

DOI:10.11918/j.issn.0367-6234.201807167

固面天线可展开机构设计及动力学分析

郭宏伟¹,王建东²,刘荣强¹,罗阿妮²,刘贺平²

(1. 哈尔滨工业大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001; 2. 哈尔滨工程大学 机电工程学院, 哈尔滨 150001)

摘 要:为解决抛物面式固体反射面天线收拢率及主反射面形面精度较低问题,根据天线面板的运动形式,设计一种固面天线可展开机构. 基于机构位置矢量方程,利用向量封闭投影法,结合 D-H 坐标变换矩阵建立可展机构拉格朗日动力学模型,用 MATLAB 编程求解机构运动过程驱动力并分析运动学参数对驱动力的影响;利用 Workbench 软件分析天线收拢和展开状态下基频及阵型,采用 Design Exploration 优化模块中响应面法分析结构参数对可展机构基频的影响和参数灵敏度;研制天线原理样机并进行展开功能试验和模态测试,对天线展开功能和结构动力学分析进行验证. 结果表明:可展机构翻转比展开过程驱动力大很多,减小输入速度、调整球铰位置和减小初始夹角能降低机构翻转过程驱动力;收拢和展开状态下天线基频满足设计要求,支撑杆尺寸参数对可展机构基频影响比切换连杆大,但可增加切换连杆尺寸参数适当提高机构基频;可展机构可重复实现天线展开功能,展开状态下天线基频和阵型与分析结果接近,具备很好的结构动力学性能.

关键词: 固面天线;可展开机构;动力学模型;驱动力;基频;展开功能

中图分类号: V423.4 **文献标志码:** A **文章编号:** 0367-6234(2019)07-0001-08

Design and dynamic analysis of deployable mechanism for solid surface antenna

GUO Hongwei¹, WANG Jiandong², LIU Rongqiang¹, LUO Ani², LIU Heping²

(1. School of Mechatronics Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. School of Mechatronics Engineering, Harbin Engineering University, Harbin 150001, China)

Abstract: To solve the problem of low folding rate and accuracy of the main reflective surface of paraboloid solid surface antenna, according to the motion form of antenna panel, a kind of deployable mechanism of solid surface antenna is designed. The Lagrange dynamic model is established by position vector equation, vector closed projection method and D-H coordinate transformation matrix, and the driving force of the mechanism is solved. The influence of kinematic parameters on the driving force and the antenna's fundamental frequency and formation in the closed and deployed state are analyzed, and the response surface method is used to analyze the influence of the structural parameters on the fundamental frequency and the sensitivity. The principle prototype is developed, and the deployment function and modal test are carried out. The results show that the driving force in the process of turn is much larger than that of the deployment process, and it can be reduced by reducing input speed, adjusting the position of the spherical hinge and reducing the initial angle. The fundamental frequency of the antenna meets the design requirement, the influence of the support rod size parameters on the fundamental frequency is greater than that of switching link, the size parameter of switching link can be adjusted to increase appropriately the fundamental frequency. The deployable mechanism can realize the antenna's deployment repeatedly, and the measurement results of fundamental frequency are close to the analysis results, the antenna can realize deployment function and has good dynamic performance.

Keywords: solid surface antenna; deployable mechanism; dynamic model; driving force; fundamental frequency; deployment function

随着航天事业高速发展,星载天线正在向敏捷化、复杂化、高精度化方向发展^[1~2]. 固面天线因板面材料多选用金属板或碳纤维增强复合材料,具备很高的形面精度和频带宽,可以极好地适应空间探

测、微波遥感及军事领域对天线高精度和宽频带的需求^[3~4]. 另外,可展机构可将固面天线收拢到一定的包络尺寸,克服了运载器对发射空间的限制^[5].

目前,固体反射面展开机构技术主要应用在星载天线及射电天文领域. 美国 TRW 公司研制的太阳花式固面展开机构^[6],展开后形面精度 0.13 mm. 欧空局和多尼尔公司联合研制的 DAISY 可展开天线^[7],面板背部采用桁架支撑,形面精度可达 8 μm. SSDA 固面展开机构^[8]结构形式非常特殊,其翼板围绕中心

收稿日期: 2018-07-23

基金项目: 国家自然科学基金(51575119);

航天先进制造技术研究联合基金(U1637207)

作者简介: 郭宏伟(1980—),男,副教授,博士生导师;

刘荣强(1965—),男,教授,博士生导师

通信作者: 王建东, jdwang_heu@163.com

轮毂转动,同步性较高. 铰接肋式固体反射面机构^[9]由 Harris 公司设计,支撑肋的特殊设计保证机构具备很好的刚度和形面精度. Spektr-R 太空射电望远镜^[10-11]搭载“波谱-R”天体物理观测卫星,与地面射电望远镜共同对地面实施观测,拥有很高的角分辨率和工作频域. 西北工业大学研制的可展开高精度固面反射面天线^[12],独特的拉锁驱动及锁定机构使天线具备很好的刚度和收纳比. 上海卫星工程研究所提出一种花瓣式可展开星载抛物面天线^[13],两套空间四连杆机构串联连接驱动天线展开,运动同步性较好.

目前,可展开高精度固体反射面机构的理论与应用研究处于初步阶段,对可展机构的动力学性能分析较少,但其动力学分析可以借鉴索网式、桁架式可展开天线的动力学特性研究. Flores 等^[14]应用连续碰撞模型,得到了含间隙的平面低副与空间高副的多体动力学特性. MITSUG 等^[15]建立了含柔性索网的星载抛物面天线机构多柔体动力学模型,并对索网反射面天线的展开过程进行了仿真. 国内蒋建平^[16]采用假设模态法和有限元法,对大挠性刚柔耦合卫星天线的动力学进行了研究与校验.

本文设计了一种高收拢率、高形面精度、单一驱动的可展开固面天线机构,并通过机构位置矢量方程,向量封闭投影法,建立了可展机构拉格朗日动力学模型,求解出机构运动过程驱动力并分析运动学参数对驱动力影响. 利用 Workbench 对天线结构动力学性能进行分析,通过 Design Exploration 优化模块中响应面法分析结构设计参数对可展机构固有频率影响并进行灵敏度分析. 研制天线原理样机并进行展开功能和基频测量试验对分析加以验证.

1 天线可展开机构设计

1.1 可展机构构型设计

对目前国内外固面天线可展机构展开原理进行分析发现,要实现天线面板由收拢到展开,面板要完成径向向外转动和绕自身轴线翻转的复合运动,面板相对于中心圆盘收拢状态的轴测图、展开过程的正视图、展开状态的轴测图具体如图 1 所示.

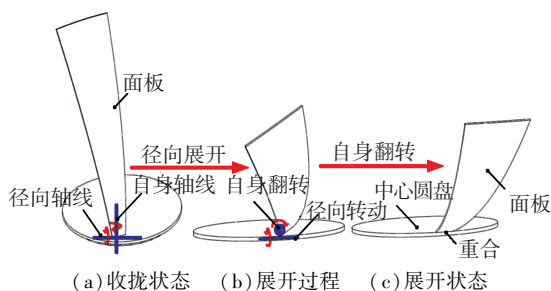


图 1 面板运动状态

Fig.1 Motion state of panel

根据面板的运动形式,设计一种高收拢率、高形面精度、单一驱动的可展开固面天线机构. 工作原理:面板径向展开时,回转副 2 锁定,滑盘下移并通过支撑杆拉动使面板绕回转副 1 作径向展开运动;当面板展开到一定角度,锁定回转副 1 的同时解锁回转副 2,滑盘继续下移带动面板绕回转副 2 轴线进行翻转,直至机构完全展开并锁定,右手定则判定回转副转向,可展机构运动过程如图 2 所示.

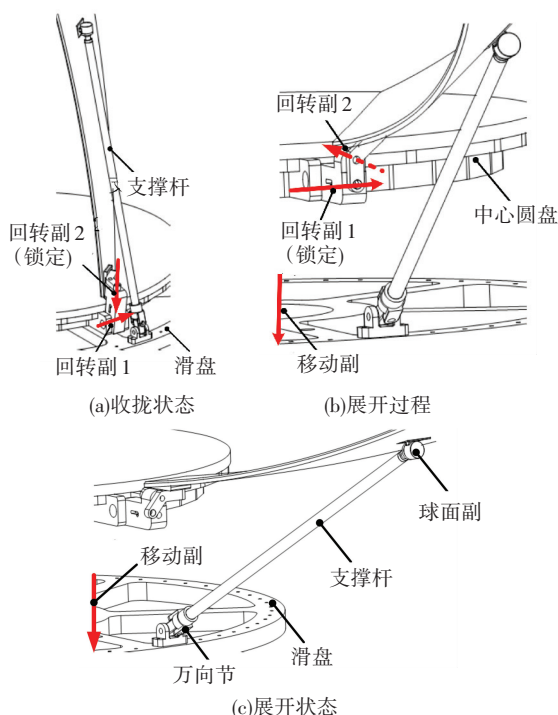


图 2 可展机构运动过程

Fig.2 Movement process of deployable mechanism

锁定回转副 1 同时解锁回转副 2 时锁定解锁切换机构工作原理:面板径向展开时,锁销轴受弹簧预压力左端被压入铰支座 2 锁销孔内,限制回转副 2 旋转,右端绕关节轴 1 作纯滚动;当面板径向展开到位,弹簧力将锁销轴右端压入关节轴 1 孔内,同时左端立即从铰支座 2 锁销孔内拔出,此时锁定解锁切换机构全剖视图如图 3 所示. 总之,国内外现已出现很多种形式的固面天线可展机构.

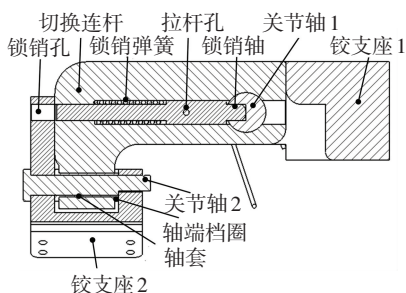


图 3 锁定解锁切换机构剖视图

Fig.3 Sectional view of locking and releasing mechanism

1.2 天线展开原理分析

以收拢率作为设计目标,收拢态时面板全部收

束到中心圆盘内作为设计原则, 优选出面板数量 30. 30 套可展机构经万向节连接到滑盘, 通过电机旋转丝杠, 丝母与滑盘固连, 带动滑盘下移, 并结合锁定解锁切换机构对回转副 2 先锁定再解锁, 进而实现天线所有面板先径向展开再绕自身翻转, 直至天线所有面板完全展开, 天线展开过程如图 4 所示.

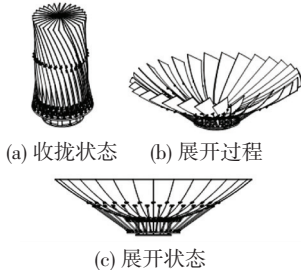


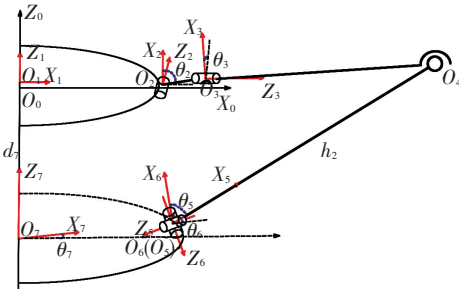
图 4 所有天线面板展开过程

Fig.4 Deployment process of all antenna panels

2 可展机构刚体动力学分析

2.1 运动分析

将可展机构抽象成一单闭环空间连杆机构, 各运动副中心建立 D-H 前置坐标系, 运动副中心轴线定为 Z 轴, 相邻连杆间公法线方向定为 X 轴方向, 可展机构运动学模型如图 5 所示.



$$dK_i = \frac{1}{2} \text{tr} \left[\left(\sum_{p=1}^i \mathbf{U}_{ip} \frac{d\theta_p}{dt} \cdot \mathbf{r}_i \right) \left(\sum_{r=1}^i \mathbf{U}_{ir} \frac{d\theta_r}{dt} \cdot \mathbf{r}_i \right) \right] dm.$$

式中: p 和 r 为不同节点坐标系编号, tr 为矩阵的迹, 表示矩阵主对角线上元素之和. 则机构最终动能形式为

$$K = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{p=1}^i \sum_{r=1}^i \text{tr}(\mathbf{U}_{ip} \mathbf{J}_i \mathbf{U}_{ir}^T) \theta_p^i \theta_r^i.$$

式中: $\mathbf{J}_i$ 为连杆 i 质心相对于连杆坐标系 O_i 惯量矩阵.

将各连杆质心 i 相对于基坐标系下势能相加

$$P = \sum_{i=1}^n P_i = \sum_{i=1}^n [-m_i \mathbf{g}^T \cdot (\mathbf{T}_{0i} \mathbf{r}_i)].$$

式中: $\mathbf{g}^T$ 为重力矩阵 (1×4 矩阵); n 为连杆数.

机构最终的拉格朗日函数 L 可表示为

$$L = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{p=1}^i \sum_{r=1}^i \text{tr}(\mathbf{U}_{ip} \mathbf{J}_i \mathbf{U}_{ir}^T) \theta_p^i \theta_r^i - \sum_{i=1}^n [-m_i \mathbf{g}^T \cdot (\mathbf{T}_{0i} \mathbf{r}_i)].$$

2.3 算例分析

可展机构径向展开过程需计算连杆 2、3、5 和滑盘 7 的动能; 而机构翻转过程需计算连杆 3、5 和滑盘 7 的动能. 以可展机构径向展开过程为例, 求得可展机构径向展开过程拉格朗日函数为

$$L = \sum K_i + \sum P_i (i = 2, 3, 5, 7).$$

滑盘以 4 mm/s 速度匀速下移, 机构展开时间为 20 s , 以 d_7 作为广义坐标变量, 根据式 (5) 求得机构运动过程驱动力随时间变化曲线如图 8 所示.

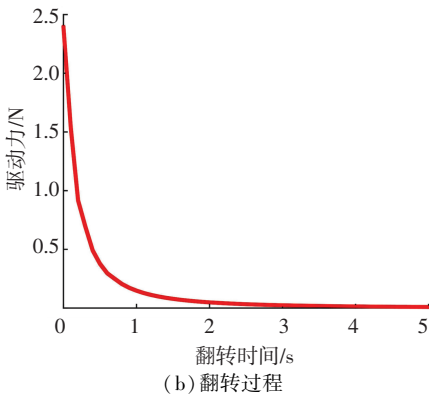
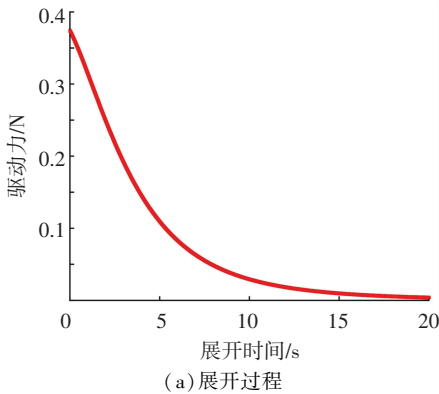


图 8 机构运动过程中驱动力变化曲线

Fig.8 Change curve of driving force in the motion process

$$F = \frac{\partial}{\partial t} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{d}_7} \right) - \frac{\partial L}{\partial d_7}. \quad (5)$$

式中 F 为机构中滑盘作直线运动时所需驱动力.

由图 8 可知, 可展机构展开过程驱动力比翻转过程小很多, 机构在翻转运动一开始所需驱动力较大, 之后随翻转时间的增加所需驱动力迅速减小.

2.4 驱动力影响因素分析

2.4.1 输入速度

滑盘以 $v = 1.0, 2.0, 3.0$ 和 4.0 mm/s 速度匀速下移, 得到可展机构运动过程驱动力随时间变化曲线如图 9 所示 (这里仅取机构展开运动前 20 s 和翻转运动前 5 s), 分析发现减小输入速度, 可以有效地减小机构运动过程所需驱动力.

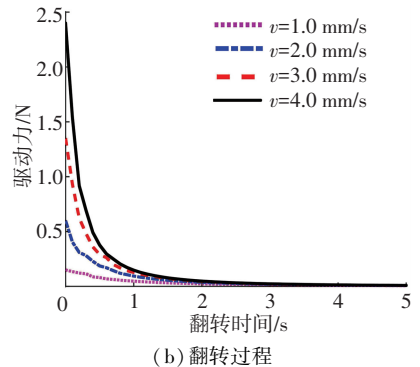
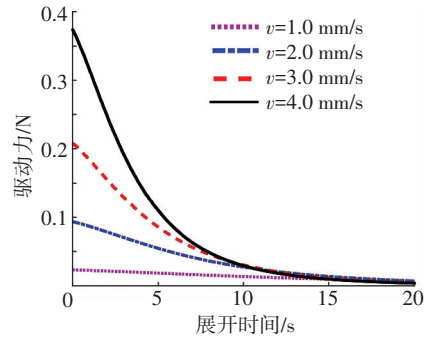


图 9 输入速度与驱动力关系

Fig.9 Relationship between input speed and driving force

2.4.2 球铰链安装位置

选取坐标系 O_3 作为参考坐标系, 参数 a_3 和 d_4 决定球铰链安装位置, 如图 10 所示. 通过改变位置参数 a_3 和 d_4 , 求解出球铰链安装位置参数 a_3 和 d_4 对机构运动过程驱动力的影响, 如图 11 和图 12 所示.

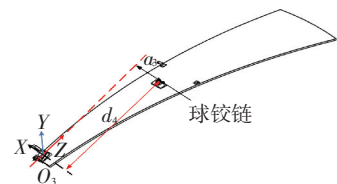
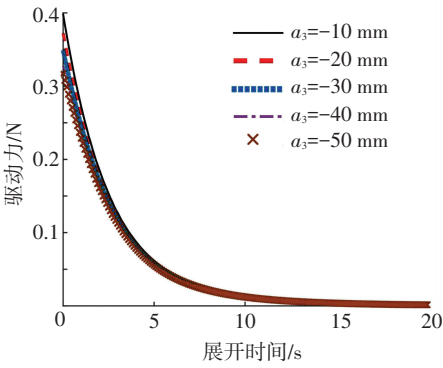
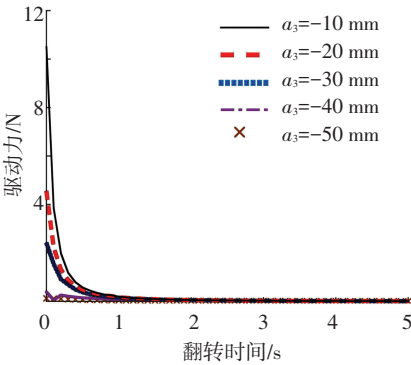


图 10 所选参考坐标系 O_3 及安装位置参数

Fig.10 Selected reference coordinate system O_3 and installation position parameters



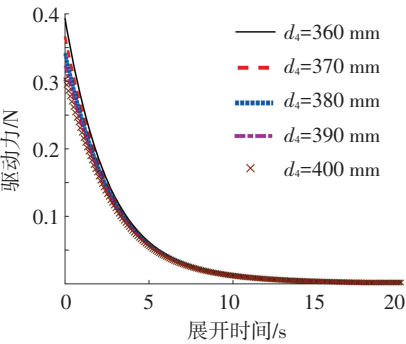
(a) 展开过程



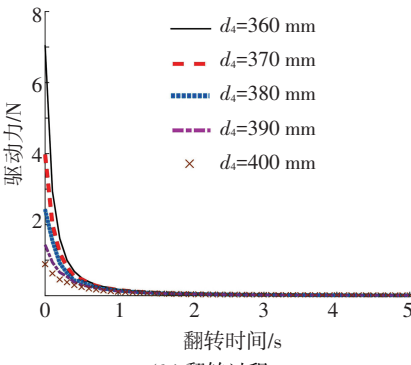
(b) 翻转过程

图 11 参数 a_3 对所需驱动力影响

Fig.11 Effect of parameter a_3 on driving force



(a) 展开过程



(b) 翻转过程

图 12 参数 d_4 对所需驱动力影响

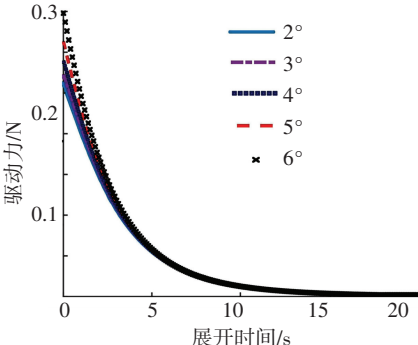
Fig.12 Effect of parameter d_4 on driving force

由图 11 和图 12 可知, 球铰链安装位置参数 a_3 和 d_4 对可展机构径向展开过程驱动力影响较小, 但对其自身翻转过程驱动力影响较大, 并且 a_3 比 d_4 对

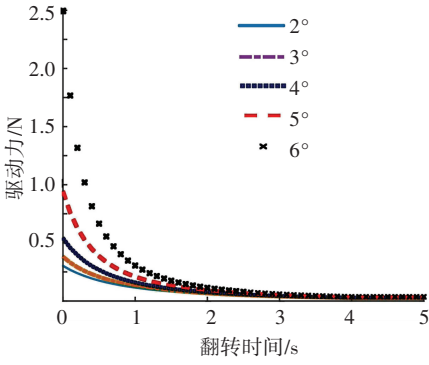
机构翻转过程驱动力的影响要大得多. 考虑到位置参数 a_3 越偏离参考坐标系 O_3 的 X 轴负向, 天线相邻面板间球铰链安装空间越小, 选定球铰链安装位置为 $a_3 = -30 \text{ mm}$, $d_4 = 380 \text{ mm}$.

2.4.3 滑盘与中心圆盘初始夹角 θ_7

以球铰链安装位置 $a_3 = -30 \text{ mm}$, $d_4 = 380 \text{ mm}$, 输入速度 $v = 4.0 \text{ mm/s}$ 作为分析基础, 分析回转角 θ_7 对可展机构运动过程所需驱动力的影响, 得到 θ_7 为 2° 、 3° 、 4° 、 5° 、 6° 时机构运动过程中所需驱动力随时间变化曲线如图 13 所示.



(a) 展开过程



(b) 翻转过程

图 13 回转角 θ_7 对所需驱动力影响

Fig.13 Effect of rotation angle θ_7 on driving force

由图 13 可知, 回转角 θ_7 越大, 机构展开和翻转运动过程驱动力越大, 回转角 θ_7 对机构翻转过程驱动力的影响比展开过程大很多, 为避免同一可展机构各零件间发生运动干涉, 确定初始夹角 $\theta_7 = 5^\circ$.

3 天线结构动力学性能分析

3.1 天线固有频率分析

将 Croe 软件中建立的简化模型导入 Workbench 软件中, 分析天线收拢和展开状态下固有频率. 定义各零件材料及约束, 其中零件之间固定采用绑定约束, 转动和滑动采用不分离约束, 收拢状态下天线各面板顶端锁定机构间定义绑定约束, 展开状态下天线相邻面板侧面间定义不分离约束, 面板间锁定机构定义绑定约束, 收拢和展开状态天线面板间所

添加约束如图 14 所示。

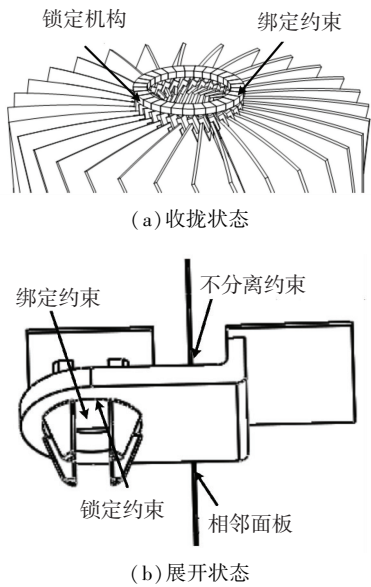


图 14 天线面板间所添加约束

Fig.14 Constraints added between antenna panels
天线收拢、展开状态下前六阶固有频率如表 1。

表 1 天线收拢、展开状态下以及可展机构展开状态下的前六阶固有频率

Tab.1 Antenna first six order natural frequencies in the closed and deployed states and first six order natural frequencies of the developable machanism in the deployed state

天线收拢状态		天线展开状态		机构展开状态	
阶次	频率/Hz	阶次	频率/Hz	阶次	频率/Hz
1	23.58	7	52.78	13	11.53
2	41.58	8	53.75	14	39.20
3	69.26	9	55.47	15	84.39
4	71.88	10	56.61	16	145.8
5	72.04	11	56.91	17	150.1
6	73.67	12	57.60	18	205.5

收拢状态下一阶阵型对应天线整体结构弯曲,二阶对应整体结构扭转,三、四阶对应四周面板弯曲且对称分布,五、六阶对应四周局部面板发生弯曲,收拢状态下天线整体结构固有频率>20 Hz,满足设计要求。

天线展开状态下一、二、四阶阵型对应天线整体结构发生弯曲扭转,三阶对应天线整体结构绕支座中心扭转,五、六阶对应天线整体结构发生弯曲。展开状态下天线固有频率>3 Hz,满足设计要求。

3.2 可展机构固有频率分析

对展开状态下天线可展机构进行模态分析,得到可展机构前六阶固有频率如表 1 所示,其中一、三、五阶阵型主要变现为面板的弯曲扭转,二、四、六阶阵型主要表现为面板的弯曲。

考虑到收拢状态天线各面板零件不能出现干涉,确定面板厚度 $s = 6\text{ mm}$,分析相关零件尺寸参数对可展机构固有频率的影响。需分析的零件尺寸参数包括:支撑杆长度 l 、壁厚 n ,切换连杆高度 h 、宽度 w ,具体零件尺寸参数如图 15 所示。

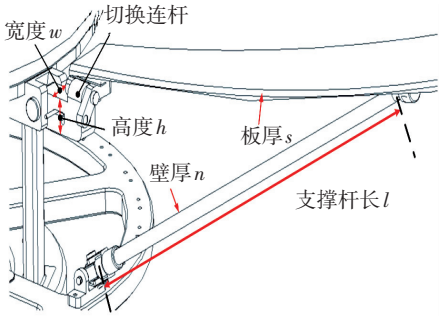


图 15 选取的相关零件尺寸参数

Fig.15 Parameters of selected component size

利用 Croe 建模软件与 Workbench 分析软件数据共享接口,将可展机构中相关零件尺寸及前三阶固有频率参数化,利用 Design Exploration 优化模块中响应面法分析结构参数对可展机构固有频率影响。

3.2.1 支撑杆长度 l 和壁厚 n 影响。

取支撑杆长度依次为 460、470、480、490、500、510、520、530 mm,支撑杆壁厚分别为 2.0、2.5、3.0、3.5、4.0、4.5、5.0 mm,得到可展机构前三阶固有频率变化曲线分别如图 16 和 17 所示。

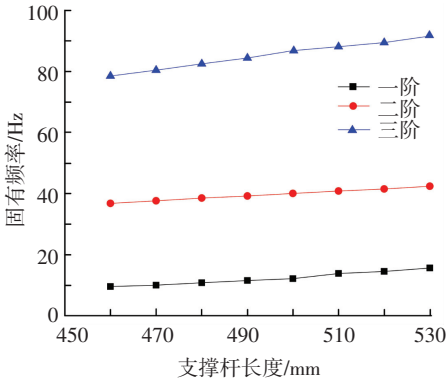


图 16 固有频率随支撑杆长度变化曲线

Fig.16 Change curves of natural frequency with size l

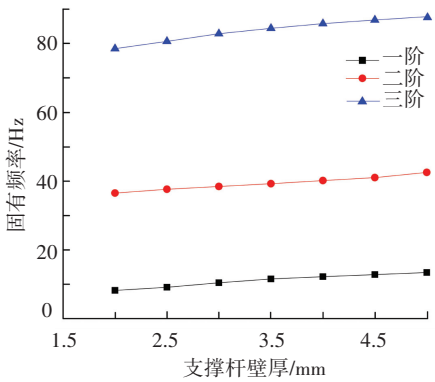


图 17 固有频率随壁厚变化曲线

Fig.17 Change curves of natural frequency with size n

由图 16 和 17 可知,支撑杆长度增加,可展机构前三阶固有频率明显增加;支撑杆壁厚增加,可展机构前三阶固有频率出现较明显增加,支撑杆长度及壁厚增加对可展机构前三阶固有频率影响较大。

3.2.2 切换连杆高度 h 及宽度 w 影响。

分别取切换连杆高度为 18、19、20、21、22、23、24 mm,切换连杆宽度为 13、14、15、16、17、18、19、20 mm,得到可展机构前三阶固有频率变化曲线分别如图 18 和 19 所示。

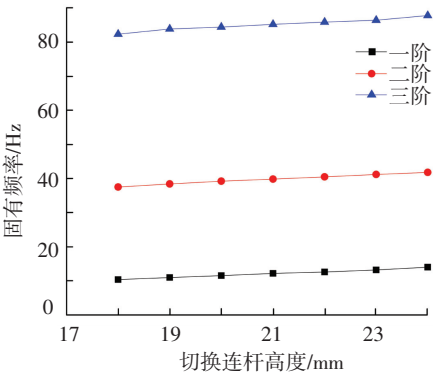


图 18 固有频率随切换连杆高度变化曲线

Fig.18 Change curves of natural frequency with size h

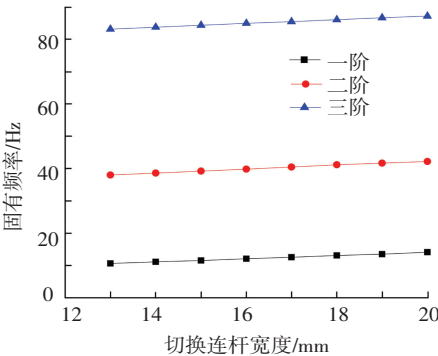


图 19 固有频率随切换连杆宽度变化曲线

Fig.19 Change curves of natural frequency with size w

由图 18、19 可知,切换连杆高度增加,可展机构前三阶固有频率略微增加;宽度增加,可展机构前三阶固有频率也增加,但变化并不明显,这说明切换连杆宽度和高度对机构前三阶固有频率影响较小。

利用 Workbench 分析软件,通过实验设计 DOE 法,以中心组合设计的方法对上述结构参数进行设计点采样,分析上述结构参数对可展机构前三阶固有频率的影响灵敏度,所得分析结果如图 20 所示。

由图 20 可知,支撑杆长度对可展机构前三阶固有频率影响最大;壁厚对可展机构前三阶固有频率影响较大;切换连杆高度和宽度对可展机构前三阶固有频率影响较小;切换连杆高度和宽度对可展机构基频影响较大,可通过增加切换连杆高度和宽度,适当提高机构基频。

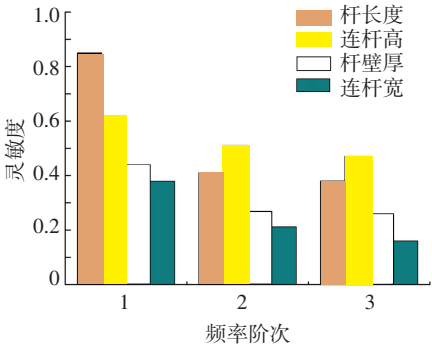


图 20 结构参数对固有频率影响

Fig.20 Influence of sensitivity of structural parameters on natural frequency

4 天线展开功能试验和模态测试

详细设计并优选了可展开固面天线结构,采用 3D 打印技术,从实用性和经济性角度出发,仅加工制作球铰链到中心圆盘位置的面板,同时参照可展单元运动分析中各杆件尺寸,制作了展开状态 2.2 m 固面天线等比缩小 50% 的模型。在有重力的情况下,手动滑盘下移,发现固面天线可以平稳展开到位,天线展开过程如图 21 所示,从原理上验证了固面天线可展机构重复展开功能。

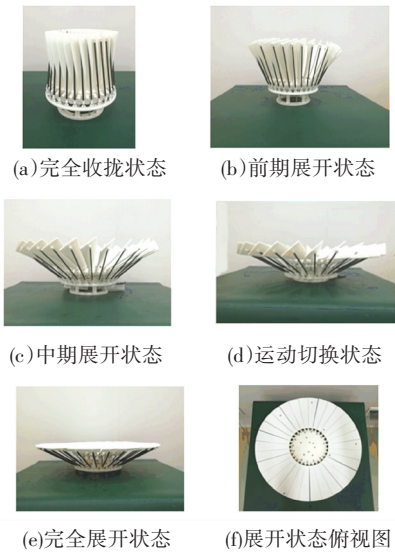


图 21 固面天线展开过程

Fig.21 Deployment process of solid surface antenna

模态测试采用 LMS SCADAS III 多通道振动测试分析仪,加速度传感器为 BK 的三轴 ICP 加速度传感器,天线底座固定在光学水平台上,采用锤击法对可展开固面天线进行模态测试。

利用 LMS Test Lab 软件中 Poly MAX 模块合成各测量结果,去除噪声扰动等干扰,选取天线前三阶模态,得到展开状态下天线模态测量结果如表 2 所示。将展开状态 1.1 m 固面天线各阶频率和阵型的测试结果与仿真结果作对比,发现二者阵型吻合,试

验测得的各阶频率要低于仿真结果,这是由于天线样机各铰链由于加工装配误差等原因存在间隙,削弱了系统的刚度。

表 2 展开状态天线前三阶频率测试结果与仿真结果
Tab.2 Test and simulation results of first three order frequencies of solid surface antenna in deployed state Hz

阶次	仿真分析频率		试验测量频率
	展开口径 2.2 m	展开口径 1.1 m	展开口径 1.1 m
1	52.78	139.72	112.34
2	53.75	141.94	118.25
3	55.47	145.14	123.42

5 结 论

1)设计了一种高收拢率、高精度、单一驱动的可展开固面天线机构,研制了天线原理样机并通过试验验证了可展机构可重复实现天线展开功能。

2)建立了可展机构拉格朗日动力学模型,求解出机构运动过程驱动力,分析出机构翻转比展开过程驱动力大很多,可通过减小输入速度、调整球铰位置和减小初始夹角 θ_1 来降低机构翻转过程驱动力。

3)收拢和展开状态下天线基频满足设计要求,支撑杆尺寸设计参数对可展机构基频的影响比切换连杆要大很多,可通过增加切换连杆高度 h 和宽度 w 适当提高机构基频。对展开状态 1.1 m 固面天线样机进行模态测试和仿真分析,发现测试和仿真结果阵型吻合,试验测得天线前三阶频率要低于仿真结果,可展开固面天线具备很好的动力学性能。

参考文献

[1] LIU Ruiwei, GUO Hongwei, LIU Rongqiang, et al. Shape accuracy optimization for cable-rib tension deployable antenna structure with tensioned cables[J]. Acta Astronautica, 2017, 140: 66. DOI:org/10.1016/j.actaastro.2017.07.047

[2] LIU Ruiwei, GUO Hongwei, LIU Rongqiang, et al. Structural design and optimization of large cable-rib tension deployable antenna structure with dynamic constraint[J]. Acta Astronautica, 2018, 151:160. DOI:org/10.1016/j.actaastro.2018.05.055

[3] MIYASAKA A, HOMMAT M, TSUJIGATA A. Design and ground verification of large deployable reflector[C]//42th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit. Seattle:WA, 2001:2222

[4] MEGURO A, HARADA S, WATANABE M. Key technologies for

high-accuracy large mesh antenna reflectors[J]. Acta Astronautica, 2003, 53(11): 899. DOI:org/10.1016/S0094-5765(02)00211-4

[5] 罗阿妮,刘贺平,李杨,等.花瓣式可展天线的结构分析[J].中国机械工程,2012,23(14): 1656

LUO Ani, LIU Heping, LI Yang, et al. Structure analysis of petal deployable antenna [J]. Journal of Mechanical Engineering of China, 2012, 23(14): 1656. DOI:10.3969/j.issn.1004-132X.2012.14.004

[6] PALMER W B, GIEBLER M M. Large solid deployable reflector [R]. Pasadena: TRW Defense and Space Systems Group, Redondo Beach, 1979: 380

[7] TAN L T, PELLEGRINO S. Stiffness design of spring back reflectors [C]//43th AIAA /ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Denver: AIAA, 2002: 2307

[8] TIBERT G. Deployable tensegrity structures for space applications [D]. Stockholm: Royal Institute of Technology Department of Mechanics, 2002

[9] HOLLAND H. Collapsible antenna with plurality of exible rector petals releasably retained: US17477662A [P]. 1965-03-30

[10] KARDASHEV N S, KHARTOV V V, ABRAMOV V V, et al. “Radio Astron”—A telescope with a size of 300000 km: Main parameters and first observational results [J]. Astronomy Rerorts, 2013, 57(3):153. DOI: 10.1134/S1063772913030025

[11] FEDORCHUK S D, ARKHIPOV M Y. On the assurance of the design accuracy of the space radio telescope radioastron [J]. Kosmicheskie Issledovaniya, 2014, 52(5): 415. DOI: 10.1134/S0010952514050049

[12] HUANG He, GUAN Fuling, XU Yan, et al. Design and deploying study of a new petal-type deployable solid surface Antenna [J]. Acta Astronautica, 2018(148): 99. DOI: org/10.1016/j.actaastro.2018.04.042

[13] 张如变,王智磊,赵枝凯,等.花瓣式可展开星载抛物面天线: CN107768796A[P].2018-03-06

ZHANG Rubian, WANG Zhilei, ZHAO Zhikai, et al. Petal-shaped deployable space-borne parabolic antenna: CN107768796A [P]. 2018-03-06

[14] FLORES P, LEINE R, GLOCKER C. Modeling and analysis of rigid multibody systems with translational clearance joints based on the non-smooth dynamics approach [J]. Multibody System Dynamics, 2010, 23(2): 165. DOI:10.1007/s10409-014-0021-1

[15] MITSUGI J, ANDO K, SENBOKUYA Y, et al. Deployment analysis of large space antenna using flexible multibody dynamics simulation [J]. Acta Astronautica, 2000, 47(1): 19. DOI:10.1016/S0094-5765(00)00014-X

[16] 蒋建平.大挠性多体结构卫星刚柔耦合动力学研究[D]长沙:国防科学技术大学,2004

JIANG Jianping. Researches on rigid-flexible coupling dynamics of the flexible multibody satellite[D] Changsha: National University of Defense Technology, 2004

(编辑 杨 波)