

引用格式: 曲直, 徐开, 何昕, 等. RBF网络摩擦补偿的挠性卫星滑模姿态控制[J]. 电光与控制, 2020, 27(11): 53-58. QU Z, XU K, HE X, et al. Flexible satellite sliding mode attitude control based on RBF network friction compensation[J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(11): 53-58.

RBF网络摩擦补偿的挠性卫星滑模姿态控制

曲直^{1,2,3}, 徐开^{1,2,3}, 何昕^{1,2}, 刘萌萌³, 解延浩³, 李峰³

(1. 中国科学院长春光学精密机械与物理研究所, 长春 130033;

2. 中国科学院大学, 北京 100049; 3. 长光卫星技术有限公司, 长春 130033)

摘要: 研究了挠性卫星的姿态跟踪控制问题, 设计了一种RBF网络摩擦补偿滑模控制算法。首先根据挠性卫星姿态控制系统的成像模式推导了挠性卫星姿态运动模型。其次根据误差四元数描述的跟踪误差运动模型, 引入经典滑模控制作为主控制框架, 考虑到对观测干扰的抑制, 加入扩张观测器(ESO)来观测系统总扰动。最终, 使用RBF网络摩擦补偿系统来近似估计在线切换项, 实现滑模控制律中切换增益的平滑, 从而减小系统振动。理论推导并证明该方法的收敛性, 并与传统的RBF网络逼近的自适应控制进行仿真比较, 验证了理论结果。

关键词: 挠性卫星; 跟踪控制; RBF网络摩擦补偿; 滑模控制

中图分类号: TP391 文献标志码: A doi: 10.3969/j.issn.1671-637X.2020.11.011

Flexible Satellite Sliding Mode Attitude Control Based on RBF Network Friction Compensation

QU Zhi^{1,2,3}, XU Kai^{1,2,3}, HE Xin^{1,2}, LIU Mengmeng³, XIE Yanhao³, LI Feng³

(1. Changchun Institute of Optics, Fine Mechanics and Physics, Chinese Academy of Sciences, Changchun 130033, China;

2. University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China;

3. Changguang Satellite Technology Co. Ltd, Changchun 130033, China)

Abstract: The attitude tracking control problem of flexible satellites is studied, and a friction compensation sliding mode control algorithm for RBF network is designed. Firstly, the attitude model of flexible satellite attitude is derived based on the imaging mode of the flexible satellite attitude control system. Secondly, according to the tracking error motion model described by the error quaternion, the classical sliding mode control is introduced as the main control framework. Considering the suppression of the observed interference, an Extended State Observer (ESO) is added to observe the total disturbance of the system. Finally, the RBF network friction compensation system is used to approximately estimate the online switching term, and the smoothing of the switching gain in the sliding mode control law is realized, thus to reduce the system vibration. The convergence of the method is proved and deduced theoretically, and simulation is conducted for comparing it with the traditional adaptive method of RBF network approximation, which verifies the theoretical results.

Key words: flexible satellite; tracking control; RBF network friction compensation; sliding mode control

0 引言

随着国内外航天技术的进步, 航天器的发展受到越来越多的关注。卫星姿态跟踪控制是现代航天器系统的关键课题, 对于该领域的研究热度逐年上升。目

前, 挠性卫星姿态控制系统具有高非线性、挠性参数和未知的外部干扰使姿态跟踪控制仍然具有很大的挑战性, 因此, 寻找一种灵活有效的控制方法势在必行^[1]。如今滑模控制理论被广泛应用于航天器的姿态控制, 滑模控制在处理外部干扰和不确定性方面具有独特的优势^[2]。

由于滑模控制器可按系统需求设计, 并且滑模控制器可以解决控制对象的参数变化和系统的外部干扰的约束问题, 因此滑模控制系统的鲁棒性相比常规连

收稿日期: 2019-11-04

修回日期: 2019-12-02

基金项目: 吉林省科技发展计划项目(20170204069GX)

作者简介: 曲直(1993—), 男, 山东烟台人, 博士生, 研究方向为卫星姿态动力学与控制、数据驱动的卫星姿态故障检测。

续系统更强大^[3],但滑模控制器固有的不连续开关特性会导致系统抖动^[4]。在实际系统中,应用滑模控制器产生的振颤是需要解决的主要问题,产生振颤的原因:当系统轨迹到达滑模切换面时,其速度是有限的,并且惯性使移动点横越切换表面时将切换增益叠加形成振颤;对于实际的计算机采样系统来讲,计算机的高速逻辑转换和高精度的数值计算使开关本身的时间和空间滞后几乎不存在。因此,由切换开关引起的不连续控制是振颤的根本原因。国内外研究人员针对滑模控制的抗振问题进行了大量研究,许多学者从不同角度提出了解决方案^[5]。文献[6]描述并分析了直流电动机伺服系统的非建模动力学,设计了一种基于插值平滑算法的滑模控制器,以实现不连续开关控制的连续性,有效消除了直流电动机引起的非建模动态颤动。为了减小边界层的厚度,文献[7]在边界层中使用积分控制来获得稳态误差和颤动。边界层方法只能确保系统状态收敛到以滑动表面为中心的边界层,并且只能通过狭窄的边界层任意接近滑动模式,而不能将状态收敛到滑动模式。文献[8]利用机器人的物理特性,通过在控制器的输出端添加低通滤波器来设计虚拟滑模控制器,从而实现了机器人的鲁棒变结构控制,并确保了机器人的鲁棒性、系统的稳定性和有效性。文献[9]设计了带有滤波器的可变结构控制器,以有效消除控制信号的抖动,并获得了一种抑制高频噪声的非线性控制器,从而实现了非建模动态电液伺服系统的稳定控制。文献[10]使用神经网络实现了线性系统非线性部分、不确定部分和未知外部扰动的在线估计,并基于神经网络实现了等效控制,从而有效地消除了抖动。文献[11]提出了一种新颖的神经网络滑模控制方法,该方法使用两个神经网络分别逼近等效滑模控制部分和开关滑模控制部分,并已成功应用于机器人的轨迹跟踪。文献[12]设计了基于RBF神经网络的滑模控制器。控制器通过连续的RBF功能完全实现,从而消除了开关项并消除了抖动。文献[13]将BP网络学习算法与滑模控制相结合,形成了一个新的闭环控制系统,并利用BP网络的在线学习功能提出了一种新的滑模神经网络控制器来实现归纳。国内外卫星姿态改进滑模控制方法存在这样的问题:一部分效果较好,但未应用于挠性卫星姿态控制系统;另一部分虽应用于挠性系统,却达不到本文的控制效果^[14-16]。本文姿态指向精度优于 0.02° ,姿态控制稳定性优于 $0.005(^\circ)/s$,控制力矩精度为 $0.01\text{ mN}\cdot\text{m}$ 。

目前,许多非线性系统应用RBF神经网络控制并获得很好的稳定效果,但该方法在挠性卫星姿态跟踪控制系统中的有效性未被证明。因此,本文研究了挠

性卫星的姿态跟踪控制问题,设计了一种RBF网络摩擦补偿滑模控制算法,并给出详细的稳定性理论证明和仿真验证。

1 挠性卫星的姿态模型

1.1 姿态动力学与运动学

姿态四元数 q 描述的卫星运动学方程^[17]为

$$\dot{q} = \frac{1}{2}\Omega(\omega)q = \frac{1}{2}A(q)\omega = \frac{1}{2}\begin{pmatrix} -\bar{q}^T \\ q_0I_{3\times 3} - \bar{q}^\times \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中: q 是姿态四元数; q_0 是姿态四元数的标量; \bar{q}^T 是姿态四元数转置的向量; \bar{q}^\times 是向量 \bar{q} 的叉乘运算; ω 是卫星相对于惯性坐标系的姿态角速度矢量。

根据动量矩定理,给出了挠性卫星的姿态动力学方程为^[18]

$$\begin{cases} J\dot{\omega} + \delta^T \ddot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + \delta^T \dot{\eta}) + u + T_d \\ \ddot{\eta} + C\dot{\eta} + K\eta = -\delta\dot{\omega} \end{cases} \quad (2)$$

式中: $J \in R^{3\times 3}$ 是卫星整星的惯性矩阵; $\eta \in R^{4\times 3}$ 是挠性结构的模态坐标; $\delta \in R^{4\times 3}$ 是卫星刚体附件的耦合矩阵; $u \in R^{3\times 1}$ 是施加在卫星星体三轴的控制力矩; $C = \text{diag}\{2\xi_i \omega_{ni}\} (i=1, 2, 3, 4)$ 是阻尼矩阵; $K = \text{diag}\{\omega_{ni}^2\} (i=1, 2, 3, 4)$ 是刚度矩阵; ω_n 是太阳能帆板阵列的挠性模式振动频率; ξ 是太阳能帆板阵列的挠性模式减振率; $T_d \in R^{3\times 1}$ 是空间环境干扰力矩,空间环境干扰力矩主要包括太阳辐射压力干扰力矩、重力梯度干扰力矩、太阳能帆板阵列的驱动力矩、有效载荷旋转部分产生的力矩、飞轮安装误差和电磁力产生的力矩以及无法精确建模的摩擦扭矩。

1.2 姿态动力学与运动学误差

基于误差四元数的卫星运动方程可描述为

$$\dot{q}_e = \frac{1}{2}\begin{pmatrix} -q_e^T \\ q_{e0}I_{3\times 3} + \bar{q}_e^\times \end{pmatrix} \omega_e \quad (3)$$

式中: $\omega_e = \omega - A_0^B(q_e)\omega_0$ 是角速度偏差; ω_0 是目标角速度; A_0^B 是坐标变换矩阵。

设卫星整星的惯性矩阵为 $J \in R^{3\times 3}$, J_{sa} 是卫星主转动惯量矩阵; J_f 是飞轮的转动惯量矩阵; Ω 是相对于卫星本体的旋转角速度; A 是飞轮安装矩阵,关系如下

$$J = J_{sa} + AJ_f A^T \quad (4)$$

单个反作用飞轮的控制力矩为

$$a = J_f(\dot{\Omega} + A\dot{\omega}) \quad (5)$$

飞轮提供的总控制力矩为

$$u = Aa \quad (6)$$

整理式(2)、式(4)、式(5)得到挠性卫星的相对运动方

程为

$$J_{sa} \dot{\omega}_e + \delta^T \ddot{\eta} = -\omega^\times (J\omega + AJ_F \Omega) + u + T_d + J_{sa} (\omega_e^\times A_0^B(q_e) \omega_0 - A_0^B(q_e) \dot{\omega}_0) \quad (7)$$

2 RBF 网络摩擦补偿滑模控制器

在传统的滑模控制中,通常需要选择线性滑模面,使系统到达滑模面后,跟踪误差逐渐收敛至零,通过调整滑模面参数可以达到渐近收敛速度^[3]。定义 $x_1 = \bar{q}_e$, $x_2 = \omega_e$ 并且滑模面为

$$s = \bar{q}_e + \alpha q_e^{g/h} + \beta \omega_e^{p/q'} \quad (8)$$

式中: p, q', g, h 为正奇数; α 是误差四元数增益参数; β 是误差角速度增益参数。

卫星姿态跟踪误差动力学方程^[19]可以表示为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = \frac{1}{2} A(q_e) \omega_e = \frac{1}{2} A(q_e) x_2 \\ \dot{x}_2 = J_{sa}^{-1} (-\omega^\times (J\omega + AJ_F \Omega) - \delta^T \ddot{\eta} + u + T_d + J_{sa} (\omega_e^\times A_0^B(q_e) \omega_0 - A_0^B(q_e) \dot{\omega}_0)) \end{cases} \quad (9)$$

滑模控制律可以设计为

$$u = u_{eq} + u_k \quad (10)$$

式中: u_{eq} 是等效控制; u_k 是切换控制。

当 $\dot{s} = 0$ 时, 则

$$u_{eq} = -J_{sa}^{-1} \frac{q'}{2bp} A(q_e) \omega_e^{2-p/q'} \left(I + \frac{ag}{h} q_e^{g/h-1} \right) + \omega^\times (J\omega + AJ_F \Omega) - J_{sa}^{-1} (\omega_e^{2-p/q'} A_0^B(q_e) \omega_0 - A_0^B(q_e) \dot{\omega}_0 - \delta^T \ddot{\eta}) \quad (11)$$

取 $u_k = -B \text{sgn } s - ks$ 其中 $B' = \text{diag}\{B_1, B_2, B_3\}$ 。

为了证明 $s^T \dot{s} < 0$, 选择 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2} s^T s \quad (12)$$

将式(12)左右两边对时间 t 求导并将控制律引入得

$$\dot{V} = \frac{bp}{q} s^T \omega_e^T J_{sa}^{-1} (J_{sa} (\tilde{T}_d - \delta^T \ddot{\eta}) - B' \text{sgn } s - ks) \quad (13)$$

假设 1 在式(13)姿态动力学方程中, 时变的外部干扰 \tilde{T}_d 是有界的, 并且满足 $\|\tilde{T}_d\| \leq b_0, b_0 > 0$ ^[21]。

假设 2 在式(4)姿态动力学方程中, 耦合效应项 $-\delta^T \ddot{\eta}$ 的 2-范数满足不等式 $\|-\delta^T \ddot{\eta}\| \leq b_1 + b_2 \|\omega\|^2$, 其中 $b_1 > 0, b_2 > 0$ 。

定义 $\|\tilde{T}_d\| + \|-\delta^T \ddot{\eta}\| \leq b_0 + b_1 + b_2 \|\omega\|^2 \leq \rho_1 \phi_1$, $\phi_1 = 1 + \|\omega\|^2$, 可以从假设 1 和假设 2 获得, 其中 $\rho_1 = \max(b_0 + b_1, b_2)$ 。

卫星受到的扰动力矩主要包括重力梯度力矩、太阳辐射力矩、空气动力学力矩和地磁矩^[20]。尽管它们具有随时间变化的特征, 但是有界的。

$$\dot{V} = \frac{bp}{q} s^T \omega_e^T J_{sa}^{-1} (J_{sa} (\rho_1 \phi_1) - B' \text{sgn } s - ks) \quad (14)$$

若 $B' > |J_{sa} \rho_1 \phi_1|$, 则满足 $s^T \dot{s} < 0$ 。但 B' 决定了滑模控制的振动大小, 因此会影响卫星的稳定性。

2.1 二阶扩张观测器(ESO)

控制律中的开关增益受参数扰动和未知干扰的影响, 因此降低了控制精度。将扩张观测器(ESO)引入到滑模控制器中, 并且高增益误差反馈使观测器的动态响应远高于系统的动态响应, 这样可以保证观测误差的快速收敛和足够高的估计精度, 从而提供可用于反馈的角速度信号^[21]。

ESO 取得的状态变量 $x = \omega_e + K \bar{q}_e$ 导出状态变量

$\dot{x} = \dot{\omega}_e + K \dot{\bar{q}}_e$, 然后将式(9)代入可得

$$\dot{x} = J_{sa}^{-1} [-\omega^\times (J\omega + AJ_F \Omega) + u + (\tilde{T}_d - \delta^T \ddot{\eta})] + (\omega_e^\times A_0^B(q_e) \omega_0 - A_0^B(q_e) \dot{\omega}_0) \quad (15)$$

则挠性卫星动力系统的展开方程为

$$\begin{cases} \dot{x} = ax + bu + f(t) \\ y = cx \end{cases} \quad (16)$$

式中: $f(t) = J_{sa}^{-1} [-\omega^\times (J\omega + AJ_F \Omega) + \rho_1 \phi_1] + (\omega_e^\times A_0^B(q_e) \omega_0 - A_0^B(q_e) \dot{\omega}_0)$; $b = J_{sa}^{-1} x = (x_1, x_2)^T$, $a = \begin{pmatrix} 0 & 1 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}$, $b = \begin{pmatrix} 0 \\ 1 \end{pmatrix}$, $c = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \end{pmatrix}$ 。

扩张观测器被设计为

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + \alpha_1 / [\varepsilon (y - \hat{x}_1)] \\ \dot{\hat{x}}_2 = bu + \alpha_2 / [\varepsilon^2 (y - \hat{x}_1)] \end{cases} \quad (17)$$

式中: \hat{x}_1 和 \hat{x}_2 是观测状态; α_1 和 α_2 是正实数。状态 \hat{x}_2 趋近 x , 状态 \hat{x}_1 趋近 $\rho_1 \phi_1$ 。

ESO 观测值已补偿到控制律中, 控制律设计为

$$u = -J_{sa}^{-1} \frac{q}{2bp} A(q_e) \omega_e^{2-p/q'} \left(I + \frac{ag}{h} q_e^{g/h-1} \right) + \omega^\times (J\omega + AJ_F \Omega) - J_{sa}^{-1} (\omega_e^{2-p/q'} A_0^B(q_e) \omega_0 - A_0^B(q_e) \dot{\omega}_0) - J_{sa}^{-1} \hat{x}_1 - B' \text{sgn } s - ks \quad (18)$$

2.2 RBF 网络摩擦补偿系统

挠性卫星姿态控制系统采用滑模控制与 RBF 网络摩擦补偿相结合的方法。利用 RBF 网络摩擦补偿模型来实现未知模型的平滑逼近, 可以有效降低切换增益。通过调整摩擦补偿系数的权重, 利用 Lyapunov 方法推导了 RBF 网络的摩擦补偿系统, 并证明整个闭环系统的稳定性和收敛性。

引入的 RBF 网络摩擦补偿系统近似符号函数项, 其输入滑模平面为 s , 输出符号项估计值为 $u_j = \Gamma \delta(x)$, 则 RBF 网络摩擦补偿算法为

$$h_j = \exp\left(-\frac{\|x - c_j\|^2}{2b_j^2}\right) \quad (19)$$

$$\delta = W^*{}^T h(x) + \varepsilon \quad (20)$$

式中: x 为网络输入; j 是网络输入层数; h 是高斯函数的输出; W^* 是神经网络的理想权重; ε 是理想神经网络逼近的误差。 $\hat{\delta} = \hat{W}^T h$ 是网络输出, \hat{W} 是神经网络的估计权重。

控制律设计为

$$u = -J_{sa}^{-1} \frac{q'}{2bp} A(q_e) \omega_e^{2-p/q} \left(I + \frac{ag}{h} q_e^{g/h-1} \right) + \omega^x (J\omega + AJ_f \Omega) - J_{sa}^{-1} (\omega_e^{2-p/q} A_0^B(q_e) \omega_0 - A_0^B(q_e) \dot{\omega}_0) - J_{sa}^{-1} \hat{x}_1 - B' \text{sgn } s - ks + \hat{\delta} \quad (21)$$

通过 Lyapunov 函数将 RBF 摩擦补偿系统自适应律的收敛性进行理论证明, Lyapunov 函数则被建立为

$$L = \frac{1}{2} s^2 + \frac{1}{2} \gamma \tilde{W}^T \tilde{W} \quad (22)$$

$$\dot{V} = s\dot{s} + \gamma \tilde{W}^T \dot{\tilde{W}} = -\eta |s| + sdt - sb\varepsilon + \tilde{W}^T (sbh + \gamma \dot{\tilde{W}}) \quad (23)$$

式中: γ 是网络摩擦补偿系数。

取摩擦补偿参数自适应律为

$$\dot{\tilde{W}} = \frac{1}{\gamma} s J_s^{-1} h \quad (24)$$

则 $\dot{V} = -\eta |s| + s(dt - b\varepsilon) \leq 0$, 取 $\dot{V} \equiv 0$, 则 $s = 0$, 根据 Lasalle 不变集理论^[22], 当 $t \rightarrow \infty$ 时, $s \rightarrow 0$ 。

3 仿真实验与结果分析

为了验证本文算法的有效性, 对引入扩张观测器的 RBF 网络摩擦补偿滑模姿态控制器进行了仿真, 并与传统的 RBF 网络逼近的自适应控制算法的仿真结果进行对比仿真实验, 设计的对比实验框架如图 1 所示。

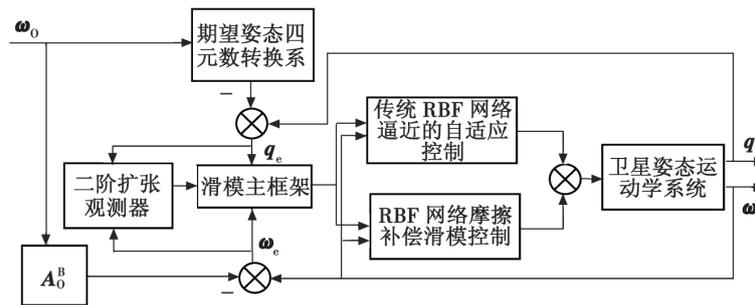


图 1 对比实验框架

Fig. 1 Comparative experimental framework

飞轮控制的最大输出为 $2 \text{ mN} \cdot \text{m}$, 控制输出为 $-2 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 至 $2 \text{ mN} \cdot \text{m}$ 之间, 控制周期为 0.5 s , 相关仿真参数如表 1 所示。

表 1 仿真参数

Table 1 Parameters for simulation

参数名称	参数值
卫星质量 M/kg	20.873
地球自转角速度 $(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	7.292115×10^{-5}
刚体附件耦合阵 δ	$\begin{pmatrix} 0.45637 & 0.27841 & 0.15629 \\ -0.25619 & 0.91756 & -0.67264 \\ 0.11687 & 0.48901 & -0.83674 \\ 0.23637 & -0.6581 & -0.12503 \end{pmatrix}$
初始角速度 $\omega_0/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$	$[0 \ 0 \ 0]$
卫星转动惯量矩阵 $J_{sa}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$\text{diag}\{0.45 \ 0.55 \ 0.45\}$
飞轮转动惯量矩阵 $J_{\omega}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$\text{diag}\{0.1 \ 0.1 \ 0.1 \ 0.1\}$

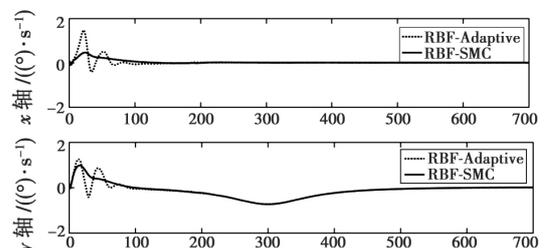
为了完成挠性卫星的视频成像和数字传输任务, 卫星需要保持凝视成像姿态。在仿真中, 将卫星的初始姿态角设置为 $(218^\circ; 75.65^\circ; -16.75^\circ)$, 初始角速度设为 0° 。为了真实地模拟卫星实际的在轨状态, 在系统中考虑了陀螺仪和星敏感器等测量部件的安装和测量误差对系统控制精度和稳定性的影响。扩张观测器和控制器参数如表 2 所示。

表 2 控制器和观测器参数

Table 2 Controller and observer parameters

参数名称	参数值
$\{p \ q' \ g \ h\}$	$\{9 \ 3 \ 9 \ 5\}$
$\{\alpha_1 \ \alpha_2\}$	$\{1 \ 0.6\}$
$\{k \ \gamma\}$	$\{1 \ 7.88\}$
ε	$(0.03 \ 0.03 \ 0.03)$

对挠性卫星姿态控制系统建模, 对卫星的姿态角速度、姿态角度误差、姿态角速度误差、控制力矩仿真结果进行分析, 卫星姿态角速度参数能够反映整星机动的稳定性, 对比仿真结果如图 2 所示; 姿态角度误差能够反映整星的指向精度, 对比仿真结果如图 3 所示; 利用姿态角速度误差结果能够定量得到整星的稳定度, 对比仿真结果如图 4 所示; 控制力矩的输出结果能反映控制精度, 对比仿真结果如图 5 所示。



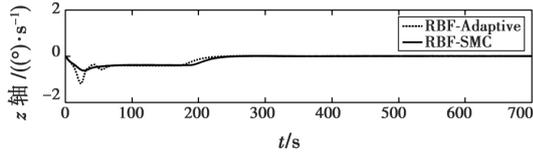


图 2 姿态角速度

Fig. 2 Attitude angular velocity

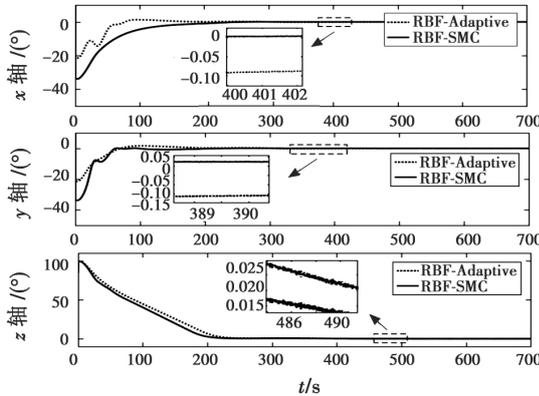


图 3 姿态角度误差

Fig. 3 Attitude angle error

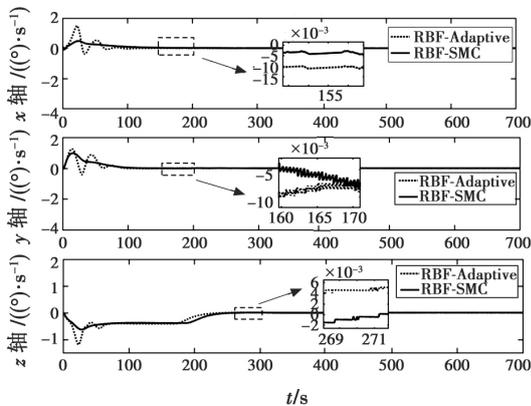


图 4 姿态角速度误差

Fig. 4 Attitude angular velocity error

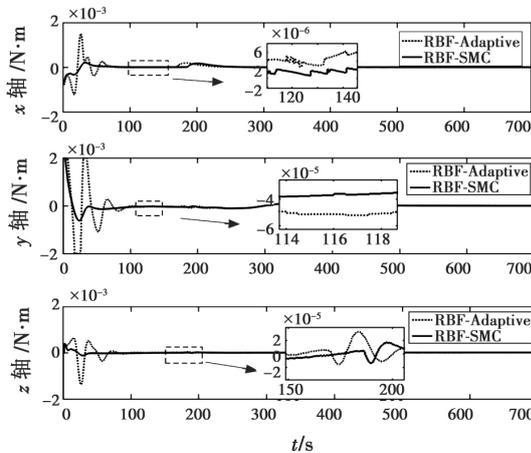


图 5 输出控制力矩

Fig. 5 Output control torque

根据图 2 和图 4 可以明显看出,对比的两种方法

均可实现姿态角速度的跟踪控制。但是通过对两种方法的比较,本文的 RBF 摩擦补偿滑模控制算法在前 100 s 角速度变化平稳,在 100 s 后的姿态角速度误差曲线的误差值很小,姿态角速度的误差反映的卫星整星的稳定性很好。而传统的 RBF 网络逼近的自适应控制算法在前 100 s 抖动较大,并且 100 s 后稳定的误差曲线也反映出稳定性低于本文所提方法。从图 3 中可以看出,在趋于稳定后,本文算法相比传统 RBF 网络逼近自适应控制算法的姿态角度误差小,反映出的是本文算法指向精度的优越。图 5 输出控制力矩曲线的对比可以反映本文算法控制精度的优势。

4 结论

针对挠性卫星的跟踪控制系统,本文提了 RBF 网络摩擦补偿滑模控制算法,并且在其中引入二阶扩张观测器,并对本文算法的收敛性进行理论证明。进一步设计凝视成像模式下的跟踪控制对比仿真实验证明该方法,结果表明该方法的收敛效果较好。为了进一步证明该方法的工程应用价值,后续会将该方法应用于实际的敏捷遥感卫星,通过在轨测试将该方法闭环验证。

参考文献

- [1] 周军. 航天器控制原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2001.
- [2] 钟晨星. 挠性航天器姿态机动的鲁棒控制研究 [D]. 南京: 南京理工大学, 2016.
- [3] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真 [M]. 北京: 清华大学出版社, 2005.
- [4] 王长旭, 孟中, 韩松伟, 等. 基于卡尔曼滤波滑模控制的伺服系统设计仿真 [J]. 光电工程, 2010, 37(2): 22-26.
- [5] 赵旒旒. 灵长类仿生机器人运动控制研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2006.
- [6] XU J X, LEE T H, PAN Y J. On the sliding mode control for DC servo mechanisms in the presence of unmodeled dynamics [J]. Mechatronics, 2003, 13(7): 755-770.
- [7] SESHAGIRI S, KHALIL H K. On introducing integral action in sliding mode control [C]//Proceedings of the 41th IEEE Conference on Decision and Control, 2002: 1473-1478.
- [8] KANG B P, JU J L. Sliding mode controller with filtered signal for robot manipulators using virtual plant/controller [J]. Mechatronics, 1997, 7(3): 277-286.
- [9] YANADA H, OHNISHI H. Frequency-shaped sliding mode control of an electrohydraulic servomotor [J]. Journal of Systems and Control and Dynamics, 1999, 213(1): 441-448.

- [10] MORIOKA H, WADA K, SABANOVIC A, et al. Neural network based chattering free sliding mode control [C]//Proceedings of the 34th SICE Annual Conference, 1995: 1303-1308.
- [11] ERTUGRUL M, KAYNAK O. Neural sliding mode control of robotic manipulators [J]. *Mechatronics*, 2000, 10 (1): 239-263.
- [12] HUANG S J, HUANG K S, CHIOU K C. Development and application of a novel radial basis function sliding mode controller [J]. *Mechatronics*, 2003, 13 (4): 313-329.
- [13] PARMA G G, MENEZES B R, BRAGA A P, et al. Sliding mode neural network control of an induction motor drive [J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2003, 17 (6): 501-508.
- [14] LU K, XIA Y, ZHU Z, et al. Sliding mode attitude tracking of rigid spacecraft with disturbances [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2012, 349 (2): 413-440.
- [15] MA Z, WU Y J, DONG X M. RBF adaptive sliding control for five-axis flexible satellite [C]//Proceedings of Chinese Control Conference, 2015: 4245-4250.
- [16] ZHU Z, XIA Y, FU M. Adaptive sliding mode control for attitude stabilization with actuator saturation [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2011, 58 (10): 4898-4907.
- [17] 华冰, 陈林, 吴云华. 微小卫星联合执行机构的递阶饱和姿态控制方法 [J]. *中国惯性技术学报*, 2017, 25 (6): 821-827.
- [18] 张洪华, 王芳, 胡锦昌, 等. 欠驱动挠性航天器的全姿态控制 [J]. *宇航学报*, 2015, 36 (4): 419-429.
- [19] 叶东, 屠园园, 孙兆伟. 面向非沿迹成像的姿态跟踪扩展观测器滑模控制 [J]. *宇航学报*, 2016, 37 (6): 720-728.
- [20] 李洪银. 下一代重力卫星新型无拖曳与姿态控制系统研究 [D]. 武汉: 华中科技大学, 2017.
- [21] 张德成, 马克茂. 飞行仿真转台系统摩擦补偿方法研究 [C]//第二十九届中国控制会议论文集, 2010: 6-11.
- [22] DING B Y, DING C M. Recurrence and lasalle invariance principle [J]. *System & Control Letters*, 2016, 93: 64-68.

(上接第 9 页)

- [6] 李智广, 付枫, 孙鑫, 等. 基于联盟博弈的 Filter 特征选择算法 [J]. *计算机工程*, 2013, 39 (4): 230-233.
- [7] 孙鑫. 机器学习中特征选问题研究 [D]. 长春: 吉林大学, 2013.
- [8] 刘峥, 李龙, 谢荣. 基于混合模型的雷达非合作目标的识别方法: CN104865562A [P]. 2015-08-26.
- [9] PONG K H, LAM K M. Multi-resolution feature fusion for face recognition [J]. *Pattern Recognition*, 2014, 47 (2): 556-567.
- [10] PENG H C, LONG F H, DING C. Feature selection based on mutual information: criteria of max-dependency, max-relevance and min-redundancy [J]. *IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence*, 2005, 27 (8): 1226-1238.
- [11] 李龙, 刘峥. 基于核主分量相关判别分析特征提取方法的目标 HRRP 识别 [J]. *电子与信息学报*, 2018, 40 (1): 173-180.

(上接第 21 页)

- [8] 薛贞, 张贞凯. 基于目标优先级的跟踪波束调度方法研究 [J]. *现代雷达*, 2018, 40 (2): 7-11.
- [9] 喻晨龙, 李凡, 谭贤四, 等. 基于 TAS 模式的多目标跟踪波束调度策略 [J]. *系统工程与电子技术*, 2017, 39 (7): 1445-1450.
- [10] JIANG Z Q, HUYNH D Q. Multiple pedestrian tracking from monocular videos in an interacting multiple model framework [J]. *IEEE Transactions on Image Processing*, 2018, 27 (3): 1361-1375.
- [11] 彭彬彬, 关欣. 基于空间分布信息的雷达与 ESM 航迹灰色关联算法 [J]. *电光与控制*, 2017, 24 (6): 34-38.