.

$$\theta_a = \begin{cases} (j-1)\xi/2 & \text{for odd } i \text{ and odd } j \\ (j-1)\xi/2 + \xi_{b1} & \text{for even } i \text{ and odd } j \\ (j-1)\xi/2 + \xi - \xi_{a2} & \text{for odd } i \text{ and even } j \\ (j-1)\xi/2 + \xi_{b1} + \xi_{a2} & \text{for even } i \text{ and even } j \end{cases} \quad (\text{A11})$$

where i is the control point number in the direction of θ . θ_a is the angle of control point in side $(r-\theta)$ projection.

$$y = (i-1)b_1 \sin(\eta_{MZ}/2) \quad (\text{A12})$$

$$\cos \xi_{a2} = (R_1^2 + R_2^2 - a_2^2) / (2R_1R_2) \quad (\text{A13})$$

$$\cos \xi_{b1} = (2R_1^2 - b_1^2 \cos^2(\eta_{MZ}/2)) / (2R_1^2) \quad (\text{A14})$$

References

- [1] Vasiliev VV, Barynin VA, Razin AF. Anisogrid composite lattice structures—development and aerospace applications. *Compos Struct* 2012;94(3):1117–27.
- [2] Lovejoy AE, Schultz MR. Evaluation of analysis techniques for fluted-Core sandwich cylinders. In: *Proceedings of the 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*; 2012 Apr 23–26; Honolulu, HI, USA. Hampton: NASA Langley Research Center; 2012.
- [3] Fan H, Fang D, Chen L, Dai Z, Yang W. Manufacturing and testing of a CFRC sandwich cylinder with Kagome cores. *Compos Sci Technol* 2009;69(15–16):2695–700.
- [4] Sun F, Fan H, Zhou C, Fang D. Equivalent analysis and failure prediction of quasi-isotropic composite sandwich cylinder with lattice core under uniaxial compression. *Compos Struct* 2013;101:180–90.
- [5] Chen L, Fan H, Sun F, Zhao L, Fang D. Improved manufacturing method and mechanical performances of carbon fiber reinforced lattice-core sandwich cylinder. *Thin wall Struct* 2013;68:75–84.
- [6] Zhang H, Sun F, Fan H, Chen H, Chen L, Fang D. Free vibration behaviors of carbon fiber reinforced lattice-core sandwich cylinder. *Compos Sci Technol* 2014;100:26–33.
- [7] Han Y, Wang P, Fan H, Sun F, Chen L, Fang D. Free vibration of CFRC lattice-core sandwich cylinder with attached mass. *Compos Sci Technol* 2015;118:226–35.
- [8] Sun F, Wang P, Li W, Fan H, Fang D. Effects of circular cutouts on mechanical behaviors of carbon fiber reinforced lattice-core sandwich cylinder. *Compos Part A* 2017;100:313–23.
- [9] Jiang S, Sun F, Fan H, Fang D. Fabrication and testing of composite orthogrid sandwich cylinder. *Compos Sci Technol* 2017;142:171–9.
- [10] Jiang S, Sun F, Zhang X, Fan H. Interlocking orthogrid: an efficient way to construct lightweight lattice-core sandwich composite structure. *Compos Struct* 2017;176:55–71.
- [11] Yin S, Chen H, Wu Y, Li Y, Xu J. Introducing composite lattice core sandwich structure as an alternative proposal for engine hood. *Compos Struct* 2018;201:131–40.
- [12] Li W, Sun F, Wang P, Fan H, Fang D. A novel carbon fiber reinforced lattice truss sandwich cylinder: fabrication and experiments. *Compos Part A* 2016;81:313–22.
- [13] Hu Y, Li W, An X, Fan H. Fabrication and mechanical behaviors of corrugated lattice truss composite sandwich panels. *Compos Sci Technol* 2016;125:114–22.
- [14] Sun F, Lai CL, Fan H. Failure mode maps for composite anisogrid lattice sandwich cylinders under fundamental loads. *Compos Sci Technol* 2017;152:149–58.
- [15] Li M, Fan H. Multi-failure analysis of composite Isogrid stiffened cylinders. *Compos, Part A Appl Sci Manuf* 2018;107:248–59.
- [16] Li M, Sun F, Lai C, Fan H, Ji B, Zhang X, et al. Fabrication and testing of composite hierarchical Isogrid stiffened cylinder. *Compos Sci Technol* 2018;157:152–9.
- [17] Wu H, Lai C, Sun F, Li M, Ji B, Wei W, et al. Carbon fiber reinforced hierarchical orthogrid stiffened cylinder: fabrication and testing. *Acta Astronaut* 2018;145:268–74.
- [18] Cai J, Zhang Y, Xu Y, Zhou Y, Feng J. The foldability of cylindrical foldable structures based on rigid Origami. *J Mech Des* 2016;138(3):031401.
- [19] Zhou X, Zang S, Wang H, You Z. Geometric design and mechanical properties of cylindrical fold-core sandwich structures. *Thin Wall Struct* 2015;89:116–30.
- [20] Xiong J, Feng L, Ghosh R, Wu H, Wu L, Ma L, et al. Fabrication and mechanical behavior of carbon fiber composite sandwich cylindrical shells with corrugated cores. *Compos Struct* 2016;156:307–19.
- [21] Yang J, Xiong J, Ma L, Feng L, Wang S, Wu L. Modal response of all-composite corrugated sandwich cylindrical shells. *Compos Sci Technol* 2015;115:9–20.
- [22] Liu B, Sun Y, Sun Y, Zhu Y. Fabrication and compressive behavior of carbon-fiber-reinforced cylindrical fold-core sandwich structure. *Compos Part A* 2019;118:9–19.
- [23] Gattas JM, Wu W, You Z. Miura-base rigid origami: parameterizations of first-level derivative and piecewise geometries. *J Mech Des* 2013;135(11):111011.
- [24] Kim TD. Fabrication and testing of composite Isogrid stiffened cylinder. *Compos Struct* 1999;45(1):1–6.
- [25] Li W, Sun F, Wei W, Liu D, Zhang X, Li M, et al. Fabrication and testing of composite corrugated-core sandwich cylinder. *Compos Sci Technol* 2018;156:127–35.