中国科学: 物理学 力学 天文学 2019 年 第 49 卷 第 2 期: 024516
SCIENTIA SINICA Physica, Mechanica & Astronomica physcn.scichina.com
《中国科学》杂志社 SCIENCE CHINA PRESS
论 文 航天动力学专辑

大型椭圆环形可展开天线展开过程动力学数值仿真

马小飞[1], 杨军刚[1], 胡建峰[1*], 张欣[1], 肖勇[1], 赵治华[2]

1. 西安空间无线电技术研究所, 西安 710100;
2. 清华大学航空航天学院, 北京 100084
*联系人, E-mail: 13772000432@sina.com, maxf041600@sina.com

收稿日期: 2018-04-20; 接受日期: 2018-05-28; 网络出版日期: 2018-12-04
国家自然科学基金(编号: U1537213)资助

摘要 大型椭圆环形桁架式天线以其在偏馈型高精度网状天线应用上独特优势, 吸引众多学者关注. 大型椭圆环形天线展开过程复杂, 在轨展开有一定风险, 而天线在轨能否成功展开是决定卫星任务成败的关键. 为了提高展开可靠性和部件受载安全性, 必须借助仿真手段全面识别天线展开动力学特性, 获取展开过程部件受载特性. 大型椭圆环形天线属于典型柔性多体系统, 采用几何精确梁实现对变形较大横杆、纵杆建模, 并基于一维移动介质动力学理论对柔性绳索建模, 结合对变形极小的铰链、斜杆等部件做刚性假设, 实现其展开过程动力学建模及仿真. 在此基础上, 对天线展开不同步性现象及原因进行分析, 得到部件柔性及绳子经铰链摩擦损耗是其重要内因; 此外, 从能量角度对展开进行分析, 得到摩擦损耗及网面张力是影响驱动绳受力及杆件受力最重要因素. 最后, 为提高展开可靠度, 给出了设计优化建议.

关键词 椭圆天线, 不同步性, 动力学仿真, 能量分析

PACS: 84.40.Ba, 83.85.Vb, 02.60.-x, 46.70.-p

1 引言

随着卫星有效载荷技术的快速发展, 新一代通信卫星、遥感卫星、对地观测卫星等都提出了针对5 m以上展开口径、偏馈型高精度网状天线的需求, 其中环形天线以其结构形式简单、展开口径大、收拢体积小等优点而备受青睐. 在大型高精度环形网状天线研究领域, 美国TRW Astro Aerospace公司已研制出可工作于Ku/Ka频段的6 m口径环形可展开天线(以下简称环形天线), 其型面精度可达0.62 mm[1,2], 国外其他国家尚没有这类天线研究的报道. 国内经过多年发展已经取得长足进步, 中国空间技术研究院西安分院研制的各类网状天线已经多次成功在轨应用, 达到国际先进水平.

环形天线有两种结构形式, 根据投影口径切割抛物面几何拓扑结构方式的不同, 可分为圆形口径结构

引用格式: 马小飞, 杨军刚, 胡建峰, 等. 大型椭圆环形可展开天线展开过程动力学数值仿真. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2019, 49: 024516
Ma X F, Yang J G, Hu J F, et al. Deployment dynamical numerical simulation on large elliptical truss antenna (in Chinese). Sci Sin-Phys Mech Astron, 2019, 49: 024516, doi: 10.1360/SSPMA2018-00131

© 2018 《中国科学》杂志社

和椭圆形结构[3]. 采用圆形口径结构时, 难于将所有周边连接点都放着在理论抛物面上, 带来一定的型面精度损失同时导致天线周边桁架杆件承受一定弯曲载荷. 因此, 针对高精度需求, 椭圆口径桁架结构相比圆形口径更具适用性. 另外, 从电性能例如增益、测向精度、赋形波束、轴向比、照度、频带、交叉极化以及副瓣比等多个方面来看, 椭圆口径反射面天线更具优势. 要获得高增益, 就要求天线具有大口径、高隔绝性和大F/D值, 椭圆口径反射面相对于圆形口径更易满足[4,5]; 椭圆口径反射面天线发出的波束宽度窄、方向性高、具有高测向精度, 还可以通过控制竖直和水平方向波束, 将圆形波束转变为椭圆波束, 获得赋形波束和所需的轴向比[6]; 此外椭圆口径反射面可提高主平面方向图, 以适应主馈源的辐射方向图, 进而获得高照度; 同时, 由于反射面与馈源间无阻挡并且高隔绝, 可获得较低的交叉极化、较低的副瓣比和较宽的频带. 根据公开文献报道, 美国TRW Astro Aerospace公司研制的高精度环形天线均采用了椭圆结构形式, 其中2000年发射的Thuraya通信卫星(图1(a))中应用了口径为12 m×16 m椭圆环形天线, 其在轨型面精度RMS达到1.3 mm; 2016年发射的SMAP卫星(图1(b))搭载了6 m电口径的AM-lite椭圆环形天线, 其在轨型面精度RMS优于1 mm. 因此椭圆口径反射面天线具有广泛的应用前景, 值得深入研究.

环形天线展开过程复杂, 在轨展开有一定风险, 在轨能否成功展开是决定卫星任务成败的关键. 为了提高展开可靠性和部件受载安全性, 必须借助仿真手段全面识别天线展开动力学特性, 获取展开过程部件受载特性, 为天线结构优化提供指导和依据. 国内外对网状天线展开过程及其动力学特性研究, 主要集中在圆环形可展开天线. Li等人[7–15]基于刚体动力学分析了环形天线同步展开过程及相关动力学特性; 彭云等人[16–19]基于几何精确梁研究了大型环形天线的柔性体建模及展开过程优化; 李培和田强[20]建立了基于绝对节点坐标描述的柔性梁单元, 并建立了环形天线柔性动力学模型, 进行了运动学及展开过程分析. 目前, 对于椭圆环形天线展开动力学研究成果, 并无相关权威文献资料可查.

相比环形天线, 椭圆环形天线最大区别在于展开后其周边桁架呈现椭圆构型. 本文基于文献[16–19]中环形天线柔性多体动力学建模方法, 实现对大型椭圆环形天线展开过程动力学建模. 在此基础上, 分析椭圆天线展开过程, 展开不同步性、关键部件受力特性、以及展开过程中能量变化特性, 在此基础上给出了影响展开过程关关键部件受载的主要因素.

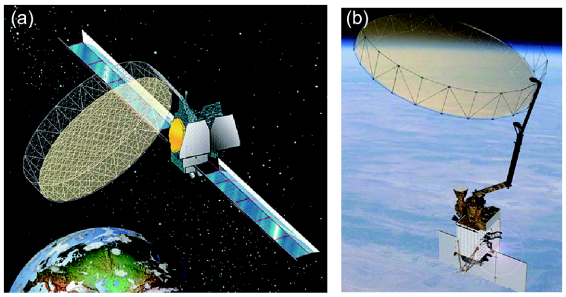


图 1 (网络版彩图)(a) Thuraya通信卫星; (b) SMAP卫星

Figure 1 (Color online) (a) Thuraya commucation satellite; (b) SMAP satellite.

2 大型椭圆环形天线展开过程分析

2.1 动力学建模

类似于大型圆环形天线, 大型椭圆环形天线主要由椭圆周边环形桁架和张力索网组成, 其中椭圆周边环形桁架由若干个平行四边形单元组成(图2), 每个单元由横杆、竖杆、粗细斜杆及展开铰链组成, 并利用平行四边形对角可伸缩的原理实现天线收拢/展开; 张力索网由金属网、主网、副网和张力阵组成, 金属网附着于主网上, 主、副网通过张力阵形成预应力结构, 使得主网张紧成为设计的抛物面. 由于圆环形天线展开后呈圆形, 所有铰链周向均为固定角度; 而不同于圆环形天线, 椭圆天线展开后呈椭圆形, 各铰链展开后周向展开角度并非完全相同, 为了实现天线收拢时呈现圆形并减少加工制造误差, 椭圆环形天线铰链设计时在圆环天线铰链基础上进一步释放了周向转动自由度, 铰链架分为两部分, 并允许相互绕主轴在一定范围内转动, 同时采用限位装置限定周向转动角度范围, 如图3所示.

大型椭圆桁架天线展开过程一般分为预展阶段和电机驱动展开阶段. 在预展阶段, 天线由收拢状态开始解锁, 通过放置在同步铰内扭簧的作用, 天线展开一定初始口径; 在电机驱动展开阶段, 驱动电机带动贯穿于斜杆内的绳索收缩, 从而使天线逐渐展开; 当天线展开到位时, 放置于粗斜杆和细斜杆间的锁定装置、T型

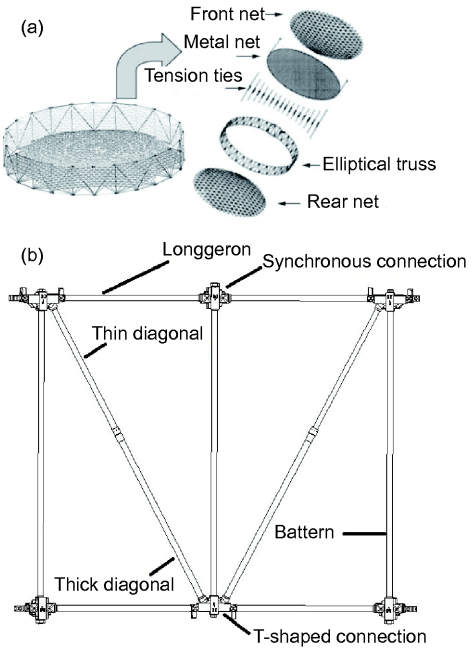


图 2 (a) 椭圆反射器组成示意; (b) 桁架四边形单元示意

Figure 2 (a) Composition of elliptical reflector; (b) composition of quadrilateral element.

铰链内锁定装置到位锁定，使整个天线实现展开状态固化.

大型椭圆环形天线包含了大量刚性铰链、复材杆件、索网、动力绳等部件，刚性和柔性部件间以运动副连接，在展开过程中涉及多数部件三维空间大范围平动与转动，属于典型的柔性多体系统. 在建模时，横、纵杆由几何精确梁单元划分[21]；前后网面由索单元划分[22]；金属网主要考虑作为配重施加在前网张力密度上，并忽略其刚度对索网张力影响；驱动绳及索过滑轮的摩擦采用的基于任意拉格朗日欧拉(Arbitrary Lagrange Euler)描述方法的变长度索单元建模[23]; 其他部件均被考虑为刚体，其中天线铰链在一定角度范围内转动特性、横杆锁定及斜杆锁定采用接触建模[24]，如图4所示.

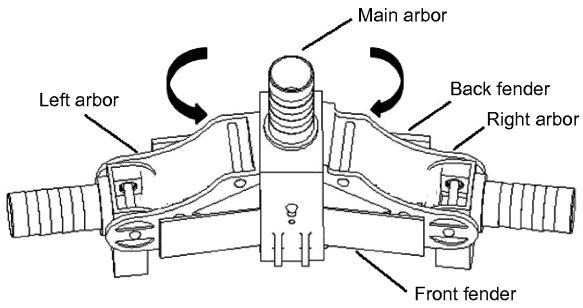


图 3 椭圆天线铰链结构示意

Figure 3 The structure of the hinges of elliptical antenna.

椭圆环形天线系统建模时基于分析力学采用第一类拉格朗日方程描述其运动规律[25]:

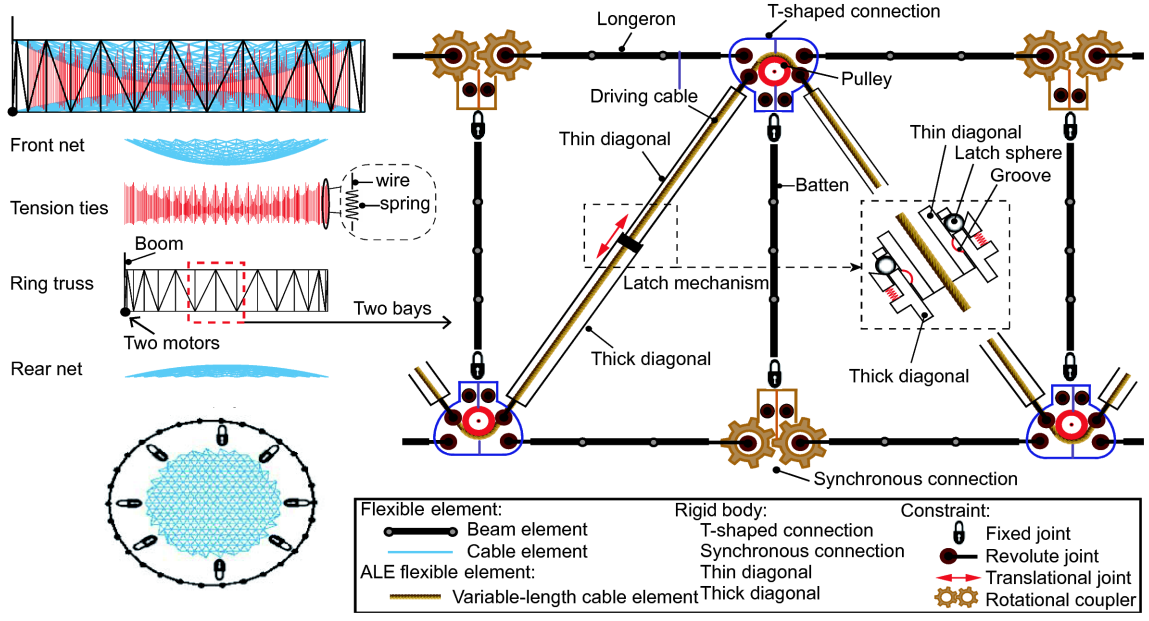


图 4 (网络版彩图)椭圆环形天线部件建模方法

Figure 4 (Color online) Elliptical antenna component modeling method.

$$\frac{\mathrm{d}}{\mathrm{d}t}\left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}}\right)-\frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}}=\mathbf{Q}(t,\mathbf{q},\dot{\mathbf{q}},\ddot{\mathbf{q}})+\left(\frac{\partial \mathbf{C}}{\partial \mathbf{q}}\right)^{\mathrm{T}}\lambda,$$
$$\mathbf{C}(\mathbf{q})=\mathbf{0}, \tag{1}$$

其中, 拉氏量L为系统动能T与势能V之差, 即$L=T-V$; 广义坐标$\mathbf{q}$是N维列向量, 为待求量; $\mathbf{Q}$为广义力, 其在一般意义上可以是时间、广义坐标、广义速度、广义加速度的函数; M个代数方程$\mathbf{C}(\mathbf{q})$描述部件间连接关系, 均仅是广义坐标的函数; 每个约束方程对应一个拉氏乘子, 故λ为拉氏乘子构成的M维列向量, 也是待求量; 物理上$(\partial\mathbf{C}/\partial\mathbf{q})^{\mathrm{T}}\lambda$代表约束反力, 上标T代表对矩阵或向量求转置. 全系统共有$N+M$个待求量, 微分代数方程总数也是$N+M$个, 构成定解条件. 该微分代数方程组可通过隐式积分法予以数值求解[26,27].

2.2 椭圆环形天线展开过程仿真

以口径为7×6 m椭圆环形天线为例, 椭圆桁架设计为24个单元, 网面绳索剖分长度约0.3 m, 网面设计时采用了主副网对称等张力设计[28], 展开状态下主副网面张力设计为8–13 N. 基于上述方法建立动力学仿真模型, 其中天线初始口径为40%的口径, 两个电机安装在椭圆长一端, 并同步驱动天线展开, 每个电机收绳速度与电机驱动力满足如下关系:

$$v(t)=0.78\cdot(18.1-0.01F), \tag{2}$$

式中, $v(t)$为电机收绳线速度(单位: mm/s), F为电机输出驱动力(单位: N); 仿真为无重力环境下.

图5所示为无重力环境下椭圆天线仿真的展开不同时刻构型图. 记展开初始时刻为零时刻, 图6给出展开过程中各个斜杆锁定时间情况. 单元从电机近端到远端依次展开并锁定, 存在明显的展开不同步性, 该非同步展开现象与工程试验所得结果相吻合. 进一步分析表明, 展开不同步性主要由于环梁的柔性和动力绳在传动路径行的摩擦衰减引起. 其中, 电机驱动力经动力绳向各单元传递时, 每经过一个单元张力存在摩擦损失. 因此张力从电机端向远处单元传递时会逐个单元呈幂指数衰减(图7), 动力绳经过一个单元传动效率实测约0.85为例, 则电机驱动绳经过12个单元传递至远端的有效功率仅为电机端输出功率的16%左右, 导致距离电机近的单元展开力大而先展开、距离电机远的单元展开力小而后展开, 展开过程动力曲线如图8所示.

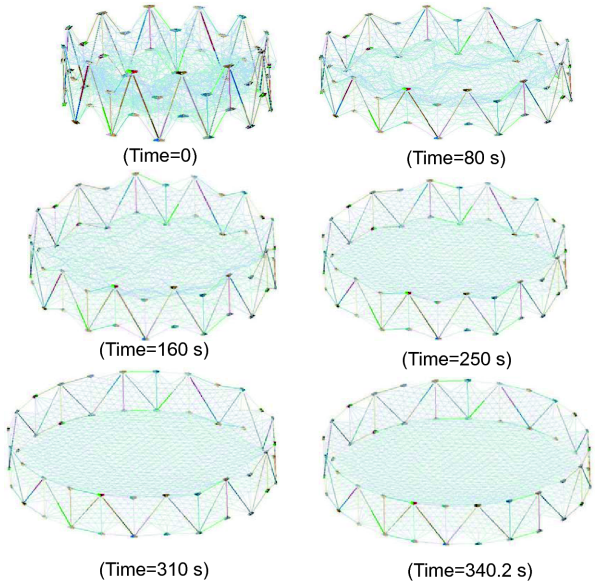


图 5 (网络版彩图) 7×6 m椭圆环形天线展开过程仿真结果

Figure 5 (Color online) Simulation result of deployment of elliptical antenna.

进一步对展开过程杆件受力进行分析, 结果表明由于展开不同步性存在, 使纵杆承受一定的面内弯矩, 并产生较大程度弯曲变形, 展开过程各竖杆承受最大弯矩分布见图9(a), 其中最大弯曲应力出现在远端两侧, 如图9(b)所示.

3 椭圆天线展开过程能量分析

对于整个椭圆天线系统, 动力来源是由扭簧和电机驱动力两部分组成; 在展开初始阶段, 动力绳处于松弛状态, 此时能量主要来自于助力扭簧; 随着展开的进行, 电机驱动力开始逐渐增加, 且逐渐占据主动力位置. 在展开过程中, 除了极小部分能量用于增加整个系统动能外, 绝大部分能量主要用于克服斜杆间摩擦力作用以及T型铰和驱动绳之间的摩擦力作用; 另外, 在展开过程中, 由于部件柔性及展开不同步性, 杆件发生一定的变形, 整个环梁会储存一部分弹性势能; 最后柔性索网在展开过程中也会储存一些弹性势能. 展开过程中, 能量变化情况如下式:

$$W_T(t)=V_{\mathrm{B}}(t)+V_W(t)+W_{\mathrm{f}}(t)+T_{\mathrm{S}}(t), \tag{3}$$

其中, $W_T(t)$为扭簧力和驱动力做功; $W_{\mathrm{f}}(t)$为摩擦力做功$V_{\mathrm{B}}(t)$指环梁储存的弹性势能; $V_W(t)$指索网储存的弹

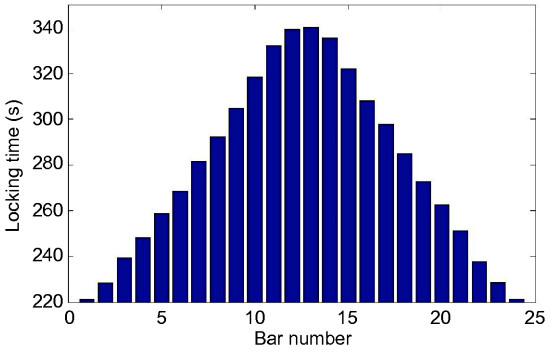


图 6 (网络版彩图)斜杆锁定时间

Figure 6 (Color online) The diagon locking time.

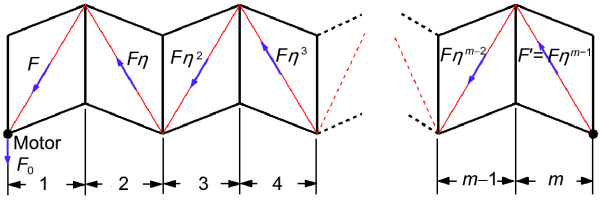


图 7 (网络版彩图)动力绳张力逐个单元传递衰减示意图

Figure 7 Illustration of one by one reduction of driving cable tension.

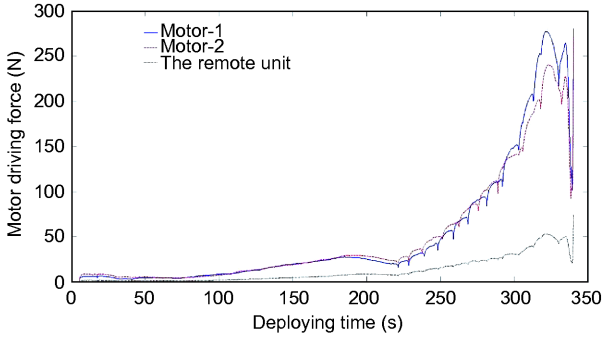


图 8 (网络版彩图)7×6 m椭圆环形天线展开过程电机驱动力曲线

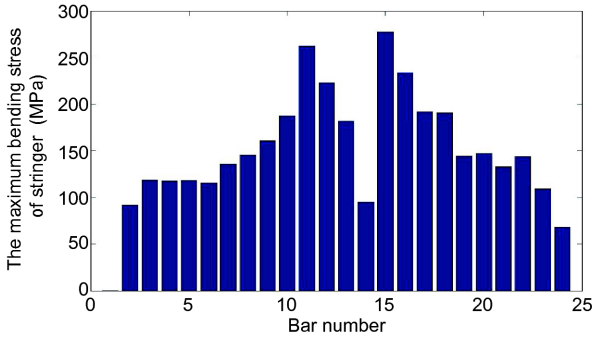
Figure 8 (Color online) Motor driving force curve of ellipse Hoop-truss antenna.

性势能; $T_S(t)$指系统动能.

在对仿真结果分析中发现, 系统动能相较于其他各项极小, 本文主要针对展开过程中主动力做功和柔性部件势能情况进行分析.

3.1 展开过程主动力做功分析

对于整个天线系统, 主动力由扭簧驱动力和电机驱动力组成. 接下来分别对其做功情况进行分析. 设



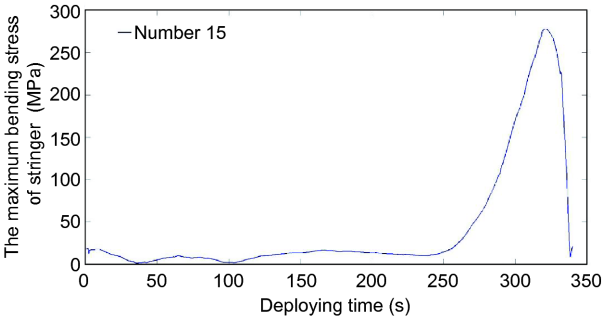


图 9 (网络版彩图)(a) 展开过程纵杆最大弯曲应力统计; (b) 纵杆最大弯曲应力变化曲线

Figure 9 (Color online) (a) The maximum bending stress of vertical bars; (b) the maximum bending stress of vertical bars.

驱动力做功为W_F, 则有

$$\mathrm{d}W_F = F\mathrm{d}s, \tag{4}$$

其中, F为电机驱动力, s为电机收缩位移. 根据电机特性, 则式(4)可表达为

$$\mathrm{d}W_F(t) = 10^{-3}\left(\int_0^t 14.118F\,\mathrm{d}t\right) - 10^{-6}\left(\int_0^t 7.8F^2\mathrm{d}t\right). \tag{5}$$

根据上式表明, $W_F(t)$可以表达为只跟F有关的函数. 在上一节中我们已经得到$F(t)$随展开时间的变化曲线. 根据复化梯形公式可以得到$W_F(t)$随展开时间的变化曲线, 如图10所示, 在展开过程中能量注入均匀性很差, 展开很长一段时间内, 电机输入能量都很少, 在展开后期网面即将张紧时能量才被集中注入.

椭圆天线铰链内扭簧输出弯矩T和转角θ存在如下式线性关系:

$$T = 4.5 - \frac{5}{\pi}\theta, \tag{6}$$

则展开过程中扭簧做功和转角有如下微分关系:

$$\mathrm{d}W_T = T\mathrm{d}\theta. \tag{7}$$

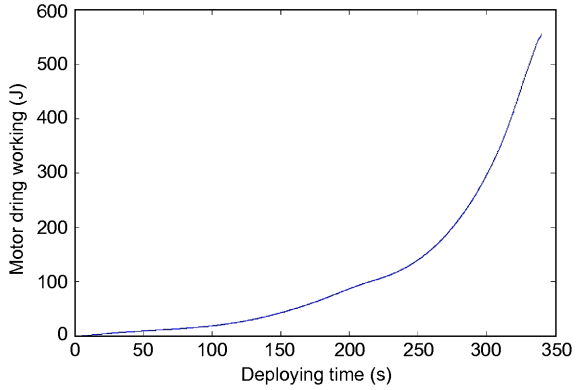


图 10 (网络版彩图)展开过程驱动力做功时变曲线

Figure 10 (Color online) The work of motor driving force during deploying.

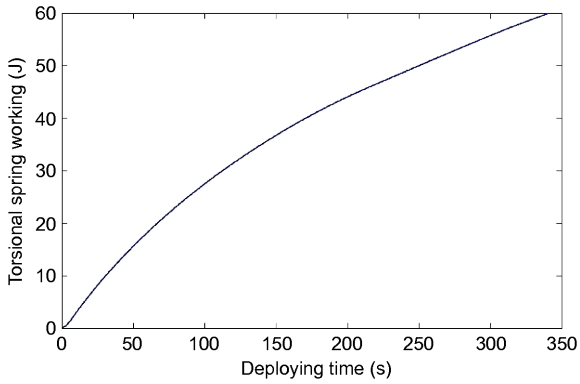


图 11 展开过程扭簧做功时变曲线

Figure 11 The work of Torsional spring during deploying.

扭簧做功可表达为

$$W_T(t)=\int_0^t T\mathrm{d}\theta = 4.5(\theta(t)-\theta_0)-\frac{5}{2\pi}(\theta(t)-\theta_0)^2. \tag{8}$$

扭簧做功如图11所示. 相较于电机驱动力注入555.8 J能量, 扭簧做功仅为59.8 J. 由于扭簧输出力矩随着天线展开迅速降低, 因此扭簧做功主要集中于展开前期, 展开后期能量注入很少.

3.2 展开过程弹性势能分析

通过第二小节对天线建模描述, 整个天线系统势能主要来自两部分: 环梁和索网. 根据几何精确梁理论, 梁单元势能可表达为[29]

$$V_b=\frac{L}{2}\int_0^1\left[EJ_0\kappa_1^{\,2}+EJ_1\kappa_2^{\,2}+EJ_2\kappa_3^{\,2}+EA\varepsilon^{\,2}+GAk\gamma_1^{\,2}+GAk\gamma_2^{\,2}\right]\mathrm{d}\xi, \tag{9}$$

其中, E为杨氏模量, G 为剪切模量, k指铁木辛科切变系数; J_0, J_1, J_2为截面转动惯量; A为截面面积; ε为沿中心线切线方向的正应变, γ_1, γ_2为剪应变; κ_1, κ_2, κ_3为截面中心线的曲率.

环梁和索网在展开过程中势能变化趋势见图12. 在展开初期, 杆件受力较小, 环梁弹性势能几乎为零, 随着展开进行逐渐增加; 当斜杆开始锁定后, 逐渐出现展开不同步现象, 在展开到位前10 s左右, 环梁弹性势能达到峰值, 之后达到展开状态后, 杆件受力迅速下降, 环梁弹性势也随之下降.

在展开前期, 网面松弛、索网弹性势能在展开很长一段时间内几乎为零; 即将展开到位时, 网面张紧、索网弹性迅速增加, 展开到位后达到稳定.

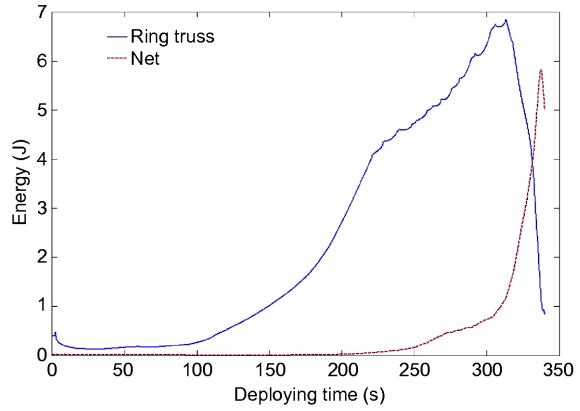


图 12 (网络版彩图)展开过程弹性势能时变曲线

Figure 12 (Color online) Elastic potential energy during deploying.

进一步分析整个天线展开过程能量变化, 结果表明展开过程中电机做功总量555.8 J, 天线网面实际展开需要的能量仅6 J左右, 仅占输入总能量10.8%, 即电机做功绝大多数消耗在动力绳传递路径上, 因此动力绳传动效率是影响天线展开驱动力的重要因素.

此外, 随着网面张紧、网面势能达到峰值, 电机驱动力也达到峰值, 因此网面张力也是影响天线展开驱动力的重要因素.

4 结论

通过对椭圆天线展开过程研究发现, 天线依靠电机集中驱动, 通过带动贯穿于斜杆内绳索使其逐渐展

开, 由于部件本身柔性特性以及绳索和铰链摩擦损耗的原因, 展开过程存在不同步性, 该特性导致驱动绳在展开末期承受较大载荷, 杆件承受较大弯曲应力. 通过对展开过程能量分析发现, 扭簧在展开初期输入较多能量, 展开后期很少; 驱动电机展开初期输入能量较少, 展开后期注入大量能量; 扭簧和驱动电机注入能量, 绝大多数被绳索和铰链间摩擦所耗散掉, 仅有极小部分用于索网保证型面所需要的弹性势能. 为了提高展开可靠度, 需尽可能减少绳索和杆件受力.

本文主要研究结论如下:

(1) 传动效率提高1%, 可使驱动绳最大受力减少9.5%, 杆件最大弯曲应力减少5.7%. 因此可以从材料、工艺角度考虑, 尽可能减少驱动绳和铰链间摩擦损耗, 减少展开不同步性, 从而减少杆件和驱动绳受力.

(2) 当网面展开到位弹性势能降低10%, 可使驱动绳最大受力降低15.6%, 杆件最大弯曲应力降低12.3%. 通过进行网面优化设计, 减少网面保证型面所需要的弹性势能, 可以减少展开最后阶段杆件和驱动绳受力.

(3) 在满足重量要求前提下, 可以通过进一步提高杆件刚度, 并优化电机驱动策略, 减少不同步性, 进而达到降低载荷效果.

参考文献

1 Thomson M W. Astromesh deployable reflectors for Ku-and Ka-band commercial satellites. In: Proceedings of 20th AIAA International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit. Montreal, 2002. AIAA-2002-2032

2 Takano T, Miura K, Natori M, et al. Deployable antenna with 10-m maximum diameter for space use. IEEE Trans Antennas Propagat, 2004, 52: 2–11

3 Zhang H Z, Ma X F, Song Y P, et al. Design method of high precision perimeter truss antenna on board (in Chinese). Chin Space Sci Tech, 2013, V33: 1–6 [张华振, 马小飞, 宋燕平, 等. 星载高精度环形网状天线设计方法. 中国空间科学技术, 2013, V33: 1–6]

4 Veruttipong T, Galindo-Israel V, Imbriale W A. Low-loss offset feeds for electrically large symmetric dual-reflector antennas. IEEE Trans Antennas Propagat, 1987, 35: 745–755

5 Sharma S B, Pujara D, Chakrabarty S B. Cross-polarization cancellation in an offset parabolic reflector antenna using a corrugated matched feed. IEEE Trans Anten Propagat, 2009, 8: 861–864

6 Mizusawa M, Urasaki S, Betsudan S I, et al. A dual doubly curved reflector antenna having good circular polarization characteristics. IEEE Trans Antennas Propagat, 1978, 26: 455–458

7 Li T. Deployment analysis and control of deployable space antenna. Aerospace Sci Tech, 2012, 18: 42–47

8 Xiao Y, Luo G H, Chen G D, et al. Study of deploy methods and rules of hoop truss deployable satellite antenna (in Chinese). Mach Design Manufact, 2005, 2: 84–86 [肖勇, 罗国华, 陈国定, 等. 大型可展天线展开方式及规律的研究. 机械设计与制造, 2005, 2: 84–86]

9 Li Y Z, Chen G D, Wang S M, et al. Simulation of deploy process of hoop truss deployable satellite antenna (in Chinese). Mach Design Manufact, 2006, 7: 67–69 [李洲洋, 陈国定, 王三民, 等. 大型可展开卫星天线的展开过程仿真研究. 机械设计与制造, 2006, 7: 67–69]

10 Qi C H, Chang J G, Wang G, et al. Deployment dynamic analysis and control of hoop truss deployable antenna (in Chinese). Acta Astronaut, 2014, 35: 61–68 [齐朝晖, 常进官, 王刚, 等. 周边桁架式可展开天线展开分析与控制. 宇航学报, 2014, 35: 61–68]

11 Zhao M L, Guan F L. Deployment dynamic analysis of circular truss deployable antenna with friction (in Chinese). J Space Sci, 2006, 26: 220–226 [赵孟良, 关富玲. 考虑摩擦的周边桁架式可展天线展开动力学分析. 空间科学学报, 2006, 26: 220–226]

12 Yu Y H, Guan F L, Chen X Y. Dynamic simulation of deployable truss (in Chinese). J Comput Mech, 2005, 22: 197–201 [余永辉, 关富玲, 陈向阳. 可展桁架运动过程动力学模拟. 计算力学学报, 2005, 22: 197–201]

13 Zhao M L. Dynamic Analysis, Simulation and Experiment of Deployable Space Structures (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Hangzhou: Zhejiang University, 2007 [赵孟良. 空间可展结构展开过程动力学理论分析、仿真及试验. 博士学位论文. 杭州: 浙江大学, 2007]

14 Li T J, Zhang Y, Li T. Deployment dynamic analysis and control of deployable truss antenna (in Chinese). Aeronaut J, 2009, 30: 444–449 [李团结, 张琰, 李涛. 周边桁架可展天线展开过程动力学分析及控制, 航空学报, 2009, 30: 444–449]

15 Zhan F. Study on the Homologous Deformation Design of Antenna Structures, Experiment and Clearance of Deployable Structures (in Chinese). Dissertation for Doctoral Degree. Hangzhou: Zhejiang University, 2008 [占甫. 天线结构Homologous变形设计与可展结构试验及间隙研究.

博士学位论文. 杭州: 浙江大学, 2008]

16 Peng Y, Zhao Z H, Zhou M, et al. Flexible multibody model and dynamicsof deployment of mesh antenna. J Guidance Control Dyn, 2017, 40: 1–8

17 Yang J G, Xiao Y, Zhao Z H. Deployment optimization of large hoop-truss antenna based on energy distribution design (in Chinese). Space Electron Tech, 2016, 13: 82–87 [杨军刚, 肖勇, 赵治华. 基于能量分布设计的大型环形天线展开过程优化. 空间电子技术, 2016, 13: 82–87]

18 Peng Y, Yang J G, Xiao Y, et al. Gravity effect on the deployment dynamics of the astromesh (in Chinese). Eng Mech, 2018, 35: 226–234 [彭云, 杨军刚, 肖勇, 等. 重力对大型环形可展天线展开动力学的影响研究. 工程力学, 2018, 35: 226–234]

19 Yang J G, Xiao Y, Zhao Z H, et al. Distributed driving method and numerical analysis of large hoop-truss deployable antenna (in Chinese). Sci Sin-Phys Meach Astron, 2017, 47: 104604 [杨军刚, 肖勇, 赵治华, 等. 大型环形桁架天线分布式驱动展开方法与数值分析. 中国科学: 物理学 力学 天文学, 2017, 47: 104604]

20 Li P, Tian Q. Dynamics of a deployable mesh reflector of satellite antenna: Parallel computation and deployment simulation. J Comput Nonlinear Dyn, 2016, 11: 1903–1918

21 Simo J C, Vu-Quoc L. A three-dimensional finite-strain rod model. Part II: Computational aspects. Comput Methods Appl Mech Eng, 1986, 58: 79–116

22 Bauchau O A. Flexible Multibody Dynamics. Dordrecht: Springer Netherlands, 2011

23 Banerjee A K. Contributions of multibody dynamics to space flight: A brief review. J Guidance Control Dyn, 2003, 26: 385–394

24 Hu J F, Xiao Y, Yang J G, et al. Sensitivity analysis of dynamic parameters of antenna deployment (in Chinese). Space Electron Tech, 2017, 14: 58–63 [胡建峰, 肖勇, 杨军刚, 等. 天线展开过程动力学参数敏感性分析. 空间电子技术, 2017, 14: 58–63]

25 Goldstein H, Poole C P, Safko J L. Classical Mechanics. 3rd ed. San Francisco: Addison Wesley, 2002

26 Hairer E, Wanner G. Solving Ordinary Differential Equations II: Stiff and Differential-Algebraic Problems. 2nd ed. Berlin: Springer-Verlag, 1996

27 Zhao Z H. Research on Modeling and Deployment Dynamics of Flexible Multibody System (Post-doctoral Report). Beijing: Tsinghua University, 2013 [赵治华. 柔性多体系统建模及展开机构动力学研究(博士后出站报告). 北京: 清华大学, 2013]

28 Fan Y S, Li T J, Ma X F, et al. Form-finding method of equal tension cable networks of space mesh antennas (in Chinese). J Xidian Univ, 2015, 45: 49–54 [范叶森, 李团结, 马小飞, 等. 一种等张力空间索网结构找形方法. 西安电子科技大学学报, 2015, 45: 49–54]

29 Wu T H, Hong J Z, Liu Z Y. Advances of geometrically exact 3D beam theory (in Chinese). China Science Paper, 2013, 11: 1126–1130 [吴坛辉, 洪嘉振, 刘铸永. 非线性几何精确梁理论研究综述. 中国科技论文, 2013, 11: 1126–1130]

Deployment dynamical numerical simulation on large elliptical truss antenna

MA XiaoFei[1], YANG JunGang[1], HU JianFeng[1*], ZHANG Xin[1], XIAO Yong[1] & ZHAO ZhiHua[2]

[1] *Xi'an Space Radio Academic Institution, Xi'an 710100, China;*
[2] *School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084, China*

With the unique advantages in the application of bias-feed high-precision mesh antennas, the large elliptical truss antenna (LETA) attracts attention of many scholars. Due to the complexity of the LETA deployment process, there are some potential risks in orbit development. The successful deployment of antenna on orbit is the key to determine the success or failure of satellite missions. In order to improve the deployment reliability and the load safety of the components of the antennas, the dynamic characteristics of the LETA must be fully identified by the means of simulation, and the load characteristics of the components during the deploying process must be obtained. As a typical flexible multi-body system, a geometric precise beam is used to model bars with large deformation in the LETA and the flexible driving cable is modeled based on one-dimensional dynamic medium dynamics theory. The dynamic modeling and numerical simulation of the deploying process are presented in the paper. On this basis, the unsynchronized phenomenon is analyzed, which is caused mainly by the flexibility of components and the friction loss of driving cable through the hinges. In addition, from the perspective of energy, it shows that friction loss and mesh tension are the most important factors affecting the loads of driving cable and truss. Finally, the design optimization suggestions are given to improve the reliability.

large elliptical truss antenna, unsynchronized phenomenon, dynamic simulation, energy analysis

PACS: 84.40.Ba, 83.85.Vb, 02.60.-x, 46.70.-p

doi: 10.1360/SSPMA2018-00131