

# 具有大型天线的卫星姿态大角度机动解耦控制

葛升民, 王磊, 甘克力

(哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 150001 哈尔滨)

**摘要:** 为了解决卫星-天线系统的耦合动力学问题, 利用一种三自由度驱动与测量机构连接天线臂与卫星平台并控制天线指向. 通过该机构在卫星姿态控制系统中引入前馈控制来补偿反作用力矩, 从而实现卫星平台与天线之间的解耦控制. 在卫星姿态大角度机动条件下建立带有解耦机构的卫星-天线系统动力学模型. 以该模型为基础设计姿态大角度机动的控制方案并进行仿真验证. 仿真结果表明解耦控制方法将卫星姿态稳定度提高了两个数量级. 解耦控制方法能大幅增加天线振动的阻尼, 有效提高卫星稳定度.

**关键词:** 可展开天线; 大角度机动; 解耦控制; 卫星姿态控制

中图分类号: V448.22 文献标志码: A 文章编号: 0367-6234(2013)07-0029-06

## Decoupling control of large angle attitude maneuver for satellite with large space antenna

GE Shengmin, WANG Lei, GAN Keli

(Dept. of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China)

**Abstract:** To solve the problem of dynamic coupling between satellite platform and antenna system, a three degree of freedom drive and measurement mechanism was utilized to interface antenna arm and satellite platform, and to control pointing of antenna. By this mechanism, the drive torque was fed forward into attitude control system to compensate reacting torque and realize decoupling control between satellite attitude and antenna pointing. Dynamic model of satellite platform and antenna with decoupled mechanism was established for large angle attitude maneuver. Using this model, large angle maneuver control law was designed and simulation was done for performance verification. Results demonstrate that the decoupling control approach could increase the stability of satellite attitude with two orders of magnitude. Decoupling control enhances vibration damping and improves satellite stability.

**Key words:** deployable antenna; large angle maneuver; decoupling control; satellite attitude control

某些卫星采用可展开空间天线<sup>[1]</sup>, 这种结构的大型天线具有重量轻、尺寸大、柔性大和固有模态频率低且十分密集的特点, 使得大型天线的动力学分析与控制成为一个挑战性课题. 特别是天线与卫星平台姿态控制系统之间的动力学耦合大大降低了卫星姿态控制的性能<sup>[2-4]</sup>. 国内外研究人员对具有可展开天线卫星平台的动力学与控制方法进行了大量研究, 在发展有关理论的同时提出很多工程性方法. 其中, 文献[5]的作者根据卫

星所要完成的通讯任务设计并优化了控制器, 通过在系统模型参数摄动情况下的控制系统分析证明了对于大型通讯卫星来说, 应进行飞行验证试验和在轨系统辨识来降低任务风险、提高系统性能. 文献[6]中设计通讯卫星 ETS-VIII 的控制系统时同时采用了增益控制与相位控制, 但是需要对天线模态频率进行较准确的测量. 文献[7]为了解决实际测量天线模态的问题, 提出了通过部件模态测试结果来预测整个结构的振型频率的方法. 文献[8]对可展天线臂与卫星间耦合振动特性进行了研究, 得出了一些比较有意义的结论. 文献[9-10]的作者将压电材料用于天线的结构控

收稿日期: 2012-05-27.

作者简介: 葛升民(1964—), 男, 教授, 博士生导师.

通信作者: 葛升民, geshengmin@hit.edu.cn.

制,论文[11]研究了考虑失谐的弱耦合星载天线结构的动力学特性及振动控制问题.文献[12]给出了 $H_\infty$ 控制器在挠性航天器控制中的成功应用.在众多研究成果中,注意到文献[13]中提出了一种六自由度可控机构作为天线与航天飞机的机械接口.该机构可以显著提高航天飞机在空间运行过程中的稳定性与安全性,有利于天线的平稳展开、提高阻尼,该机构可以解决天线与航天飞机之间的动力学耦合问题.文中作者对其工程意义给予极高评价,但之后发表的文献中对此机构均无详细论述,而且该机构需要直径为1 m的球体空间作为天线臂末端在航天飞机中自由运行的空间,加之机构本身所占据的空间,因此并不适合直接应用在卫星平台之上.如图1所示,本文针对一个大容量通信卫星,在天线臂与卫星平台连接处增加一个三自由度驱动与测量机构,用以实现柔性天线与卫星平台的解耦控制,之后描述中将该机构称为解耦机构.

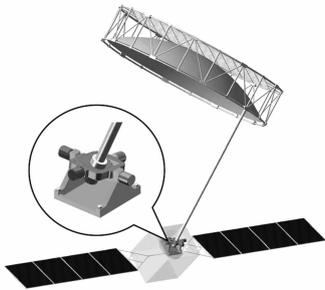


图1 具有解耦机构的通信卫星概念模型

解耦机构包含基座、中环、内基座、驱动电机和角度传感器.基座与卫星平台固连,中环与基座之间、内基座与中环之间通过轴承连接,内基座通过轴承与天线臂连接.虽然可展开天线的体积很大,但是质量一般均较轻,与卫星平台的质量相比是比较小的,因此可以通过机械结构优化,使解耦机构三轴转动中心接近位于卫星-天线系统的质心处.借助解耦机构进行天线指向或模态控制,并将控制力矩指令前馈至卫星平台姿态控制系统,在有控制力矩输出情况下可以保证整星旋转中心不变、不会引入惯性力,实现天线转动和卫星平台姿态控制互不影响,完成天线和卫星平台之间的解耦控制.

解耦控制的关键问题为带有解耦机构的动力学模型的建立和由天线指向控制与卫星平台姿态控制构成的复合控制系统控制律的确定.本文首先建立卫星姿态大角度机动的动力学模型,在此基础上研究解耦控制方法,并进行仿真验证.

## 1 动力学分析

在实际工程设计过程中,一般选用混合坐标

来描述带挠性附件卫星的运动.刚体的运动用通常描述刚体姿态的坐标,例如用欧拉角、四元数等来描述,而挠性附件的运动则用离散的模式坐标来描述,截去高阶模态后,建立既能足够准确地描述卫星的运动,又便于卫星控制系统分析和设计的动力学模型.由于在小角度情况下常用的欧拉角姿态方程在大角度机动时会出现奇异问题,因此在进行姿态偏差较大或大角度机动的姿态控制系统设计时,往往采用四元数表示的运动学方程.

### 1.1 运动学关系

**定义1** 假设 $e_x, e_y, e_z, \Phi$ 分别为欧拉定理中的欧拉轴/角姿态参数,则将 $\bar{q} = q_1 i + q_2 j + q_3 k + q_4 = \hat{q} + q_4$ 称为四元数,其中: $q_1 = e_x \sin(\Phi/2)$ ,  $q_2 = e_y \sin(\Phi/2)$ ,  $q_3 = e_z \sin(\Phi/2)$ ,  $q_4 = \cos(\Phi/2)$ ,  $i, j, k$ 为超虚数.

假设卫星本体坐标系以 $z-x-y$ 转序旋转,对应的欧拉角为 $\eta = [\varphi \quad \theta \quad \psi]^T$ ,则

$$\begin{cases} q_1 = \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} - \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2}, \\ q_2 = \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2}, \\ q_3 = \cos \frac{\psi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2} + \sin \frac{\psi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2}, \\ q_4 = \cos \frac{\psi}{2} \cos \frac{\varphi}{2} \cos \frac{\theta}{2} - \sin \frac{\psi}{2} \sin \frac{\varphi}{2} \sin \frac{\theta}{2}. \end{cases}$$

为达到较高的指向精确度,天线反射面结构应具有较高基频,其刚性较支撑臂大1~2个数量级<sup>[14]</sup>.因此根据图1所示的概念模型(暂不讨论太阳帆板的挠性影响,仅考虑天线-卫星系统)将系统简化如下:将卫星平台视为相对于轨道坐标系作三维姿态运动的刚体 $M_0$ ,天线支撑臂简化为柔性体 $L$ ,天线反射面简化为集中质量 $M_1$ .卫星-天线系统的系统简化为由一个中心刚体、一个柔性梁和一个集中质量所组成的刚-柔耦合多体系统,简化模型如图2所示.

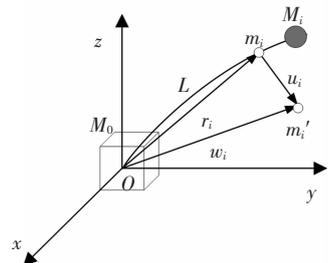


图2 卫星-天线系统简化模型

非解耦控制方案中卫星本体坐标系 $O-xyz$ 与挠性附件坐标系 $O-x_A y_A z_A$ 重合, $O$ 为天线未变形时的系统质心.假设 $\omega$ 为本体坐标系相对于惯性坐标系的角速度,其在 $O-xyz$ 中的分量可表示

为 $[\omega_{Bx} \ \omega_{By} \ \omega_{Bz}]^T$ ,则由欧拉角基本运动学方程可得卫星本体姿态四元数的导数和卫星角速度的关系式为

$$\dot{\bar{q}} = \begin{bmatrix} \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \\ \dot{q}_4 \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \begin{bmatrix} q_4 & -q_3 & q_2 \\ q_3 & q_4 & -q_1 \\ -q_2 & q_1 & q_4 \\ -q_1 & -q_2 & -q_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_{Bx} \\ \omega_{By} \\ \omega_{Bz} \end{bmatrix}$$

在解耦控制方案中,卫星本体坐标系 $O-xyz$ 固连于卫星平台之上,而附件坐标系 $O-x_Ay_Az_A$ 则固连于天线臂末端.假设 $\omega_A$ 为天线相对于惯性坐标系的角速度,其在附件坐标系中的分量可表示为 $[\omega_{Ax} \ \omega_{Ay} \ \omega_{Az}]^T$ ,假设 $\alpha = [\alpha_1 \ \alpha_2 \ \alpha_3]^T$ 为天线臂末端相对于本体坐标系的转角,则用四元数表示的由附件坐标系至本体坐标系的姿态矩阵(以 $z-x-y$ 转序旋转) $A(\bar{q}_\alpha)$ 为

$$\begin{bmatrix} E_1 & E_2 & E_3 \\ E_4 & E_5 & E_6 \\ E_7 & E_8 & E_9 \end{bmatrix}$$

式中:

$$E_1 = q_{\alpha 1}^2 - q_{\alpha 2}^2 - q_{\alpha 3}^2 + q_{\alpha 4}^2,$$

$$E_2 = 2(q_{\alpha 1}q_{\alpha 2} + q_{\alpha 3}q_{\alpha 4}),$$

$$E_3 = 2(q_{\alpha 1}q_{\alpha 3} - q_{\alpha 2}q_{\alpha 4}),$$

$$E_4 = 2(q_{\alpha 1}q_{\alpha 2} - q_{\alpha 3}q_{\alpha 4}),$$

$$E_5 = -q_{\alpha 1}^2 + q_{\alpha 2}^2 - q_{\alpha 3}^2 + q_{\alpha 4}^2,$$

$$E_6 = 2(q_{\alpha 2}q_{\alpha 3} + q_{\alpha 1}q_{\alpha 4}),$$

$$E_7 = 2(q_{\alpha 1}q_{\alpha 3} + q_{\alpha 2}q_{\alpha 4}),$$

$$E_8 = 2(q_{\alpha 2}q_{\alpha 3} - q_{\alpha 1}q_{\alpha 4}),$$

$$E_9 = -q_{\alpha 1}^2 - q_{\alpha 2}^2 + q_{\alpha 3}^2 + q_{\alpha 4}^2.$$

其中, $\bar{q}_\alpha = q_{\alpha 1}\mathbf{i} + q_{\alpha 2}\mathbf{j} + q_{\alpha 3}\mathbf{k} + q_{\alpha 4}$ 为根据 $\alpha$ 得到的由附件坐标系至本体坐标系的欧拉四元数.由天线相对本体坐标系的转速 $\dot{\alpha} = [\dot{\alpha}_1 \ \dot{\alpha}_2 \ \dot{\alpha}_3]^T$ 可知,天线相对于惯性空间的转动角速度 $\omega_A = \dot{\alpha} + A_\alpha(\bar{q}_\alpha)\omega$ .

假设 $\beta = [\beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3]^T$ 为天线相对于惯性坐标系的转角,对应的四元数为 $\bar{q}_\beta$ ,则采用四元数方式表示的 $\alpha, \beta$ 和 $\eta$ 的关系为

$$\begin{bmatrix} q_{\beta 1} \\ q_{\beta 2} \\ q_{\beta 3} \\ q_{\beta 4} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} q_{\alpha 4} & q_{\alpha 3} & -q_{\alpha 2} & q_{\alpha 1} \\ -q_{\alpha 3} & q_{\alpha 4} & q_{\alpha 1} & q_{\alpha 2} \\ q_{\alpha 2} & -q_{\alpha 1} & q_{\alpha 4} & q_{\alpha 3} \\ -q_{\alpha 1} & -q_{\alpha 2} & -q_{\alpha 3} & -q_{\alpha 4} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ q_4 \end{bmatrix}$$

## 1.2 动力学关系

在图2中, $m_i$ 为挠性体中任意质量元, $m_i'$ 为变形后质量元的位置, $\mathbf{u}_i$ 为变形后质量元的位移, $\mathbf{r}_i$ 与 $\mathbf{w}_i$ 分别对应变形前后质量元的矢径.动力学分析过

程中做以下假设:天线臂与星体连接点在卫星-天线系统质心处,假定天线变形很小,变形后产生的位移为一阶小量.由于平动耦合对卫星-天线系统耦合动力学的影响较转动耦合小很多,这里忽略平动耦合对动力学分析的影响.由于卫星通过解耦机构与天线臂连接,增加了一个控制点,因此这里采取分别对卫星平台和天线进行动力学分析的方式.

首先对卫星平台进行动力学分析,依据一般工程经验,卫星平台按刚体进行分析即可.设 $\mathbf{H}_C$ 和 $\mathbf{T}_{SAT}$ 分别为卫星平台相对于 $O$ 点的角动量和外力矩, $\mathbf{T}_{ANT}$ 为解耦机构对卫星平台施加的反作用力矩, $\mathbf{I}_0$ 为卫星平台在 $O-xyz$ 中的转动惯量矩阵,则根据动量矩定理可知,

$$\frac{d}{dt}\mathbf{H}_C = \mathbf{T}_{SAT} - \mathbf{T}_{ANT}.$$

记 $\mathbf{H}_C$ 在 $O-xyz$ 中的相对微商为 $\dot{\mathbf{H}}_C$ ,则有

$$\dot{\mathbf{H}}_C + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{H}_C = \mathbf{T}_{SAT} - \mathbf{T}_{ANT}.$$

设任意矢量 $\mathbf{r}$ 的叉乘矩阵为 $\tilde{\mathbf{r}}$ ,则卫星平台动力学方程为

$$\mathbf{I}_0\dot{\boldsymbol{\omega}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathbf{I}_0\boldsymbol{\omega} = \mathbf{T}_{SAT} - \mathbf{T}_{ANT}.$$

假设 $\mathbf{H}_A$ 为天线相对于 $O$ 点的角动量, $\mathbf{I}_1$ 为天线在 $O-xyz$ 中的转动惯量矩阵,则

$$\mathbf{T}_{ANT} \cong \frac{d\mathbf{H}_A}{dt} = \frac{d}{dt} \left\{ \sum_i m_i \mathbf{w}_i \times \frac{d\mathbf{w}_i}{dt} \right\} = \frac{d}{dt} \left\{ \sum_i m_i (\mathbf{r}_i + \mathbf{u}_i) \times [\dot{\mathbf{u}}_i + \boldsymbol{\omega}_A \times (\mathbf{r}_i + \mathbf{u}_i)] \right\},$$

$$\mathbf{T}_{ANT} = \sum_{i=1}^n (m_i \tilde{\mathbf{r}}_i \ddot{\mathbf{u}}_i - m_i \tilde{\boldsymbol{\omega}}_A \tilde{\mathbf{r}}_i \dot{\mathbf{u}}_i) + \mathbf{I}_1 \dot{\boldsymbol{\omega}}_A + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_A \mathbf{I}_1 \boldsymbol{\omega}_A.$$

假设天线已用有限元分析法求得相对于挠性附件坐标系的振型,为

$$\underline{\boldsymbol{\Phi}}_i = [\varphi_1(\mathbf{r}_i) \ \varphi_2(\mathbf{r}_i) \ \cdots \ \varphi_N(\mathbf{r}_i)].$$

其中 $i = 1, 2, \dots, n$ .

每阶振型的频率为 $\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_N$ .其中, $n$ 为天线支撑臂有限元分析的节点数, $N$ 为振型的截断数.第 $n$ 个节点即为集中质量 $M_1$ .则 $\mathbf{u}_i$ 可表示为

$$\mathbf{u}_i = \underline{\boldsymbol{\Phi}}_i \mathbf{q}(t).$$

其中 $\mathbf{q}(t) = [q_1(t) \ q_2(t) \ \cdots \ q_N(t)]^T$ 为天线模态坐标,则

$$\mathbf{T}_{ANT} = \sum_{i=1}^n m_i \tilde{\mathbf{r}}_i \underline{\boldsymbol{\Phi}}_i \ddot{\mathbf{q}} - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_A \sum_{i=1}^n m_i \tilde{\mathbf{r}}_i \underline{\boldsymbol{\Phi}}_i \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{I}_1 \dot{\boldsymbol{\omega}}_A + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_A \mathbf{I}_1 \boldsymbol{\omega}_A.$$

$$\text{令 } \mathbf{B}_{rot} = \sum_{i=1}^n m_i \tilde{\mathbf{r}}_i \underline{\boldsymbol{\Phi}}_i, \text{ 则}$$

$$\mathbf{T}_{ANT} = \mathbf{B}_{rot} \ddot{\mathbf{q}} - \tilde{\boldsymbol{\omega}}_A \mathbf{B}_{rot} \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{I}_1 \dot{\boldsymbol{\omega}}_A + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_A \mathbf{I}_1 \boldsymbol{\omega}_A.$$

星载天线的动能为 $T = T_1 + T_2$ ,其中, $T_1$ 为天线支撑臂动能, $T_2$ 为集中质量 $M_1$ 的动能.由动能

定理可知,天线支撑臂的动能为

$$T_1 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{n-1} m_i \left[ \frac{d\mathbf{w}_i}{dt} \right]^T \cdot \frac{d\mathbf{w}_i}{dt}.$$

忽略一阶小量可得

$$T_1 = \sum_{i=1}^{n-1} m_i \left[ \frac{1}{2} \underline{\mathbf{q}}^T \underline{\Phi}_i^T \underline{\Phi}_i \dot{\mathbf{q}} + (\underline{\mathbf{r}}_i \underline{\Phi}_i \dot{\mathbf{q}})^T \boldsymbol{\omega}_\Lambda + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_\Lambda^T \underline{\mathbf{r}}_i^T \boldsymbol{\omega}_\Lambda \right].$$

集中质量  $M_1$  的动能为

$$T_2 = \frac{1}{2} M_1 \left[ \frac{d\mathbf{w}_n}{dt} \right]^T \cdot \frac{d\mathbf{w}_n}{dt} = M_1 \left[ \frac{1}{2} \underline{\mathbf{q}}^T \underline{\Phi}_n^T \underline{\Phi}_n \dot{\mathbf{q}} + (\underline{\mathbf{r}}_n \underline{\Phi}_n \dot{\mathbf{q}})^T \boldsymbol{\omega}_\Lambda + \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}_\Lambda^T \underline{\mathbf{r}}_n^T \boldsymbol{\omega}_\Lambda \right].$$

因为  $\underline{\Phi}_i$  为归一化振型,所以

$$T = T_1 + T_2 = \frac{1}{2} \underline{\mathbf{q}}^T \underline{\mathbf{q}} + \underline{\mathbf{q}}^T \mathbf{B}_{\text{rot}}^T \boldsymbol{\omega}_\Lambda + \sum_{i=1}^n \left( \frac{1}{2} m_i \boldsymbol{\omega}_\Lambda^T \underline{\mathbf{r}}_i^T \boldsymbol{\omega}_\Lambda \right).$$

天线支撑臂的应变势能为

$$U = \frac{1}{2} \underline{\mathbf{q}}^T \mathbf{A}^2 \underline{\mathbf{q}}.$$

其中,  $\mathbf{A}^2 = \text{diag}[\omega_1^2, \omega_2^2, \dots, \omega_N^2]$ .

天线的拉格朗日函数为  $L = T - U$ , 由变分方程

$$\frac{\partial L}{\partial \underline{\mathbf{q}}} - \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\underline{\mathbf{q}}}} = 0$$

可得天线的运动方程为

$$\ddot{\underline{\mathbf{q}}} + \mathbf{A}^2 \underline{\mathbf{q}} + \mathbf{B}_{\text{rot}}^T \dot{\boldsymbol{\omega}}_\Lambda = 0.$$

考虑到挠性附件的结构阻尼  $\zeta$ , 则

$$\ddot{\underline{\mathbf{q}}} + 2\zeta \mathbf{A} \dot{\underline{\mathbf{q}}} + \mathbf{A}^2 \underline{\mathbf{q}} + \mathbf{B}_{\text{rot}}^T \dot{\boldsymbol{\omega}}_\Lambda = 0.$$

综上所述,解耦控制方案中卫星-天线多体系统动力学方程为

$$\begin{cases} \mathbf{I}_0 \dot{\boldsymbol{\omega}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}} \mathbf{I}_0 \boldsymbol{\omega} = \mathbf{T}_{\text{SAT}} - \mathbf{T}_{\text{ANT}}, \\ \mathbf{B}_{\text{rot}} \ddot{\underline{\mathbf{q}}} - \tilde{\boldsymbol{\omega}} \mathbf{B}_{\text{rot}} \dot{\underline{\mathbf{q}}} + \mathbf{I}_1 \dot{\boldsymbol{\omega}}_\Lambda + \tilde{\boldsymbol{\omega}}_\Lambda \mathbf{I}_1 \boldsymbol{\omega}_\Lambda = \mathbf{T}_{\text{ANT}}, \\ \ddot{\underline{\mathbf{q}}} + 2\zeta \mathbf{A} \dot{\underline{\mathbf{q}}} + \mathbf{A}^2 \underline{\mathbf{q}} + \mathbf{B}_{\text{rot}}^T \dot{\boldsymbol{\omega}}_\Lambda = 0. \end{cases} \quad (1)$$

## 2 控制律设计与仿真分析

本节基于误差四元数设计大角度姿态机动复合控制方案,如图 3 所示.

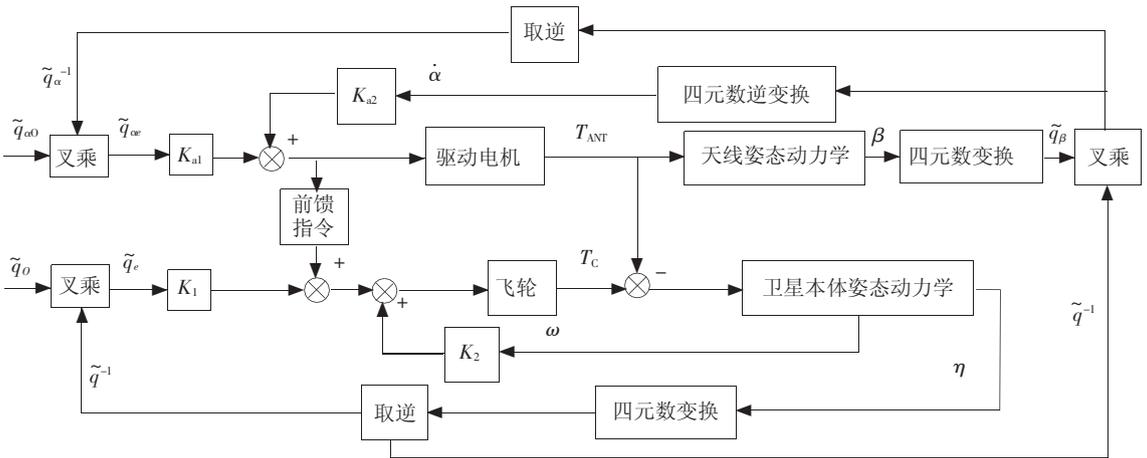


图 3 卫星-天线多体系统控制示意图

假设目标四元数用下角标  $O$  表示,误差四元数用下角标  $e$  表示. 大角度范围内,由于解耦控制中天线指向控制回路控制系统设计方案十分灵活,可以采用与卫星平台分开机动策略,也可以采取跟踪卫星平台转动角度方式. 无论采取何种方案,其目的十分明确,即不能激发天线的振动,因此需要增大天线控制系统阻尼、降低控制系统带宽来抑制天线振动. 在解耦控制回路中,令天线臂相对转角四元数  $\tilde{\mathbf{q}}_\alpha$  的控制指令为 0,即采用支撑臂转角  $\beta$  跟踪姿态角  $\eta$  的控制策略,从而使天线臂相对转角  $\alpha$  始终保持为 0. 卫星平台姿态控制系统引入误差四元数和卫星平台角速度作为闭环控制信号,带宽设计为 0.01 Hz,选择星敏感器和陀螺作为姿态角与角速率测量传感器. 天线指向控制回路选择同样的控制策略,将控制系统带宽设计为 0.001 Hz,解耦机构选用光电编码器作为相对转角与角速度测量

传感器. 此外,由于解耦机构可以通过相对转动角度测量值计算所需要的天线控制力矩  $\mathbf{T}_{\text{ANT}}$ ,从而在卫星平台控制系统中加入前馈控制指令,在对天线控制的同时利用卫星平台的动量轮进行姿态稳定控制,来抵消解耦机构的反作用力矩,从而高精度完成解耦与控制两项工作.

综上所述,卫星平台控制力矩  $\mathbf{T}_C$  和天线控制力矩  $\mathbf{T}_{\text{ANT}}$  可以按下述控制律进行设计:

$$\begin{cases} \mathbf{T}_C = K_1 \hat{\mathbf{q}}_e + K_2 \boldsymbol{\omega}, \\ \mathbf{T}_{\text{ANT}} = K_{\alpha 1} \hat{\mathbf{q}}_{\alpha e} + K_{\alpha 2} \dot{\boldsymbol{\alpha}}. \end{cases}$$

依据以上设计方法进行仿真验证,仿真过程中假设卫星本体相对于系统质心的外力矩  $\mathbf{T}_{\text{SAT}}$  中仅包含有飞轮控制力矩  $\mathbf{T}_C$ . 为了说明解耦控制方法对卫星姿态控制性能的改进,本节通过对比方式仿真验证解耦控制的有效性. 根据式(1)可推导出,非解耦控制方案中卫星动力学方程为

$$\begin{cases} (\mathbf{I}_0 + \mathbf{I}_1)\dot{\boldsymbol{\omega}} + \tilde{\boldsymbol{\omega}}(\mathbf{I}_0 + \mathbf{I}_1)\boldsymbol{\omega} + \mathbf{B}_{\text{rot}}\ddot{\mathbf{q}} - \tilde{\boldsymbol{\omega}}\mathbf{B}_{\text{rot}}\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{T}_{\text{SAT}}, \\ \ddot{\mathbf{q}} + 2\zeta\boldsymbol{\Lambda}\dot{\mathbf{q}} + \boldsymbol{\Lambda}^2\mathbf{q} + \mathbf{B}_{\text{rot}}^T\dot{\boldsymbol{\omega}} = 0. \end{cases}$$

其中,  $\mathbf{T}_{\text{SAT}} = \mathbf{K}_1\dot{\mathbf{q}}_e + \mathbf{K}_2\mathbf{q}_e$ .

仿真过程中系统参数取为:卫星本体与天线相对于系统质心的转动惯量矩阵分别为

$$\mathbf{I}_0 = \begin{bmatrix} 3\,000 & 0 & 0 \\ 0 & 21\,082 & -29 \\ 0 & -29 & 22\,823 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{I}_1 = \begin{bmatrix} 9\,400 & 4\,300 & -200 \\ 4\,300 & 4\,900 & 340 \\ -200 & 340 & 11\,766 \end{bmatrix}$$

卫星本体质量为 2 693 kg,星敏感器测量误差为  $2''(3\sigma)$ ,陀螺仪漂移为  $0.1^\circ/\text{h}(3\sigma)$ ,角速度测量回路滤波器的滤波常数为 10,动量轮干扰力矩为  $5\text{ mN}\cdot\text{m}$ ,动量轮输出饱和力矩为  $2\text{ N}\cdot\text{m}$ . 天线质量为 75 kg,天线支撑臂长度为 8 m,天线支撑臂的材料为碳纤维 M60J,弹性模量为 588 GPa,泊松比为 0.31,剪切模量为 224 GPa,密度为  $1\,940\text{ kg}/\text{m}^3$ . 反射面质量为 0.1 kg,反射面拉绳材料为 KEVLAR49,弹性模量为 137.07 GPa,泊松比为 0.087,密度为  $1\,440\text{ kg}/\text{m}^3$ . 解耦机构驱动电机干扰力矩为  $5\text{ mN}\cdot\text{m}$ ,驱动电机输出饱和力矩为  $2\text{ N}\cdot\text{m}$ ,光电

编码器测量精度为  $10''(3\sigma)$ .

控制器参数设计如下:  $\mathbf{K}_1$  为  $\text{diag}(2.3 \times 10^{-2}, 2.5 \times 10^{-2}, 3.2 \times 10^{-2})$ ,  $\mathbf{K}_2$  为  $\text{diag}(2.8 \times 10^2, 4.9 \times 10^2, 8.6 \times 10^2)$ ,  $\mathbf{K}_{a1}$  为  $\text{diag}(0.9 \times 10^{-3}, 1.5 \times 10^{-3}, 0.2 \times 10^{-3})$ ,  $\mathbf{K}_{a2}$  为  $\text{diag}(66, 78, 39)$ .

仿真过程中分三次完成绕  $z$  轴  $45^\circ$  的姿态机动,每次机动角度为  $15^\circ$ ,卫星本体三次机动目标四元数分别为  $[0, 0, 0.131, 0.991]$ 、 $[0, 0, 0.259, 0.966]$ 、 $[0, 0, 0.383, 0.924]$ ,天线相对转角的目标四元数始终保持为  $[0, 0, 0, 1]$ . 图 4 分别给出了对解耦控制和非解耦控制方法按上述机动方案进行仿真时所对应的响应曲线.

图 4 中,由  $q_3$  和  $q_4$  的响应曲线可以看出,两种控制方法在机动过程中的动态响应时间均在 200 s 左右,这是由于两种控制方法中卫星本体的控制参数相同. 但是对比  $q_1$  和  $q_2$  的响应曲线可知,非解耦控制方法响应曲线并没有达到稳态过程,振荡幅度达到  $10^{-3}$  量级. 由于天线各阶振型的叠加使得振荡曲线并不规则,各阶振型频率均有一定体现,但是仍以天线低频密集区域振型为主,说明非解耦方法不能抑制大型天线由姿态机动所激发的结构振动.

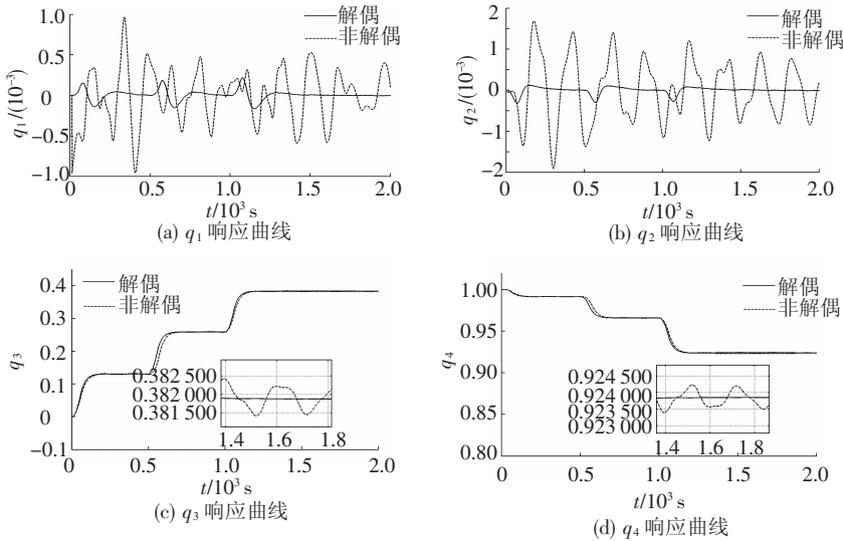


图 4 大角度机动时解耦和非解耦控制方法分别对应的卫星本体四元数响应曲线

对比之下,解耦控制方法响应曲线的动态过程在经历一次超调之后即收敛,稳态过程中已经不包含周期振荡成分,解耦控制使得控制系统阻尼很大,稳态精度远高于非解耦控制方法. 图 5 给出了局部放大的  $q_3$  曲线,其中包含的传感器噪声引起的波动,幅度约为  $10^{-5}$  量级,表明解耦控制方法将卫星平台稳定度与指向精度提高了两个数量级左右.

为了说明解耦机构内部工作情况,图 6 给出了解耦控制时天线相对转角对应的四元数仿真结

果. 由图 6 可以看出,响应曲线动态过程的初始阶段有一定滞后,但稳态时跟踪精度很高 ( $10^{-5}$  量

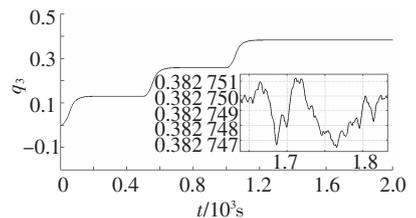


图 5 卫星本体四元数  $q_3$  响应曲线局部放大图

级). 得到如上结果是由于解耦控制方案可以将卫星平台姿态控制系统与天线指向控制系统分开设计, 在保持姿态控制系统带宽为 0.01 Hz 的基础上, 将指向控制系统的带宽设计得更低. 如此可以在保证卫星平台控制性能的基础上, 使得卫星姿态机动或者受到外部干扰力矩时, 天线不会由

于受到激发而引起振动. 图 6 中响应曲线还说明, 解耦控制方法能够确实减小天线变形, 满足动力学分析过程中天线变形很小且变形后产生的位移为一阶小量的假设条件. 综上所述, 解耦控制为天线-卫星耦合动力学问题提供了一种行之有效的解决方法, 能够增大控制系统阻尼、抑制天线振动.

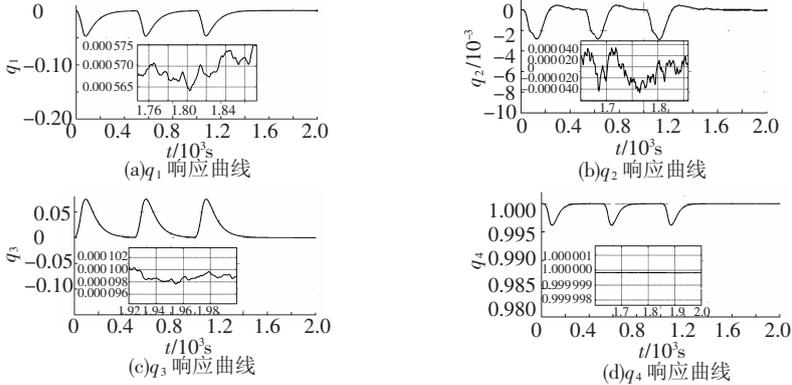


图 6 天线臂转角四元数响应曲线

### 3 结论

本文针对具有可展开天线结构的卫星和一种用于解耦控制的三自由度机构, 采用混合坐标形式建立了带有解耦机构的卫星简化动力学模型. 在此基础上设计的解耦控制方法, 降低了天线控制系统的带宽, 解决了天线振动的激发问题. 将非解耦控制方法与解耦控制方法进行对比仿真验证, 仿真结果显示与非解耦控制方法相比, 解耦控制方法可以将卫星平台稳定度提高两个数量级左右, 明显提高控制系统的阻尼、抑制天线振荡、增加天线指向精度.

### 参考文献

- [1] MURPHEY T W. Historical perspectives on the development of deployable reflectors [C]//50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston VA: AIAA, 2009; AIAA 2009-2605.
- [2] MAKAROV A L, KHOROSHILOV V S, ZAKRZHEVSKII A E. Spacecraft dynamics due to elastic ring antenna deployment [J]. Acta Astronautica, 2011, 69: 691-702.
- [3] TAKANO T, MIURA K, NATORI M, et al. Deployable antenna with 10-m maximum diameter for space use [J]. IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2004, 52(1): 2-11.
- [4] MASAYOSHI M, AKIHITO O. Analytical and experimental frequency verification of deployed satellite antennas [C]//44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures Structural Dynamics and Materials Conference. Norfolk, VA: [s. n.], 2003: 7-10.
- [5] WANG S J, CAMERON J M. Dynamics and control of a large space antenna [J]. Journal of Guidance, Control

and Dynamics, 1984, 7(1): 69-76.

- [6] YONEZAWA K, HOMMA M. Attitude control on ETS-VIII mobile communication satellite with large deployable antenna [C]//21st International Communications Satellite Systems Conference and Exhibit. Reston VA: AIAA, 2003. AIAA 2003-2216.
- [7] MISAWA M, FUNAMOTO K. Dynamic characteristic prediction of large satellite antennas by component tests [J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(5): 845-849.
- [8] 娄振, 王三民, 郭家舜. 可展天线臂与卫星间耦合振动特性研究 [J]. 机械科学与技术, 2009, 28(9): 1208-1212.
- [9] 赵豫, 赵国伟, 黄海, 等. 基于压电材料的智能天线结构控制实验研究 [J]. 压电与声光, 2007, 29(3): 295-301.
- [10] FANG Houfei, KNARR K, QUIJANO U, et al. In-space deployable reflectarray antenna: current and future [C]//49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Reston VA: AIAA, 2008; AIAA 2008-2209.
- [11] 刘相秋. 弱耦合星载天线结构动力学分析及振动控制研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009: 17-92.
- [12] CHARBONNEL C.  $H_\infty$  controller design and  $\mu$ -analysis: powerful tools for flexible satellite attitude control [C]//AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference. Reston VA: AIAA, 2010; AIAA 2010-7907.
- [13] WANG S J, LIN Y H, CHARLES C H. Dynamics and control of a shuttle-attached antenna experiment [J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1985, 8(3): 344-353.
- [14] 齐春子, 吕振铎. 偏置动量系统中的挠性天线指向控制研究 [J]. 中国空间科学技术, 1997, 6(3): 21-26.

(编辑 张宏)