

大型网状可展开天线的动力学与控制研究进展

刘丽坤¹ 周志成¹ 郑钢铁² 田强³

(1 中国空间技术研究院, 北京 100094) (2 清华大学航天航空学院, 北京 100084)

(3 北京理工大学航天学院, 北京 100081)

摘要 随着卫星移动通信技术的迅猛发展, 为了提高卫星天线增益, 普遍采用大型网状可展开抛物面天线。由于该类天线具有质量惯量大、展开过程耗时长、低刚度等特点, 其展开过程和在轨正常工作期间, 对卫星的动力学和姿态控制有较大影响。文章首先对大型网状可展开天线的特点及其对卫星动力学与控制的影响进行介绍, 然后对大型网状可展开天线带来的动力学与控制相关问题进展进行了综述, 包括: 大型网状可展开天线展开状态动力学建模、展开状态试验验证、展开过程动力学建模、展开过程姿态控制及在轨天线指向控制等。最后对采用大型网状可展开天线的动力学与控制研究方向进一步需深入开展的工作提出了建议。

关键词 姿态控制; 动力学; 大型网状可展开天线; 卫星

DOI: 10.3780/j.issn.1000-758X.2014.02.001

1 引言

随着卫星移动通信技术的迅猛发展, 为了提高同步轨道卫星天线增益, 普遍采用大型可展开抛物面天线。为了支持手持移动通信, 天线电口径要求在 10 m 以上。为了适应发射阶段整流罩的空间约束和在轨的空间环境, 大型天线都采用网状可展开结构, 具有发射收拢、在轨自主展开功能。大型网状可展开天线利用展开机构支撑预应力作用下的张力索网, 形成反射电磁波所需的抛物面型面。该类天线发展已有三十余年, 形式多样。如图 1 所示为采用环形桁架式大型网状可展开天线(简称环形天线)的移动通信卫星, 该天线反射器通过伸展臂与卫星本体相连。环形天线是当前大型网状可展开天线应用较为广泛的结构形式。

与传统的固面天线和安装该类天线的卫星相比, 大型网状可展开天线自身及安装该类天线的卫星有如下特点:

1) 网状天线展开状态结构依靠自平衡预应力维持结构的稳定, 没有施加预应力之前, 张力索网处于松弛状态, 所以大天线结构是一种非线性结构, 这给展开状态的准确建模带来挑战。

2) 网状天线展开状态尺寸大, 反射器的模态试验只能在存在悬吊影响的条件下进行, 如何在有约束的条件下, 对大天线展开状态的动力学特性进行地面验证是验证天线机械设计、保障卫星在轨安全可靠运行的一个关键问题。

3) 网状天线机构多, 展开过程中索网处于零重力漂浮状态, 存在与展开机构钩挂的风险, 索网在预应力加载阶段对拉索驱动力和桁架杆件内部应力有较大影响, 考虑索网的网状天线展开过程建模是多体动力学建模的一项挑战。

4) 网状天线展开时间长, 天线展开过程中整个卫星的质心、转动惯量以及天线的基频都是在连续变化的, 卫星整体是一个变结构系统, 这给展开过程卫星姿态的稳定控制带来更高要求。

5) 网状天线反射器与卫星本体是通过柔性的伸展臂连接, 在振动载荷和热载荷的作用下天线指向与卫星本体姿态可能存在差异, 为了满足天线覆盖区的设计要求, 需要利用卫星姿态机动达到网状天线的指向要求。

本论文结合大型网状可展开天线自身及安装大型网状可展开天线卫星的特点, 对当前国内外大型网状可展开天线的动力学与控制研究进展进行综述, 就网状可展开天线展开状态建模问题、展开状态动力学模型试验验证问题、展开过程动力学建模问题、展开过程的姿态控制问题及在轨指向控制问题的研究进展进行系统的梳理, 并对进一步需深入开展的工作提出自己的看法。

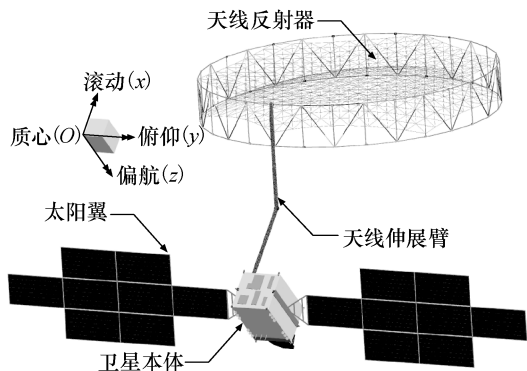


图 1 采用环形桁架式网状可展开天线的卫星
Fig.1 Satellite with large mesh deployable antenna

2 展开状态建模问题研究现状

大型网状可展开天线的展开状态模型一方面指导和验证天线本身的设计, 另一方面应用于控制仿真, 模型的准确性直接影响整星姿态动力学模型的准确性, 进而影响整星姿态性能。

大型网状可展开天线展开状态结构是一种非线性结构。天线反射器展开状态的整体刚度受索网结构面内张力的影响, 存在应力刚化现象。这种非线性特征, 虽然加大了结构分析的难度, 但可以使结构能够自动调整其内力的分布, 降低局部内力的峰值, 提高结构的承载能力, 这也是索网结构能够跨越大距离的主要原因^[1]。

考虑到网状大型可展开天线展开状态结构的复杂性和非线性, 需要采用具有拉索单元的有限元方法进行建模。目前典型的网状天线展开状态建模流程见图 2。首先建立天线初始模型, 初步给定索网结构的预应力, 然后对天线结构进行找形优化设计, 直至天线的形面精度和拉索的最大拉力比满足要求, 取得结构的静力平衡位置, 即结构体系的静力终态。完成找形设计后, 取结构静力终态时各单元的内力与各节点的坐标位置作为动力学分析初始态, 并假定结构在围绕静力平衡位置(静力终态)作微幅振动, 获得反射器展开状态的固有频率和模态, 如果反射器基频满足设计要求, 并且结构机构设计也满足其他裕度要求的情况下, 则可将该模型应用于整星柔性动力学建模, 获得整星姿态动力学方程。文献[2]以前后张力索网的最大拉力和最小拉力的比值作为优化目标, 通过对索网结构平衡矩阵的奇异值分解, 结合线性优化理论, 获得最佳初始预拉力。文献[3]利用 ANSYS 软件, 建立了环形网状可展开天线展开和收拢状态模态分析的有限元计算模型, 给出了展开和收拢状态下天线结构所对应的固有频率和振型。并建立了以一阶固有频率最大、质量最小为目标的天线结构多目标优化设计模型, 基于神经网络和遗传算法, 对天线的结构参数进行了优化。

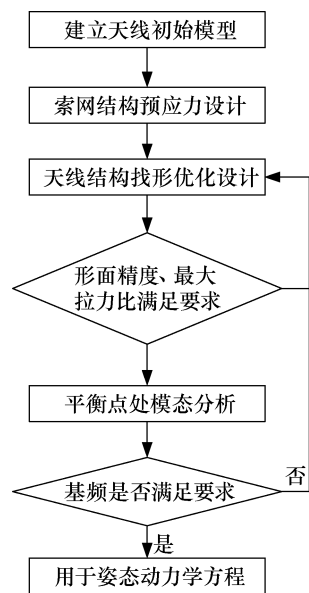


图 2 网状天线展开状态建模流程
Fig.2 Flow chart of modeling of the deployed mesh antenna

网状天线展开状态建模除了可以获得展开状态的固有频率和模态外,还可用于仿真天线在外界激励条件下(如姿态发动机推力脉冲、热致振动等)网面的变形分析。通常通信卫星都对天线网面的型面精度有较高的要求,如果在外界激励条件下,天线网面变形的均方根值超过一定数值后就会对通信质量造成影响,关于此方面尚无公开发表的系统的研究工作。对于地球静止轨道卫星,由于卫星进出地球阴影时都经历较长的半影遮挡,最短半影时间是在春分或秋分点,约为 127 s,在半影期间其太阳光强逐步减弱或逐步增强,因此天线温度变化周期较长,不会导致剧烈的振动;但是天线伸展臂等的热变形问题仍然存在,文献[4]中提到 Thuraya D1 卫星遥测数据表明热变形导致网状天线视轴指向与数字太阳敏感器存在最大 $180''(0.05^\circ)$ 的周期性偏差。对于低轨道的卫星,由于卫星进出地影时间短,如轨道高度为 700 km 的卫星半影遮挡时间约为 8.9 s,天线热致振动问题值得关注。

3 展开状态试验验证问题研究现状

对于网状大型可展开天线,在重力条件下反射器展开状态一般必须依赖支撑(或悬吊)才能保证结构的稳定和结构强度要求,因此反射器的模态试验只能在存在支撑(或悬吊)影响的条件下进行,测得约束状态下的模态与实际在轨自由状态将存在较大差异。在现有地面试验条件下,如何利用网状天线约束状态的模态试验数据,获得天线在轨自由状态动力学参数是一个突出问题。一个思路是利用约束状态的试验数据和已知的地面支撑特性,获得天线在轨自由状态的动力学特性。另一思路是利用安装的敏感器进行在轨动力学参数辨识。

3.1 利用约束状态试验获得自由状态动力学参数

(1) 刚性支撑约束

刚性支撑如图 3 所示,将待识别结构自由度分为内部自由度 i 与固支边界自由度 j 两类。问题是如何通过 j 自由度固支后的动力学特性,来推断 i 、 j 自由度均自由状态下的动力学特性。

Przemieniecki 在他的专著中首先提出了利用约束结构的试验数据来获得自由状态结构的固有频率和模态^[5]。无约束结构自由振动的动力学方程可以表示为

$$\left(\begin{bmatrix} K_{xx} & K_{xy} \\ K_{yx} & K_{yy} \end{bmatrix} - \omega^2 \begin{bmatrix} M_{xx} & M_{xy} \\ M_{yx} & M_{yy} \end{bmatrix} \right) \begin{bmatrix} q_x \\ q_y \end{bmatrix} = 0 \quad (1)$$

$$M_{xx} = K_{xx} \bar{P}_e \bar{\Omega}_e^{-2} \bar{P}_e^{-1} \quad (2)$$

式中 \bar{P}_e 和 $\bar{\Omega}_e$ 为约束系统测试得到的阵型和固有频率。该方法的问题是需要所有约束结构测得的固有频率和阵型数据,这对于大型结构来说是难以实现的。针对此问题文献[6]将 \bar{P}_e 和 $\bar{\Omega}_e$ 分成低阶频率 $\bar{\Omega}_{el}$ 和高阶频率 $\bar{\Omega}_{eh}$, 及低阶模态 \bar{P}_{el} 和高阶模态 \bar{P}_{eh} 。这样, M_{xx} 可表示为

$$M_{xx} \approx K_{xx} \bar{P}_{el} \bar{\Omega}_{el}^{-4} \bar{P}_{el}^T K_{xx} \quad (3)$$

Zhang 和 Zerva 则进一步考虑了约束结构高阶模态对 M_{xx} 的影响^[7], 将 M_{xx} 近似表示为

$$M_{xx} \approx K_{xx} \bar{P}_{el} \bar{\Omega}_{el}^{-2} \bar{P}_{el}^T K_{xx} + (I - K_{xx} \bar{P}_{el} \bar{P}_{el}^T) M_{axx} (I - \bar{P}_{el} \bar{P}_{el}^T K_{xx}) \quad (4)$$

文献[8]对 Zhang 和 Zerva 的方法进一步改进,利用获得的低阶约束模态数据,对理论质量矩阵 M_{axx} 进行修正。

以上刚性支撑方法的共同的特点是由于边界固定,得不到边界的特性,利用试验数据只能获得除了支撑点外的质量矩阵,且需要有限元模型来提供额外的刚度等信息。JPL 在针对 150 m 口径的缠绕肋天线的研制过程提出了多边界条件方法^[9,10],基本思路是既然对于大型空间结构地面支撑不可避免,通过替换支撑位置来获得不同边界条件下的试验数据,再利用最小二乘方法消除约束条件

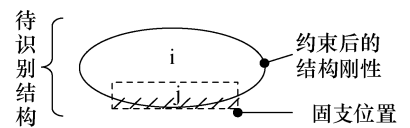


图 3 刚性支撑示意
Fig. 3 Unknown structure with rigid supports

的影响,该方法在工程上较大应用价值。

(2) 弹性支撑约束

弹性支撑如图 4 所示,设计一种动力学特性已知的支撑子结构 2 使待测子结构 1 接地。问题归结为如何利用测得的整体结构和弹性支撑子结构 2 的动力学特性获取待测子结构 1 的动力学特性。采用弹性支撑时,一般通过频域子结构解耦方法,去除支撑结构对待测结构的影响,以得到待测结构自由状态的频响。解耦过程有两种思路:一种是在整体结构上综合一个支撑结构的“负结构”^[11,12];另一种是在整体运动中,用“界面力”来代替支撑结构对待测结构的作用,从而识别待测结构^[13]。

文献[14]提出了一种由任意多个子结构的频响得到整体结构频响的计算公式

$$\tilde{H} = H - HB^T(BHB^T)^{-1}BH \quad (5)$$

式中 \tilde{H} 为整体频响矩阵; $H = \text{diag}(H^1, H^2, \dots)$ 为各子结构频响矩阵对角堆叠而成; B 为表征耦合关系的布尔矩阵。用于“负结构”方法中,式(5)的 H 对应于测得的带有弹性约束的整体频响 \tilde{H} , H^1 对应于测得的支撑结构的“负结构”频响 $-H^1$ 。“界面力”方法是在测量获得整体与支撑子结构的频响后,整体结构在给定外力的作用下,各自由度(包括 i 、 j 、 k 自由度集合)的运动是可知的。通过此时 i 、 j 自由度的响应以及支撑子结构的频响,可以获得支撑子结构对待测子结构的作用力。这样,由 j 、 k 自由度的响应、外力以及界面力,可以识别待测子结构(如图 4、图 5 所示)。

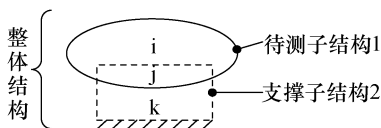


图 4 弹性支撑示意

Fig. 4 Unknown structure with flexible supports

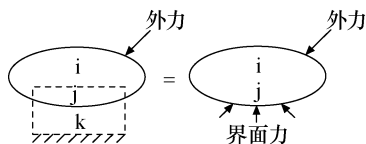


图 5 界面力识别方法

Fig. 5 Interface force decoupling method

文献[15,16]研究了弹性边界试验方法,对待测结构施加弹性支撑,在分别获得整体与支撑结构频响后,通过频域子结构解耦方法,去除支撑结构对待测结构的影响,以得到待测结构自由状态的频响,并通过梁试验表明该方法是可行的。但是针对大型网状可展开天线这样的复杂结构应用效果还需工程检验。

3.2 利用在轨辨识获得动力学参数

另一种获得大型网状可展开天线展开状态动力学特性的方法是在轨参数辨识,主要利用天线在轨的振动信息和卫星姿态信息,在轨获得天线或整星的模态参数。主要有频域方法、时域方法和小波分析方法。频域方法的本质是基于结构的频响函数进行模态参数的识别,需要同时利用结构的激励数据和响应数据,并且要对数据作快速傅里叶变换(FFT),因而除了受到傅里叶变换方法的局限性(如数据能量和信息的损失)影响外,在模态频率比较密集、峰值差异较大及高阻尼比,特别是在有测量噪声时,频域方法的应用可能得出不准确的结果。常用的频域方法主要有极大似然法、分量分析法、导纳圆辨识方法、正交多项式拟合法和非线性优化辨识方法等,环境激励下常用频域方法有峰值拾取法和频域分解法等。时域方法使用结构自由响应采样数据来建立特征矩阵的数学模型,然后根据特征矩阵的特征值与模态参数的关系来识别模态参数。常用的时域方法有 Ibrahim 法、多个参考点复指数法和特征系统实现法(Eigensystem Realization Algorithm, ERA)^[17]。其中 ERA 方法应用广泛,它主要基于最小实现理论,根据实测脉冲响应数据构造 Hankel 矩阵并进行奇异值分解,依阈值决定最小实现系统阶数,进而识别状态空间各系数矩阵,再通过特征值分解识别模态信息^[18]。小波分析方法是继频域和时域方法之后新发展起来的一种模态分析方法^[19],直观的想法是从结构系统脉冲响应函数的小波变换提取模态参数,使用 Laplace 小波与信号的脉冲响应函数进行

相关处理, 将多频的脉冲响应函数分解为单频的脉冲响应函数进行模态参数的估计。小波分析方法具有时频局部化能力, 使得辨识更为精确, 对含噪信号不敏感, 但考虑到实际在轨的计算能力, 在工程中应用有待进一步检验。

4 展开过程建模问题研究现状

大天线展开过程关系到卫星任务的成败。其展开过程可能耗时半小时甚至几天, 同时大天线展开过程中卫星是一个变结构系统, 展开过程会给整星惯量、质心位置带来较大变化。另外在反射器张力索网未张紧前, 与展开状态相比, 天线结构会有更低的基频, 这都对控制系统的设计带来挑战。为了提高大天线展开过程的可靠性, 需要对天线展开过程的动力学进行深入分析, 获得天线展开过程中整星的动力学特性, 从而进行天线设计优化, 并有针对性地进行天线展开过程的姿态控制设计。

对于伸展臂展开过程, 驱动关节可能不直接与中心刚体连接, 而是通过一段伸展臂与星体固接, 从而形成复合柔性结构系统; 另外伸展臂关节驱动过程中, 天线结构和全星构型均呈现为典型的变结构系统^[20]。这些特征与大型数据跟踪和中继卫星的跟踪天线结构特征类似^[21], 其建模方法比中心刚体加柔性附件类航天器复杂。文献[22]对此类复合柔性结构系统耦合动力学建模进行了研究, 其研究成果可以应用到天线伸展臂展开阶段的动力学建模。而对于反射器展开阶段, 由于反射器关节众多, 无法建立整个反射器展开过程的耦合动力学方程, 只能采用多体动力学方法进行分析。

日本 NTT 无线系统实验室针对其研制的模块式悬索网格天线的展开过程动力学进行了大量的研究工作。文献[23]采用坐标分割方法(Coordinate Partitioning Method)和共转有限元方法(Co-rotational Finite Element Method)来建立可展开桁架结构多体动力学模型, 该方法不像其他方法需要求解微分代数方程, 只需求解一组微分方程的最小集, 而且保持了质量和刚度矩阵的稀疏性, 利用该方法开发了基于有限元的简单分区法计算程序。文献[24]进一步在该模型中加入了驱动拉索单元。为了准确表征天线展开过程的动力学特性, 周边桁架和张力索网需要采用柔性多体动力学进行精确建模。目前柔性多体系统动力学一般采用混合坐标法和绝对节点坐标法。传统的浮动坐标法对各部件建立浮动坐标系, 将梁任意一点相对绝对坐标系的运动表示为浮动坐标系的大范围运动和该点相对浮动坐标系的运动合成, 该方法不能得到大变形、大转动系统动力学问题的精确结果, 且非线性的系统质量矩阵还会给动力学方程的求解带来困难。20 世纪 90 年代后期, Shabana 提出绝对节点坐标方法(Absolute Nodal Coordinate Method), 该方法中单元节点的坐标定义在全局坐标系下, 采用斜率矢量代替传统有限单元中的节点转角坐标^[25], 较为适合柔性体的大变形动力学分析。

Yakoub 与 Shabana 首先提出了如图 6 所示的基于绝对节点坐标法的三维梁单元模型^[26]。该梁单元具有 2 个节点, 每个节点有 12 个绝对坐标, 故每个单元有 24 个广义坐标: $\mathbf{e} = [\mathbf{a} \quad \mathbf{e}]^T = [\mathbf{r}_i, \mathbf{r}_{i,x}, \mathbf{r}_{i,y}, \mathbf{r}_{i,z}, \mathbf{r}_j, \mathbf{r}_{j,x}, \mathbf{r}_{j,y}, \mathbf{r}_{j,z}]^T$, 其中 $\mathbf{r}_{i,x}$ 为节点 i 的位置矢量对全局坐标系 x 方向的三维偏导数矢量, 即 $\mathbf{r}_{i,x} = \partial \mathbf{r}_i / \partial x$, 该矢量用来描述梁截面沿着 x 方向的变形。在该单元上, 任意一点的绝对位移用绝对节点坐标表示为 $\mathbf{r} = \mathbf{S} \mathbf{e}$, 其中 \mathbf{S} 为形函数。绝对节点坐标法的三维梁单元模型可以精确获得大变形情况下梁单元的动力学特性, 但单元数量较多时, 运算速度较慢。为了提高计算效率, 若单元梁绕自身轴线的转动可以忽略, 则可采用 Gerstmayr 与 Shabana^[27]提出的细长梁单元来离散环形天线的柔性构件, 如图 7 所示。该单元中任何一点的全局坐标可以表达为

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} r_1 \\ r_2 \\ r_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_0 + a_1 \xi + a_2 \xi^2 + a_3 \xi^3 \\ b_0 + b_1 \xi + b_2 \xi^2 + b_3 \xi^3 \\ c_0 + c_1 \xi + c_2 \xi^2 + c_3 \xi^3 \end{bmatrix} = \mathbf{S} \mathbf{e} \quad (6)$$

式中 ξ 表示该点位于局部坐标系中的位置。该单元每个节点 6 个绝对坐标, 共有 12 个广义的绝

对坐标 $e = [r \quad r_{i,x} \quad r_j \quad r_{j,x}]$ 。在可展开天线的建模中, 展开桁架和索网均可采用这种缩减的梁单元模型。

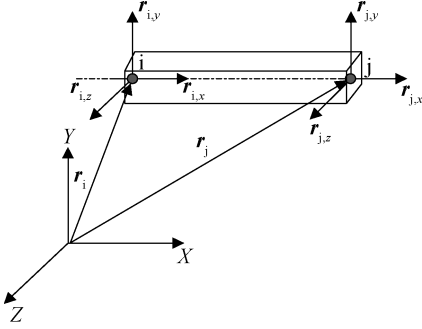


图6 梁单元模型
Fig.6 Model of beam element

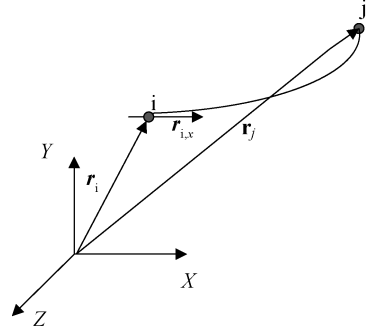


图7 缩减梁单元模型
Fig.7 Model of reduced beam element

多柔体系统动力学方程可由第一类拉格朗日方程得出^[28]。求解多体系统动力学方程常用的方法为 Newmark 方法。在 Newmark 方法基础上, Chung 等提出了一种广义 α 法参数选取方法^[29], 可以耗散系统高频响应且同时较好地保持系统低频响应, 迭代过程如下

$$\left. \begin{aligned} \mathbf{q}_{n+1} &= \mathbf{q}_n + h\dot{\mathbf{q}}_{n+1} + h^2 \left(\frac{1}{2} - \beta \right) \mathbf{a}_n + h^2 \beta \mathbf{a}_{n+1} \\ \dot{\mathbf{q}}_{n+1} &= \dot{\mathbf{q}}_n + h(1 - \gamma) \mathbf{a}_n + h\gamma \mathbf{a}_{n+1} \\ (1 - \alpha_n) \mathbf{a}_{n+1} + \alpha_n \mathbf{a}_n &= (1 - \alpha) \ddot{\mathbf{q}}_{n+1} + \alpha \ddot{\mathbf{q}}_n \\ \mathbf{a} &= \ddot{\mathbf{q}} \\ \alpha_n &= (2\rho - 1) / (\rho + 1), \quad \alpha = \rho / (\rho + 1) \\ \beta &= \frac{(1 + \alpha - \alpha_n)^2}{4}, \quad \gamma = \frac{1}{2} + \alpha - \alpha_n \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

式中 \mathbf{q} 为系统广义坐标; ρ 为算法的谱半径, 它决定算法耗散能量分布的频率范围, $\rho \in [0, 1]$ 。文献[30]应用绝对坐标法和广义 α 方法研究了星载柔性机械臂在抓取漂浮目标过程中机械臂-星体-太阳翼的刚柔耦合动力学与控制问题。这为绝对节点坐标法在天线展开过程建模中的应用提供了参考。文献[31]对大型网架式空间结构含运动副间隙的多体系统动力学、索网接触和缠绕动力学等非线性问题进行了综述。

实际天线展开过程中, 太阳翼已经展开, 因此在仿真进行天线展开过程动力学分析时, 需要考虑太阳翼柔性特性的影响。考虑太阳翼的整星柔性动力学模型为

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M} & \mathbf{0} & \mathbf{F}_{\text{trs}} & \mathbf{F}_{\text{tls}} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & 4\mathbf{L}^T \mathbf{J}_s \mathbf{L} & 2\mathbf{L}^T \mathbf{F}_{\text{srs}} & 2\mathbf{L}^T \mathbf{F}_{\text{sls}} & \Lambda \\ \mathbf{F}_{\text{trs}}^T & 2\mathbf{F}_{\text{srs}}^T \mathbf{L} & \mathbf{I}_m & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{F}_{\text{tls}}^T & 2\mathbf{F}_{\text{sls}}^T \mathbf{L} & \mathbf{0} & \mathbf{I}_m & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \Lambda^T & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{X}} \\ \ddot{\Lambda} \\ \ddot{\eta}_{\text{rs}} \\ \ddot{\eta}_{\text{ls}} \\ \ddot{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} \\ -8\dot{\mathbf{L}}^T \mathbf{J}_s \mathbf{L} \dot{\Lambda} \\ -2\zeta_{\text{rs}} \Omega_{\text{s}} \dot{\eta}_{\text{rs}} - \Omega_{\text{s}}^2 \eta_{\text{rs}} \\ -2\zeta_{\text{ls}} \Omega_{\text{s}} \dot{\eta}_{\text{ls}} - \Omega_{\text{s}}^2 \eta_{\text{ls}} \\ \varphi_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{P}_s \\ 2\mathbf{L}^T \mathbf{T}_s \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中 \mathbf{F}_{trs} , \mathbf{F}_{tls} , \mathbf{F}_{srs} , \mathbf{F}_{sls} 分别为右板平动耦合系数、左板平动耦合系数、右板转动耦合系数以及左板转动耦合系数; η_{rs} 和 η_{ls} 分别为左右两边柔性体的模态坐标; Ω_{s} 和 Ω_{s} 分别为左右两边挠性体各个频率组成的对角阵; ζ_{rs} 和 ζ_{ls} 为常数系数; $\Lambda = [\kappa_0 \quad \kappa_1 \quad \kappa_2 \quad \kappa_3]^T$ 为四元数集合; \mathbf{L} 可表示为

$$\mathbf{L} = \begin{bmatrix} -\kappa_1 & \kappa_0 & \kappa_3 & -\kappa_2 \\ -\kappa_2 & -\kappa_3 & \kappa_0 & \kappa_1 \\ -\kappa_3 & \kappa_2 & -\kappa_1 & \kappa_0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

采用自然坐标方法来描述星体运动, 这样所得的系统动力学的广义质量矩阵为一可逆的矩阵, 并且消去了动力学方程中的离心力项, 简化了系统动力学方程, 具体表达式如下

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{\text{Na}} & \mathbf{C}^T \mathbf{F}_{\text{trs}} + \mathbf{H}^T \mathbf{F}_{\text{srs}} & \mathbf{C}^T \mathbf{F}_{\text{tls}} + \mathbf{H}^T \mathbf{F}_{\text{sls}} & \Phi_q^T \\ \mathbf{F}_{\text{trs}}^T \mathbf{C} + \mathbf{F}_{\text{srs}}^T \mathbf{H} & \mathbf{I} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \\ \mathbf{F}_{\text{tls}}^T \mathbf{C} + \mathbf{F}_{\text{sls}}^T \mathbf{H} & \mathbf{0} & \mathbf{I} & \mathbf{0} \\ \Phi_q & \mathbf{0} & \mathbf{0} & \mathbf{0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{q}} \\ \ddot{\eta}_{\text{rs}} \\ \ddot{\eta}_{\text{ls}} \\ \lambda \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{C}^T \mathbf{P}_s + \mathbf{H}^T \mathbf{T}_s \\ -\mathbf{F}_{\text{srs}}^T \dot{\mathbf{H}} \dot{\mathbf{q}} - 2 \zeta_{\text{rs}} \Omega_{\text{rs}} \dot{\eta}_{\text{rs}} - \dot{\Omega}_{\text{rs}} \eta_{\text{rs}} \\ -\mathbf{F}_{\text{sls}}^T \dot{\mathbf{H}} \dot{\mathbf{q}} - 2 \zeta_{\text{ls}} \Omega_{\text{ls}} \dot{\eta}_{\text{ls}} - \dot{\Omega}_{\text{ls}} \eta_{\text{ls}} \\ \Phi_q \end{bmatrix} \quad (10)$$

式中 \mathbf{M}_{Na} 为自然坐标下星体的质量阵表示; $\Phi_q = -(\Phi_q \dot{\mathbf{q}})_q \dot{\mathbf{q}} - 2 \Phi_q \dot{\mathbf{q}} - \Phi_q$ 。该方程可与天线展开过程的动力学方程联立求解, 获得带柔性太阳翼情况下, 环形天线展开过程整星多柔体动力学模型。利用该模型可以获得理想控制情况下(卫星姿态始终保持不变)天线展开过程对卫星本体的扰动力矩, 或卫星本体自由情况下(不实施姿态控制)天线展开过程卫星本体的姿态变化, 为天线展开过程卫星姿态控制设计提供参考。

5 展开过程姿态控制问题研究现状

在大天线的展开过程中, 整星的转动惯量、特征频率和转动耦合系数都在连续变化; 各轴之间的惯性和柔性耦合难以避免; 同时, 展开过程对星体姿态也会产生较大扰动。这些特点对展开过程中的姿态控制方法提出了如下要求:

- 1) 控制器的渐进稳定性应与转动惯量、特征频率和转动耦合系数无关, 或者控制器能够根据动力学参数变化进行调整, 这样才能保证这些参数在发生大范围的变化时, 整星姿态的稳定性。
- 2) 必须以三轴耦合的多输入多输出方式来设计和分析姿态控制方法, 这样才能保证展开过程中系统的稳定性和性能指标。
- 3) 控制方法应具有较好的干扰抑制能力, 这样, 在展开过程中干扰力矩的扰动下, 星体姿态能够尽可能保持稳定。

针对展开过程姿态控制的研究, 需要建立天线展开过程的姿态动力学模型(如图 8 所示)。第一, 针对环形桁架式可展开天线展开过程转动惯量发生大范围变化的特点, 利用多体动力学软件可以建立大型天线展开过程各阶段(整个天线展开过程包括展开臂大臂展开、展开臂大臂回转、展开臂小臂展开、反射器钢带分离器解锁、反射器展开等 5 个阶段)的多刚体动力学模型。利用多刚体动力学模型和控制系统仿真程序也可进行动力学与控制的联合仿真, 但该仿真模型只能测试控制器对转动惯量和质心位置大范围变化的适应性。第二, 针对大型天线展开过程结构频率和转动耦合系数大范围变化的特点, 建立展开过程的柔性动力学模型。在展开臂展开阶段, 包含环形天线的整星可认为由两个柔性体(展开臂大臂和展开臂小臂/反射器)和中心刚体的变构型结构, 可利用混合坐标建模方法, 建立展开臂展开阶段解析的复合柔性动力学模型。在反射器展开阶段, 环形天线的柔性活动部件数量庞大, 建立解析的低阶柔性动力学模型非常困难。因此在这一阶段, 可以采用数值建模的方法, 通过选取若干典型的特征工作点, 来计算对应的天线结构的固有频率和转动耦合系数, 卫星姿态控制设计中利用这些特征工作点参数进行姿态控制稳定性验证, 目前工程上主要采用这种方式。第三, 针对反射器展开阶段, 借助于现在迅速发展的并行计算能力, 准确描述结构频率和转动耦合系数的大范围变化, 实现反射器展开过程的多柔体动力学与卫星姿态动力学的联合仿真, 为准确描述天线展开过程中卫星姿态控制性能提供了途径。

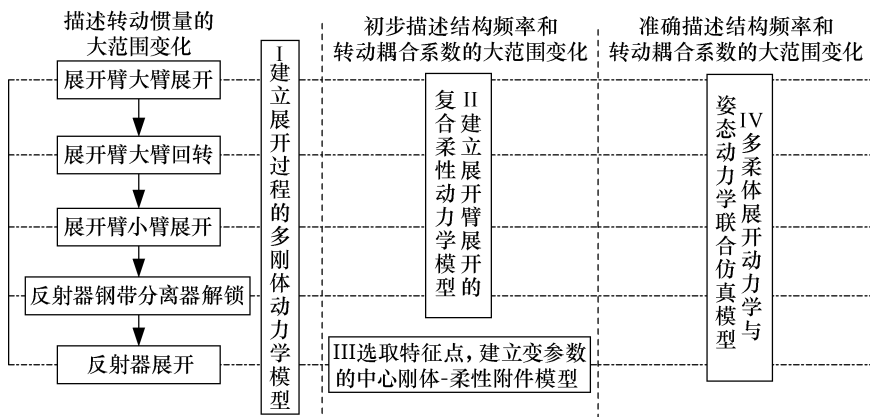


图 8 建立大型天线展开过程控制模型

Fig. 8 Modeling the deploying process of the mesh antenna

考虑天线展开过程和整星姿态动力学方程的时变特性，需要采用自适应控制策略或进行鲁棒控制设计，以保证大天线展开过程姿态稳定，避免天线振动与卫星姿态控制的耦合。文献[20]对天线展开过程中卫星的姿态控制问题进行了初步研究。具体针对中心刚体-柔性附件模型：

$$\mathbf{M}(v) \cdot \ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}(v) \cdot \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}(v) \cdot \mathbf{x} = \mathbf{S}\mathbf{u} + \mathbf{S}\mathbf{w} \quad (11)$$

考虑给系统施加位置和速度反馈：

$$\mathbf{u} = -\mathbf{G}\mathbf{y} \quad (12)$$

其中 $\mathbf{G} = [\mathbf{G}_p \quad \mathbf{G}_v]$ ，并且满足

$$\mathbf{G}_p > 0, \quad \mathbf{G}_v > 0 \quad (13)$$

由式(11)~(13)，可以得到闭环系统

$$\mathbf{M}(v) \cdot \ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{C}_{\text{closed}}(v) \cdot \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}_{\text{closed}}(v) \cdot \mathbf{x} = \mathbf{S}\mathbf{w} \quad (14)$$

并证明了在大型天线展开过程中，对于任意摄动的 $\mathbf{M}(v)$ 、 $\mathbf{C}_{\text{closed}}(v)$ 和 $\mathbf{K}_{\text{closed}}$ ，闭环系统式(14)保持稳定。文献[20]还给出了控制器的 H_∞ 指标优化方法。该方法确保了天线展开过程中卫星姿态控制的稳定性，然而未利用到天线伸展臂和反射器展开过程的控制规律，如果将伸展臂展开过程中的控制信息反馈到卫星姿态控制，将有希望进一步提高卫星的姿态控制性能，这值得进一步深入研究。

6 在轨指向控制问题研究现状

如图 1 所示，为满足焦距和偏置要求，大型网状可展开天线反射器与卫星本体通过较长的柔性伸展臂连接，卫星在轨运行过程中，柔性伸展臂和反射器受在轨环境(如振动载荷、温度)影响产生变形，从而影响天线视轴指向，而星本体上安装的敏感器无法准确测量天线视轴指向。这是安装大型网状可展开天线的卫星的一个显著特点。对于采用多波束覆盖的移动通信卫星，为了满足地面覆盖区要求，需要采用基于信标站的信标敏感器直接测量大型网状可展开天线视轴指向，并利用卫星姿态机动来实行天线视轴指向的调整。

目前信标敏感器有两种应用方式。一种信标敏感器的应用方式是亚洲蜂窝卫星(Asia Cellular Satellite, ACeS)卫星采用的星上产生信标波束地面接收测量的方法^[32]，其信标敏感器的组成如图 9 所示。利用大天线在星上产生 4 个信标波束向地面照射，地面标校站根据比幅单脉冲测量原理，对信标中心(等功率交叠轴)的俯仰和滚动角进行估计，并通过地面运控中心计算实际天线指向，并将姿态调整要求返回星上。另一种信标敏感器的应用方式是 Thuraya 卫星采用的地面产生信标星上测量的方法^[33]。文献[4]中介绍 Thuraya D1 卫星采用信标敏感器后，遥测数据显示正常工作期间

天线稳态视轴抖动幅度小于 $4''(3\sigma)$ ，稳态偏差指向误差小于 $100''$ ，位保、动量轮卸载和进出阴影热致振动导致瞬态天线视轴指向偏差分别为 $70''$ 、 $60''$ 和 $40''$ 。这种采用基于地面信标站的信标敏感器直接测量天线视轴指向的方法也应用到宽带通信卫星 SpaceWay 上^[34]。如果卫星具备在轨数字波束成型和数据处理能力，应用第二种方法只需软件设置就能合成所需的信标波束，无须增加额外的星上硬件设备即可实现信标敏感器功能，由于姿态角度的解算直接在星上完成，姿态获取延时较短；如果卫星采用模拟波束成型和透明转发的方式，只能采用第一种方式进行姿态获取，需要星上针对信标测量的要求进行硬件配置形成所需信标波束，此时姿态角度的解算需要在地面完成，再通过工程测控传递到卫星，姿态获取延时相对较长。

对于天线展开到位阶段，可以简化成中心刚体带大型柔性附件模型，通常采用混合坐标法^[35]进行求解获得卫星姿态动力学建模所需的耦合系数矩阵。文献[36]考虑到天线指向控制的需求，基于固定界面模态综合法建立了考虑天线视轴指向的天线与卫星耦合动力学模型。在此基础上，文献[37,38]基于信标敏感器的波束指向控制方法进行了研究，并对天线结构模态阻尼对天线指向控制稳定性的影响进行了分析，仿真结果表明天线指向精度优于 $\pm 0.02^\circ$ 。由于信标敏感器与星本体执行机构间是非共位布局，直接引入信标测量信息会给系统的稳定性带来不确定因素(详见文献[39])。因此，如图 10 所示，控制方案采用星本体敏感器作为反馈，而在大天线上安装的信标敏感器测量信息经过滤波估计和平均处理，以某一时间片长度为采样周期，作为系统的跟踪输入，决定星体的姿态偏置。

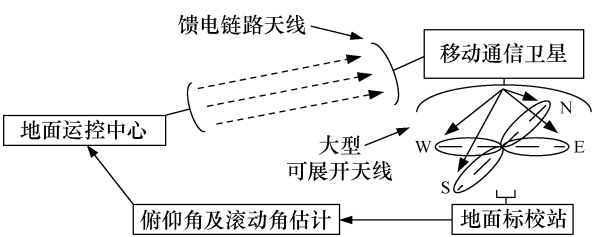


图 9 采用信标敏感器的卫星示意
Fig.9 Diagram of a satellite with beam sensor

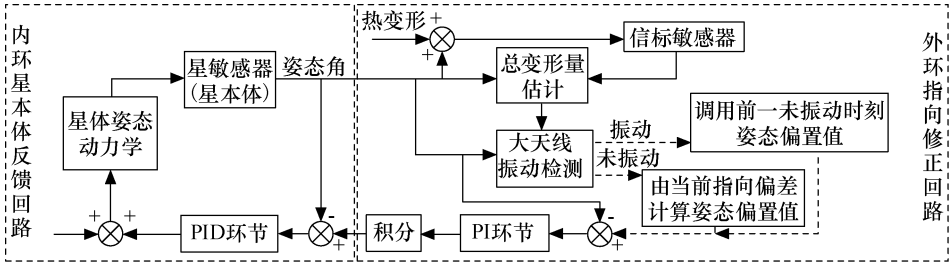


图 10 采用信标敏感器的控制方案
Fig.10 Diagram of the control system with beam sensor

国外对采用大型可展开天线卫星的姿态控制论述较少。只有文献[40]介绍了 ETS-VIII 卫星控制系统的配置和主要考虑。由于 ETS-VIII 卫星有两个大型的可展开天线，其一阶模态频率为 0.1 Hz ，同时 ETS-VIII 卫星还有两个基频为 0.08 Hz 太阳翼。ETS-VIII 卫星通过提高控制带宽的方法抑制柔性部件的振动，利用相位稳定性来抑制交越频率以下的挠性附件的低阶模态影响，利用增益稳定方法来抑制交越频率以上的挠性附件的高阶模态；并提出了拟在 ETS-VIII 卫星寿命末期实施卫星姿态控制试验，可以为将来采用大型可展开天线的卫星在轨姿态控制设计提供验证^[41]。

7 进一步的研究方向

为了提高采用大型网状可展开天线卫星的在轨性能和可靠性，需要进一步系统开展采用大型可展开天线卫星的动力学与控制研究，结合未来需求建议对以下问题重点关注：

(1) 大型网状可展开天线展开过程不同步问题

由于驱动拉索施加的展开驱动力存在着阻尼衰减,导致展开机构各单元存在展开不同步现象,从而造成机构杆件结构内部应力显著提高。如何应用绝对节点坐标等多柔体动力学方法准确模拟展开不同步现象,获得展开过程杆件的内部应力变化,值得深入研究。

(2) 天线展开过程控制策略优化、故障模拟及应对策略问题

天线展开过程中可能发生索网与环形桁架钩挂、同步铰链卡死等,如何通过仿真获得故障情况下典型动力学参数,用于卫星在轨的故障判定。并利用并行计算等手段实现天线展开过程控制与卫星姿态控制的联合仿真,探索利用卫星姿态控制激发天线结构大幅抖动以实现故障消除,需要进一步开展研究。

(3) 环形可展开天线动力学参数在轨辨识问题

随着天线尺寸逐渐增加,在地面获得其动力学特性越来越困难,利用在轨辨识方法获得其准确动力学参数是发展的必然。如何通过高效稳定的动力学参数在轨辨识,在卫星正常工作模式下,通过优化测量敏感器配置和布局,充分利用有限的在轨测量资源,获得环形可展开天线的动力学参数需深入开展研究。

(4) 带大型网状可展开天线卫星的姿态控制策略优化问题

随着天线尺寸增加基频降低,传统的控制系统带宽与结构基频隔离的设计思路导致控制系统反应迟钝,在卫星系统受到激励后,卫星姿态稳定时间过长。针对这一问题,充分利用姿态控制器、敏感器和执行机构技术不断提升的能力,提高姿态控制系统带宽,采用相位控制和增益控制相结合等手段,在达到天线指向控制要求的同时,对低阶柔性附件实施振动控制,这是带大型可展开卫星姿态控制需进一步开展的研究工作。

参 考 文 献

- [1] 张其林. 索和膜结构 [M]. 上海: 同济大学出版社, 2002.
- [2] 李刚, 关富玲. 环形桁架展开天线索网的预拉力优化技术及工程应用 [J]. 固体力学学报, 2006, 27: 174-178.
LI GANG, GUAN FULING. Optimization of pretension in net of astromesh deployable reflector and engineering application [J]. Acta Mechnica Solida Sinica, 2006, 27: 174-178.
- [3] 万小平. 环形可展开卫星天线的固有特性分析与结构优化设计 [D]. 西安: 西北工业大学, 2004.
- [4] FOWELL A R, WANG G H. Precision pointing of the Thuraya satellite [C]. Advances in the Astronautical Sciences, 2003, 113: 455-469.
- [5] PRZEMIENIECKI J S. Theory of matrix structural analysis [M]. New York: McGraw-Hill, 1968.
- [6] CHEN S H, LIU Z S. Determining free-free modes from experimental data of constrained structures [J]. AIAA Journal, 1994, 32(2): 357-359.
- [7] ZHANG O, ZERVA A. Extraction of free-free modes using constrained test data [J]. AIAA Journal, 1995, 33(12): 2440-2442.
- [8] HAN W Z, CHEN S H, GUO Y G. Improved method for determining free-free modes using constrained test data [J]. AIAA Journal, 1997, 35(2): 400-402.
- [9] WADA B K, KUO C P, GLASER R J. Extension of ground-based testing for large space structure [J]. Journal of Spacecraft and Rocket, 1986, 23(2): 184-188.
- [10] GLASER R J, KUO C P, WADA B K. Multiple boundary condition testing error analysis [C]. 30th AIAA/ASM/ASCE/AHS/ASC Structure, Structural Dynamic and Material Conference, AIAA 1989-1162, 1989.
- [11] MAY S R L, STASIUNAS E C. Combining lightly damped experimental substructures with analytical substructures [C]. Proceedings of the 25th International Modal Analysis Conference (IMAC-XXV), Orlando, Florida, USA, Feb., 2007.
- [12] D'AMBROGIO W, FREGOLENT A. The role of interface DoFs in decoupling of substructures based on the dual domain decomposition [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2010, 24: 2035-2048.

- [13] JETMUNDSEN B, BIELAWA R L, FLANELLY W G. Generalized frequency domain substructure synthesis [J]. Journal of American Helicopter Society, 1988, 33(1): 55-64.
- [14] DE KLERK D, RIXEN D J, VOORMEEREN S N. General framework for dynamic substructuring: history, review, and classification of techniques [J]. AIAA Journal, 2008, 46(5): 1169-1181.
- [15] 王栋, 刘丽坤, 周志成, 等. 大型柔性结构自由频响地面实验方法 [J]. 强度与环境, 2012, 39(6): 1-7.
WANG DONG, LIU LIKUN, ZHOU ZHICHENG, et al. Ground free-free FRFs test method for large flexible structure [J]. Structure & Environment Engineering, 2012, 39(6): 1-7.
- [16] 王栋, 刘丽坤, 郑钢铁, 等. 弹性边界试验获取自由状态频响方法研究 [J]. 航天器环境工程, 2012, 29(4): 414-418.
WANG DONG, LIU LIKUN, ZHENG GANGTIE, et al. Extraction of free body frequency response functions from flexibly constrained test [J]. Spacecraft Environment Engineering, 2012, 29(4): 414-418.
- [17] 于登云, 夏人伟, 孙国江. 在轨航天器动力学参数辨识技术研究 [J]. 中国空间科学技术, 2008(1): 13-17.
YU DENG YUN, XIA RENWEI, SUN GUOJIANG. Investigation of dynamic parameter identification of on-orbit spacecraft [J]. Chinese Journal of Space Science, 2008(1): 13-17.
- [18] APPA R S, JUANG J N. Some experiences with the eigen system realization algorithm [J]. Sound and Vibration, 1988, 22(1): 30-34.
- [19] 肖英楠. 基于小波变换的系统辨识算法研究 [D]. 鞍山: 辽宁科技大学, 2008.
- [20] 邢志钢. 带有大天线卫星的结构与姿态控制一体化设计 [D]. 北京: 清华大学, 2013.
XING ZHIGANG. Integrated design of structure and attitude control for satellites with large deployable antenna [D]. Beijing: Tsinghua University, 2013.
- [21] THAM Q, LEE F. Robust antenna pointing control for TDRS spacecraft [C]. Proceedings of the 36th Conference on Decision & Control, San Diego, California, USA, 1997: 4938-4942.
- [22] 史纪鑫. 复杂柔性结构航天器动力学建模与降阶技术研究 [D]. 北京: 中国空间技术研究院, 2007.
- [23] JIN M. Direct coordinate partitioning for multibody dynamics based on finite element method [R]. AIAA-95-1442-CP, 1995.
- [24] JIN M, YUMI S. Dynamic analysis of cable-driven flexible multibody system and experimental verification [R]. AIAA 96-1484-CP, 1996.
- [25] SHABANA A A. Flexible multibody dynamics review of past and recent development [J]. Multibody System Dynamics, 1997, 1(2): 189-222.
- [26] YAKOUB R Y, SHABANA A A. Three dimensional absolute nodal coordinate formulation for beam elements: implementation and applications [J]. Journal of Mechanical Design, 2001, 123: 614-621.
- [27] GERSTMAYR J, SHABANA A A. Analysis of thin beams and cables using the absolute nodal coordinate formulation [J]. Nonlinear Dynamics, 2006, 45: 109-130.
- [28] 洪嘉振. 计算多体系统动力学 [M]. 北京: 高等教育出版社, 2009.
- [29] CHUNG J, HULBERT G. A time integration algorithm for structural dynamics with improved numerical dissipation: the generalized- α method [J]. Journal of Applied Mechanics, 1993, 60: 371-375.
- [30] 田强, 刘铖, 刘丽坤, 等. 柔性抓取机械臂-太阳翼耦合动力学与控制仿真研究 [J]. 系统仿真学报, 2013, 25(7): 1609-1616.
TIAN QIANG, LIU CHENG, LIU LIKUN, et al. Study on coupling dynamics and control of flexible capturing robot and solar panel [J]. Journal of System Simulation, 2013, 25(7): 1609-1616.
- [31] 胡海岩, 田强, 张伟, 等. 大型网架式可展开空间结构的非线性动力学与控制 [J]. 力学进展, 2013, 43(4): 390-414.
HU HAIYAN, TIAN QIANG, ZHANG WEI, et al. Nonlinear dynamics and control of large deployable space structures composed of trusses and meshes [J]. Advance in Mechanics, 2013, 43(4): 390-414.
- [32] KENT J E, PROFERA E C. Antenna beam congruency system for spacecraft cellular communication system: USA, US006014372A [P]. 2000-01-11.
- [33] WESTALL E K. Communication satellite cellular coverage pointing correction using uplink beacon signal: USA, US007154439B2 [P]. 2005-03-17.
- [34] WU Y A, CHIANG Y R. Precision beacon-assisted attitude control for spaceway [C]. AIAA Guidance,

Navigation, and Control Conference and Exhibit, Austin, Texas, 2003.

- [35] 曲广吉. 航天器动力学工程 [M]. 北京: 中国科学技术出版社, 2000.
- [36] LIU L K, XING Z G, ZHOU Z C. Attitude dynamics and control of the satellite considering antenna pointing [C]. The 4th CSA-IAA Conference on Advanced Space Technology, Shanghai, China, September 5-8, 2011.
- [37] 邢志钢, 刘丽坤, 郑钢铁, 等. 采用信标的大型可展开天线指向控制方法 [J]. 中国空间科学技术, 2012, 32(3): 1-6.
- XING ZHIGANG, LIU LIKUN, ZHENG GANGTIE, et al. Pointing control of large deployable antenna based on beacon [J]. Chinese Journal of Space Science, 2012, 32(3): 1-6.
- [38] XING Z G, ZHENG G T, LIU L K, et al. Pointing control design synthesis and integrated design with structure for a flexible space antenna using beacon [C]. AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference, Minneapolis, Minnesota, August 13-16, 2012.
- [39] CANNON R H, ROSENTHAL D E. Experiments in control of flexible structures with noncollocated sensors and actuators [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1984, 7(5): 546-553.
- [40] YONEZAWA K, HOMMA M. Attitude control on ETS-VIII mobile communication satellite with large deployable antenna [C]. 21st International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit, AIAA, 2003-2216.
- [41] TOMOYUKI N, TAKASHI K. Design and implementation of robust symmetric attitude controller for ETS-VIII spacecraft [J]. Control Engineering Practice, 2010, 18: 1440-1451.

作者简介

刘丽坤 1977 年生, 2005 年获哈尔滨工业大学飞行器设计专业博士学位, 高工。研究方向为航天器总体设计及复杂航天器动力学与控制。

Advance of Dynamics and Control of the Satellite with Large Mesh Deployable Antenna

LIU Likun¹ ZHOU Zhicheng¹ ZHENG Gangtie² TIAN Qiang³

(1 China Academy of Space Technology, Beijing 100094)

(2 School of Aerospace, Tsinghua University, Beijing 100084)

(3 School of Aerospace Engineering, Beijing Institute of Technology, Beijing 100081)

Abstract With the development of mobile communication technology, the large deployable parabolic mesh reflectors are wildly used to improve the antenna gain. Considering the large inertia, long-period deployment, and low stiffness properties, these antennae have a great influence on the dynamics and control of the satellites. Firstly, the structural characteristics and its influences on the dynamic and control of the whole-satellite were introduced for the large mesh deployable antenna. Secondly, the dynamic and control problems were discussed, such as dynamic modeling of the deployed antenna, verification method of the deployed dynamic model, multi-body dynamics of the deploying antenna, deploying-process attitude control, and pointing control of the antenna, and so on. Finally, the prospects of the dynamics and control of the satellite with large deployable antenna were presented.

Key words Attitude control; Dynamics; Large deployable mesh antenna; Satellite

(编辑: 车晓玲)

如何学习天线设计

天线设计理论晦涩高深, 让许多工程师望而却步, 然而实际工程或实际工作中在设计天线时却很少用到这些高深晦涩的理论。实际上, 我们只需要懂得最基本的天线和射频基础知识, 借助于 HFSS、CST 软件或者测试仪器就可以设计出工作性能良好的各类天线。

易迪拓培训(www.edatop.com)专注于微波射频和天线设计人才的培养, 推出了一系列天线设计培训视频课程。我们的视频培训课程, 化繁为简, 直观易学, 可以帮助您快速学习掌握天线设计的真谛, 让天线设计不再难...



HFSS 天线设计培训课程套装

套装包含 6 门视频课程和 1 本图书, 课程从基础讲起, 内容由浅入深, 理论介绍和实际操作讲解相结合, 全面系统的讲解了 HFSS 天线设计的全过程。是国内最全面、最专业的 HFSS 天线设计课程, 可以帮助你快速学习掌握如何使用 HFSS 软件进行天线设计, 让天线设计不再难...

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/122.html>

CST 天线设计视频培训课程套装

套装包含 5 门视频培训课程, 由经验丰富的专家授课, 旨在帮助您从零开始, 全面系统地学习掌握 CST 微波工作室的功能应用和使用 CST 微波工作室进行天线设计实际过程和具体操作。视频课程, 边操作边讲解, 直观易学; 购买套装同时赠送 3 个月在线答疑, 帮您解答学习中遇到的问题, 让您学习无忧。

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/cst/127.html>



13.56MHz NFC/RFID 线圈天线设计培训课程套装

套装包含 4 门视频培训课程, 培训将 13.56MHz 线圈天线设计原理和仿真设计实践相结合, 全面系统地讲解了 13.56MHz 线圈天线的工作原理、设计方法、设计考量以及使用 HFSS 和 CST 仿真分析线圈天线的具体操作, 同时还介绍了 13.56MHz 线圈天线匹配电路的设计和调试。通过该套课程的学习, 可以帮助您快速学习掌握 13.56MHz 线圈天线及其匹配电路的原理、设计和调试...

详情浏览: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/116.html>



关于易迪拓培训：

易迪拓培训(www.edatop.com)由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立，一直致力和专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养；后于 2006 年整合合并微波 EDA 网(www.mweda.com)，现已发展成为国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地，成功推出多套微波射频以及天线设计经典培训课程和 ADS、HFSS 等专业软件使用培训课程，广受客户好评；并先后与人民邮电出版社、电子工业出版社合作出版了多本专业图书，帮助数万名工程师提升了专业技术能力。客户遍布中兴通讯、研通高频、埃威航电、国人通信等多家国内知名公司，以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

我们的课程优势：

- ※ 成立于 2004 年，10 多年丰富的行业经验
- ※ 一直专注于微波射频和天线设计工程师的培养，更了解该行业对人才的要求
- ※ 视频课程、既能达到了现场培训的效果，又能免除您舟车劳顿的辛苦，学习工作两不误
- ※ 经验丰富的一线资深工程师主讲，结合实际工程案例，直观、实用、易学

联系我们：

- ※ 易迪拓培训官网：<http://www.edatop.com>
- ※ 微波 EDA 网：<http://www.mweda.com>
- ※ 官方淘宝店：<http://shop36920890.taobao.com>