

星载大型空间天线的一种解耦控制方法

葛升民¹, 王 磊¹, 甘克力¹, 张 楠²

(1. 哈尔滨工业大学控制科学与工程系, 哈尔滨 150001; 2. 中国兵器工业系统总体部, 北京 100089)

摘 要: 针对星载大型空间可展开天线与卫星平台之间的动力学耦合问题提出一种三自由度驱动与测量机构用于连接天线臂与卫星平台。该机构以驱动电机来控制天线臂转动,通过角度传感器对天线臂转角的测量来实现反馈控制,同时在卫星姿态控制系统中引入前馈控制进行反作用力矩补偿,实现卫星平台与天线之间的解耦控制、抑制天线的振动、提高卫星姿态控制系统的性能。通过姿态稳定状态下卫星-天线系统解耦动力学模型的建立、控制系统的设计、姿态控制的仿真分析,表明解耦机构能大幅增加天线振动的阻尼,有效提高卫星稳定性和天线指向精度。

关键词: 可展开天线; 动力学建模; 解耦控制; 卫星姿态控制

中图分类号: V448.22

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2013)01-0046-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2013.01.007

A Method for Decoupling Control of Satellite-Borne Large Space Antenna

GE Sheng-min¹, WANG Lei¹, GAN Ke-li¹, ZHANG Nan²

(1. Department of Control Science & Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China;

2. North China System Engineering Institute, Beijing 100089, China)

Abstract: A three degree of freedom driving and measurement mechanism for interfacing antenna arm and satellite is proposed to cope with the problem of dynamics coupling between large deployable space antenna and satellite platform. This mechanism employs driving motors to control the antenna arm and angle sensors to measure the rotating angle of antenna arm, thus constructing a rotating angle feedback control system, also the motor driving torque are fed forward into attitude control system for compensating reacting torque, thus implementing decoupling between satellite attitude control and antenna control, suppressing antenna vibration and improving satellite attitude control performance. By dynamics modeling of attitude stablization, control system design and simulation, increased vibration damping, improved pointing accuracy of antenna and higher satellite stability are demonstrated.

Key words: Deployable antenna; Dynamics modeling; Decoupling control; Satellite attitude control

0 引 言

通信、空间科学、地球观测事业的迅猛发展,对宇航用天线的要求越来越高。低背景噪声、高增益和高数据传输率使得天线反射器口径不断增大,以至于必须采用可展开天线这种结构形式^[1]。大型空间可展开天线具有尺寸大、重量轻、柔性大的特点,天线固有模态频率很低且十分密集,使得天线与卫星平台姿态控制系统产生不良动力学耦合^[2],如

何解决该问题已经成为大型空间天线研究的一个热门课题,受到世界各宇航公司和研究单位的关注。有关理论研究方面,文献[3]在考虑动力刚化问题的基础上,通过 Lagrange 方程建立了大范围刚体运动时航天器的刚柔耦合一次近似动力学模型。文献[4-6]研究了采用智能结构进行振动抑制的方法,但是由于可展开天线结构过于复杂,使得智能结构在大型可展开天线上的工程应用变得很困难。在挠性振动抑制的工程应用方面,国内外研究人员提出

了很多方法。文献[7]中提出一种六自由度可控的机构用于天线与航天飞机连接。在空间实验过程中该机构可以显著提高飞行器的稳定性与安全性,同时对天线的平稳展开、阻尼、机构重置和模仿天线完全自由状态下的运行实验等均有非常大的贡献。该机构可以使天线与航天飞机动力学完全解耦,文中作者对其工程意义给予非常高的评价,但是该文献及之后发表的文献中对此机构再无详细论述。文献[8]提出利用一个被动隔离器来隔离和阻尼柔性结构振动,这个想法具有初级的解耦控制思想,但是没有进一步拓展成系统。文献[9]提出利用结构铰接点增加结构阻尼的方法,该方法启发我们用主动转轴系统实现柔性结构与卫星平台的解耦控制。综上所述,虽然有个别文献提出的方法具有解耦控制思想,但是公开发表的文献还没有对柔性结构与卫星平台解耦控制的完整论述。为了满足姿态控制稳定性和天线指向精度不断提高的要求,本文研究一种大型可展开天线与卫星平台的解耦控制方法。

文献[7]中提出的六自由度机构并不适合直接应用在卫星平台之上,对于卫星姿态稳定来说其三个平动自由度意义不大,使得连接机构过于复杂。本文针对一个大容量通信卫星提出:在天线臂与卫星平台相连之处增加一个具有三个转动自由度的驱动与测量机构(如图1所示)用以实现柔性天线与卫星平台姿态稳定的解耦控制,本文之后的描述中将之称为解耦机构。图1中,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、内基座与中环之间均有轴承连接,内基座与天线臂固连。如果借助解耦机构进行天线指向或模态控制,则可以实现天线控制和卫星平台控制互不影响,即完成了卫星天线和卫星平台的解耦控制。因此,安装解耦机构可以解决天线与卫星平台之间的耦合动力学问题,提高卫星姿态的稳定度,进行精确的指向控制。本质上该机构为一种主动阻尼系统,对于大型卫星挠性附件,通过合理的设计均有一定的振动阻尼作用。

本文将建立具有解耦机构的整星(包含卫星平台与天线)在三轴稳定状态下的动力学模型。利用解耦机构设计完成一种卫星平台与天线的解耦控制方法,并通过有限元分析进行相关仿真分析,给出数



图1 带有解耦机构的通信卫星概念模型

Fig. 1 Conceptual model of communication satellite with decoupling mechanism

值仿真结果。

1 动力学分析

带柔性附件卫星动力学的主要特点是,柔性附件的运动要用无限自由度的分布参数描述,而且柔性运动和刚体姿态运动相互耦合(这里暂时假定柔性附件与卫星平台直接固连),是由常微分方程和偏微分方程共同描述的非线性混合系统。在工程上,通常用集中参数法或有限元法,把无限自由度系统简化为有限自由度系统,然后求解。一般选用混合坐标来描述带柔性附件卫星的运动,即中心刚体的运动用通常描述刚体姿态的坐标,例如用欧拉角来描述,而柔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,化成有限自由度的模态振动方程,从而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^[10]。

为达到较高的指向精度,天线应具有较高基频,其刚性较支撑臂大1~2个数量级^[11]。因此为了便于控制系统分析与设计,依据图1中的概念模型(文中暂不讨论太阳帆板的挠性),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,天线支撑臂简化为柔性体 L ,天线简化为集中质量 M_1 连于支撑臂上。由此,原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^[2]。卫星-天线系统的简化动力学模型如图2所示。本节首先列出非解耦时整星的动力学方程。动力学分析过程中做如下假设: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,忽略整星平动对动力学分析的影响。

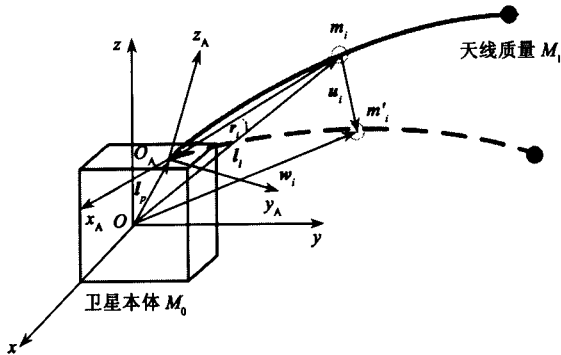


图 2 简化动力学模型

Fig. 2 Simplified dynamics model

图 2 中, $Oxyz$ 为本体坐标系, $O_Ax_Ay_Az_A$ 为挠性附件坐标系, O 为天线未变形时整星的质心, m_i 为系统中(包括刚体)任意质量元, m'_i 为变形后的质量元, u_i 为质量元的位移, l_p 为连接点矢量, r_i 为 $O_Ax_Ay_Az_A$ 中质量元的矢径, l_i 与 w_i 分别对应变形前后质量元在 $Oxyz$ 中的矢径, ω 为本体坐标系(卫星平台)相对于惯性坐标系的角速度。在三轴稳定控制问题中,卫星在轨道坐标系中的各姿态角均为小量,通常引用三项基本假定:卫星系统的惯性加速度为小量;天线的转动和挠性振动引起系统质心的位移为小量;主体的转速、天线的转速以及天线的弹性变形均为小量^[12]。

假设 H 和 T_{SAT} 为系统相对于 O 点的角动量矢量和外力矩矢量,且变形后系统质心运动速度很小,根据角动量定理有

$$\begin{aligned} T_{SAT} &\approx \frac{dH}{dt} = \frac{d}{dt} \left\{ \sum_i m_i w_i \times \frac{dw_i}{dt} \right\} \\ &= \frac{d}{dt} \left\{ \left[\sum_i m_i (l_p + r_i + u_i) \times (\dot{u}_i + \omega \times (l_p + r_i + u_i)) \right] \right\} \\ &= \sum_i m_i \left\{ \dot{u}_i^2 + \dot{u}_i \times \omega \times (l_p + r_i) + (l_p + r_i + u_i) \times [\ddot{u}_i + \dot{\omega} \times (l_p + r_i) + \omega \times \omega \times (l_p + r_i)] \right\} \end{aligned} \quad (1)$$

此处用 m_i 表示质量,为常数,式(1)全部为矢量运算。由假定条件可知, u_i 、 ω 、 $\dot{\omega}$ 均为一阶小量,忽略小量并进行线性化处理,可得角动量方程为

$$T_{SAT} = \sum_i m_i (l_p + r_i) \times \ddot{u}_i + \sum_i m_i l_i \times (\dot{\omega} \times l_i) \quad (2)$$

后续推导过程中以矩阵形式运算,设任意矢量 a 在相应坐标系中的分量形式是 $a = [a_x \ a_y \ a_z]^T$, 矢量各导数也以此原则表示为矩阵形式。将矢量 a 的叉乘矩阵表示为 \tilde{a} , 即

$$\tilde{a} = a \times = \begin{bmatrix} 0 & -a_z & a_y \\ a_z & 0 & -a_x \\ -a_y & a_x & 0 \end{bmatrix}$$

则式(2)以矩阵形式表示为

$$T_{SAT} = \sum_i m_i (\tilde{l}_p + \tilde{r}_i) \ddot{u}_i + I_T \dot{\omega}$$

其中, I_T 为未变形时整星的惯量矩阵。

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,

$\Phi_i = [\varphi_1(r_i), \varphi_2(r_i), \dots, \varphi_N(r_i)]$ 为 $3 \times N$ 矩阵,其中 $i = 1, 2, \dots, n_0$ 对应的模态频率为 $\omega_1, \omega_2, \dots, \omega_{N_0}$ 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 。根据有限元分析结果, u_i 可表示为

$$u_i = \Phi_i q(t)$$

其中, $q(t) = [q_1(t), q_2(t), \dots, q_N(t)]^T$ 为天线模态坐标的矩阵分量形式,后续推导中简写为 q , 则有

$$T_{SAT} = \sum_{i=1}^n m_i (\tilde{l}_p T_S \Phi_i + T_S \tilde{r}_i \Phi_i) \ddot{q} + I_T \dot{\omega}$$

其中 T_S 为附件坐标系到本体坐标系的坐标转换矩阵,令 $B_{rot} = \sum_{i=1}^n m_i (\tilde{l}_p T_S \Phi_i + T_S \tilde{r}_i \Phi_i)$ 为转动耦合系数,则

$$I_T \dot{\omega} + B_{rot} \ddot{q} = T_{SAT} \quad (3)$$

星载天线的动能为

$$T = T_1 + T_2$$

其中, T_1 为支撑臂动能, T_2 为集中质量 M_1 的动能。

由动能定理可知,支撑臂的动能为

$$T_1 = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^{n-1} m_i \left[\frac{dw_i}{dt} \right]^T \frac{dw_i}{dt}$$

忽略一阶小量可得

$$T_1 = \sum_{i=1}^{n-1} m_i \left[\frac{1}{2} \dot{q}^T \Phi_i^T \Phi_i \dot{q} + (\tilde{r}_i \Phi_i \dot{q})^T \omega + \frac{1}{2} \omega^T \tilde{r}_i \tilde{r}_i^T \omega \right] \quad (4)$$

集中质量 M_1 的动能为

$$\begin{aligned} T_2 &= \frac{1}{2} M_1 \left[\frac{d\mathbf{w}_n}{dt} \right]^T \frac{d\mathbf{w}_n}{dt} \\ &= M_1 \left[\frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}^T \underline{\Phi}_n^T \underline{\Phi}_n \dot{\mathbf{q}} + (\tilde{\mathbf{r}}_n^T \underline{\Phi}_n \dot{\mathbf{q}})^T \boldsymbol{\omega} + \right. \\ &\quad \left. \frac{1}{2} \boldsymbol{\omega}^T \tilde{\mathbf{r}}_n \tilde{\mathbf{r}}_n^T \boldsymbol{\omega} \right] \end{aligned} \quad (5)$$

因为 $\underline{\Phi}_n$ 为归一化振型, 所以

$$\begin{aligned} T &= T_1 + T_2 \\ &= \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}^T \dot{\mathbf{q}} + \dot{\mathbf{q}}^T \mathbf{B}_{\text{rot}}^T \boldsymbol{\omega} + \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{2} m_i \boldsymbol{\omega}^T \tilde{\mathbf{r}}_i \tilde{\mathbf{r}}_i^T \boldsymbol{\omega} \right) \end{aligned} \quad (6)$$

天线支撑臂的应变势能为 $U = \frac{1}{2} \mathbf{q}^T \mathbf{A}^2 \mathbf{q}$, 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

$$\frac{\partial L}{\partial \mathbf{q}} - \frac{d}{dt} \left(\frac{\partial L}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right) = 0$$

可得天线的运动方程为,

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

因此,经过线性化处理的卫星动力学方程为

$$\begin{cases} \mathbf{I}_T \dot{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{B}_{\text{rot}} \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{T}_{\text{SAT}} \\ \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{A}^2 \mathbf{q} + \mathbf{B}_{\text{rot}}^T \dot{\boldsymbol{\omega}} = 0 \end{cases} \quad (7)$$

下面对加入解耦机构之后的动力学方程进行分析。对于卫星平台来说按刚体建模即可, 因此 $\mathbf{u}_i = 0$ 。设 $\boldsymbol{\beta} = [\beta_1 \ \beta_2 \ \beta_3]^T$ 为天线相对于惯性坐标系的转角, 则依据前述建模原理可得, 解耦控制时动力学方程为

$$\begin{cases} \mathbf{I}_0 \dot{\boldsymbol{\omega}} = \mathbf{T}_{\text{SAT}} - \mathbf{T}_{\text{ANT}} \\ \mathbf{I}_1 \ddot{\boldsymbol{\beta}} + \mathbf{B}_{\text{rot}} \ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{T}_{\text{ANT}} \\ \ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{A}^2 \mathbf{q} + \mathbf{B}_{\text{rot}}^T \dot{\boldsymbol{\beta}} = 0 \end{cases} \quad (8)$$

式中, \mathbf{I}_0 为卫星平台的惯量矩阵, \mathbf{I}_1 为天线未变形时的惯量矩阵, \mathbf{T}_{ANT} 为解耦机构对天线的控制力矩。

假设安装解耦机构之后, 天线支撑臂与三个转动轴的相对转角矩阵 (即相对于挠性附件坐标系转角的测量值) 为 $\boldsymbol{\alpha} = [\alpha_1 \ \alpha_2 \ \alpha_3]^T$, 在卫星姿态稳定状态时, 其欧拉角可以认为极小量, 此时 $\boldsymbol{\alpha}$ 、 $\boldsymbol{\beta}$ 与卫星平台姿态欧拉角 $[\varphi \ \theta \ \psi]^T$ 之间满足如下关系:

$$\begin{cases} \beta_1 = \varphi + \alpha_1 \\ \beta_2 = \theta + \alpha_2 \\ \beta_3 = \psi + \alpha_3 \end{cases} \quad (9)$$

由式(9)可以看出, 通过对 α 的测量与控制, 即可控制天线与卫星平台的转动关系, 从而通过式(8)完成相应的控制系统设计。

2 解耦控制

本节以俯仰通道为例, 利用式(8)与式(9)组成的解耦动力学方程讨论卫星姿态控制系统与天线指向控制系统的设计。

在小角度范围内, 解耦控制回路中令天线臂相对转角的控制指令 $\alpha_1 = 0$, 即采用支撑臂绕俯仰轴转角 β_2 跟踪俯仰角 θ 的控制策略, 从而使天线臂相对转角 α_2 始终保持为 0。卫星平台控制系统采用速率环与角度环的双闭环反馈控制方式, 天线指向控制回路则采用单一角度环反馈控制方式。由于解耦机构可以通过角度测量传感器的测量值计算所需要的天线控制力矩 T_{ANT} , 在卫星平台控制过程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, 来抵消解耦机构的作用力矩, 从而高精度完成解耦与控制两项工作。

假设解耦机构驱动电机传递函数为 $G_1(s)$, 卫星平台动量轮传递函数为 $G_2(s)$, 天线挠性振动方程传递函数为 $G_3(s)$, 卫星平台速率环控制器传递函数为 $G_4(s)$, 角度环控制器传递函数为 $G_5(s)$, 天线角度环控制器传递函数为 $G_6(s)$ 。卫星整星俯仰通道转动惯量为 $J = 26814 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, 天线沿俯仰轴方向的转动惯量为 $J_1 = 3156 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, 则由式(8)与式(9)可得,

$$\begin{cases} \dot{\theta}(s) = \frac{1}{Js} [T_{\text{SAT}}(s) - T_{\text{ANT}}(s) + T_f(s)] \\ \beta_2(s) = \frac{T_{\text{ANT}}(s) + T_{\text{Af}}(s)}{J_1 s^2 [1 + G_3(s)]} \\ \begin{cases} T_{\text{SAT}}(s) = G_4(s) \{ \omega_1(s) - [\dot{\theta}(s) + N_Y(s)] \} \\ T_{\text{ANT}}(s) = G_6(s) G_1(s) \{ \alpha_1(s) - [\alpha_2(s) + N_O(s)] \} \\ \omega_1(s) = G_5(s) \{ \theta_1(s) - [\theta(s) + N_1(s)] \} \\ \alpha_2(s) = \beta_2(s) - \theta(s) \end{cases} \end{cases} \quad (10)$$

式(10)中的各变量均以拉普拉斯变换形式给出, $T_f(s)$ 为卫星平台所受干扰力矩之和, $T_{\text{Af}}(s)$ 为天线所受干扰力矩之和, $N_Y(s)$ 为陀螺漂移, $N_1(s)$ 为红外地平仪测量误差, $N_O(s)$ 为光电编码器测量

误差, $\omega_1(s)$ 为卫星平台速率环的输入指令。

根据工程中通常的设计方法进行如下控制器综合: $G_4(s)$ 采用比例环节 K_D ; $G_5(s)$ 采用PI环节, 具体形式为 $K_{SP} + (K_{SI}/s)$; $G_6(s)$ 采用PID环节, 具体形式为 $K_{AP} + [K_{AD}s/(s+a)] + (K_{AI}/s)$, 其中微分项为有限带宽微分; 此外, 在系统中加入前馈指令, 其中前馈指令来自解耦机构, 本文所设计前馈控制器选用比例环节, 其比例增益 K 由卫星动量轮驱动电机与解耦机构驱动电机特性决定, 工程应用中可同时加入相位补偿环节; $G_1(s)$ 与 $G_2(s)$ 均等效为一阶惯性环节, 且二者带宽远高于系统带宽, 对控制器综合与仿真均没有本质影响。

综上所述, 俯仰通道控制框图如图3所示。其中, T_{AI} 为解耦机构驱动电机的电流指令, T_I 为动量轮的电流指令, T 为俯仰通道上作用的总力矩。由图3可以看出, 天线指向系统中存在的建模误差主要由天线转动惯量 J_1 和 $G_3(s)$ 中的耦合系数与模态频率的建模误差引起。控制器中的积分环节使得 J_1 参数摄动仅对动态特性有一定影响, 不会产生稳态误差。通过降低系统带宽使其低于模态频率10倍频程来抑制耦合系数与自振频率的参数摄动影响。从以上分析可以看出, 该系统具有一定的鲁棒性, 充分考虑了系统参数摄动所带来的影响。

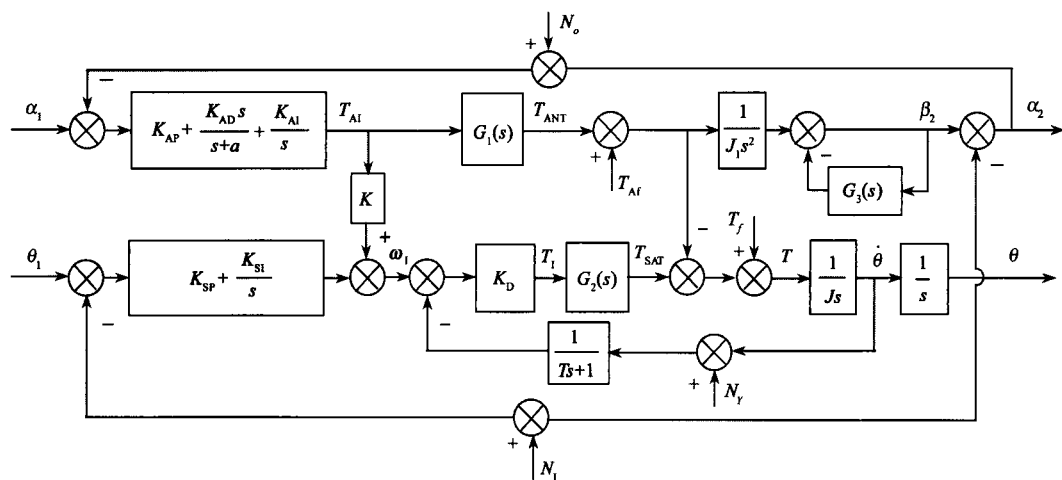


图3 解耦控制方框图

Fig. 3 Block diagram of decoupling control

根据工程经验, 卫星本体控制带宽设计为 0.01Hz , 为了降低 θ 响应过快对 α_2 的冲击, 将卫星姿态控制系统阻尼设计为 $\xi_1 = 0.8$ 。为了避免激发天线模态振动, 必须降低天线控制系统的带宽, 此处将带宽设计为 0.001Hz , 阻尼同样设计为 $\xi_2 = 0.8$, 如此设计可充分保证卫星本体和天线的稳定性与指向精度, 避免天线模态振动。依据以上设计原则, 控制器具体参数设计如下: 速率环比例增益 $K_D = 6.5 \times 10^2$, 角度环比例增益 $K_{SP} = 7 \times 10^{-3}$, 角度环积分增益 $K_{SI} = 1.8 \times 10^{-6}$; 天线控制器比例增益 $K_{AP} = 1.5 \times 10^{-4}$, 微分增益 $K_{AD} = 3$, 有限微分带宽 $a = 0.1$, 积分增益 $K_{AI} = 1.8 \times 10^{-7}$ 。

3 仿真分析

依据前述解耦机构与控制器综合结果, 本节结合

实例进行卫星姿态仿真, 对加入解耦机构的卫星姿态控制结果进行对比。为使仿真系统接近实际系统, 将动力学分析中的中心刚体-柔性梁-集中质量多体系统还原为天线本身结构, 并进行有限元分析。

仿真参数如下: 红外地平仪测量误差为 $2''(3\sigma)$, 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 $5 \times 10^{-3}\text{Nm}$, 动量轮输出饱和力矩为 2Nm 。天线支撑臂长度为 $L = 8\text{m}$, 天线质量为 $M_1 = 75\text{kg}$, 天线支撑臂的材料为碳纤维 M60J, 杨氏模量为 $E = 588\text{GPa}$, 泊松比为 $\nu = 0.31$, 剪切模量为 $G = 224\text{GPa}$, 密度为 $\rho = 1940\text{kg}/\text{m}^3$ 。解耦机构驱动电机干扰力矩为 $5 \times 10^{-3}\text{Nm}$, 驱动电机输出饱和力矩为 2Nm , 光电编码器测量精度为 $10''(3\sigma)$ 。

有限元分析结果如图4所示, 其中第一排由左

至右为第 1、2、3 阶振型,第二排为第 4、5、6 阶振型,第三排为第 7、8、9 阶振型。

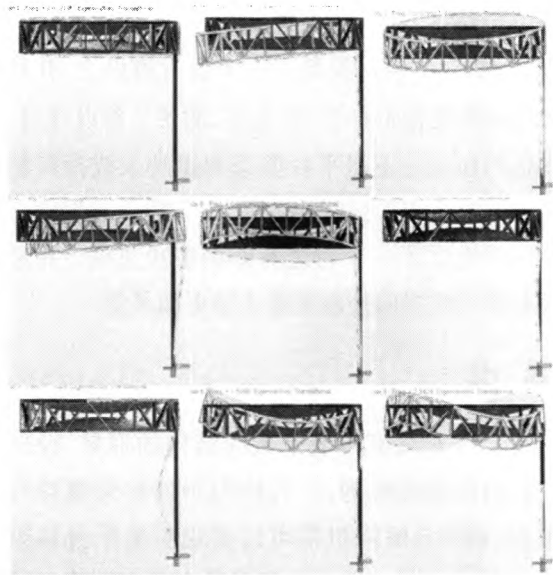


图 4 天线的前 9 阶振型
Fig. 4 First nine order vibration type of antenna

表 1 中分别列出 9 阶振型的振动频率。由表 1 可以看出,前 5 阶振型频率均在卫星姿态控制系统 10 倍带宽以内且分布密集。

表 1 天线振动特性参数

Table 1 Parameters of antenna vibration characteristic	
振型	频率/Hz
1	0.013195
2	0.014851
3	0.029027
4	0.060448
5	0.092862
6	1.1016
7	1.1628
8	1.6386
9	2.3424

因此,仅通过卫星姿态控制系统来稳定卫星平台,控制天线指向将变得十分困难。仿真中引入对仰通道影响最大的一阶振型仿真即可说明解耦机构的作用,其耦合系数为 51.3。仿真过程中,俯仰角 θ 的输入信号为 $0 \sim 0.035\text{rad}$ 的阶跃信号。俯仰通道的对比仿真结果如图 5 所示。从仿真结果中可以看出,由于无论解耦控制与否,俯仰通道控制器的参数均取相同值,所以二者响应时间均在 300s 左右。上图中,非解耦控制时俯仰角的振荡幅度较大,收敛时间很长且稳态精度较低,约为 $2 \times 10^{-4} (^{\circ}/\text{s})$,指向精度约为

0.023° 。如果将该天线应用于转动惯量较小的卫星平台,所引起的不稳定性与指向误差将进一步加大。而下图为解耦控制方式的仿真结果,俯仰角测量信息中除了包含噪声外,已经不包含振荡成分,且卫星平台稳态精度远高于非解耦控制,约为 $8 \times 10^{-6} (^{\circ}/\text{s})$,较非解耦控制的稳态精度提高一个数量级以上,指向精度约为 0.01° ,提高一倍以上。

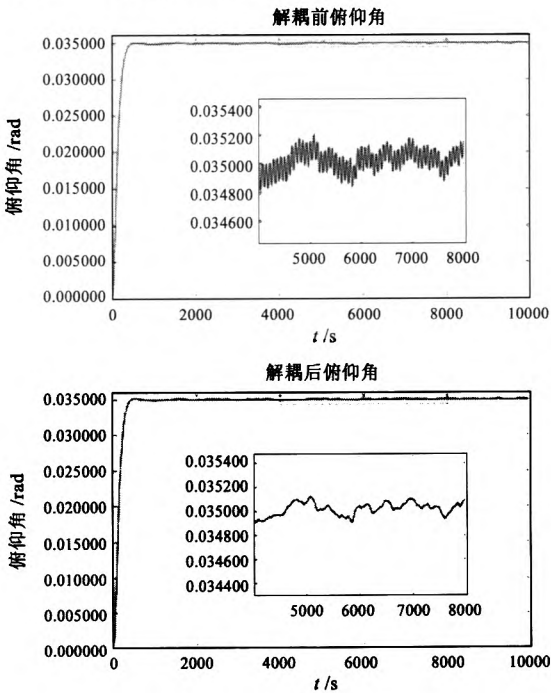


图 5 解耦前后俯仰角阶跃响应结果
Fig. 5 Step response of pitch angle before and after decoupling

图 6 中给出天线臂相对转角的控制仿真结果。从图中可以看出,由于将天线指向控制系统带宽设计得很低,初始阶段 β_2 对 θ 的跟踪有一定滞后,但稳态跟踪精度较高,跟踪误差约为 0.006° 。

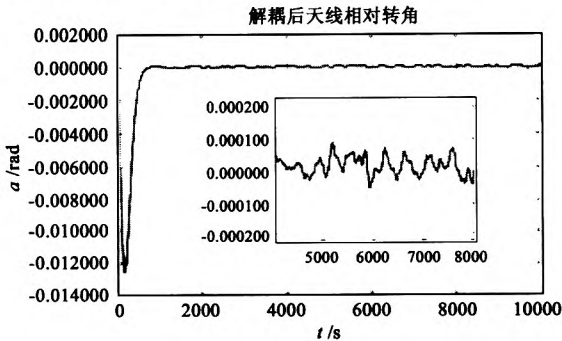


图 6 解耦后天线臂的相对转角
Fig. 6 Relative angle of antenna arm after decoupling

图 7 中给出天线臂在惯性坐标系中转角的控制仿真结果。从图中可以看出,天线臂的指向精度约为 0.01° 。对比图 5 与图 7, 天线转角 β_2 的响应时间较俯仰角 θ 的响应时间增加了 400s 左右, 这是由系统带宽较低的原因造成的。这也是所提出控制方法的不足, 在提高天线稳态指向精度的同时, 增加了天线指向控制的过渡过程时间。

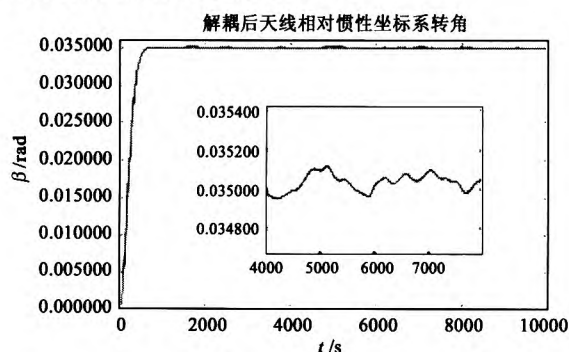


图 7 解耦后天线臂的绝对转角

Fig. 7 Absolute angle of antenna arm after decoupling

天线振动与否,本质上参考模态坐标即可,图 8 中给出天线模态坐标的对比结果。非解耦控制时天线一直处于振荡收敛状态,而解耦控制时除了所包含的噪声,模态坐标只缓慢振荡两次即恢复到稳定状态。

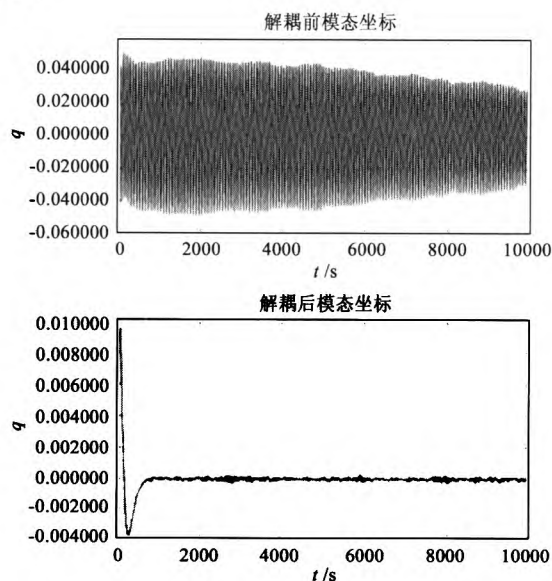


图 8 解耦前后天线模态坐标的响应

Fig. 8 Response of antenna mode coordinates before and after decoupling

解耦机构使卫星平台与天线二者的控制系统能

够分开设计,尽可能提高天线的振荡阻尼,从而抑制天线振动。经过仿真论证可以看出,解耦机构在理想状态下能够将卫星平台的稳定性从 $2 \times 10^{-4} (\%/s)$ 提高至 $8 \times 10^{-6} (\%/s)$, 提高了一个数量级以上,并且将天线指向精度稳定在 0.01° 左右,满足工程设计要求。解耦机构在稳定卫星平台姿态和提高天线指向精度两方面同时达到了很好的效果,为天线-卫星耦合动力学问题提供了一个行之有效的解决方法,并且解耦控制使天线指向控制策略变得更加灵活。

4 结 论

本文针对具有可展开天线结构的卫星,提出一种三自由度解耦机构,该机构用于连接天线臂与卫星平台,利用该解耦机构可以实现卫星平台和柔性天线的解耦控制。本文在卫星稳定状态下建立了一种具有解耦机构的卫星动力学模型,在此基础上设计了一种解耦控制方法。仿真计算显示,安装解耦机构可以将卫星稳态精度提高一个数量级以上,使卫星平台的稳定性和指向精度均得到大幅度改善。同时,解耦控制能够明显提高天线振动的阻尼,增加卫星平台及天线控制系统的稳定裕度。文中所提出的解耦机构仅仅是初步设计的结果,为解决大型可展开天线的控制问题提供一种方案,有许多工程应用问题亟待解决,例如各个部件结构的具体形式、驱动电机的类型、测角传感器的选择和选择方法的选择等等,在充分研究各种问题之后才能更好地应用于实际工程之中。

参 考 文 献

- [1] Fang H F, Knarr K, Quijano U, et al. In-space deployable reflect array antenna: current and future [C]. 49th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, IL, Schaumburg, April 7-10, 2008.
- [2] 孔三江. 空间大型可展天线与卫星间的刚-柔耦合多体动力学分析[D]. 西安: 西北工业大学, 2004. [Kong San-jiang. Large deployable space antenna and satellite rigid-flexible coupling multi-body dynamic analysis[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2004.]
- [3] 蒋建平, 李东旭. 航天器挠性附件刚柔耦合动力学建模与仿真[J]. 宇航学报, 2005, 26(3): 270-274. [Jiang Jian-ping, Li Dong-xu. Modeling and simulation for the rigid-flexible coupling dynamics of the spacecraft with flexible appendages[J].

- Journal of Astronautics, 2005, 26(3):270-274.]
- [4] 邱志成. 挠性板振动抑制的敏感器与驱动器优化配置[J]. 宇航学报, 2002, 23(4):30-36. [Qiu Zhi-cheng. Optimal placement of sensors and actuators for flexible plate of vibration suppression[J]. Journal of Astronautics, 2002, 23(4):30-36.]
- [5] 于登云, 夏人伟, 赵国伟, 等. 智能天线结构模糊自适应变形控制实验研究[J]. 宇航学报, 2006, 27(2):245-249. [Yu Deng-yun, Xia Ren-wei, Zhao Guo-wei, et al. Experimental research on deformation control for intelligent antenna structure based on self tuning fuzzy control[J]. Journal of Astronautics, 2006, 27(2):245-249.]
- [6] 蔡鹏, 王庆超. 基于自适应模糊观测器的挠性航天器主动振动抑制方法研究[J]. 宇航学报, 2009, 30(3):890-894. [Cai Peng, Wang Qing-chao. Active vibration control for Flexible Spacecraft using an adaptive fuzzy observer[J]. Journal of Astronautics, 2009, 30(3):890-894.]
- [7] Wang S J, Lin Y H, Charles C H I. Dynamics and control of a shuttle-attached antenna experiment[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1985, 8(3):344-353.
- [8] Week O D, Holliste W. Challenges and solutions for low-area-density (LAD) spacecraft components application to ultra-thin solar panel technology[R]. Defense & Civil Space Programs Conference and Exhibit von Braun Center, Huntsville, 1998.
- [9] Ferri A A, Heckt B S. Analytical investigation of damping enhancement using active and passive structural joints[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, 15(5):1258-1264.
- [10] 白圣建. 挠性航天器的建模与控制方法研究[D]. 长沙:国防科学技术大学, 2005. [Bai Sheng-jian. Research on modeling and control of flexible spacecraft[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2005.]
- [11] 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. [Qi Chun-zi, Lv Zhen-duo. The study of flexible antenna pointing control in momentum bias system[J]. Chinese Space Science and Technology, 1997, 6(3):21-26.]
- [12] 章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 1998.

作者简介:

葛升民(1964-),男,博士,教授,主要从事飞行器导航、制导与控制。

通信地址:哈尔滨市西大直街92号 哈尔滨工业大学 327 信箱 (150001)

电话:(0451)86402151

E-mail:geshengmin@hit.edu.cn

(编辑:曹亚君)

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>