•可展开结构及其在航天工程中的应用•

DOI:10.12454/j.jsuese.202400644

本刊网刊

3 m口径缠绕肋式反射面设计及样机验证

张　晗,闫中曦,项　平,吴明儿*

(同济大学 土木工程学院,上海 200092)

摘　要:针对空间可展开天线结构轻量化、高收纳效率的发展趋势,提出了一种适用于X波段的3 m口径缠绕肋式反射面方案,包括中心体、缠绕肋、金属网面、网面边索及锁定与释放装置,并对其周向缠绕的收展方式及形面精度的实现和保持进行了分析和样机验证。具体包括:1)缠绕肋采用轻质高强高刚度的碳纤维增强复合材料(CFRP)豆荚杆,采用超薄预浸料完成[45°/−45°/−45°/45°]铺层的截面设计;2)提出了带缠绕引导件的缠绕收拢方式,并对缠绕应力进行了分析以保证缠绕肋的缠绕性能;3)根据X波段对形面精度的要求,通过理论估算,确定反射面焦径比为0.55,缠绕肋数量为36根;4)在反射面的网面及边索张拉下,缠绕肋会产生一定程度的弹性变形,通过找形分析得到成形后的反射面形状,形面精度为1.51 mm;5)以反射面形面精度最优为目标,通过找形分析及遗传算法对缠绕肋形状进行优化并得到最优曲线方程,优化后反射面形面精度为0.78 mm;6)设计并制作了1台反射面原理样机,进行了收展试验、基频测试及形面精度测试,反射面原理样机重约6 kg,可缠绕收拢于直径为0.70 m、高为0.15 m的空间内,解锁后通过缠绕肋释放弹性能展开并张紧网面,展开状态基频为1.69 Hz,与数值分析结果吻合良好。长期收拢与重复收展的多次形面精度测试结果表明,反射面原理样机重复精度良好且形面精度均方根误差(RMSE)值均小于1 mm,基本达到形面精度设计目标。

关键词:缠绕肋;反射面;可展开天线;CFRP豆荚杆;形面精度;样机验证

中图分类号:V423.4;TH122　　**文献标志码:**A　　**文章编号:**2096-3246(2026)03-0002-10

近年来,随着航天技术的快速发展,空间可展开结构已成为许多工程应用的焦点。可展开结构[1]可以在有限空间内布置更多的设备或更大的结构,有效地提高了运载火箭的效率,节约成本。标准化、轻量化、高收纳效率的星载可展开天线[2−3]可大大提高卫星的数据传输能力,进一步扩大其应用范围,具有重要的工程应用价值[4]。

按照反射面材料类型,可将星载可展开天线[5]反射面分为3类:固体反射面[6]、网状反射面[7−8]和薄膜反射面[9]。根据支撑的形式可将网状反射面分为肋网式反射面、桁架式反射面、张拉整体式反射面及单元构架式反射面等。网状反射面的收拢方式取决于其支撑构件的收拢方式。其中,肋网式反射面的支撑构件是围绕中心轮毂布置的肋,通过肋绕铰链转动或缠绕实现反射面的收拢。肋网式反射面在展开可靠性、形面精度、收纳效率、质量及口径等方面具有良好的综合性能[10]。

对于径向肋式反射面,较高刚度的径向肋通过旋转铰链连接到中心轮毂上,通过绕铰链旋转进行收展,如伽利略木星探测器携带的4.8 m口径可展开天线、中国4.2 m口径的“鹊桥”可展开天线[11−12]。采用多段折叠肋可以有效提高收纳效率,如美国南加州大学空间工程研究中心(SERC)用于Colony Ⅰ立方星的0.5 m口径S波段天线[13]和美国国家航空航天局喷气推进实验室(JPL)用于RainCube立方星[14−15]的0.5 m口径Ka波段天线[16−17],每根肋的根部和中部都装有铰链,折叠两次后实现收拢[18]。

对于缠绕肋式反射面,缠绕肋固定在中心轮毂上,通过缠绕肋的弹性变形将缠绕肋缠绕在中心轮毂上进行收拢,在1974年发射的ATS−6卫星上,缠绕肋反射面被使用,其口径为9.1 m,采用了薄壁铝肋,可在UHF至C波段工作[19−20]。2019年至2024年,日本iQPS公司

收稿日期:2024 − 08 − 14　　**修回日期:**2025 − 01 − 17　　**网络出版日期:**2025 − 03 − 24

作者简介:张　晗(1996—),男,博士生. 研究方向:可展结构. E-mail:zhanghan0731@foxmail.com

* **通信作者:**吴明儿,教授,E-mail:wuminger@tongji.edu.cn

已成功发射5颗小型卫星并在轨展开了其携带的X波段3.6 m口径缠绕肋式可展开天线，据报道该天线的缠绕肋采用了平板板簧夹层结构。Zhang 等[21]研制了0.5 m口径X波段缠绕肋式可展开天线，天线采用C形截面薄壁不锈钢缠绕肋，于2022年发射并在轨展开。以上在轨应用的缠绕肋式天线肋条均采用弹性性能良好的金属材料制作，非金属材料缠绕肋天线目前仍在地面试验阶段，比如 Angevain 等[22]研制了 3 m口径X波段缠绕肋式可展开天线，肋条采用CFRP豆荚杆，但相关技术未见公开报道。

作为关键结构部件，缠绕肋应具有优异的力学性能，大变形缠绕时应处于弹性状态，展开状态时应有足够的刚度张紧网面，以实现较高且稳定的反射面形面精度。C形薄壁截面杆件（带状弹簧）和透镜式薄壁截面杆件（豆荚杆）等容易实现低应力压扁缠绕，且展开后具有良好刚度，适合用作缠绕肋。对于带状弹簧，很多学者采用解析法[23]、有限元分析[24]、试验研究[25]等方法对其峰值弯矩[26]、稳态弯矩[27]、应变能[28]等对性能进行了广泛的研究。相较于开口截面的带状弹簧，闭口截面的CFRP豆荚杆抗扭刚度良好，更适合用于大口径缠绕肋式反射面的缠绕肋。关于豆荚杆的研究主要集中于压平缠绕过程[29]、展开过程[30]及双稳态[31]。豆荚杆的缠绕性能与缠绕过程的应力、应变能[32]、峰值弯矩[33]等有关。

缠绕肋式反射面重量轻、结构简单、收纳效率高，利用缠绕肋弹性势能进行展开的方式可靠性高，在小口径可展开天线及数米的大口径可展开天线中具有良好的应用前景。CFRP豆荚杆轻质高强，铺层及截面可设计性强，具有良好的缠绕能力以及展开刚度，非常适合作为中大型缠绕肋式反射面的缠绕肋。但是，至今未见CFRP豆荚杆被用于缠绕肋式反射面实际工程的报道。将CFRP豆荚杆缠绕肋式反射面应用于航天工程，其大变形缠绕的收拢方式可靠性、展开方式的可靠性、柔性反射面形面精度实现和保持能力的研究至关重要。

本文提出了一种适用于X波段的3 m口径缠绕肋式反射面方案，支撑构件采用36根CFRP豆荚杆缠绕肋。在收展性能方面，设计了CFRP豆荚杆截面形状及铺层，提出了带缠绕引导件的缠绕收拢方式，并对缠绕应力进行了分析。在形面精度方面，在柔性反射面找形分析的基础上，以形面精度最优为目标对缠绕肋形状进行了优化。最后制作了一台反射面原理样机，进行了收展试验、基频测试及形面精度测试，初步验证了设计方案的可行性。

1　缠绕肋式反射面设计方案

本文缠绕肋式可展开天线原理样机采用卡塞格伦式天线，包含主反射面系统、副反射面系统、馈源系统及锁定与解锁装置，天线整体结构如图1所示。本文的研究分析对象为主反射面系统，其口径为3 m，应用于X波段。缠绕肋采用碳纤维复合材料的抛物线状豆荚杆，共36根。主反射面可缠绕收拢于直径为0.70 m、高为0.15 m的空间内。

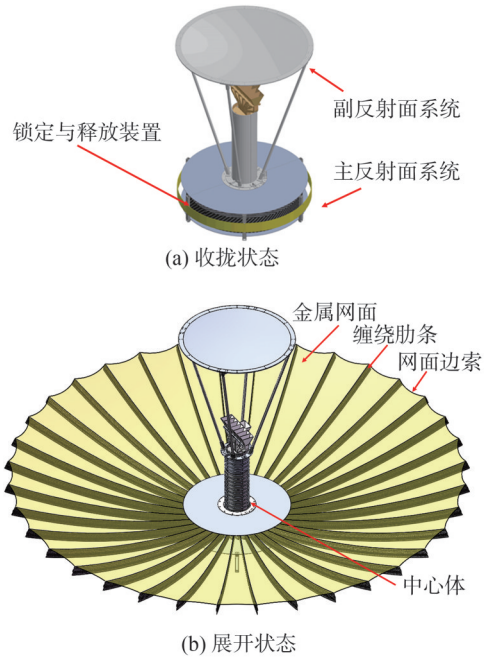


图1　可展开天线整体结构

Fig. 1　Deployable antenna configuration

可展开主反射面的理想形面为旋转抛物面，包括中心体、缠绕肋、金属网面及网面边索（图1）。36根CFRP豆荚杆缠绕肋通过根部的连接件均匀布置在中心体半径方向上。金属网面缝制在缠绕肋上边缘，被展开伸直的缠绕肋以及连接在缠绕肋端部的网面边索张紧。主反射面通过锁定与释放装置实现压紧收拢、紧固件锁定以及热刀切割解锁展开。

缠绕肋截面形式选用透镜式，由多段相切的圆弧段（R为圆弧半径）和两端平直段组成，截面尺寸如图2所示。整体为豆荚杆形式，圆弧段厚度为0.2 mm，平直段厚度为0.4 mm。此种截面杆件缠绕收拢时圆弧段被压平，展开伸直时圆弧段鼓起，具有缠绕收拢时应力小、展开伸直时刚度大的优点。缠绕肋上边缘布置等间距10 mm的圆孔以供与网面缝制连接。单根缠绕肋质量约为46 g，具有轻质高强高刚度的特点。为防止收拢反射面时缠绕肋缠绕半径过小导致材料破坏，在缠绕肋根部连接件上设置缠绕引导件。缠绕肋与中心体、缠绕引导件的连接见图3。

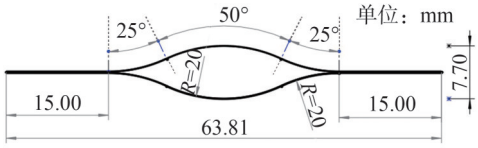


图2 缠绕肋截面尺寸

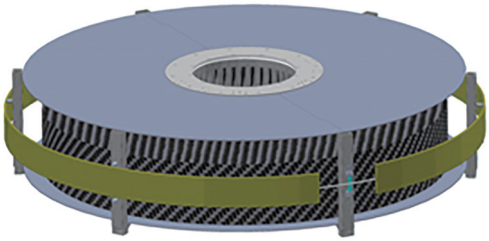
Fig. 2 Dimensions of the wrap-rib section



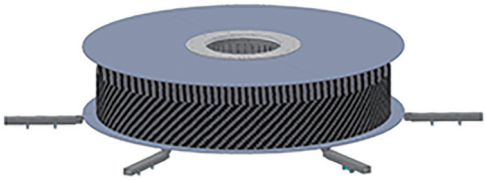
图3 缠绕肋与中心体、缠绕引导件的连接

Fig. 3 Connection between the wrap-rib and the central hub, as well as the wrapping guide

反射网面选用不锈钢丝编织网，边索和缝线均选用Kevlar线。反射面锁定与释放装置如图4所示。



(a) 挡件收拢状态



(b) 挡件展开状态

图4 反射面锁定与释放装置示意图

Fig. 4 Schematic diagram of the reflector's locking and unlocking device

首先，通过将缠绕肋缠绕在中心体上对主反射面进行收拢；然后，通过底板周围多个挡件和捆绑带将反射面锁定在收拢状态。为防止网面被挤压，收拢过程中将网面放置于缠绕状肋条的上部。解锁展开时，通过热刀熔断捆绑带上的Dyneema绳，挡件在扭簧的作用下打开，捆绑带随之被抛出，反射面在缠绕肋弹性恢复力作用下向外展开，最终将网面张紧。

2 缠绕肋材料及缠绕分析

2.1 缠绕肋材料性能

本文缠绕肋由碳纤维复合材料制成，该种复合材料为层合板结构。单层板按不同纤维方向叠合在一起形成层合板结构。本文选取单层厚度为0.05 mm的预浸料进行铺层制作缠绕肋。

制作材性试件进行拉伸试验。根据《定向纤维增强聚合物基复合材料拉伸性能试验方法》(GB/T 3354—2014)及《纤维增强塑料纵横剪切试验方法》(GB/T 3355—2005)，采用静力加载试验机进行位移加载单轴拉伸试验，如图5所示。



(a) 静力加载试验机



(b) 试件及应变片位置

图5 材性试件拉伸试验

Fig. 5 Tensile testing of material specimens

试验测得纤维方向及垂直于纤维方向的拉伸模量及拉伸强度的结果如表1所示。

表1 单层板材性参数

Tab. 1 Parameters of single layer board properties

材性参数	数值
纤维方向拉伸模量/GPa	96.69
纤维方向拉伸强度/MPa	1 355.0
垂直纤维方向拉伸模量/GPa	4.51
垂直纤维方向拉伸强度/MPa	27.5
剪切模量/GPa	2.38

缠绕肋截面由上下两个“Ω”形状粘接而成，上下铺层均为[45°/−45°/−45°/45°](各铺层角度)。

2.2 缠绕肋缠绕分析

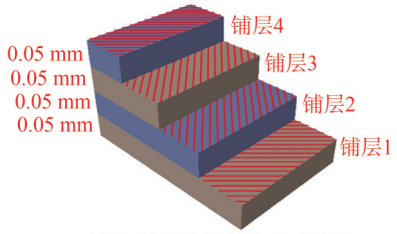
豆荚杆缠绕肋通过截面压扁缠绕收拢在中心体周围。为保证缠绕肋的安装精度及展开刚度，缠绕肋与中心体固接，为避免缠绕肋在缠绕过程中产生过大的缠绕应力，本文在缠绕肋根部连接件上设置缠绕引导件，缠绕引导件分为平直段和弯曲段两部分(图3)。平直段提供缠绕肋截面由初始形状到压平状态的过渡距离，弯曲段则使缠绕半径不会过小。

图6为进行缠绕分析的有限元模型。建立有限元模型，对带缠绕引导件的单根缠绕肋的缠绕应力进行分析，如图6(a)所示。中心体、缠绕引导件和加载圆柱均采用离散刚体。豆荚杆缠绕肋采用S4R壳单元，用分层壳的方式建模，采用4层铺层。图6(b)为豆荚杆缠绕肋铺层铺设方式示意图，铺设方式为[45°/−45°/−45°/45°]，单层厚度为0.05 mm。缠绕肋与刚体之间存在接触，定义法向接触属性为“Hard Contact”，切向接触属性为“Frictionless”。缠绕肋为抛物线形，沿长度方

向的曲线方程暂取$z=x^2/6\ 600$（坐标如图6所示，z为中心体中心轴方向坐标，x为缠绕肋长度方向坐标），实际设计曲线在后续经优化设计后作微小调整。



(a) 有限元模型



(b) 豆荚杆缠绕肋铺层方式示意图

图6　缠绕分析有限元模型

Fig. 6　Finite element model of wrapping analysis

本文反射面在收拢状态时，缠绕肋在缠绕引导件弯曲段处的弯曲角度约为90°，此处的缠绕应力最大。为了确定缠绕肋实际缠绕状态时的应力大小，采用显式动力方法进行带缠绕引导件的缠绕过程分析。缠绕过程中，中心体固定，缠绕肋根部与中心体绑定，加载圆柱绕中心体做逆时针圆周运动推动缠绕肋靠在缠绕引导件上缠绕。缠绕肋弯曲90°时的纤维方向应力云图如图7所示，最大应力为642.5 MPa。

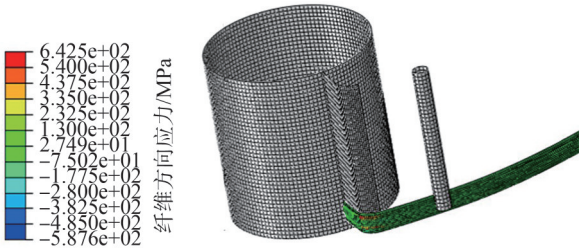


图7　缠绕应力云图

Fig. 7　Stress distribution in the wrapped state

3　反射面形面精度分析及缠绕肋形状优化

3.1　缠绕肋数量与反射面焦径比

缠绕肋数量主要取决于反射面精度的要求。增加缠绕肋的数量可以实现更高的形面精度，但会导致更复杂的结构。利用近似理论公式计算反射面精度，选择反射面焦径比和缠绕肋数量。

Hedgepeth[34]提出了考虑反射网面预张力的形面精度RMSE值的数值积分求解，使用球面近似替代抛物面来量化几何参数，对环形天线和伞形天线给出了原理误差的近似公式，见式(1)。该经典公式考虑了反射面口径、焦距、肋条数量、网面双向应力比等因素对形面精度的影响。利用该公式来估算缠绕肋式反射面的形面精度。

$$\frac{\delta_{\mathrm{RMSE}}}{D}=0.010\ 76\frac{(l/D)^2}{f/D}\left(1+\frac{N_1}{N_2}\right)\tag{1}$$

式中：δ_{RMSE}为形面精度RMSE值；l为扇形网面的外端宽度，即相邻肋（附着在网面的部分）的外端之间的距离；N_1和N_2分别为网面的径向张力和周向张力；f为焦距；D为口径。

径向和周向张力相等的柔性网面不易松弛，具有较好的保形能力，本文考虑网面双向等张力。设置焦径比f/D（D=3 000 mm）分别为0.45、0.55和0.65，计算不同肋数下反射面的形面精度RMSE值，结果如图8所示。

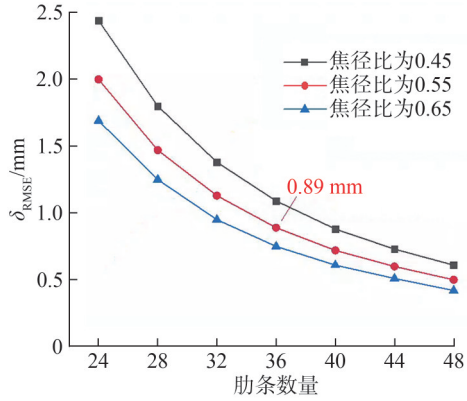


图8　肋条数量及焦径比与形面精度的关系

Fig. 8　Relationship between number of ribs, *f*/*D* and RMSE

考虑反射面用于X波段，形面精度RMSE值应小于1.00 mm。本文将反射面的焦径比设为0.55，缠绕肋数量设为36，利用理论公式计算的估计形面精度RMSE值为0.89 mm。

3.2　反射面找形分析

缠绕肋弯曲缠绕的收拢方式可以实现较高的收纳效率，但与径向肋刚度相比还是较小。缠绕肋式反射面成形时，缠绕肋在网面和边索张力的作用下会发生一定程度的弹性变形，同时每块扇形网面都会出现反枕效应，两者都会导致金属网面偏离初始位置，影响形面精度。通过合理的找形计算确定缠绕肋弹性变形及反枕效应后的反射面形状，对于评估形面精度来说非常重要。为此，对缠绕肋–金属网面–网面边索系统进行迭代计算，以得到考虑缠绕肋弹性变形及网面反枕效应的反射面形状[35]。

利用支持多种编程语言接口的有限元软件ANSYS进行缠绕肋式反射面找形分析。建立缠绕肋–金属网面–网面边索系统有限元模型。缠绕肋采用SHELL181单元，根据[45°/−45°/−45°/45°]的铺设方式及表1中的单层板材性参数计算材性。缠绕肋截面（图2）上边缘曲线取缠绕肋与设计抛物面的交线为$z=x^2/6\ 600$。金属网面采用SHELL181单元。网面预张力设为3 g/cm。边索采用LINK180单元，边索拉力按照1/10垂跨比确定。采用

INISTATE 命令为网面和边索施加预应力。找形分析流程如下：

1）按照设计抛物面建立反射面有限元模型，包括缠绕肋、网面、边索；

2）施加网面和边索的设定预应力，然后进行静力分析，得到变形后形状及应力；

3）用变形后的结果更新结构形状及缠绕肋应力；

4）重复步骤 2）和 3）进行多次迭代，直至网面和边索应力接近预定的预应力，且结构中节点的最大位移增量足够小。

经过 30 次迭代得到网面的应力分布如图 9 所示，图 9 中，MN 和 MX 分别位于应力最小值和最大值的位置。每次迭代的最大节点位移增量如图 10 所示。

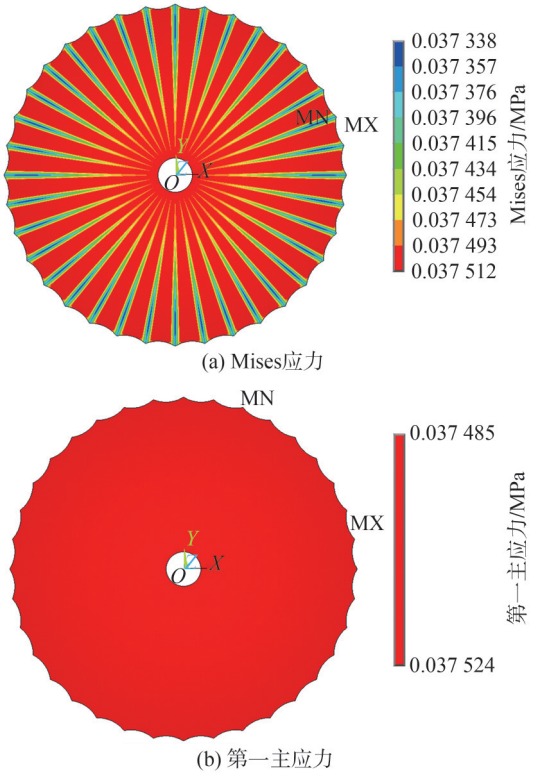


图 9　30 次迭代后反射网面应力云图

Fig. 9　Mesh stress distribution after 30 iterations

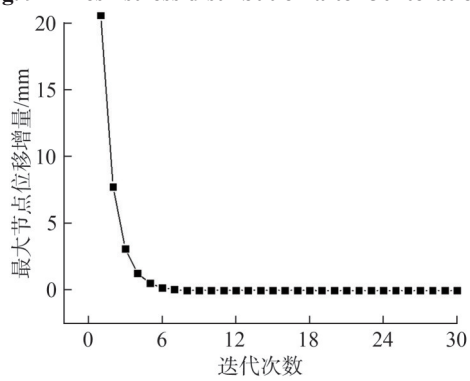


图 10　节点最大位移增量随迭代次数的变化曲线

Fig. 10　Maximum node incremental displacement per iteration

找形计算迭代完成后，网面应力分布均匀，且接近预设的 0.037 5 MPa。每次迭代的最大节点位移增量逐渐减小，第 7 次迭代后趋向于 0。从网面应力大小及分布均匀性和足够小的位移增量都可以判断出，反射面经过 30 次迭代后达到了平衡状态，找形分析完成。

找形分析过程中，缠绕肋发生了一定程度的弹性变形。提取找形分析完成后的网面节点坐标，以设计抛物面为基准的形面精度 RMSE 值为 1.51 mm，明显大于理论公式计算的 0.89 mm。

3.3　缠绕肋形状优化

找形分析后的缠绕肋变形及网面反枕效应使反射面的形面精度明显降低，可通过优化缠绕肋的形状来降低这些影响。结合找形分析和遗传算法对缠绕肋形状进行优化。

本文将缠绕肋曲线方程设为抛物线方程 $z=ax^2+bx+c$（a、b、c 为方程系数）。在描述缠绕肋形状时，系数 c 可设为 0。以反射面形面精度 RMSE 值最小为目标，通过遗传算法对方程系数 a 和 b 进行优化。根据第 2.2 节给出的系数初始值 $a_0=1/6\,600$ 和 $b_0=0$，设置优化变量的取值范围为 $1/7\,000\le a\le 1/6\,200$ 及 $-0.1\le b\le 0.1$。每一代 100 个体，终止标准为繁殖代数达到 30。优化过程如图 11 所示。

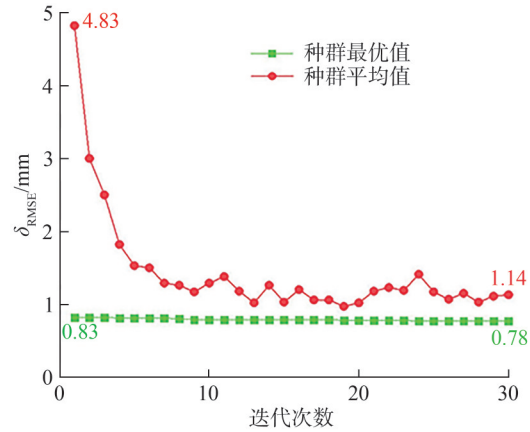


图 11　遗传算法优化过程

Fig. 11　Optimization process with genetic algorithm

9 代之后，相邻两代间的种群最优值变化小于 0.01 mm，最优形面精度 RMSE 值趋向于稳定。以第 30 代优化结果为例，以缠绕肋根部为原点的缠绕肋曲线方程为 $z=0.000\,148x^2+0.035\,9x$（$0\le x\le 1\,410$ mm）。图 12 为优化后的网面与设计抛物面的 z 向偏差值分布，计算得到反射面形面精度 RMSE 值为 0.78 mm，小于 0.89 mm（见第 3.1 节）和 1.51 mm（见第 3.2 节）。通过优化缠绕肋形状，有效地提高了反射面形面精度。

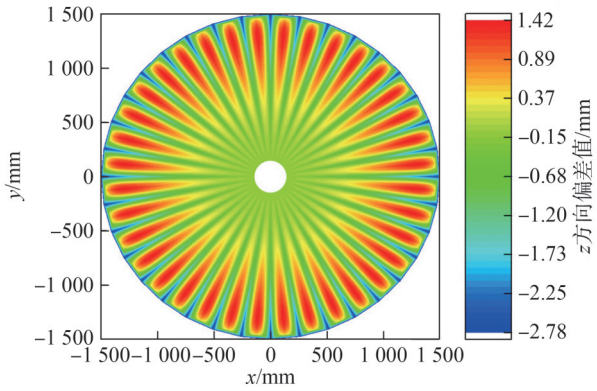


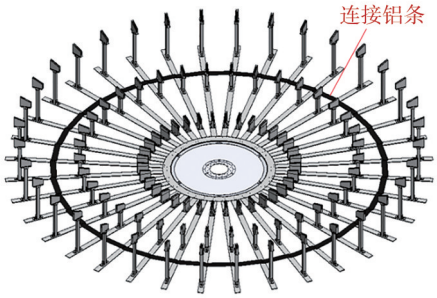
图12　优化后网面与设计抛物面的z向偏差值分布

Fig. 12　Deviation in the z-direction between the optimized surface and the designed paraboloid

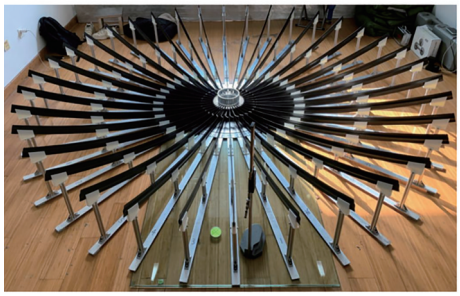
4　原理样机与地面试验

4.1　原理样机安装

本文缠绕肋式可展开反射面装配可分为3步：1）辅助安装平台组装；2）缠绕肋安装；3）反射网面成形及安装。装配过程如图13所示。



(a) 辅助安装平台组装完成



(b) 缠绕肋安装完成



(c) 反射网面安装完成

图13　缠绕肋式反射面原理样机安装过程

Fig. 13　Installation process of wrap-rib reflector prototype

由于原理样机电性能测试需要，后续安装了副反射面系统、底座接口系统、馈源系统和整体锁定解锁系统，完整天线原理样机如图14所示。其中，主反射面质量（包括中心体、缠绕肋、缠绕肋根部连接件、金属网面以及网面边索）约为6 kg，收拢尺寸为0.70 m×0.70 m×0.15 m。主反射面部分结构简单、质量轻、收纳效率高。



图14　缠绕肋式可展开天线原理样机

Fig. 14　Wrap-rib deployable antenna prototype

4.2　收展试验

反射面原理样机通过收拢工装进行缠绕收拢。转动收拢工装（图15）使缠绕肋绕中心体逐渐收拢，收拢过程中将网面置于缠绕肋上部以防被挤压，收拢完成后通过挡件和捆绑带将反射面锁定在缠绕收拢态。

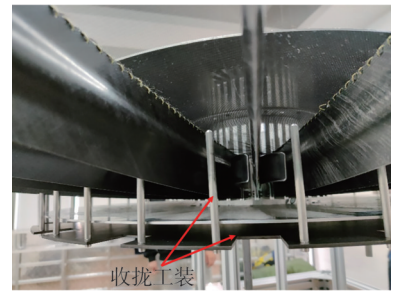
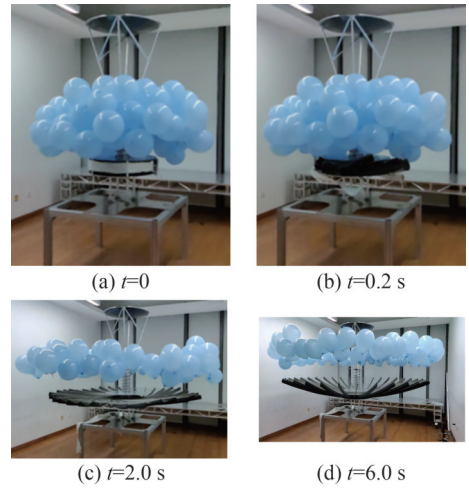


图15　收拢工装

Fig. 15　Stowage equipment

反射面原理样机展开时采用轻质气球悬浮法进行重力卸载。热刀通电将Dyneema绳熔断，约束解除。缠绕肋释放弹性能，从弯曲状态恢复为直线状态并将网面张紧。Dyneema绳熔断至反射面完全展开用时约6.0 s，展开过程如图16所示，t为时间。



(a) t=0　(b) t=0.2 s

(c) t=2.0 s　(d) t=6.0 s

图16　反射面原理样机展开过程

Fig. 16　Deployment process of reflector prototype

收展试验初步验证了CFRP豆荚杆缠绕肋式反射面的缠绕收拢方式和依靠缠绕肋弹性能驱动的展开方式。同时初步验证了提出的收拢工装、锁定及解锁装置的可行性。

4.3 反射面基频测试

根据仿真结果可知，反射面基频为1.43 Hz，对应模态为整体面内扭转，采用拨动缠绕肋至一定角度后释放的方法激发扭转振动激励。采用4个加速度传感器，采样频率100 Hz，均匀对称布置于4根缠绕肋自由端附近。

利用快速傅里叶变换对试验得到的加速度时程曲线进行频谱分析，得到的频谱曲线如图17所示，得到的反射面原理样机基频约为1.69 Hz，与数值分析结果吻合良好。这表明柔性的缠绕肋式反射面原理样机处于展开状态时具有良好的整体刚度。

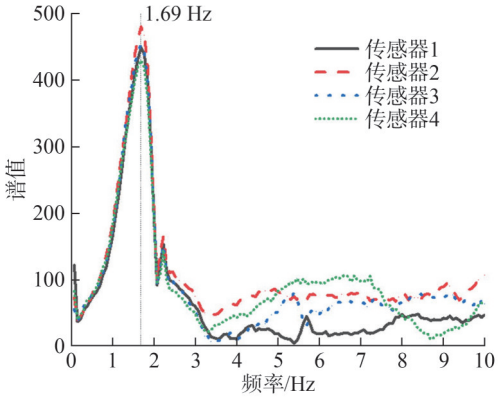


图17 频谱曲线

Fig. 17 Spectral curves

4.4 反射面形面精度测试

对反射面原理样机进行多次形面精度RMSE值测量。采用单目近景摄影测量系统进行反射面的三维形状获取和重建散点坐标输出。

本文采用的测量系统可实现0.10 mm的观测系统误差。测量靶点均匀布置间距L为35 mm，靶点布置如图18所示。反射网面上的测点用于获取网面形面形状，缠绕肋连接件和中心体上的测点用于在后处理中重建空间旋转对称轴。同时在拍摄环境中恰当放置基准尺和若干编码点块。



图18 靶点布置

Fig. 18 Arrangement of the target points

对多位置、多角度照片通过后处理软件进行图像识别和三维重建，得到标记点坐标，对标记点进行抛物面拟合，如图19所示。

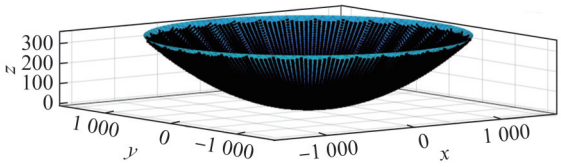


图19 抛物面拟合

Fig. 19 Paraboloid fitting

对反射面原理样机进行3种工况下的形面测量和误差计算，分别为：工况1，反射面原理样机安装完成，未进行收展或其他测试；工况2，第1次收展试验后；工况3，第4次收拢并放置72 h后展开。3种工况下形面精度RMSE值分别为0.82、0.79、0.93 mm。

3次测量中，均以工况1的最佳自拟合抛物面作为基准。安装完成后未收展及1次收展后的形面误差相差不大，且接近于理论设计值。4次收展且放置3 d再展开后形面误差有所增大，但仍小于设计目标值1.00 mm。反射面原理样机基本达到形面精度设计目标。形面精度测试试验结果表明反射面原理样机具有比较稳定的重复收展精度，但是长期收拢和多次收展后形面精度略有下降，后续应在安装方式、安装工艺以及CFRP豆荚杆缠绕肋设计和制作工艺等方面展开更深入的研究。

5 结 论

提出了一种适用于X波段的3 m口径缠绕肋式反射面方案，对CFRP豆荚杆缠绕肋进行了带缠绕引导件的缠绕分析以及形状优化。制作反射面原理样机并对其收展效果、展开状态基频以及重复收展形面精度进行了测试。

缠绕肋是反射面的关键结构构件，应具备良好的可缠绕性，展开后应具有足够的刚度以张紧金属反射网。本文采用CFRP豆荚杆作为缠绕肋，利用超薄预浸料进行[45°/−45°/−45°/45°]铺层截面设计，研制的豆荚杆缠绕肋基本可满足缠绕性以及展开刚度的要求。

通过对比分析以及缠绕肋形状优化设计，焦径比为0.55、缠绕肋为36根的3 m口径反射面方案，其形面精度理论值为0.78 mm，可满足X波段对精度的要求。

制作了3 m口径反射面原理样机，对样机进行了收展试验，测量得到展开状态下反射面基频为1.69 Hz，重复收展后形面精度RMSE值小于1.00 mm，初步验证了原理样机的收展性能、整体刚度以及反射面形面精度保持性能。

碳纤维复合材料豆荚杆具有重量轻、易缠绕、展

开后刚度高等特性，是缠绕肋式反射面中缠绕肋选取的一种重要方案，后续应对多次收展、长期贮存及在轨环境下反射面的收展性能以及形面精度保持性能展开进一步研究。

【致谢】在本项目实施过程中，原同济大学在籍研究生吴迪、孔祥浩、吴一帆和赵晓晨在计算分析、天线样机制作以及试验等方面参与相关研究，对他们的辛勤付出表示衷心的感谢。

参考文献：

[1] Pellegrino S.Deployable Structures[M].Vienna:Springer Vienna,2001.

[2] 郭宏伟,刘荣强,李兵.空间可展开天线机构创新设计[M].北京:科学出版社,2018.

[3] 邓宗全.空间折展机构设计[M].哈尔滨:哈尔滨工业大学出版社,2013.

[4] Liu Rongqiang,Shi Chuang,Guo Hongwei,et al.Review of space deployable antenna mechanisms[J]. Journal of Mechanical Engineering,2020,56(5):1–12.[刘荣强,史创,郭宏伟,等.空间可展开天线机构研究与展望[J].机械工程学报,2020,56(5):1–12.]

[5] Chen Chuanzhi,Dong Jiayu,Chen Jinbao,et al.Large spaceborne parabolic antenna:Researchp progress[J].Acta Aeronautica ET Astronautica Sinica,2021,42(1):523833.[陈传志,董家宇,陈金宝,等.空间大型星载抛物面天线研究进展[J].航空学报,2021,42(1):523833.]

[6] Li Hao,Ma Xiaofei,Huo Tonglong,et al.Design and analysis of deployment mechanism for solid surface deployment antenna[J].Optics and Precision Engineering,2023,31(22):3305–3317.[李昊,马小飞,火统龙,等.可展开固体反射面天线折展机构设计及分析[J].光学 精密工程,2023,31(22):3305–3317.]

[7] Pu Lihua,Liu Boxue,Ma Xiaofei.Research on measurement method of deployment and pointing accuracy of large mesh antenna[J].Space Electronic Technology,2021,18(2):66–71.[蒲理华,刘博学,马小飞.大型网状天线展开指向精度测量方法研究[J].空间电子技术,2021,18(2):66–71.]

[8] Qin Bo,Lü Shengnan,Liu Quan,et al.Structural design and analysis of a deployable parabolic-cylinder antenna[J]. Journal of Mechanical Engineering,2020,56(5):100–107.[秦波,吕胜男,刘全,等.可展收抛物柱面天线机构的设计及分析[J].机械工程学报,2020,56(5):100–107.]

[9] Freeland R E,Bilyeu G D,Veal G R,et al.Large inflatable deployable antenna flight experiment results[J]. Acta Astronautica,1997,41(4/5/6/7/8/9/10):267–277.

[10] Zhang Shuxin,Han Xiaotong,Yu Yiqi.Two-step repeatable deploying and furling mechanism design and prototype verification of a deployable umbrella antenna for CubeSat[J]. Journal of Mechanical Engineering,2022,58(7):44–52.[张树新,韩晓童,于亦奇.两级可重复展收立方星伞状天线机构设计与样机验证[J].机械工程学报,2022,58(7):44–52.]

[11] Ma Xiaofei,Li Yang,Xiao Yong,et al.Development and tendency of large space deployable antenna reflector[J]. Space Electronic Technology,2018,15(2):16–26.[马小飞,李洋,肖勇,等.大型空间可展开天线反射器研究现状与展望[J].空间电子技术,2018,15(2):16–26.]

[12] Chen Guohui,Hua Yue,Wang Bo,et al.Design and verification for umbrella-type deployable antenna of Chang'e-4 lunar relay satellite[J].Journal of Deep Space Exploration,2018,5(6):524–530.[陈国辉,华岳,王波,等."嫦娥4号"中继星伞状可展开天线设计与验证[J].深空探测学报,2018,5(6):524–530.]

[13] Aherne M,Barrett J,Hoag L,et al.Aeneas—Colony I meets three-axis pointing[C].Proceedings of 25th Annual AIAA/USU.Conference on Small Satellites.Logan:AIAA,2011:1–11.

[14] Chahat N,Hodges R E,Sauder J,et al.The deep-space network telecommunication CubeSat antenna:Using the deployable ka-band mesh reflector antenna[J].IEEE Antennas and Propagation Magazine,2017,59(2):31–38.

[15] Peral E,Tanelli S,Statham S,et al.RainCube:The first ever radar measurements from a CubeSat in space[J].Journal of Applied Remote Sensing,2019,13(3):032504.

[16] Dominocielo G,Langan D.Articulated folding rib reflector for concentrating radiation:US20190214737[P].2019-07–11.

[17] Chahat N,Hodges R E,Sauder J,et al.CubeSat deployable ka-band mesh reflector antenna development for earth science missions[J].IEEE Transactions on Antennas and Propagation,2016,64(6):2083–2093.

[18] Sauder J F,Chahat N,Hodges R,et al.Designing,building,and testing a mesh ka-band parabolic deployable antenna (KaPDA) for CubeSats[C]//Proceedings of the 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting.San Diego:AIAA,2016:2016–0694.

[19] Freeland R E,Garcia N F,Iwamoto H.Wrap-rib antenna technology development[J].In NASA Langley Research Center Large Space Antenna Systems Technol,1985:139–166.

[20] Love A W.Some highlights in reflector antenna development[J].Radio Science,1976,11(8/9):671–684.

[21] Zhang Han,Wu Minger,Xiang Ping,et al.Design,analysis,and test of an ultra-compact X-band deployable wrap-rib antenna[J].Acta Astronautica,2025,228:918–930.

[22] Angevain J,Ihle A,Rodrigues G,et al.Large deployable spaceborne reflector antennas in Europe:Progress status and perspectives[C]//2019 13th European Conference on Antennas and Propagation(EuCAP).Krakow:IEEE,2019:1–5.

[23] Shore J, Viquerat A, Richardson G, et al. An energy optimisation approach to modelling tape spring behaviour[C]// Proceedings of the AIAA Scitech 2020 Forum. Orlando: AIAA, 2020: AIAA2020–1184.

[24] Yan Zhongxi, Wu Minger. Analysis and tests of non-uniform wrapping process of tape spring[J]. International Journal of Solids and Structures, 2023, 281: 112444.

[25] Kim K W, Park Y. Systematic design of tape spring hinges for solar array by optimization method considering deployment performances[J]. Aerospace Science and Technology, 2015, 46: 124–136.

[26] Knott G, Viquerat A. Curved bistable composite slit tubes with positive Gaussian curvature[J]. AIAA Journal, 2018, 56(4): 1679–1688.

[27] Seffen K A, You Z, Pellegrino S. Folding and deployment of curved tape springs[J]. International Journal of Mechanical Sciences, 2000, 42(10): 2055–2073.

[28] Chang Wei, Cao Dongjing, lian Minlong. Simulation and analysis of tape spring for deployed space structures[C]// Proceedings of the Young Scientists Forum 2017. Shanghai: SPIE, 2018, 10710: 504–509.

[29] Hu Yu, Chen Wujun, Li Ruixiong, et al. Mechanical characteristics of deployable composite thin-walled lenticular tubes[J]. Composite Structures, 2016, 153: 601–613.

[30] Firth J A, Pankow M R. Minimal unpowered strain-energy deployment mechanism for rollable spacecraft booms: Ground test[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2020, 57(2): 346–353.

[31] Lee A J, Fernandez J M. Inducing bistability in Collapsible Tubular Mast booms with thin-ply composite shells[J]. Composite Structures, 2019, 225: 111166.

[32] Hakkak F, Khoddam S. On calculation of preliminary design parameters for lenticular booms[J]. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 2007, 221(3): 377–384.

[33] Yan Zhongxi, Wu Minger, Xiang Ping. An energy method to predict the peak moment of CFRP lenticular booms under pure bending[J]. Aerospace Science and Technology, 2025, 158: 109921.

[34] Hedgepeth J M. Accuracy potentials for large space antenna reflectors with passive structure[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 1982, 19(3): 211–217.

[35] Wu Di, Wu Minger, Xiang Ping, et al. Surface accuracy analysis and optimization design of rib-mesh paraboloidal antenna reflectors[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 129: 107817.

Design and Prototype Verification of a 3-meter Aperture Wrap-rib Reflector

ZHANG Han, *YAN Zhongxi*, *XIANG Ping*, *WU Minger*[*]

(College of Civil Engineering, Tongji University, Shanghai 200092, China)

Abstract:

Objective Carbon fiber reinforced polymer (CFRP) lenticular tube wrap-rib reflectors are lightweight, simple in structure, have a high stowage ratio, high deployment reliability, and offer promising application prospects for both small-aperture and several-meter large-aperture deployable antennas. Currently, the application of such deployable reflectors mainly faces two challenges: ensuring the reliability of stowage and deployment strategies under large-deformation wrapping, and achieving and maintaining the surface accuracy of flexible wrap-rib reflectors. This paper proposes a CFRP lenticular tube wrap-rib reflector scheme and investigates its stowage and deployment performance, as well as surface accuracy.

Methods First, a 3 m aperture wrap-rib reflector scheme for the X-band was proposed, which includes a central hub, wrap-ribs, metal mesh, side cables, and a locking and unlocking device. The wrap-ribs were made of lightweight, high-strength, and high-stiffness CFRP lenticular tubes, and the [45°/-45°/-45°/45°] lay-up and section design were achieved using prepregs with a single-layer thickness of 0.05 mm. To ensure installation accuracy and deployment rigidity of the wrap-ribs, they were rigidly connected to the central hub. To solve the problem of high stress in the root area of the wrapped wrap-ribs, a method involving the installation of a wrapping guide at the root area of the wrap-ribs was proposed. A finite element model was established based on material parameters obtained from tensile tests, and the stress during the wrapping process of a single CFRP lenticular tube with a wrapping guide was analyzed using an explicit dynamic method. Second, according to the requirements of the X-band, the surface accuracy of the 3 m aperture reflector was estimated using an approximate theoretical formula. The focal length-to-aperture ratio of the reflector and the number of wrap-ribs were determined. Due to the low stiffness of the wrap-rib reflector, the wrap-ribs deform to a certain degree during the reflector forming process, and a back-pillow effect is observed in each sector mesh. Both these factors affect the surface accuracy of the reflector. To address this issue, the shape of the flexible wrap-rib reflector was determined through form-finding analysis. The shape of the lenticular tube wrap-ribs was optimized by combining the form-finding analysis results of the flexible reflector with a genetic algorithm. Finally, a reflector prototype was designed and assembled, and deployment tests, fundamental frequency tests, and surface accuracy measurements were carried out.

Results and Discussion Adding a wrapping guide to the root area of the CFRP lenticular tube wrap-rib can prevent excessive wrapping stress in this area and improve the wrapping performance of the wrap-rib reflector. The focal length-to-aperture ratio of the reflector is 0.55, the number of wrap-ribs is 36, and the root mean square error (RMSE) of the estimated surface accuracy calculated using the theoretical formula is 0.89 mm, which meets the application requirements for the X-band. When the upper edge curve of the reflector wrap-rib lies on the design paraboloid, the surface accuracy of the reflector after form-finding analysis is 1.51 mm, which is significantly higher than the 0.89 mm calculated using the theoretical formula. This discrepancy arises because the elastic deformation of the wrap-ribs and the back-pillow effect of the metal mesh cause the mesh to deviate from its initial position after form-finding analysis of the flexible wrap-rib reflector. Taking the root of the wrap-rib as the origin, the curve equation of the wrap-rib after optimization is $z=0.000\,148x^2+0.035\,9x$ ($0 \le x \le 1\,410$ mm), and the surface accuracy of the reflector is 0.78 mm, which is significantly better than the 1.51 mm obtained before shape optimization of the wrap-rib. By optimizing the shape of the wrap-rib, the surface accuracy of the reflector was effectively improved. The mass of the wrap-rib reflector prototype is approximately 6 kg, and the stowage size is 0.7 m × 0.7 m × 0.15 m. It took approximately 6 s from the time the Dyneema rope was fused until the reflector was fully deployed. The deployment test verified both the stowage mode of the CFRP lenticular tube wrap-rib reflector and the deployment mode driven by the elastic energy of the wrap-ribs. At the same time, the feasibility of the proposed stowage tool and the locking and unlocking device was also verified. The measured fundamental frequency of the deployed reflector prototype is approximately 1.69 Hz, indicating good overall rigidity. In the surface accuracy measurements, the best-fit paraboloid under condition 1 was taken as the reference. The difference in surface accuracy between after installation and after one stowage and deployment cycle is minimal, and it is close to the theoretical design value. After four deployment cycles and three days of placement, the surface error increases slightly but remains below the design target value of 1 mm. The reflector prototype surface has basically achieved the design goal for surface accuracy. The surface accuracy measurement results show that the reflector prototype exhibits stable surface accuracy, although the surface accuracy decreases slightly after long-term stowage and multiple stowage and deployment cycles.

Conclusions The results show that the CFRP lenticular tube wrap-rib reflector scheme has the advantages of a simple structure, reduced weight, a high stowage ratio, and good overall rigidity. The wrapping guides and the locking and unlocking device contribute to improving the reliability of stowage and deployment. By optimizing the shape of the wrap-ribs, the flexible wrap-rib reflector can achieve good and stable surface accuracy. The CFRP lenticular tube has the characteristics of reduced weight, easy wrapping, and high rigidity after deployment, making it an important option for wrap-ribs in such reflectors. Further research should be carried out on reflector performance under multiple stowage and deployment cycles, long-term storage conditions, and on-orbit environments, as well as on the maintenance of surface accuracy.

Key words: wrap-rib; reflector; deployable antenna; CFRP lenticular tube; surface accuracy; prototype verification

（编辑　吴芝明）

引用格式: Zhang Han, Yan Zhongxi, Xiang Ping, et al. Design and prototype verification of a 3-meter aperture wrap-rib reflector[J]. Advanced Engineering Sciences, 2026, 58(3): 2–11. [张晗, 闫中曦, 项平, 等. 3 m口径缠绕肋式反射面设计及样机验证[J]. 工程科学与技术, 2026, 58(3): 2–11.]