论 文

微纳卫星姿态控制系统的精细抗干扰容错控制方法

乔建忠^①, 郭雷^{②*}, 雷燕婕^①, 李小凤^①

^① 北京航空航天大学仪器科学与光电工程学院, 北京 100191

^② 北京航空航天大学飞行器控制一体化技术国防科技重点实验室, 北京 100191

* 通信作者. E-mail: lguo@buaa.edu.cn

收稿日期: 2012-06-28; 接受日期: 2012-09-12

国家重点基础研究发展计划 (973 计划) (批准号: 2012CB720003) 和国家自然科学基金 (批准号: 61127007, 60925012, 91016004-2, 61121003) 资助项目

摘要 本文针对一类微纳卫星姿态控制系统飞轮突变故障提出了一种具有干扰抑制和补偿能力的精细故障诊断及容错控制方法. 针对反作用飞轮的突变故障, 本文不仅考虑了星体转动惯量变化导致的系统参数不确定性, 而且考虑了姿态控制系统中飞轮振动带来的干扰影响, 设计基于干扰观测器和故障诊断观测器的复合抗干扰容错控制器, 并基于线性矩阵不等式对控制器进行求解, 使复合系统稳定并满足一定的鲁棒 H_∞ 性能. 仿真结果表明, 基于微纳卫星姿态控制系统的精细故障诊断方法在有效诊断系统时变故障的同时, 可有效抵消与抑制干扰.

关键词 微纳卫星 姿态控制 鲁棒 H_∞ 控制 干扰观测器 故障诊断观测器

1 引言

微纳卫星由于具有低成本、低风险和制造时间短等优点, 在航天任务中发挥着越来越重要的作用, 特别是在通信、遥感、气象、科学研究、行星探测、空间攻防和教育培训等诸多领域已经成为大卫星的必要补充. 随着星体体积和重量的减小, 反作用飞轮已成为最重要的姿态控制执行机构之一, 如美国的 Clementine 月球探测器^[1]、德国的 BIRD^[2] 以及哈尔滨工业大学的试验卫星一号^[3] 等微纳卫星均采用反作用飞轮实现高精度姿态控制. 但是, 由于卫星在轨飞行过程中, 飞轮长期处于运转状态, 受空间环境、摩擦力矩等因素的影响, 因此容易发生故障. 例如美国 Motorola 公司的铱星 -2、铱星 -5 和铱星 -11^[4] 以及日本宇宙航空研究开发机构发射的“隼鸟号”小行星探测器都曾由于飞轮故障问题导致卫星任务中断甚至整星失效. 文献 [5] 对 1975 ~ 2007 年间国内外的 272 次卫星故障进行了统计和分析, 研究发现 37% 的故障分布在姿轨控分系统, 其中姿轨控分系统失效中有 14% 是因为反作用飞轮. 另外, 伴随着星体体积和重量的减小, 影响微纳卫星姿态控制精度和稳定度的因素越来越多, 主要归纳为以下几点: 太空环境干扰力矩 (包括重力梯度力矩、气动力矩、太阳光压和辐射力矩等)、卫星载荷的运动、太阳帆板的展开以及液体燃料的消耗引起星体转动惯量的实时变化、星体内部执行机构飞轮的振动、飞轮的摩擦、喷气动量卸载、传感器测量噪声等.

引用格式: 乔建忠, 郭雷, 雷燕婕, 等. 微纳卫星姿态控制系统的精细抗干扰容错控制方法. 中国科学: 信息科学, 2012, 42: 1327–1337, doi: 10.1360/112012-437

针对微纳卫星中由反作用飞轮引起的故障及飞轮振动引起的干扰问题, 文献 [6 ~ 10] 提出了一些好的解决方法. 文献 [11] 针对飞控系统具有非线性和时变的特点, 运用线性参数变化技术, 研究了一类具有外部扰动的不确定线性参数变化系统的故障诊断问题. 文献 [12] 针对卫星姿控系统的鲁棒故障诊断问题, 考虑姿控系统存在外部干扰以及系统不确定性, 提出利用非线性未知输入观测器 (NUIO) 对执行机构和敏感器故障诊断. 文献 [13 ~ 16] 基于干扰观测器的复合容错控制思想, 在解决系统含有故障问题的同时, 对系统中的干扰进行相应的抵消与抑制, 但是没有针对具有参数不确定性的姿态控制系统进行研究.

本文在文献 [13 ~ 16] 的工作基础上, 以微纳卫星姿态控制系统为研究对象, 设计基于干扰观测器和故障诊断观测器的复合抗干扰容错控制器, 并基于线性矩阵不等式对控制器进行求解, 使复合系统稳定并满足一定的鲁棒 H_∞ 性能. 最后, 通过微纳卫星姿态控制系统的仿真示例验证所提方法的有效性.

2 微纳卫星姿态动力学状态空间模型

假设微纳卫星本体坐标系和轨道坐标系之间的 Euler 角很小, 可以得到如下的卫星线性化姿态动力学和运动学模型^[17]:

$$\begin{cases} J_1 \ddot{\phi} - n(J_1 - J_2 + J_3) \dot{\psi} + 4n^2(J_2 - J_3) \phi = u_1 + T_{d1}, \\ J_2 \ddot{\theta} + 3n^2(J_1 - J_3) \theta = u_2 + F + T_{d2}, \\ J_3 \ddot{\psi} + n(J_1 - J_2 + J_3) \dot{\phi} + n^2(J_2 - J_1) \psi = u_3 + T_{d3}, \end{cases} \quad (1)$$

上式中, J_1, J_2, J_3 分别为三轴的转动惯量, n 为卫星轨道角速度, ϕ, θ, ψ 分别为卫星本体坐标系和轨道坐标系之间的三轴 Euler 角; T_{d1}, T_{d2}, T_{d3} 分别为三轴干扰力矩; u_1, u_2, u_3 分别为三轴控制力矩, F 为变化率有界的时变故障.

从姿态动力学模型中提取惯量矩阵, 等式 (1) 可以转化为如下形式:

$$M \ddot{p}(t) + C \dot{p}(t) + K p(t) = B_u u(t) + B_w w(t), \quad (2)$$

其中状态变量 $p(t) = [\phi, \theta, \psi]^T$, $w(t) = [T_{d1}, T_{d2}, T_{d3}]^T$ 表示干扰力矩, $u(t) = [u_1, u_2, u_3]^T$ 为系统的控制输入.

考虑转动惯量不确定性, 设星体转动惯量表示为名义惯量和扰动惯量之和:

$$M = M_0 + \Delta M, \quad C = C_0 + \Delta C, \quad K = K_0 + \Delta K, \quad (3)$$

这里, M_0, C_0 和 K_0 表示名义模型矩阵, 而 $\Delta M, \Delta C$ 和 ΔK 分别代表相应阶次的不确定性部分, 则等式 (2) 可以改写为

$$(M_0 + \Delta M) \ddot{p}(t) + (C_0 + \Delta C) \dot{p}(t) + (K_0 + \Delta K) p(t) = B_u u(t) + B_w w(t). \quad (4)$$

对等式 (4), 我们设计如下 PID 控制器:

$$u(t) = L_P s(t) + L_I \int_0^t s(\tau) d\tau + L_D \dot{s}(t), \quad (5)$$

这里 $s(t) = p_d(t) - p(t)$, $p_d(t)$ 为参考轨迹信号, 定义

$$x(t) = \left[\int_0^t s(\tau) d\tau, s(t), \dot{s}(t) \right]^T. \quad (6)$$

则等式 (4) 可以转化为状态空间形式:

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B_1(t)[u(t) + F(t) + d_1(t)] + B_2(t)d_2(t), \quad (7)$$

其中, $x(t)$, $u(t)$, $d_1(t)$, $F(t)$ 和 $d_2(t)$ 分别为多源干扰系统的状态变量、控制输入、可建模干扰、变化率有界的时变故障和能量有界的不可建模随机干扰 (即 L_2 范数 $\int_0^\infty \|d_2(t)\|^2 dt < \infty$), 系统矩阵为

$$A(t) = A + \Delta A(t), \quad B(t) = B_1 + \Delta B_1(t), \quad B_2(t) = B_2 + \Delta B_2(t), \quad (8)$$

式中, A , B_1 , B_2 是已知的确定性矩阵; $\Delta A(t)$, $\Delta B_1(t)$, $\Delta B_2(t)$ 是不确定性矩阵且满足如下条件:

$$[\Delta A(t) \quad \Delta B_1(t) \quad \Delta B_2(t)] = ZS(t)[E_1 \quad E_2 \quad E_3], \quad S^T(t)S(t) \leq I, \quad (9)$$

式 (9) 中, Z , E_1 , E_2 , E_3 是已知的适当维数的矩阵.

3 抗干扰容错控制器设计

3.1 故障诊断观测器的设计

针对多源干扰系统 (7) 中变化率有界的时变故障 $F(t)$, 构造故障诊断观测器如下:

$$\begin{cases} \hat{F}(t) = \varepsilon(t) - Kx(t), \\ \dot{\varepsilon}(t) = KB_1[\varepsilon(t) - Kx(t)] + K[Ax(t) + B_1u(t) + B_1\hat{d}_1(t)], \end{cases} \quad (10)$$

其中, $\hat{F}(t)$ 为变化率有界的时变故障 $F(t)$ 的估计值, $\hat{d}_1(t)$ 为可建模干扰 $d_1(t)$ 的估计值, $\varepsilon(t)$ 为辅助变量, K 为待定的故障诊断观测器增益矩阵.

3.2 干扰观测器的设计

另外, 在微纳卫星在轨飞行过程中, 由于反作用飞轮高速旋转引起的不平衡振动亦成为影响微纳卫星姿态控制精度的关键问题之一, 现假设反作用飞轮振动带来的可建模干扰 $d_1(t)$ 由干扰模型 (11) 表示:

$$\begin{cases} d_1(t) = Vw(t), \\ \dot{w}(t) = Ww(t) + B_3\delta(t), \end{cases} \quad (11)$$

其中, $w(t)$, V , W , $\delta(t)$ 和 B_3 分别为可建模干扰模型的状态变量、输出矩阵、系统阵、能量有界的不可建模随机干扰及其增益阵.

针对多源干扰系统 (7) 中的可建模干扰 $d_1(t)$, 构造干扰观测器如下:

$$\begin{cases} \hat{d}_1(t) = V\hat{w}(t), \quad \hat{w}(t) = v(t) - Lx(t), \\ \dot{v}(t) = (W + LB_1V)[v(t) - Lx(t)] + L[Ax(t) + B_1u(t) + B_1\hat{F}(t)], \end{cases} \quad (12)$$

其中, $\hat{w}(t)$ 为 $w(t)$ 的估计值, $v(t)$ 为辅助变量, L 为待定的干扰观测器增益矩阵.

3.3 复合分层抗干扰控制器的设计

针对多源干扰控制系统中能量有界的不可建模随机干扰 $d_2(t)$ 和 $\delta(t)$ 及 $e_w(t)$ 和 $e_F(t)$, 首先构造 PID 控制器为

$$u_f(t) = Mx(t), \quad (13)$$

其中, $u_f(t)$ 为 PID 控制器, M 为待定的 PID 控制器增益阵, $e_w(t) = w(t) - \hat{w}(t)$ 为可建模干扰模型的系统估计误差, $e_F(t) = F(t) - \hat{F}(t)$ 为变化率有界的时变故障的估计误差.

接下来, 基于干扰观测器、故障诊断观测器和 PID 控制器, 构造容错抗干扰复合控制器如下:

$$u(t) = u_f(t) - \hat{d}_1(t) - \hat{F}(t), \quad (14)$$

则多源干扰系统可表示为

$$\dot{x}(t) = [A(t) + B_1(t)M]x(t) + B_1(t)Ve_w(t) + B_1(t)e_F(t) + B_2(t)d_2(t). \quad (15)$$

整理可建模干扰模型的系统估计误差方程和变化率有界的时变故障的估计误差方程如下:

$$\begin{cases} \dot{e}_w(t) = (W + LB_1(t)V)e_w(t) + LB_1(t)e_F(t) + LB_2(t)d_2(t) + B_3\delta(t) \\ \quad + L(\Delta A(t) + \Delta B_1(t)M)x(t), \\ \dot{e}_F(t) = KB_1(t)e_F(t) + KB_1(t)Ve_w(t) + KB_2(t)d_2(t) + \dot{F}(t) + K(\Delta A(t) + \Delta B_1(t)M)x(t). \end{cases} \quad (16)$$

联立方程 (15) 和 (16), 得到闭环系统如下

$$\begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ \dot{e}_w(t) \\ \dot{e}_F(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A(t) + B_1(t)M & B_1(t)V & B_1(t) \\ L(\Delta A(t) + \Delta B_1(t)M) & W + LB_1(t)V & LB_1(t) \\ K(\Delta A(t) + \Delta B_1(t)M) & KB_1(t)V & KB_1(t) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x(t) \\ e_w(t) \\ e_F(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} B_2(t) & 0 & 0 \\ LB_2(t) & B_3 & 0 \\ KB_2(t) & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} d_2(t) \\ \delta(t) \\ \dot{F}(t) \end{bmatrix}. \quad (17)$$

4 主要结论

我们的目标是寻找干扰观测器增益矩阵 L 、故障诊断观测器增益矩阵 K 和 PID 控制器增益阵 M 使得复合系统 (17) 稳定, 并具有一定的 H_∞ 性能.

考虑系统

$$\begin{cases} \dot{\bar{x}}(t) = A\bar{x}(t) + Bw(t), \\ z(t) = C\bar{x}(t) + Dw(t), \end{cases} \quad (18)$$

其中, $\bar{x}(t)$ 是系统状态, $w(t)$ 是外部干扰, $z(t)$ 是被控输出.

引理 1^[18] 对于给定的 $\gamma > 0$, 当且仅当存在矩阵 $P > 0$, 满足

$$\begin{bmatrix} A^T P + PA & PB & C^T \\ * & -\gamma^2 I & D^T \\ * & * & -I \end{bmatrix} < 0. \quad (19)$$

系统 (18) 渐近稳定并满足 H_∞ 性能 $\|z\|_2 < \gamma\|w\|_2$.

引理 2^[18] 设 E, F 为具有适合维数的实矩阵以及 $\Sigma(t)$ 满足 $\Sigma^T(t)\Sigma(t) \leq I$, 则对任意正数 $\mu > 0$, 有

$$E^T \Sigma(t) F + F^T \Sigma^T(t) E \leq \mu E^T E + \mu^{-1} F^T F. \quad (20)$$

定理 1 对于参数 $\gamma_1 > 0, \gamma_2 > 0, \gamma_3 > 0, \mu_1 > 0$, 如果存在矩阵 $P_0 > 0, Q > 0, G$ 和 R , 使得下列矩阵不等式成立

$$\begin{bmatrix} \Pi_{11} & B_1 H_1 & B_2 & 0 & 0 & \Pi_{16} & Z & P_0 \\ * & \Pi_{22} & R B_2 & Q H_3 & Q H_2 & (E_2 H_1)^T & R Z & 0 \\ * & * & -\gamma_1^2 I & 0 & 0 & E_3^T & 0 & 0 \\ * & * & * & -\gamma_2^2 I & 0 & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & -\gamma_3^2 I & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & -\mu_1 I & 0 & 0 \\ * & * & * & * & * & * & -\mu_1^{-1} I & 0 \\ * & * & * & * & * & * & * & -I \end{bmatrix} < 0, \quad (21)$$

其中

$$\begin{aligned} \Pi_{11} &= \text{sym}(A P_0 + B_1 G), \quad \Pi_{22} = \text{sym}(Q W_1 + R B_1 H_1) + I, \quad \Pi_{16} = (E_1 P_0)^T + (E_2 G)^T, \\ H_1 &= \begin{bmatrix} V & I \end{bmatrix}, \quad H_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix}, \quad H_3 = \begin{bmatrix} B_3 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad W_1 = \begin{bmatrix} W & 0 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}, \end{aligned}$$

则当增益阵为 $M = G P_0^{-1}$, $\begin{bmatrix} L \\ K \end{bmatrix} = Q^{-1} R$ 时, 闭环系统 (17) 稳定且满足 H_∞ 性能 $\|[x^T \ e_w^T \ e_F^T]\|_2^2 < \gamma_1^2 \|d_2\|_2^2 + \gamma_2^2 \|\delta\|_2^2 + \gamma_3^2 \|\dot{F}\|_2^2$.

证明 设 $\bar{x} = [x^T \ e_w^T \ e_F^T]^T$, 记 $X = \begin{bmatrix} L \\ K \end{bmatrix}$, 取 $P = \text{diag}\{P_1, Q\}$, $\gamma^2 I = \text{diag}\{\gamma_1^2 I, \gamma_2^2 I, \gamma_3^2 I\}$, $C = I$, $D = 0$, 将相应的矩阵代入引理 1 中有

$$\begin{bmatrix} \text{sym}(P_1(A(t) + B_1(t)M)) + I & P_1 B_1(t) H_1 + (Q X(\Delta A(t) + \Delta B_1(t)M))^T & P_1 B_2(t) & 0 & 0 \\ * & \text{sym}(Q W_1 + Q X B_1(t) H_1) + I & Q X B_2(t) & Q H_3 & Q H_2 \\ * & * & -\gamma_1^2 I & 0 & 0 \\ * & * & * & -\gamma_2^2 I & 0 \\ * & * & * & * & -\gamma_3^2 I \end{bmatrix} < 0. \quad (22)$$

式 (22) 左右同时乘以 $\text{diag}\{P_1^{-1}, I, I, I, I\}$, 再令 $P_0 = P_1^{-1}$, $G = M P_1^{-1}$, $R = Q X$, 结合式 (9), 并

根据引理 2 可得

$$\begin{aligned}
 & \begin{bmatrix} \Pi_{11} & B_1 H_1 & B_2 & 0 & 0 & P_0 \\ * & \Pi_{22} & R B_2 & Q H_3 & Q H_2 & 0 \\ * & * & -\gamma_1^2 I & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & -\gamma_2^2 I & 0 & 0 \\ * & * & * & * & -\gamma_3^2 I & 0 \\ * & * & * & * & * & -I \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} Z \\ RZ \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} S(t) \begin{bmatrix} \Pi_{16} \\ (E_2 H_1)^T \\ E_3^T \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T + \begin{bmatrix} \Pi_{16} \\ (E_2 H_1)^T \\ E_3^T \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} S^T(t) \begin{bmatrix} Z \\ RZ \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T \\
 & \leq \begin{bmatrix} \Pi_{11} & B_1 H_1 & B_2 & 0 & 0 & P_0 \\ * & \Pi_{22} & R B_2 & Q H_3 & Q H_2 & 0 \\ * & * & -\gamma_1^2 I & 0 & 0 & 0 \\ * & * & * & -\gamma_2^2 I & 0 & 0 \\ * & * & * & * & -\gamma_3^2 I & 0 \\ * & * & * & * & * & -I \end{bmatrix} + \mu_1^{-1} \begin{bmatrix} \Pi_{16} \\ (E_2 H_1)^T \\ E_3^T \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Pi_{16} \\ (E_2 H_1)^T \\ E_3^T \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T + \mu_1 \begin{bmatrix} Z \\ RZ \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ RZ \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}^T. \quad (23)
 \end{aligned}$$

由 Schur 补引理知, 由式 (21) 可推出式 (23) 小于 0, 则式 (22) 成立, 因此当增益阵取为 $M = G P_0^{-1}$, $[L_K] = Q^{-1} R$ 时, 闭环系统 (17) 稳定且满足 H_∞ 性能 $\|\bar{x}\|_2^2 < \gamma_1^2 \|d_2\|_2^2 + \gamma_2^2 \|\delta\|_2^2 + \gamma_3^2 \|\dot{F}\|_2^2$. 证毕.

5 数值仿真

假定微纳卫星运行在高度为 900 km 的圆轨道, 卫星绕轨运行速率为 $n = 0.0011$ rad/s, 卫星标称模型的转动惯量为 $J = \text{diag}\{5.5, 6.14, 2.18\}$, 以俯仰轴为例, 则

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -3 \times 10^{-6} & 0 \end{bmatrix}, \quad B_1 = B_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.1818 \end{bmatrix}, \quad B_3 = \begin{bmatrix} 0.01 \\ 0.01 \end{bmatrix}.$$

卫星姿态的初始俯仰角和俯仰角速度设为 $\theta(0) = 0.08$ rad, $\dot{\theta}(0) = 0.001$ rad/s. 考虑到卫星上由于飞轮振动引起的周期性干扰 $d_1(t)$ 为频率已知、幅值和相位未知的谐波干扰, 其参数为

$$W = \begin{bmatrix} 0 & 6 \\ -6 & 0 \end{bmatrix}, \quad V = \begin{bmatrix} 5 & 0 \end{bmatrix}.$$

考虑到转动惯量的最大扰动值为标称模型的 $\pm 15\%$, 系统的参数不确定矩阵如下:

$$Z = 0.01I, \quad E_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 10^{-4} & 0 \end{bmatrix}, \quad E_2 = E_3 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0.1 \end{bmatrix}.$$

图 1 系统可建模干扰及其估计值

Figure 1 Estimation of disturbance observer

图 2 系统可建模干扰及其估计值局部放大图

Figure 2 Partial amplification of Figure 1

图 3 干扰观测器中的干扰估计误差

Figure 3 Estimation error of disturbance observer

取 $\gamma_1 = 1.4$, $\gamma_2 = \gamma_3 = 1.3$, $\mu_1 = 0.5$, 求解线性矩阵不等式得 PID 控制器的增益阵为

$$M = \begin{bmatrix} -47.2773 & -78.5935 & -45.3860 \end{bmatrix}.$$

故障诊断观测器的增益阵为

$$K = \begin{bmatrix} -0.0687 & 0.1437 & -112.5458 \end{bmatrix}.$$

干扰观测器的增益阵为

$$L = \begin{bmatrix} -0.0036 & 0.0003 & 1.2433 \\ -0.0113 & 0.0230 & -17.8918 \end{bmatrix}.$$

假定飞轮故障发生在第 50 秒, 构造干扰观测器和故障诊断观测器后, 图 1 为系统可建模干扰及其估计值, 图 2 为图 1 的局部放大, 图 3 为对应的干扰估计误差. 由图 1、图 2 和图 3 可见, 本文所提出的方法在准确估计并抵消故障的同时可以很好地抵消参数不确定系统中的可建模干扰.

图 4 为飞轮的突变故障及其估计值, 图 5 为飞轮突变故障估计误差. 由图 4 和图 5 可见, 本文所提出的容错控制方法对突变故障具有很好的诊断能力.

图 4 飞轮突变故障及其估计值
Figure 4 Estimation of fault observer

图 5 飞轮突变故障估计误差
Figure 5 Estimation error of fault observer

图 6 俯仰角与角速度响应曲线
Figure 6 Time responses of pitch angle and angular rate

图 7 俯仰角与角速度局部放大曲线
Figure 7 Partial amplification of Figure 6

图 8 控制力矩曲线
Figure 8 Control torque

图 9 控制力矩局部放大曲线
Figure 9 Partial amplification of Figure 8

图 6 为俯仰角和俯仰角速度响应曲线, 图 7 为图 6 的局部放大. 由图 6 和图 7 可以看出, 本文提出的容错控制方法具有很好的干扰抑制和故障补偿能力, 在可建模干扰和故障的作用下俯仰角和俯仰角速度输出保持稳定.

图 8 为控制力矩响应曲线, 图 9 为图 8 的局部放大. 由图 8 和图 9 可以看出, 系统可以很好地跟踪并补偿掉系统受到的可建模干扰和突变故障, 使系统的控制输入稳定可靠.

6 结论

本文基于微纳卫星姿态控制系统提出了一种抗干扰精细故障诊断及容错控制方法, 在考虑由于系统转动惯量不确定性带来的系统参数不确定问题与由于飞轮的不平衡振动给系统带来的干扰及故障问题的基础上, 提出了一种精细故障诊断方法. 所提出的方法对姿态控制系统中的飞轮故障可进行有效地诊断, 同时, 该方法可有效抵消姿态控制系统中由于飞轮振动带来的可建模干扰, 使之达到精细抗干扰容错控制的效果, 该方法有望为微纳卫星等航空航天器的高精度姿态控制提供理论基础和技术支撑. 但是, 本文中没有考虑到飞轮的输出力矩饱和问题, 实际执行过程中, 当期望力矩超出飞轮的输出力矩范围, 则飞轮实际输出的力矩不能达到期望力矩, 影响系统性能.

参考文献

- 1 Paul D, Steve G, Marv L. Clementine attitude determination and control system. *J Spacecr Rockets*, 1995, 32: 1054–1059
- 2 Briess K, Baerwald W, Gerlich T, et al. Dlr small satellite mission BIRD. *Acta Astronaut*, 2000, 46: 111–120
- 3 Cao X B, Zhang S J. Initial results of high tech demonstration by the TS-1 remote sensing microsatellite. In: *Proceedings of 5th IAA Symposium on Small Satellites for Earth Observation*, Berlin, 2005. IAA-B05-0403
- 4 Lin L X. Fault analysis of guidance navigation & control system between 1990 and 2011. *Space Int*, 2004, 1: 9–13 [林来兴. 1990~2001 年航天器制导、导航与控制系统故障分析研究. *国际太空*, 2004, 1: 9–13]
- 5 Zhang S, Shi J, Wang J L. Satellite on-board failure statistics and analysis. *Spacecr Eng*, 2010, 19: 41–46 [张森, 石军, 王九龙. 卫星在轨失效统计分析. *航天器工程*, 2010, 19: 41–46]
- 6 Ma C F, Zhong M Y, Ding Q. Fault detection for a class of linear systems with stochastic uncertainties. *Control Dec*, 2007, 22: 1039–1043 [马传峰, 钟麦英, 丁强. 一类随机不确定线性系统鲁棒故障检测问题研究. *控制与决策*, 2007, 22: 1039–1043]
- 7 Xiao B, Hu Q L, Ma G F, et al. Sliding mode fault tolerant attitude control for flexible spacecraft under actuator fault. *Acta Aeronaut Astronaut Sin*, 2011, 32: 1869–1878 [肖冰, 胡庆雷, 霍星, 等. 执行器故障的挠性航天器姿态滑模容错控制. *航空学报*, 2011, 32: 1869–1878]
- 8 Zhong M Y, Liu Y X, Huo Z Y. H_∞ fault estimation and accommodation for LTI systems. In: *Proceedings of 7th World Conference Intelligent Control and Automation*, Chongqing, 2008. 1806–1809
- 9 Ma H J, Yang G H. Fault diagnosis for nonlinear uncertain systems. *J Nanjing Univ Aeronaut Astronaut*, 2011, 43: 41–44 [马宏军, 杨光红. 一类不确定非线性系统的故障诊断方法. *南京航空航天大学学报*, 2011, 43: 41–44]
- 10 Gao Z F, Jiang B. Fault accommodation for a class of linear time-varying systems with parametric uncertainties. *Syst Eng Electron*, 2009, 31: 2924–2928 [高志峰, 姜斌. 一类参数不确定的线性时变系统的故障调节. *系统工程与电子技术*, 2009, 31: 2924–2928]
- 11 Chen W, Jiang B, Zhang K, et al. Robust fault diagnosis for helicopter FCS based on linear parameter-varying adaptive observer. *Trans Nanjing Univ Aeronaut Astronaut*, 2009, 26: 288–294
- 12 Jia Q X, Zhang Y C, Li H Y, et al. NUIO/LMI based robust fault diagnosis for satellite attitude control system. *J Harbin Inst Technol*, 2011, 43: 19–22 [贾庆贤, 张迎春, 李化义, 等. 卫星姿态控制系统鲁棒故障诊断方法. *哈尔滨工业大学学报*, 2011, 43: 19–22]
- 13 Cao S Y, Guo L. Fault diagnosis with disturbance rejection performance based on disturbance observer. In: *Proceedings of the IEEE Conference on Decision and Control*, Shanghai, 2009. 6947–6951
- 14 Cao S Y, Guo L, Wen X Y. Robust fault diagnosis with disturbance rejection and attenuation for systems with multiple disturbances. *J Syst Eng Electron*, 2011, 22: 135–140
- 15 Cao S Y, Guo L, Wen X Y. Fault tolerant control with disturbance rejection and attenuation performance for systems with multiple disturbances. *Asian J Control*, 2011, 13: 1056–1064
- 16 Guo L. Composite hierarchical anti-disturbance control (CHADC) for systems with multiple disturbances: survey and overview. In: *The 30th Chinese Control Conference*, Beijing, 2011. 6193–6198 [郭雷. 多源干扰系统复合分层抗干扰控制

- 理论: 综述与展望. 见: 第 30 届中国控制会议论文集, 北京, 2011. 6193–6198]
- 17 Zhang R W. Satellite Orbit and Attitude Dynamics and Control. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 1998 [章仁为. 卫星轨道姿态动力学与控制. 北京: 北航出版社, 1998]
- 18 Yu L. Robust Control Based on Linear Matrix Inequality. Beijing: Tsinghua University Press, 2002 [俞立. 鲁棒控制 – 线性矩阵不等式处理方法. 北京: 清华大学出版社, 2002]

Subtle anti-disturbance tolerant control of attitude control systems for microsatellites

QIAO JianZhong¹, GUO Lei^{2*}, LEI YanJie¹ & LI XiaoFeng¹

1 School of Instrument Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China;

2 Science and Technology on Aircraft Control Laboratory, Beihang University, Beijing 100191, China

*E-mail: lguo@buaa.edu.cn

Abstract It is difficult to diagnose and accommodate the faults if disturbances and faults exist simultaneously in the controlled plants. This paper concerns the time-varying fault diagnosis problem for the attitude control system of microsatellites. First of all, a fault diagnosis observer for abrupt fault of the reaction flywheel is designed. In order to reject the disturbance of vibration from the reaction flywheel, a disturbance observer should be designed. Then a subtle fault diagnosis and tolerant control method is presented for the attitude control system including the parameter uncertainties due to the moment-of-inertia variation of microsatellites, fault of the reaction flywheel and the disturbance of vibration from the reaction flywheel simultaneously. A composite fault tolerant controller is constructed by integrating a fault accommodation from diagnosis observer with additional disturbance rejection and attenuation performance for two different types of disturbances. Then the fault can be accommodated and the multiple disturbances can be rejected and attenuated simultaneously. As a result, the controller can be easily solved via convex optimization based on linear matrix inequality. Simulations for an attitude control system of microsatellites are given to demonstrate that the fault can be accommodated readily and the disturbances can be rejected and attenuated simultaneously.

Keywords microsatellite, attitude control, robust H_∞ control, disturbance observer, fault diagnosis observer

QIAO JianZhong was born in 1983. He received the M.E. degrees in 2009 in North University of China. He is now a Ph.D. candidate at School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University. His research interests include fault diagnosis and tolerant control, anti-disturbance estimation, and attitude control of micro-satellite.

GUO Lei was born in 1966. He received the Ph.D. degree in control engineering from Southeast University, Nanjing in 1997. He is now a Professor at School of Instrumentation and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing. His research interests include robust control, stochastic systems, fault detection, filter design, and nonlinear control with their applications.

LEI YanJie was born in 1989. She is now a post-graduate student at School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing. Her research interests include fault diagnosis and attitude control of mirco-satellite.

LI XiaoFeng was born in 1988. She is now a post-graduate student at School of Instrumentation Science and Opto-electronics Engineering, Beihang University, Beijing. Her current research interests include composite disturbance observer and H_{∞} control schemes for flexible spacecraft attitude control system.