

基于迭代学习观测器的卫星姿态滑模容错控制*

张众正, 叶东, 孙兆伟

(哈尔滨工业大学 卫星技术研究所, 黑龙江 哈尔滨 150001)

摘要:为解决卫星上反作用飞轮存在安装偏差、故障及外部干扰情况下的姿态控制问题,提出了一种基于迭代学习观测器的姿态容错控制方法。该方法通过设计迭代学习观测器,以较小的计算量实现对执行机构发生的故障以及安装偏差进行精确的估计。并利用观测器的观测结果设计滑模控制器,使处于外部干扰条件下的卫星系统在执行机构发生故障的情况下可以快速稳定地完成姿态机动任务。进一步基于Lyapunov稳定性定理证明了迭代学习观测器及控制器的全局渐近稳定性。针对反作用飞轮存在不确定性及故障的情况下进行仿真,仿真结果表明,与同类容错控制方法相比,所提方法可以更加快速精确地对故障进行估计并完成姿态控制。

关键词:不确定性;执行机构故障;迭代学习观测器;滑模控制;容错控制

中图分类号:V448 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2018)01-017-07

Sliding mode fault tolerant attitude control for satellite based on iterative learning observer

ZHANG Zhongzheng, YE Dong, SUN Zhaowei

(Research Center of Satellite Technology, Harbin Institute of Technology, Harbin 150001, China)

Abstract: A novel fault tolerant attitude control scheme was proposed based on ILO (iterative learning observer) for satellite with unknown reaction wheel faults, uncertainties and unknown external disturbances. More specially, an iterative learning observer was derived to estimate reaction wheel faults and uncertainties accurately with less on-line computing power. Secondly, based on the estimated information, a sliding mode controller was derived to achieve the attitude stability of satellite rapidly with unknown external disturbances and reaction wheel faults. Furthermore, the stability of the ILO and the controller were approved by using the Lyapunov stability theory. Finally, simulations were carried out for satellite with unknown reaction wheel faults, uncertainties and disturbances. Results demonstrate that the proposed control scheme is more effectively and displays more feasibility by comparing with other fault tolerant control approach.

Key words: uncertainty; actuator fault; iterative learning observer; sliding mode control; fault tolerant control

近年来,全球各国都大力发展航天事业。然而,航天器长期运行在极其恶劣的环境下,一旦硬件出现故障,修复的可能性微乎其微。为此,容错控制(fault tolerant control)被广泛地应用在航天领域中。

由于自适应控制技术可以在线实时估计不确定参数,被广泛应用在处理参数不确定的系统当中。文献[1]中的自适应控制器可使绳系卫星完成姿态稳定,并在特定的故障下依然具有完成任务的能力。文献[2]中作者将航天器系统转动惯量的不确定性考虑在内,将所有不确定性因素的

上限进行估计。文献[3]针对柔性航天器提出了一种姿态跟踪容错控制律,在两种飞轮的故障模式下达到容错控制的目的。在文献[4]中,作者将自适应控制理论和模糊控制理论相结合推导出一种辨识系统不确定性的自适应姿态控制器。文献[5]中推导的被动容错控制律以自适应技术为基础,该控制律无须任何故障诊断信息就可以在执行机构故障的情况下完成姿态跟踪。文献[6]研究了一种离散自适应控制方法以解决刚体航天器受外部干扰及执行机构故障的问题。文献[7]基于变结构控制理论推导了一种自适应容错控制

* 收稿日期:2016-11-16

基金项目:中央高校基本科研业务费专项资金资助项目(HIT.NSRIF.2015033);国家自然科学基金资助项目(61603115);中国博士后科学基金资助项目(2015M81455);微小型航天器技术国防重点学科实验室开放基金资助项目(HIT.KLOF.MST.201501);2015年黑龙江省博士后资助经费项目(LBH-Z15085)

作者简介:张众正(1989—),男,吉林辽源人,博士研究生,E-mail:raycysmilyzzz@gmail.com;
叶东(通信作者),男,讲师,博士,E-mail:yed@hit.edu.cn

方法,并且将执行机构的最大输出能力限制及外部干扰考虑在内。

现阶段,大多数自适应控制方法是在假设执行机构故障存在上界的情况下进行研究的^[8-11]。这将不可避免地导致控制器具有保守性。若为航天器系统设计观测器,实时观测航天器故障并对控制器进行补偿与重构,即可削弱控制器的保守性。文献[12]设计了一种滑模观测器来观测航天器故障,但该文献是基于线性模型考虑的。迭代学习观测器(Iterative Learning Observer, ILO)首次在文献[13]中对系统的常值故障进行观测,并且在后续的研究中^[14]对时变的推力器的故障进行了故障诊断,但并未给出响应的容错控制器。文献[15]设计了一种未知输入迭代学习观测器,该观测器鲁棒性较强,但只能处理单一的执行机构故障。因此,本文将针对非线性系统对 ILO 进行改进,使其与滑模控制理论项结合,达到处理多种执行机构未知故障的目的。

本文针对航天器非线性系统,建立执行机构存在安装偏差、执行机构故障及外部干扰情况下的数学模型。进而设计 ILO 观测系统干扰力矩,并设计控制器,达到在线、实时补偿的目的。该方法能够应对执行机构各种未知故障,同时利用观测器信息重构容错控制器,达到提高控制器效率的目的。

1 航天器姿态动力学模型

1.1 姿态运动学与动力学方程

本文将采用四元数为姿态描述参数,刚体卫星的姿态运动学方程可以表示如下:

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -0.5\mathbf{q}^T\boldsymbol{\omega} \\ \dot{\mathbf{q}} = 0.5(\mathbf{q}^\times + q_0\mathbf{I}_3)\boldsymbol{\omega} \end{cases} \quad (1)$$

其中, \mathbf{q}^\times 为 \mathbf{q} 的叉乘矩阵, $Q = [q_0 \quad \mathbf{q}^T]^T$ 为姿态四元数,且满足条件 $q_0^2 + \mathbf{q}^T\mathbf{q} = 1$, \mathbf{I}_3 表示3阶单位矩阵。

实际应用中,卫星常配置冗余的执行机构,即执行机构的数量是 $N > 3$ 。那么,刚体卫星动力学方程可以表达如下:

$$\mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega}^\times\mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{D}\boldsymbol{\tau} + \mathbf{d} \quad (2)$$

其中, \mathbf{J} 为卫星转动惯量矩阵, $\boldsymbol{\omega}$ 为姿态角速度, \mathbf{D} 为星上执行机构安装矩阵, $\boldsymbol{\tau} = [\tau_1 \quad \tau_2 \quad \cdots \quad \tau_N]$ 为由所有执行机构产生的执行力矩, $\mathbf{d} = [d_1 \quad d_2 \quad d_3]^T$ 为外部干扰力矩。

1.2 飞轮安装偏差模型

如图1所示,在 X 轴上飞轮对于本体的影响由 $\Delta\alpha_1$ 和 $\Delta\beta_1$ 决定,其中 $\Delta\alpha_1$ 代表该飞轮转动轴与 X 轴的偏差角, $\Delta\beta_1$ 代表该飞轮转动轴在 YZ

平面上投影与 Y 轴之间的夹角。其他轴上飞轮的影响依此类推。

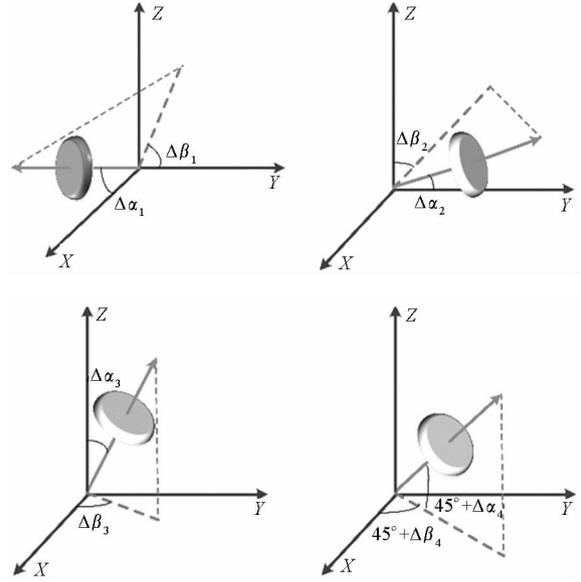


图1 飞轮安装偏差示意图

Fig. 1 Schematic representation of reaction wheel misalignment

因此飞轮系的真实输出力矩可表示为:

$$\begin{aligned} \mathbf{u} = & \tau_1 \begin{pmatrix} \cos\Delta\alpha_1 \\ \sin\Delta\alpha_1 \cos\Delta\beta_1 \\ \sin\Delta\alpha_1 \sin\Delta\beta_1 \end{pmatrix} + \tau_2 \begin{pmatrix} \sin\Delta\alpha_2 \sin\Delta\beta_2 \\ \cos\Delta\alpha_2 \\ \sin\Delta\alpha_2 \sin\Delta\beta_2 \end{pmatrix} + \\ & \tau_3 \begin{pmatrix} \sin\Delta\alpha_3 \cos\Delta\beta_3 \\ \sin\Delta\alpha_3 \sin\Delta\beta_3 \\ \cos\Delta\alpha_3 \end{pmatrix} + \\ & \tau_4 \begin{pmatrix} \cos(\alpha_4 + \Delta\alpha_4) \cos(\beta_4 + \Delta\beta_4) \\ \cos(\alpha_4 + \Delta\alpha_4) \sin(\beta_4 + \Delta\beta_4) \\ \sin(\alpha_4 + \Delta\alpha_4) \end{pmatrix} \quad (3) \end{aligned}$$

其中: $\tau_i (i \in \{1, 2, 3, 4\})$ 是飞轮产生的控制力矩; $\alpha_4 = \arcsin(1/\sqrt{3})$ rad, $\beta_4 = 45^\circ$ 。根据偏差角的定义, $\Delta\alpha_i (i \in \{1, 2, 3, 4\})$ 及 β_4 是小角度,且 $\Delta\beta_j \in [-\pi, \pi], j \in \{1, 2, 3\}$ 。从此可以做出如下近似: $\cos\Delta\alpha_i \approx 1, \sin\Delta\alpha_i \approx \Delta\alpha_i (i \in \{1, 2, 3, 4\})$,且 $\sin\Delta\beta_4 \approx \Delta\beta_4$,则式(3)可以近似为:

$$\mathbf{u} = \mathbf{D}\boldsymbol{\tau} = \mathbf{D}_0\boldsymbol{\tau} + \Delta\mathbf{D}\boldsymbol{\tau} \quad (4)$$

其中: $\boldsymbol{\tau} = (\tau_1, \tau_2, \tau_3, \tau_4)$, $\Delta\mathbf{D} = [\Delta\mathbf{D}_1, \Delta\mathbf{D}_2]$,且:

$$\mathbf{D}_0 = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 1/\sqrt{3} \\ 0 & 1 & 0 & 1/\sqrt{3} \\ 0 & 0 & 1 & 1/\sqrt{3} \end{pmatrix} \quad (5)$$

$$\Delta\mathbf{D}_1 = \begin{pmatrix} 0 & \Delta\alpha_2 \cos\Delta\beta_2 & \Delta\alpha_3 \cos\Delta\beta_3 \\ \Delta\alpha_1 \cos\Delta\beta_1 & 0 & \Delta\alpha_3 \sin\Delta\beta_3 \\ \Delta\alpha_1 \sin\Delta\beta_1 & \Delta\alpha_2 \sin\Delta\beta_2 & 0 \end{pmatrix} \quad (6)$$

$$\Delta D_2 = \begin{pmatrix} -\Delta\alpha_4 \sin\alpha_4 \cos\beta_4 - \Delta\beta_4 \cos\alpha_4 \sin\beta_4 \\ -\Delta\alpha_4 \sin\alpha_4 \sin\beta_4 + \Delta\beta_4 \cos\alpha_4 \cos\beta_4 \\ \Delta\alpha_4 \cos\alpha_4 \end{pmatrix} \quad (7)$$

1.3 飞轮故障模型

根据文献[16]中的描述,飞轮具有四种常见的故障模式,且可以表达如下:

$$\tau_i = e_i(t)\tau_{ci} + \bar{\tau}_{ci}, \quad i \in \{1, 2, 3, 4\} \quad (8)$$

其中, τ_{ci} 代表控制器的指令力矩, $0 \leq e_i(t) \leq 1$ 代表飞轮故障系数, $\bar{\tau}_{ci}$ 代表飞轮力矩偏移故障。当 $e_i(t) = 1, \bar{\tau}_{ci} = 0$ 时代表飞轮未发生故障; 当 $0 < e_i(t) < 1, \bar{\tau}_{ci} = 0$ 时代表飞轮发生效率降低故障; 当 $e_i(t) = 1, \bar{\tau}_{ci} \neq 0$ 时代表飞轮发生固定力矩偏移故障; 当 $e_i(t) = 0, \bar{\tau}_{ci} \neq 0$ 时代表飞轮力矩卡死于 $\bar{\tau}_{ci}$ 处; 当 $e_i(t) = 0, \bar{\tau}_{ci} = 0$ 时代表飞轮完全失效。

将式(8)所示的飞轮故障模型改写如下:

$$\tau_i = \tau_{ci} + \tau_{fi}, \quad i \in \{1, 2, 3, 4\} \quad (9)$$

其中, $\tau_{fi} = [e_i(t) - 1]\tau_{ci} + \bar{\tau}_{ci}$ 代表飞轮实际输出力矩与期望力矩之间的偏差。

那么,将式(9)代入式(4)中可以得到:

$$\mathbf{u} = D_0 \boldsymbol{\tau}_c + D_0 \boldsymbol{\tau}_f + \Delta D (\boldsymbol{\tau}_c + \boldsymbol{\tau}_f) \quad (10)$$

其中, $\boldsymbol{\tau}_c = [\tau_{c1} \quad \tau_{c2} \quad \tau_{c3} \quad \tau_{c4}]^T$ 为飞轮系期望力矩, $\boldsymbol{\tau}_f = [\tau_{f1} \quad \tau_{f2} \quad \tau_{f3} \quad \tau_{f4}]^T$ 为飞轮系故障力矩。由于实际情况限制, $\tau_{fi} (i = 1, 2, 3, 4)$ 是有界的, 且在最大输出力矩 τ_{\max} 的限制内。即以下假设成立: $|\tau_{fi}| \leq \tau_f \leq \tau_{\max}$ 。

1.4 问题陈述

将飞轮的故障力矩及安装偏差统一整理后, 卫星动力学模型可以表示为:

$$J\dot{\boldsymbol{\omega}} = -\boldsymbol{\omega}^\times J\boldsymbol{\omega} + D_0 \boldsymbol{\tau}_c + \mathbf{u}_f \quad (11)$$

其中, $\mathbf{u}_f = D_0 \boldsymbol{\tau}_f + \Delta D (\boldsymbol{\tau}_c + \boldsymbol{\tau}_f) + \mathbf{d}$ 。从式(11)中可以看出, 偏差力矩 \mathbf{u}_f 包含了飞轮安装偏差、飞轮故障和系统外部干扰。

2 ILO 设计与稳定性分析

由于 ILO 具有鲁棒性, 且更新率是代数表达式, 因此需要较小的在线计算量, 可以有效地降低能耗。文献[14]采用 ILO 对时变推力器的故障进行了故障诊断。但会发生颤振, 本文将针对该情况做出改进, 增加角速度修正信息以抑制颤振的发生。

2.1 ILO 设计

本文将应用迭代学习观测器系统干扰进行估计, 由于不估计单个执行机构的故障, 因此无法确

定故障的执行机构。设计 ILO 如下:

$$J\dot{\hat{\boldsymbol{\omega}}} = -\hat{\boldsymbol{\omega}}^\times J\hat{\boldsymbol{\omega}} + \boldsymbol{\lambda}(\boldsymbol{\omega} - \hat{\boldsymbol{\omega}}) + D_0 \boldsymbol{\tau}_c + \mathbf{v}(t) \quad (12)$$

$$\mathbf{v}(t) = K_1 \mathbf{v}(t-T) + K_2 [\boldsymbol{\omega}(t) - \hat{\boldsymbol{\omega}}(t)] + K_3 [\boldsymbol{\omega}(t-T) - \hat{\boldsymbol{\omega}}(t-T)] \quad (13)$$

其中: $\hat{\boldsymbol{\omega}}$ 代表观测器对 $\boldsymbol{\omega}$ 的估计, K_1, K_2 和 K_3 是观测器增益矩阵; T 代表系统采样时间; 参数 $\boldsymbol{\lambda}$ 是一个正定的矩阵; $\mathbf{v}(t)$ 是 ILO 输入, 用来估计时变的系统干扰。 $\mathbf{v}(t)$ 由角速度 $\boldsymbol{\omega}$ 的估计误差所决定, 因此该观测器需要角速度信息才可以正常工作。

由式(2)和式(12)可以得出角速率估计误差方程为:

$$J\dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}} = (-\boldsymbol{\omega}^\times J\boldsymbol{\omega} + \hat{\boldsymbol{\omega}}^\times J\hat{\boldsymbol{\omega}}) - \tilde{\boldsymbol{\lambda}}\tilde{\boldsymbol{\omega}} + D_0 \boldsymbol{\tau}_f + \Delta D (\boldsymbol{\tau}_c + \boldsymbol{\tau}_f) + \mathbf{d} - \mathbf{v}(t) \quad (14)$$

若 $\mathbf{u}_f = D_0 \boldsymbol{\tau}_f + \Delta D (\boldsymbol{\tau}_c + \boldsymbol{\tau}_f) + \mathbf{d}$, 则式(14)可以写成如下形式:

$$J\dot{\tilde{\boldsymbol{\omega}}} = (-\boldsymbol{\omega}^\times J\boldsymbol{\omega} + \hat{\boldsymbol{\omega}}^\times J\hat{\boldsymbol{\omega}}) - \tilde{\boldsymbol{\lambda}}\tilde{\boldsymbol{\omega}} + \mathbf{u}_f(t) - \mathbf{v}(t) \quad (15)$$

其中, $\tilde{\boldsymbol{\omega}} = \boldsymbol{\omega} - \hat{\boldsymbol{\omega}}$ 。

2.2 ILO 稳定性分析

为证明 ILO 观测误差的稳定性, 做出如下假设:

假设1: 时变信号 $\mathbf{u}_f(t)$ 有界, 且有 $\mathbf{u}_f(t) - K_1 \mathbf{u}_f(t-T) \leq k_d$ 。

假设2: 非线性项 $\boldsymbol{\omega}^\times J\boldsymbol{\omega}$ 满足 $\|-\boldsymbol{\omega}^\times J\boldsymbol{\omega} + \hat{\boldsymbol{\omega}}^\times J\hat{\boldsymbol{\omega}}\| \leq \eta \|\tilde{\boldsymbol{\omega}}\|$, $\eta > 0$ 。

假设3: $\|\tilde{\boldsymbol{\omega}}(t-T)\| \leq \xi \|\tilde{\boldsymbol{\omega}}(t)\|$, $\xi > 0$ 其中, 假设2和假设3成立, 因为系统状态 $\boldsymbol{\omega}(t)$ 一阶可微且其微分有界。

为方便证明 ILO 的稳定性, 现给出如下引理。

引理1 如果 ILO 输入如式(13)所示, 则以下不等式成立:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}^T(t)\mathbf{e}(t) &\leq \alpha_1 \mathbf{e}^T(t-T)K_1^T K_1 \mathbf{e}(t-T) + \\ &\alpha_2 \tilde{\boldsymbol{\omega}}^T(t)K_2^T K_2 \tilde{\boldsymbol{\omega}}(t) + \alpha_3 \tilde{\boldsymbol{\omega}}^T(t-T)K_3^T K_3 \tilde{\boldsymbol{\omega}}(t-T) + \\ &\alpha_4 \mathbf{f}^T(t)\mathbf{f}(t) \end{aligned} \quad (16)$$

其中, $\mathbf{e}(\cdot) = \mathbf{u}_f(\cdot) - \mathbf{v}(\cdot)$, $\alpha_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 是正常数, $\mathbf{f}(t) = \mathbf{u}_f(t) - K_1 \mathbf{u}_f(t-T)$ 。

证明 根据 $\mathbf{e}(t)$ 定义可得:

$$\begin{aligned} \mathbf{e}(t) &= \mathbf{u}_f(t) - K_1 \mathbf{v}(t-T) - K_2 [\boldsymbol{\omega}(t) - \hat{\boldsymbol{\omega}}(t)] - \\ &K_3 [\boldsymbol{\omega}(t-T) - \hat{\boldsymbol{\omega}}(t-T)] \\ &= K_1 \mathbf{e}(t-T) - K_2 [\boldsymbol{\omega}(t) - \hat{\boldsymbol{\omega}}(t)] - \\ &K_3 [\boldsymbol{\omega}(t-T) - \hat{\boldsymbol{\omega}}(t-T)] + \mathbf{f}(t) \end{aligned} \quad (17)$$

由此可以进一步推出:

$$\begin{aligned}
e^T(t)e(t) &= e^T(t-T)K_1^TK_1e(t-T) + \\
&\quad \tilde{\omega}^T(t)K_2^TK_2\tilde{\omega}(t) + f^T(t)f(t) + \\
&\quad \tilde{\omega}^T(t-T)K_3^TK_3\tilde{\omega}(t-T) - \\
&\quad 2e^T(t-T)K_1^TK_2\tilde{\omega}(t) - \\
&\quad 2e^T(t-T)K_1^TK_3\tilde{\omega}(t-T) + \\
&\quad 2e^T(t-T)K_1^Tf(t) + \\
&\quad 2\tilde{\omega}^T(t)K_2^TK_3\tilde{\omega}(t-T) - \\
&\quad 2\tilde{\omega}^T(t)K_2^Tf(t) - 2\tilde{\omega}^T(t-T)K_3^Tf(t)
\end{aligned} \tag{18}$$

其中,各项存在如下不等式关系:

$$2|e^T(t-T)K_1^TK_2\tilde{\omega}(t)| \leq \gamma_1 e^T(t-T)K_1^TK_1e(t-T) + 1/\gamma_1 \tilde{\omega}^T(t)K_2^TK_2\tilde{\omega}(t) \tag{19}$$

$$\begin{aligned}
2|e^T(t-T)K_1^TK_3\tilde{\omega}(t-T)| &\leq \gamma_2 e^T(t-T)K_1^TK_1e(t-T) + \\
&\quad 1/\gamma_2 \tilde{\omega}^T(t-T)K_3^TK_3\tilde{\omega}(t-T)
\end{aligned} \tag{20}$$

$$2e^T(t-T)K_1^Tf(t) \leq \gamma_3 e^T(t-T)K_1^TK_1e(t-T) + 1/\gamma_3 f^T(t)f(t) \tag{21}$$

$$2\tilde{\omega}^T(t)K_2^TK_3\tilde{\omega}(t-T) \leq \gamma_4 \tilde{\omega}^T(t)K_2^TK_2\tilde{\omega}(t) + 1/\gamma_4 \tilde{\omega}^T(t-T)K_3^TK_3\tilde{\omega}(t-T) \tag{22}$$

$$2|\tilde{\omega}^T(t)K_2^Tf(t)| \leq \gamma_5 \tilde{\omega}^T(t)K_2^TK_2\tilde{\omega}^T(t) + 1/\gamma_5 f^T(t)f(t) \tag{23}$$

$$2|\tilde{\omega}^T(t-T)K_3^Tf(t)| \leq \gamma_6 \tilde{\omega}^T(t-T)K_3^TK_3\tilde{\omega}^T(t-T) + 1/\gamma_6 f^T(t)f(t) \tag{24}$$

将式(19)~(24)代入到式(18)中,并令 $\alpha_1 = 1 + \gamma_1 + \gamma_2 + \gamma_3, \alpha_2 = 1 + 1/\gamma_1 + \gamma_4 + \gamma_5, \alpha_3 = 1 + 1/\gamma_2 + 1/\gamma_4 + \gamma_6$ 可以得到:

$$\begin{aligned}
e^T(t)e(t) &\leq \alpha_1 e^T(t-T)K_1^TK_1e(t-T) + \\
&\quad \alpha_2 \tilde{\omega}^T(t)K_2^TK_2\tilde{\omega}(t) + \\
&\quad \alpha_3 \tilde{\omega}^T(t-T)K_3^TK_3\tilde{\omega}(t-T) + \\
&\quad \alpha_4 f^T(t)f(t)
\end{aligned} \tag{25}$$

□

定理 1 在满足条件 $\varepsilon_1 = -2\eta + 2\lambda_{\min}(\lambda) - \gamma_7 - (1 + 1/\gamma_7 + \delta)(\alpha_2 K_2 K_2^T + \alpha_3 K_3 K_3^T \xi^2) > 0, \varepsilon_2 K_1 K_1^T < 1$ 的情况下,由式(12)和式(13)决定的观测器,其状态估计误差 $\tilde{\omega}$ 和 $e(t)$ 有界。

证明 构造如下 Lyapunov 函数:

$$V_1 = \tilde{\omega}^T J \tilde{\omega} + \int_{t-T}^t e^T(s)e(s) ds \tag{26}$$

对 Lyapunov 函数求导并将式(15)代入式(26)可以得到:

$$\begin{aligned}
\dot{V}_1 &= 2\tilde{\omega}^T J \dot{\tilde{\omega}} + e^T(t)e(t) - e^T(t-T)e(t-T) \\
&= 2\tilde{\omega}^T [-\omega^\times J \omega + \hat{\omega}^\times J \hat{\omega} - \lambda \tilde{\omega} + e(t)] + \\
&\quad e^T(t)e(t) - e^T(t-T)e(t-T) \\
&\leq 2\eta \|\tilde{\omega}\|^2 + 2\tilde{\omega}^T e(t) - 2\lambda_{\min}(\lambda) \|\tilde{\omega}\|^2 +
\end{aligned}$$

$$e^T(t)e(t) - e^T(t-T)e(t-T) \tag{27}$$

其中,如下不等式成立:

$$2\tilde{\omega}^T e(t) \leq \gamma_7 \tilde{\omega}^T \tilde{\omega} + 1/\gamma_7 e^T(t)e(t), \gamma_7 > 0 \tag{28}$$

那么式(27)可以进一步整理成如下形式:

$$\begin{aligned}
\dot{V}_1 &\leq [2\eta - 2\lambda_{\min}(\lambda) + \gamma_7] \|\tilde{\omega}\|^2 + (1 + 1/\gamma_7 + \delta) \cdot \\
&\quad e^T(t)e(t) - e^T(t-T)e(t-T) - \delta e^T(t)e(t) \\
&\leq [2\eta - 2\lambda_{\min}(\lambda) + \gamma_7] \|\tilde{\omega}\|^2 + \\
&\quad (1 + 1/\gamma_7 + \delta) [\alpha_1 e^T(t-T)K_1^TK_1e(t-T) + \\
&\quad \alpha_2 \tilde{\omega}^T(t)K_2^TK_2\tilde{\omega}(t) + \alpha_3 \tilde{\omega}^T(t-T)K_3^TK_3\tilde{\omega}(t-T) + \\
&\quad \alpha_4 f^T(t)f(t)] - e^T(t-T)e(t-T) - \delta e^T(t)e(t)
\end{aligned} \tag{29}$$

$$\begin{aligned}
\dot{V}_1 &\leq [2\eta - 2\lambda_{\min}(\lambda) + \gamma_7 + \\
&\quad (1 + 1/\gamma_7 + \delta)(\alpha_2 K_2 K_2^T + \alpha_3 K_3 K_3^T \xi^2)] \|\tilde{\omega}\|^2 + \\
&\quad [(1 + 1/\gamma_7 + \delta)\alpha_1 K_1 K_1^T - 1] e^T(t-T)e(t-T) + \\
&\quad (1 + 1/\gamma_7 + \delta)\alpha_4 f^T(t)f(t) - \delta e^T(t)e(t) \\
&= -\varepsilon_1 \|\tilde{\omega}\|^2 - \delta e^T(t)e(t) + \\
&\quad (\varepsilon_2 K_1 K_1^T - 1) e^T(t-T)e(t-T) + \varepsilon_3 f^T(t)f(t)
\end{aligned} \tag{30}$$

其中, $\varepsilon_1 = -2\eta + 2\lambda_{\min}(\lambda) - \gamma_7 - (1 + 1/\gamma_7 + \delta) \cdot (\alpha_2 K_2 K_2^T + \alpha_3 K_3 K_3^T \xi^2) > 0, \varepsilon_2 = (1 + 1/\gamma_7 + \delta)\alpha_1, \varepsilon_3 = (1 + 1/\gamma_7 + \delta)\alpha_4, \delta$ 为待设计的控制器参数且 $\delta > 0$ 。

选择 K_1 使 $\varepsilon_2 K_1 K_1^T < 1$, 则式(31)成立:

$$\dot{V}_1 \leq -\varepsilon_1 \|\tilde{\omega}\|^2 - \delta e^T(t)e(t) + \varepsilon_3 k_d^2 \tag{31}$$

这样可以得出:

$$\lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T [\varepsilon_1 \|\tilde{\omega}(t)\|^2 + \delta \|e(t)\|] dt \leq \varepsilon_3 k_d^2 \tag{32}$$

式(32)决定了 $\tilde{\omega}(t)$ 和 $e(t)$ 边界。

□

其中, $\varepsilon_3 k_d^2$ 是比较小的摄动项,因此在该 ILO 的作用下,当扰动出现时,系统状态只会从稳定状态产生微小的偏移。

3 滑模容错控制器设计

通过 ILO 实现了对偏差力矩 u_j 的观测,本节将要设计姿态容错控制器,以达到故障情况下的姿态稳定。设计如下时变滑模面:

$$S(t) = [s_1 \quad s_2 \quad s_3]^T = \omega(t) + \beta^2 q \tag{33}$$

定理 2 刚体卫星在执行机构安装偏差,执行机构及外部干扰存在的条件下,利用式(12)和式(13)定义的观测器,采用如下控制器:

$$\tau = -k_1 (D^T D)^{-1} D^T (s + k_2 v) \tag{34}$$

其中: k_1, k_2 是控制常数且满足 $k_1 k_2 = 1, v$ 是 ILO

输入项, β 满足如下更新率:

$$\dot{\beta} = -\frac{\beta q^T s - k_1 \beta \omega^T q}{\mu + 4 - q_0} \quad (35)$$

其中, μ 是正常数, 那么在该控制律的作用下, 闭环系统是渐进稳定的。

证明 选取如下 Lyapunov 函数:

$$V_2 = \frac{1}{2} \omega^T J \omega + \beta^2 [q^T q + (1 - q_0)^2] + \frac{\mu}{2} \beta^2 \quad (36)$$

那么, 对式(36)求导可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \omega^T J \dot{\omega} + \beta^2 [2q^T \dot{q} - 2(1 - q_0) \dot{q}_0] + \\ & 2\beta \dot{\beta} [q^T q + (1 - q_0)^2] + \mu \beta \dot{\beta} \\ &= \omega^T J \dot{\omega} + \beta^2 \omega^T q + 4\beta \dot{\beta} (1 - q_0) + \mu \beta \dot{\beta} \\ &= \omega^T [D\tau + v(t)] + \beta^2 q^T S - \beta^4 q^T q + 4\beta \dot{\beta} (1 - q_0) + \mu \beta \dot{\beta} \end{aligned} \quad (37)$$

将如式(35)所示的 β 的更新率代入式(37)可得:

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &\leq \omega^T [D\tau + v(t)] + \beta^2 q^T S - \beta^4 q^T q + \\ & 4\beta \dot{\beta} (1 - q_0) + \mu \beta \dot{\beta} \\ &\leq \omega^T D\tau + \omega^T v + \beta^2 q^T S - \beta^4 q^T q + \\ & \beta \dot{\beta} (4 - 4q_0 + \mu) \\ &= -\omega^T k_1 s - \omega^T k_1 k_2 v + \omega^T v + \beta^2 q^T S - \\ & \beta^4 q^T q + \beta \dot{\beta} (4 - 4q_0 + \mu) \\ &= -k_1 \omega^T \omega - k_1 \beta^2 \omega^T q - \omega^T k_1 k_2 v + \omega^T v + \\ & \beta^2 q^T S - \beta^4 q^T q + \beta \dot{\beta} (4 - 4q_0 + \mu) \\ &= -k_1 \omega^T \omega - \beta^4 q^T q - \omega^T k_1 k_2 v + \omega^T v \end{aligned} \quad (38)$$

若令 $k_1 k_2 = 1$, 则式(38)可以进一步整理为:

$$\dot{V}_2 \leq -k_1 \omega^T \omega - \beta^4 q^T q \quad (39)$$

将 \dot{V}_2 从 0 到 ∞ 积分可以得到:

$$V_2(0) - V_2(\infty) \geq k_1 \int_0^\infty \omega^T \omega dt + \beta^4 \int_0^\infty q^T q dt \quad (40)$$

由 Barbalat 引理可以得出:

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \omega = \lim_{t \rightarrow \infty} \beta^2 q = \mathbf{0} \quad (41)$$

然而 $\beta^2 q$ 收敛到 $\mathbf{0}$ 并不能保证 q 收敛到 $\mathbf{0}$, 如果 β 是有界的, 才能保证 $\lim_{t \rightarrow \infty} q = \mathbf{0}$ 。然而可以证明 β 存在正下界, 即存在一个正常量 β_0 满足 $\beta(t) \geq \beta_0$, 从此可以得出 $\lim_{t \rightarrow \infty} \omega(t) = \mathbf{0}$ 且 $\lim_{t \rightarrow \infty} q(t) = \mathbf{0}$, 到此对于定理 2 的证明完毕。

最后针对控制器做出如下限制:

$$\tau_c = E(\tau) \tau \quad (42)$$

其中, $E(\tau) = \text{diag} [E_1(\tau_1) E_2(\tau_2) \cdots E_4(\tau_4)]$,

并且:

$$E_i(\tau_i) = \begin{cases} 1 & |\tau_i| \leq \tau_{\max} \\ \tau_{\max} \text{sgn}(\tau_i) / \tau_i & |\tau_i| > \tau_{\max} \end{cases} \quad (43)$$

从式(43)中可以看出, $0 < E_i(\tau_i) \leq 1 (i = 1, 2, 3, 4)$, 这样可以保证 $E(\tau)$ 是正定矩阵, 从而在不影响控制器输出的同时达到输出限幅的目的。

4 仿真验证

为验证基于 ILO 的容错控制器的有效性, 现给出仿真参数并进行姿态机动仿真。

设卫星转动惯量矩阵如下, 单位为 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$ 。

$$J = \begin{bmatrix} 45 & 3 & 2 \\ 3 & 38 & -1.5 \\ 2 & -1.5 & 50 \end{bmatrix}$$

卫星姿态初始参数 $Q(0) = (0.85 \ 0.25 \ -0.3 \ 0.35)$, 角速度 $\omega(0) = (0.51 \ 0.3 \ 0.009)$ ($^\circ$)/s, 控制器参数如下: $K_1 = [0.15 \ 0.15 \ 0.15]$, $K_2 = [98 \ 98 \ 98]$, $K_3 = [21 \ 21 \ 21]$, $\lambda = 0.1$, $\beta(0) = 0.4$, $\mu = 2$, $k_1 = 5.6$, $\tau_{\max} = 0.1 \text{ N} \cdot \text{m}$ 。

为了检验本文容错控制器对执行机构故障的处理能力, 假设飞轮故障及安装偏差如下:

1) X 轴飞轮在 30 s 出现效率降低故障 $e_1(t) = 0.6$, 在 100 s 后保持效率降低故障为 $e_1(t) = 0.4$, 安装偏差 $\alpha_1 = 10^\circ$, $\beta_1 = 12^\circ$;

2) Y 轴飞轮在 10 ~ 50 s 之间出现效率降低故障 $e_2(t) = 0.5$, 安装偏差 $\alpha_2 = 8^\circ$, $\beta_2 = 15^\circ$;

3) Z 轴飞轮在 20 ~ 40 s 之间出现卡死故障, $e_3(t) = 0$, $\bar{\tau}_{ci} = 0.015$, 安装偏差 $\alpha_3 = 5^\circ$, $\beta_3 = 8^\circ$;

4) 斜装飞轮在 30 s 后完全失效 $e_3(t) = 0$, $\bar{\tau}_{ci} = 0$, 安装偏差 $\alpha_2 = 6^\circ$, $\beta_2 = 10^\circ$ 。

对于类似问题, 文献[16]应用变结构控制理论解决执行机构存在安装偏差情况下航天器姿态容错控制问题。为证明本文方法的有效性, 将文献[16]中的容错控制器作对比, 仿真结果如图 2 ~ 8 所示。

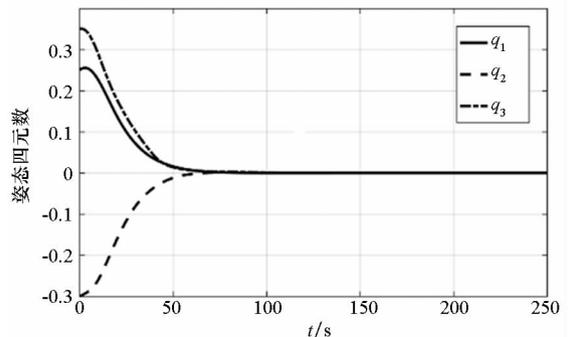


图 2 卫星姿态响应曲线

Fig. 2 Attitude response of satellite

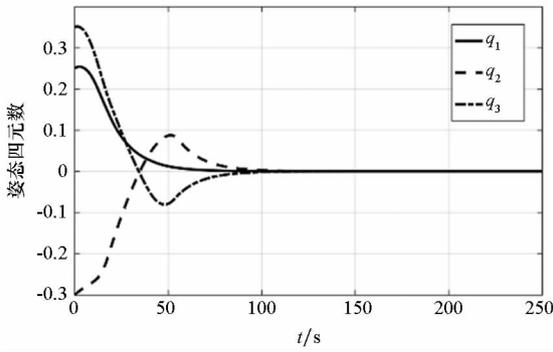


图 3 文献[16]控制器下卫星姿态响应曲线
Fig. 3 Attitude response of satellite by using controller presented in reference [16]

在本文提出的控制算法下,卫星姿态和角速度响应曲线如图 2 和图 4 所示。在执行机构存在安装偏差及故障的情况下,卫星能在 80 s 内完成姿态机动并稳定。同样仿真条件下,应用文献[16]中容错控制算法的姿态与角速度响应曲线如图 3 和图 5 所示。在执行机构发生故障后,卫星耗时 100 s 左右完成姿态稳定。由于文献[16]是以变结构控制理论为基础,增强系统鲁棒性以克服故障及安装偏差,因此系统保守性较强。而本文利用 ILO 对故障及安装偏差进行估计,进一步用控制器补偿。从仿真结果中可以看出,在相同的故障条件下,本文的控制算法可以使卫星更加快速地完成姿态机动。

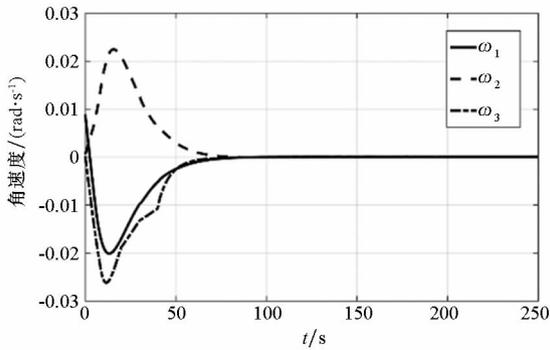


图 4 卫星角速度响应曲线
Fig. 4 Velocity response of satellite

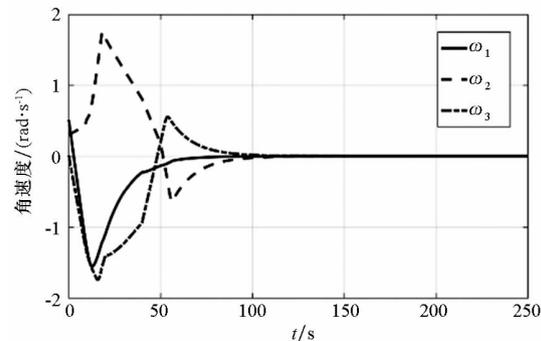


图 5 文献[16]控制器下卫星角速度响应曲线
Fig. 5 Velocity response of satellite by using controller presented in reference [16]

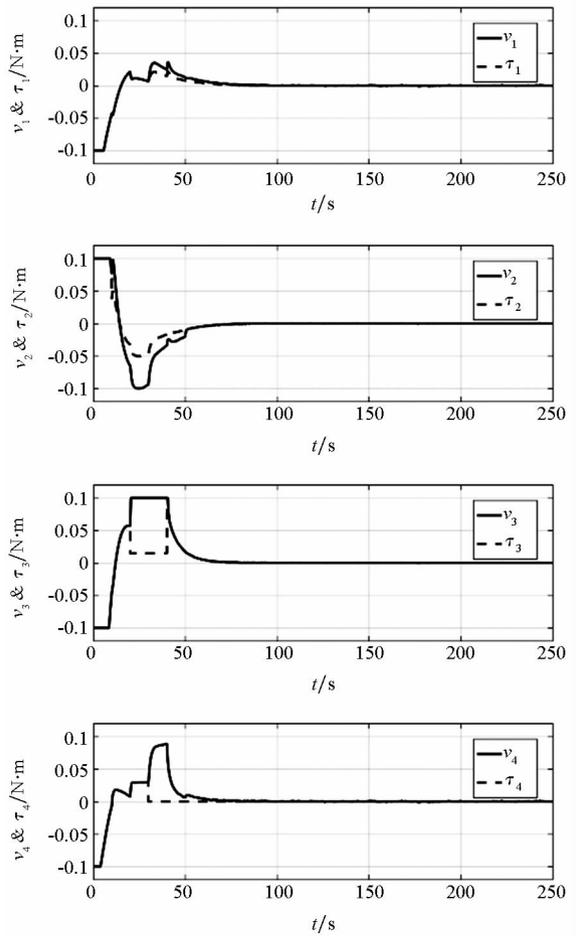


图 6 控制器输入输出响应曲线

Fig. 6 Input and output signals of the controller

从图 6 中可以看到,在反作用飞轮发生故障时,控制器输入 v 会随之增大。这是由于 ILO 检测到航天器动力学模型异常,该情况下系统增大输入信号,补偿执行机构无法完成的力矩。

从图 7 中可以看出,控制器增益 β 最终稳定在一个正常数,这也验证了本文第 3 节中的理论。图 8 是 ILO 的输出响应曲线,代表卫星上飞轮输出力矩在存在故障及安装偏差情况下对系统造成的影响。由于本文将执行机构故障力矩,安装偏差及外部干扰一并进行估计,因此,图中所示曲线是上述因素共同作用的结果。

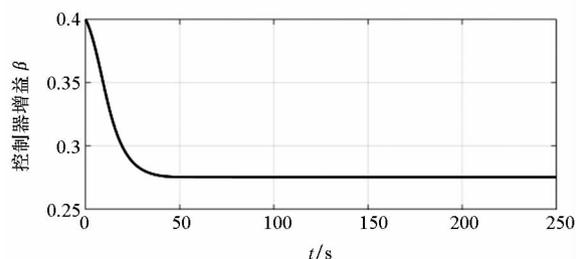


图 7 控制器增益 β 响应曲线

Fig. 7 Signals of the controller gain β

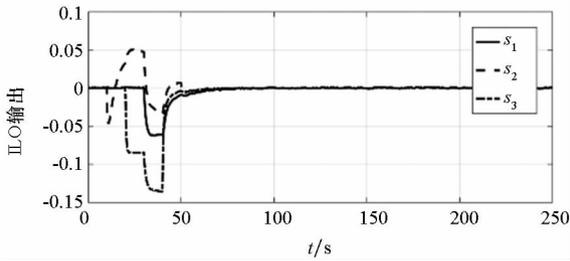


图8 ILO 输出响应曲线

Fig. 8 Output signals of ILO

5 结论

针对卫星上飞轮故障、存在安装偏差及外部干扰的情况下姿态稳定问题,本文推导了基于迭代学习观测器的容错控制方法。主要通过迭代学习观测器对系统干扰力矩进行观测,并利用观测信息进行容错控制。在保证对系统故障实时观测重构的前提下,有效地降低了系统的保守性。最后应用本文的控制算法,进行了执行机构故障条件下卫星姿态机动的仿真。仿真结果表明,迭代学习观测器可以快速准确地估计故障与干扰力矩,通过控制器重构,可以更快地完成姿态机动及稳定。

参考文献 (References)

- [1] Boskovic J D, Bergstrom S, Mehra R K. Robust integrated flight control design under failures, damage, and state-dependent disturbances [J]. *Journal of guidance, control, and dynamics*, 2005, 28(5): 902-917.
- [2] Cai W C, Liao X H, Song D Y. Indirect robust adaptive fault-tolerant control for attitude tracking of spacecraft [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2008, 31(5): 1456-1463.
- [3] Jiang Y, Hu Q L, Ma G F. Adaptive backstepping fault-tolerant control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbances and actuator failures [J]. *ISA Transactions*, 2010, 49(1): 57-69.
- [4] Zou A M, Kumar K D. Adaptive fuzzy fault-tolerant attitude control of spacecraft [J]. *Control Engineering Practice*, 2011, 19(1): 10-21.
- [5] Zou A M, Kumar K D. Robust attitude coordination control for spacecraft formation flying under actuator failures [J]. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2012, 35(4): 1247-1255.
- [6] Ma Y J, Jiang B, Tao G, et al. Actuator failure compensation and attitude control for rigid satellite by adaptive control using quaternion feedback [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2014, 351(1): 296-314.
- [7] Bustan D, Sani S K H, Pariz N. Adaptive fault-tolerant spacecraft attitude control design with transient response control [J]. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2014, 19(4): 1404-1411.
- [8] 李隆, 侯建文, 史小平, 等. 航天器姿态跟踪系统自适应滑模控制 [J]. *电机与控制学报*, 2015(2): 96-100, 108.
LI Long, HOU Jianwen, SHI Xiaoping, et al. Adaptive sliding mode control for spacecraft attitude tracking system [J]. *Electric Machines and Control*, 2015(2): 96-100, 108. (in Chinese)
- [9] 高道祥, 孙增圻, 罗熊, 等. 基于 Backstepping 的高超声速飞行器模糊自适应控制 [J]. *控制理论与应用*, 2008(5): 805-810.
GAO Daoxiang, SUN Zengqi, LUO Xiong, et al. Fuzzy adaptive control for hypersonic vehicle via backstepping method [J]. *Control Theory and Applications*, 2008(5): 805-810. (in Chinese)
- [10] 黄喜元, 王青, 董朝阳. 基于归一化神经网络的航天器自适应姿态跟踪控制 [J]. *宇航学报*, 2010(11): 2542-2549.
HUANG Xiyuan, WANG Qing, DONG Chaoyang. Adaptive attitude tracking control for spacecraft based on input normalized neural network [J]. *Journal of Astronautics*, 2010(11): 2542-2549. (in Chinese)
- [11] 赵琳, 闫鑫, 郝勇, 等. 基于快速终端滑模的航天器自适应容错控制 [J]. *宇航学报*, 2012(4): 426-435.
ZHAO Lin, YAN Xin, HAO Yong, et al. Adaptive fault tolerant control for spacecraft based on fast terminal sliding mode [J]. *Journal of Astronautics*, 2012(4): 426-435. (in Chinese)
- [12] 张爱华, 胡庆雷, 霍星, 等. 过驱动航天器飞轮故障重构与姿态容错控制 [J]. *宇航学报*, 2013, 34(3): 369-376.
ZHANG Aihua, HU Qinglei, HUO Xing, et al. Fault reconstruction and fault tolerant attitude control for over-actuated spacecraft under reaction wheel failure [J]. *Journal of Astronautics*, 2013, 34(3): 369-376. (in Chinese)
- [13] Chen W, Saif M. Robust fault diagnosis in time-delay nonlinear systems via an ILO with application to automotive engine [C]//Proceedings of IFAC Congress, 2002.
- [14] Chen W, Saif M. Observer-based fault diagnosis of satellite systems subject to time-varying thruster faults [J]. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2007, 129(3): 352-356.
- [15] 管宇, 张迎春, 沈毅, 等. 基于迭代学习观测器的卫星姿态控制系统的鲁棒容错控制 [J]. *宇航学报*, 2012(8): 1080-1086.
GUAN Yu, ZHANG Yingchun, SHEN Yi, et al. Robust fault-tolerant control for satellite attitude control system based on iterative learning observer [J]. *Journal of Astronautics*, 2012(8): 1080-1086. (in Chinese)
- [16] Xiao B, Hu Q, Wang D, et al. Attitude tracking control of rigid spacecraft with actuator misalignment and fault [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2013, 21(6): 2360-2366.