

文章编号:1674-8190(2019)01-073-07

航天器有限时间自适应姿态跟踪容错控制

高直,王媛媛,邵星

(盐城工学院 信息工程学院,盐城 224051)

摘要: 非刚体航天器存在时变的惯量、执行器完全失效或衰退故障以及外界干扰的情况,提出一种有限时间自适应姿态跟踪容错控制方法。首先,基于有限时间理论和自适应方法,设计惯量不确定性自适应估计项和外界干扰参数自适应估计项进行系统补偿,克服惯量不确定性和抑制外界干扰;然后,基于容错控制和双幂次方法,设计一种自适应有限时间姿态跟踪容错控制算法,并且利用 Lyapunov 稳定性理论证明所提算法能够保证航天器姿态跟踪系统实际有限时间稳定;最后,对仿真结果进行验证。结果表明:所提有限时间姿态跟踪容错控制方法是有效的。

关键词: 有限时间控制;非刚体航天器;执行器故障;时变惯量;外界干扰

中图分类号: V448.2

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2019.01.009

Finite-time Adaptive Attitude Tracking Fault-tolerant Control for Spacecraft

Gao Zhi, Wang Yuanyuan, Shao Xing

(College of Information Engineering, Yancheng Institute of Technology, Yancheng 224051, China)

Abstract: A finite-time adaptive attitude tracking fault-tolerant control method is proposed for non-rigid spacecraft with actuator fault, time-varying inertia and external disturbances. Firstly, based on the finite-time theory and adaptive approach, for overcoming the inertia uncertainties and rejecting the external disturbances, an adaptive system uncertainty estimation and disturbance estimation are designed to compensate the system respectively. Then, on the basis of fault-tolerant control scheme and double power method, an adaptive finite-time attitude tracking fault-tolerant control algorithm is proposed, and the practical finite-time stability of the system is proved via Lyapunov stability theory. Finally, numerical simulation is demonstrated. The result shows that the proposed finite-time control strategy is effective.

Key words: finite-time control; non-rigid spacecraft; actuator fault; time-varying inertia; external disturbances

0 引言

航天器在轨运行时,由于长时间工作在强辐射和高温等恶劣环境中,各种故障伴随而生,其中执行机构和敏感器发生故障最为常见^[1-4]。近年来,针对航天器执行机构故障的容错控制问题已成

为研究热点之一。Hu Q L 等^[5]针对执行机构部分效能损失的情况,设计了一种自适应反步控制策略,使得航天器在外界干扰的环境中达到姿态稳定;于彦波等^[6]针对航天器姿态控制过程中存在执行器故障、控制受限及外部干扰等约束问题,提出了一种能有效保证系统稳定性的积分滑模容错控

收稿日期:2018-04-09; 修回日期:2018-05-03

基金项目:国家自然科学基金(61502411);江苏省自然科学基金(BK20150432, BK20151299)

通信作者:高直, zgz818411@163.com

引用格式:高直,王媛媛,邵星. 航天器有限时间自适应姿态跟踪容错控制[J]. 航空工程进展, 2019, 10(1): 73-79.

Gao Zhi, Wang Yuanyuan, Shao Xing. Finite-time adaptive attitude tracking fault-tolerant control for spacecraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2019, 10(1): 73-79. (in Chinese)

制算法;李涛等^[7]针对挠性航天器在轨运行时受到的外部干扰,输入时滞以及执行机构部分失效问题,提出了一种基于不确定参数的鲁棒 H_∞ 容错控制方法;Han Y 等^[8]在不考虑外界干扰的情况下,针对执行机构功能衰退故障设计了一种自适应容错姿态控制逻辑。

由于太空环境的复杂性,航天器不可避免的会受到太阳光压、地磁和重力梯度等干扰力矩的持续影响^[9]。同时,由于太阳帆板运动、燃料消耗和液体晃动,航天器的惯量会产生未知时变变化,导致无法准确获取航天器惯量参数信息^[10-11]。此外,随着航天任务需求的增长,要求航天器快速稳定且具有较高的控制精度,有限时间控制框架下的姿态控制方法能够保证系统具有快速收敛和高精度性能,更具理论和工程意义^[12-14]。韩治国等^[14]假设惯量标称矩阵为已知常数,针对存在外部干扰、转动惯量不确定性及执行机构故障的航天器提出了一种非奇异终端滑模的有限时间收敛控制方案。上述容错控制策略仅考虑惯量时变、执行机构性能损失和外界干扰等其中某些情况下的刚体航天器姿态容错控制问题。

本文针对非刚体航天器在轨运行时,执行机构部分失效或部分执行机构完全失效、受到惯量未知时变性以及外界持续干扰等,设计一种使系统跟踪误差能够快速收敛的有限时间自适应姿态跟踪容错控制律,并进行仿真验证和对比。

1 问题描述

1.1 航天器姿态运动及动力学误差系统模型

具有执行机构故障的非刚体航天器姿态运动学和动力学误差方程为^[15]

$$\dot{q}_e = \frac{1}{2}(q_e^\times + q_{e0}I)\omega_e \quad (1)$$

$$\dot{q}_{e0} = -\frac{1}{2}q_e^\top \omega_e \quad (2)$$

$$J\dot{\omega}_e = -\dot{J}\omega - \omega^\times J\omega + J(\omega_e^\times N\omega_r - N\dot{\omega}_r) + BE\tau + d \quad (3)$$

式中: $q_e = q_{r0}q - q_0q_r + q^\times q_r$, $q_{e0} = q_{r0}q_0 + q_r^\top q$, $q_e^\top q_e + q_{e0}^2 = 1$, $[q^\top, q_0]^\top \in \mathbf{R}^4$ 和 $[q_r^\top, q_{r0}]^\top \in \mathbf{R}^4$ 分别为姿态单位四元数和参考姿态,且满足 $q^\top q + q_0^2 = 1$;

$J \in \mathbf{R}^{3 \times 3}$ 为航天器惯量矩阵, $\omega_e = \omega - N\omega_r$, $\omega \in \mathbf{R}^3$ 和 $\omega_r \in \mathbf{R}^3$ 分别为航天器本体坐标系相对地心惯量坐标系角速度矢量和参考角速度, $N = (q_{e0}^2 - q_e^\top q_e)I + 2q_e q_e^\top - 2q_{e0} q_e^\times$ 为旋转矩阵,且满足 $\dot{N} = -\omega_e^\times N$ 和 $\|N\| = 1$, I 为单位矩阵, $\tau \in \mathbf{R}^3$ 和 $d \in \mathbf{R}^3$ 分别为航天器的控制力矩和外部有界干扰力矩, $\|d\| \leq \delta$, σ 为执行机构的数量。对角矩阵 E 为执行器效率矩阵, $B \in \mathbf{R}^{3 \times \sigma}$ 为执行器分布矩阵且满足 BEB^\top 为正定矩阵,执行器效率矩阵 $E = \text{diag}\{\mu_1, \mu_1, \dots, \mu_\sigma\}$, $0 \leq \mu_i \leq 1$ ($i = 1, 2, \dots, \sigma$) 为执行机构的健康指标; $\mu_i = 1$ 表示执行器正常; $\mu_i = 0$ 表示执行器完全失效,无力矩产生; $0 < \mu_i < 1$ 表示执行器开始老化,部分能量失效。 ω^\times 为 $\omega = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^\top$ 的斜对称矩阵, $\omega^\times = [0, -\omega_3, \omega_2; \omega_3, 0, -\omega_1; -\omega_2, \omega_1, 0]$ 。

由于燃料消耗和液体晃动等因素导致惯量时变,可进行合理性假设:工作过程中, J 是正定有界的及 $\|\dot{J}\|$ 有界。文献[1-14, 16-20]研究对象为刚体航天器,其动力学模型中不含 $-\dot{J}\omega$ 因子。

1.2 控制目标

针对受未知时变外界干扰的非刚体航天器在轨运行中存在未知时变惯量和执行机构故障等问题,提出一种自适应有限时间姿态跟踪容错控制,使得航天器姿态及角速度误差系统一致有界稳定。

2 控制律设计及稳定性分析

本文利用有限时间的思想设计非刚体航天器有限时间自适应姿态跟踪容错控制器,控制原理如图 1 所示。

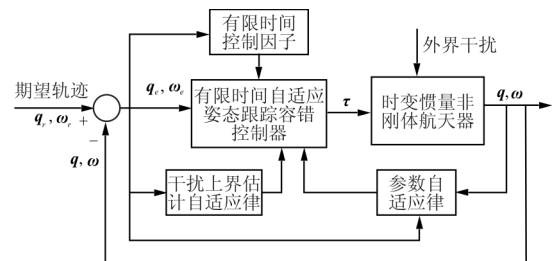


图 1 有限时间自适应姿态跟踪容错控制原理

Fig. 1 Finite-time adaptive attitude tracking fault-tolerant control scheme

首先,定义一个误差辅助变量 \mathbf{S}

$$\mathbf{S} = \beta \mathbf{q}_e + \boldsymbol{\omega}_e \quad (4)$$

式中: β 是一个正实数。

对(4)式求导可得

$$\mathbf{J}\dot{\mathbf{S}} = \mathbf{B}\mathbf{E}\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{d} - \frac{1}{2}\mathbf{J}\dot{\mathbf{S}} \quad (5)$$

$$\boldsymbol{\varphi} = -\dot{\mathbf{J}}\boldsymbol{\omega} - \boldsymbol{\omega}^\times \mathbf{J}\boldsymbol{\omega} + \mathbf{J}(\boldsymbol{\omega}_e^\times \mathbf{N}\boldsymbol{\omega}_r - \mathbf{N}\dot{\boldsymbol{\omega}}_r) + \frac{\beta}{2}\mathbf{J}(\mathbf{q}_e^\times + q_{e0}\mathbf{I})\boldsymbol{\omega}_e + \frac{1}{2}\mathbf{J}\dot{\mathbf{S}} \quad (6)$$

由于外界干扰、惯量及其一阶导数有界^[11,18],得

$$\|\boldsymbol{\varphi}\| \leq c_0 + c_1 \|\boldsymbol{\omega}\| + c_2 \|\dot{\boldsymbol{\omega}}\| \leq c\phi \quad (7)$$

式中: $\phi = 1 + \|\boldsymbol{\omega}\| + \|\dot{\boldsymbol{\omega}}\|$, c_0, c_1, c_2 和 c 为未知正实数。

其次,根据图 1 所示的控制原理设计有限时间自适应姿态跟踪容错控制器

$$\boldsymbol{\tau} = -k_1 \mathbf{B}^T \mathbf{S} - k_2 \mathbf{B}^T \text{sig}^\alpha(\mathbf{S}) - \frac{\hat{c}\phi \mathbf{B}^T \text{sig}^\alpha(\mathbf{S})}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3} - \mathbf{B}^T \hat{\delta} \tanh\left(\frac{\mathbf{S}}{\beta_1^2}\right) \quad (8)$$

$$\dot{\hat{c}} = -\gamma_1 \hat{c} + \gamma_2 \frac{\|\mathbf{S}\|^{1+\alpha}\phi}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3}, \gamma_3 = \frac{\gamma_4}{1 + \phi \|\mathbf{S}\|^{1-\alpha}} \quad (9)$$

$$\dot{\hat{\delta}} = \beta_2 \|\mathbf{S}\| \quad (10)$$

$$\frac{d}{dt}\beta_1^2 = -3\gamma\hat{\delta}\beta_1^2 \quad (11)$$

式中: $k_1, k_2, \gamma_1, \gamma_2, \gamma_4, \beta_2$ 和 α 为正常数, $0 < \alpha = \frac{\alpha_1}{\alpha_2} < 1$, α_1 和 α_2 为正奇数, $\text{sig}^\alpha(\mathbf{S}) = [\text{sign}(S_1)|S_1|^\alpha, \text{sign}(S_2)|S_2|^\alpha, \text{sign}(S_3)|S_3|^\alpha]^\top$, β_1 为时变的且满足 $\beta_1(0) > 0$; 参数 \hat{c} 为惯量不确定性的自适应参数; $\hat{\delta}$ 为外界未知干扰最大值的估计值。式(9)~式(11)是自适应更新律,根据未知时变惯量和外界干扰对系统的影响进行更新自适应参数,进而补偿控制器,抑制不稳定因素和外界干扰对系统稳定性的影响。

基于有限时间控制理论,控制器采用双幂次(\mathbf{S} 和 $\text{sig}^\alpha(\mathbf{S})$)的思想设计有限时间控制器,可以使系统更快的到达稳定状态。此外,由于 $\|\mathbf{J}_i\|$ 有界,进而不等式(7)对于刚体航天器仍旧成立,控制

律(式(8))适应于刚体航天器。

所设计控制器(式(8)~式(10))不包含执行机构故障、干扰及不确定性的任何先验信息,即不需要执行机构的故障信息或在线识别以及惯量和外界干扰的最大值信息。

下文给出系统稳定性分析所用到的相关引理。

引理 1^[16] 对于任意实数 x 和非零实数 y , 都有下面不等式成立:

$$0 \leq |x| \left[1 - \tanh\left(\left|\frac{x}{y}\right|\right) \right] \leq \rho |y|$$

式中: $\rho > 0$, ρ_{\min} 满足 $\rho_{\min} = x^*(1 - \tanh x^*)$, x^* 满足方程 $e^{-2x^*} + 1 - 2x^* = 0$ 。

引理 2^[17] 针对 $x_i \in R, (i=1, 2, \dots, n)$ 和实数 $\alpha_3 \in (0, 1]$, 则有下列不等式成立:

$$\left(\sum_{i=1}^n |x_i|\right)^{\alpha_3} \leq \sum_{i=1}^n |x_i|^{\alpha_3} \leq n^{1-\alpha_3} \left(\sum_{i=1}^n |x_i|\right)^{\alpha_3}$$

引理 3^[18] 针对非线性自治系统 $\dot{x} = f(x)$, $x(0) = 0, f(0) = 0, x \in R^n$, 存在定义在 $U \subset R^n$ 上的一个连续可微的正定函数 $V(x)$, 满足不等式:

$$\dot{V}(x) + \rho V(x)^p \leq \theta, x \in N \setminus \{0\}$$

其中, $p \in (0, 1), \theta, \rho \in R^+$, 则非线性自治系统是实际有限时间稳定的。

定理 考虑存在未知时变惯量不确定性、持续外界干扰以及执行器故障的非刚体航天器,若采用控制律式(8)和自适应律(式(9)~式(11)),则姿态跟踪误差系统(式(1)~式(3))是有限时间稳定的。

证明:选取 Lyapunov 函数为

$$\dot{V} = \frac{1}{2}\mathbf{S}^T \mathbf{J}\dot{\mathbf{S}} + \frac{(c - \epsilon\hat{c})^2}{2\gamma_2\epsilon} + \frac{(\delta - \epsilon\hat{\delta})^2}{2\beta_2\epsilon} + \epsilon\beta_1^2 \quad (12)$$

式中: ϵ 是 $\mathbf{B}\mathbf{E}\mathbf{B}^T$ 的最小特征值。

对 Lyapunov 函数(12)求导并由式(1)~式(6)得

$$\dot{V} = \frac{1}{2}\mathbf{S}^T \mathbf{J}\dot{\mathbf{S}} + \mathbf{S}^T \left(\mathbf{B}\mathbf{E}\boldsymbol{\tau} + \boldsymbol{\varphi} + \mathbf{d} - \frac{1}{2}\mathbf{J}\dot{\mathbf{S}} \right) - \frac{(c - \epsilon\hat{c})}{\gamma_2} \dot{\hat{c}} - \frac{(\delta - \epsilon\hat{\delta})}{\beta_2} \dot{\hat{\delta}} - \epsilon \frac{d}{dt}\beta_1^2 \quad (13)$$

把控制律(式(8))及自适应律(式(9)~式(11))代入式(13)得

$$\begin{aligned}
\dot{V} &\leq \mathbf{S}^T \mathbf{B} \mathbf{E} \mathbf{B}^T \left[-k_1 \mathbf{S} - k_2 \operatorname{sig}^\alpha(\mathbf{S}) - \frac{\hat{c} \phi \operatorname{sig}^\alpha(\mathbf{S})}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3} - \hat{\delta} \tanh\left(\frac{\mathbf{S}}{\beta_1^2}\right) \right] + \|\mathbf{S}\| c \phi + \|\mathbf{S}\| \delta + \frac{\gamma_1(c - \varepsilon \hat{c})}{\gamma_2} \hat{c} - \\
&\quad (c - \varepsilon \hat{c}) \frac{\|\mathbf{S}\|^{1+\alpha} \phi}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3} - (\delta - \varepsilon \hat{\delta}) \|\mathbf{S}\| - 3\varepsilon \gamma \delta \beta_1^2 \\
&\leq -k_1 \varepsilon \mathbf{S}^T \mathbf{S} - k_2 \varepsilon \mathbf{S}^T \operatorname{sig}^\alpha(\mathbf{S}) - \varepsilon \frac{\hat{c} \phi \mathbf{S}^T \operatorname{sig}^\alpha(\mathbf{S})}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3} - \varepsilon \hat{\delta} \mathbf{S}^T \tanh\left(\frac{\mathbf{S}}{\beta_1^2}\right) + \|\mathbf{S}\| c \phi + \|\mathbf{S}\| \delta + \frac{\gamma_1(c - \varepsilon \hat{c})}{\gamma_2} \hat{c} - \\
&\quad (c - \varepsilon \hat{c}) \frac{\|\mathbf{S}\|^{1+\alpha} \phi}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3} - (\delta - \varepsilon \hat{\delta}) \|\mathbf{S}\| - 3\varepsilon \gamma \delta \beta_1^2
\end{aligned} \tag{14}$$

由 $\|\mathbf{S}\| c \phi < \frac{c \phi}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3} \|\mathbf{S}\|^{1+\alpha} + \gamma_3 c \phi \|\mathbf{S}\|^{1-\alpha}$ 及式(9)可得

$$\begin{aligned}
\dot{V} &\leq -k_1 \varepsilon \|\mathbf{S}\|^2 - k_2 \varepsilon \mathbf{S}^T \operatorname{sig}^\alpha(\mathbf{S}) + (c - \varepsilon \hat{c}) \frac{\|\mathbf{S}\|^{1+\alpha} \phi}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3} + \|\mathbf{S}\| \delta + b_4 c + \frac{\gamma_1(c - \varepsilon \hat{c})}{\gamma_2} \hat{c} - \\
&\quad (c - \varepsilon \hat{c}) \frac{\|\mathbf{S}\|^{1+\alpha} \phi}{\|\mathbf{S}\|^\alpha + \gamma_3} - \varepsilon \hat{\delta} \mathbf{S}^T \tanh\left(\frac{\mathbf{S}}{\beta_1^2}\right) - (\delta - \varepsilon \hat{\delta}) \|\mathbf{S}\| - 3\varepsilon \alpha \delta \beta_1^2
\end{aligned} \tag{15}$$

通过引理 1 可以得出式(16), 变形过程见文献 [19]。 进而可以推导出

$$-\frac{x}{y} \tanh\left(\left|\frac{x}{y}\right|\right) \leq \sigma - \left|\frac{x}{y}\right| \tag{16}$$

$$\begin{aligned}
\|\mathbf{S}\| \delta - \varepsilon \hat{\delta} \mathbf{S}^T \tanh\left(\frac{\mathbf{S}}{\beta_1^2}\right) &\leq \|\mathbf{S}\| \delta + \varepsilon \delta \beta_1^2 \sum_{i=1}^3 \left[-\frac{S_i}{\beta_1^2} \tanh\left(\frac{S_i}{\beta_1^2}\right) \right] \leq \|\mathbf{S}\| \delta + \varepsilon \delta \beta_1^2 \sum_{i=1}^3 \left(\gamma - \frac{|S_i|}{\beta_1^2} \right) \\
&\leq (\delta - \varepsilon \hat{\delta}) \|\mathbf{S}\| + 3\varepsilon \gamma \delta \beta_1^2
\end{aligned} \tag{17}$$

同时

把式(16)~式(18)代入式(15), 且根据引理 2

$$\frac{\gamma_1}{\gamma_2} (c - \varepsilon \hat{c}) \hat{c} \leq -\frac{\gamma_1}{2\gamma_2 \varepsilon} (c - \varepsilon \hat{c})^2 + \frac{\gamma_1}{2\gamma_2 \varepsilon} c^2 \tag{18}$$

可得

$$\begin{aligned}
\dot{V} &\leq -k_1 \varepsilon \|\mathbf{S}\|^2 - 2^{\frac{1+\alpha}{2}} \frac{k_2 \varepsilon}{\lambda_{\max}^{\frac{1+\alpha}{2}}(\mathbf{J})} \left(\frac{\mathbf{S}^T \mathbf{J} \mathbf{S}}{2} \right)^{\frac{1+\alpha}{2}} + \gamma_4 c - \frac{\gamma_1}{2\gamma_2 \varepsilon} (c - \varepsilon \hat{c})^2 + \frac{\gamma_1}{2\gamma_2 \varepsilon} c^2 + (\delta - \varepsilon \hat{\delta}) \|\mathbf{S}\| + \\
&\quad 3\varepsilon \gamma \delta \beta_1^2 - (\delta - \varepsilon \hat{\delta}) \|\mathbf{S}\| - 3\varepsilon \gamma \delta \beta_1^2 \leq -\rho V^{\frac{1+\alpha}{2}} + \theta
\end{aligned} \tag{19}$$

式中: $\rho = \min\left\{2^{\frac{1+\alpha}{2}} \frac{k_2 \varepsilon}{\lambda_{\max}^{\frac{1+\alpha}{2}}(\mathbf{J})}, 1\right\}$; $\theta = \frac{\gamma_1}{2\gamma_2 \varepsilon} c^2 + \gamma_4 c + \left[\frac{(c - \varepsilon \hat{c})^2}{2\gamma_2 \varepsilon}\right]^{\frac{1+\alpha}{2}} + \left[\frac{(\delta - \varepsilon \hat{\delta})^2}{2\beta_2 \varepsilon}\right]^{\frac{1+\alpha}{2}} + (\varepsilon \beta_1^2)^{\frac{1+\alpha}{2}}$ 。

由引理 3 可知, 航天器姿态跟踪误差系统是实际有限时间稳定的。

由式(19)可以得出: k_1 、 k_2 及 γ_2 越大, γ_1 及 γ_4 越小, 可使航天器姿态及角速度跟踪误差越小, 即控制精度越高。此外, 从系统稳定性分析中可以看

出, 文中所设计控制器是冗余容错控制器, 执行机构衰退或完全失效之后, 执行机构产生的综合力矩要确保有足够的控制力作用在 3 轴本体坐标系方向上使得航天器能够完成姿态跟踪, 所以完全失效的执行机构最多为 $\sigma - 3$ 。

3 仿真实验与对比

为了验证所提自适应有限时间姿态跟踪容错控制方法的有效性, 在此给出仿真参数进行仿真验证。

3.1 非刚体航天器仿真实验

航天器的期望轨迹: $q_{r0} = \sqrt{1 - \mathbf{q}_0^T \mathbf{q}_0}$, $\mathbf{q}_r = 0.2 \times [\cos(0.2t), \sin(0.2t), 2\sin(0.2t)]^T$, 角速度可通过运动学方程获得。航天器时变惯量矩阵及

$$\mathbf{E} = \text{diag}\{0.7 + 0.2\sin t, 0.4 + 0.4\cos[\pi \times \text{sign}(12 - t)], 0.6 + 0.2\sin(t), 0.3 + 0.3\cos[\pi \times \text{sign}(13 - t)], 0.7 + 0.2\cos(t), 0.6 + 0.2\sin(t)\} \quad (20)$$

从执行器效率矩阵 \mathbf{E} 可以看出, 当 $t > 12$ 时, $0.4 + 0.4\cos[\pi \times \text{sign}(12 - t)] = 0$; 当 $t > 13$ 时, $0.3 + 0.3\cos[\pi \times \text{sign}(13 - t)] = 0$; 由航天器动力学系统方程(3)可以得出, 第 2 个和第 4 个执行器分别在 12 s 和 13 s 后完全失效, 其他执行器则有不同程度的衰退老化。

执行器分布矩阵为

$$\mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0.8 & -0.8 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.7 & -0.7 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0.7 & -0.7 \end{bmatrix}$$

控制器参数 $k_1 = 10, k_2 = 20, \beta = 2, \alpha = \frac{7}{9}, \gamma_1 = 0.01, \gamma_2 = 60, \gamma_4 = 0.1, \beta_2 = 0.1, \gamma = 0.3$ 。自适应参数初值 $\hat{c}(0) = 0.5, \hat{\delta}(0) = 0.2, \beta_1^2(0) = 0.01$ 。

非刚体航天器姿态及角速度跟踪误差曲线如图 2~图 3 所示, 控制力矩曲线如图 4 所示。

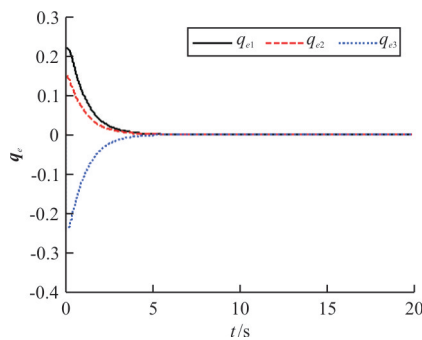


图 2 姿态跟踪误差曲线
Fig. 2 Attitude tracking error curve

初始姿态值如表 1 所示, 角速度初值 $\omega(0) = [0, 0, 0]^T$ 。外界干扰为 $\tau_d = 0.5[0.02\sin(t), 0.05\cos(t), 0.03\cos(t)]^T$ 。

表 1 惯量矩阵和初始姿态
Table 1 Inertia matrix and initial attitude

[0, 20s]内惯量矩阵	姿态初始值
$\cos(0.02t)[10, 1.1, 1.5; 1.9, 0.5; 1.5, 0.5, 11]$	$[0.4, 0.2, -0.2]^T$

执行器效率矩阵为

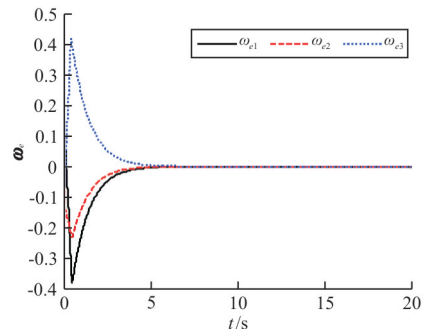
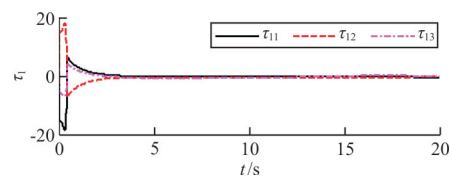
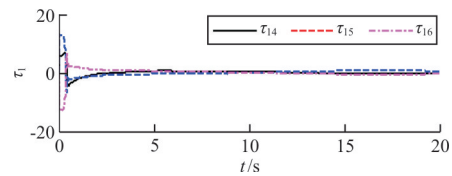


图 3 角速度跟踪误差曲线
Fig. 3 Angular velocity tracking error curve



(a) 执行机构 1, 2, 3



(b) 执行机构 4, 5, 6

图 4 控制力矩曲线

Fig. 4 Control torque curve

从图 2~图 3 可以看出: 在控制律(式(8))及自适应律(式(9)~式(11))作用下, 尽管航天器受到执行机构衰退故障、部分执行机构完全失效故

障、未知时变惯量不确定性及外界干扰影响,仍能很好地完成姿态跟踪任务,跟踪误差最终趋于零点附近一个很小的邻域内,控制器具有很好的控制效果。

从图 4 可以看出:执行机构具有很好的控制性能,不存在抖振等问题。

3.2 刚体航天器仿真对比

为了说明文中所提方法适应于刚体航天器且相比已有文献中控制方法的优越性,在控制参数相同的条件下与文献[20]进行仿真对比。

为了验证控制器对不同干扰下的鲁棒性,外界干扰选取不同于 3.1 节的形式,外界干扰选取为 $\tau_d = [0.1 + 0.2\sin(t), 0.4 + 0.5\cos(t), 0.2 + 0.3\cos(t)]^T$ 。惯量矩阵、执行器效率矩阵、分布矩阵及期望轨迹与 3.1 节相同。文献[20]控制器参数选取与所提控制器参数值相同,即 $k_0 = k_1 = 10, \beta = 2, \sigma_1 = \gamma_1 = 0.01, \sigma_2 = \gamma_2 = 60, \mu = \gamma_4 = 0.1$ 。由所提方法和文献[20]自适应姿态容错方法所产生的曲线分别用“Proposed”和“Comparison”标注。姿态误差范数和角速度误差范数曲线如图 5~图 6 所示。

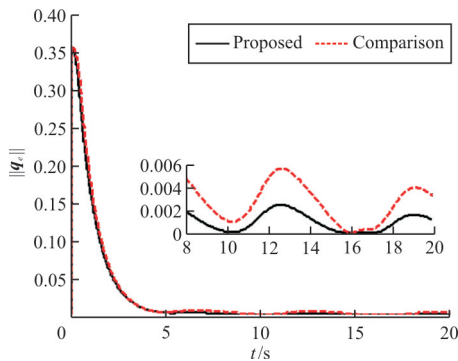


图 5 姿态误差范数 $\|q_e\|$ 曲线

Fig. 5 The norm of attitude error $\|q_e\|$

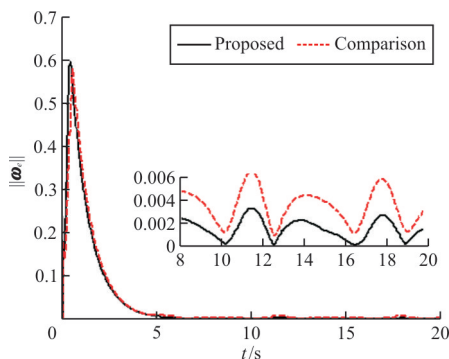


图 6 角速度误差范数 $\|\omega_e\|$ 变化曲线

Fig. 6 The norm of angular velocity error $\|\omega_e\|$

从图 5~图 6 可以看出:所提方法具有较高的控制精度和快速收敛性,满足实际工程应用控制需求。

4 结 论

本文以非刚体航天器为研究对象,给出了存在部分执行机构完全失效故障、执行机构部分失效(老化)故障、时变惯量、外部干扰等影响下的航天器有限时间自适应姿态跟踪容错控制方法。所提控制方法能够有效地抑制外界干扰、惯量变化和执行器故障对系统稳定性产生的负面作用。所设计控制器有效、可行,具有良好的鲁棒性和快速收敛性。

参考文献

- [1] 肖冰, 胡庆雷, 马广富. 航天器执行机构部分失效故障的鲁棒容错控制[J]. 控制与决策, 2011, 26(6): 801-805.
Xiao Bing, Hu Qinglei, Ma Guangfu. Robust fault tolerant attitude control for spacecraft under partial loss of actuator effectiveness[J]. Control and Decision, 2011, 26(6): 801-805. (in Chinese)
- [2] 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, 33(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, 33(4): 426-435. (in Chinese)
- [3] 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姿态控制[J]. 航空学报, 2014, 35(1): 249-258.
Hu Qinglei, Jiang Boyan, Shi Zhong. Novel terminal sliding mode control for spacecraft under based fault tolerant attitude actuator faults[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2014, 35(1): 249-258. (in Chinese)
- [4] 耿云海, 金荣玉, 陈雪芹, 等. 执行机构故障的航天器姿态容错控制[J]. 宇航学报, 2017, 38(11): 1186-1194.
Geng Yunhai, Jin Rongyu, Chen Xueqin, et al. Spacecraft attitude fault tolerant control with actuator fault[J]. Journal of Astronautics, 2017, 38(11): 1186-1194. (in Chinese)
- [5] Hu Q L, Xiao B, Zhang Y M. Fault-tolerant attitude control for spacecraft under loss of actuator effectiveness[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2011, 34(3): 927-932.
- [6] 于彦波, 胡庆雷, 董宏洋, 等. 执行器故障与饱和受限的航天器滑模容错控制[J]. 哈尔滨工业大学学报, 2016, 48(4): 20-25.
Yu Yanbo, Hu Qinglei, Dong Hongyang, et al. Sliding mode fault tolerant control for spacecraft under actuator

- fault and saturation[J]. Journal of Harbin Institute of Technology, 2016, 48(4): 20-25. (in Chinese)
- [7] 李涛, 张斌, 乔建忠. 执行机构部分失效的挠性航天器多界依赖容错控制[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(3): 383-392.
Li Tao, Zhang Bin, Qiao Jianzhong. Multi-bound-dependent fault-tolerant control for flexible spacecraft under partial loss of actuator effectiveness[J]. Control Theory & Applications, 2017, 34(3): 383-392. (in Chinese)
- [8] Han Y, Biggs J D, Cui N G. Adaptive fault-tolerant control of spacecraft attitude dynamics with actuator failures[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2015, 38(10): 2033-2042.
- [9] 龚立纲, 王青, 董朝阳, 等. 航天器姿态输出反馈抗干扰跟踪控制[J]. 控制理论与应用, 2017, 34(12): 1547-1560.
Gong Ligang, Wang Qing, Dong Zhaoyang, et al. Output feedback tracking control of spacecraft attitude with disturbance rejection [J]. Control Theory & Applications, 2017, 34(12): 1547-1560. (in Chinese)
- [10] 李波, 胡庆雷, 石忠, 等. 基于反步法与动态控制分配的航天器姿态机动控制[J]. 控制理论与应用, 2012, 29(11): 1419-1425.
Li Bo, Hu Qinglei, Shi Zhong, et al. Backstepping and dynamic control-allocation for attitude maneuver of spacecraft with redundant reaction fly-wheels[J]. Control Theory & Applications, 2012, 29(11): 1419-1425. (in Chinese)
- [11] Zhu Z H, Guo Y. Adaptive fault-tolerant attitude tracking control for spacecraft formation with unknown inertia[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2018, 32(1): 13-26.
- [12] 宋申民, 郭永, 李学辉. 航天器姿态跟踪有限时间饱和控制[J]. 控制与决策, 2015, 30(11): 2004-2008.
Song Shenmin, Guo Yong, Li Xuehui. Finite-time attitude tracking control for spacecraft with input saturation[J]. Control and Decision, 2015, 30(11): 2004-2008. (in Chinese)
- [13] 高计委, 蔡远利. 航天器姿态稳定的自适应有限时间控制[J]. 固体火箭技术, 2016, 39(2): 275-280.
Gao Jiwei, Cai Yuanli. Adaptive finite-time control for spacecraft attitude stabilization[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2016, 39(2): 275-280. (in Chinese)
- [14] 韩治国, 张科, 吕梅柏, 等. 航天器自适应快速非奇异终端滑模容错控制[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 3092-3100.
Han Zhiguo, Zhang Ke, Lü Meibo, et al. Spacecraft fault-tolerant control using adaptive non-singular fast terminal sliding mode[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2016, 37(10): 3092-3100. (in Chinese)
- [15] Divya T, Sukumar S, Maruthi R Akella. Adaptive attitude-tracking control of spacecraft with uncertain time-varying inertia parameters[J]. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2015, 38(1): 41-51.
- [16] Hardy G H, Littlewood G, Polya G. Inequalities[M]. New York: Cambridge University Press, 1952.
- [17] 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.
- [18] 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.
- [19] Zhu Z, Xia Y Q, Fu M Y. Attitude stabilization of rigid spacecraft with finite-time convergence [J]. International Journal of Robust and Nonlinear Control, 2011, 21(6): 686-702.
- [20] 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, 19(2): 96-100.
Li Long, Hou Jianwen, Shi Xiaoping, et al. Adaptive sliding mode control for spacecraft attitude tracking system[J]. Electric Machines and Control, 2015, 19(2): 96-100. (in Chinese)

作者简介:

高直(1981—),女,博士,讲师。主要研究方向:航天器姿态控制、非线性系统容错控制、计算机应用与智能控制。

王媛媛(1982—),女,硕士,讲师。主要研究方向:航天器控制、智能控制。

邵星(1985—),男,博士,副教授。主要研究方向:非线性控制、航天器姿态控制。

(编辑:赵毓梅)