

大型索网式可展开天线在轨高精度指向控制

邬树楠^{1,2}, 刘丽坤³, 汪 锐^{1,2}, 吴志刚^{1,2}

(1. 大连理工大学工业装备结构分析国家重点实验室, 大连 116024; 2. 大连理工大学航空航天学院, 大连 116024;
3. 中国空间技术研究院, 北京 100094)

摘 要: 以星载大型索网式可展开天线为对象, 研究在轨工作过程中天线视轴高精度高稳定度指向控制方法。首先, 基于 Craig-Bampton 法建立表征天线指向的动力学模型; 然后针对天线振动对视轴指向的影响, 设计 PD 反馈 + 陷波滤波器的控制算法; 进一步分析影响指向精度的因素, 设计带有调节滤波器的改进控制器以减小天线视轴指向的周期性误差, 提高指向精度与稳定度。最后, 给出数值仿真校验的结果并与现有的方法进行比较。结果表明, 所提出的控制算法在保证天线指向稳定的同时, 可以有效减小天线视轴的指向偏差, 并对干扰与振动具有良好的鲁棒性。

关键词: 指向控制; 大型索网天线; 挠性航天器; 姿态控制; 空间结构

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

文章编号: 1000-1328(2015)10-1140-08

DOI: 10.3873/j.issn.1000-1328.2015.10.007

On-Orbit High-Accuracy Pointing Control for Large Mesh Deployable Antenna

WU Shu-nan^{1,2}, LIU Li-kun³, WANG Rui^{1,2}, WU Zhi-gang^{1,2}

(1. State Key Laboratory of Structural Analysis for Industrial Equipment, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;
2. School of Aeronautics and Astronautics, Dalian University of Technology, Dalian 116024, China;
3. China Academy of Space Technology, Beijing 100094, China)

Abstract: Taking the large mesh deployable antenna (LMDA) as an object, the high accuracy and stability pointing control for LMDA optical axis is studied. The dynamics model for the LMDA pointing is firstly presented based-on the Craig-Bampton method. The PD feedback and notch filter are designed to suppress the vibration of the LMDA. Furthermore, the factors affecting LDMA pointing are discussed, and a modified controller with a regulation filter is proposed to reduce the periodic errors, and then improve the pointing accuracy and stability. Numerical simulations are finally provided and compared with present methods. The results demonstrate that the proposed control algorithm can guarantee the stability of LMDA pointing, reduce pointing errors and have better robustness to disturbances and vibration.

Key words: Pointing control; Large mesh antenna; Flexible spacecraft; Attitude control; Space structure

0 引 言

随着空间科学、地球观测、军事电子侦察等的高速发展, 对大口径、高增益的星载大型天线的需求变得愈加迫切。由于火箭的有效运载空间及运载能力的限制, 天线在发射阶段应适应整流罩的空间约束, 因此, 星载大型天线逐渐采用网状可展开结构, 具有发射收拢、在轨自主展开的功能。大型可展开天线自 20 世纪 60 年代初问世以来, 已在各类科学卫星、技术

试验卫星和应用卫星中得到了广泛的应用。由于天线信号微弱且具有极强的方向性, 为了捕获目标信号, 必须调整天线视轴角度, 以满足通讯的要求, 这就对其在轨指向精度提出了相当高的要求。因此, 大型可展开天线的指向控制是其中的关键技术之一。

大型可展开天线在 20 世纪 80 年代以后得到快速发展, 美国、欧洲、加拿大和日本通过国际合作相继在各型号通讯卫星上使用了大型可展开天线^[1-2]。目前, 已经有二十多部可展开网状反射器

天线应用在商业卫星和科学卫星上,例如,商用卫星系统 Thuraya 带有直径 12.5 m 的可展开天线^[3];美国发射的代号为 NROL-26 的静止轨道电子情报卫星带有可展开天线的口径为 107 m^[4]。目前,国内外学者已经开展了大型可展开天线展开过程动力学与控制的研究。文献[5]研究了周边桁架式天线展开过程的动力学与控制问题,提出了一种模拟周边桁架式可展开天线展开过程的系统化方法。而对于天线展开后的视轴指向控制研究较少。对于天线展开到位阶段,可以简化成中心刚体-挠性附件的模型,可采用混合坐标法、拉格朗日方法求解其动力学模型^[6-7]。Liu 等^[8]与邢志刚等^[9]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,邢志刚等^[9]和 Xing 等^[10]又开展了基于信标测量的天线视轴指向控制方法的研究,分别提出了共位控制与非共位控制方案。在共位控制中,提出了内-外环反馈的控制方法,分别设计了内环星本体 PID 反馈和外环指向修正 PI 反馈+积分器的控制算法。虽然该控制方案的鲁棒性较好,但它需要首先对大天线的振动状态进行检测,且其指向精度低于非共位控制方案。基于信标测量的天线视轴控制方法已有较多的研究^[9-11],但直接引入信标测量信息会给系统稳定性带来不利因素^[12],且信标测量不能反馈角速度信息、无法提高天线的指向稳定度。文献[13]提出了一种主动干扰抑制的控制方法以提高大型挠性卫星的天线指向精度及转动速度。在指向控制系统设计过程中也采用了双闭环反馈的控制方案。Yonezawa 与 Homma^[14]研究了 ETS-VIII 通信卫星的姿态控制系统,提出了一种增益与相位复合控制的方法。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 的太阳翼。在该控制方案中,通过提高控制带宽的方法抑制挠性附件的振动,利用相位稳定控制来抑制挠性附件低阶模态的影响,利用增益稳定控制来抑制挠性附件高阶模态的影响。Tham 等^[15]提出了一种 H_∞ 控制方法来提高带有大型挠性附件的卫星指向精度与鲁棒性^[15]。上述的研究都是通过调整卫星姿态来修正星载天线的视轴指向。文献[16]提出了一种基于指向调整装置的大型可展开天线指向控制方法。在卫星本体与

天线之间安装驱动与测量机构,以驱动电机来调整天线指向。同时通过反馈+前馈的控制算法,实现卫星平台与天线之间的解耦控制、抑制天线的振动、提高控制系统的性能。然而,大型可展开天线其固有频率较低,安装指向调整装置会增加天线结构的不确定性;此外,在发射阶段对卫星与天线的质量与结构有严格的要求。因此,基于指向调整装置的天线指向控制方法并不适用。从现有的研究结果可知,影响天线指向精度的主要因素包括以下两方面。大型可展开天线的尺寸大、刚度低,受到外界干扰会产生结构振动,严重影响天线的指向精度,甚至引起卫星在轨姿态失稳。此外,由于初始的安装与展开误差,以及卫星长期在轨运行,空间环境的变化而导致的误差也会严重影响天线的指向精度。目前的控制方法还无法有效降低上述两个因素对天线指向的影响,而如何有效提高天线指向精度仍是亟待解决的难题。

针对上述问题,本文研究大型索网式可展开天线展开到位之后,卫星正常在轨工作阶段的天线视轴高精度指向控制方法。首先,建立表征天线指向的动力学模型;然后,设计 PD 反馈+陷波滤波器的控制算法以抑制结构振动对天线视轴指向的影响,提高系统的瞬态性能。进一步分析影响指向精度的主要因素,针对周期性误差提出一种 PD 反馈+陷波滤波器+调节滤波器的控制算法,以提高索网天线的指向精度与稳定度。最后,给出闭环系统的数值仿真结果并与现有的控制方法进行比较。

1 表征天线指向的动力学模型

对于天线展开到位阶段,可以简化成中心刚体带大型挠性附件的模型,可基于固定界面模态综合法建立表征天线视轴指向的动力学模型^[17]。卫星本体与大型索网可展开天线之间为固接。因此,表征天线指向的动力学建模包括两部分:1) 建立带有挠性附件的卫星姿态动力学模型;2) 建立表征天线指向与卫星本体关系的模型。

根据中心刚体-挠性附件模型,可建立带有挠性附件的卫星姿态动力学模型^[18-19]:

$$\begin{cases} \mathbf{I}\ddot{\boldsymbol{\theta}} + \sum_{i=1}^m \mathbf{B}_{\text{rot},i} \ddot{\mathbf{q}}_i = \mathbf{T} + \mathbf{T}_d \\ \ddot{\mathbf{q}}_i + 2\sigma_i \mathbf{A}_i \dot{\mathbf{q}}_i + \mathbf{A}_i^2 \mathbf{q}_i + \sum_{i=1}^m \mathbf{B}_{\text{rot},i}^T \ddot{\boldsymbol{\theta}} = 0 \\ i = 1, 2, \dots, m \end{cases} \quad (1)$$

式中： I 为整星的转动惯量矩阵， θ 为星本体角度矢量， q_i 为模态坐标， $B_{rot,i}$ 表示第*i*个挠性附件的转动耦合系数阵， δ_i 为结构阻尼阵， Λ_i 为固有频率阵， T 与 T_d 分别为控制力矩矢量以及干扰力矩矢量。

进一步考虑天线视轴指向，将整个天线桁架所有节点的角度平均值表征天线视轴指向，从而建立起卫星本体姿态与视轴指向关系。天线通过它与中心刚体的连接点将其自身的自由度划分为界面自由度 X_{Ja} 和内部自由度两部分 X_{Ia} 。根据Craig-Bampton模态综合法，可以得到天线的内部自由度：

$$X_{Ia} = \varphi_{IJa} X_{Ja} + \varphi_{Ia} q_a \quad (2)$$

式中： φ_{IJa} 为约束模态矩阵， φ_{Ia} 为主模态矩阵， q_a 为模态坐标，下标*a*表示大型索网可展开天线。设标准天线指向的自由度分别为*i, j, k*，且指向自由度矩阵为 $L = [L_i, L_j, L_k]$ ，则天线指向自由度 θ_a 在卫星本体坐标系下可表示为^[5]：

$$\theta_a = LX_{Ia} = L\varphi_{IJa} X_{Ja} + L\varphi_{Ia} q_a = \theta + L\varphi_{Ia} q_a \quad (3)$$

式中： θ 为卫星的姿态角。当考虑在星体坐标系下描述的展开误差 θ_n 、展开误差 θ_r 和周期性误差 θ_t 对指向的影响时，天线指向自由度式(3)可表示为：

$$\theta_a = \theta + L\varphi_{Ia} q_a + \theta_t + \theta_n + \theta_r \quad (4)$$

式中： $\theta_a = [\theta_{ax} \ \theta_{ay} \ \theta_{az}]^T$ 定义在卫星本体坐标系下。设由卫星本体坐标系到天线固连坐标系的坐标变换矩阵为 C ，其按“312”转序转动角度分别为 θ_3 、 θ_1 和 θ_2 ，则有：

$$C = \begin{bmatrix} c\theta_2 c\theta_3 - s\theta_2 s\theta_1 s\theta_3 & c\theta_2 s\theta_3 + s\theta_2 s\theta_1 c\theta_3 & -s\theta_2 c\theta_1 \\ -s\theta_3 c\theta_1 & c\theta_3 c\theta_1 & s\theta_1 \\ s\theta_2 c\theta_3 + c\theta_2 s\theta_1 s\theta_3 & s\theta_2 s\theta_3 - c\theta_2 s\theta_1 c\theta_3 & c\theta_2 c\theta_1 \end{bmatrix} \quad (5)$$

式中：*s*与*c*分别表示sin与cos。由式(4)~(5)可得：

$$\begin{bmatrix} \varphi \\ \vartheta \\ \sigma \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} \theta_{ax} \\ \theta_{ay} \\ \theta_{az} \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中： φ 、 ϑ 和 σ 为天线固连坐标系下的指向角度，为测量装置的输出值。因此，由式(1)、(4)和(6)可

以得到表征天线指向的动力学模型：

$$\begin{cases} I\ddot{\theta} + \sum_i B_{rot,i} \ddot{q}_i = T + T_d \\ \ddot{q}_i + 2\sigma_i \Lambda_i \dot{q}_i + \Lambda_i^2 q_i + \sum_i B_{rot,i}^T \ddot{\theta} = 0 \\ \theta_a = \theta + L\varphi_{Ia} q_a + \theta_t + \theta_n + \theta_r \\ \begin{bmatrix} \varphi \\ \vartheta \\ \sigma \end{bmatrix} = C \begin{bmatrix} \theta_{ax} \\ \theta_{ay} \\ \theta_{az} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (7)$$

2 控制器设计

在大型索网式天线展开到位后，天线视轴指向与卫星姿态的控制模式密切相关。在轨工作的大部分时间里，控制系统工作在正常模式下，即认为天线与卫星本体之间没有耦合振动。因此，可直接采用测量值反馈给控制器，通过执行机构调整卫星姿态从而修正天线的指向误差。这种控制方式由于测量装置与执行机构没有安装在同一主体上，被称为非共位式控制。

卫星采用主惯量占优的配置方式，因此，在姿态控制系统设计过程中，可将 I 与 $B_{rot,i} \ddot{q}_i$ 进行对角化处理，使卫星本体姿态角与其控制力矩之间的三个通道是彼此解耦的。由于完全解耦后的控制系统其三个通道结构方式是相同的，本节仅对俯仰回路通道进行控制设计，偏航回路与滚动回路的设计可参考该方法。

2.1 PD反馈+结构滤波器设计

首先，针对结构振动对天线视轴指向的影响，提出一种PD反馈+结构滤波器的指向控制算法，其结构如图1所示。

首先忽略干扰和误差，并认为卫星只带有索网天线一个挠性附件，则由动力学模型式(7)可以得到卫星俯仰回路通道的传递函数：

$$\frac{\theta_y(s)}{T_y(s)} = \frac{1}{I_y s^2 \left(1 - \sum_j \frac{k_j s^2}{s^2 + 2\sigma_j \Lambda_j s + \Lambda_j^2} \right)} \quad (8)$$

式中： $\theta_y(s)$ 表示拉氏变换后的天线俯仰角， $T_y(s)$ 为天线俯仰轴控制力矩， $I_y = 17935 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 为卫星俯仰轴转动惯量，*s*为拉普拉斯变换变量， k_j 为天线的第*j*阶模态增益，用来表征模态耦合作用的效果。 δ_j 与 Λ_j 为索网天线的阻尼和固有频率。由式(3)可

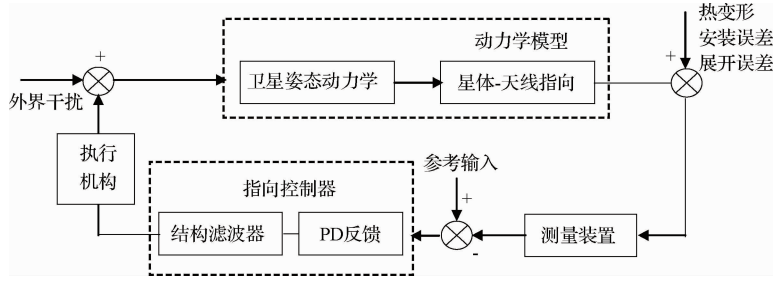


图 1 天线指向控制框图

Fig. 1 Block diagram of antenna pointing control

以得到星本体坐标系下天线俯仰角与卫星俯仰角之间的传递函数关系:

$$\frac{\theta_{ay}}{\theta_y} = 1 - s^2 \sum_j \frac{L_y \varphi_{lay} B_{rot,j}}{s^2 + 2\sigma_j \Lambda_j s + \Lambda_j^2} \quad (9)$$

则由式(8)~(9)可以得到星本体坐标系下天线俯仰回路的传递函数:

$$\frac{\theta_{ay}}{T_y} = \frac{1 - s^2 \sum_j \frac{L_y \varphi_{lay} B_{rot,j}}{s^2 + 2\sigma_j \Lambda_j s + \Lambda_j^2}}{I_y s^2 \left(1 - \sum_j \frac{k_j s^2}{s^2 + 2\sigma_j \Lambda_j s + \Lambda_j^2} \right)} \quad (10)$$

对于式(10)描述的天线指向模型,单独采用PD反馈控制无法有效抑制振动对天线指向的影响。采用PD控制的闭环系统伯德图如图2所示,上图是卫星俯仰回路的幅频特性,下图是天线俯仰回路的幅频特性。由图2可知,分别在0.2 rad/s与0.74 rad/s处出现幅值突增,即系统存在不稳定的极点。而该极点是由索网式天线的模态运动引起的,会严重影响天线的指向精度与稳定度,甚至破坏卫星系统的稳定性,因此必须对其进行有效抑制。

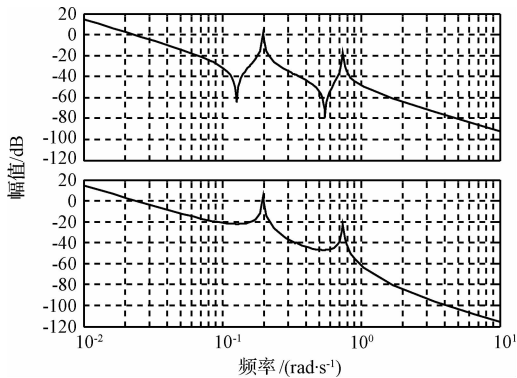


图 2 卫星-天线俯仰通道的幅频特性

Fig. 2 Bode magnitude diagram of satellite & antenna pitch axis

一种有效抑制振动、提高系统瞬态性能与稳定性的方法是在系统中串联结构滤波器。结构滤波器

是一种二阶滤波器。其通用结构形式为:

$$\Phi(s) = \frac{s^2/\omega_z^2 + 2\sigma_z s/\omega_z + 1}{s^2/\omega_p^2 + 2\sigma_p s/\omega_p + 1} \quad (11)$$

式中: ω_z 、 ω_p 为零、极点处的频率, δ_z 、 δ_p 为阻尼比,选择不同的零极点配置可构成不同的结构滤波器。从增益和相位稳定的角度去考虑,陷波滤波器是一种增益稳定方式的滤波器,其可降低由于挠性振动导致的增益突变,对于系统稳定性,尤其是非共位系统的稳定性有很大改善。陷波滤波器的设计准则包括:

1) $\omega_z = \omega_p$, $\delta_p > \delta_z$, 且 $\delta_z \leq 1$;

2) 陷波滤波器的零点频率设置在不稳定模态的极点频率处,在控制回路中,该模态频率的振荡受到抑制和吸收,确保该模态不会因反馈控制引起不稳定并对其引起的振荡进行抑制。根据上述的理论分析,提出如下形式的控制器:

$$T_y(s) = - \underbrace{(K_d s + K_p)}_{\text{PD反馈}} \underbrace{\frac{s^2/\omega_z^2 + 2\delta_z s/\omega_z + 1}{s^2/\omega_p^2 + 2\delta_p s/\omega_p + 1}}_{\text{结构滤波器}} \psi(s) \quad (12)$$

式中: $\psi(s)$ 表示拉氏变换后的天线俯仰角误差,PD反馈项保证系统的渐近稳定,结构滤波器用来抑制天线的振动,提高闭环系统瞬态性能。

本文主要考虑索网式可展开天线的前四阶模态,其参数如表1所示。

表 1 索网天线俯仰轴模态参数

Table 1 LMDA model parameters for pitch angle

阶数 j	Λ_j / Hz	$B_{rot,j}$	δ_j	$L_y \varphi_{lay}$
1	0.1267	103.4942	0.005	1.2986×10^{-2}
2	0.1420	6.4853	0.005	5.7086×10^{-4}
3	0.3394	2.6670	0.005	4.4329×10^{-4}
4	0.5507	-55.2808	0.005	7.4757×10^{-3}

由已知的数据,可以计算控制器式(12)的参数。首先,忽略挠性模态,则天线系统闭环传递函数的特征方程为:

$$I_y s^2 + K_d s + K_p = 0 \quad (13)$$

与标准的二阶系统方程比较可得:

$$\begin{cases} K_d = 2I_y \xi_n \omega_n \\ K_p = I_y \omega_n^2 \end{cases} \quad (14)$$

式中: $\xi_n = 0.6$, $\omega_n = 0.0236$, 因此可以求得控制器参数 $K_d = 508$, $K_p = 10$ 。其次,在控制器设计中考虑挠性振动模态。由图2可知,在 0.2 rad/s 与 0.74 rad/s 处出现幅值突增会导致系统失稳,因此根据式(11)提出如下串联的结构滤波器:

$$\Phi_1 = \underbrace{\frac{s^2/0.2^2 + 2 \times 0.01s/0.2 + 1}{s^2/0.2^2 + 2 \times 1.8s/0.2 + 1}}_{\text{滤波器1}} \times \underbrace{\frac{s^2/0.74^2 + 2 \times 0.0037s/0.74 + 1}{s^2/0.74^2 + 2 \times 0.74s/0.74 + 1}}_{\text{滤波器2}} \quad (15)$$

其伯德图如图3所示,在 0.2 rad/s 与 0.74 rad/s 处式(15)所示的结构滤波器分别出现 45 dB 与 48 dB 的幅值衰减,可以消除不稳定的极点增益。

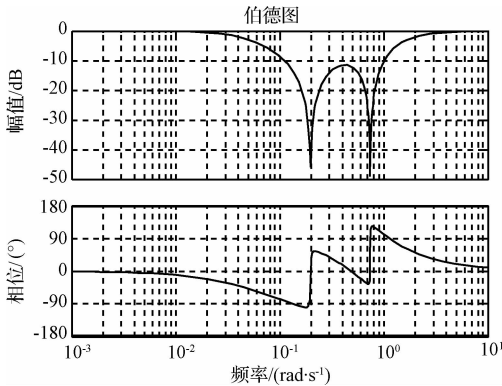


图3 结构滤波器伯德图

Fig. 3 Bode diagram of structure filter

综上所述,由式(12)和式(15)可提出如下的控制器:

$$T_y(s) = -(508s + 10) \times \frac{25s^2 + 0.1s + 1}{25s^2 + 18s + 1} \times \frac{1.83s^2 + 0.01s + 1}{1.83s^2 + 2s + 1} \psi(s) \quad (16)$$

2.2 改进的指向控制器设计

在影响天线指向精度的主要因素中,安装误差与展开误差都属于常值误差,可以通过测量消除。此外,还有一类影响天线指向精度的误差是周期性误差,例如:通信卫星运行在静止轨道,由于太阳半

影时间较长,一般情况下不会出现热致振动问题,但天线指向会相对于卫星本体产生周期性形变。文献[9,20-21]对这种周期性误差进行了初步的研究。结果表明:这种周期性误差无法只通过测量与反馈的方法消除。一种常用的方法是通过调节PID控制器的增益来消除稳态的指向误差,但该方法同时又会破坏系统的动态性能。

本文在控制器(16)的基础上,提出一种改进的指向控制器以消除周期性误差对天线指向精度的影响,并同时保证系统的动态特性。对于周期性的天线俯仰轴指向误差,可建模为^[9,21]:

$$\theta_{iy} = \theta_1 \sin(p_1 t + \varphi_1) + \theta_2 \sin(p_2 t + \varphi_2) \quad (17)$$

式中: p_1 、 p_2 为不同周期误差的频率, φ_1 、 φ_2 为相角, θ_1 、 θ_2 为误差幅值。针对式(17),这里提出如下形式的调节滤波器:

$$\Phi_2 = \frac{s^2/z_1^2 + 2\xi_1 s/z_1 + 1}{s^2/p_1^2 + 1} \times \frac{s^2/z_2^2 + 2\xi_2 s/z_2 + 1}{s^2/p_2^2 + 1} \quad (18)$$

因此,由式(12)和式(18)可以得到改进的天线指向控制器:

$$T_z(s) = -(K_d s + K_p) \times \frac{s^2/\omega_z^2 + 2\sigma_z s/\omega_z + 1}{s^2/\omega_p^2 + 2\sigma_p s/\omega_p + 1} \times \frac{s^2/z_1^2 + 2\xi_1 s/z_1 + 1}{s^2/p_1^2 + 1} \times \frac{s^2/z_2^2 + 2\xi_2 s/z_2 + 1}{s^2/p_2^2 + 1} \psi(s) \quad (19)$$

其中,调节滤波器用来消除周期性的指向误差,提高天线的指向精度。式(19)又可改写为:

$$T_z(s) = -(K_d s + K_p) \times \frac{s^2/\omega_z^2 + D_{1z}s + 1}{s^2/\omega_p^2 + D_{2z}s + 1} \times \frac{T_{z1}s^2 + D_{z1}s + 1}{s^2/p_1^2 + 1} \times \frac{T_{z2}s^2 + D_{z2}s + 1}{s^2/p_2^2 + 1} \psi(s) \quad (20)$$

式中: K_d 、 K_p 、 D_{1z} 、 D_{2z} 、 D_{z1} 、 D_{z2} 、 T_{z1} 与 T_{z2} 均为系统设计的控制参数,且均为正数。本文考虑天线俯仰轴的周期性指向误差不超过 $\pm 0.2^\circ$, 则指向误差可建模为:

$$\theta_{iy} = 0.2^\circ \sin(0.001t) \quad (21)$$

因此,提出如下改进的天线指向控制器:

$$\begin{cases} T_y(s) = -(508s + 10) \times \frac{1 \times 10^6 s^2 + 200s + 1}{1 \times 10^6 s^2 + 1} F(s) \psi(s) \\ F(s) = \frac{25s^2 + 0.1s + 1}{25s^2 + 18s + 1} \times \frac{1.83s^2 + 0.01s + 1}{1.83s^2 + 2s + 1} \end{cases} \quad (22)$$

3 数值仿真

根据上述理论分析进行数值仿真校验,并与现有的控制方法进行比较。期望的索网式天线俯仰角为 3° , 作用在卫星俯仰轴上的干扰力矩为 $\sin(0.001t) \times 10^{-4} \text{ N} \cdot \text{m}$, 其它参数保持一致。仿真分为如下三组:

第 1 组:控制器(16)的仿真结果;

第 2 组:控制器(22)的仿真结果;

第 3 组:文献[9]中提出的内-外环控制算法。

其中内环采用 PID 控制,其增益为 $K_p = 20$ 、 $K_D = 900$ 、 $K_I = 0.2$;外环为 PI 反馈+积分环节,增益为 $K_p = 0.019$ 、 $K_I = 0.0001$ 。得到的仿真结果如图 4~12 所示。

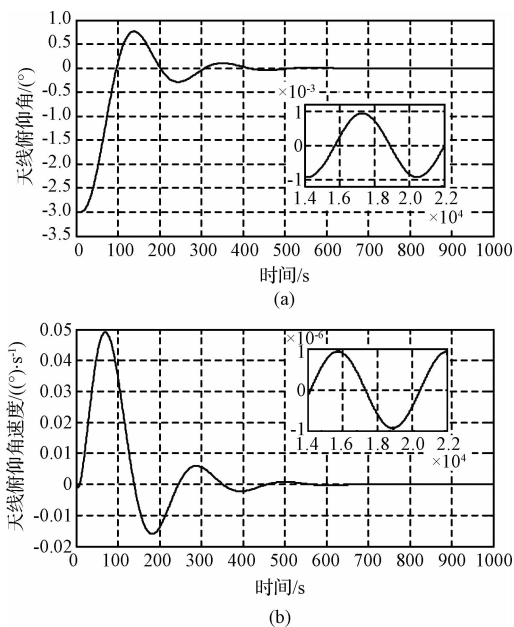


图 4 俯仰角与角速度误差 - 控制器(16)

Fig. 4 Pitch angle and angle velocity errors-controller(16)

图 4~5 是采用控制器(16)与(22)得到的天线俯仰角与角速度误差曲线;图 6(a)与图 6(b)是分别采用控制器(16)与(22)得到的控制力矩曲线。由图可知,采用控制器(16)可以保证系统稳定,有效的抑制振动对天线视轴指向的影响,指向精度与稳定度分别优于 $\pm 0.001^\circ$ 与 $\pm 1 \times 10^{-6}/\text{s}$ 。采用控制器(22)可进一步提高索网式天线的指向精度与稳定度,在 20000 s 后分别优于 $\pm 2 \times 10^{-4}$ 与 $\pm 3 \times 10^{-7}/\text{s}$,且随着在轨运行时间的增加,指向精度与稳定度会进一步提高。图 7 是采用文献[5]提出的内外环反馈控制方法的仿真结果,其中外环反馈具

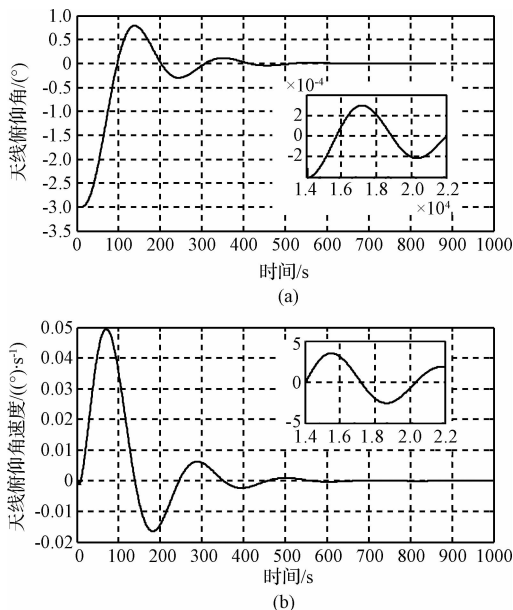


图 5 俯仰角与角速度误差 - 控制器(22)

Fig. 5 Pitch angle and angle velocity errors-controller(22)

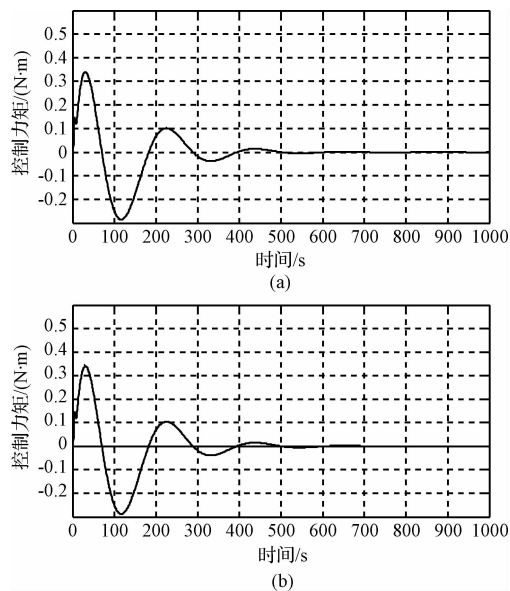


图 6 控制力矩

Fig. 6 Control torques

有低通滤波功能,可以修正天线的指向误差。天线指向精度与稳定度分别优于 $\pm 0.002^\circ$ 与 $\pm 2.5 \times 10^{-6}/\text{s}$ 。对比三组仿真结果可知,直接采用测量值反馈给控制器、并设计结构滤波器与调节滤波器可以获得更高的天线视轴指向精度与稳定度;此外,采用控制器(16)和(22)的力矩输出更小。

4 结论

本文以大型索网式可展开天线为对象,研究了

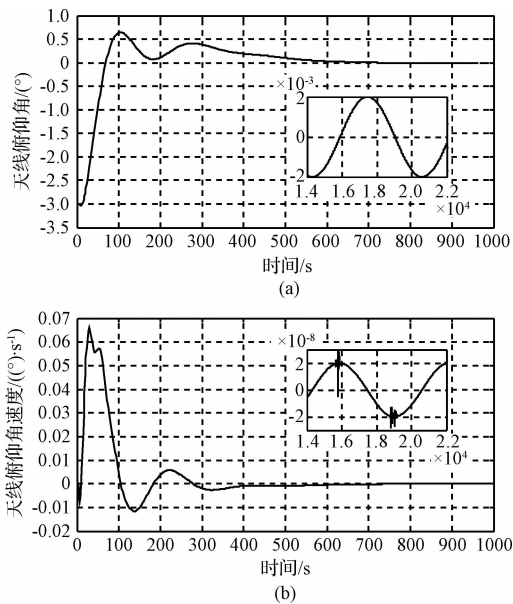


图7 俯仰角与角速度误差 - 第3组

Fig. 7 Pitch angle and angle velocity errors-case 3

在轨工作过程中天线视轴高精度高稳定性指向控制方法。首先,建立了表征天线视轴指向的动力学模型,在此基础上提出了PD反馈+结构滤波器的控制算法以抑制天线振动对视轴指向的影响,并详述了结构滤波器的设计准则。其次,对周期性的天线指向误差进行建模,根据误差频率设计了一种调节滤波器并串联在控制系统中以进一步修正天线视轴的指向误差。最后,通过数值仿真与现有控制方法进行了比较。结果表明,对于挠性程度较高的星载大型索网式天线,本文提出的控制方法可以有效地抑制天线振动、修正周期性的指向偏差,提高天线视轴的指向精度与稳定性,具有较强的工程实用性。

参 考 文 献

- [1] Kwan A S K, You Z, Pellegrino S. Active and passive cable elements in deployable retractable masts [J]. *International Journal of Space Structures*, 1993, 8(1): 29-40.
- [2] Mitugi J, Yasaka T. Deployable modular mesh antenna and its surface adjustment [J]. *International Journal of Space Structures*, 1993, 8(1): 53-61.
- [3] Fowell R A, Wang H G. Precision pointing of the Thuraya satellite [J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2003, 113: 455-469.
- [4] Rahmat-Samii Y, Zaghoul A I, Williams A E. Large deployable antennas for satellite communications [C]. *IEEE Antennas and Propagation Society International Symposium*, Salt Lake City, USA, July 16-21, 2000.
- [5] 齐朝晖, 常进官, 王刚. 周边桁架式可展开天线展开分析与

控制[J]. *宇航学报*, 2014, 35(1): 61-68. [Qi Zhao-hui, Chang Jin-guan, Wang Gang. Analysis and control of deployment process for hoop truss deployable antenna [J]. *Journal of Astronautics*, 2014, 35(1): 61-68.]

- [6] 曲广吉. 航天动力学工程 [M]. 北京: 中国科学出版社, 2000.
- [7] 王建立. 挠性多体卫星天线展开及指向控制的研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2009. [Wang Jian-li. Study on antenna expansion and pointing control to flexible multibody satellite [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2009.]
- [8] Liu L K, Xing Z G, Zhou Z C. Attitude dynamics and control of the satellite considering antenna pointing [C]. 4th CSA-IAA Conference on Advanced Space Technology, Shanghai, China, September 5-8, 2011.
- [9] 邢志刚, 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]. *中国空间科学与技术*, 2012, 32(3): 1-6. [Xing Zhi-gang, Liu Li-kun, Zheng Gang-tie, et al. Pointing control of large deployable antenna based on beacon [J]. *Chinese Space Science and Technology*, 2012, 32(3): 1-6.]
- [10] 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, USA, August 13-16, 2012.
- [11] Fowell R A, Wang H G. Precision pointing of the thuraya satellite [J]. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2003, 113: 455-469.
- [12] 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.
- [13] Li S L, Yang X, Yang D. Active disturbance rejection control for high pointing accuracy and rotation speed [J]. *Automatica*, 2009, 45(8): 1854-1860.
- [14] 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, Yokohama, Japan, April 17-19, 2003.
- [15] Tham Q, Lee F, Ly J, et al. Robust pointing control of spacecraft with large appendages [C]. *IEEE Aerospace Conference*, Snowmass, USA, February 1-8, 1997.
- [16] 葛升民, 王磊, 甘克力, 等. 星载大型空间天线的一种解耦控制方法 [J]. *宇航学报*, 2013, 34(1): 46-53. [Ge Sheng-min, Wang Lei, Gan Ke-li, et al. A method for decoupling control of satellite-borne large space antenna [J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(1): 46-53.]
- [17] 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]. *中国空间科学与技术*, 2014, 34(2): 1-12. [Liu Li-kun, Zhou Zhi-cheng, Zheng Gang-tie, 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.]
- [18] Nagashio T, Kida T, Hamada Y, et al. Robust two-degrees-of-

- freedom attitude controller design and flight test result for engineering test satellite-viii spacecraft [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2014, 22(1): 157 - 168.
- [19] 翟坤, 王瑾, 王天舒. 太阳帆航天器姿态机动的复合控制研究[J]. 中国空间科学与技术, 2013, 33(6): 1 - 8. [Zhai Kun, Wang Jin, Wang Tian-shu. Research on the compound control for solar sail spacecraft attitude maneuvering [J]. Chinese Space Science and Technology, 2013, 33(6): 1 - 8.]
- [20] 武云丽, 李佳嘉, 曾海波, 等. 带有大型挠性网状天线航天器的鲁棒 H_∞ 控制方法[J]. 控制理论与应用, 2013, 30(3): 365 - 371. [Wu Yun-li, Li Jia-jia, Zeng Hai-bo, et al. Robust H-infinity control design for spacecrafts with large flexible netted antennas [J]. Control Theory & Applications, 2013, 30(3): 365 - 371.]
- [21] Wie B, Liu Q, Bauer F. Classical and robust H_∞ control redesign for the Hubble space telescope [J]. Journal of Guidance Control and Dynamics, 1993, 16(6): 1069 - 1077.

作者简介:

邬树楠(1982 -),男,博士,讲师,主要研究方向为挠性卫星姿态控制、空间太阳能电站姿态动力学。

通信地址:大连理工大学航空航天学院(116024)

电话:(0411)84706791

E-mail:drshunanwu@gmail.com

(编辑:牛苗苗)