

## 带有大型挠性网状天线航天器的鲁棒 $H_\infty$ 控制方法

武云丽<sup>1,2</sup>, 李佳嘉<sup>1,2†</sup>, 曾海波<sup>1,2</sup>, 段广仁<sup>3</sup>

(1. 北京控制工程研究所, 北京 100190; 2. 空间智能控制技术重点实验室, 北京 100190;

3. 哈尔滨工业大学 控制理论与导航技术研究中心, 黑龙江 哈尔滨 150001)

**摘要:** 针对带有大型挠性网状天线航天器存在的挠性结构不确定性问题, 提出了基于比例微分(PD)结构滤波器的鲁棒 $H_\infty$ 双层反馈控制方法, 第1层采用经典的PD+结构滤波器, 确保刚体部分双积分环节稳定, 第2层在提取第1层标称模型后, 给出通用加权函数, 通过构造增广模型得到鲁棒 $H_\infty$ 控制器. 该控制器结构简单, 适合工程应用. 通过仿真表明, 本方法相对于传统PID+结构滤波器方法能够快速稳定三轴姿态; 当结构参数变化较大且三轴姿态偏置为动态时变时, 有可能导致传统方法失稳, 而本方法具有较强的鲁棒适应性, 仍能完成航天器天线的指向任务.

**关键词:** 航天器; 挠性结构; 鲁棒 $H_\infty$ 控制

**中图分类号:** V448.2      **文献标识码:** A

## Robust H-infinity control design for spacecrafts with large flexible netted antennas

WU Yun-li<sup>1,2</sup>, LI Jia-jia<sup>1,2†</sup>, ZENG Hai-bo<sup>1,2</sup>, DUAN Guang-ren<sup>3</sup>

(1. Beijing Institute of Control Engineering, Beijing 100190, China;

2. Science and Technology on Space Intelligent Control Laboratory, Beijing 100190, China;

3. Center for Control Theory and Guidance Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin Heilongjiang 150001, China)

**Abstract:** To deal with the flexible structure uncertainty of the spacecrafts with a large flexible netted antenna, we propose a robust H-infinity double feedback controller based on a typical proportional and derivative (PD) controller with structure filters. The first layer of the controller is built with a typical PD controller with structure filters to ensure the stability of the second-order integral system of the rigid part of the spacecraft. Based on the normal model obtained from the closed system with the first layer control, we give the general form of weight functions and construct the incremental model for designing the robust H-infinity controller which is called the second layer controller. The proposed robust controller is suitable for spacecrafts with momentum wheels. It is shown by simulations that the given method provides rapid stabilization for three-axis attitude control, and is more robust than the typical PID controller in performing the center-pointing task of the flexible antenna.

**Key words:** spacecrafts; flexible structures; robust H-infinity control

### 1 引言(Introduction)

本文的背景航天器是一个具有3个大型挠性附件的通信卫星, 其包括一个基频约为0.12 Hz的伸臂和反射器直径均为十几米的挠性网状天线和两个基频约为0.1 Hz大型挠性附件为太阳翼, 卫星构型如图1所示. 此类航天器受到未建模动态、模型不确定、外干扰力矩及低频密集的影响, 其控制器设计相对刚性较强的航天器有一定的难度. 例如, 1958年探索1号卫星由于4根鞭状天线的挠性振动造成系统内能耗散, 最终导致姿态翻滚<sup>[1]</sup>.

针对挠性航天器的姿态控制问题, 国内外学者早在20世纪90年代已开展研究, 并取得了大量研究成果<sup>[1-14]</sup>, 其中部分成果在轨进行了试验验证<sup>[1, 15]</sup>.

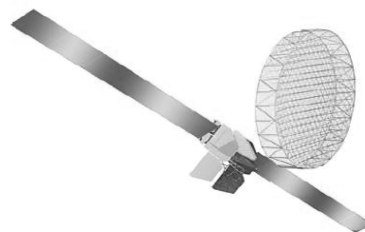


图1 Thuraya-1移动通信卫星构型图

Fig. 1 Thuraya-1 mobile communication satellite figuration

对于挠性航天器姿态机动过程中的挠性振动问题, 一般主要采用滑模变结构控制方法<sup>[2-4]</sup>和动态输出反馈控制方法来抑制挠性振动<sup>[5-6]</sup>. 文献[2]基于自适应滑模理论和压电材料的主动振动控制技术,

提出了一种改进的正位置反馈补偿方法来镇定闭环系统内的振动模态,并基于输出反馈控制,设计了自适应滑模离散姿态控制律.文献[3]针对带有不确定参数问题,基于挠性模态的状态估计,设计了滑模控制律进行姿态跟踪控制,这种基于观测器估计方法面临最大问题是系统受到外界干扰力矩时,尤其是喷气卸载,模态估计精度快速下降,进而影响姿态的控制精度和稳定性.文献[4]考虑了执行机构输出受限情况下的分散变结构滑模控制方法及其稳定性.文献[5]基于挠性形变位移估计及星体角速度估计,设计了动态输出反馈控制方法来抑制挠性振动,但未充分考虑模型不确定以及喷气和环境等干扰力矩对闭环系统稳定性的影响.文献[6]设计了输出反馈变结构控制方案,针对系统中不确定因素对姿态精度影响,采用了神经网络自适应控制方法来补偿,以此提高系统的指向精度,控制器的结构比较复杂.另外,文献[7]采用了模糊逻辑系统估计航天器未知动态特性,设计了模糊鲁棒控制方法来降低在航天器机动过程中挠性附件振动对姿态的影响.

对于挠性航天器稳态运行中的姿态控制问题,主要采用的控制方法包括LQG/LTR方法、鲁棒 $H_\infty$ 、 $\mu$ 综合控制方法<sup>[8-12]</sup>.文献[8]针对未来空间望远镜,即997个输入、996个输出和332个状态的复杂模型,采用Zemike多项式降阶方法,研究了鲁棒 $H_\infty$ 控制技术,虽然该控制器能够在一定程度上提高控制系统抗干扰和模型不确定性,但控制器设计是比较复杂,目前工程应用还有困难.文献[9]基于奇异扰动理论说明了挠性航天器单轴解耦的PID控制方法的稳定性.文献[10]提出了基于 $H_2/H_\infty$ 的多目标姿态鲁棒控制设计方法,利用LMI优化求解控制器参数,由于航天器控制设计模型中具有双积分环节,而 $H_\infty$ 综合设计是不允许对象在虚轴上有零极点的,该文献对此问题分析不足.文献[11]针对未建模动态、模型参数不确定和外干扰的挠性卫星,研究 $H_\infty$ 混合灵敏度问题,采用 $H_\infty$ 优化方法设计鲁棒控制器,但其控制器的阶数达到12阶.文献[12]基于低频挠性模态的标称模型设计了鲁棒 $H_\infty$ 控制方法来抑制低频挠性振动对系统精度的影响,由于控制器阶次较高,工程应用受限.另外,文献[13]针对大型可展开航天器在敏感器和执行器为非共位控制情况下,提出了自适应基于凹陷滤波器的自适应预测控制方法,该方法通过估计可展开机构的多个挠性模态频率设计相应的控制器来降低挠性振动影响.文献[14]提出了一类基于动势能的无模型角度反馈的鲁棒控制方法,控制器结构形式简单,但欠缺对控制器参数的优化设计,使得控制力矩输出较大,易造成执行机构饱和.在应用方面,日本分别在ETS-VI和ETS-VIII上验证了鲁棒 $H_\infty$ 姿态控制方法<sup>[1]</sup>和基于结构奇异值

的 $\mu$ 综合鲁棒控制方法<sup>[15]</sup>,为后续新型卫星的高精度高稳定度姿态控制奠定基础.

本文的背景卫星与ETS-VI, ETS-VIII卫星有相似的控制问题,大挠性网状天线的挠性特性很难通过地面试验来获取,理论计算结果与实际参数可能相差较大,另外,在轨长期的运行受空间辐射等环境影响挠性结构特性也可能产生变化,当系统质量特性及挠性附件特性变化量超过允许范围时,经典PID+结构滤波器的控制方法很难保证系统的姿态精度要求,甚至稳定性.因此,本文针对此类结构不确定的挠性航天器并结合工程可行性需求,提出了基于PD结构滤波器的鲁棒 $H_\infty$ 双层反馈控制方法:第1层反馈控制采用经典的PD+结构滤波器,使得第1层闭环系统的稳定并满足工程允许的设计裕度,即确保航天器刚体部分的双积分环节稳定;第2层反馈控制是基于第1层闭环系统提取标称模型,标称模型结构由中心刚体二阶积分环节和PD反馈环节构成,而挠性结构及第1层设计的结构滤波器都作为鲁棒 $H_\infty$ 设计对象的不确定结构,在此基础上选择通用形式加权函数系数,获得控制对象的增广模型来实现鲁棒 $H_\infty$ 控制器设计.本方法在继承了经典PID+结构滤波器方法基础上,增强了航天器控制系统抗结构不确定的鲁棒能力,设计的控制器结构简单,阶次较低,所需控制力矩较小,适合于动量轮组类的执行机构.

## 2 挠性航天器姿态控制设计模型(Flexible spacecraft attitude control modeling)

带有大挠性天线的航天器动力学模型<sup>[16]</sup>为

$$I_T \dot{\omega} + \dot{h} + \omega \times (I_T \omega + h) + \sum_{i=1}^3 B_{\text{rot}i} \ddot{q}_i = T_c + T_d, \quad (1a)$$

$$\ddot{q}_i + 2\xi_i A_i \dot{q}_i + A_i^2 q_i + B_{\text{rot}i}^T \dot{\omega} = 0, \quad (1b)$$

其中:  $\omega$ 为星本体相对惯性系的角速度在本体系下的分量,  $I_T$ 为星体的转动惯量矩阵,  $h$ 为动量轮产生的角动量,  $\dot{h} = [\dot{h}_x \ \dot{h}_y \ \dot{h}_z]^T$ 为动量轮产生控制力矩,  $T_c = [T_{cx} \ T_{cy} \ T_{cz}]^T$ 为推力器产生的控制力矩,  $T_d$ 为作用在星体上的干扰力矩;  $q_i$ 为第 $i$ 个挠性附件的模态坐标,  $i = 1, 2, 3$ , 分别代表大挠性网状天线、南太阳翼和北太阳翼, 其中:  $q_i = [q_{i1} \ q_{i2} \ \cdots \ q_{iN_j}]^T$ ,  $B_{\text{rot}i} \in \mathbb{R}^{3 \times N_j}$ 为第 $i$ 个挠性附件相对航天器质心的转动耦合系数矩阵,  $\xi_i$ 为第 $i$ 个挠性附件的阻尼比,  $A_i \in \mathbb{R}^{N_j \times N_j}$ 为第 $i$ 个挠性附件的模态频率矩阵.

控制系统配置了金字塔构型的动量轮组实现三轴主动轮控,以整星零动量方式控制.在整星布局时考虑了主惯量占优方式,即惯量积远小于三轴主惯量,忽略惯量积后,转动惯量可以表示为

$$I_T = \text{diag}\{I_x, I_y, I_z\}. \quad (2)$$

参考坐标系为轨道系, 在小角度假设条件下星本体相对惯性系的角速度在本体系下的分量为

$$\omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{\phi} - \omega_0 \psi \\ \dot{\theta} - \omega_0 \\ \dot{\psi} + \omega_0 \phi \end{bmatrix}, \quad (3)$$

其中:  $\phi, \theta, \psi$  为星本体相对轨道系的三轴姿态角,  $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$  为姿态角速度. 将式(2)–(3)代入方程(1), 对于帆板零度转角且整星零动量系统在仅考虑挠性体主要模态分量情况下, 忽略二阶以上小量, 经整理得姿态控制设计模型为

$$I_x \ddot{\phi} + B_{\text{rotix}} \ddot{q}_{ix} = \bar{T}_{cx} + T_{dx}, \quad (4a)$$

$$I_y \ddot{\theta} + B_{\text{rotiy}} \ddot{q}_{iy} = \bar{T}_{cy} + T_{dy}, \quad (4b)$$

$$I_z \ddot{\psi} + B_{\text{rotiz}} \ddot{q}_{iz} = \bar{T}_{cz} + T_{dz}, \quad (4c)$$

$$\ddot{q}_{ix} + 2\xi_i \Lambda_{ix} \dot{q}_{ix} + \Lambda_{ix}^2 q_{ix} + B_{\text{rotix}}^T \ddot{\phi} = 0, \quad (4d)$$

$$\ddot{q}_{iy} + 2\xi_i \Lambda_{iy} \dot{q}_{iy} + \Lambda_{iy}^2 q_{iy} + B_{\text{rotiy}}^T \ddot{\theta} = 0, \quad (4e)$$

$$\ddot{q}_{iz} + 2\xi_i \Lambda_{iz} \dot{q}_{iz} + \Lambda_{iz}^2 q_{iz} + B_{\text{rotiz}}^T \ddot{\psi} = 0, \quad (4f)$$

其中:  $\bar{T}_{cx} = -\dot{h}_x + T_{cx}$ ,  $\bar{T}_{cy} = -\dot{h}_y + T_{cy}$ ,  $\bar{T}_{cz} = -\dot{h}_z + T_{cz}$ ,  $B_{\text{rotix}} = [b_{\text{rotix}} \cdots b_{\text{rotNxx}}] \in \mathbb{R}^{1 \times N_x}$ ,  $B_{\text{rotiy}} = [b_{\text{rotiy}} \cdots b_{\text{rotNyy}}] \in \mathbb{R}^{1 \times N_y}$ ,  $B_{\text{rotiz}} = [b_{\text{rotiz}} \cdots b_{\text{rotNzz}}] \in \mathbb{R}^{1 \times N_z}$  分别为  $x, y$  和  $z$  轴相对质心的转动耦合系数向量,  $N_x, N_y$  和  $N_z$  均小于等于  $j$ ,  $q_{ix}, q_{iy}, q_{iz}$  分别为与  $x, y$  和  $z$  轴相关的挠性模态分量, 模态频率矩阵  $\Lambda_{ix} = \text{diag}\{\omega_{1x}, \cdots, \omega_{N_x x}\} \in \mathbb{R}^{N_x \times N_x}$ ,  $\Lambda_{iy} = \text{diag}\{\omega_{1y}, \cdots, \omega_{N_y y}\} \in \mathbb{R}^{N_y \times N_y}$ ,  $\Lambda_{iz} = \text{diag}\{\omega_{1z}, \cdots, \omega_{N_z z}\} \in \mathbb{R}^{N_z \times N_z}$ .

航天器三轴采用解耦控制方式, 本文以滚动轴控制设计为例, 给出鲁棒H<sub>∞</sub>控制设计方法.

### 3 结构不确定性问题 (Structure uncertainty problems)

由式(4a)和(4d)得到的滚动控制传递函数为

$$\phi(s) = \frac{1}{I_x s^2 (1 - \sum_{i=1}^{N_x} \frac{b_{\text{rotix}}^2 s^2}{s^2 + 2\xi_i \omega_{ix} + \omega_{ix}^2})} \bar{T}_{cx}(s). \quad (5)$$

由于H<sub>∞</sub>综合问题不允许被控对象在虚轴上有零极点, 若采用双线性变换的方法处理双积分环境, 参数不易调整, 且求得的控制量较大, 工程上很难应用<sup>[17]</sup>. 本文提出PD+结构滤波器与鲁棒H<sub>∞</sub>控制器相结合的方法, 即第1层反馈回路采用PD+结构滤波器的方法确保系统闭环稳定, 满足H<sub>∞</sub>设计的假设要求, 在第2层反馈回路中, 首先将带有第1层反馈回路的闭环系统作为被控对象, 提取其标称对象模型  $P_0(s)$ , 然后对此模型设计鲁棒H<sub>∞</sub>控制器.

一般情况下, 航天器的PD+结构滤波器反馈控制可以写为以下形式:

$$\bar{T}_{cx}(s) = -(K_d s + K_p) \frac{T_{1x} s^2 + D_{1x} s + 1}{T_{2x} s^2 + D_{2x} s + 1} \phi(s). \quad (6)$$

将式(6)代入式(5)中, 得第1层系统闭环特征方程

为

$$I_x s^2 (1 - \sum_{i=1}^{N_x} \frac{b_{\text{rotix}}^2 s^2}{s^2 + 2\xi_i \omega_{ix} + \omega_{ix}^2}) + (K_d s + K_p) \frac{T_{1x} s^2 + D_{1x} s + 1}{T_{2x} s^2 + D_{2x} s + 1} = 0, \quad (7)$$

其中:  $K_d, K_p, T_{1x}, T_{2x}, D_{1x}, D_{2x}$  为系统设计的控制参数, 且均为正数, 确保第1层闭环系统稳定. 在不影响系统特性的前提下提取的第2层反馈回路设计所需的标称对象模型为

$$P_0(s) = \frac{1}{I_x s^2 + K_d s + K_p},$$

则第1层系统闭环模型可以写成如下的乘性形式:

$$\phi(s) = P_0(s) (1 + \Delta_M) \bar{T}_{cx}(s), \quad \Delta_M = -\frac{\Delta}{1 + \Delta}, \quad (8)$$

其中

$$\Delta = \frac{(K_d s + K_p) (\frac{T_{1x} s^2 + D_{1x} s + 1}{T_{2x} s^2 + D_{2x} s + 1} - 1)}{I_x s^2 + K_d s + K_p} - \frac{\sum_{i=1}^{N_x} \frac{I_x b_{\text{rotix}}^2 s^4}{s^2 + 2\xi_i \omega_{ix} + \omega_{ix}^2}}{I_x s^2 + K_d s + K_p}.$$

针对式(8)描述的不确定部分的特性, 可以设计一类满足条件  $\sigma_{\max}(\Delta_M(j\omega)) \leq |r(j\omega)|, \forall \omega$  的期望乘性模型扰动界函数

$$r(s) = \frac{T_1^2 s^2 + 2T_1 D_1 s + 1}{T_2 s + 1}. \quad (9)$$

**问题提出** 对于给定带有模型乘性不确定的被控对象(8)和扰动界函数(9), 设计反馈控制器  $K(s)$  及参数  $T_1, T_2$  和  $D_1$  使闭环系统稳定, 且满足H<sub>∞</sub>性能指标  $\|T_{zw}(s)\|_{\infty} < 1$ , 其中  $T_{zw}(s)$  为  $w$  到  $z$  的闭环传递函数.

### 4 鲁棒H<sub>∞</sub>控制设计 (Robust H-infinite control design)

被控对象增广传递函数的状态空间描述为

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + B_1 w(t) + B_2 u(t), \quad (10a)$$

$$z(t) = C_1 x(t) + D_{11} w(t) + D_{12} u(t), \quad (10b)$$

$$\phi(t) = C_2 x(t) + D_{21} w(t) + D_{22} u(t), \quad (10c)$$

其中:

$$A = \begin{bmatrix} \bar{A}_1 & \bar{B}_1 \bar{C}_2 \\ 0 & \bar{A}_2 \end{bmatrix}, \quad B_2 = \begin{bmatrix} \bar{B}_1 \bar{D}_2 \\ \bar{B}_2 \end{bmatrix}, \quad B_1 = 0_{5 \times 1},$$

$$C_1 = [0 \ 0 \ 1 \ 0 \ 0], \quad C_2 = [\bar{C}_1 \ \bar{D}_1 \bar{C}_2],$$

$$D_{11} = 0, \quad D_{21} = 1, \quad D_{12} = \bar{D}_2, \quad D_{22} = \bar{D}_1 \bar{D}_2,$$

$$\bar{A}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -\frac{K_p}{I_x T_2} - \frac{K_p T_2 + K_d}{I_x T_2} & -\frac{K_d T_2 + I_x}{I_x T_2} \end{bmatrix},$$

$$\bar{B}_2 = \begin{bmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \beta_3 \end{bmatrix}, \bar{C}_2 = [1 \ 0 \ 0], \bar{D}_2 = \frac{T_1^2}{I_x T_2},$$

$$\bar{A}_1 = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -\frac{1}{T_1^2} & -\frac{2D_1}{T_1} \end{bmatrix}, \bar{B}_1 = \begin{bmatrix} \frac{2D_1 T_2}{T_1^3} - \frac{1}{T_1^2} \\ \frac{T_2 - 4D_1^2 T_2}{T_1^4} + \frac{2D_1}{T_1^3} \end{bmatrix},$$

$$\bar{C}_1 = [1 \ 0], \bar{D}_1 = -\frac{T_2}{T_1^2}, b_1 = \frac{2T_1 D_1}{I_x T_2},$$

$$b_2 = \frac{1}{I_x T_2}, b_3 = 0, \beta_1 = b_1 - \frac{K_d T_2 + I_x}{I_x T_2} \bar{D}_2,$$

$$\beta_2 = b_2 - \frac{K_d T_2 + I_x}{I_x T_2} \beta_1 - \frac{K_p T_2 + K_d}{I_x T_2} \bar{D}_2,$$

$$\beta_3 = b_3 - \frac{K_d T_2 + I_x}{I_x T_2} \beta_2 - \frac{K_p T_2 + K_d}{I_x T_2} \beta_1 - \frac{K_p}{I_x T_2} \bar{D}_2.$$

式(10)通过非奇异矩阵 $T$ 变换为最小实现形式

$$G(s) = \begin{bmatrix} \tilde{A} & \tilde{B}_1 & \tilde{B}_2 \\ \tilde{C}_1 & 0 & I \\ \tilde{C}_2 & I & 0 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} TAT^{-1} & TB_1 & TB_2 \\ \tilde{C}_1 T^{-1} & 0 & I \\ C_2 T^{-1} & I & 0 \end{bmatrix}, \quad (11)$$

其中:  $T$ 的特征向量分解式为 $P_n Q_n = T^{-1} A T$ ,  $A = \text{diag}\{\lambda_1, \dots, \lambda_m\}$ ,  $\lambda_i$ 为特征值,  $P_n$ 和 $Q_n$ 为两个半正定矩阵, 满足Lyapunov方程 $AP_n + P_n A^T + BB^T = 0$ 和 $A^T Q_n + Q_n A + C^T C = 0$ .

对于给定系统增广传递函数(10)满足 $(\tilde{A}, \tilde{B}_2)$ 为可稳对, 且 $G_{12}(s)$ 在虚轴上无零点, 且Riccati方程

$$\tilde{A}_1^T X_{\infty} + X_{\infty} \tilde{A} + \tilde{C}_1^T \tilde{C}_1 + X_{\infty} (\tilde{B}_1 \tilde{B}_1^T - \tilde{B}_2 \tilde{B}_2^T) X_{\infty} = 0, \quad (12)$$

系统具有半正定解 $X_{\infty}$ 使得 $\tilde{A}_1^T + (\tilde{B}_1 \tilde{B}_1^T - \tilde{B}_2 \tilde{B}_2^T) X_{\infty}$ 是稳定阵, 则第2层闭环反馈控制器的解为

$$K_z(s) = [-Q(s)F_{1\infty} + F_{2\infty} Q(s)], \quad (13)$$

其中:  $F_{1\infty} = \tilde{B}_1^T X_{\infty}$ ,  $F_{2\infty} = -\tilde{B}_2^T X_{\infty}$ ,  $Q(s)$ 是在 $s$ 闭右半平面解析且 $\|Q(s)\|_{\infty} < 1$ 的任意有理函数阵.

基于PD+结构滤波器的双层反馈鲁棒 $H_{\infty}$ 控制器设计步骤:

**Step 1** 针对特征方程(7), 设计控制参数 $K_d$ ,  $K_p$ ,  $T_{1x}$ ,  $T_{2x}$ ,  $D_{1x}$ ,  $D_{2x}$ 使得第1层闭环系统稳定.

**Step 2** 设计扰动界函数(9)的系数 $T_1$ ,  $T_2$ 和 $D_1$ , 使得以下条件成立:

- 1)  $(\tilde{A}, \tilde{B}_2)$ 为可稳对;
- 2)  $G_{12}(s)$ 在虚轴上无零点;
- 3) Riccati方程(12)存在半正定解 $X_{\infty}$ 使得 $\tilde{A}_1^T + (\tilde{B}_1 \tilde{B}_1^T - \tilde{B}_2 \tilde{B}_2^T) X_{\infty}$ 为稳定阵.

**Step 3** 满足鲁棒 $H_{\infty}$ 性能指标要求的控制器 $K(s)$ 为式(13).

**Step 4** 基于PD+结构滤波器的双层反馈鲁棒

$H_{\infty}$ 控制器 $u(s)$ 的结构形式如下:

$$u(s) = -(K_d s + K_p) \frac{T_{1x} s^2 + D_{1x} s + 1}{T_{2x} s^2 + D_{2x} s + 1} \phi(s) + K(s) \phi(s). \quad (14)$$

**说明 1** Step 2中满足式(1)–(3)条件的系数 $T_1$ ,  $T_2$ 和 $D_1$ 在工程中是容易寻找的.

**说明 2** 以上方法同样适用于俯仰轴和偏航轴姿态控制器设计, 设计方法类同, 故略.

## 5 仿真分析(Simulation analysis)

航天器带有3个大型挠性附件: 2个太阳翼和1个臂长十几米, 反射器直径长十几米的超大型挠性网状天线, 其中: 每个太阳翼的基频约0.1 Hz, 大挠性网状天线的基频约0.12 Hz, 太阳翼挠性模态取6阶, 大挠性网状天线挠性模态取10阶. 三轴转动惯量分别为 $I_x = 19000 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_y = 20700 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ,  $I_z = 30200 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ . 角速度初值 $\omega_x = \omega_y = \omega_z = 0.01(^{\circ})/\text{s}$ , 姿态角初值 $\phi = \theta = \psi = 0.06^{\circ}$ .

正常模式下使用的敏感器为星敏和长寿命陀螺, 姿态确定方式为星敏陀螺组合定姿. 执行机构为金字塔构型的动量轮组. 天线中心指向地面经度和纬度分别为 $109.3^{\circ}$ 和 $27.5^{\circ}$ .

一般而言, 航天器控制系统设计的PID+结构滤波器参数是要经过稳定性分析后确定下来的, 稳定性分析考虑的因素主要包括刚柔液耦合的动力学模型、运动学模型、各个敏感器和执行器模型、各部件时延、计算时延、控制器离散化、干扰力矩大小、控制力矩大小等, 并对刚体的转动惯量和质量、挠性附件和液体晃动的频率、耦合系数等按照标称和给定的变化范围来设计控制器参数, 并留够要求的相位裕度和幅值裕度, 由此确保控制器具有较强的鲁棒性和可靠性. 本文对比的传统控制器是基于以上设计确定下来的控制参数. 为了验证本方法的应用效果, 分别进行了3组仿真:

第1组: 在静止轨道上姿态零偏置且无任何挠性结构参数变化的情况下, 比较本方法和传统方法(PID+结构滤波器)所得到的三轴姿态控制效果以及所需的三轴控制力矩. 仿真时间为1400 s.

第2组: 在 $3^{\circ}$ 小倾角地球同步轨道上, 且考虑超大挠性网状天线受空间辐射影响会相对于航天器本体系产生周期性形变, 这里假设三轴形变量分别为

$$\begin{aligned} \Delta S_x &= 0.1 + 0.2 \sin(2\omega_0 t), \\ \Delta S_y &= 0.1 + 0.1 \sin(2\omega_0 t), \\ \Delta S_z &= 0.2 + 0.3 \sin(2\omega_0 t). \end{aligned}$$

为保证挠性天线中心能够较高精度指向地面目标点, 在轨根据信标测量、星敏陀螺测量以及标称姿态等信息实时计算姿态动态偏置量. 另外, 本组控制器参数与第1组控制器参数相同, 主要考察带有动态跟踪条件下的两种方法的控制效果. 仿真时间

为37500s(近10.5h).

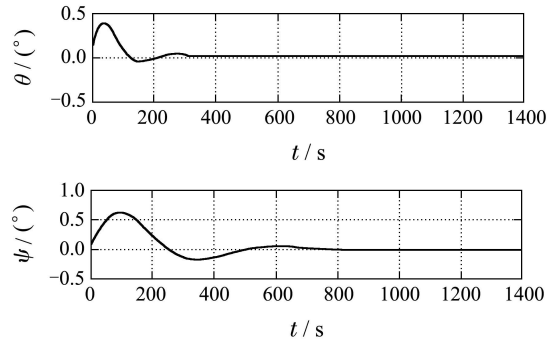
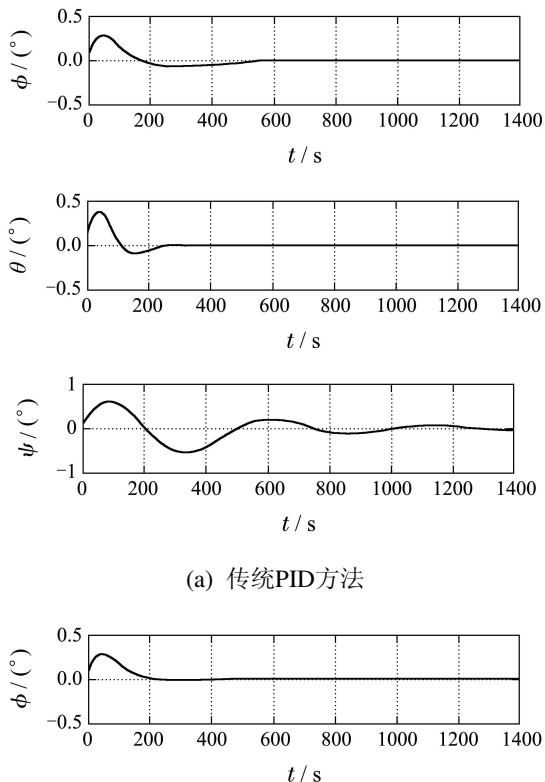
第3组: 同第2组仿真条件, 在第2组的基础上调整PD+结构滤波器参数, 直接利用本文提出的方法给出航天器三轴姿态角、控制力矩、南北太阳翼和大挠性网状天线的前三阶模态数据、大挠性网状天线中心指向地面目标点的经纬度数据, 以此说明该航天器能够满足任务需求.

根据航天器的质量特性、挠性附件的频率、转动耦合系数等相关数据, 设计的形如式(7)的PD+结构滤波器参数分别为 $K_d = 10$ ,  $K_p = 10$ ,  $T_{1x} = 0$ ,  $T_{2x} = 1.56$ ,  $D_{1x} = 60$ ,  $D_{2x} = 3.5$ . 由不确定模型设计的滚动方向期望乘性模型扰动界函数参数为 $T_1 = 130$ ,  $T_2 = 140$ ,  $D_1 = 0.7$ , 则有 $F_{1\infty} = 0$ ,  $F_{2\infty} = [-2.701 \ 84.632 \ 0.065 \ -0.767 \ 127.900]$ . 令 $Q(s) = -1/I_x$ , 则状态反馈控制器为 $K_z(s) = [-2.701 \ 84.63 \ 0.065 \ -0.767 \ 127.9 \ -5.3e-5]$ , 忽略 $10^{-10}$ 以上系数分量, 得到第2层反馈控制器, 即鲁棒H<sub>∞</sub>控制器

$$K(s) = \frac{0.00028(s+1)}{10000s^2 + 5.26s + 5.26}$$

第1组仿真结果: 图2(a)为传统方法PID+结构滤波器的仿真结果, 其中 $K_i = 0.01$ . 滚动角、俯仰角和偏航角分别在50s, 600s和1300s后收敛到指标范围内. 图2(b)为基于PD+结构滤波器的鲁棒H<sub>∞</sub>控制方法的仿真结果, 滚动角、俯仰角和偏航角分别在200s, 220s和500s后收敛到指标范围内.

图3表明两种方法的控制力矩大小相等, 均适用于动量轮控制方式. 本方法比传统方法能够更快速平稳的使三轴姿态角收敛.



(b) 鲁棒H<sub>∞</sub>双层反馈控制方法

图2 第1组两种方法的三轴姿态角仿真结果  
Fig. 2 The first case simulation results of three attitude angles for two methods

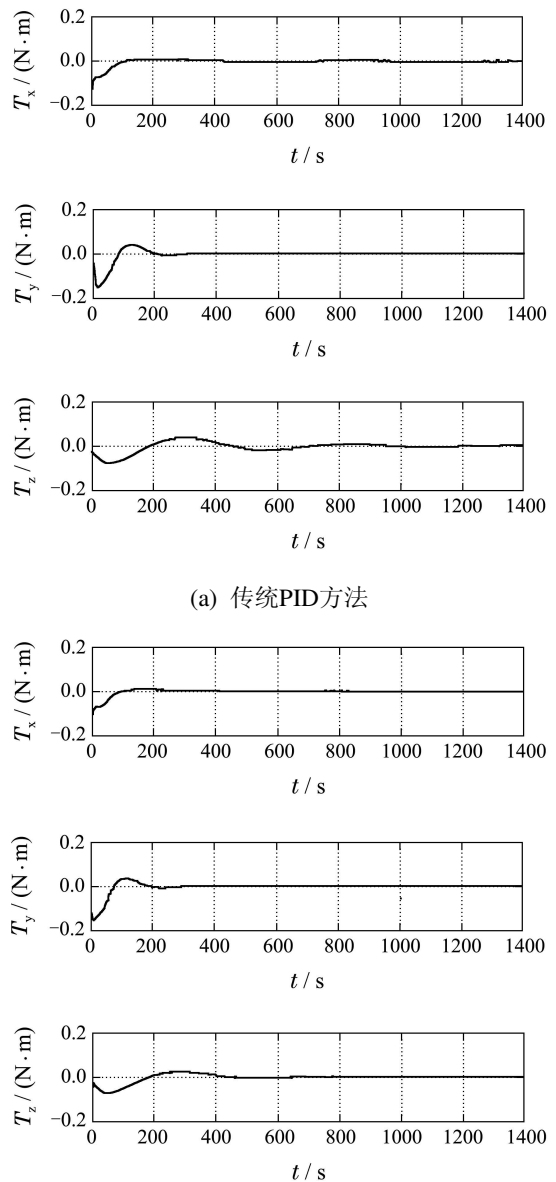
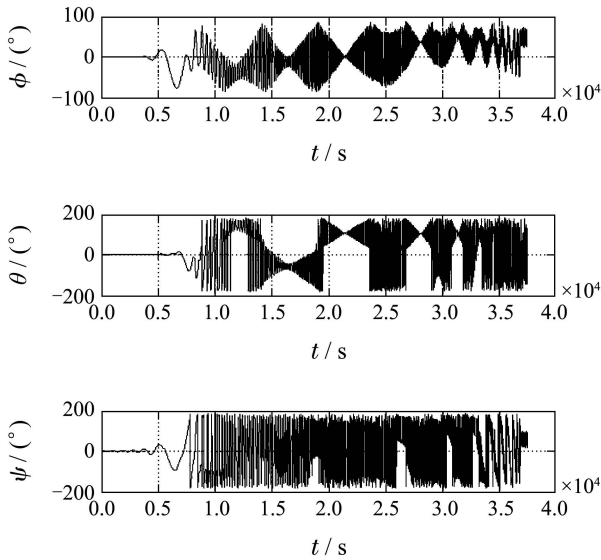


图3 第1组两种方法的三轴控制力矩仿真结果  
Fig. 3 The first case simulation results of three control torques for two methods

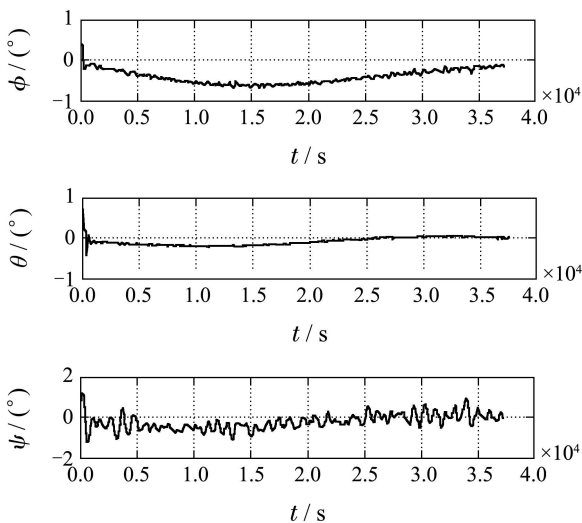
第2组仿真结果:

图4(a)为传统方法得到的三轴姿态角曲线, 2000s左右偏航姿态开始发散, 最终导致滚动和俯仰轴姿态发散.

图4(b)为本方法得到的三轴姿态角曲线, 根据仿真结果可知, 三轴姿态精度降低, 但仍能维持稳定状态, 跟踪预期的姿态偏置量, 具有较强的抗模型不确定能力.



(a) 传统PID方法



(b) 鲁棒H<sub>∞</sub>双层反馈控制方法

图4 第2组两种方法的三轴姿态角仿真结果

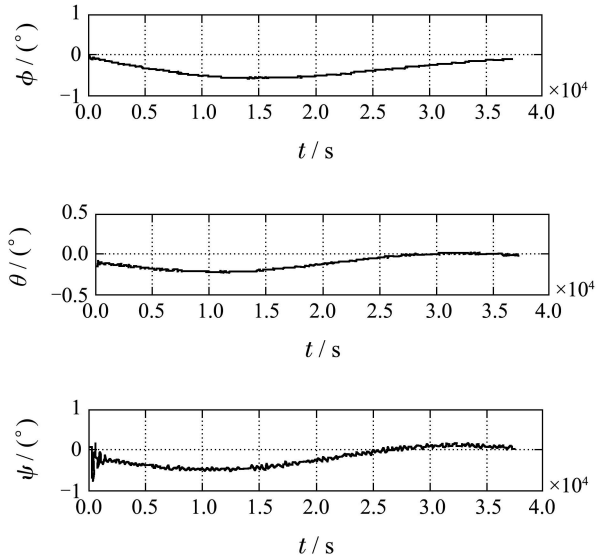
Fig. 4 The second case simulation results of three attitude angles for two methods

第3组仿真结果:

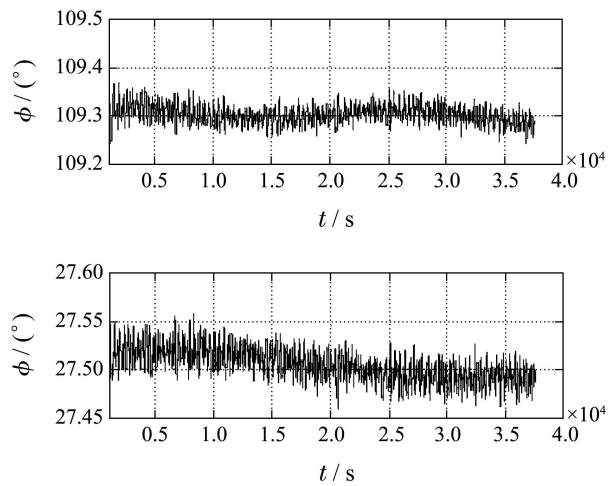
由于天线指向任务需求较高, 因此需要调整PD+结构滤波器参数, 使得第1层控制器稳定且满足工程要求裕度. 因此在本组仿真中相应的调整了第1层的结构参数.

图5(a)和(b)分为三轴姿态角曲线及天线中心指向地面目标点的经度和纬度曲线. 由图5(b)可知, 目标指向经纬度稳态误差均在±0.05°以内, 可满足任务需求.

三组仿真结果表明, 本文提出的方法能够较好的实现三轴姿态鲁棒稳定控制, 满足对地定向通信卫星的系统任务需求.



(a) 三轴姿态角曲线



(b) 天线指向地面目标点经度和纬度稳态曲线

图5 第3组鲁棒H<sub>∞</sub>双层反馈控制方法的仿真结果  
Fig. 5 The third case simulation results for the robust H<sub>∞</sub> double feedback method

## 6 结论(Conclusions)

本文针对带有大型挠性网状天线的航天器存在的挠性结构不确定问题, 提出了基于PD结构滤波器的鲁棒H<sub>∞</sub>双层反馈控制方法, 第1层反馈控制采用传统的PD+结构滤波器控制器, 第2层反馈控制是以第1层反馈闭环系统为设计对象进行的鲁棒H<sub>∞</sub>控制器设计. 该控制器继承了传统控制器的优点, 又展现

了鲁棒 $H_\infty$ 控制方法所具备的抗结构不确定性特点,且结构简单,适合工程应用.最后通过仿真表明,当挠性结构参数无变化时,该方法相对于传统PID+结构滤波器方法能够快速稳定三轴姿态;当结构参数变化较大且三轴姿态偏置为动态时变时,有可能导致传统方法失稳,而本文提出的方法较传统方法具有更强的鲁棒适应性,仍能维持航天器三轴姿态稳定,完成大型挠性网状天线中心对地指向任务.

### 参考文献(References):

- [1] KIDA T, YAMAGUCHI I. On-orbit robust control experiment of flexible spacecraft ETS-VI [J]. *Journal of Guidance Control and Dynamics*, 1997, 20(5): 865 – 872.
- [2] 胡庆雷, 刘亚秋, 马广富. 挠性航天器姿态机动的变结构主动振动抑制 [J]. *控制理论与应用*, 2007, 24(3): 329 – 336. (HU Qinglei, LIU Yaqiu, MA Guangfu. Active vibration suppression in flexible spacecraft with mismatched uncertainty via variable structure control [J]. *Control Theory & Applications*, 2007, 24(3): 329 – 336.)
- [3] 靳永强, 刘向东, 侯朝桢. 含有参数不确定性的挠性航天器姿态跟踪滑模控制 [J]. *控制理论与应用*, 2009, 26(3): 299 – 304. (JIN Yongqiang, LIU Xiangdong, HOU Chaozhen. Sliding-mode attitude tracking control for a flexible spacecraft with parametric uncertainty [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(3): 299 – 304.)
- [4] 刘莹莹, 周军. 挠性航天器分散变结构控制稳定性研究 [J]. *西北工业大学学报*, 2010, 28(3): 338 – 342. (LIU Yingying, ZHOU Jun. Decentralized variable structure control for stability of flexible satellite attitude suitable for engineering application [J]. *Journal of Northwestern Polytechnical University*, 2010, 28(3): 338 – 342.)
- [5] 刘军, 韩潮. 挠性航天器大角度机动的振动抑制控制 [J]. *系统仿真学报*, 2008, 20(7): 1880 – 1883. (LIU Jun, HAN Chao. Vibration suppression control of flexible spacecraft during large angle attitude maneuver [J]. *Journal of System Simulation*, 2008, 20(7): 1880 – 1883.)
- [6] 李广兴, 周军, 周凤歧. 挠性航天器高精度智能控制方案研究 [J]. *宇航学报*, 2006, 27(6): 1196 – 1120. (LI Guangxing, ZHOU Jun, ZHOU Fengqi. Intelligent control research for high precision attitude of flexible spacecraft [J]. *Journal of Astronautics*, 2006, 27(6): 1196 – 1120.)
- [7] SONG W L, ZHU L K, HU Q L. Fuzzy robust attitude maneuvers and active vibration suppression of flexible spacecraft [C] // *Proceedings of the 7th International Conference on Machine Learning and Cybernetics*. Kunming: [s.n.], 2008: 1974 – 1979.
- [8] BURTZ D C. *Fine surface control of flexible space mirrors using adaptive optics robust control* [D]. California: Naval Postgraduate School, ADA496987, 2009.
- [9] 勒尔东, 孙兆伟. 挠性航天器的非线性PID和PI姿态控制器设计 [J]. *控制理论与应用*, 2009, 26(5): 540 – 545. (JIN Erdong, SUN Zhaowei. The design of nonlinear PID and PI attitude-controller for a flexible spacecraft [J]. *Control Theory & Applications*, 2009, 26(5): 540 – 545.)
- [10] YANG Z H, MA G F, HU Q L. Multi-objective  $H_2/H_\infty$  control design for flexible spacecraft [C] // *Proceeding of the Second International Conference on Machine Learning and Cybernetics*. Xi'an: 2003: 1039 – 1043.
- [11] 宋斌, 马广富, 李传江, 等. 基于 $H_\infty$ 鲁棒控制的挠性卫星姿态控制 [J]. *系统仿真学报*, 2005, 17(4): 968 – 970. (SONG Bin, MA Guangfu, LI Chuanjiang, et al. Attitude control of flexible satellite using  $H_\infty$ -based robust control law [J]. *Journal of System Simulation*, 2005, 17(4): 968 – 970.)
- [12] 梁红义, 张锦江. 一种基于2DOF $H_\infty$ 控制器的航天器姿态控制方法 [J]. *空间控制技术与应用*, 2010, 36(2): 42 – 46. (LIANG Hongyi, ZHANG Jinjiang. A 2DOF  $H_\infty$  controller-based attitude control design approach for a spacecraft [J]. *Aerospace Control and Application*, 2010, 36(2): 42 – 46.)
- [13] OH C S, BANG H. Deployable space structure control using adaptive predictive controller with notch filter [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2009, 13(8): 459 – 465.
- [14] GE S Z S, LEE T H, HONG F, et al. Energy-based robust controller design for flexible spacecraft [J]. *Journal of Control Theory and Applications*, 2004, 2(1): 27 – 34.
- [15] TAKASHI OHTANI, YOSHIRO HAMADA, TOMOYUKI NAGASHIO, et al. On-orbit experiment plan of robust attitude control of ETS-VIII [C] // *SICE Annual Conference*. Japan: SICE, Kagawa University, 2007: 2264 – 2267.
- [16] 屠善澄. *卫星姿态动力学与控制* [M]. 北京: 宇航出版社, 2001. (TU Shancheng. *Attitude Dynamics and Control for Satellites* [M]. Beijing: Astronautics Press, 2001.)
- [17] 申铁龙.  *$H_\infty$ 控制理论及应用* [M]. 北京: 清华大学出版社, 1996. (SHEN Tielong.  *$H_\infty$  Control Theory and Applications* [M]. Beijing: Tsinghua University Press, 1996.)

### 作者简介:

**武云丽** (1977–), 女, 高级工程师, 主要研究方向为航天器控制系统方案设计、鲁棒控制方法、容错控制方法, E-mail: zxwh@sohu.com;

**李佳嘉** (1981–), 女, 硕士, 主要研究方向为航天器控制, E-mail: jiajiali810609@163.com;

**曾海波** (1972–), 男, 研究员, 主要从事挠性多体卫星姿态和指向控制, E-mail: zenghb@bice.org.cn;

**段广仁** (1962–), 男, 教授, 主要从事线性系统的特征结构配置理论和鲁棒控制理论及其应用方面的研究, E-mail: grduan@ieee.org.