

文章编号: 1001-0920(2011)06-0801-05

航天器执行机构部分失效故障的鲁棒容错控制

肖冰, 胡庆雷, 马广富

(哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 哈尔滨 150001)

摘要: 针对航天器在轨运行时受到外部干扰以及存在执行机构部分失效故障的问题, 提出一种基于自适应滑模控制的鲁棒容错控制方法. 该方法利用自适应算法估计执行机构故障的最小值, 并通过设计滑模变结构控制器来实现对故障的容错控制以及对干扰的抑制控制, 无需精确获得执行机构故障值, 从而使得设计的控制器对于故障具有一定的鲁棒性. 仿真结果表明了该方法对于姿态调节过程中执行机构部分失效故障具有较强的容错能力.

关键词: 航天器; 部分失效故障; 容错控制; 滑模控制

中图分类号: V448.22

文献标识码: A

Robust fault tolerant attitude control for spacecraft under partial loss of actuator effectiveness

XIAO Bing, HU Qing-lei, MA Guang-fu

(Department of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China.
Correspondent: HU Qing-lei, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn)

Abstract: A method of robust fault tolerant attitude control, based on adaptive sliding mode control is proposed for an on-orbiting spacecraft in the presence of partial loss of actuator effectiveness and external disturbance. In this approach, adaptive technique is employed to estimate the minimum value of actuator fault, and a sliding mode attitude controller is then designed to achieve fault tolerant control and external disturbance rejection. For the designers, the real minimum value of the fault is not required to be known in advance exactly, and the great robustness to fault is guaranteed. The simulation results of an application to spacecraft attitude adjustment maneuver show that great fault tolerant capability can be achieved even under partial loss of actuator effectiveness.

Key words: spacecraft; partial loss of actuator effectiveness; fault tolerant; sliding mode control

1 引言

为了完成高精度、高稳定度的航天任务, 现代航天器对控制系统可靠性和安全性等提出了很高的要求, 而系统的可靠性在很大程度上取决于航天器执行机构和传感器的运行工况. 轨航天器长时间工作在真空、失重、高低温和强辐射的恶劣环境下, 以及长时间工作导致的系统部件老化等因素将导致航天器执行机构或传感器产生故障, 从而影响航天器姿态控制的精度甚至整个控制系统的稳定性、可靠性. 因此, 实现对这些故障的容错控制便显得尤为重要.

目前, 容错控制方法一般分为被动容错控制和主动容错控制^[1-2], 且在航天器姿态控制方面有一定的研究结果^[3-4]. 文献[5]应用时间滞后法设计了一种

被动容错控制器, 实现在4个飞轮故障情况下的姿态跟踪控制, 但所设计的控制器必须获得执行机构的故障信息. [6]在航天器推力器失效的情况下, 采用滑模控制方法实现了姿态的跟踪控制. 虽然该方法不需要获得精确的故障信息且考虑了外干扰力矩问题, 但必须知道故障的最小值, 从而使得所设计的控制器具有一定的局限性. 为此, [7]应用两级卡尔曼滤波算法实现对星敏感器和动量轮故障的估计, 然后重构控制器, 从而实现对所检测出的故障的补偿, 以达到主动容错的目的. [8-9]也通过设计主动容错控制器来实现在执行机构或者传感器故障情况下的航天器姿态控制. 由于被动容错控制法只对特定的故障有效, 而主动容错法需要通过设计故障检测与诊断(FDD)来

收稿日期: 2010-04-16; 修回日期: 2010-06-06.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61004072); 高等学校博士学科点专项科研项目(20070213061); 黑龙江省留学回国人员科学基金项目(LC08C01); 哈尔滨市科技创新人才研究专项基金项目(2010RFLXG001).

作者简介: 肖冰(1986—), 男, 博士生, 从事航天器姿态容错控制的研究; 胡庆雷(1979—), 男, 副教授, 博士生导师, 从事航天器容错控制、鲁棒控制等研究.

实时、在线地检测故障,无疑加大了星载计算机的负担,同时 FDD 还存在故障误检等问题.目前控制界提出了一种鲁棒容错方法,如 [10] 针对执行机构和传感器故障问题,基于 LMI 方法提出了一种对于执行机构和传感器失效具有完整性,且满足给定控制指标的输出反馈 H_∞ 鲁棒容错控制设计方法,但该方法只适用于线性系统.针对非线性的挠性航天器姿态跟踪问题, [11] 在飞轮故障的情况下,提出了一种滑模容错控制法,该方法需要用到故障的最小值,而在实际的飞行过程中,故障的最小值是很难精确获得的.

本文在上述研究结果的基础上,针对受外干扰力矩作用和含有执行机构部分失效故障的航天器姿态控制问题,提出了一种基于自适应滑模控制的鲁棒容错控制方法.该方法能够有效地处理故障值为常值、时变甚至随机的执行机构失效故障.另一方面,该方法采用自适应方法来估计故障的最小值,避免了精确获得故障最小值的问题;同时使用 Lyapunov 法分析了滑动模式的存在性及系统的全局渐近稳定性.最后,将该控制方法应用于航天器的姿态调节容错控制.仿真结果表明该方法在航天器受到外部干扰的情况下,能够实现对执行机构部分失效故障的容错控制,具有一定的鲁棒性.

2 航天器数学模型

本文采用姿态四元数法来描述航天器姿态,其姿态动力学方程和动学方程分别为^[12]

$$J\dot{\omega} + \omega^\times J\omega = u + d, \quad (1)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{2}F(Q)\omega, \quad (2)$$

$$\dot{q}_0 = -\frac{1}{2}q^T\omega. \quad (3)$$

其中: $Q = (q_0, q^T)^T$ 表示本体坐标系和惯性坐标系间的姿态四元数,且满足

$$F(Q) = q^\times + q_0 E_3, \quad q_0^2 + q^T q = 1, \quad (4)$$

E_3 为 3 阶单位矩阵; J 为航天器的转动惯量矩阵; $\omega = [\omega_1 \ \omega_2 \ \omega_3]^T$ 为星体相对于惯性系的角速度在本体系中的投影;对于 $\forall \zeta = [\zeta_1 \ \zeta_2 \ \zeta_3]^T$, ζ^\times 定义为

$$\zeta^\times = \begin{bmatrix} 0 & -\zeta_3 & \zeta_2 \\ \zeta_3 & 0 & -\zeta_1 \\ -\zeta_2 & \zeta_1 & 0 \end{bmatrix}; \quad (5)$$

u 为航天器的控制力矩; d 为航天器受到的环境干扰力矩.

式 (1) 给出的航天器动力学模型并没有考虑执行机构失效故障的情况.现考虑执行机构部分失效故障问题,并且将失效故障建模成乘积因子的形式,则在执行机构失效故障情况下的航天器动力学方程为

$$J\dot{\omega} + \omega^\times J\omega = E(t)u + d, \quad (6)$$

其中 $E(t) = \text{diag}(e_1(t), e_2(t), e_3(t))$ 表示执行机构的失效因子, $0 < e_i(t) \leq 1$, $i = 1, 2, 3$, $e_i(t) = 1$ 表示第 i 个执行机构正常工作, $0 < e_i(t) < 1$ 表示第 i 个执行机构部分失效但仍在工作.

对于含执行机构部分失效故障的航天器动力学模型 (6), 在全局范围内作如下假设.

假设 1 转动惯量矩阵 J 是正定、对称的.

假设 2 干扰力矩 d 有界, 即

$$\|d\| \leq T_d, \quad (7)$$

其中: T_d 是未知常数; $\|\cdot\|$ 表示向量的 2 范数.

至此, 本文的控制目标可描述为: 针对含执行机构部分失效故障的航天器姿态控制系统 (2), (3) 和 (6), 在假设 1 和假设 2 的前提下, 设计控制律 u 确保闭环系统渐近稳定, 即当 $t \rightarrow \infty$ 时, 有 $q \rightarrow 0$ 和 $\omega \rightarrow 0$.

3 滑模鲁棒容错控制器设计

通过变换, 式 (6) 可以改写为

$$J\dot{\omega} + \omega^\times J\omega = u - \Delta E(t)u + d, \quad (8)$$

其中 $\Delta E(t) = \text{diag}(1 - e_1(t), 1 - e_2(t), 1 - e_3(t))$. 本文仅考虑执行机构部分失效故障问题, 即 $0 < e_i(t) \leq 1$. 设 $e_0 = \min_{i=1,2,3} e_i(t)$, 有 $\|\Delta E\| = 1 - e_0 < 1$, 这里定义 $\eta = \|\Delta E\|$. 此时, 选取滑模面为

$$s = \omega + kq, \quad (9)$$

其中 $k > 0$. 有如下引理成立.

引理 1 若选择合适的控制器 u 使得状态在选取的滑模面 (9) 上滑动^[13], 则当 $t \rightarrow \infty$ 时, 有 $q \rightarrow 0$, $q_0 \rightarrow 1$ 以及 $\omega \rightarrow 0$.

定理 1 对于存在外部干扰力矩和执行机构部分失效故障的航天器姿态控制系统 (2), (3) 和 (6), 如果假设 1 和假设 2 成立, 且故障的最小值 e_0 准确已知时, 设计如下滑模控制器:

$$u = \omega^\times J\omega - \frac{k}{2}JF(Q)\omega - \rho \frac{s}{\|s\|} - \hat{T}_d \frac{s}{\|s\|}, \quad (10)$$

$$\dot{\hat{T}}_d = c_0 \|s\|. \quad (11)$$

其中

$$\rho = \frac{\eta}{1 - \eta} \left(\left\| \omega^\times J\omega - \frac{k}{2}JF(Q)\omega \right\| + \hat{T}_d + \varepsilon_0 \right),$$

\hat{T}_d 为 T_d 的估计值, ε_0 和 c_0 为正的常数. 则闭环系统全局渐近稳定, 即当 $t \rightarrow \infty$ 时, 有 $q \rightarrow 0$, $q_0 \rightarrow 1$ 以及 $\omega \rightarrow 0$.

证明 选取 Lyapunov 函数

$$V = \frac{1}{2}s^T J s + \frac{1}{2c_0} \hat{T}_d^2, \quad (12)$$

其中 $\hat{T}_d = T_d - \hat{T}_d$. 由式 (9)~(11), 将式 (12) 两边同时对时间求导, 得到

$$\dot{V} = s^T J(\dot{\omega} + k\dot{q}) - \frac{1}{c_0} \hat{T}_d \dot{\hat{T}}_d =$$

$$\begin{aligned}
& s^T \left(-\Delta E(t)u + d - \rho \frac{s}{\|s\|} - \hat{T}_d \right) - \frac{1}{c_0} \hat{T}_d \dot{\hat{T}}_d \leq \\
& -s^T \Delta E(t)u - \rho \|s^T\| \leq \\
& \eta \|s^T\| \left(\|\omega^\times J\omega - \frac{k}{2} JF(Q)\omega\| + \hat{T}_d + \rho \right) - \rho \|s^T\| = \\
& \eta \|s^T\| \left(\|\omega^\times J\omega - \frac{k}{2} JF(Q)\omega\| + \hat{T}_d \right) - \\
& (1-\eta)\rho \|s^T\| \leq -\varepsilon_0 \eta \|s^T\| \leq 0. \quad (13)
\end{aligned}$$

由此可知, s 是一致有界的, 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} V(t) = V(\infty)$ 存在.

对不等式(13)两边积分得到

$$\varepsilon_0 \int_0^\infty \|s^T\| dt = V(0) - V(\infty). \quad (14)$$

利用 Barbalat 引理可知, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, 有 $\|s^T\| \rightarrow 0$, 即 $s \rightarrow 0$. 由此根据引理 1 可推导出

$$\lim_{t \rightarrow \infty} q(t) = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} q_0(t) = 1, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \omega(t) = 0. \quad \square$$

由定理 1 所设计的控制器 u 可知, u 必须准确获得 η 的值, 即必须获得各个执行机构故障 $e_i(t)$ 的最小值 e_0 . 而在实际的航天任务中, 此值较难准确获得, 即使能够获得也将大大降低系统的实时性. 为了解决此问题, 本文采用自适应方法来估计 η 的值, 定义 $\theta = 1/(1-\eta)$, 从而给出定理 2.

定理 2 对于存在外部干扰力矩和执行机构失效故障的航天器姿态控制系统(2), (3)和(6), 如果假设 1 和假设 2 成立, 在故障的最小值 e_0 不能准确获得的情况下, 设计滑模控制器

$$u = \omega^\times J\omega - \frac{k}{2} JF(Q)\omega - \gamma(t) \frac{s}{\|s\|} - \hat{T}_d \frac{s}{\|s\|}, \quad (15)$$

$$\gamma(t) = -\varphi + \hat{\theta}\varphi, \quad (16)$$

$$\dot{\hat{\theta}} = c_1 \varphi \|s\|, \quad (17)$$

$$\dot{\hat{T}}_d = c_0 \|s\|. \quad (18)$$

其中: $\varphi = \|\omega^\times J\omega - \frac{k}{2} JF(Q)\omega\| + \hat{T}_d + \varepsilon_0$; $\hat{\theta}$ 为 θ 的估计值; ε_0, c_0 和 c_1 为正的常数. 则闭环系统是全局渐近稳定, 即当 $t \rightarrow \infty$ 时, 有 $q \rightarrow 0, q_0 \rightarrow 1$ 以及 $\omega \rightarrow 0$.

证明 选取 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2} s^T J s + \frac{1-\eta}{2c_1} \tilde{\theta}^2 + \frac{1}{2c_0} \tilde{T}_d^2, \quad (19)$$

其中 $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$. 由式(15)~(18), 将式(19)两边同时对时间求导, 得到

$$\begin{aligned}
\dot{V}_1 &= s^T J(\dot{\omega} + k\dot{q}) - \frac{1}{c_0} \tilde{T}_d \dot{\hat{T}}_d - \frac{1-\eta}{c_1} \tilde{\theta} \dot{\hat{\theta}} \leq \\
& s^T \left(-\Delta E(t)u - \gamma(t) \frac{s}{\|s\|} \right) - \frac{1-\eta}{c_1} \tilde{\theta} \dot{\hat{\theta}} = \\
& -s^T \Delta E(t)u + (\varphi - \hat{\theta}\varphi) \|s\| - \frac{1-\eta}{c_1} \tilde{\theta} \dot{\hat{\theta}} \leq \\
& (1-\hat{\theta})\varphi \|s^T\| - \frac{1-\eta}{c_1} \tilde{\theta} \dot{\hat{\theta}} +
\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
& \eta \|s^T\| \left(\|\omega^\times J\omega - \frac{k}{2} JF(Q)\omega\| + \hat{T}_d + \gamma(t) \right) \leq \\
& (1-\hat{\theta})\varphi \|s^T\| + \eta \|s^T\| (-\varepsilon_0 + \hat{\theta}\varphi) - \frac{1-\eta}{c_1} \tilde{\theta} \dot{\hat{\theta}} \leq \\
& -\varepsilon_0 \eta \|s^T\| + [1 - (1-\eta)\hat{\theta}]\varphi \|s^T\| - \frac{1-\eta}{c_1} \tilde{\theta} \dot{\hat{\theta}} = \\
& -\varepsilon_0 \eta \|s^T\| + (1-\eta)\tilde{\theta}\varphi \|s^T\| - \frac{1-\eta}{c_1} \tilde{\theta} \dot{\hat{\theta}} = \\
& -\varepsilon_0 \eta \|s^T\| \leq 0. \quad (20)
\end{aligned}$$

由此可知, s 一致有界, 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} V(t) = V(\infty)$ 存在.

对不等式(20)两边积分得到

$$\varepsilon_0 \eta \int_0^\infty \|s^T\| dt = V(0) - V(\infty). \quad (21)$$

由于 $\eta > 0$, 利用 Barbalat 引理可知, 当 $t \rightarrow \infty$ 时, 有 $\|s^T\| \rightarrow 0$, 即 $s \rightarrow 0$. 根据引理 1 可推导出

$$\lim_{t \rightarrow \infty} q(t) = 0, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} q_0(t) = 1, \quad \lim_{t \rightarrow \infty} \omega(t) = 0. \quad \square$$

注 1 定理 2 设计的滑模控制器 u 并没有用到 η 的值, 从而使得设计的控制器(15)适合于所有执行机构部分失效故障问题的容错控制. 因为它不需要精确获得故障的最小值, 从而使得该控制器更具有工程实现意义.

注 2 为了削弱滑模控制器(15)中存在的抖振现象, 本文应用线性函数 $s/(\|s\| + \lambda)$ ^[14]来逼近控制器(15)中的非线性函数 $s/\|s\|$, 此时控制器(15)可改写为

$$u = \omega^\times J\omega - \frac{k}{2} JF(Q)\omega - (\gamma(t) + \hat{T}_d) \frac{s}{\|s\| + \lambda}, \quad (22)$$

其中 λ 为正的常数, 为了实现较好的逼近效果, λ 取值越小越好.

4 仿真结果

为了验证本文设计的容错控制器(22)的有效性, 将该控制器应用于某航天器进行仿真分析. 航天器的转动惯量为

$$J = \begin{bmatrix} 55.3 & 0.21 & 0.41 \\ 0.21 & 51.5 & -0.34 \\ 0.41 & -0.34 & 41.8 \end{bmatrix}.$$

外干扰力矩选为^[10]

$$d_1 = A_0(3 \cos(\omega_0 t) + 1),$$

$$d_2 = A_0(1.5 \sin(\omega_0 t) + 3 \cos(\omega_0 t)),$$

$$d_3 = A_0(3 \sin(\omega_0 t) + 1).$$

其中: A_0 为外干扰力矩幅值, 且 $A_0 = 1.5 \times 10^{-5} \text{ N}\cdot\text{m}$; ω_0 为航天器轨道角速度. 在仿真中, 航天器初始值设定为

$$Q(0) = [0.9631 \quad -0.1 \quad -0.15 \quad -0.2]^T,$$

$$\omega(0) = [0 \quad 0 \quad 0]^T.$$

控制器控制参数选取为

$\varepsilon_0 = 0.5, c_0 = 0.25, c_1 = 5, k = 2, \lambda = 0.0001$.

在上述初值、外部干扰和参数变化的情况下,对每种故障情形就以下3种情况进行仿真比较:

- 1) 在所有执行机构正常的情况下,采用本文设计的控制器(22);
- 2) 在执行机构故障的情况下,采用本文设计的控制器(22);
- 3) 在执行机构故障的情况下,采用文献[6]的自适应容错控制法.

4.1 常值型故障仿真结果

针对常值型执行机构故障进行仿真,故障假设为

$$\begin{cases} e_1(t) = 0.7, t \geq 6; \\ e_2(t) = 0.5, t \geq 5; \\ e_3(t) = 0.25, t \geq 7. \end{cases} \quad (23)$$

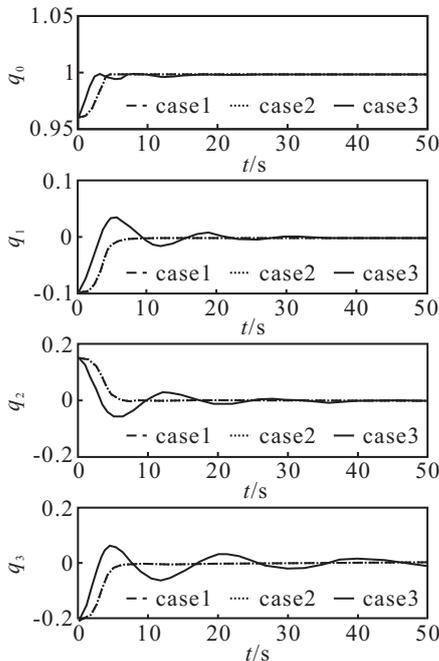


图1 常值型故障下姿态四元数响应曲线

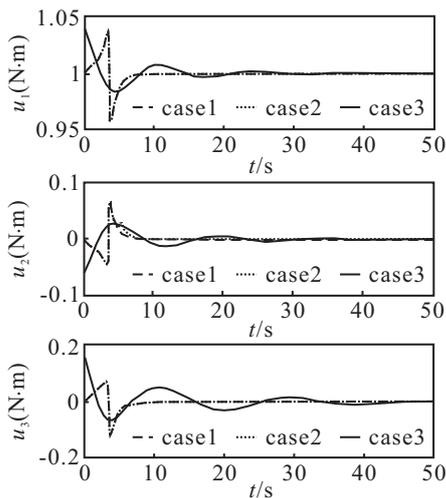


图2 常值型故障下控制力矩响应曲线

此外,执行机构在其他时间段内正常工作.

采用上述3种情况中的控制器进行仿真,其姿态四元数和控制力矩的时间响应曲线如图1和图2所示.由图1可知,在控制器(22)的作用下,无论执行机构故障发生与否,航天器的姿态均在7s内达到稳定,而文献[6]设计的控制方法需要30s才能实现姿态的稳定.且由图2可知,后者所需的控制力矩要比控制器(22)大.

4.2 时变、随机型故障仿真结果

针对时变、随机型执行机构故障进行仿真,其中执行机构故障 $E(t)$ 采用文献[6]中的故障模型,即对于 $i = 1, 2, 3$ 有

$$e_i(t) = 0.7 + 0.15\text{rand}(t_i) + 0.1 \sin(0.5t + i\pi/3). \quad (24)$$

其中: $t_i = \text{mod}(t + \Delta t_i, \Delta T)$, $\Delta t_i = 0.4(i-1)$, $\Delta T = 2.4$, $\text{rand}(t_i)$ 的定义参见文献[6].

上述3种情况控制器作用下的仿真结果如图3和图4所示.由图3可知,控制器(22)可以在10s内实现航天器姿态的稳定控制,而且在执行机构正常或故障的情况下,姿态四元数时间响应基本相同,只有控制力矩在5~7s的时间段有细微的变化,如图4所示.这说明控制器(22)不但对常值型故障,而且对时变、随机型故障也具有较好的鲁棒性.此外,由图3可知,尽管采用文献[6]的自适应容错控制策略能够实现故障的容错控制,但需要50s才能完成姿态稳定操作.

最后,为了更好地说明所设计控制器的有效性,将上述仿真结果列于表1.对比表1中的数据可知,本文提出的控制器(22)无论在常值型还是在时变、随机

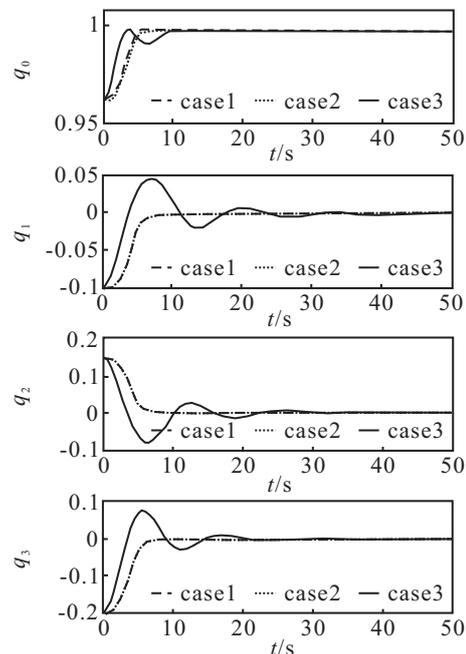


图3 时变、随机型故障下姿态四元数响应曲线

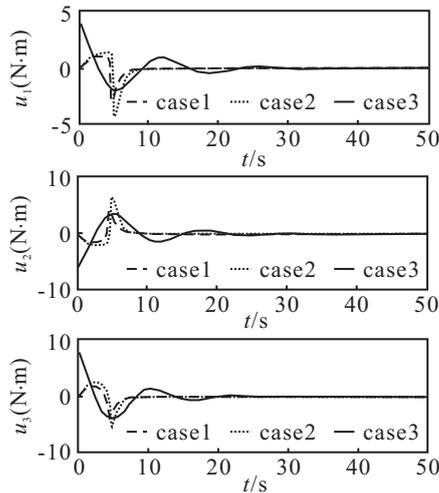


图 4 时变、随机型故障下控制力矩响应曲线

表 1 仿真结果比较

故障类型	控制算法	稳定时间/s	最大控制力矩/(N·m)
常值型故障 (23)	RFTC	7	6
	AFTC ^[6]	30	8
随机型故障 (24)	RFTC	10	6
	AFTC ^[6]	50	9

型执行机构故障的情况, 其姿态控制效果均优于文献[6]的结果.

5 结 论

为了实现对航天器执行机构部分失效故障的容错控制, 以及对外干扰力矩的处理, 结合滑模控制与自适应控制基本理论, 提出了一种鲁棒容错控制策略. 该方法不需要精确获得故障值, 对故障具有一定的鲁棒性. 另一方面, 由于采用自适应法来估计故障的最小值, 所设计的控制器不需要精确获得最小故障值, 从而大大提高了其工程实现价值. 从仿真结果可以看出, 该容错控制方法在实现对执行机构部分失效故障处理的同时, 能够快速、高精度地实现姿态的稳定控制.

参考文献(References)

[1] Blanke M, IzadiZamanabadi R, Bogh S A, et al. Fault-tolerant control systems — A holistic view[C]. Tutorial Workshop on Supervision, Fault Detection and Diagnosis of Technical Systems at the IFAC World Congress. San Francisco, 1996: 693-702.

[2] Zhang Y M, Jiang J. Bibliographical review on reconfigurable fault-tolerant control systems[J]. Annual Reviews in Control, 2008, 32(2): 229-252.

[3] Kobayashi Y, Ikeda M, Fujisaki Y. Stability of large space structures preserved under failures of local controllers[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2007, 52(2): 318-322.

[4] Alwi H, Edwards C. Fault tolerant control using sliding modes with on-line control allocation[J]. Automatica, 2008, 44(7): 1859-1866.

[5] Jin J H, Ko S H, Ryooc C K. Fault tolerant control for satellites with four reaction wheels[J]. Control Engineering Practice, 2008, 16(10): 1250-1258.

[6] Cai W C, Liao X H, Song Y D. Indirect robust adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft[J]. J of Guidance Control and Dynamics, 2008, 31(5): 1456-1463.

[7] Hou Q, Cheng Y H, Lu N Y, et al. Study on FDD and FTC of satellite attitude control system based on the effectiveness factor[C]. The 2nd Int Symposium on Systems and Control in Aerospace and Astronautics. Shenzhen, 2008: 1096-1101.

[8] Jiang T, Khorasani K. A fault detection, isolation and reconstruction strategy for a satellite's attitude control subsystem with redundant reaction wheels[C]. IEEE Int Conf on Systems, Man and Cybernetics. Montreal, 2007: 1644-1650.

[9] Boskovic J D, Prasanth R, Mehra R K. Retrofit fault-tolerant flight control design under control effector damage[J]. J of Guidance Control and Dynamics, 2007, 30(4): 703-712.

[10] 陈雪芹, 耿云海, 张迎春. 基于 LMI 的鲁棒容错控制及其在卫星姿态控制中的应用[J]. 控制理论与应用, 2008, 25(1): 95-99.
(Chen X Q, Geng Y H, Zhang Y C. Robust fault tolerant H-infinity control based on LMI approach and application in satelliete attitude control system[J]. Control Theory and Application, 2008, 25(1): 95-99.)

[11] Jiang Y, Hu Q L. Adaptive backstepping fault-tolerant control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbances and actuator failures[J]. ISA Trans, 2010, 29(1): 57-69.

[12] Sidi M J. Spacecraft dynamics and control[M]. London: Cambridge University Press, 1997.

[13] Vadali S R. Variable structure control of spacecraft large attitude maneuvers[J]. J of Guidance Control and Dynamics, 1986, 9(3): 235-239.

[14] Choi H H. LMI-based sliding surface design for integral sliding mode control of mismatched uncertain systems[J]. IEEE Trans on Automatic Control, 2007, 52(4): 736-742.