doi:10.11918/j.issn.0367-6234.2016.04.003

执行器故障与饱和受限的航天器滑模容错控制

于彦波,胡庆雷,董宏洋,马广富

(哈尔滨工业大学 航天学院, 150001 哈尔滨)

摘 要: 针对航天器姿态控制过程中同时存在执行器故障、安装偏差与控制受限的多约束问题,提出一种基于积分滑模面的自适应鲁棒姿态容错控制方法,所设计的控制器在满足执行器控制能力的饱和受限约束的条件下确保系统稳定;同时,通过引入控制参数在线自适应学习策略以提高对干扰、安装偏差以及故障变化的鲁棒性,进而减小对这些信息的依赖能力,并基于 Lyapunov 方法分析了系统稳定性.通过数值仿真结果表明,提出的自适应积分滑模容错控制算法能有效的保证执行器故障时航天器姿态控制系统的稳定性,并具有较强的鲁棒性.

关键词: 航天器;容错控制;输入饱和;执行器故障;安装偏差

中图分类号: V448.22 **文献标志码**: A **文章编号**: 0367-6234(2016)04-0020-06

Sliding mode fault tolerant control for spacecraft under actuator fault and saturation

YU Yanbo, HU Qinglei, DONG Hongyang, MA Guangfu

(School of Astronautics, Harbin Institute of Technology, 150001 Harbin, China)

Abstract: A fault tolerant control scheme based on integral sliding mode surface is developed for spacecraft attitude stabilization in the presence of actuator faults, misalignments, magnitude saturation and external disturbances simultaneously. This approach is based on a novel integral-type sliding mode control strategy to compensate for these un-desired issues without controller reconfiguration. Especially, it guarantees the reachability of the system states by involving adaptive control technique to relax the boundary information in advance. A sufficient condition for the controller to accommodate magnitude saturation is also presented and then the fault tolerant attitude control system can be guaranteed theoretically to be asymptotically stable by using Lyapunov method. Numerical simulation results shows that the proposed control law can quarantee the stability of the spacecraft attitude control system in the presence of actuators′ failures, and it has good robust performance.

Keywords: spacecraft; fault tolerant control; input saturation; actuator fault; misalignment

近年来一些先进控制理论与方法,如反馈控制[1]、自适应控制[2]、滑模控制[3-4]等及其相结合的复合控制方法在航天器实际系统控制中得到了一些应用,而滑模控制以其对不确定性的“不变性”受到学术界的广泛关注,并在航天器姿态控制中得到了广泛的应用[5-6].但是,对于传统的滑模控制,当系统到达滑模面时,存在滑模的到达过程,难以保证系统的动态性能.而积分滑模由于在系统中引入了状态的积分环节,一方面可以消除滑模面的到达过程,从而保证滑动模态下的系统与原始标称系统的一致性;另一方面,由于积分项的存在,将对常值干扰等具有很好的抑制作用;然而积分滑模控制及其在航天控制应用相关研究鲜见报道[7-8].

容错控制策略作为一种有效的手段来解决航天器的执行器故障问题而得到广泛的关注,其通过设计一类特定的控制算法来保证控制系统在故障模式下的稳定性与可靠性,并在航天航空领域得到了广泛的应用.文献[9]为解决卫星姿态跟踪控制问题中可能出现的执行器部分与完全失效故障,提出了一种自适应姿态容错控制器的设计方法;文献[10]在

收稿日期: 2014-11-25.
基金项目: 国家自然科学基金(61174200, 61273175);教育部新世纪优秀人才计划(NCET-11-0801);黑龙江省青年基金(QC2012C024);高等学校博士学科点专项科研基金(20132302110028).
作者简介: 于彦波(1985—),男,博士研究生;
胡庆雷(1979—),男,教授,博士生导师;
马广富(1963—),男,教授,博士生导师.
通信作者: 胡庆雷, huqingleihit@gmail.com.

考虑模型不确定性、外干扰、执行器故障以及推力器力矩饱和受限的多种约束下，提出了一类鲁棒自适应容错控制器的设计方法.针对飞轮作为执行机构的故障情况下，基于动态逆和时延控制相结合的复合控制方法；文献[11]提出了一种类似迭代学习的卫星姿态容错控制方法.此外，考虑到对干扰以及不确定性项的抑制能力；文献[12]基于 L-2 增益方法，提出了一类航天器鲁棒姿态容错控制器的设计方法，该控制器再保证了系统的最终一致有界稳定的同时满足 L-2 性能指标要求.

然而，在这些容错控制方法的研究中，并没有考虑执行机构实际的物理约束，即没有显式地考虑控制力矩饱和受限的约束问题，而这种饱和受限的强非线性约束将会严重的影响系统的稳定性以及可靠性[13-14].此外，尽管上述文献所提出的控制方法能够解决航天器的外部干扰、饱和受限甚至执行器的故障容错问题，但它们并没有考虑实际系统存在执行机构安装偏差的问题.在实际的航天工程中，受限于安装工艺以及发射过程中运载器振动的影响，航天器执行机构的安装偏差不可避免.而这种安装偏差的存在将对姿态跟踪性能产生影响，严重时将使整个姿态控制任务失败.目前对执行器安装偏差问题的相关研究成果相对较少[15-16]，然而在这些文献中，研究者们并没有考虑常值干扰对系统的影响.

为此，本文在上述研究成果的基础之上，综合考虑外部干扰、执行机构故障、安装偏差以及控制受限的多约束问题，提出一种新型自适应积分滑模姿态容错控制方法；该方法在显式地引入饱和函数以保证控制输出受限的同时，并不依赖于执行器的在线故障诊断信息；理论上证明了所设计控制系统对执行机构故障和安装偏差等的容错能力与鲁棒性以及系统的稳定性，并且数值仿真研究结果也验证了所提出方法的有效性与理论的正确性.

1　航天器动力学模型与控制问题描述

为了避免奇异问题，考虑采用修正的罗德里格参数描述航天器姿态运动学与动力学方程[17]：

$$\dot{\boldsymbol{\rho}} = \frac{1}{2}\left(\boldsymbol{I} - \boldsymbol{S}(\boldsymbol{\rho}) + \boldsymbol{\rho}\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{T}} - \frac{1+\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\rho}}{2}\boldsymbol{I}\right)\boldsymbol{\omega}, \tag{1}$$
$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}(t) + \boldsymbol{S}(\boldsymbol{\omega}(t))\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}(t) = \boldsymbol{u}(t) + \boldsymbol{T}_d(t).$$

式中：$\boldsymbol{\rho}\in\mathbf{R}^3$ 为星体坐标系相对于惯性空间坐标系的修正的罗德里格参数；$\boldsymbol{\omega}(t)\in\mathbf{R}^3$ 为航天器本体坐标系相对地心惯性坐标系的旋转角速度在本体坐标系上的分量；$\boldsymbol{J}\in\mathbf{R}^{3\times3}$ 为航天器转动惯量；$\boldsymbol{T}_d(t)\in\mathbf{R}^3$ 为外部干扰；$\boldsymbol{u}(t)\in\mathbf{R}^3$ 为作用在星体上的合控制力矩；此外，$\boldsymbol{S}(\cdot)$ 为反对称矩阵.

在实际的航天工程中，为保证航天器姿态控制系统的高可靠性，航天器执行机构的设计往往采用冗余配置情况，考虑图 1 所示的正安装于航天器本体坐标系的理想安装结构.然而，在航天工程中，由于受安装技术的限制，航天器执行机构在不同程度上存在安装偏差.所谓安装偏差即是反作用飞轮在实际坐标系中安装的位置与本体坐标系中理想位置的偏差，如图 1所示.这里 $\Delta\alpha_i$ 与 $\Delta\beta_i(i=1,2,3,4)$ 定义为飞轮的安装偏差角.

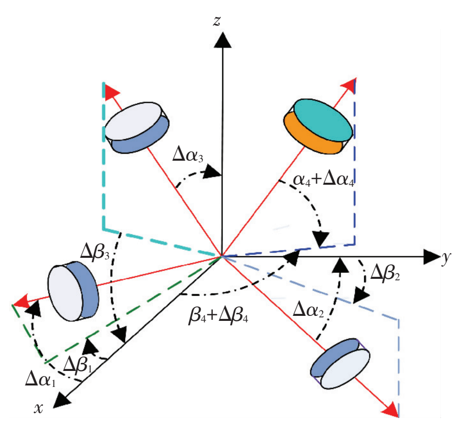


图 1　存在安装偏差反作用飞轮配置结构

根据图 1 给出的反作用飞轮安装框图，可计算出反作用飞轮实际输出总力矩为 $\boldsymbol{u}=(\boldsymbol{D}+\Delta\boldsymbol{D})\boldsymbol{\tau}$. 式中：$\boldsymbol{\tau}=[\tau_1\quad\tau_2\quad\tau_3\quad\tau_4]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^4$ 为四反作用飞轮实际输入的控制力矩；$\Delta\boldsymbol{\tau}=[\Delta\tau_1\quad\Delta\tau_2\quad\Delta\tau_3\quad\Delta\tau_4]^{\mathrm{T}}\in\mathbf{R}^4$ 为由于反作用飞轮安装偏差所产生的力矩偏差；$\boldsymbol{D}\in\mathbf{R}^{3\times4}$ 为表示标称安装矩阵；$\Delta\boldsymbol{D}\in\mathbf{R}^{3\times4}$ 为执行机构安装偏差矩阵.考虑实际安装偏差角 $\Delta\alpha_i(i=1,2,3,4)$ 与 $\Delta\beta_i$ 为小量.利用了三角关系近似关系，可得

$$\boldsymbol{D}=\begin{bmatrix}1&0&0&\cos\alpha_4\cos\beta_4\\0&1&0&\cos\alpha_4\sin\beta_4\\0&0&1&\sin\alpha_4\end{bmatrix},\Delta\boldsymbol{D}=\begin{bmatrix}0&\Delta\alpha_2\cos\Delta\beta_2&\Delta\alpha_3\cos\Delta\beta_3&-\Delta\alpha_4\sin\alpha_4\cos\beta_4-\Delta\beta_4\cos\alpha_4\sin\beta_4\\\Delta\alpha_1\cos\Delta\beta_1&0&\Delta\alpha_3\sin\Delta\beta_3&-\Delta\alpha_4\sin\alpha_4\sin\beta_4+\Delta\beta_4\cos\alpha_4\cos\beta_4\\\Delta\alpha_1\sin\Delta\beta_1&\Delta\alpha_2\sin\Delta\beta_2&0&\Delta\alpha_4\cos\alpha_4\end{bmatrix}.$$

在航天器在轨运行过程中，由于执行机构要经常性地完成各种操作在轨，使得反作用飞轮时常发生故障；由此，同时考虑执行器存在故障与安装偏差意义下的航天器的动力学方程可修改为

$$\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}(t) + \boldsymbol{S}(\boldsymbol{\omega}(t))\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}(t) = (\boldsymbol{D}+\Delta\boldsymbol{D})\boldsymbol{E}\boldsymbol{\tau}(t) + \boldsymbol{T}_d(t), \tag{2}$$

这里 $\boldsymbol{E}$ 定义为 $\boldsymbol{E}=\mathrm{diag}(e_1,e_2,e_3,e_4)$，式中 e_i 为第 i 个反作用飞轮的有效因子，且满足$0\leqslant e_i\leqslant1(i=1,2,$

3,4);当 $e_i=1$ 时,表明第 i 个反作用飞轮工作完好;当 $e_i=0$ 时,表明第 i 个反作用飞轮完全失效;当 $0<e_i<1$ 时,表明第 i 个反作用飞轮存在部分失效.

为了便于控制器设计,给出如下合理假设:

假设 1 对于反作用飞轮的安装偏差角为小角度,也即安装偏差矩阵范数有界,由此存在一个较小的常数 γ 使得 $\|\Delta\boldsymbol{D}\| \leqslant \gamma$,其中 $\gamma>0$ 为未知常数.

假设 2 对于 $\boldsymbol{E}=\mathrm{diag}(e_1,e_2,e_3,e_4)$ 所描述的具有冗余反作用飞轮的故障形式,这里假设某个或某些反作用飞轮存在故障,但是失效后要求满足约束 $\mathrm{rank}(\boldsymbol{DE})=3$.

假设 3 假设各个飞轮的特性相同,并且其最大输出力矩为 τ_m,且满足幅值受限的要求 $\|\boldsymbol{\tau}(t)\| \leqslant \tau_m$.

假设 4 外部干扰 $\boldsymbol{T}_d(t)$ 未知但满足有界 $\|\boldsymbol{T}_d\| \leqslant \bar{d}$,式中 $\bar{d}$ 为干扰范数的未知上界,且满足 $\bar{d} \ll \tau_m$.

由此,本文的控制目标可以描述为:对于航天器系统(2),存在反作用飞轮故障、安装偏差、控制受限以及外部干扰的约束,满足上述假设 1~4,且对于满足任意的物理意义的初始状态,设计控制律 $\boldsymbol{\tau}(t)$,使得闭环系统的状态稳定,也即 $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\rho}(t)\to 0$, $\lim\limits_{t\to\infty}\boldsymbol{\omega}(t)\to 0$.

2 自适应积分滑模姿态容错控制器设计

基于滑模控制方法设计的控制器主要分为:1)滑模面的选取;2)控制律的设计,并证明系统状态在任意初始位置有限时间到达滑模面和收敛到平衡点,从而保证了航天器状态最终稳定的特性.

2.1 积分滑模面设计

基于航天器动力学模型式(1)的特性,选取如下积分滑模面

$$\boldsymbol{\sigma}=\boldsymbol{J}(\boldsymbol{\omega}(t)-\boldsymbol{\omega}(t_0))+\int_{t_0}^{t}(\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}})\,\mathrm{d}t. \tag{3}$$

式中:t_0 为系统的初始时刻;$\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}$ 为航天器动力学标称系统的控制律;这里定义航天器动力学标称系统为忽略外部干扰等因素的一类航天器动力学系统,即 $\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}+\boldsymbol{S}(\boldsymbol{\omega})\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}=\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}$,对于 $\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}$ 的设计,可以采用目前航天工程的通用方法比例-积分-微分的方法,但是考虑到幅值受限的约束,本文给出满足幅值受限的非线性比例-微分[13,18],具有如下形式:

$$\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}=-k_d\tanh(\boldsymbol{\omega}(t)/\alpha^2(t))-k_p\frac{\boldsymbol{\rho}}{\sqrt{1+\boldsymbol{\rho}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\rho}}}. \tag{4}$$

式中:k_p、k_d 分别为控制增益;$\alpha^2(t)$ 为非零的成型函数[16],且满足 $0<\alpha^2_{\min}\leqslant\alpha^2_{\max}\in L_\infty(\dot{\alpha}\in L_\infty)$;函数 $\tanh(\boldsymbol{\omega}(t))\in\mathbf{R}^3$ 定义为 $\tanh(\boldsymbol{\omega}(t))\triangleq[\tanh(\omega_1(t))\ \ \tanh(\omega_2(t))\ \ \tanh(\omega_3(t))]^{\mathrm{T}}$ 为标准的双曲正切函数.

注 1 由式(4)可知,通过调整控制参数 k_p 与 k_d 使得控制输出满足幅值受限,即 $|u^i_{\mathrm{nom}}|\leqslant k_p+k_d\leqslant\tau_m$,同时也通过调整 $\alpha^2(t)$ 可以角速度项对系统的影响.

2.2 积分滑模容错控制器设计

由滑模面式(3)可知,对其两端求时间导数可得

$$\dot{\boldsymbol{\sigma}}=\boldsymbol{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}(t)+\boldsymbol{\omega}\times\boldsymbol{J}\boldsymbol{\omega}-\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}=\boldsymbol{DE\tau}+\Delta\boldsymbol{DE\tau}+\boldsymbol{T}_d-\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}, \tag{5}$$

由此,可得出如下定理.

定理 1 针对存在外界干扰、安装偏差、飞轮故障以及控制受限的航天器姿态控制系统(2),满足假设 1~4,采用式(3)的积分滑模面设计如下控制律:

$$\boldsymbol{\tau}=\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}+\boldsymbol{u}_l), \tag{6}$$

其中

$$\boldsymbol{u}_l=\begin{cases}-\mu\dfrac{\boldsymbol{\sigma}}{\|\boldsymbol{\sigma}\|}, & \text{if } \boldsymbol{\sigma}\neq 0;\\ 0, & \text{if } \boldsymbol{\sigma}=0.\end{cases}$$

这里参数 μ 的选取满足如下约束:

$$\begin{cases}\dfrac{\gamma\tau_m+\lambda_2(k_p+k_d)+\bar{d}}{\lambda_1}<\mu,\\ \mu<\dfrac{\tau_m-k_p-k_d}{\|\boldsymbol{D}\|}.\end{cases} \tag{7}$$

这里定义 $\lambda_{\min}(\boldsymbol{DED}^{\mathrm{T}})=\lambda_1$,$\lambda_{\max}(\boldsymbol{DED}^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{I})=\lambda_2$,则系统的滑动面满足到达条件,且控制目标得以实现.

证明 设计 Lyapunov 函数 $V=\dfrac{1}{2}\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}$,并对其求导可得

$$\begin{aligned}\dot{V}=&\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{DE\tau}+\Delta\boldsymbol{DE\tau}+\boldsymbol{T}_d-\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}})=\\ &\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{DED}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}_l+\Delta\boldsymbol{DE\tau}+\boldsymbol{T}_d+(\boldsymbol{DED}^{\mathrm{T}}-\boldsymbol{I})\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}].\end{aligned}$$

当 $\boldsymbol{\sigma}\neq 0$ 时,则有 $\dot{V}\leqslant(-\lambda_1\mu+\gamma\tau_m+\lambda_2(k_p+k_d)+\bar{d})\|\boldsymbol{\sigma}\|<0$. 由此闭环系统是渐近稳定的,且收敛到滑模面上;而当 $\sigma=0$ 时,由滑模控制的基本原理可知,最终闭环系统是渐近稳定的.

2.3 自适应积分滑模容错控制器设计

在积分滑模容错控制器设计过程中,由式(7)可知,其要求系统安装偏差矩阵、扰动以及故障的局部信息的上界应该是已知的.然而,在实际应用中,预先了解这些不确定项因素是很困难的,更不用说给出不确定性的明确范围.为解决该问题,本文提出

一种自适应积分滑模控制器的设计方法.

设计如下控制律

$$\boldsymbol{\tau}=\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}+\boldsymbol{u}_l), \tag{8}$$

其中

$$\boldsymbol{u}_l=\begin{cases}-\hat{\mu}\dfrac{\boldsymbol{\sigma}}{\|\boldsymbol{\sigma}\|}, & \text{if } \boldsymbol{\sigma}\neq 0;\\ 0, & \text{if } \boldsymbol{\sigma}=0.\end{cases}$$

这里 $\hat{\mu}$ 为 μ 的估计值,而 $\hat{\mu}$ 可给出简单的自适应律为

$$\dot{\hat{\mu}}=-\kappa\hat{\mu}+\beta\|\sigma\|, \tag{9}$$

其中 $\kappa,\beta>0$ 为带设计的自适应因子.由此给出本文的第 2 个主要结论.

定理 2　针对存在外界干扰、安装偏差、飞轮故障以及控制受限的航天器姿态控制系统(2),满足假设 1~4,如果采用式(3)的积分滑模面,并设计式(8)的控制律与式(9)的自适应律,那么系统的滑动模态 $\sigma(t)=0$ 是有界稳定的,且实现上述控制目标.

证明　选取 Lyapunov 函数 $V_1=\dfrac{1}{2}\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{\sigma}+\dfrac{1}{2\beta\lambda_1}\cdot(\lambda_1\tilde{\mu})^2$, $\tilde{\mu}=\mu-\hat{\mu}$ 为估计误差.对 V_1 求时间导数,可得

$$\begin{aligned}\dot{V}_1&=\boldsymbol{\sigma}^{\mathrm{T}}[\boldsymbol{DED}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}+\boldsymbol{DED}^{\mathrm{T}}\boldsymbol{u}_l+\boldsymbol{T}_d-\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}+\Delta\boldsymbol{DE\tau}]+\\&\frac{\lambda_1}{\beta}\tilde{\mu}\dot{\tilde{\mu}}\leqslant-\lambda\hat{\mu}\|\sigma\|+[\gamma\tau_m+\bar{d}+\lambda_2(k_p+k_d)]\ \|\sigma\|-\\&\frac{1}{\beta}\tilde{\mu}\lambda_1(-\kappa\hat{\mu}+\beta\|\sigma\|)\leqslant\lambda_1\tilde{\rho}\|\sigma\|-\\&\frac{1}{\beta}\tilde{\mu}\lambda_1(-\kappa\hat{\mu}+\beta\|\sigma\|)=-\frac{\lambda_1\kappa}{\beta}\left(\hat{\mu}-\frac{1}{2}\mu\right)^2+\frac{\lambda_1\kappa}{4\beta}\mu^2,\end{aligned}$$

由此系统是有界稳定的.另外,对于自适应律式(9),为了确保自适应参数 $\hat{\mu}$ 是有界的,采用如下投影算子对其进行修改[19]

$$\mathrm{Proj}_{\hat{\mu}}(-\kappa\hat{\mu}+\beta\|\boldsymbol{\sigma}\|)=\begin{cases}0, & \text{如果 } \hat{\mu}=\theta_{\max} \text{ 且 } -\kappa\hat{\mu}+\beta\|\boldsymbol{\sigma}\|>0;\\ 0, & \text{如果 } \hat{\mu}=\theta_{\min} \text{ 且 } -\kappa\hat{\mu}+\beta\|\boldsymbol{\sigma}\|<0;\\ -\kappa\hat{\mu}+\beta\|\boldsymbol{\sigma}\|, & \text{其他.}\end{cases}$$

由此改进的自适应律为 $\dot{\hat{\mu}}=\mathrm{Proj}(-\kappa\hat{\mu}+\beta\|\boldsymbol{\sigma}\|)$, $\hat{\mu}:\mu_{\min}\leqslant\hat{\mu}\leqslant\mu_{\max}$. 由此,设计的新型自适应积分滑模容错控制也是有界的, 也即 $\|\boldsymbol{\tau}\|=\|\boldsymbol{D}^{\mathrm{T}}(\boldsymbol{u}_{\mathrm{nom}}+\boldsymbol{u}_l)\|\leqslant\tau_m$, 其中

$$\begin{cases}\dfrac{\gamma\tau_m+\lambda_2(k_p+k_d)+\bar{d}}{\lambda_1}<\hat{\mu}_{\max},\\ \hat{\mu}_{\max}<\dfrac{\tau_m-k_p-k_d}{\|\boldsymbol{D}\|}.\end{cases}$$

3　仿真验证与比较

为了验证本文所设计控制器的有效性,利用 MATLAB/SIMULINK 软件,对航天器姿态机动过程进行数值仿真分析与研究,如图 2~4 所示.这里所采用的卫星参数为:$\boldsymbol{J}=\begin{bmatrix}1\,543.9 & -2.3 & -2.8\\ -2.3 & 471.6 & -35.0\\ -2.8 & -35.0 & 1\,713.3\end{bmatrix}$, 且飞轮转动惯量:$\boldsymbol{J}_w=0.02\boldsymbol{I}_{4\times 4}$, kgm^2.另外,在仿真过程中,姿态和姿态角速度初值设定为:$\rho(0)=[-0.8\quad -0.4\quad 0.2]^{\mathrm{T}}$, $\omega(0)=[-0.6\quad -0.3\quad 0.2]^{\mathrm{T}}$, 外部干扰力矩设定为

$$d(t)=\begin{bmatrix}3\cos(10\omega_0 t)+4\sin(3\omega_0 t)-10\\ -1.5\sin(2\omega_0 t)+3\cos(5\omega_0 t)+15\\ 3\sin(10\omega_0 t)-8\sin(4\omega_0 t)+10\end{bmatrix}\times 10^{-3},$$

式中 $\omega_0=0.1/(\mathrm{rad}\cdot\mathrm{s}^{-1})$,这里假设执行机构的输出力矩最大幅值为 1 N · m.此外,反作用飞轮安装偏差角度为 $\Delta\boldsymbol{\alpha}_i=[0.2\ \ 0.1\ \ 0.2\ \ 0.3]$, $\Delta\beta_i=[0.2\ 0.2\ 0.3\ 0.2]$.

为了验证方法的有效性,用如下 3 种工况情形进行仿真验证与比较.

1)4 个反作用飞轮工作正常(无故障发生).

2)部分反作用飞轮存在故障(故障 I)为 $e_1=1$; $e_2=0.2$, $t>5$; $e_3=0.4$, $t>2$; $e_4=1$. 即:第 1 个飞轮工作正常;第 2 个飞轮在正常工作5 s后,存在部分失效,即其控制能力将损失 80%;第 3 个飞轮在工作正常 2 s 后,同时也存在部分失效,即其控制能力将损失 60%;第 4 个飞轮工作正常.

3)部分飞轮存在故障,且某个飞轮彻底失效(故障 II)为 $e_1=0$, $t>1$; $e_2=0.8$, $t>3$; $e_3=0.4$, $t>10$; $e_4=0.2$, $t>2$. 即:第 1 个飞轮在工作 1 s 后,其彻底失效工作,其输出为 0;第 2 个飞轮在工作 3 s 后,存在部分失效,其控制能力损失 20%;第 3 个飞轮在工作 10 s 后,同时存在部分失效,其控制能力损失 60%;第 4 个飞轮在工作 2 s 后,同时也存在部分失效,其控制能力损失 80%.

另外,为了便于比较与分析,数值仿真过程中采用 3 种不同的控制方法:1)本文提出的自适应积分滑模容错控制(proposed);2)文献[13]提出的饱和比例-微分控制(SPD)方法;3)传统 PID 控制方案.

由上述仿真分析与比较,可知:

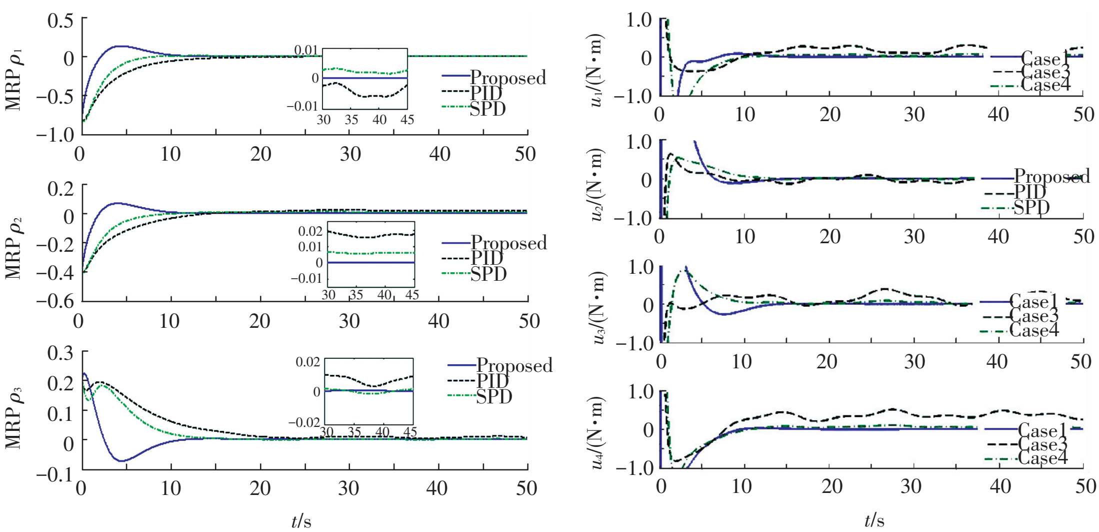
1)由图 2 仿真曲线可知,所采用的 3 种控制器均使得该系统是稳定的,但是文献[13]给出控制方法,使得系统存在稳态误差,也即对带有常值的干扰

抑制能力比较差；而对于 PID 控制器，尽管引入积分项的作用，但是其控制器的设计并没有显式考虑控制受限的约束，而在仿真中采用硬饱和的方法，使得其也存在稳态误差.

2）由图 3 仿真曲线可知，所采用的 3 种控制器均可保证闭环系统是稳定的，但是对于 PID 控制，由于故障的影响，其呈现较大的震动；相当于文献［13］给出控制方法，尽管其对反作用飞轮构故障具有一定的容错能力，但是由于常值干扰的存在，其呈现稳态误差；对于本文说提出的控制方法，由于其对执行机构故障具很好容错能力，并且由于积分项与干扰抑制项的引入，其闭环控制系统的精度仍然满足系统要求.

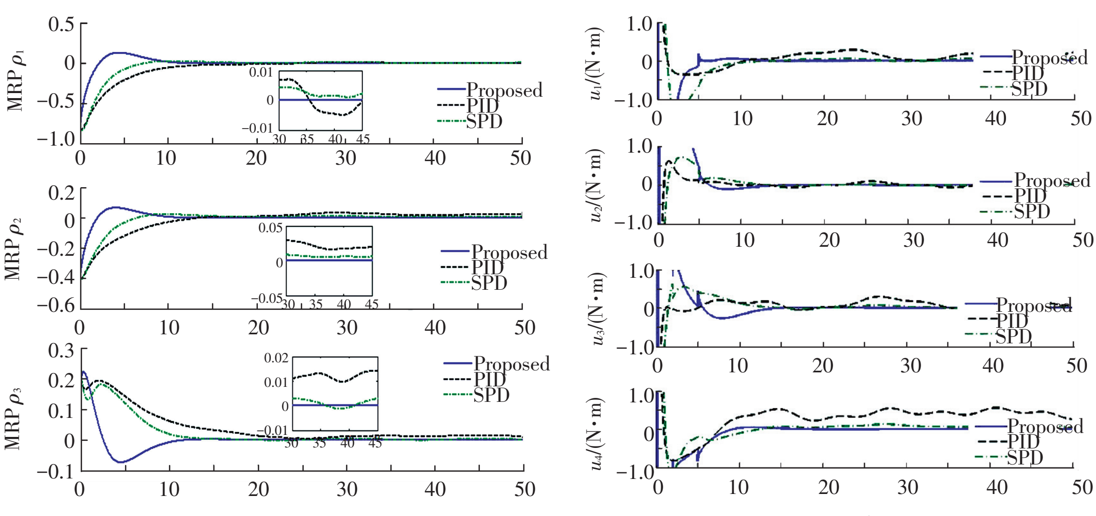
3）由图 4 仿真曲线可知，PID 控制下的系统已经失稳；对于文献［13］提出的控制算法能够保证系统是稳定的，但是存在震荡，且控制精度差；而对于提出的自适应积分滑模容错控制策略，其仍能保证系统稳定度的要求.

综上所述，针对存在执行机构故障、控制受限、外部干扰以及执行器安装偏差所约束下，所提出的自适应积分滑模容错控制器在能保证航天器控制系统稳定的要求，仿真研究验证了理论的有效性；然而，由上述的仿真结果，对于所设计的控制器，由于在控制开始阶段采用较大的控制幅值去实现系统稳定，使得系统在开始阶段存在姿态相应的幅值相当于其他两种方法较大一些，在后续研究中将进一步考虑系统的暂态相应的约束，进而实现高精度的姿态控制任务.



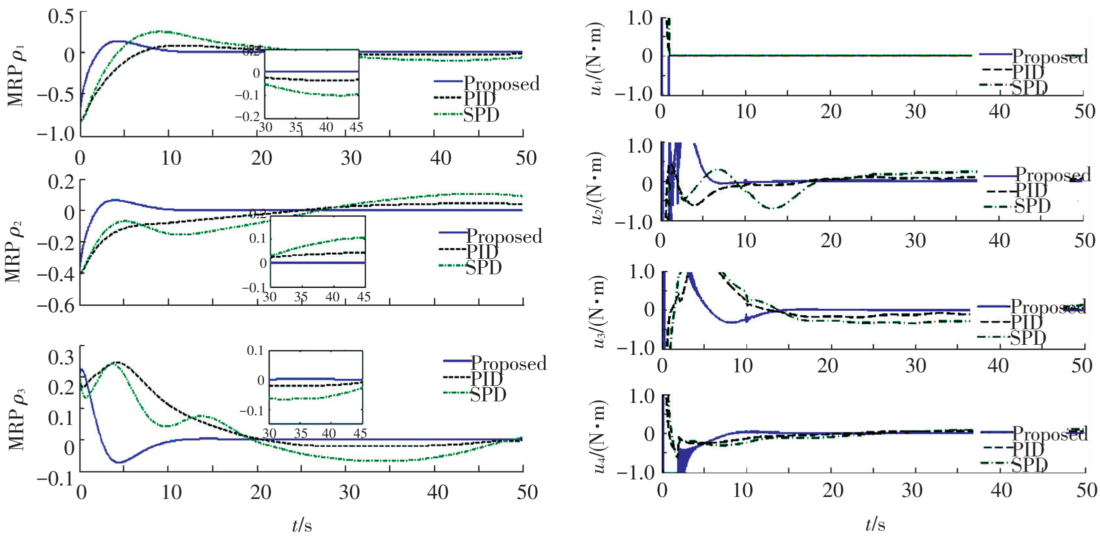
(a) 姿态 MRP 响应曲线　　(b) 飞轮控制力矩曲线

图 2　第 1 种情况的仿真结果



(a) 姿态 MRP 响应曲线　　(b) 飞轮控制力矩曲线

图 3　第 2 种情况的仿真结果



(a) 姿态 MRP 响应曲线　　(b) 飞轮控制力矩曲线

图 4　第 3 种情况的仿真结果

4　结　论

1）该控制器显式的引入了饱和函数保证了执行器输出力矩的饱和约束,有效地避免了由于执行机构饱和对系统产生的不利影响.

2）该控制方案在不需要执行器故障信息情况下能保证容错控制系统的渐近稳定性能,结构简单,便于工程实现.

3）参数自适应技术的引入有效地减小了控制系统对一些不确定性上确界的依赖,增强了系统的鲁棒性能.此外,通过数值仿真对比,表明了本文鲁棒容错控制方案优越性,保证了闭环故障系统的高精度稳定.

参考文献

[1] XING G Q, PARVEZ S. Nonlinear attitude state tracking control for spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(3): 624-626.

[2] 胡庆雷,姜博严,石忠.基于新型终端滑模的航天器执行器故障容错控制[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 249-258.

[3] KRISTIANSEN R, NICKLASSON P. Satellite attitude control by quaternion-based backstepping [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2009, 17(1): 227-232.

[4] 张爱华, 胡庆雷, 霍星.过驱动航天器自适应姿态补偿控制及控制分配[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2014, 46(1):18-22.

[5] HU Qinglei. Sliding mode maneuvering control and active vibration damping of three-axis stabilized flexible spacecraft with actuator dynamics [J]. Nonlinear Dynamics, 2008, 52(3): 227-248.

[6] BOSKOVIC J D, LI Saiming, MEHRA R K. Robust adaptive variable structure control of spacecraft under control input saturation[J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2001, 24(1): 14-22.

[7] CAI Wenjun, XU Jianxin. Nonlinear, integral-type sliding surface for both matched and unmatched uncertain systems [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2004, 49(8): 1355-1360.

[8] HU Qinglei, ZHANG Youmin, HUO Xing, et al. Adaptive integral-type sliding mode control for spacecraft attitude maneuvering under actuator stuck failures [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2011, 24(1):32-45.

[9] JIANG Ye, HU Qinglei, MA Guangfu. Adaptive backstepping fault-tolerant control for flexible spacecraft with unknown bounded disturbances and actuator failures [J]. ISA Transactions, 2010, 49(1):57-69.

[10] CAI Wenchuan, LIAO Xiaohong, 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.

[11] 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.

[12] HU Qinglei. Robust adaptive sliding-mode fault-tolerant control with L2-gain performance for flexible spacecraft using redundant reaction wheels [J]. IET Control Theory & Applications, 2010, 4(6): 1055-1070.

[13] WALLSGROVE R J, AKELLA M R. Globally stabilizing saturated attitude control in the presence of bounded unknown disturbances [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2005, 28(5):957-963.

[14] LIM H C, BANG H. Adaptive control for satellite formation flying under thrust misalignment [J]. Acta Astronautica, 2009, 65(1/2): 112-122.

[15] HU Qinglei, LI Bo, ZHANG Aihua. Robust finite-time control allocation in spacecraft attitude stabilization under actuator misalignment [J]. Nonlinear Dynamics, 2013, 73(1):53-71.

[16] 姜野, 胡庆雷, 马广富. 航天器时延自适应变结构容错控制[J]. 控制与决策. 2010, 25(5):651-656.

[17] SIDI M J. Spacecraft dynamics and control [M]. Londom: Cambridge University Press, 1997.

[18] HU Qinglei, LI Bo, ZHANG Youmin. Nonlinear proportional-derivative control incorporating closed-loop control allocation for spacecraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2014, 37(3):799-812.

[19] IOANNOU P, SUN Jing. Robust adaptive control [M]. Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1996.

（编辑　张　红）