

文章编号 1004-924X(2023)22-3305-13

## 可展开固体反射面天线折展机构设计及分析

李 昊<sup>1,2\*</sup>, 马小飞<sup>1</sup>, 火统龙<sup>1</sup>, 李欢笑<sup>1</sup>, 吴 迪<sup>1</sup>

(1. 西安空间无线电技术研究所, 陕西 西安 710100;

2. 西安电子科技大学 机电工程学院, 陕西 西安 710071)

**摘要:**针对传统固面可展开天线中旁瓣绕双转轴独立折展造成的系统同步性差及可靠性低的问题,设计并分析了一种单自由度折展方案。首先提出了基于粒子群算法的收拢态位姿确定算法,结合等效轴角定理给出了单自由度旋转展开的参数确定方案;以相邻旁瓣运动轨迹为基础,结合变密度拓扑优化方法给出了反射器背架设计方案,分析结果表明本文所设计背架可使反射器热变形降低 62.5%,基频提高了 4 倍,充分证明了背架设计的有效性。以一款 10 m 口径固面可展开天线为对象进行了折展机构设计,并分析了折展过程中运动学、动力学参数变化规律。基于螺旋理论对折展机构进行分析,得出了多种消极运动副引入方案,并最终选取 RSPRR 进行机构非过约束设计。分析结果表明,本文所述的固面可展开天线可以完成收拢态与展开态之间的切换,收纳率达到了 0.384,折展过程平稳可靠,验证了该设计方案的可行性。同时,相关研究方法及结论可以为固面可展开天线的设计提供技术参考。

**关 键 词:** 固面可展开天线;单自由度折展;背架设计;消极运动副

中图分类号: V423.4 文献标识码: A doi: 10.37188/OPE.20233122.3305

## Design and analysis of deployment mechanism for solid surface deployment antenna

LI Hao<sup>1,2\*</sup>, MA Xiaofei<sup>1</sup>, HUO Tonglong<sup>1</sup>, LI Huanxiao<sup>1</sup>, WU Di<sup>1</sup>

(1. Xi'an Institute of Space Radio Technology, Xi'an 710100, China;

2. School of Mechano-Electronic Engineering, Xidian University, Xi'an 710071, China)

\* Corresponding author, E-mail: lh651628333@stu.xjtu.edu.cn

**Abstract:** This study designs a deployment mechanism based on the Bennett mechanism to address the synchronization and reliability issues of solid surface deployment antennas (SSDAs) caused by independent rotation around two axes. First, a position determination algorithm for the antenna petal based on a particle swarm optimization algorithm is proposed. Combined with the axis-angle theorem, the parameters of uniaxial deployment are obtained, and the deployment mechanism based on the Bennett mechanism is designed. Furthermore, the design scheme of the petal frame is proposed with topology optimization methods based on the motion trajectories of adjacent petals. The analysis results show that the design frame can reduce the reflector deformation by 62.5% and enhance the fundamental frequency by four times, which fully proves the effectiveness of the frame design. Using a 10 m aperture SSDA as an example, the deployment mechanism is established, whereas the kinematic and dynamic parameters during the deployment pro-

收稿日期: 2023-06-13; 修订日期: 2023-07-04.

基金项目: 国家自然科学基金面上项目资助 (No. 52175242)

cess are analyzed. The deployment mechanism is further derived into a non-overconstrained mechanism by introducing negative kinematic pairs. The results show that the deployment process of SSDA is stable and reliable; the package ratio reaches 0.384. The research methods and conclusions in this study provide technical references for the design of SSDA.

**Key words:** solid surface deployable antenna; uniaxial deployment; frame design; negative kinematic pair

## 1 引言

随着人类对宇宙空间奥秘的深入探索,传统的卫星已经不能满足人们对外太空信息的渴望,对超大型、高精度的卫星、空间站的发展越发迫切和需要<sup>[1-3]</sup>。而星载天线作为接收信号的载体,在无线通信、深空探测、卫星遥感和射电天文等领域起着至关重要的作用<sup>[4-6]</sup>。

受限于运载工具的空间限制,大口径空间天线通常设计为可展开结构<sup>[7-9]</sup>,即在运输过程中呈现收拢态,在到达预定工作轨道后呈现展开态。相比于采用金属丝网<sup>[10-12]</sup>或薄膜作为反射面<sup>[13-15]</sup>的传统天线,固体反射面天线由于具有更高的型面精度,可以提供更高的工作频段及增益<sup>[16-20]</sup>。因此,随着深空探测等天线应用需求的不断提高,固体反射面天线越来越受到研究人员的重视。

典型的固面可展天线通常由一个中心面板与若干旁瓣组成,旁瓣与中心面板共同形成固面天线反射镜面。最早的固面可展开天线是 TRW 公司研制的 Sunflower<sup>[21]</sup>,该天线由铰接在中心面板上的六块主面板以及相邻主面板之间的 6 个子面板组成。然而,这一形式的固面天线收拢后体积较大,且零件数目较多,因此应用并不广泛。当前,应用最多的是欧空局(European Space Agency, ESA)提出的“花瓣式”固面天线<sup>[22]</sup>,其展开过程通常是由 2 部分组成,即旁瓣首先绕径向轴线实现径向展开,进而绕旁瓣轴线进行周向翻转完成展开过程。Chae<sup>[23]</sup>设计了一种以碳纤维增强塑料为反射面的固面可展开天线,采用 30 个旁瓣的设计布局,每个旁瓣可独立完成径向展开及周向翻转过程。为提高展开同步性,Bujakas<sup>[24]</sup>通过设计了一种相似的沿双轴展开固面天线,所不同的是在各旁瓣之间设置了微型线性驱动器用以提高各旁瓣的展开同

步性。西北工业大学黄河<sup>[25]</sup>提出了一种使用扭簧驱动旁瓣沿双轴旋转展开的固面可展开天线,通过仿真分析获得旁瓣展开所需的扭簧预变形,从而满足展开时的型面精度要求。这种布置形式的优点在于可以独立的调节各旁瓣姿态,但同时也因为运动副及驱动源较多,容易造成同步性及可靠性降低。

为解决旁瓣沿双轴旋转展开造成的上述问题,浙江大学徐彦<sup>[26]</sup>与西北工业大学黄河<sup>[27]</sup>提出了沿单轴旋转展开的设计方案。该方案以沿双轴旋转展开姿态为基础,通过等效轴角法获得单轴折展运动方案。这一方法需要先以双轴旋转展开姿态为基础,因而无法达到空间中任意姿态,限制了收拢态天线的位形设计。西安电子科技大学谭国栋<sup>[28-29]</sup>提出了单自由度折展设计方案,并讨论了 Bennett 机构在固面可展开天线中的可行性。在此基础上,马军<sup>[30]</sup>进一步衍生出了 RSUR 机构用以控制天线折展。然而上述方法对收拢态与折叠态的旁瓣位形姿态有一定的数值要求,当收拢态位形选择不当时容易使算法无解,同时针对折展机构的过约束问题并没有给出普适性的数学模型作为解决方案。

针对上述问题,本文进行固面可展开天线单自由度折展设计及分析。通过将等效轴角法与粒子群优化算法结合,通过循环迭代求解得出了适用于求解旁瓣绕单轴旋转折展的一般性方法;在 Bennett 机构的基础上,进一步进行运动学及动力学分析,并结合变密度拓扑优化方法设计了反射器背架,讨论了背架设计对天线热变形及模态频率的影响;以一款 10 m 口径的固面可展开天线为例,进行了详细设计及仿真分析;通过构建并分析折展机构螺旋系,提出了多种避免机构过约束的设计方案,并最终选择 RSPRR 机构进行天线非过约束设计,避免了折

展机构因严格几何约束可能产生的无法展开问题。

## 2 可展开固体反射面折展机构设计

### 2.1 旁瓣展开轴设计

固体反射面天线旁瓣在折展过程中可以视为刚体,因此可以使用空间中不在同一平面的任意三点定义旁瓣在空间中的位置。对于如图 1 所示的固面天线折展过程,可以采用  $A, C, D$  定义展开状态的旁瓣位置,用  $A', C', D'$  定义收拢状态的旁瓣位置。

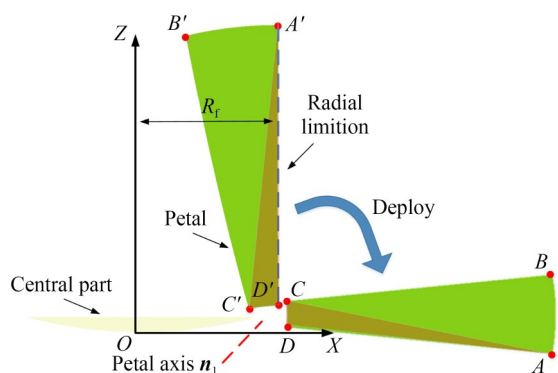


图 1 固面天线折展示意图

Fig. 1 Schematic diagram of deployment of SSDA

根据空间刚体坐标变换原理,旁瓣的展开轴的计算问题可以归纳为三个未知参数的求解:(1)转轴向量  $n_r$ ; (2)旋转锚点  $P$  坐标; (3)旋转角度  $\theta$ 。

根据任务需求及天线型面划分,天线处于展开态时旁瓣关键节点的空间坐标通常是已知的,即  $A, C, D$  三点坐标已知。由于运载器对天线收拢体积有要求,因此通常可以设置收纳后天线旁瓣的位置,即给定  $A', C', D'$  三点坐标。首先需要明确是否存在唯一转轴可以使旁瓣由  $A', C', D'$  定义的收拢态位置通过旋转展成至  $A, C, D$  三点定义的展开态位置。

以一款 10 m 口径固面可展开天线为例,天线的展开外径  $D_a=10\ 000$  mm,中心面板直径  $D_i=3\ 000$  mm,焦距  $f=4\ 350$  mm,旁瓣数量为 24,运载器径向收纳限制  $R_f=2\ 000$  mm。据此,

可以得到  $A, C, D$  三点坐标为:

$$\begin{bmatrix} A \\ C \\ D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{D_a}{2} \cos \frac{\pi}{24} & -\frac{D_a}{2} \sin \frac{\pi}{24} & \frac{D_a^2}{16f} \\ \frac{D_i}{2} \cos \frac{\pi}{24} & \frac{D_i}{2} \sin \frac{\pi}{24} & \frac{D_i^2}{16f} \\ \frac{D_i}{2} \cos \frac{\pi}{24} & -\frac{D_i}{2} \sin \frac{\pi}{24} & \frac{D_i^2}{16f} \end{bmatrix}. \quad (1)$$

为避免收拢时旁瓣之间的干涉及旁瓣与中心面板的干涉,同时方便收拢态的绑扎,对于收拢态的旁瓣空间位置提出要求为:(1)在  $XOY$  平面内观测时,  $A', C', D'$  三点都处在与  $X$  轴夹角为  $\pi/24$  的连线上;(2)旁瓣最低点高于中心面板外缘  $h$ ;(3)从  $XOZ$  平面内观测时,  $A', D'$  两点连线与  $Z$  轴平行。相比于文献[28]中的计算结果,本文所作约束条件可以使旁瓣外缘与包络圆柱母线重合,更便于收纳。

据此可以假设收拢态时旁瓣的空间位置为:

$$\begin{bmatrix} A' \\ C' \\ D' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_f \cos \frac{\pi}{n} & -R_f \sin \frac{\pi}{n} & z_{A'} \\ R_c \cos \frac{\pi}{n} & -R_c \sin \frac{\pi}{n} & h + C(z) \\ R_f \cos \frac{\pi}{n} & -R_f \sin \frac{\pi}{n} & z_{D'} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

其中:  $R_f$  为收拢外径;  $R_c$  为  $C'$  点外径,  $z_{A'}$  为  $A'$  点  $Z$  向坐标,  $z_{D'}$  为  $D'$  点  $Z$  向坐标,  $h$  为旁瓣最低点与中心面板的距离,  $C(z)$  为  $C$  点  $Z$  向坐标,即中心面板外缘高度;

可以看出,当给定  $h$  值时,式(2)的未知数仅为  $R_c, z_{A'}, z_{D'}$  三项。考虑到旁瓣折展过程中为刚体,因此各节点间的距离保持不变,即:

$$\begin{cases} L_{AC} = L_{A'C'} \\ L_{AD} = L_{A'D'} \\ L_{CD} = L_{C'D'} \end{cases} \quad (3)$$

将式(1)和式(2)代入式(3),得到收拢后旁瓣的空间位置:  $A'(1\ 982.88, 261.05, 3\ 965.54)$ ,  $C'(1\ 597.57, 210.32, 181.43)$ ,  $D'(1\ 982.88, 261.05, 229.31)$ 。考虑到旁瓣为绕空间某一轴线旋转展开,因此折展前后,转轴向量应始终垂直于  $AA'$  和  $CC'$  构成的平面、 $AA'$  和  $DD'$  构成的平面、 $CC'$  和  $DD'$  构成的平面,据此可以得到:

$$\begin{cases} n_1 = \frac{AA' \times CC'}{|AA' \times CC'|} = (0.0237, 0.9488, -0.3149) \\ n_2 = \frac{AA' \times DD'}{|AA' \times DD'|} = (-0.4073, 0.5939, -0.6938) \\ n_3 = \frac{CC' \times DD'}{|CC' \times DD'|} = (-0.4395, 0.2909, 0.8499) \end{cases} \quad (4)$$

由于  $n_1, n_2, n_3$  不共线, 说明在给定坐标下, 并不存在可以使旁瓣由指定的收拢态通过一次旋转形成展开态的转轴。

为实现单轴旋转的折展要求, 本文提出将指定的收拢态旁瓣位置在限定空间内做出图 2 所示的移动, 使其达到可以通过一次旋转展开的位置, 即:

$$\begin{bmatrix} A'' \\ C'' \\ D'' \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & \Delta x \\ 0 & 1 & 0 & \Delta y \\ 0 & 0 & 1 & \Delta z \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A' \\ C' \\ D' \\ 1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

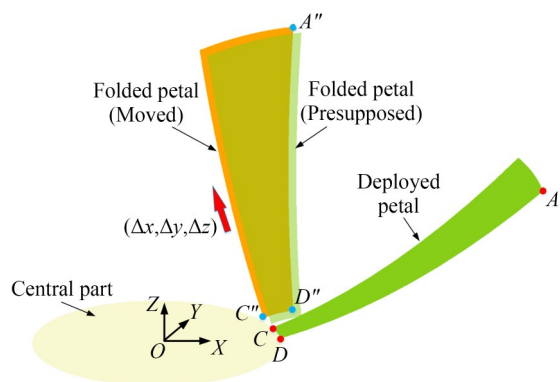


图 2 移动旁瓣位置示意图

Fig. 2 Schematic diagram of petal movement

采用新获取的  $A'', C'', D''$  三点坐标更新式 (4) 所描述的转轴向量:

$$\begin{cases} n_1 = \frac{AA'' \times CC''}{|AA'' \times CC''|} \\ n_2 = \frac{AA'' \times DD''}{|AA'' \times DD''|} \\ n_3 = \frac{CC'' \times DD''}{|CC'' \times DD''|} \end{cases} \quad (6)$$

由于旁瓣绕单轴折展, 因此向量  $n_1, n_2, n_3$  应为共线的, 即:

$$|n_1 \cdot n_2| = |n_1 \cdot n_3| = |n_2 \cdot n_3| = 1. \quad (7)$$

据此, 旁瓣的移动问题就简化为了一个多参数寻优问题, 即: 通过调整式 (5) 中的  $\Delta x, \Delta y, \Delta z$ , 使新获取的  $A'', C'', D''$  三点满足式 (7)。为解决这一问题, 本文采用粒子群优化算法进行多参数优化, 构建目标函数  $G$  如式所示:

$$G(\Delta x, \Delta y, \Delta z) = \left| \sum |n_i \cdot n_j| - 1 \right|. \quad (8)$$

根据式 (8) 可以看出, 此时旁瓣移动问题被抽象为了一个多参数极小值优化问题。当目标函数  $G$  足够小时, 即可认为新获取的旁瓣位置满足单轴旋转折展的要求。为保证移动旁瓣的过程不会对天线的收纳造成显著影响且不会与中心面板产生干涉, 将位移限制在指定范围内, 即:  $\Delta x \in [-300, 300]$ ;  $\Delta y \in [-300, 300]$ ;  $\Delta z \in [0, 300]$ 。

在粒子群算法中<sup>[31]</sup>, 一个粒子可以根据其有限的智力和群体的智力来决定自身行动的方向和速度, 具体表现为粒子的速度向量  $v$  和位移向量  $s$ 。在实际程序编译过程中, 每个粒子的每次行动均代表优化问题的一个解决方案。

在优化过程中, 粒子  $i$  的第  $k+1$  次行动定义为  $s_i(k+1)$ , 这一数值在继承上一次行动参数  $s_i(k)$  的基础上, 同时引入三个修正向量:

- (1) 粒子参数的改变量  $s_i(k) - s_i(k+1)$ ;
- (2) 粒子位置与种群最优位置的距离  $p_{\text{Best}} - s_i(k)$ ;
- (3) 粒子位置与全局最优位置的距离  $g_{\text{Best}} - s_i(k)$ 。

具体数学表达式为:

$$s_i(k+1) = \omega s_i(k) + c_1 r_1 (p_{\text{Best}} - s_i(k)) + c_2 r_2 (g_{\text{Best}} - s_i(k)), \quad (9)$$

其中:  $k$  为迭代次数;  $\omega$  为惯性系数, 用来平衡个体智慧和群体智慧的比例关系;  $c_1, c_2$  为定义的加速系数, 反应种群间的信息交流;  $r_1, r_2$  为随机数, 提高进化中的随机性;  $p_{\text{Best}}$  为种群最优解;  $g_{\text{Best}}$  为全局最优解。



在搜索过程中需要对惯性系数  $w$  进行动态调整,目的是权衡全局搜索和局部搜索的关系,以实现在出发阶段的快速探测,在后期进行精细搜索。本节采用的惯性系数调整方法是线性递减权值策略,其表达式为:

$$w = w_{\max} - \frac{(w_{\max} - w_{\min})k}{N}, \quad (10)$$

其中:  $w_{\max}$  为最大惯性系数;  $w_{\min}$  为最小惯性系数;  $k$  为迭代次数;  $N$  为最大迭代次数。

依据优化结果并进行适度圆整后,得到:  $\Delta x = -120$  mm,  $\Delta y = 200$  mm,  $\Delta z = 92$  mm。即:

$$\begin{bmatrix} A'' \\ C'' \\ D'' \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1862.88 & 461.05 & 4057.54 \\ 1477.57 & 410.32 & 273.43 \\ 1862.88 & 461.05 & 321.31 \end{bmatrix}. \quad (11)$$

移动后的旁瓣径向收纳半径为 1 919.05 mm,满足 2 000 mm 的收纳要求;  $C''$  点高于中心面板边缘 129.31 mm,满足旁瓣与中心面板不干涉的要求;  $A''$  与  $D''$  两点具有相同的收拢半径,满足便于捆扎的要求。

至此,固面可展开天线绕单轴折展的过程简化为求解  $[A, C, D]^T$  到  $[A'', C'', D'']^T$  的空间变换问题。根据等效轴角定理,这一过程可以描述为:

$$\begin{bmatrix} A \\ C \\ D \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R_w(\theta) & (I - R_w(\theta))C_p \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A'' \\ C'' \\ D'' \end{bmatrix}, \quad (12)$$

其中:  $R_w(\theta)$  为空间中绕固定轴线旋转  $\theta$  角的旋转矩阵;  $C_p$  为旋转轴线矩阵所通过锚点的坐标;  $I$  为单位矩阵。

求解上述非线性方程组,可以得到空间转轴的单位向量  $n_r$ , 锚点  $P$  的坐标  $C_p$ , 旋转角度  $\theta$  分别为:

$$\begin{cases} n_r = [-0.4593 & 0.4811 & -0.7467]^T \\ C_p = [1098.59 & 610.76 & -282.22]^T \\ \theta = 2.0593 \end{cases}. \quad (13)$$

至此,获得了固面可展开天线单自由度展开的运动方案,为后续设计及分析奠定了基础。

## 2.2 反射器背架设计

对于大口径固面天线而言,为确保展开后的型面精度满足要求,通常需要为旁瓣设置背架使其具有足够的刚度以抵抗变形。图 3 为固面天线两个相邻旁瓣展开过程示意图。从图中可以看出,相邻旁瓣的相对位置会在天线展开过程中不

断变化,因此仅以收拢态或展开态为依据设计背架就很可能造成运动过程中背架干涉,进而造成天线失效。

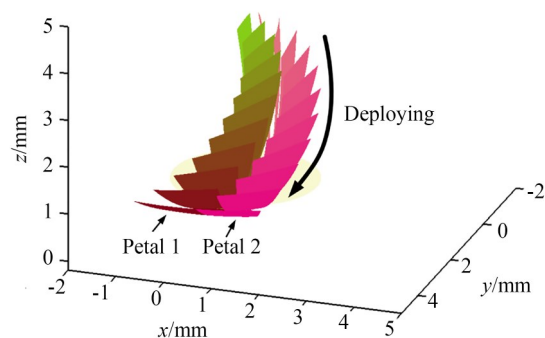


图 3 相邻旁瓣展开过程示意图

Fig. 3 Diagram of adjacent petals during deployment

为使折展过程中背架不发生干涉,首先需要获取背架设计空间。图 4 为背架设计空间获取过程,建立固连于旁瓣 1 的浮动坐标系,分析折展过程中相邻的旁瓣 2 在该浮动坐标系下的位姿<sup>[28]</sup>。当折展过程的时间步长取值足够小时,旁瓣 2 相对于旁瓣 1 的运动轨迹就可以形成一个包络面,背架设计时只需要避开该包络面即可避免干涉。

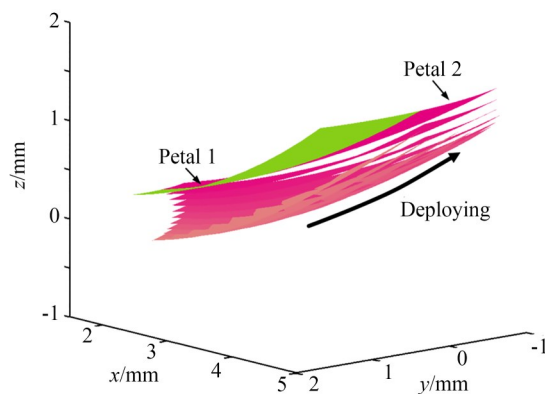


图 4 旁瓣背架设计空间

Fig. 4 Design space of petal frame

在获取得到的背架设计空间内以热变形为约束条件建立背架结构变密度拓扑优化模型,其中旁瓣由碳纤维蒙皮及铝蜂窝芯材构成,材料参数如表 1 所示。

图 5 为拓扑优化结果及背架设计方案。从图中可以看出,高密度区域集中在反射器正面两边缘及背面中线处。据此,设计出了图中“鱼骨状”支撑背架。

表 1 天线主要材料参数  
Tab. 1 Material parameters of SSDA

零件名称	材料	密度/(kg·m <sup>-3</sup> )	弹性模量/GPa	泊松比	热膨胀系数/℃ <sup>-1</sup>
旁瓣蒙皮	碳纤维复材	1800	90	0.33	1.5×10 <sup>-6</sup>
旁瓣芯材	铝蜂窝	36	1×10 <sup>-3</sup>	0.24	24×10 <sup>-6</sup>

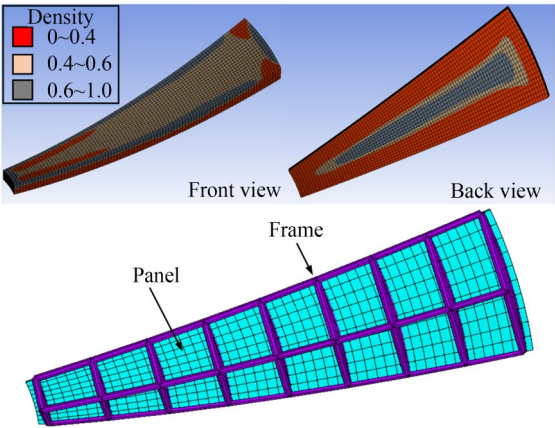


图 5 旁瓣背架设计空间  
Fig. 5 Topology optimization of petal frame

为验证背架设计的效果,图 6 及图 7 分别计算了空间环境下(110 ℃)反射器热变形。计算结果显示,采用本节所设计背架可以使反射器热变形最大值由 1.92 mm 降低至 0.72 mm,降幅为 62.5%,佐证了背架设计效果。

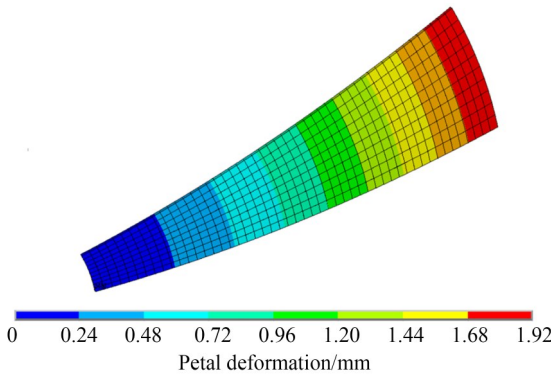


图 6 无背架旁瓣热变形  
Fig. 6 Thermal deformation of petal frame without petal frame

图 8 为反射器模态分析结果。反射器 1 阶及 3 阶模态振型呈现沿径向的翘曲,2 阶及 4 阶振型呈现沿周向的扭转,表 3 为反射器面板

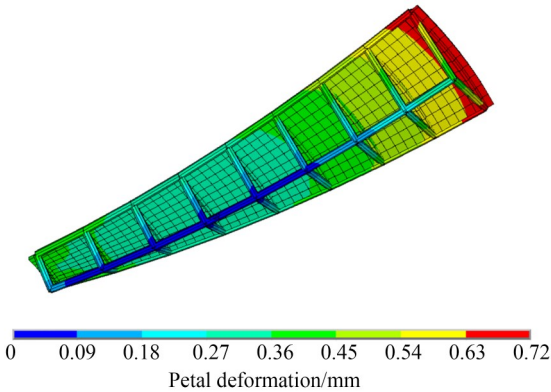


图 7 有背架旁瓣热变形  
Fig. 7 Thermal deformation of petal frame with petal frame

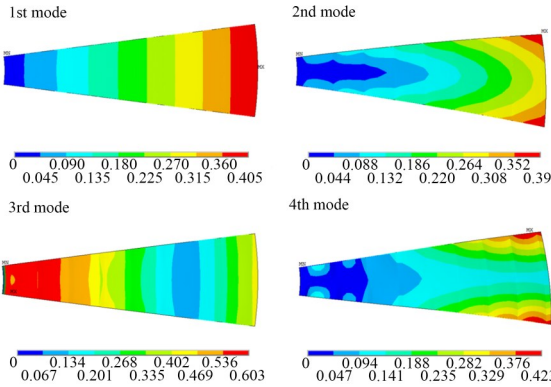


图 8 旁瓣模态分析  
Fig. 8 Modal analysis of petal

表 2 天线模态频率  
Tab. 2 Antenna modal frequency

模态阶数	模态频率/Hz	
	无背架	有背架
1 阶	0.72	3.58
2 阶	1.15	12.51
3 阶	2.27	19.07
4 阶	6.52	25.71

模态频率计算结果,由于背架提高了反射器整体刚度,因此各阶频率均得到了大幅度的提高。

### 2.3 折展机构设计

由于收拢态及展开态的固面天线的几何构型均关于抛物面焦点对称,因此将同步转轮的轴线至于通过焦点的中轴线上,形成如图 9 所示的拓扑形式<sup>[28]</sup>。由伺服电机或其他动力源驱动同步转轮绕转轴 $n_c$ 旋转,同步转轮通过联动机构带动旁瓣绕上一节中计算得到的转轴 $n_r$ 展开。在这一抽象形式中,同步转轮作为输入端,旁瓣作为输出端,则构型综合的核心问题就是解决连接输入端和输出端的联动机构设计方案。

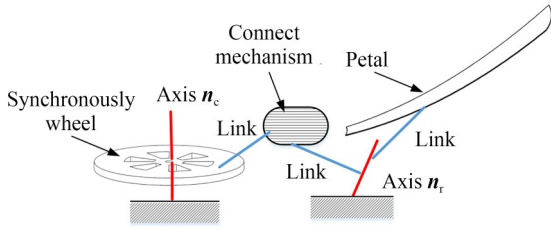


图 9 固面天线折展机构拓扑模型

Fig. 9 Topological model of deployment mechanism

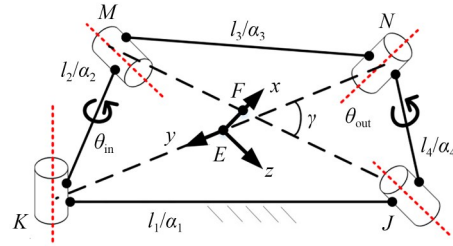
从系统可靠性的角度出发,天线折展机构应尽量采用最少的构件及运动副。同时,从图 9 中可以看出,天线的折展过程可以抽象为两空间异面转轴间的旋转运动。因此,本文将沿用 Bennett 机构<sup>[28]</sup>作为旁瓣的折展机构,并进行运动学及动力学分析。

Bennett 机构采用 2 组相同的连杆构成,属于空间过约束连杆机构,为满足单自由度的运动要求,需要满足严格的几何约束条件,即:

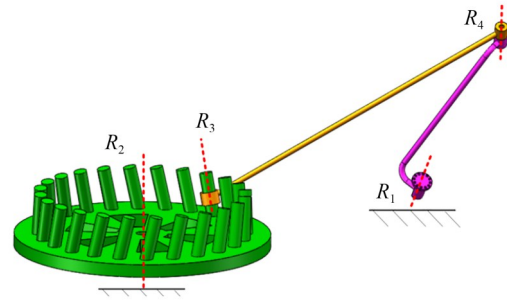
$$\begin{aligned} l_1 &= l_3, l_2 = l_4 \\ \alpha_1 &= \alpha_3, \alpha_2 = \alpha_4 \\ \frac{\sin(\alpha_1)}{l_1} &= \pm \frac{\sin(\alpha_2)}{l_2} \end{aligned} \quad (14)$$

其中: $l_i$ 为连杆 $i$ 的长度; $\alpha_i$ 为连杆 $i$ 相对于连杆 $i-1$ 的扭角。

对于本文所述的固面可展开天线结构参数,



(a) Bennett机构原理图  
(a) Diagram of Bennett mechanism



(b) 折展机构图  
(b) Deployment mechanism

图 10 基于 Bennett 机构的固面天线折展机构

Fig. 10 Deployment mechanism based on Bennett linkages

根据空间向量运算法则,在获得旁瓣转轴向量 $n_r$  $(-0.459\ 3, 0.481\ 1, -0.746\ 7)^T$ 及同步转轮轴线向量 $n_c(0, 0, 1)^T$ 后,上述 Bennett 机构的 $l_1$ 及 $\alpha_1$ 参数已经确定:

$$l_1 = \frac{|(n_r \times n_c) \cdot N_{QP}|}{|n_r \times n_c|}, \quad (15)$$

$$\alpha_1 = \arccos\left(\frac{n_1 \cdot n_2}{|n_1| \cdot |n_2|}\right), \quad (16)$$

其中: $N_{QP}$ 为向量 $n_1$ 上一点 $P$ 与向量 $n_2$ 上一点 $Q$ 的连线所表示的向量。

按照前文计算结果可得 $l_1 = 1\ 216.37\ \text{mm}$ ,  $\alpha_1 = 0.727\ 7$ 。根据约束条件,仅需给定参数 $l_2$ 或 $\alpha_2$ 中的任一参数即可获得完整的 Bennett 机构设计方案,由于连杆的长度 $l_2$ 更易通过精密加工及测量获得,因此通常采用给定 $l_2$ 的方法(本文给定 $l_2 = 400\ \text{mm}$ )。

据此,完成了固面可展开天线的折展机构设计,折展过程如图 11 所示。

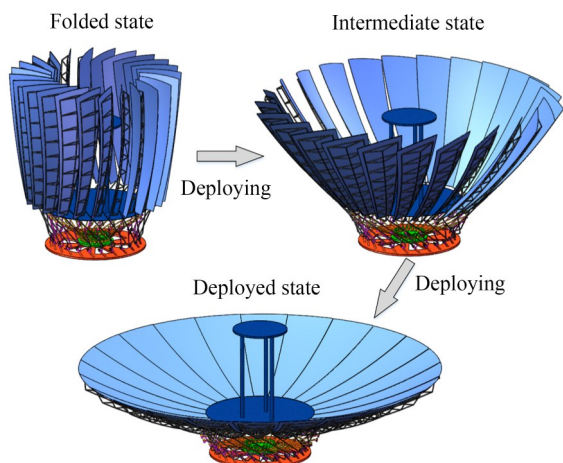


图 11 固面天线整体展开过程示意图

Fig. 11 Deployment process of SSDA

心建立 D-H 前置坐标系,其中转动副中心轴线为 Z 轴,其正方向为旋转方向;相邻连杆中心轴线公法线为 X 轴,其正方向由  $i-1$  杆指向  $i$  杆,则各连杆的运动学参数如表 3 所示。

表 3 固面天线折展机构 D-H 参数表

Tab. 3 D-H parameter for deployment mechanism of SS-DA

连杆 $i$	$\theta_i$	$\alpha_i/\text{rad}$	$l_i/\text{mm}$	$d_i$
1	$\theta_1$	$\alpha_1=0.727\ 7$	$l_1=1\ 216.37$	0
2	$\theta_2$	$\alpha_2$	$l_2$	0
3	$\theta_3$	$\alpha_3=0.727\ 7$	$l_3=1\ 216.37$	0
4	$\theta_4$	$\alpha_4$	$l_4$	0

### 3 可展开固体反射面机构仿真分析

#### 3.1 运动学分析

为描述固面天线的折展过程,在各运动副中

$$T_{21} = \begin{bmatrix} \cos\theta_1 & -\sin\theta_1 \cos\alpha_1 & \sin\theta_1 \sin\alpha_1 & l_1 \cos\theta_1 \\ \sin\theta_1 & \cos\theta_1 \cos\alpha_1 & -\cos\theta_1 \sin\alpha_1 & l_1 \sin\theta_1 \\ 0 & \sin\alpha_1 & \cos\alpha_1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (17)$$

$$T_{32} = \begin{bmatrix} \cos\theta_2 & -\sin\theta_2 \cos\alpha_2 & \sin\theta_2 \sin\alpha_2 & l_2 \cos\theta_2 \\ \sin\theta_2 & \cos\theta_2 \cos\alpha_2 & -\cos\theta_2 \sin\alpha_2 & l_2 \sin\theta_2 \\ 0 & \sin\alpha_2 & \cos\alpha_2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (18)$$

$$T_{34} = \begin{bmatrix} \cos\theta_3 & \sin\theta_3 & 0 & -l_3 \\ -\sin\theta_3 \cos\alpha_3 & \cos\theta_3 \cos\alpha_3 & \sin\alpha_3 & 0 \\ \sin\theta_3 \sin\alpha_3 & -\cos\theta_3 \sin\alpha_3 & \cos\alpha_3 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (19)$$

$$T_{41} = \begin{bmatrix} \cos\theta_4 & \sin\theta_4 & 0 & -l_4 \\ -\sin\theta_4 \cos\alpha_4 & \cos\theta_4 \cos\alpha_4 & \sin\alpha_4 & 0 \\ \sin\theta_4 \sin\alpha_4 & -\cos\theta_4 \sin\alpha_4 & \cos\alpha_4 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}. \quad (20)$$

由于 Bennett 机构为空间单闭链形式,因此从顺时针及逆时针两个方向开始变换,连杆 3 的坐标系在连杆 1 坐标系及连杆 4 坐标系中的表达式应一致,即:

$$T_{32} T_{21} = T_{34} T_{41} = T_{31}. \quad (21)$$

为方便表述,将连杆 1 定为机架,即  $\theta_1=0$ ;将连杆 2 定为输入连杆,即  $\theta_2=\theta_{\text{in}}$ ;将连杆 4 定为输出连杆,即  $\theta_4=\theta_{\text{out}}$ 。将式(15)~式(18)带入式(19)即可得出:

表 3 中  $\theta_i$  为各连杆转角,  $\alpha_i$  为连杆间转角,  $l_i$  为连杆长度,  $d_i$  为连杆间距。根据 D-H 坐标系分析原则,可以得出各连杆间坐标系的变换矩阵分别为:

$$\tan\left(\frac{\theta_{\text{in}}}{2}\right) \tan\left(\frac{\theta_{\text{out}}}{2}\right) = \frac{\cos\left(\frac{\alpha_1 + \alpha_2}{2}\right)}{\cos\left(\frac{\alpha_1 - \alpha_2}{2}\right)}. \quad (22)$$

为使连杆机构平滑运动,使用典型无冲击函数作为输入角参数:

$$\theta_{\text{in}}(t) = \frac{3}{t_f^2} \theta_f t^2 - \frac{2}{t_f^3} \theta_f t^3, \quad (23)$$

其中:  $\theta_f$  为输入角变化总幅值;  $t_f$  为运动总时长;  $t$



为运动时间。

机构运动速度和加速度的变化情况最能反映出天线折展过程中受到冲击的剧烈程度。通过对式(22)及式(23)中的输出转角与输入转角函数分别求导,即可获得旁瓣折展过程中的角速度和角加速度:

$$\begin{cases} \omega_{in}(t) = \frac{6\theta_f}{t_f^2}t - \frac{6\theta_f}{t_f^3}t^2 \\ \alpha_{in}(t) = \frac{6\theta_f}{t_f^2} - \frac{12\theta_f}{t_f^3}t \end{cases}, \quad (24)$$

$$\begin{cases} \omega_{out}(t) = \left( \frac{6\theta_f}{t_f^2}t - \frac{6\theta_f}{t_f^3}t^2 \right) \frac{\partial \theta_{out}}{\partial \theta_{in}} \\ \alpha_{out}(t) = \frac{\partial \theta_{out}}{\partial \theta_{in}} \frac{\partial^2 \theta_{in}}{\partial t^2} + \left( \frac{\partial \theta_{in}}{\partial t} \right)^2 \frac{\partial^2 \theta_{out}}{\partial \theta_{in}^2} \end{cases}. \quad (25)$$

依据方程(22)~方程(25)可以计算得到固面天线展开过程中的角度、角速度、角加速度如图12所示。图中曲线光滑平稳说明了折展过程中无明显冲击及振动发生。同时,输出参数曲线与输入参数曲线近似,这也便于依据输入参数预测折展过程中旁瓣的运动情况。

### 3.2 动力学分析

为确保天线能够顺利展开,还需要对展开过程中的驱动力进行求解分析。采用与运动学分析中相同的D-H前置坐标系,连杆*i*处质心相对于基坐标系的速度可以表示为:

$$\mathbf{v}_i = \frac{d}{dt}(T_{0i}\mathbf{r}_i) = \sum_{j=1}^i \frac{\partial T_{0i}}{\partial \theta_j} \frac{d\theta_j}{dt} \mathbf{r}_i = \sum_{j=1}^i \mathbf{U}_{ij} \frac{d\theta_j}{dt} \mathbf{r}_i, \quad (26)$$

其中: $T_{0i}$ 为连杆*i*坐标系相对于基坐标系的变换矩阵, $\mathbf{r}_i$ 为连杆*i*质心位置矢径, $\theta_j$ 为连杆*j*回转角。

连杆*i*的动能可以表示为:

$$K_i = \frac{1}{2} \int \text{tr} \left[ \left( \sum_{j=1}^i \mathbf{U}_{ij} \frac{d\theta_j}{dt} \mathbf{r}_i \right) \left( \sum_{r=1}^i \mathbf{U}_{ir} \frac{d\theta_r}{dt} \mathbf{r}_i \right) \right] dm, \quad (27)$$

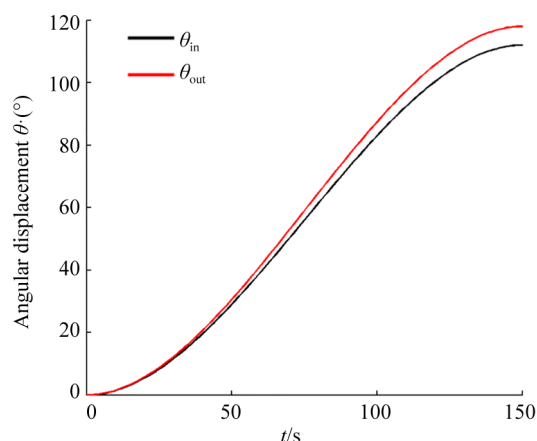
其中, tr 表示矩阵的迹。

连杆*i*在基坐标系下的势能可以表示为:

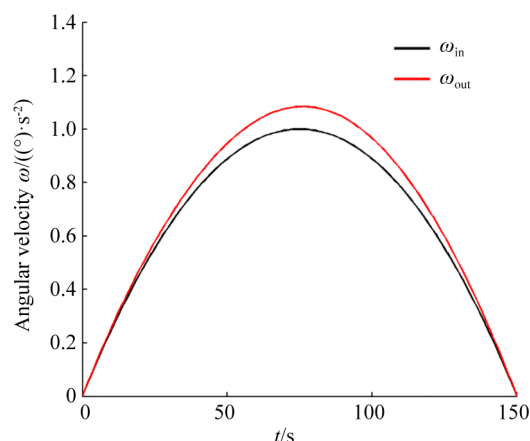
$$P_i = m_i g_0 (T_{0i} \mathbf{r}_i), \quad (28)$$

其中, $g_0$ 为分析工况下的重力加速度,考虑到卸载精度,取分析工况下的重力加速度 $g_0$ 为 $10^{-2}g$ 。

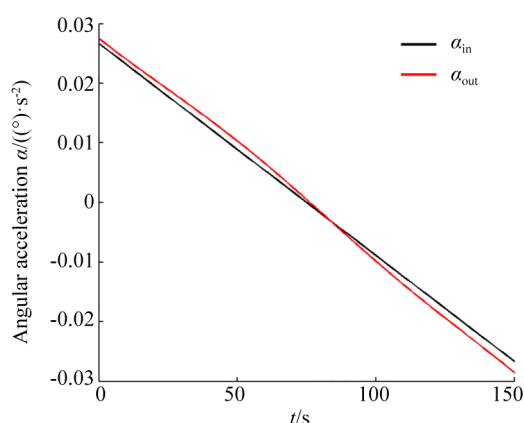
据此可以获得天线展开过程中的拉格朗日函数为:



(a) 角位移  
(a) Angular displacement



(b) 角速度  
(b) Angular velocity



(c) 角加速度  
(c) Angular acceleration

图12 天线展开过程运动学性能

Fig. 12 Kinematics parameters of antenna during deployment

$$L = \sum K_i + \sum P_i. \quad (29)$$

由于定义了连杆 2 为输入杆,因此对拉格朗日函数  $L$  求关于  $\theta_2$  的导数就可以得到展开过程中的广义驱动力。

图 13 为不同  $l_2$  尺寸下,天线展开过程中的驱动力变化情况。驱动力会随着连杆长度的增大而增大,这主要是由于连杆长度增加导致杆组整体质量及惯量增大造成的。对于本文选用的  $l_2=400$  mm 工况而言,电机驱动力最大值约为  $17.6 \text{ N}\cdot\text{m}$ 。

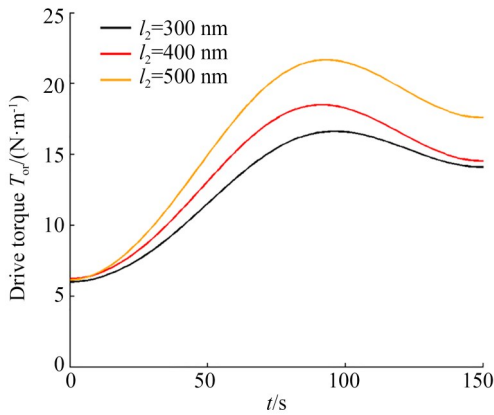


图 13 天线展开驱动力

Fig. 13 Driving moment of SSDA

#### 4 折展机构非过约束设计

由于本文所述的 Bennett 折展机构属于过约束机构,只有在满足严格的几何约束的条件下才具有单自由度折展功能。因此为避免因制造及装配误差导致的折展机构失效,需要首先通过引

入消极运动副将 Bennett 折展机构变为非过约束机构,以使其能够适应制造及装配误差。文献 [30] 已经注意到了这一问题,并提出了 RSUR 机构的替代性方案。本节将通过理论分析,讨论非过约束设计解决方案。

对于图 10 所示的折展机构,假设  $R_1$  及其对应连杆为支链 1,  $R_2 \sim R_4$  及其对应连杆为支链 2,则构成了一个双支链的并联机构。转动副  $R_1 \sim R_4$  所对应的运动螺旋为  $\$1 \sim \$4$ 。设对角线  $KN=2l$ ,  $JM=2m$ ,且对角线夹角为  $\gamma$ 。  $KN$  与  $JM$  的中点分别为  $E, F$ ,且  $EF=n$ 。取  $E$  点为原点,  $EF$  方向为  $X$  轴,  $EK$  方向为  $Y$  轴,建立图 10 中所示的坐标系。4:  $J(n, -m\cos\gamma, m\sin\gamma)$ ,  $K(0, l, 0)$ ,  $M(n, m\cos\gamma, -m\sin\gamma)$ ,  $N(0, -l, 0)$ 。

支链 1 的运动螺旋  $\$1$  可以表示为:

$$\begin{aligned} \$1 &= [KJ \times JN; KJ \times (KJ \times JN)] = \\ &= [m \sin\gamma \quad 0 \quad -n; mn \cos\gamma \quad m^2 \sin^2\gamma + \\ &\quad n^2 \quad m^2 \sin\gamma \cos\gamma]. \end{aligned} \quad (30)$$

运动螺旋  $\$1$  对应的约束螺旋为:

$$N_1 = \begin{cases} \$11^r = [1 \quad 0 \quad 0; 0 \quad 0 \quad m \cos\gamma] \\ \$12^r = [0 \quad 1 \quad 0; 0 \quad 0 \quad \frac{n^2 - m^2 \sin^2\gamma}{n}] \\ \$13^r = [0 \quad 0 \quad 1; 0 \quad 0 \quad \frac{m^2 \sin\gamma \cos\gamma}{n}] \\ \$14^r = [0 \quad 0 \quad 0; 1 \quad 0 \quad \frac{m \sin\gamma}{n}] \\ \$15^r = [0 \quad 0 \quad 0; 0 \quad 1 \quad 0] \end{cases}. \quad (31)$$

支链 2 的运动螺旋为:

$$N_2 = \begin{cases} \$2 = [MK \times KJ; K \times (MK \times KJ)] = \\ \quad [l \sin\gamma \quad n \sin\gamma \quad n \cos\gamma; ln \cos\gamma \quad 0 \quad -l^2 \sin\gamma] \\ \$3 = [NM \times MK; M \times (NM \times MK)] = \\ \quad [m \sin\gamma \quad 0 \quad n; mn \cos\gamma \quad -m^2 \sin^2\gamma - n^2 \quad -m^2 \sin\gamma \cos\gamma] \\ \$4 = [JN \times NM; N \times (JN \times NM)] = \\ \quad [-l \sin\gamma \quad n \sin\gamma \quad n \cos\gamma; ln \cos\gamma \quad 0 \quad l^2 \sin\gamma] \end{cases}. \quad (32)$$

由于  $JK$  为机架,  $KM$  和  $JN$  分别为输入杆和输出杆,为保证运动规律不发生变化,可以在  $M$  或  $N$  处引入消极运动副,本文选择在  $N$  处引入消极运动副。依据并联机构消极运动副引入规则,消极运动副对应的螺旋系  $N_3$  应属于  $N_1$  但不属于  $N_2$ 。考虑到 Bennett 机构的阶数为 3,为使

机构变为非过约束机构,需要引入的消极运动副所对应螺旋系的秩应为 3。因此,在  $N$  处引入消极运动副的组合可以为 RRR, RRP, RPP 及 PPP 四种,由于  $N$  处已有转动副  $R_4$ ,为满足  $N_3$  不属于  $N_2$ , RRR 副的组合形式不成立。考虑到  $R$  副的运动精度通常高于  $P$  副,因此本文在  $N$  处

引入 RRP 形式的消极运动副,结合  $N$  处原有转动副  $R_4$ ,可将  $N$  处运动副进一步简化为图 14 所

$$N_3 = \begin{cases} \$_{4'} = [NM; N \times NM] = [n \ l + m \cos \gamma \ -m \sin \gamma; lm \sin \gamma \ 0 \ ln] \\ \$_{4''} = [NM \times (NM \times NJ); N \times (NM \times (NM \times NJ))] \\ \$_{4'''} = [0 \ 0 \ 0; NM] = [0 \ 0 \ 0; n \ l + m \cos \gamma \ -m \sin \gamma] \end{cases} \quad (33)$$

将公式(33)展开并带入相关数值可以证明此时的  $N_3$  秩为 3,且满足( $N_3 \in N_1, N_3 \notin N_2$ )。因此,图 10 所示的过约束机构已经转化为 RSPRR 非过约束机构,当存在制造或装配误差时,机构仍可以实现单自由度折展效果。

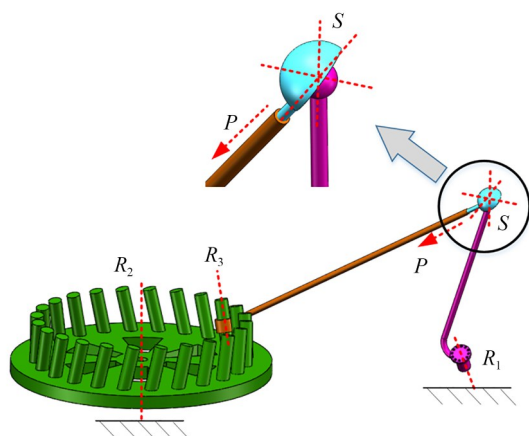


图 14 折展机构非过约束形式

Fig. 14 Non-overconstrained form of deployment mechanism

事实上,当将  $M$  处与  $N$  处同时作为消极运动副的引入位置时,采用上述螺旋理论分析方法则可以构建出 RSUR, RUSR, RSSR, RSPRR, RSCR, RCSR, RURPPR, RUCPR, RRPPRR,

示的 PS 组合。此时,可以得出消极运动副的螺旋系  $N_3$  为:

RCPCR 等大量非过约束设计形式,可以依据实际设计要求进行选取,此处不再赘述。

## 5 结 论

本文针对固面可展开天线的展开机构,设计并分析了一种单自由度折展方案,主要结论如下:

(1)为实现单轴旋转展开的任务需求,提出了基于粒子群算法的收拢态旁瓣波形确定算法,结合等效轴角定理给出了单轴旋转展开的参数确定方案;

(2)以相邻旁瓣运动轨迹为基础,结合拓扑优化方法给出了反射器背架设计方案,并进行了热变形及模态分析,分析结果表明本文提出的背架设计方案可以有效降低反射器热变形,同时大幅提高模态频率;

(3)以一款展开口径为 10 m 的固面可展开天线为例进行了天线折展机构设计,通过运动学及动力学分析,研究了天线折展过程中角位移、角速度、角加速度及驱动力矩的变化规律;

(4)通过构建折展机构螺旋系提出了多种消极运动副引入方案,并最终采用 RSPRR 非过约束机构,避免了折展机构因严格几何约束可能产生的无法展开问题。

## 参考文献:

- [1] 李春升,于泽,陈杰. 高分辨率星载 SAR 成像与图像质量提升方法综述[J]. 雷达学报, 2019, 8(6): 717-731.  
LI C S, YU Z, CHEN J. TN958 overview of techniques for improving high-resolution spaceborne SAR imaging and image quality[J]. *Journal of Radars*, 2019, 8(6): 717-731. (in Chinese)
- [2] TENG F, WAN J X, LIU J. Review of terahertz antenna technology for science missions in space[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2023, 38(2): 16-32.

- [3] DAVARIAN F, BABUSCIA A, BAKER J, *et al.* Improving small satellite communications in deep space—a review of the existing systems and technologies with recommendations for improvement. part I: direct to earth links and SmallSat telecommunications equipment[J]. *IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine*, 2020, 35(7): 8-25.
- [4] DUAN B Y. Large spaceborne deployable antennas (LSDAs) -a comprehensive summary [J]. *Chinese Journal of Electronics*, 2020, 29(1): 1-15.
- [5] CHEN C, DONG J, CHEN J, *et al.* Large spaceborne parabolic antenna: research progress. [J] *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2021; 42(1):

- 523833.
- [6] GÓMEZ-GUILLAMÓN BUENDÍA V, LIBERTO S, GOUSSETIS G, *et al.* Review of antenna technologies for very high frequency Data Exchange Systems[J]. *International Journal of Satellite Communications and Networking*, 2023, 41 (2): 122-133.
- [7] 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.
- LIU R Q, SHI C, GUO H W, *et al.* Review of space deployable antenna mechanisms[J]. *Journal of Mechanical Engineering*, 2020, 56(5): 1-12. (in Chinese)
- [8] 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.
- MA X F, LI Y, XIAO Y, *et al.* Development and tendency of large space deployable antenna reflector[J]. *Space Electronic Technology*, 2018, 15(2): 16-26. (in Chinese)
- [9] CHANDRA M, KUMAR S, CHATTOPADHYAYA S, *et al.* A review on developments of deployable membrane-based reflector antennas[J]. *Advances in Space Research*, 2021, 68(9): 3749-3764.
- [10] 刘丽坤, 周志成, 郑钢铁, 等. 大型网状可展开天线的动力学与控制研究进展[J]. 中国空间科学技术, 2014, 34(2): 1-12.
- LIU L K, ZHOU Z C, ZHENG G T, *et al.* Advance of dynamics and control of the satellite with large mesh deployable antenna[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2014, 34(2): 1-12. (in Chinese)
- [11] 郑士昆, 冀有志, 崔兆云, 等. 环境一号 C 星 SAR 天线设计与分析[J]. 雷达学报, 2014, 3(3): 266-273.
- ZHENG S K, JI Y Z, CUI Z Y, *et al.* Design and analysis of HJ-1-C satellite SAR antenna[J]. *Journal of Radars*, 2014, 3(3): 266-273. (in Chinese)
- [12] 唐雅琼, 李团结, 陈聪聪. 环形张拉式索网可展开天线创新设计与分析[J]. 西安电子科技大学学报, 2022, 49(4): 193-200.
- TANG Y Q, LI T J, CHEN C C. Design and analysis of a new hoop tensegrity structure for space deployable antennas[J]. *Journal of Xidian University*, 2022, 49(4): 193-200. (in Chinese)
- [13] THOMAS M. Inflatable space structures[J]. *IEEE Potentials*, 1992, 11(4): 29-32.
- [14] 周晓涛, 马小飞, 李欢笑. 柔性张拉薄膜可展开空间天线研究现状与发展趋势[J]. 中国空间科学技术, 2022, 42(4): 77-91.
- ZHOU X T, MA X F, LI H X. Review of flexible tensioned thin-film deployable antennas[J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2022, 42(4): 77-91. (in Chinese)
- [15] 卫剑征, 苗常青, 杜星文. 充气平面天线结构展开过程仿真分析[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2007, 39(9): 1398-1401, 1465
- WEI J Z, MIAO C Q, DU X W. Simulation analysis of deployment process of inflatable planar antenna structure[J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2007, 39(9): 1398-1401, 1465. (in Chinese)
- [16] ESCRIG F. Expandable space structures[J]. *International Journal of Space Structures*, 1985, 1(2): 79-91.
- [17] 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): 1656-1658.
- LUO A N, LIU H P, LI Y, *et al.* Structural analysis of flowerlike deployable antenna[J]. *China Mechanical Engineering*, 2012, 23(14): 1656-1658. (in Chinese)
- [18] 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 R Q, TIAN D K, DENG Z Q. Research actuality and prospect of structure for space deployable antenna[J]. *Journal of Machine Design*, 2010, 27(9): 1-10. (in Chinese)
- [19] 史创, 刘名利, 郭宏伟, 等. 大型二维多折展开平面天线机构设计及动力学特性分析[J]. 光学精密工程, 2021, 29(12): 2868-2876.
- SHI C, LIU M L, GUO H W, *et al.* Mechanism design and dynamic analysis of large-scale two-dimensional deployable planar antenna[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2021, 29(12): 2868-2876. (in Chinese)
- [20] 田大可, 范小东, 金路, 等. 六棱柱模块化可展开天线形面精度分析[J]. 光学精密工程, 2021, 29(12): 2855-2867.
- TIAN D K, FAN X D, JIN L, *et al.* Surface accuracy analysis for hexagonal prism modular de-



- ployable antenna[J]. *Opt. Precision Eng.*, 2021, 29(12): 2855-2867. (in Chinese)
- [21] NAKANO H, YAMAUCHI J, HASHIMOTO S. Sunflower spiral antenna[J]. *IEICE TRANSACTIONS* (1976-1990), 1981, 64(12):763-769.
- [22] GUEST S D, PELLEGRINO S. A new concept for solid surface deployable antennas[J]. *Acta Astronautica*, 1996, 38(2): 103-113.
- [23] CHAE S, YEOH, LEE SY, *et al.* Deployment behaviors of CFRP reflector under zero-gravity environment[J]. *International Journal of Aerospace System Engineering*, 2020, 7(1):1-6.
- [24] BUJAKAS V I, KAMENSKY A A. *Self-Setting Locks for Petal Type Deployable Space Reflector* [M]. Mechanisms and Machine Science. Cham: Springer International Publishing, 2016: 177-187.
- [25] HUANG H, CHENG Q, ZHENG L, *et al.* Development for petal-type deployable solid-surface reflector by uniaxial rotation mechanism[J]. *Acta Astronautica*, 2021, 178: 511-521.
- [26] 徐彦, 成强, 黄河, 等. 绕单轴旋转的固面可展开天线展开过程研究[J]. *工程设计学报*, 2020, 27(3): 301-306.
- XU Y, CHENG Q, HUANG H, *et al.* Study of deploying process of solid-surface deployable antenna rotating along a single axis[J]. *Chinese Journal of Engineering Design*, 2020, 27(3): 301-306. (in Chinese)
- [27] HUANG H, GUAN FL, PAN LL, *et al.* Design and deploying study of a new petal-type deployable solid surface antenna [J]. *Acta Astronautica*, 2018, 148: 99-110.
- [28] TAN G, DUAN X, NIU D, *et al.* Visual synthesis of uniaxial synchronous deployment mechanisms for solid-surface deployable antennas [J]. *Mechanism and Machine Theory*, 2022, 178: 105073.
- [29] 谭国栋. 新型固面可展开天线的机构设计与优化 [D]. 西安:西安电子科技大学, 2019.
- TAN G D. *The Structural Design and Optimization for a New Solid Surface Deployable Antenna* [D]. Xi'an: Xidian University, 2019.
- [30] 马军, 段学超, 谭国栋. 基于Bennett衍生机构的固面可展开天线设计[J]. *电子机械工程*, 2023, 39(2): 5-9.
- MA J, DUAN X C, TAN G D. Design of solid surface deployable antenna based on Bennett derivative mechanism[J]. *Electro-Mechanical Engineering*, 2023, 39(2): 5-9. (in Chinese)
- [31] ELBES M, ALZUBI S, KANAN T, *et al.* A survey on particle swarm optimization with emphasis on engineering and network applications [J]. *Evolutionary Intelligence*, 2019, 12(2): 113-129.

#### 作者简介:



李 昊(1993—),男,陕西西安人,博士,工程师,2022年于西安交通大学获博士学位,现为西安空间无线电技术研究所工程师,主要从事空间可展开机构研究。E-mail: lh651628333@stu.xjtu.edu.cn



马小飞(1980—),男,甘肃甘谷人,博士,研究员,博士生导师,现为航天五院西安分院空间天线技术研究所所长,主要从事星载天线、大型空间可展开结构与机构等方面的研究。E-mail: maxf041600@sina.com