

存在飞轮安装偏差与故障的卫星姿态容错控制

霍星^{1,2}, 胡庆雷¹, 肖冰¹

(1. 哈尔滨工业大学 控制科学与工程系, 哈尔滨 150001; 2. 渤海大学 工学院, 辽宁 锦州 121013)

摘要: 基于滑模控制理论提出一种刚体卫星姿态稳定控制方法, 实现对反作用飞轮部分失效故障的容错控制, 以及对其安装偏差的补偿控制, 并从理论上证明了所设计的控制器在有限时间内能够实现闭环姿态控制系统的几乎全局渐近稳定控制. 最后将所设计的控制器应用于某型卫星姿态稳定任务, 仿真结果验证了所提出方法的有效性.

关键词: 卫星; 安装偏差; 部分失效故障; 容错控制; 有限时间

中图分类号: V448.22

文献标志码: A

Satellite attitude fault tolerant control with reaction wheel misalignment and fault

HUO Xing^{1,2}, HU Qing-lei¹, XIAO Bing¹

(1. Department of Control Science and Engineering, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China; 2. College of Engineering, Bohai University, Jinzhou 121013, China. Correspondent: HU Qing-lei, E-mail: huqinglei@hit.edu.cn)

Abstract: An attitude stabilization scheme is presented for a rigid satellite. The partial loss of reaction wheel effectiveness is tolerated, and reaction wheel misalignment is also compensated. The Lyapunov stability analysis shows that the closed-loop attitude system is guaranteed to be almost asymptotically stable in finite-time. An illustrative example of a satellite is given, and simulation results show the effectiveness of the derived control law.

Key words: satellite; actuator misalignment; partial loss of effectiveness; fault tolerant control; finite time

0 引言

目前, 大多数卫星姿态控制器都是基于精确的飞行器安装信息设计而成的. 然而, 受机械加工技术的限制, 飞行器并不是精确安装的, 它存在一定的安装偏差, 并将影响卫星姿态控制的精度. 针对卫星飞行器安装偏差问题, 有关学者开展了相关研究^[1-3]. 特别地, 文献[4]针对推力器安装偏差的卫星编队控制问题, 提出了一种自适应控制设计策略. 但推力器产生的推力是固定不变的, 而反作用飞轮提供的力矩是时变的, 故文献[4]的结果并不适用于飞轮控制的卫星.

在轨卫星部件将不可避免地产生故障, 因此设计控制算法实现对故障的容错控制便成为目前姿态控制研究的热点之一. 例如: Jin等^[5]针对反作用飞轮失效故障, 基于时间滞后法设计了姿态跟踪容错控制器; Cai等^[6]针对推力器失效故障问题, 提出了一种自适应姿态跟踪控制算法; Hu等^[7]针对反作用飞轮故障,

提出了一种基于KFCM法的故障诊断方法; Ruiter等^[8]针对JC2Sat-FF卫星的磁力矩棒故障问题, 设计了姿态容错稳定控制器; Ma等^[9]考虑飞轮故障, 采用自适应控制方法设计了一种航天器姿态补偿控制器; Cao等^[10]针对小卫星反作用飞轮故障问题, 基于非奇异终端滑模控制方法提出了一种容错姿态控制策略.

虽然上述容错控制方法能够在卫星飞行器故障情况下实现姿态控制, 但控制器设计过程中并没有考虑飞行器安装偏差这一实际问题. 为此, 本文在上述研究结果的基础上, 针对存在外部干扰、不确定转动惯量、反作用飞轮安装偏差以及部分失效故障的卫星姿态稳定问题, 提出一种滑模容错控制策略. 与现有姿态容错控制方法相比, 本文方法能够同时处理飞行器故障及其安装偏差两大问题. 特别地, 所提出的方法可在有限时间内实现对姿态的几乎全局渐近稳定控制.

收稿日期: 2013-06-18; 修回日期: 2013-10-22.

基金项目: 国家自然科学基金项目(61273175); 辽宁省自然科学基金项目(2013020044).

作者简介: 霍星(1964—), 男, 副教授, 从事航天器姿态容错控制等研究; 胡庆雷(1979—), 男, 教授, 从事航天器编队、故障诊断与容错控制等研究.

1 数学模型

1.1 卫星姿态动力学

令四元数 $Q = [q_0 \ q^T]^T \in R^4, q_0^2 + q^T q = 1$ 表示卫星本体坐标系相对于惯性坐标系的姿态, $\omega \in R^3$ 为卫星相对于惯性系的角速度在本体系中的投影, 则卫星姿态运动学方程为^[11]

$$\dot{q} = 0.5(q^\times + q_0 I_3)\omega, \tag{1}$$

$$\dot{q}_0 = -0.5q^T \omega, \tag{2}$$

其中 I_3 为 3 阶单位阵. 对 $\forall a = [a_1 \ a_2 \ a_3]^T$, 定义 a^\times 为

$$a^\times = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}. \tag{3}$$

考虑采用 3 个反作用飞轮进行姿态稳定控制的卫星, 且 3 个飞轮分别正安装于卫星的 3 个本体轴. 由文献 [12] 可知, 反作用飞轮存在空转、停转、摩擦力矩增大以及飞轮增益效率下降等 4 种故障. 本文仅考虑飞轮增益效率下降故障, 将该故障建模成乘积因子形式, 此时刚体卫星姿态动力学方程为^[6]

$$J\dot{\omega} + \omega^\times J\omega = E u + d. \tag{4}$$

其中: $J \in R^{3 \times 3}$ 为卫星转动惯量, $u \in R^3$ 为控制力矩, $d \in R^3$ 为干扰力矩, $E = \text{diag}(e_1(t), e_2(t), e_3(t))$ 表示反作用飞轮失效因子且 $0 < e_i(t) \leq 1 (i = 1, 2, 3)$. $e_i(t) = 1$ 表示第 i 个飞轮正常工作, $0 < e_i(t) < 1$ 表示第 i 个飞轮部分失效但仍在工作.

记 J_0 表示标称转动惯量, ΔJ 表示不确定转动惯量, 则有 $J = J_0 + \Delta J$, 并作如下假设.

假设 1 转动惯量矩阵 J 是正定对称的, 且存在正常数 J_m 使得 $0 < \|\Delta J\| \leq \|J\| \leq J_m < \infty$ ^[13].

假设 2 干扰力矩是有界的, 即存在未知的正常数 d_m 满足 $\|d\| \leq d_m$.

1.2 反作用飞轮安装偏差

航天工程中, 反作用飞轮安装将存在一定偏差, 如图 1 所示.

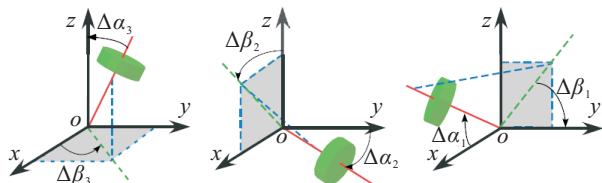


图 1 反作用飞轮安装偏差

图 1 中: $\Delta\alpha_i \in [-\pi/2, \pi/2] (i = 1, 2, 3)$ 分别表示 3 个飞轮实际安装轴与星体本体轴之间的偏差角; $\Delta\beta_i \in [-\pi, \pi] (i = 1, 2, 3)$ 表示飞轮安装轴投影与本体坐标轴之间的夹角. 令 $\tau_i (i = 1, 2, 3)$ 表示第 i 个飞轮实际输出力矩, 则由图 1 可得到 τ_i 与 u 之间的数学关系为

$$u = \tau_1 \begin{bmatrix} \bar{c}\Delta\alpha_1 \\ \bar{s}\Delta\alpha_1 \bar{c}\Delta\beta_1 \\ \bar{s}\Delta\alpha_1 \bar{s}\Delta\beta_1 \end{bmatrix} + \tau_2 \begin{bmatrix} \bar{s}\Delta\alpha_2 \bar{c}\Delta\beta_2 \\ \bar{c}\Delta\alpha_2 \\ \bar{s}\Delta\alpha_2 \bar{s}\Delta\beta_2 \end{bmatrix} + \tau_3 \begin{bmatrix} \bar{s}\Delta\alpha_3 \bar{c}\Delta\beta_3 \\ \bar{s}\Delta\alpha_3 \bar{s}\Delta\beta_3 \\ \bar{c}\Delta\alpha_3 \end{bmatrix}, \tag{5}$$

其中 \bar{s} 和 \bar{c} 分别表示 \sin 和 \cos 函数. 虽然反作用飞轮安装存在偏差, 但现有机电安装技术能够保证 $\Delta\alpha_i (i = 1, 2, 3)$ 为小角度安装偏差, 为此可进行如下近似:

$$\cos \Delta\alpha_i \approx 1, \sin \Delta\alpha_i \approx \Delta\alpha_i, i = 1, 2, 3. \tag{6}$$

由式 (6), 可将 (5) 简化为

$$u = I_3 \tau + \Delta D \tau. \tag{7}$$

其中: $\tau = [\tau_1 \ \tau_2 \ \tau_3]^T$ 为需要设计的控制力矩, ΔD 为

$$\Delta D = \begin{bmatrix} 0 & \Delta\alpha_2 \Delta\beta_2 & \Delta\alpha_3 \bar{c}\Delta\beta_3 \\ \Delta\alpha_1 \bar{c}\Delta\beta_1 & 0 & \Delta\alpha_3 \bar{s}\Delta\beta_3 \\ \Delta\alpha_1 \bar{s}\Delta\beta_1 & \Delta\alpha_2 \bar{s}\Delta\beta_2 & 0 \end{bmatrix}. \tag{8}$$

至此, 本文的控制目标可描述为: 针对 3 个反作用飞轮正安装的刚体卫星, 在安装偏差 (5) 以及部分失效故障的作用下, 设计控制律 τ 实现对姿态的几乎全局渐近稳定控制.

2 姿态容错控制器设计

本文将基于滑模控制理论设计有限时间姿态控制器. 首先引入如下引理.

引理 1 若某一连续正定函数 $V(x)$ 满足^[14]

$$\dot{V}(x) + \alpha V^\beta(x) \leq 0, \tag{9}$$

其中 α 和 $0 < \beta < 1$ 为正常数, 则对于任意初始值 $x(0) = x_0$, 在有限时间 T_0 内有 $V(x) \equiv 0$ 成立, 且

$$T_0 \leq \frac{V^{1-\beta}(x_0)}{\alpha(1-\beta)}. \tag{10}$$

设计滑模面为

$$S = \omega + k \text{sig}(q)^\rho. \tag{11}$$

其中: $\text{sig}(q)^\rho = [|q_1|^\rho \text{sn}(q_1) \ |q_2|^\rho \text{sn}(q_2) \ |q_3|^\rho \text{sn}(q_3)]^T$, $\text{sn}(\cdot)$ 为符号函数, $k > 0$ 和 $0 < \rho < 1$ 为常数.

定理 1 若设计 τ 使得卫星姿态系统状态在滑模面 (11) 上滑动, 则存在有限时间 T_1 , 使得对于 $\forall t \geq T_1$, 有 $q(t) \equiv 0, q_0(t) \equiv 1$ 和 $\omega(t) \equiv 0$ 成立.

证明 当系统状态到达滑模面 S 时, 有

$$S = \omega + k \text{sig}(q)^\rho = 0. \tag{12}$$

此时选取 Lyapunov 函数 $V_1 = (1 - q_0)^2 + q^T q$, 由于不等式 $\sum_{i=1}^3 |q_i|^{\rho+1} \geq \left(\sum_{i=1}^3 |q_i|^2\right)^{(\rho+1)/2}$ 对 $0 < \rho < 1$ 恒成立, 由式 (12) 可得

$$\dot{V}_1 = -k q^T \text{sig}(q)^\rho \leq -k \|q\|^{\rho+1}. \tag{13}$$

选取另一 Lyapunov 函数 $V_2 = (1 + q_0)^2 + q^T q$, 则

$$\dot{V}_2 = \sum_{i=1}^3 k \|q_i\|^{\rho+1}. \quad (14)$$

由式(14)可知, $Q = [-1 \ 0]^T$ 是非稳定平衡点. 根据 Barbalat 引理, 由式(13), 有 $\lim_{t \rightarrow \infty} q(t) = 0$ 成立. 由等式 $q_0^2 + q^T q = 1$ 得 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_0(t) = \pm 1$. 因为 $Q = [-1 \ 0]^T$ 为非稳定平衡点, 有 $\lim_{t \rightarrow \infty} q_0(t) = 1$ 成立, 所以存在有限时间 T 使得对于 $\forall t \geq T$ 有 $q_0(t) \geq 0$ 成立. 此时, 结合 $|q_0| \leq 1$, 对于 $\forall t \geq T$, 有

$$q^T q = 1 - q_0^2 \geq 1 - q_0 \geq (1 - q_0)^2, \quad (15)$$

因此对于 $t \geq T$, 有 $V_1 \leq 2q^T q$. 此时, 由式(13)可证明

$$\dot{V}_1 \leq -k|V_1|^{\frac{\rho+1}{2}}, \quad (16)$$

其中 $0 < (\rho + 1)/2 < 1$, 因此应用引理 1, 根据式(16)可证明对于 $\forall t \geq T_1 \triangleq \max\{T, \bar{T}\}$ 有 $V_1(t) \equiv 0$, 其中

$$\bar{T} \leq \frac{2V_1^{\frac{1-\rho}{2}}(0)}{k(1-\rho)}.$$

从而根据 V_1 的定义以及滑模面(11)得出, 对于 $\forall t \geq T_1$, 有 $q(t) \equiv 0$, $q_0(t) \equiv 1$ 和 $\omega(t) \equiv 0$ 恒成立. \square

考虑反作用飞轮安装偏差(5)和部分失效故障, 根据式(11), 当 $S \neq 0$ 时, 可得

$$J\dot{S} = -\omega^\times J_0 \omega - (I_3 - E)\tau + E\Delta D\tau + \tau + \Delta(q, \omega) + \frac{k\rho}{2} J_0 \text{diag}(|q_i|^{\rho-1})(q_0 I_3 + q^\times)\omega, \quad (17)$$

其中

$$\Delta(q, \omega) = -\omega^\times \Delta J \omega + d + \frac{k\rho}{2} \Delta J \text{diag}(|q_i|^{\rho-1})(q_0 I_3 + q^\times)\omega.$$

根据四元数的性质, 可得 $\|q^\times + q_0 I_3\| \leq 1$ 以及 $\|q\| \leq 1$. 此时, 由假设 1 可证明

$$\|\omega^\times \Delta J \omega\| \leq \|\omega^\times\| \|\Delta J\| \|\omega\| \leq J_m \|\omega\|^2, \quad (18)$$

$$\|\Delta J \text{diag}(|q_i|^{\rho-1})(q_0 I_3 + q^\times)\omega\| \leq J_m \|\omega\|. \quad (19)$$

至此, 根据假设 2 和式(18)、(19), 可得出如下关系式:

$$\|\Delta(q, \omega)\| \leq J_m \|\omega\|^2 + \frac{k\rho J_m}{2} \|\omega\| + d_m \triangleq Y^T \Phi. \quad (20)$$

其中: $Y = \begin{bmatrix} d_m & \frac{k\rho J_m}{2} & J_m \end{bmatrix}^T$, $\Phi = [1 \ \|\omega\| \ \|\omega\|^2]^T$, Y 是未知常值向量.

记 $\min_{i=1,2,3} \{e_i\} \triangleq e_0$, $\|I_3 - E(t)\| = 1 - e_0 \triangleq \eta < 1$ 以及 $3\|\Delta D\|_\infty \triangleq \delta$, 则有如下定理成立.

定理 2 针对姿态控制系统(1)、(2)和(4), 考虑反作用飞轮安装偏差(5)以及部分失效故障, 当安装偏差满足不等式 $\delta < 1$ 时, 设计姿态容错控制器

$$\tau = \tau_{\text{nom}} + \tau_{\text{adp}} + \tau_{\text{mis}} + \tau_{\text{fault}}. \quad (21)$$

其中

$$\tau_{\text{nom}} = \omega^\times J_0 \omega - \frac{k\rho}{2} J_0 \text{diag}(|q_i|^{\rho-1})(q_0 I_3 + q^\times)\omega; \quad (22)$$

$$\tau_{\text{adp}} = \begin{cases} 0, & S = 0; \\ -K \frac{S}{\|S\|^2} - \hat{Y}^T \Phi \text{sign}(S), & S \neq 0; \end{cases} \quad (23)$$

$$\tau_{\text{mis}} = \begin{cases} 0, & S = 0; \\ -(\hat{\mu}_1(t) - 1) \frac{\psi_1 S}{\|S\|_\infty}, & S \neq 0; \end{cases} \quad (24)$$

$$\tau_{\text{fault}} = \begin{cases} 0, & S = 0; \\ -(\hat{\mu}_2(t) - 1) \frac{\psi_2 S}{\|S\|}, & S \neq 0. \end{cases} \quad (25)$$

K 为正控制常数, $\psi_1 = \|\tau_{\text{adp}} + \tau_{\text{fault}} + \tau_{\text{nom}}\|_\infty$, $\psi_2 = \|\tau_{\text{adp}} + \tau_{\text{mis}} + \tau_{\text{nom}}\|$, $\hat{\mu}_i (i = 1, 2)$ 分别为 $\mu_1 = 1/(1-\delta)$ 和 $\mu_2 = 1/(1-\eta)$ 的估计量, \hat{Y} 为 Y 的估计值, 且满足

$$\dot{\hat{\mu}}_1 = \begin{cases} 0, & S = 0; \\ l_2 \psi_1 \|S\|_\infty, & S \neq 0; \end{cases} \quad (26)$$

$$\dot{\hat{\mu}}_2 = \begin{cases} 0, & S = 0; \\ l_3 \psi_2 \|S\|, & S \neq 0; \end{cases} \quad (27)$$

$$\dot{\hat{Y}} = \begin{cases} 0, & S = 0; \\ l_1 \|S\| \Phi, & S \neq 0. \end{cases} \quad (28)$$

其中: $l_i > 0 (i = 1, 2, 3)$, $\hat{\mu}_j(0) > 1 (j = 1, 2)$ 和 $\hat{Y}(0) > 0$. 则系统状态将在有限时间 T_2 内到达滑模面 $S = 0$, 且闭环系统在有限时间 T_f 内几乎全局渐近稳定, 对于 $t \geq T_f$, 有 $q(t) \equiv 0$, $q_0(t) \equiv 1$ 以及 $\omega(t) \equiv 0$ 成立.

证明 当 $S \neq 0$ 时, 选取如下的 Lyapunov 函数:

$$V_3 = \frac{1}{2} S^T J S + \frac{\tilde{Y}^T \tilde{Y}}{2l_1} + \frac{(1-\delta)\tilde{\mu}_1^2}{2l_2} + \frac{(1-\eta)\tilde{\mu}_2^2}{2l_3}, \quad (29)$$

其中 $\tilde{\mu}_i = \mu_i - \hat{\mu}_i (i = 1, 2)$ 且 $\tilde{Y} = Y - \hat{Y}$. 注意到, 对于 $\forall i = 1, 2$, 有 $\psi_i \geq 0$ 成立. 至此, 由式(27)和(28)可知, $\hat{\mu}_i$ 为非减函数. 此时, 根据 $\hat{\mu}_i$ 的初始值, 可证明

$$\begin{aligned} & S^T [\tau_{\text{fault}} - (I_3 - E)\tau] \leq \\ & S^T (I_3 - E)(\hat{\mu}_2 - 1) \frac{\psi_2 S}{\|S\|} + \eta \|S\| \|\tau_{\text{adp}} + \\ & \tau_{\text{mis}} + \tau_{\text{nom}}\| - S^T (\hat{\mu}_2 - 1) \frac{\psi_2 S}{\|S\|} \leq \\ & \eta \|S\| \psi_2(t) + [\eta \psi_2 - \psi_2] \|S\| (\hat{\mu}_2 - 1) = \\ & (1-\eta) \tilde{\mu}_2 \psi_2 \|S\|. \end{aligned} \quad (30)$$

此外, 由于不等式 $xy \leq 3\|x\|_\infty \|y\|_\infty$ 对于 $\forall x, y \in R^3$ 均成立, 根据式(24)进一步可得

$$\begin{aligned} & S^T [E\Delta D\tau + \tau_{\text{mis}}] \leq \\ & 3\|\Delta D\|_\infty \|S\|_\infty \psi_1 + S^T E\Delta D\tau_{\text{mis}} - \\ & S^T (\hat{\mu}_1 - 1) \frac{\psi_1 S}{\|S\|_\infty} \leq \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \|\delta\psi_1 + \delta(\hat{\mu}_1 - 1)\psi_1 - (\hat{\mu}_1 - 1)\psi_1\|S\|_\infty = \\ & (1 - \delta)\tilde{\mu}_1\psi_1\|S\|_\infty. \end{aligned} \quad (31)$$

至此, 根据式(30)和(31), 代入(26)~(28), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 = & -K + S^T[E\Delta D\tau - (I_3 - E)\tau + \tau_{\text{mis}} + \\ & \tau_{\text{fault}}] - \frac{(1 - \delta)\tilde{\mu}_1\dot{\mu}_1}{l_2} - \frac{(1 - \eta)\tilde{\mu}_2\dot{\mu}_2}{l_3} \leq \\ & -K + (1 - \eta)\tilde{\mu}_2\psi_2\|S\| - (1 - \delta)\tilde{\mu}_1\psi_1\|S\|_\infty + \\ & (1 - \delta)\tilde{\mu}_1\psi_1\|S\|_\infty - (1 - \eta)\tilde{\mu}_2\psi_2\|S\| = -K. \end{aligned} \quad (32)$$

1) 当 $S = 0$ 时, V_3 可计算为

$$V_3 = \frac{\tilde{Y}^T\tilde{Y}}{2l_1} + \frac{(1 - \delta)\tilde{\mu}_1^2}{2l_2} + \frac{(1 - \eta)\tilde{\mu}_2^2}{2l_3}. \quad (33)$$

由式(26)~(28), 可得 $\dot{V}_3 = 0$, 则

$$\begin{cases} \dot{V}_3 \leq -K, S \neq 0; \\ \dot{V}_3 = 0, S = 0. \end{cases} \quad (34)$$

此时, 由式(34)可得

$$\begin{cases} V_3(t) \leq V_3(0) - Kt, S(t) \neq 0; \\ V_3 = 0, S(t) = 0. \end{cases} \quad (35)$$

由 V_3 的正定性, 解式(35)可得, 当 $t \geq \frac{V_3(0)}{K} \triangleq T_2$ 时, 有 $V_3 \equiv 0$. 从而对于 $t \geq T_2$, 有 $S(t) \equiv 0$ 成立. 由此可知, 系统状态将在有限时间 T_2 内到达滑模面 $S = 0$ 上.

2) 由1)的结果可知, 系统状态将在 T_2 内到达滑模面 $S = 0$ 上. 此外, 由定理1的结果可知, 到达滑模面后, 将在时间 T_1 内到达系统平衡点. 从而可知卫星姿态控制闭环系统将在时间 $T_f = T_1 + T_2$ 内几乎全局渐近稳定, 即对于 $\forall t \geq T_f$, 有 $q(t) \equiv 0$, $q_0(t) \equiv 1$ 以及 $\omega(t) \equiv 0$ 成立. \square

注1 文中所选取的滑模面(11)是一奇异滑模面, 在 $q_i = 0 (i = 1, 2, 3)$ 处 S 中的 $\text{sig}(q)^\rho$ 是连续但不可导的. 因此, 为了保证不发生因该处不可导而引起控制器(21)产生奇异的情况, 控制器(22)参数以及自适应更新律(26)~(28)参数需要小心选择, 以确保当 $S \neq 0$ 时 $q \neq 0$ 得以满足, 从而保证在应用控制器(21)时 $\text{sig}(q)^\rho$ 是可导的, 进而避免奇异现象的发生. 自适应律(26)~(28)实际上在 $S \neq 0$ 处不连续, 进而导致滑模控制中抖振现象的产生. 虽然采用连续函数(如饱和函数)可削弱抖振, 但此时闭环系统不再渐近稳定, 而是一致最终有界稳定, 从而使得姿态控制精度降低. 因此, 在使用滑模控制器(21)的过程中需要在抖振与控制精度两方面进行折中. 考虑到具体的航天任务需要卫星提供高精度姿态控制性能, 本文为保证姿态有限时间控制性能, 应用控制器(21)时将不采用连续函数来逼近不连续的自适应律(26)~(28).

注2 定理2给出了保证控制器(22)补偿安装偏差(7)的一个充分条件, 即 $3\|\Delta D\|_\infty = \delta < 1$. 由式

(8)可计算出 $\|\Delta D\|_\infty \leq \max_{i=1,2,3} \theta_i$, 其中

$$\begin{aligned} \theta_1 &= \|\Delta\alpha_2\| + \|\Delta\alpha_3\|, \theta_2 = \|\Delta\alpha_1\| + \|\Delta\alpha_3\|, \\ \theta_3 &= \|\Delta\alpha_1\| + \|\Delta\alpha_2\|, \end{aligned} \quad (36)$$

而 $3\|\Delta D\|_\infty = \delta < 1$ 意味着 $\|\Delta D\|_\infty < 1/3$, 故由式(36)可知定理2成立的条件是 $\max_{i=1,2,3} \theta_i < 1/3$, 即本体轴中任意2个飞轮的安装偏差角不超过 $1/3 \text{ rad}$. 由本文给出的飞轮安装结构可计算出, 定理2适用的最大的总安装偏差角 $\max_{i=1,2,3} \theta_i$ 不能超过 19.099° . 在目前实际的航天工程中, 现有技术可保证每个飞轮的安装偏差不超过 5° , 因此该控制器完全能够处理目前工程中所存在的安装偏差.

注3 控制器(21)只适用于存在部分故障的3作用飞轮姿态控制系统, 并不适用于实际工作飞轮个数大于或者等于4的卫星. 这是由于控制器设计需满足 $\|I_3 - E(t)\| < 1$ 这一假设. 当实际工作的飞轮个数大于3时, 此不等式有可能难以满足, 尤其当某个飞轮完全失效时, 该不等式不成立, 因此控制器(21)将失效. 虽然如此, 对于安装的飞轮个数大于3的卫星, 可采用冷备份方式进行姿态控制, 即卫星一直采用3个反作用飞轮进行姿态控制, 当检测到某个飞轮故障时, 立即停止使用该飞轮, 并启用冗余飞轮保证卫星3轴姿态卫星控制. 基于这点而言, 控制器(21)应用于反作用飞轮个数大于3的卫星姿态控制的潜力很大, 此时需要额外设计故障诊断策略检测各个飞轮健康状况, 这也是下一步研究工作之一.

3 仿真结果

为验证控制器(21)的有效性, 应用 Matlab 软件对某型卫星姿态稳定控制进行数值仿真. 该卫星标称转动惯量 J_0 和不确定转动惯量 $\Delta J (\text{kg}\cdot\text{m}^2)$ 分别为

$$J_0 = \begin{bmatrix} 35 & 3 & -1.5 \\ 3 & 28 & 2 \\ -1.5 & 2 & 30 \end{bmatrix},$$

$$\Delta J = [1 + e^{-0.1t} + 2\vartheta(t - 10) - 4\vartheta(t - 20)]\text{diag}(3, 2, 1).$$

其中: $\vartheta(t \geq 0) = 1, \vartheta(t < 0) = 0$. 干扰力矩根据文献[15]进行计算.

反作用飞轮安装偏差角 $\Delta\alpha_i (i = 1, 2, 3)$ 均在 $-7^\circ \sim +7^\circ$ 之间随机选择, 而 $\Delta\beta_i (i = 1, 2, 3)$ 均在 $-180^\circ \sim +180^\circ$ 之间随机选择. 执行机构故障 E 采用文献[12]给出的时变、随机故障, 即: 2s后 $e_1 = 0.6 + 0.1\text{rand}(t_1) + 0.1\sin(0.5t + \pi/3)$; 4s后 $e_2 = 0.4$; 6s后 $e_3 = 0.5 + 0.25\text{rand}(t_2) + 0.1\sin(0.5t + \pi)$; 其余时间段内飞轮正常工作. 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].

卫星初始角速度为 $[0.18 \ 0.10 \ -0.15]^T$ (单位: $^\circ/s$), 初始姿态为 $q(0) = [-0.0458 \ 0.0417 \ -0.0541]^T$. 控制器 (21) 中的控制参数设计为 $\rho = 0.7, k = 1.5, K = 0.05, l_i = 1.5 (i = 1, 2, 3)$. 此外, 自适应更新律 (26) ~ (28) 的初始值分别选择为 $\hat{\mu}_1(0) = \hat{\mu}_2(0) = 1.25$ 和 $\hat{Y}(0) = [1.05 \ 1.05 \ 1.05]^T$.

在控制器 (21) 的作用下, 卫星姿态控制结果如图 2 和图 3 所示. 由图 2 可知: 对于给定的初始姿态和初始角速度, 卫星姿态控制系统状态将在 $T_1 = 9.2\text{ s}$ 内到达滑模面 S 上; 另一方面, 当系统状态到达滑模面后, 控制器 (21) 的标称控制 τ_{nom} 将使系统状态在 $T_2 = 0.8\text{ s}$ 内收敛于平衡点, 即在 $T_f = 10\text{ s}$ 时便可实现对卫星姿态的稳定控制. 图 3 给出的姿态四元数响应曲线进一步验证了该结论.

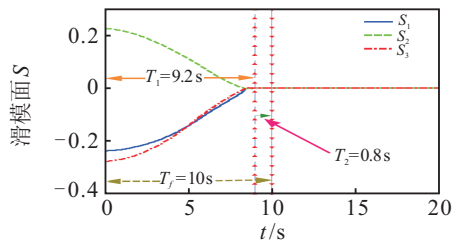


图 2 滑模面时间响应曲线

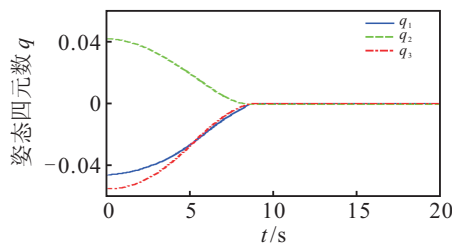


图 3 姿态四元数响应曲线

4 结 论

本文针对反作用飞轮安装偏差和部分失效故障问题设计了容错控制器, 实现卫星姿态稳定控制. 该控制器能够处理外部干扰以及不确定的转动惯量特性, 同时在不需要任何在线或离线故障信息情况下实现对飞轮失效故障及安装偏差的容错控制. 将本文所提出的姿态稳定控制方法应用于某型卫星的仿真结果验证了该方法的有效性及其工程实用价值.

参考文献(References)

- [1] Yoon H, Tsiotras P. Adaptive spacecraft attitude tracking control with actuator uncertainties[J]. The J of the Astronautical Sciences, 2008, 56(2): 251-268.
- [2] Scarritt S K. Nonlinear model reference adaptive control of satellite attitude tracking[C]. Proc of the AIAA Guidance, Navigation and Control Conf. Honolulu, 2008: AIAA-2008-7165.
- [3] Peck M K. Estimation of wheel and CMG alignments from on-orbit telemetry[C]. NASA Flight Mechanics Symposium. Greenbelt, 2001: 187-201.
- [4] Lim H C, Bang H. Adaptive control for satellite formation flying under thrust misalignment[J]. Acta Astronautica, 2009, 65(1/2): 112-122.
- [5] Jin J, Ko S, Ryoo 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] Hu D, Sarosh A, Dong Y F. A novel KFCM based fault diagnosis method for unknown faults in satellite reaction wheels[J]. ISA Trans, 2012, 51(2): 309-316.
- [8] Ruiter A D. A fault-tolerant magnetic spin stabilizing controller for the JC2Sat-FF mission[J]. Acta Astronautica, 2011, 68(1/2): 160-171.
- [9] Ma Y J, Jiang B, Cheng Y H. Actuator failure compensation and attitude control for rigid satellite by adaptive control using quaternion feedback[J]. J of the Franklin Institute, 2014, 351(1): 296-314.
- [10] Cao L, Chen X Q, Sheng T. Fault tolerant small satellite attitude control using adaptive non-singular terminal sliding mode[J]. Advances in Space Research, 2013, 51(3): 2374-2393.
- [11] 肖冰, 胡庆雷, 张友民. 执行器卡死并失效的航天器姿态稳定控制[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(增): 5-9. (Xiao B, Hu Q L, Zhang Y M. Attitude stabilization for spacecraft subject to loss and stuck fault of actuator[J]. J of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(S): 5-9.)
- [12] 田科丰, 李智斌. 基于动态逆的卫星姿控系统飞轮故障容错控制[J]. 中南大学学报, 2009, 40(增1): 191-199. (Tian K F, Li Z B. Dynamic inversion based satellite attitude fault tolerant control system with reaction wheel fault[J]. J of Central South University, 2009, 40(S1): 191-199.)
- [13] 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[J]. 航空学报, 2011, 32(10): 1869-1878. (Xiao B, Hu Q L, Huo X, et al. Sliding mode fault tolerant attitude control for flexible spacecraft under actuator fault[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(10): 1869-1878.)
- [14] Yu S H, Yu Y H, Shirinzadeh B J, et al. Continuous finite time control for robotic manipulators with terminal sliding mode[J]. Automatica, 2005, 41(11): 1957-1964.
- [15] Yang C D, Sun Y P. Mixed H_2/H_∞ state-feedback design for micro-satellite attitude control[J]. Control Engineering Practice, 2002, 10(9): 951-970.

(责任编辑: 曹洪武)