DOI: 10.3901/JME.2020.05.021

抛物面式固体反射面天线结构的展开设计*

张 骞¹ 李 萌² 江 超¹ 蔡建国¹ 冯 健¹

(1. 东南大学国家预应力工程技术中心 南京 211100;

2. 中国空间技术研究院钱学森空间技术实验室 北京 100094)

摘要: 针对固体反射面可展天线结构的分块数量和包络尺寸等实际需求,对抛物面刚性可展天线结构进行分块优化和连接设计。依据可动性分析,分块优化选用双自由度的单顶点五折痕模式,但是通过约束折痕转动实现反射面运动路径可控。采用平面单位圆模型定性分析分块节点的几何参数对机构收纳比的影响。以收纳比为优化目标函数,以刚性约束、碰撞约束和可动性约束为优化约束条件,建立抛物面刚性可展天线结构的优化框架,并采用 1stOpt 结合简面体爬山法结合通用全局优化算法计算分块参数。针对面板转动过程碰撞问题,进行了面板连接节点和转动轴设计。仿真分析和 3D 打印分块模型结果说明该方法的可行性和合理性。

关键词: 抛物面固体反射面;可展开天线;单顶点五折痕折纸模式;优化设计

中图分类号: V414

Deployment Design of the Parabolic Solid Reflector Antenna Structure

ZHANG Qian¹ LI Meng² JIANG Chao¹ CAI Jianguo¹ FENG Jian¹

(1. National Prestress Engineering Research Center, Southeast University, Nanjing 211100;

2. Qian Xuesen Laboratory of Space Technology, China Academy of Space Technology, Beijing 100094)

Abstract: According to the actual requirements of limitation on the number of blocks and envelope size of solid reflector deployable antenna structure, the block optimization and connection design of parabolic rigid deployable antenna structure are conducted. The single-vertex five creases origami pattern with two degrees of freedom is selected for block optimization based on the mobility analysis, but one crease is limited to rotate in order to ensure that the motion path of the reflector can be controlled effectively. A plane unit circle model is used to qualitatively analyze the influence of geometric parameters on the storage ratio of reflector mechanism. The optimization framework of parabolic rigid deployable antenna structure is established by taking the storage ratio as the objective function and taking the rigid constraints, collision constraints and mobility constraints as the optimization constraints. The design parameters of panels are calculated by 1stOpt combined with the simplex method and general global optimization algorithm (SM-GO). Connections and rotating shafts are designed to solve the collision problem in the process of panel rotation. Simulation analysis and 3D print blocks model are given to demonstrate the feasibility and rationality of the method.

Key words: parabolic solid reflector; deployable antenna; single-vertex five-creases origami pattern; optimization design

0 前言

反射面天线具有单个天线增益高、频带宽的特点,广泛应用于卫星通信、微波通信中继、移动通信基站、车载站等场合^[1]。在卫星通信中,由于受到航天运载工具整流罩容积的限制,卫星发射时天线必须进行折叠才能存储于卫星罩内。当卫星入轨到指定位置后,天线再依靠自带的动力源自动展开,

称为可折叠式反射面天线,按照工作表面组成介质可分为:充气式反射面天线^[2-3]、网状反射面天线^[4-7]和固体反射面天线。

固体发射面天线的展开口径和收纳比略差,但是面密度、型面精度和工作频率均比其余两种反射面天线高,更适用于工作频率要求高,口径要求小的卫星上。最早的固体反射面可展开天线是美国 TRW 公司研制的 Sunflower 天线^[8],采用自驱动扭簧转动副驱动板面相互转动至预先设定的角度后自动锁定形成反射面形状,整体收纳比不高。日本的 Toshiba/NASDA 在此基础上采用更为复杂的转动关节用于提高收纳比。德国 Dornier 和 ESA 联合研制

* 国家自然科学基金(51822805)和江苏省自然科学基金优秀青年基金(BK20170083)资助项目。20190218 收到初稿,20190724 收到修改稿

的 DAISY 可展开天线^[9]的 25 块面板通过转动副相互连接且面板背后设置支架用于提高型面精度。随后这两家单位又联合研制了 MEA 可展开天线^[10], 面板通过一个可以绕两个轴旋转的铰连接在中心轮毂上且面板之间通过带有球铰的杆件连在一起。PELLEGRINO 等^[11]提出一种全新的 SSDA 可展开天线形式, 反射面被划分成很多翼片, 每块翼片又由若干个带转动副的面板组合而成。2011 年, 俄罗斯 RadioAstron 卫星携带固体反射面可展开式天线成功发射^[12], 采用的方案类似于 DAISY 可展开天线。2014 年, BUJAKAS^[13]利用导轨和电动机提出了 MEA 改进方案, 开始向大口径固体反射面天线尝试。

国内针对可展开天线结构的研究起步较晚, 目前研究工作主要集中在空间构架式可展开天线机构上^[14-16], 针对固体反射面天线机构的研究较少。李杨等^[17]分析了花瓣式固面可展开天线的分块形式和运动学问题, 并进行了样机试验。广晨汉等^[18]提出一种单顶点多折痕折纸形式启发的空间可展固体发射面天线。潘亮来等^[19]进行了星载刚性可展开抛物面的设计与展开分析。但是, 针对具体特定需求的固体反射面结构, 尚未有提出高效的分块设计优化方法。分块设计对应于折痕分布, 已经在折纸结构的优化中得到充分应用^[20-21]。

针对上述问题, 本文针对实际工程中对固体反射面分块数量和折叠包络尺寸的具体要求, 以单顶点五折痕模式作为分块节点的布置思路, 通过平面单位圆模型明确几何参数的优化方向, 对抛物面刚性可展天线结构建立了分块优化流程。最后, 对分块面板连接的节点和转动轴进行设计, 在此基础上通过运动过程仿真和 3D 打印模型进行了验证。

1 设计需求

基于天线结构的使用需求, 待设计的刚性可展天线结构的曲面造型为抛物面, 其在 XY 平面的投影为半径 2 550 mm 的圆面, 天线结构折叠前的结构包络尺寸如图 1 所示, 对应的抛物面方程可表示为

$$\begin{aligned} y^2 &= 16\,320.6z \\ x^2 + (y + y_0)^2 &= 2\,550^2 \\ y_0 &= 3\,980.562 \end{aligned} \quad (1)$$

设计要求反射面的分块数量不多于 10 块, 假定固体反射面天线结构的最低点固定不动, 折叠后的天线结构的包络限制边界的投影如图 1 中圆上的粗实线所示, 在两个方向均进行了折叠收纳。

图 1 反射面天线结构折叠前后尺寸

2 抛物面刚性可展结构分块优化

2.1 概念设计

采用单顶点多折痕模式的分析方法对抛物面刚性可展天线结构进行分块设计, 首先需要对单顶点多折痕模式的可动性进行判定, 如表 1 所示。

表 1 单顶点多折痕模式的可动性判别

折痕数 N	结构未知数 a	结构约束数 b	备注
3	12	12	不可动
4	15	14	可动, 自由度 1
5	18	16	可动, 自由度 2
6	21	18	可动, 自由度 3
≥ 3	$3(N+1)$	$2N+6$	可动, 自由度 $N-3$

对于单顶点 N 折痕模式, 结构的三维空间位置坐标未知数为 $3(N+1)$, 折痕的长度约束数为 $2N$, 模式对应的空间平动和转动约束数为 6, 则模式对应的自由度数为 $N-3$ 。当折痕数小于 4 时, 模型不可动, 当折痕数大于 4 时, 模型可动且自由度大于 1, 为保证运动路径唯一可控, 需要额外增加约束或者驱动。折痕数量越多, 折叠路径的包络范围相应越大, 越容易满足折叠状态的尺寸包络需求。

基于上述分析, 初步选定单顶点五折痕模式, 如图 2a 所示, 选用增加约束的方式实现单自由度控制, 如图 2b 所示, 即约束其中一条折痕不发生运动,

(a) 单顶点五折痕模式正常状态

此时五折痕模型的运动状态与四折痕模型运动状态一致。当模型按此模式运动至某一构型时, 解除被约束的折痕然后约束上一运动过程中可以自由运动其他一条折痕, 使模型的自由度数量始终为 1。

设计的抛物面刚性可展天线为对称结构, 因此采用对称的折展方式。考虑到分块数量的要求和包络尺寸的限制, 初步设计的几何分块模型如图 3 所示, 将抛物面分割成 8 块。取其半结构进行分析(左半侧), 抛物面刚性可展天线结构的折展过程可以简化为各刚性分块绕点 C 的运动, 顶点 C 和折痕线 CH 、 CA 、 CB 、 CD 和 CF 形成单顶点五折痕分析模式, 刚性可展天线结构的分块设计转化为图 3 所示转动轴(折痕线)的位置优化。

2.2 刚性可展结构平面模型优化

首先针对投影平面单位圆模型建立优化分析流程, 并定性分析几何参数的优化方向。采用对称的分块模式, 将投影平面单位圆模型进行划分, 如图 4 所示, 其中黑色粗实线为折展方案的峰线, 黑色粗虚线为折展方案的谷线, I_1 、 I_2 、 II 、 III 和 IV 为刚性结构分块编号。 L_1 为 CF 边的长度, L_2 为 FG 边的长度, 上折痕角 θ_1 为 OA 边与 X 轴的夹角, 下折痕角 θ_2 为 OB 边与 X 轴的夹角, $\angle HCF$ 和 $\angle DCF$ 为 90° , 则几何参数 L_1 、 L_2 、 θ_1 与 θ_2 为平面单位圆

模型的优化变量。

已知单顶点五折痕模型的自由度为 2, 因此采用分步控制的策略: 第一阶段, 板 IV 固定, 约束 CH 轴使板 I_1 与板 I_2 完全同步运动, 不发生相互转动, 等效为单顶点四折痕模型, 板 III 绕 CD 轴运动, 转动角度大于 90° ; 第二阶段, 保持板 III 和板 IV 不动, 板 I_1 、板 I_2 、板 II 、板 III +板 IV 构成了新的单顶点四折痕模型, 运动路径唯一。

为提高折叠效率, 长度 L_2 可为 1.0。初步进行定性分析, 假定第一阶段板 III 绕 CD 轴转动 90° , 第二阶段的折叠效率可作为完整折叠过程的效率进行分析。第二阶段时, 参数 β 为板 I_1 绕 CF 轴的转动角, 参数 γ 为板 I_2 绕 CH 轴的转动角, 当机构运动时, 节点 A 、 B 坐标可以表示如下。

节点 A 坐标

$$(x_A, y_A, z_A) = (L_1 - L_3 \sin \gamma, -\sin \theta_1 \cos \beta + L_3 \cos \gamma \sin \beta, \sin \theta_1 \sin \beta + L_3 \cos \gamma \cos \beta) \quad (2)$$

节点 B 坐标

$$(x_B, y_B, z_B) = (L_1, \sin \theta_2, \cos \theta_2 - L_1) \quad (3)$$

式中, $L_3 = \cos \theta_1 - L_1$ 。

板 II 的 AB 边长长度在运动过程中不变, 约束方程为

$$L_{AB}^2 = (x_A - x_B)^2 + (y_A - y_B)^2 + (z_A - z_B)^2 = 2 - 2 \cos(\theta_1 + \theta_2) \quad (4)$$

进一步定性采用板 I_1 绕 CF 轴的转动角 β 表征折叠效率, 即 β 越大表明折叠效率越高。假设参数 $L_1=0.5$, $\theta_2=45^\circ$, 代入式(4), 做出 β - θ_1 曲线, 如图 5 所示。当 L_1 , θ_2 确定时, β 随着 θ_1 的增大而减小,

即上折痕角度 θ_1 越大, 机构转动能力越弱, 折叠效率越低。

图 5 $L_1=0.5$, $\theta_2=45^\circ$ 时 β - θ_1 曲线

假设 $L_1=0.5$, 分别取 $\theta_1=5^\circ$ 和 $\theta_1=1^\circ$, 代入式(4), 做出 β - θ_2 曲线, 如图 6 所示。当 L_1 , θ_1 确定时, 整体上 β 随着 θ_2 的增大而减小, 即下折痕角度 θ_2 越大, 机构转动能力越弱。随着 θ_1 的减小, β - θ_2 曲线越陡, θ_2 取值范围越小。当 $\theta_1=0^\circ$ 时, β - θ_2 曲线成为一条直线。此时, 机构不可动。

图 6 L_1 , θ_1 已知状态下的 β - θ_2 曲线

考虑机构收纳比最大化, 当机构折叠完成时, 1 点必定位于对称轴上。此时, $L_1=(\cos\theta_1)/2$, 取 $\beta=135^\circ$, 代入式(4), 做出 θ_1 - θ_2 曲线, 如图 7 所示。

图 7 投影平面单位圆模型优化曲线

由图可知, 为达到特定的目标折叠效率, θ_1 、 θ_2 成反比趋势, 且 θ_1 取值范围较 θ_2 小。从平面单位圆模型几何分析可知, θ_1 越大时, 折叠状态 L_1 的垂直包络越小时, 折叠收纳比越大。因此, 优化分析时可将 θ_1 适当取较大值。

2.3 空间抛物面刚性可展结构模型的优化

参考投影平面单位圆模型的分块优化分析, 建立空间五折痕抛物面刚性可展结构的几何模型, 如图 8 所示。参数 L_1 , L_2 , θ_1 , θ_2 的几何意义与平面模型相同, 取 $L_1=0.5R$, $L_2=R$ ($R=2\ 550\text{ mm}$) 建立优化流程。空间可展结构模型优化分析的变量为 θ_1 , θ_2 , 目标函数为抛物面刚性可展结构折叠后的包络体积, 即折叠效率。

图 8 空间五折痕抛物面刚性可展结构几何模型

抛物面分块节点相应命名为 $A' \sim H'$, 分块编号为 $I' \sim IV'$, 相应的节点坐标可以表示如下。

节点 A' 初始坐标

$$\begin{aligned} x_{A0} &= R \cos \theta_1 & y_{A0} &= -R \sin \theta_1 - y_0 \\ z_{A0} &= (x_{A0}^2 + y_{A0}^2) / 16\ 320.6 \end{aligned} \quad (5)$$

初始状态时板壳平面 I_2' 与 XY 平面夹角 β_1 、板壳平面 I_1' 与 XY 平面夹角 β_0 、板壳平面 I_2' 与板壳平面 I_1' 的夹角 γ_0 需要满足

$$\begin{aligned} \tan \beta_1 &= \frac{z_{A0} - z_0}{R \sin \theta_1} \\ \tan \gamma_0 &= \frac{R \sin \theta_1}{\cos \beta_1} \sin(\beta_1 - \beta_0) / (R \cos \theta_1 - 0.5R) \end{aligned} \quad (6)$$

式中, z_0 为初始状态节点 C' 的 Z 方向坐标, 为 1 070.4, β_0 为 30.8° 。

节点 B' 初始坐标

$$\begin{aligned} x_{B0} &= R \cos \theta_2 & y_{B0} &= -R \sin \theta_2 - y_0 \\ z_{B0} &= (x_{B0}^2 + y_{B0}^2) / 16\ 320.6 \end{aligned} \quad (7)$$

初始状态时板壳平面 III' 与 XY 平面夹角 φ_1 、板壳平面 IV' 与 XY 平面夹角 φ_0 、板壳平面 III' 与板壳平面 IV' 的夹角 α_0 需要满足

$$\tan \gamma_0 = \frac{z_{20} - z_0}{R \sin \theta_2}$$

$$\tan \alpha_0 = \frac{R \sin \theta_2}{\cos \varphi_1} \sin(\varphi_1 - \varphi_0) / (0.5R - R \cos \theta_2) \quad (8)$$

式中, $\varphi_0=19.4^\circ$ 。

折叠状态时板壳平面 I_1' 绕轴 CF 发生 β 角度转动, 板壳平面 I_2' 绕轴 CH 相应发生 γ 角度转动, 板壳平面 III' 绕轴 CD 发生 α 角度转动时, 节点 A' 的空间坐标为

$$x_A = \frac{R \cos \theta_1 - 0.5R}{\cos \gamma_0} \cos(\gamma_0 + \gamma) + 0.5R$$

$$y_A = \frac{R \cos \theta_1 - 0.5R}{\cos \gamma_0} \sin(\gamma_0 + \gamma) \sin(\beta + \beta_0) - \frac{R \sin \theta_1}{\cos \beta_1} \cos(\beta_1 - \beta_0) \cos(\beta + \beta_0) - y_0$$

$$z_A = \frac{R \cos \theta_1 - 0.5R}{\cos \gamma_0} \sin(\gamma_0 + \gamma) \cos(\beta + \beta_0) + \frac{R \sin \theta_1}{\cos \beta_1} \cos(\beta_1 - \beta_0) \sin(\beta + \beta_0) + z_0 \quad (9)$$

相应的节点 B' 空间坐标为

$$x_B = \frac{R \cos \theta_2 - 0.5R}{\cos \alpha_0} \cos(\alpha_0 + \alpha) + 0.5R$$

$$y_B = \frac{R \cos \theta_2 - 0.5R}{\cos \alpha_0} \sin(\alpha_0 + \alpha) \sin \varphi_0 + \frac{R \sin \theta_2}{\cos \varphi_1} \cos(\varphi_1 - \varphi_0) \cos \varphi_0 - y_0$$

$$z_B = \frac{R \cos \theta_2 - 0.5R}{\cos \alpha_0} \sin(\alpha_0 + \alpha) \cos \varphi_0 - \frac{R \sin \theta_2}{\cos \varphi_1} \cos(\varphi_1 - \varphi_0) \sin \varphi_0 + z_0 \quad (10)$$

模型的优化目标为抛物面刚性可展结构折叠后的包络体积最小, 可以选取板壳平面 I_1' 绕轴 CF 发生的转动角度 β 作为优化目标函数。考虑到节点位置的空间布置, θ_2 不宜过小, 取 $\theta_2 \geq 10^\circ$, 此时优化方程为

$$\text{Max}\{\beta\}$$

$$(x_1 - x_2)^2 + (y_1 - y_2)^2 + (z_1 - z_2)^2 = (x_{10} - x_{20})^2 + (y_{10} - y_{20})^2 + (z_{10} - z_{20})^2$$

$$z_2 = (x_2^2 + y_2^2) / 16320.6$$

$$\sin \beta (y_1 + y_0) + \cos \beta (z_1 - z_0) \geq 0$$

$$z_1 > (x_1^2 + y_1^2) / 16320.6$$

$$\cos \theta_1 \leq 0.5 \quad \cos \theta_2 \leq 0.5 \quad (11)$$

将参数表示的空间节点坐标代入式(11)计算。

上式中第一个式子为目标函数表征最大的收纳比, 第二个式子为边 $A'B'$ 在运动过程中边长不变的刚性约束条件, 第三个式子为节点 B' 运动至板壳 IV' 上的约束条件, 第四以及第五个式子为节点 A' 不与板壳 I_1' 和板壳 IV' 碰撞的约束条件, 第六个式子为满足机构可动性的约束条件。

采用 1stOpt 软件利用简面体爬山法结合通用全局优化算法计算结果为: $\theta_1=22^\circ$, $\theta_2=10^\circ$, 此时 $\beta=99.7^\circ$ 。图 9 为抛物面刚性可展结构空间模型的 β - θ_1 - θ_2 曲面, 表明优化结果是正确的。

图 9 空间五折痕抛物面刚性可展结构的 β - θ_1 - θ_2 曲面

3 抛物面刚性可展结构的设计

3.1 节点布置

抛物面刚性可展结构的转动轴为各板块边界曲线的端点连线, 节点和转轴的相对位置的形式如图 10 所示。图中虚线为转动轴, 实线为结构板块的边界。图 10a 表示节点位于板块的边界处, 但是折痕交汇于一处造成该处节点需满足多条转动轴的转动, 制作复杂。图 10b 表示将转动轴节点布置于结构曲面的凹侧, 节点移位避免多节点重合, 适用于抛物刚性可展结构中相向运动的曲面板块。图 10c 表示将节点布置于结构曲面的凸侧, 通过控制节点高度控制转动轴位置, 适用于抛物刚性可展结构中反向运动的曲面板块。图 10d 为图 10c 节点形式 1-1 截面的剖面图。

图 10 抛物面刚性可展结构节点布置形式

3.2 转动轴设计

结合图 10 分析可知,反射面与转动轴的相对位置是抛物面刚性可展结构在运动过程中是否碰撞的关键因素。图 11a 表示抛物面刚性可展结构转动分块与转动轴的两组相对位置,其中反射面 A_1 、 A_2 与反射面 B_1 、 B_2 为设计时的两组反射面。如图 11b、11c 所示,当两块反射面相向运动时,反射面 A_1 与反射面 A_2 发生碰撞,而反射面 B_1 与 B_2 未发生碰撞,当两块曲面反向运动时,反射面 A_1 与反射面 A_2 不发生碰撞,而反射面 B_1 与 B_2 发生碰撞。

(a) 反射面与转动轴的相对位置

(b) 反射面相向转动

(c) 反射面顺反向转动

图 11 抛物面刚性可展结构反射面转动轴分析

综合分析可知,在抛物面刚性可展天线结构设计中,谷线处和峰线处的反射面的转动轴分别采用如图 10b、10c 所示的布置方式。

考虑到天线结构反射面的整体布置,图 11b 中反射面 A_1 、 A_2 的布置方式可能是不可避免的,针对这种布置方式,提出两种避免碰撞的处理方式。方法一为将反射面分块偏移 δ 的方式避免板件的碰撞,板件截面为斜面,如图 12a 所示。方法二为将板件两端切割,割除部分保留在其他板件上,从而不影响结构的整体性。此时,板件截面不需要切成斜面,但是两端切割长度必须有一端大于或等于 δ ,如图 12b 所示。

(a) 反射面碰撞避免方法 1

(b) 反射面碰撞避免方法 2

图 12 抛物面刚性可展结构反射面碰撞处理

采用直线代替反射面,分析 δ 的取值,原理示意如图 13 所示。反射面 A_2 处于初始状态时,其方程为: $y=0$ 。当反射面 A_2 与反射面 A_1 发生 α 角度的相向运动时,反射面 A_2 对应的直线方程为

$$y = \tan \alpha x + h \cos \alpha + h \sin \alpha \tan \alpha - h \quad (12)$$

式中, h 为转动轴至反射面的距离。

令 $y=0$, 可求得 T 点坐标为

$$(x_T, y_T) = \left(-h \left(\frac{\cos \alpha}{\tan \alpha} + \sin \alpha \right), 0 \right) \quad (13)$$

当 $\delta \geq |x_T| = h \left(\frac{\cos \alpha}{\tan \alpha} + \sin \alpha \right)$ 时, 反射面之间不发生碰撞。特殊地, 当 $\alpha=90^\circ$ 时, $\delta \geq h$ 。

3.3 抛物面刚性可展结构模型制作

采用三维造型软件 ProE 进行抛物面刚性可展结构进行设计, 设计参数取值: $L_1=0.5R$, $L_2=R$, $\theta_1=22^\circ$, $\theta_2=10^\circ$ (L_1 、 L_2 、 θ_1 、 θ_2 、 R 几何意义同前),

图 13 反射面碰撞处理时 δ 的取值示意

并且考虑到节点布置以及碰撞避免的方法。图 14 为抛物面刚性可展结构的分块投影示意图。考虑到碰撞处理, 投影的折痕线 $C-J$ 偏移 100 mm。抛物面刚性可展天线结构的运动过程如图 15 所示。

图 14 抛物面刚性可展结构的分块示意图

图 15 抛物面刚性可展结构仿真运动过程

采用 1:10 的缩尺比例进行抛物面式固体发射面天线结构的 3D 打印模型制作, 材质为 PLA 厚度 1.5 mm, 每个转动轴对应两个连接节点, 共 9 个转动轴, 18 个连接节点, 转动轴离反射面距离为 5.0 mm, 节点位置尽量靠近分块交线的边缘, 缩尺模型的展开折叠状态示意如图 16 所示, 运动过程和图 15 对应的仿真结果基本一致, 完全折叠状态对应的转动角度均约为 97° , 与采用 1stOpt 计算得到的完全折叠状态对应的转动角度略有差异。

(a) 完全展开状态

(b) 完全折叠状态

图 16 五折痕抛物面刚性可展结构 3D 模型

经过抛物面刚性可展结构分块模型和运动过程分析可知, 采用上述的优化流程和节点与转动轴的设计方法可以实现分块数量和包络尺寸的限制要求。

4 结论

(1) 当进行抛物面固体反射式天线结构分块优化时, 折痕数量越多, 折叠路径的包络范围越大, 但是驱动越复杂, 选用单顶点五折痕模式可以满足本文抛物面固体反射式天线结构的设计需求。

(2) 对于平面单位圆分块模型, 上折痕角和下折痕角增大时会削弱机构的转动能力, 但是上折痕角增大时, 机构的收纳比会增大。基于刚性约束条件、碰撞约束条件和可动性约束条件建立的优化框架可以满足抛物面固体反射面天线结构的分块优化需求。

(3) 通过控制反射面与转动轴的相对位置设计来避免反射面间的相互碰撞, 峰线处转动轴位于反射面凸侧, 谷线处转动轴位于反射面凹侧。

(4) 抛物面固体反射面天线结构分块仿真模型和 3D 打印模型的运动过程验证分块优化的准确性。

参 考 文 献

- [1] 林昌禄. 天线工程手册[M]. 北京: 电子工业出版社, 2002.

- LIN Changlu. Antenna engineering handbook[M]. Beijing: Publishing House of Electronics Industry, 2002.
- [2] FREELAND R E, BILYEU G D, VEAL G R, et al. Large inflatable deployable antenna flight experiment results[J]. *Acta Astronautica*, 1997, 41(4-10): 267-277.
- [3] HUANG J. The development of inflatable array antennas[J]. *IEEE Antennas and Propagation Magazine*, 2001, 43(4): 44-50.
- [4] GUNNAR T. Deployable tensegrity structures for space applications[D]. Stockholm: Royal Institute of technology Department of Mechanics, 2002.
- [5] HANAYAMA E, KURODA S, TAKANO T T, et al. Characteristics of the large deployable antenna on halca satellite in orbit[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 2004, 52(7): 1777-1782.
- [6] TAKANO T, MIURA K, NATORI M, et al. Deployable antenna with 10-m maximum diameter for space use[J]. *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, 2004, 52(1): 2-11.
- [7] MEGURO A, ISHIKAWA H, TSUJIHATA A. Study on ground verification for large deployable modular structures[J]. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, 43(4): 780-787.
- [8] GUEST S D, PELLEGRINO S. A new concept for solid surface deployable antennas[J]. *Acta Astronautica*, 1996, 38(2): 103-113.
- [9] GUEST S D. Deployable structures: Concepts and analysis[D]. Cambridge: University of Cambridge, 1994.
- [10] YOU Z. Deployable structures for masts and reflector antennas[D]. Cambridge: University of Cambridge, 1994.
- [11] GUEST S D, PELLEGRINO S. A new concept for solid surface deployable antennas[J]. *Acta Astronautica*, 1996, 38(2): 103-113.
- [12] POPOV M. Status and main parameters of space VLBI mission RadioAstron[C]// General Assembly & Scientific Symposium. IEEE, 2011: 1-4.
- [13] BUJAKAS V I. New design of petal type deployable space mirror[C]// Multibody Mechatronic Sysyems, 2015: 391-398.
- [14] 马亚静, 杜敬利, 段宝岩, 等. 考虑支撑桁架变形的星载索网反射面天线形态设计方法[J]. *机械工程学报*, 2015, 51(17): 114-119.
- MA Yajing, DU Jingli, DUAN Baoyan, et al. A method to design the initial equilibrium state of spaceborne cable-net antenna considering the flexibility of supporting trusses[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2015, 51(17): 114-119.
- [15] 张逸群, 段宝岩, 李团结. 基于滤波的柔性可展开天线展开过程控制方法[J]. *机械工程学报*, 2012, 48(3): 180-188.
- ZHANG Yiqun, DUAN Baoyan, LI Tuanjie. Deployment control method for flexible deployable antennas based on FFT filter[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2012, 48(3): 180-188.
- [16] 刘荣强, 田大可, 邓宗全. 空间可展开天线结构的研究现状与展望[J]. *机械设计*, 2010, 27(9): 1-10.
- LIU Rongqiang, TIAN Dake, DENG Zongquan. Research actuality and prospect of structure for space deployable antenna[J]. *Journal of Machine Design*, 2010, 27(9): 1-10.
- [17] 李杨. 花瓣式展开天线结构设计与试验研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2012.
- LI Yang. Petal-type deployable antenna design and experimental study[D]. Harbin: Harbin Engineering University, 2012.
- [18] 广晨汉, 刘迎, 杨洋. 单顶点多折痕折纸形式启发的空间折展机构[J]. *宇航学报*, 2018, 39(7): 801-807.
- GUANG Chenhan, LIU Ying, YANG Yang. A space deployable mechanism inspired by single-vertex multi-crease origami pattern[J]. *Journal of Astronautics*, 2018, 39(7): 801-807.
- [19] 潘亮来, 关富玲, 黄河. 星载刚性可展开抛物面的设计与展开分析[J]. *空间结构*, 2018, 24(2): 67-71.
- PAN Lianglai, GUAN Fuling, HUANG He. Design and unfolding analysis of rigid deployable parabolic reflector for space borne platform[J]. *Spatial Structures*, 2018, 24(2): 67-71.
- [20] MCADAMS D A, LI W. A novel method to design and optimize flat-foldable origami structures through a genetic algorithm[J]. *Journal of Computing and Information Science in Engineering*, 2014, 14: 031008-1.
- [21] FUCHI K, DIAZ A R. Origami design by topology optimization[J]. *Journal of Mechanical Design*, 2013, 135: 111003-1.

作者简介: 张骞, 男, 1994 年出生, 博士研究生。主要研究方向为折纸结构。

E-mail: qianzhang@seu.edu.cn

蔡建国(通信作者), 男, 1984 年出生, 博士, 教授, 博士研究生导师。主要研究方向为新型折叠与展开结构、折纸结构。

E-mail: j.cai@seu.edu.cn