

基于滑模控制的卫星姿态控制算法研究

王 飞

(西安航空学院 飞行器学院, 西安 710077)

摘要: 针对卫星姿态控制系统存在外部扰动和执行器故障的情况下, 提出一套基于非线性观测器技术和滑模控制理论的姿态控制算法; 首先, 建立含有外部扰动和执行器故障的刚体卫星姿态控制系统运动学方程和动力学方程; 然后, 通过非线性干扰观测器估计系统中的未知故障, 进而利用故障信息基于滑模控制策略设计姿态控制器; 通过 Lyapunov 函数证明闭环姿态控制系统的稳定性; 最后通过数值仿真验证该容错控制方案的鲁棒性和可行性。

关键词: 滑模控制; 非线性观测器; 执行器故障; 姿态控制

Research on Attitude Control Design for Rigid Satellite Based on Sliding Mode control method

Wang Fei

(School of Aircraft Engineering, Xi'an Aeronautical University, Xi'an 710077, China)

Abstract: In this paper, a kind of control algorithm is proposed for the rigid satellite attitude systems with external disturbance and actuator faults by using sliding mode control scheme and nonlinear observer technique. Firstly, the satellite attitude systems' kinematic equations and dynamic equations with external disturbance and actuator faults are given. Then, a nonlinear observer is given to obtain the estimate value of actuator faults. Based the fault estimate information, a fault-tolerant controller is designed in the framework of sliding mode control. Meanwhile, the Lyapunov theory is used to analyze the stability of the closed-loop attitude systems. Finally, simulation results are given to illustrate the robustness and effectiveness of the developed fault-tolerant control scheme.

Keywords: sliding mode control; nonlinear observer; actuator faults; attitude control

0 引言

众所周知, 卫星的姿态控制系统对于卫星在轨运行的整体性能有着非常重要的影响。由于卫星的结构比较复杂, 各种故障和不确定性因素会影响着卫星的工作性能, 使得卫星系统极易偏离预定轨道甚至发生毁灭性损失。因此, 提高卫星姿态控制系统的可靠性和自主修复能力是目前亟待解决工程问题^[1-2]。

近年来关于航天器姿态控制系统稳定控制、抗扰动控制以及容错控制的研究受到了国内外学者的广泛关注。文献 [3] 针对控制受限的柔性卫星姿态控制系统, 基于压电原件的振动控制技术和滑模变结构控制相结合设计输出反馈姿态控制器, 有效地抑制了挠性附件的振动。文献 [4] 针对角速度量不可测的刚体卫星姿态系统, 通过有限时间观测器对系统中的未知角速率信息进行估计, 进而设计输出反馈控制器。文献 [5] 提出一类基于反步法和自适应滑模控制器设计方案, 使得闭环姿态系统能够快速的跟踪期望指令, 并且有效的避免了因安装偏差带来的不确定性。文献 [6] 提出一种新颖的自适应滑模控制器的设计方法, 有效的抑制系统的稳态误差, 使得系统具有全局鲁棒性。文献 [7] 针对卫星姿态控制系统的跟踪问题和扰动抑制问题, 结合鲁棒控制、自适应控制以及鲁棒输出调

节理论设计控制器。文献 [8] 基于有限时间控制引理设计刚体卫星姿态控制系统状态反馈控制律, 使得闭环控制系统的姿态角状态量和姿态角速率状态量都能在有限的时间内收敛到平衡点附近。文献 [9] 针对卫星姿态系统存在的执行器和传感器故障问题, 通过设计故障估计观测器对系统中的未知故障进行估计。文中利用了线性控制的方法具有一定的局限性, 并且没有进一步研究故障容错控制。文献 [10] 基于双环控制的思想研究了卫星姿态控制精度和收敛速度。我们注意到, 有关卫星姿态控制系统存在外部扰动和执行器故障的容错控制器的研究还不够完善, 仍然具有挑战性。

本文针对刚体卫星姿态控制系统发生执行器加性故障的情况下, 提出一种基于非线性观测器和滑模控制技术的容错控制方案。该方案的主要贡献如下:

- 1) 利用非线性观测器对系统中的未知故障进行估计, 进而利用故障信息基于滑模控制理论进行容错控制器设计。
- 2) 利用 Lyapunov 函数分析了刚体卫星姿态控制系统的稳定性, 并且通过选取合适的参数使得闭环控制系统渐近稳定。

1 卫星姿态系统的数学模型

考虑基于欧拉角描述的刚体卫星姿态控制系统, 系统的非线性动力学方程如下:

$$\dot{\omega} + \omega^\times J\omega = 3\omega_0^2 \zeta^\times J\zeta + u \quad (1)$$

式中, $\omega = [\omega_x, \omega_y, \omega_z]^T \in \mathbf{R}^3$ 为刚体卫星本体参考坐标系相对于惯性坐标系下的姿态角速度向量; $J = \text{diag}\{J_1, J_2, J_3\} \in \mathbf{R}^3$

收稿日期: 2017-08-28; 修回日期: 2017-10-18。

作者简介: 王 飞 (1987-), 男, 陕西韩城人, 硕士, 助教, 主要从事飞行器设计、航天器惯性导航方向的研究。

表示刚体卫星的惯性矩阵, $\omega_0 \in \mathbf{R}^1$ 是一个常值, 表示轨道转动速度, $u = [u_1, u_2, u_3]^T \in \mathbf{R}^3$ 为系统的控制力矩; 非线性项 ζ 的具体表达式如下:

$$\zeta = [-\sin\theta, \sin\varphi\cos\theta, \cos\varphi\cos\theta]$$

对任意的向量 $A \in \mathbf{R}^3$, 符号 A^\times 表示对 A 的中心反对称操作:

$$A^\times = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}$$

刚体卫星的姿态运动学方程应用欧拉法可以表示为:

$$\begin{bmatrix} \dot{\varphi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \frac{1}{\cos\theta} \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\varphi\sin\theta & \cos\varphi\sin\theta \\ 0 & \cos\varphi\cos\theta & -\sin\varphi\cos\theta \\ 0 & \sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} + \frac{\omega_0}{\cos\theta} \begin{bmatrix} \sin\psi \\ \cos\theta\cos\psi \\ \sin\theta\sin\psi \end{bmatrix} \quad (2)$$

其中: φ, θ, ψ 分别表示为刚体卫星相对于圆形轨道坐标系的偏航角、俯仰角和滚转角; $\bar{\varphi}, \bar{\theta}, \bar{\psi}$ 为刚体卫星相对于轨道坐标系下的 3 个角速率矢量。

考虑到刚体卫星的三轴姿态角、角速率表现为小角度, 卫星坐标系在运动空间中的转速为 $(0, -\omega_0, 0)$, 含有外部扰动的刚体卫星的姿态数学模型可以描述为:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\sigma}} = \omega + F\sigma \\ \dot{\bar{\omega}} = J^{-1}F_\omega + J^{-1}u + J^{-1}d(t) \\ y = \sigma \end{cases} \quad (3)$$

其中: $\sigma = [\varphi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbf{R}^3$, $\bar{\omega} = [\bar{\omega}_x \ \bar{\omega}_y \ \bar{\omega}_z]^T$; y 为系统的输出量; $d(t) \in \mathbf{R}^3$ 为系统的外部扰动量; $F_\omega = -\omega^\times J\omega +$

$$3\omega_0^2 \zeta^\times J \zeta; F = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \omega_0 \\ 0 & 0 & 0 \\ -\omega_0 & 0 & 0 \end{bmatrix}.$$

卫星姿态控制系统的控制力矩 u 一般是由反作用飞轮产生的, 这里考虑 3 个反作用飞轮正交安装的情况, 具体表达式为: $u = D\tau$ 。其中, $D = I_3$ 为控制分配矩阵, $\tau = [\tau_1 \ \tau_2 \ \tau_3]^T$ 为需要设计的 3 个飞轮的输入控制量。

卫星的反作用飞轮存在停转、摩擦力矩增大、卡死等故障, 为了简化容错控制器的设计方案, 本文仅考虑执行器发生加性故障。根据系统数学模型 (3) 以及控制力矩表达式, 含有执行器故障的刚体卫星姿态控制系统可以表示为:

$$\begin{cases} \dot{\bar{\sigma}} = \omega + F\sigma \\ \dot{\bar{\omega}} = J^{-1}F_\omega + J^{-1}(\tau + f) + J^{-1}d(t) \\ y = \sigma \end{cases} \quad (4)$$

其中: $f = B(t - T_f)f_a$ 表示执行器故障信号, 函数 $B(t - T_f)$ 的具体表达式如下:

$$B(t - T_f) = \begin{cases} 0, & t < T_f \\ 1, & t \geq T_f \end{cases}$$

其中, T_f 为故障发生的时刻。

本文的控制目标是: 针对刚体卫星姿态控制系统同时存在外部扰动量和执行器故障的情况下, 通过设计容错控制律使得系统能够渐进跟踪所设定的期望姿态角指令。基于观测器技术和滑模控制理论的刚体卫星姿态控制系统结构如图 1 所示。

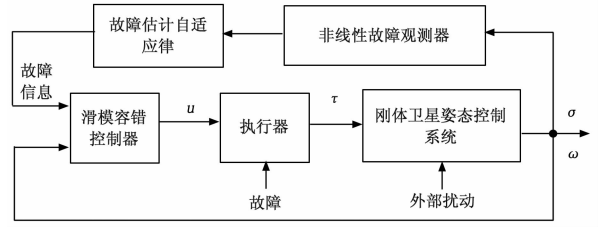


图 1 刚体卫星姿态控制系统结构图

假设 1: 本文考虑的外部扰动量 $d(t)$ 是未知连续有界的, 并且存在一个正常数 d_m 使得 $\|d\| \leq d_m$ 。

2 非线性观测器设计

基于观测器的设计方法, 在本节通过设计一个非线性观测器来估计姿态控制系统中故障值的大小。非线性观测器设计如下:

$$\dot{\tilde{\omega}} = -\chi \tilde{\omega} + J^{-1}\hat{F}_\omega + J^{-1}(\tau + \tilde{f}) + d_m\rho \quad (5)$$

其中: $\tilde{\omega}$ 为 ω 的估计值, $\tilde{\omega} = \hat{\omega} - \omega$ 为观测器的误差量; $\chi = \text{diag}\{\chi_1, \chi_2, \chi_3\} > 0$ 是一个正的观测器增益对角矩阵; $\rho = [1, 1, 1]^T$; \hat{F}_ω 是关于 ω 的 F_ω 的估计函数, 假设满足 Lipschitz 条件, 即存在一个正的常数 δ 使得, $\|F_\omega - \hat{F}_\omega\| \leq \delta\|\omega - \hat{\omega}\|$ 。 \tilde{f} 为执行器故障值 f 的估计值, 自适应律如下:

$$\dot{\tilde{f}} = -\frac{1}{\rho}J^{-T}\tilde{\omega} \quad (6)$$

其中: ρ 是一个正常数。这里定义观测器误差 $\tilde{f} = \hat{f} - f$, $k = d_m\rho - d$ 。通过前面使用的非线性观测器 (5) 和故障估计自适应律 (6), 可以得到观测器的动态误差方程:

$$\dot{\tilde{\omega}} = -\chi\tilde{\omega} + J^{-1}(F_\omega - \hat{F}_\omega) + J^{-1}\tilde{f} - k \quad (7)$$

基于以上分析, 可以得到如下定理。

定理 1: 针对含有外部扰动量和执行器故障的刚体卫星姿态控制系统 (4), 设计自适应非线性故障估计观测器 (5) 和故障估计自适应律 (6) 可以使得观测器全局渐近稳定。同时, 通过选取合适大小的参数增益 $\chi_i (i = 1, 2, 3)$ 和 ρ 可以使观测器能够快速估计执行器的故障值。

证: 选取如下 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \frac{1}{2}\tilde{\omega}^T\tilde{\omega} + \frac{\rho}{2}\tilde{f}^T\tilde{f} \quad (8)$$

对 V_1 求时间的一阶导数得:

$$\dot{V}_1 = \tilde{\omega}^T\dot{\tilde{\omega}} + \rho \tilde{f}^T\dot{\tilde{f}} = \tilde{\omega}^T(-\chi \tilde{\omega} + J^{-1}(F_\omega - \hat{F}_\omega) + J^{-1}\tilde{f} - k) + \rho\tilde{f}^T\tilde{f} \quad (9)$$

将故障估计自适应律 (6) 代入上式可得:

$$\dot{V}_1 = -\tilde{\omega}^T\chi \tilde{\omega} + \tilde{\omega}^TJ^{-1}(F_\omega - \hat{F}_\omega) - \tilde{\omega}^Tk \quad (10)$$

考虑假设 1 和 \hat{F}_ω 的性质, 通过选取合适大小的正矩阵 χ , 可得:

$$\dot{V}_1 \leq -(\|\chi\| - \delta\|J^{-1}\|)\|\tilde{\omega}\|^2 - \|\tilde{\omega}\| \cdot \|k\| \leq 0 \quad (11)$$

显然, 非线性观测器是稳定的, 同时观测器能够准确估计执行器故障值。证毕。

3 滑模容错控制器设计

针对含有外部扰动和执行器故障的非线性控制系统, 本节使用滑模控制技术设计容错控制器, 以保证闭环控制系统输出轨迹能够在有限的时间内回到起始点。根据终端滑模控制的基

本概念，首先设计如下滑模面：

$$s = \sigma + \beta\omega \quad (12)$$

其中： $s = (s_1, s_2, s_3)^T$ 是设计的滑模变量， $\beta = \text{diag}\{\beta_1, \beta_2, \beta_3\}$ 是一个正定矩阵，对滑模面 s 沿着系统轨迹进行时间求导：

$$\dot{s} = \omega + F\sigma + \beta J^{-1}[F_\omega + (\tau + f) + d] \quad (13)$$

设计如下趋近律，使滑模面在有限时间收敛到 0

$$\dot{s} = -\epsilon \text{sgn}(s) - gs \quad (14)$$

其中： ϵ 和 g 是两个正标量。

由公式 (13) 和公式 (14) 可得姿态系统容错控制器 τ ：

$$\tau = \beta^{-1} J(-\epsilon \text{sgn}(s) - gs - \omega - F\sigma) - F_\omega - \dot{f} - d_m \rho \quad (15)$$

其中： $\rho = [1, 1, 1]^T$ 。基于以上分析，可以得出本文的主要结论：

定理 2：针对含有外部扰动和执行器故障的刚体卫星姿态控制系统 (4)，在满足假设条件的要求下，利用非线性观测器 (5) 对系统中的执行器故障值进行故障，进而设计滑模容错控制器 (15) 保证闭环姿态控制系统全局渐近稳定。

证：为了证明闭环控制系统的稳定性，选取如下 Lyapunov 函数：

$$V = \frac{1}{2} s^T J s \quad (16)$$

对公式 (16) 求导，可得：

$$\dot{V} = s^T J \dot{s} = s^T J (\dot{\sigma} + \dot{\beta}\omega) = s^T J (\omega + F\sigma) + s^T \beta (F_\omega + \tau + f + d) \quad (17)$$

将容错控制器 (15) 代入上式中，有：

$$\dot{V} = s^T J (-\epsilon \text{sgn}(s) - gs + f - \dot{f}) \quad (18)$$

由观测器 (5) 可知，通过选取合适的增益参数，观测器的故障估计值能够在有限的时间渐近收敛到故障的真实值，即 $\lim_{t \rightarrow \infty} (\hat{f} - f) = 0$ 。同时，由于刚体卫星的惯性矩阵正定，参数 ϵ, g 均为正常数，可得：

$$\dot{V} \leq -\epsilon s^T J \text{sgn}(s) - g \|s\|^2 \leq 0 \quad (19)$$

由 Lyapunov 稳定性定理可知，当 $s \rightarrow 0$ 时，姿态系统的状态量会到达滑模面，并且在滑模面上滑动，闭环控制系统实现全局渐近稳定。证毕。

为了消除滑模面的抖振现象，趋近律 (14) 中切换函数可以使用连续的饱和函数代替：

$$\dot{s} = -\epsilon \text{sat}\left(\frac{s}{\zeta}\right) - gs$$

其中： $\text{sat}\left(\frac{s}{\zeta}\right) = (\text{sat}\left(\frac{s_1}{\zeta_1}\right), \text{sat}\left(\frac{s_2}{\zeta_2}\right))^T$,

$$\text{sat}\left(\frac{s_i}{\zeta_i}\right) = \begin{cases} 1, & \text{if } s_i > \epsilon_i \\ \frac{s_i}{\epsilon_i}, & \text{if } |s_i| \leq \epsilon_i, \quad i = 1, 2, 3. \\ -1, & \text{if } s_i < -\epsilon_i \end{cases}$$

4 仿真验证

为了验证本文所提出的姿态控制算法的有效性，利用 Matlab/simulink 软件进行数值仿真验证。刚体卫星的初始姿态角为： $\varphi(0) = 0.3 \text{deg}$, $\theta(0) = 0.2 \text{deg}$, $\psi(0) = -0.3 \text{deg}$ ，初始姿态角速率选为： $\omega(0) = [0.05, 0.06, -0.04]^T$ ，刚体卫星的惯性矩阵为：

$$J = \begin{bmatrix} 326 & 8.9 & 12.3 \\ 8.9 & 340 & 13.5 \\ 12.3 & 13.5 & 372 \end{bmatrix} \text{kg} \cdot \text{m}^2$$

系统中的外部扰动量选取为：

$$d(t) = \begin{bmatrix} 3\sin\frac{\pi t}{100} + \cos\frac{3\pi t}{75} \\ 2\sin\frac{3\pi t}{75} + \cos\frac{\pi t}{100} \\ 2\sin\frac{3\pi t}{100} + 3\cos\frac{\pi t}{100} \end{bmatrix} \times 10^3 + \begin{bmatrix} -0.001 \\ 0.001 \\ 0.001 \end{bmatrix} \text{N} \cdot \text{m}$$

观测器增益矩阵 $\chi = \text{diag}\{3, 3, 3\}$ 。在滑模容错控制器设计中，矩阵 $\beta = 0.5I_3$, $\epsilon = 0.3$, $g = 0.5$ 。为了验证非线性观测器故障估计的效果，分别在 3 个通道设置不同的故障信号。具体的故障值设置如下：

$$f = \begin{cases} [0 \ 0 \ 0]^T & t < 5s \\ [1 \ 2\sin(t) \ 0]^T & t \geq 5s \end{cases}$$

根据以上参数选取，可以得到仿真结果图 2~图 6。由图 2 和图 3 可知，应用本文所提出的故障容错控制器可以实现对刚体卫星姿态系统的稳定控制，闭环系统状态在 35 秒附近收敛到原点附近。

图 4 反映出本文所设计的非线性故障估计观测器能够很好的估计系统中的故障。第一个通道即第一个反作用飞轮设置为常值故障，在第 5 秒发生故障。第二个通道故障设置为时变的正弦信号，同样在第 5 秒发生。第 3 个通道为健康状态，即故障值为 0。从观测器的估计结果可以看出，本文所设计的故障估计观测器可以在很短的时间内估计系统中的故障，并且对常值故障和时变故障都有很好的估计效果。

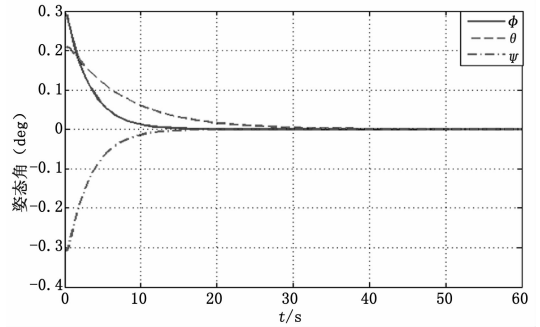


图 2 刚体卫星姿态角 σ

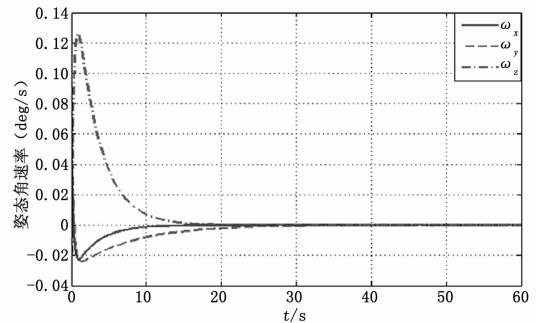


图 3 刚体卫星角速率 ω

由图 5 和图 6 可知，闭环控制系统的控制输入量 τ 和设计的滑模面状态量 s 都能在 35 秒内收敛到 0。综上所述，本文所

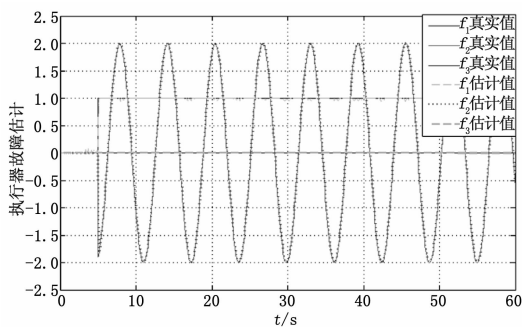


图 4 执行器故障值与估计值

设计的滑膜容错控制方案实现了对含有外部扰动和执行器故障的刚体卫星的姿态稳定控制,验证该容错控制方案的有效性和可行性。

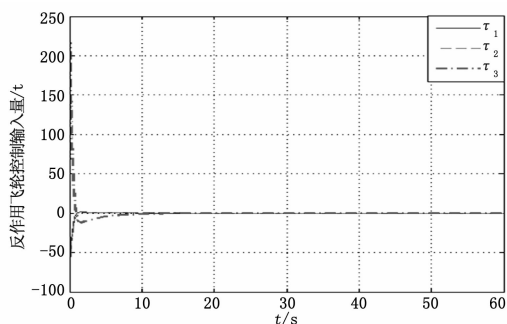


图 5 执行器控制输入量 τ

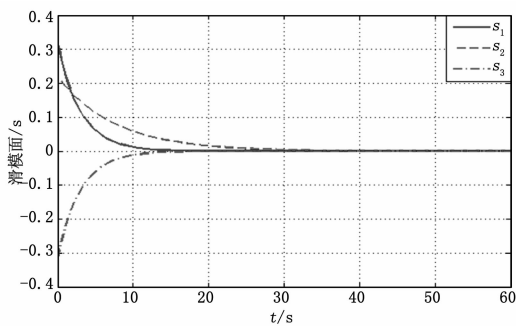


图 6 滑模面 s

5 结论

本文针对含有外部扰动和执行器故障的刚体卫星姿态控制

(上接第 68 页)

定目标。在实际测试运行中,该系统工作稳定,性能良好。对提高部队试验训练水平和战斗力发挥了重要作用。

参考文献:

[1] 杜江,李森,王天辉. 基于测试诊断一体化技术的雷达导引头技术支援系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2014, 22 (3): 775-777.

[2] 王德周,李耀民. 基于 GPS 技术辅助雷达导引系统设计 [J]. 计算机测量与控制, 2013, 21 (1): 139-141.

[3] 杜江,陈涛,郑建辉. 导弹发射控制系统测控信号适配方法研究与应用 [J]. 计算机测量与控制, 2010, 18 (1): 104-106.

[4] 王刚,丁军辉,梁明. 靶弹安控系统的舵机故障诊断程序设计

系统,设计一种新颖的基于观测器的滑模容错控制方法。对于系统中的故障,通过引入非线性观测器技术对系统中的故障进行估计,得到故障的自适应律。进一步使用观测器的故障估计信息设计滑模容错控制器。按照这种方法设计的姿态控制算法,可以保证闭环控制系统全局渐近稳定。最后通过仿真验证说明该方案的有效性和可行性。本文仅考虑执行器发生加性故障的情形,在未来的工作研究中可以进一步考虑其他的故障类型,如执行器乘性故障,卡死故障等。

参考文献:

[1] Li B, Hu Q, Qi J. Null - space - based optimal control reallocation for spacecraft stabilization under input saturation [J]. International Journal of Adaptive Control & Signal Processing, 2015, 29 (6): 705-724.

[2] Byrnes C I, Isidori A. On the attitude stabilization of rigid spacecraft [J]. Automatica, 1991, 27 (1): 87-95.

[3] 胡庆雷,马广富,姜野,等. 三轴稳定挠性卫星姿态机动时变滑模变结构和主动振动控制 [J]. 控制理论与应用, 2009, 26 (2): 122-126.

[4] Zhang J, Hu Q, Wang D. Bounded finite - time attitude tracking control for rigid spacecraft via output feedback [J]. Aerospace Science & Technology, 2017, 64: 75-84.

[5] 李波,胡庆雷,石忠,等. 考虑执行器安装偏差时航天器姿态稳定的控制分配 [J]. 宇航学报, 2013, 34 (1): 25-31.

[6] 郝勇,闫鑫,苏中华. 基于滑模观测器的偏置动量卫星姿态跟踪控制 [J]. 系统工程与电子技术, 2012, 34 (11): 2323-2328.

[7] Chen Z, Huang J. Attitude Tracking and Disturbance Rejection of Rigid Spacecraft by Adaptive Control [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2009, 54 (3): 600-605.

[8] 李贵明,刘良栋. 刚体卫星姿态的有限时间控制 [J]. 空间控制技术与应用, 2011, 37 (3): 1-8.

[9] 张科,韩治国,杨天社,等. 微小卫星姿态控制系统鲁棒自适应故障估计 [J]. 西北工业大学学报, 2016, 34 (5): 798-804.

[10] 吴云洁,李琛,马征,等. 基于自抗扰滑模的三轴挠性卫星姿态控制 [J]. 系统仿真学报, 2015, 27 (8): 1831-1837.

[11] 李泰博,孟云鹤. 卫星姿态控制性能优化仿真研究 [J]. 计算机仿真, 2016, 33 (5): 63-69.

[12] Qian M S, Jiang B, Liu H T. Dynamic surface active fault tolerant control design for the attitude control systems of UAV with actuator fault [J]. International Journal of Control Automation & Systems, 2016, 14 (3): 723-732.

[13] 李泰博,孟云鹤. 卫星姿态控制性能优化仿真研究 [J]. 战术导弹技术, 2011, (1): 105-108.

[15] 李兆展,林艳红,李若仲. 制导雷达组网多站数据的时间对准问题研究 [J]. 战术导弹技术, 2010, (1): 92-94.

[6] 吴巍,王国宏,李世忠. 雷达间歇辅助下雷达红外协同跟踪技术 [J]. 火力与指挥控制, 2012, 1 (1): 155-158.

[7] 徐志跃. 基于虚拟仪器的某型导弹测试系统设计 [J]. 计算机工程与应用, 2007, 43 (16): 225-227.

[8] 王兴国,周丽杰. 新型微波天线快速对准仪的研制 [J]. 机械设计与制造, 2013, (7): 30-34.

[9] 吴文升,何军,刘祚等. 机载激光雷达系统高精度点云生成研究 [J]. 计算机测量与控制, 2012, 20 (4): 1088-1090.

[10] 田宇. 某型导弹发控信号检测系统的设计与实现 [J]. 计算机测量与控制, 2013, 21 (2): 406-408.