

# 航天器自适应快速非奇异终端滑模容错控制

韩治国<sup>†</sup>, 张 科, 吕梅柏, 王 佩, 王靖宇

(西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072; 西北工业大学 航天飞行动力学国家级重点实验室, 陕西 西安 710072)

**摘要:** 针对存在外部干扰、转动惯量矩阵不确定以及执行器故障的航天器姿态跟踪控制问题, 本文提出了基于自适应快速非奇异终端滑模的有限时间收敛故障容错控制方案. 通过引入能够避免奇异点, 且具有有限时间收敛特性的快速非奇异终端滑模面, 设计了满足多约束条件有限时间收敛的姿态跟踪容错控制律, 利用参数自适应方法使控制器不依赖转动惯量和外部干扰的上界信息. Lyapunov 稳定性分析表明: 在存在外部干扰、转动惯量矩阵不确定以及执行器故障等约束条件下, 本文设计的控制律能够保证闭环系统的快速收敛性, 而且对执行器故障具有良好的容错性能. 数值仿真校验了该控制律在姿态跟踪控制中的优良性能.

**关键词:** 航天器; 快速非奇异终端滑模; 有限时间; 姿态跟踪; 容错控制

中图分类号: V448.2 文献标识码: A

## Adaptive non-singular fast terminal sliding mode based tolerant control for spacecraft

HAN Zhi-guo<sup>†</sup>, ZHANG Ke, LÜ Mei-bo, WANG Pei, WANG Jing-yu

(School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China,

National Key Laboratory of Aerospace Flight Dynamics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an Shaanxi 710072, China)

**Abstract:** Finite-time convergence fault tolerant control strategies based on adaptive non-singular fast terminal sliding mode are proposed for spacecraft attitude tracking control subject to external disturbances, inertia uncertainties and actuator faults. A finite-time fault-tolerant attitude tracking controller meets the multi-constraints is developed by introducing a non-singular fast terminal sliding mode, which can convergence in finite-time and avoid singularities. It is further shown that the controller is independent from a prior knowledge of spacecraft inertia or upper bound of external disturbances with parameter adaptations. The Lyapunov stability analysis shows that the controller designed in this paper can guarantee the fast convergence of the closed-loop system, and has a good fault tolerant performance for actuator faults under multi-constraints on external disturbances, inertia uncertainties and actuator faults. Numerical simulation has verified the good performance of the controller in the attitude tracking control.

**Key words:** spacecraft; non-singular fast terminal sliding mode; finite-time; attitude tracking; tolerant control

### 1 引言(Introduction)

航天器姿态控制系统对航天器的健康运行扮演着重要角色. 航天器在复杂多变的空间环境中运行时, 会受到各种不确定未知干扰力矩作用. 另外, 长期执行在轨控制的执行器存在老化、失效等故障. 为了有效维持控制系统性能, 控制器需要对外部干扰、转动惯量矩阵不确定以及执行器故障等具有较强的鲁棒性<sup>[1-2]</sup>. 因此, 航天器在执行跟踪任务时, 需要一种能够在有限时间内收敛的高稳定度、高精度的容错控制方法<sup>[3-5]</sup>.

对于非线性系统, 滑模控制是一种有效的控制方法, 并且对系统不确定项具有较强的鲁棒性. 应用滑

模控制进行刚体航天器控制系统设计已经取得了许多研究成果<sup>[6-10]</sup>. 文献[6]针对刚体航天器控制系统, 设计了具有鲁棒特性且在有限时间内收敛的姿态控制律; 文献[7-9]针对存在外部干扰的航天器姿态跟踪控制问题, 设计了具有快速收敛特性的终端滑模控制律; 文献[10]基于快速终端滑模面设计了姿态稳定控制律, 并从理论上证明了系统收敛时间.

在上述控制律设计方案中, 所设计的滑模面具有奇异性, 并且没有考虑执行器可能发生故障等问题. 针对上述文献的缺点, 文献[11-12]基于非奇异终端滑模面设计了有限时间收敛的航天器姿态跟踪控制律; 文献[13-14]针对执行器可能发生的故障类型, 设计了

收稿日期: 2015-12-14; 录用日期: 2016-05-13.

<sup>†</sup>通信作者. E-mail: xiaozuanfen888@163.com.

本文责任编辑: 周东华.

国家自然科学基金项目(61174204, 61101191, 61502391), 航天支撑基金项目(N2015KC0121)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61174204, 61101191, 61502391) and China Space Foundation (N2015KC0121).

有限时间收敛的姿态稳定控制律; 文献[15–17]基于非奇异终端滑模面设计了存在执行器故障下的有限时间收敛控制律; 文献[18]针对动量轮故障, 设计了有限时间收敛的故障容错控制律; 文献[19–21]基于非奇异终端滑模面, 在考虑执行器故障情况下, 设计了有限时间收敛的自适应故障容错控制律, 并且对外部干扰进行了有效补偿, 使系统对外部干扰与执行器故障具有较强的鲁棒性。

综合上述研究成果, 虽然部分文献在考虑执行器故障与外部干扰情况下设计了有限时间收敛控制律, 但是所设计的故障容错控制律依赖系统外部干扰与转动惯量不确定性的上界信息. 因此在综合考虑外部干扰、转动惯量矩阵不确定与执行器故障等问题时, 如何设计有限时间收敛控制律, 提高控制精度与减小控制器抖动, 并利用参数自适应方法使设计的控制律不依赖系统不确定性的上界信息, 成为本文的研究重点. 本文首先引入非奇异终端滑模面, 然后基于参数自适应设计了有限时间收敛的姿态跟踪故障容错控制律, 并依据Lyapunov理论对所设计的控制律的稳定性进行了证明, 最后根据仿真实验对上述方法的可行性进行了验证。

## 2 姿态跟踪数学模型 (Mathematical model for attitude tracking)

定义  $Q = [q_0 \ q^T]^T \in \mathbb{R}^4$  为航天器本体坐标系  $F_b$  相对惯性坐标系  $F_i$  的姿态四元数,  $q \in \mathbb{R}^3$ ,  $q_0 \in \mathbb{R}$  且  $q_0^2 + q^T q = 1$ . 则采用四元数描述的航天器姿态运动数学模型为<sup>[3, 6, 10–13, 19, 23]</sup>

$$\begin{cases} \dot{q}_0 = -0.5q^T w, \\ \dot{q} = 0.5(q^\times + q_0 I_3)w, \\ J\dot{w} = -w^\times Jw + u + d, \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $w = [w_1 \ w_2 \ w_3]^T \in \mathbb{R}^3$  为航天器本体坐标系  $F_b$  相对于惯性坐标系  $F_i$  的角速度在  $F_b$  上的投影;  $u = [u_1 \ u_2 \ u_3]^T \in \mathbb{R}^3$  为执行器控制力矩;  $d = [d_1 \ d_2 \ d_3]^T \in \mathbb{R}^3$  为外部干扰力矩; 矩阵  $J \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  为转动惯量. 定义矩阵  $a^\times \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  为

$$a^\times = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

根据文献[16, 19], 航天器姿态跟踪数学模型可描述为

$$w_e = w - Cw_d, \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{q}_{e0} = -0.5q_e^T w_e, \\ \dot{q}_e = 0.5(q_e^\times + q_{e0} I_3)w_e, \end{cases} \quad (4)$$

$$J\dot{w}_e = -(w_e + Cw_d)^\times J(w_e + Cw_d) + J(w_e^\times Cw_d - C\dot{w}_d) + u + d(t), \quad (5)$$

式中:  $w_d \in \mathbb{R}^3$  为期望角速度,  $w_e \in \mathbb{R}^3$  为角速度误

差.  $C = (q_{e0}^2 - q_e^T q_e)I_3 + 2q_e q_e^T - 2q_{e0} q_e^\times$  为转换矩阵.  $Q_e = [q_{e0} \ q_e^T]^T = Q_d^{-1} \odot Q$  为误差四元数, 其中  $q_{e0} \in \mathbb{R}$ ,  $q_e = [q_{e1} \ q_{e2} \ q_{e3}] \in \mathbb{R}^3$ ;  $Q_d = [q_{d0} \ q_d^T]^T \in \mathbb{R}^4$  为期望姿态.

根据文献[19]可知, 执行器故障可写成下列形式:

$$u = E(t)u_c + \bar{u}_c, \quad (6)$$

式中:  $E(t) = \text{diag}\{E_1(t), E_2(t), E_3(t)\} \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$ ,  $0 \leq E_i(t) \leq 1$  为执行器的效率下降矩阵,  $u_c = [u_{c1} \ u_{c2} \ u_{c3}]^T \in \mathbb{R}^3$  为反作用飞轮产生的指令控制力矩,  $\bar{u}_c = [\bar{u}_{c1} \ \bar{u}_{c2} \ \bar{u}_{c3}]^T \in \mathbb{R}^3$  为反作用飞轮发生的漂移故障力矩, 且满足  $\|\bar{u}_c\| \leq l_u$ , 其中  $l_u \geq 0$  是未知常数.

根据执行器故障方程(6), 卫星的姿态误差动力学模型(5)可写成

$$\begin{aligned} J\dot{w}_e = & \\ & -(w_e + Cw_d)^\times J(w_e + Cw_d) + J(w_e^\times Cw_d - \\ & C\dot{w}_d) + E(t)u_c + \bar{u}_c + d(t) = \\ & -(w_e + Cw_d)^\times J(w_e + Cw_d) + J(w_e^\times Cw_d - \\ & C\dot{w}_d) + u_c + (E(t) - I_3)u_c + \bar{u}_c + d(t). \end{aligned} \quad (7)$$

在进行控制器设计之前, 给出如下合理假设.

**假设 1** 卫星姿态角  $q$  和姿态角速率  $w$  可测, 可以基于姿态角  $q$  和姿态角速率  $w$  设计反馈控制律;

**假设 2** 期望角速度  $w_d$  及其一阶导数  $\dot{w}_d$  是有界的;

**假设 3** 卫星的转动惯量具有形式  $J = J_0 + \Delta J$ , 其中  $J_0$  是已知的非奇异标称常数矩阵,  $\Delta J$  代表转动惯量矩阵不确定部分, 是有界的, 即  $\|\Delta J\| \leq \lambda_n$ , 其中  $\lambda_n$  是未知常数;

**假设 4** 控制输入满足最大幅值限制, 即  $u(t) \leq u_{\max}$ .  $u_{\max}$  为执行器的最大输出力矩.

**注 1** 航天器姿态角和角速度根据姿态敏感仪和陀螺可以直接进行测量, 航天器在执行跟踪任务时, 期望角速度及其一阶导数通常是连续且有界的. 在实际工程中, 转动惯量与控制量都是有界的, 因此, 假设1–4是符合实际工程条件的. 另外, 文献[3, 5, 8, 12, 15]等均有给出上述假设, 并且对上述假设给出了合理说明.

## 3 故障容错控制律设计 (Fault tolerant control design)

为了补偿外部干扰、转动惯量矩阵不确定与执行器故障带来的影响, 设计具有参数自适应的有限时间收敛故障容错控制律. 本文故障容错控制设计方法基于以下3步完成: 1) 非奇异终端滑模面设计; 2) 自适应控制律设计; 3) 系统稳定性证明.

本文的控制目标为: 在存在外部干扰、转动惯量矩阵不确定与执行器故障下, 设计鲁棒自适应故障容错

控制律保证系统在有限时间内稳定是本文的控制目标. 即: 在有限时间内, 误差四元数  $\mathbf{Q}_e$  趋于  $(1, 0, 0, 0)$ , 角速度误差  $\mathbf{w}_e$  趋于  $0$ . 上述控制目标可用下式进行描述:

$$\lim_{t \rightarrow t_f} q_{e0} = 1, \lim_{t \rightarrow t_f} \mathbf{q}_e = 0, \lim_{t \rightarrow t_f} \mathbf{w}_e = 0. \quad (8)$$

### 3.1 滑模面设计(Sliding surface design)

为了与现有的容错控制方法进行对比, 本文选择能够避免奇异点且具有快速收敛特性的非奇异终端滑模面, 根据角速度误差与误差四元数, 选择如下的滑模面<sup>[20]</sup>:

$$\mathbf{S}_e = \text{sig}^\alpha(\mathbf{w}_e) + \beta \text{sig}^\alpha(\mathbf{q}_e) + \lambda \mathbf{q}_e, \quad (9)$$

式中:  $\mathbf{S}_e \in \mathbb{R}^3$  为设计的滑模面,  $\alpha \in (1, 2)$ ,  $\beta = \text{diag}\{\beta_1, \beta_2, \beta_3\}$ ,  $\lambda = \text{diag}\{\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3\}$ , 其中:  $\beta_i, \lambda_i \geq 0, i=1, 2, 3$ . 对于任意向量  $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^3$ , 符号  $\text{sig}^\alpha(\mathbf{x}) = [|x_1|^\alpha \text{sgn}(x_1), |x_2|^\alpha \text{sgn}(x_2), |x_3|^\alpha \text{sgn}(x_3)]^T$ . 对上式进行求导可得

$$\begin{aligned} J\dot{\mathbf{S}}_e &= \alpha \text{diag}\{|w_{ei}|^{\alpha-1}\} J\dot{\mathbf{w}}_e + \frac{J}{2} \cdot \\ &(\alpha\beta \text{diag}\{|q_{ei}|^{\alpha-1}\} + \lambda)(q_{e0} \mathbf{I}_3 + \mathbf{q}_e^\times) \mathbf{w}_e. \end{aligned} \quad (10)$$

把式(7)带入上式, 可得

$$\begin{aligned} J\dot{\mathbf{S}}_e &= \\ &\alpha \text{diag}\{|w_{ei}|^{\alpha-1}\} [-(\mathbf{w}_e + \mathbf{C}\mathbf{w}_d)^\times J(\mathbf{w}_e + \mathbf{C}\mathbf{w}_d) + \\ &J(\mathbf{w}_e^\times \mathbf{C}\mathbf{w}_d - \mathbf{C}\dot{\mathbf{w}}_d) + \mathbf{E}(t)\mathbf{u}_c + \bar{\mathbf{u}}_c + \mathbf{d}(t)] + \\ &\frac{J}{2} (\alpha\beta \text{diag}\{|q_{ei}|^{\alpha-1}\} + \lambda)(q_{e0} \mathbf{I}_3 + \mathbf{q}_e^\times) \mathbf{w}_e = \\ &\alpha \text{diag}\{|w_{ei}|^{\alpha-1}\} [-(\mathbf{w}_e + \mathbf{C}\mathbf{w}_d)^\times J(\mathbf{w}_e + \mathbf{C}\mathbf{w}_d) + \\ &J(\mathbf{w}_e^\times \mathbf{C}\mathbf{w}_d - \mathbf{C}\dot{\mathbf{w}}_d) + \mathbf{u}_c + (\mathbf{E}(t) - \mathbf{I}_3)\mathbf{u}_c + \bar{\mathbf{u}}_c + \\ &\mathbf{d}(t) + \frac{J}{2\alpha} (\alpha\beta \text{diag}\{|q_{ei}|^{\alpha-1}\} + \lambda) \cdot \\ &(q_{e0} \mathbf{I}_3 + \mathbf{q}_e^\times) \text{sig}^{2-\alpha}(\mathbf{w}_e)]. \end{aligned} \quad (11)$$

趋近律设计如下式所示<sup>[16]</sup>

$$J\dot{\mathbf{S}}_e = -k_1 \mathbf{S}_e - k_2 \text{sig}^\gamma(\mathbf{S}_e). \quad (12)$$

### 3.2 控制律设计(Control design)

**假设 5** 空间飞行器系统的外部干扰  $\mathbf{d}(t)$  满足<sup>[21]</sup>

$$\|\mathbf{d}(t)\| \leq c_{10} + c_{20} \|\mathbf{w}(t)\|^2, \quad (13)$$

其中:  $c_{01} \geq 0, c_{02} \geq 0$  是未知常数.

**假设 6** 类似文献[21-22, 24], 基于误差四元数以及角速率误差设计控制率, 根据四元数与角速率的定义可知其值是有界的, 控制器输入  $\mathbf{u}(t)$  满足下式:

$$\begin{aligned} \|\mathbf{u}(t)\| &\leq c_{11} + c_{21} \|\mathbf{w}(t)\|^2 + \\ &c_{31} \|\mathbf{w}(t)\|^{2-\alpha} + c_{41} \|\mathbf{w}(t)\|^\alpha, \end{aligned} \quad (14)$$

其中:  $c_{11} \geq 0, c_{21} \geq 0, c_{31} \geq 0, c_{41} \geq 0$  是未知常数.

**假设 7** 存在未知常数  $c_{12} \geq 0, c_{22} \geq 0$  以及  $c_{32} \geq 0$  使下式成立:

$$\begin{aligned} &\| -(\mathbf{w}_e + \mathbf{C}\mathbf{w}_d)^\times J(\mathbf{w}_e + \mathbf{C}\mathbf{w}_d) + \\ &J(\mathbf{w}_e^\times \mathbf{C}\mathbf{w}_d - \mathbf{C}\dot{\mathbf{w}}_d) \| \leq c_{12} + c_{22} \|\mathbf{w}(t)\|^2, \end{aligned} \quad (15)$$

$$\left\| \frac{J}{2\alpha} (\alpha\beta \text{diag}\{|q_{ei}|^{\alpha-1}\} + \lambda) \cdot \right.$$

$$\left. (q_{e0} \mathbf{I}_3 + \mathbf{q}_e^\times) \text{sig}^{2-\alpha}(\mathbf{w}_e) \right\| \leq c_{32} \|\mathbf{w}(t)\|^{2-\alpha}. \quad (16)$$

**注 2** 对于假设5-6, 文献[21-23]通过理论证明给出了假设的合理性. 由于  $\|q_{e0} \mathbf{I}_3 + \mathbf{q}_e^\times\| = 1, \|\mathbf{C}\| = 1, \|\mathbf{q}_e\| \leq 1, \mathbf{w}_e = \mathbf{w} - \mathbf{C}\mathbf{w}_d$  以及根据假设1-3, 可以得出假设7是合理的. 因此假设5-7符合实际工程条件, 且具有相应的理论依据.

因此, 根据上述假设, 可得

$$\begin{aligned} &\| -(\mathbf{w}_e + \mathbf{C}\mathbf{w}_d)^\times J(\mathbf{w}_e + \mathbf{C}\mathbf{w}_d) + \\ &J(\mathbf{w}_e^\times \mathbf{C}\mathbf{w}_d - \mathbf{C}\dot{\mathbf{w}}_d) + (\mathbf{E}(t) - \mathbf{I}_3)\mathbf{u}_c + \bar{\mathbf{u}}_c + \\ &\mathbf{d}(t) + \left\| \frac{J}{2\alpha} (\alpha\beta \text{diag}\{|q_{ei}|^{\alpha-1}\} + \lambda) \cdot \right. \\ &\left. (q_{e0} \mathbf{I}_3 + \mathbf{q}_e^\times) \text{sig}^{2-\alpha}(\mathbf{w}_e) \right\| \leq \\ &c_1 + c_2 \|\mathbf{w}(t)\|^2 + c_3 \|\mathbf{w}(t)\|^{2-\alpha} + c_4 \|\mathbf{w}(t)\|^\alpha. \end{aligned} \quad (17)$$

**引理 1** 对于任意给定的实数  $\lambda_1 > 0, \lambda_2 > 0, 0 < k < 1$ , 扩展李雅普诺夫有限时间稳定性条件能够用如下快速终端滑模形式给出<sup>[20]</sup>:

$$\dot{V}(x) + \lambda_1 V(x) + \lambda_2 V^k(x) \leq 0. \quad (18)$$

对于上式, 稳定时间能够用下式进行估计:

$$T_k \leq \frac{1}{\lambda_1(1-k)} \ln \frac{\lambda_1 V^{1-k}(x_0) + \lambda_2}{\lambda_2}. \quad (19)$$

**定理 1** 考虑带有外部干扰、转动惯量不确定与执行器故障的航天器(5)(7)及快速终端滑模面(9), 在满足假设1-7的条件下, 设计复合控制律(20)保证航天器跟踪误差在有限时间内达到滑模面(9).

$$\mathbf{u}_c(t) = -\mathbf{u}_{\text{adp1}}(t) - \mathbf{u}_{\text{adp2}}(t), \quad (20)$$

式中:

$$\mathbf{u}_{\text{adp1}}(t) = \hat{k}_1 \mathbf{S}_e + \hat{k}_2 \text{sig}^\gamma(\mathbf{S}_e), \quad (21)$$

$$\mathbf{u}_{\text{adp2}}(t) =$$

$$\begin{cases} \frac{\mathbf{S}_e(t)}{\|\mathbf{S}_e(t)\|} \hat{\sigma}(t) + \frac{\mathbf{S}_e(t)}{\|\mathbf{S}_e(t)\|^2} \sum_{i=1}^2 \frac{p_i}{4\eta_i} \hat{k}_i(t) + \\ \frac{\mathbf{S}_e(t)}{\|\mathbf{S}_e(t)\|^2} \sum_{j=1}^4 \frac{q_j}{4\theta_j} \hat{c}_j(t), & \mathbf{S}_e(t) \hat{\sigma}(t) > \delta, \\ \frac{\mathbf{S}_e(t)}{\delta} \hat{\sigma}^2(t), & \mathbf{S}_e(t) \hat{\sigma}(t) \leq \delta, \end{cases} \quad (22)$$

式中:  $\delta > 0$  是非常小的边界层,  $\hat{k}_i$  是  $k_i$  的估计值,  $\hat{c}_i$  是  $c_i$  的估计值,  $i = 1, 2, j = 1, 2, 3, 4, \hat{\sigma}(t) = \hat{c}_1 + \hat{c}_2 \|\mathbf{w}(t)\|^2 + \hat{c}_3 \|\mathbf{w}(t)\|^{2-\alpha} + \hat{c}_4 \|\mathbf{w}(t)\|^\alpha$ . 设计的自适应

应控制律满足  $\hat{k}_i > 0, \hat{c}_i > 0$ , 具体形式为

$$\begin{aligned} \dot{\hat{k}}_1 = & \\ \begin{cases} -p_1 \hat{k}_1 + \alpha \eta_1 \|w_e^{\alpha-1}\|_\infty \|S_e\|^2, & \|S_e\| \geq \varepsilon, \\ 0, & \|S_e\| < \varepsilon, \end{cases} & (23) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{k}}_2 = & \\ \begin{cases} -p_2 \hat{k}_2 + \alpha \eta_2 \|w_e^{\alpha-1}\|_\infty \|S_e\|^{\gamma+1}, & \|S_e\| \geq \varepsilon, \\ 0, & \|S_e\| < \varepsilon, \end{cases} & (24) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{c}}_1 = & \\ \begin{cases} -q_1 \hat{c}_1 + \alpha \theta_1 \|w_e^{\alpha-1}\|_\infty \|S_e\|, & \|S_e\| \geq \varepsilon, \\ 0, & \|S_e\| < \varepsilon, \end{cases} & (25) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{c}}_2 = & \\ \begin{cases} -q_2 \hat{c}_2 + \alpha \theta_2 \|w_e^{\alpha-1}\|_\infty \|S_e\| \|w(t)\|^2, & \|S_e\| \geq \varepsilon, \\ 0, & \|S_e\| < \varepsilon, \end{cases} & (26) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{c}}_3 = & \\ \begin{cases} -q_3 \hat{c}_3 + \alpha \theta_3 \|w_e^{\alpha-1}\|_\infty \|S_e\| \|w(t)\|^{2-\alpha}, & \|S_e\| \geq \varepsilon, \\ 0, & \|S_e\| < \varepsilon, \end{cases} & (27) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \dot{\hat{c}}_4 = & \\ \begin{cases} -q_4 \hat{c}_4 + \alpha \theta_4 \|w_e^{\alpha-1}\|_\infty \|S_e\| \|w(t)\|^\alpha, & \|S_e\| \geq \varepsilon, \\ 0, & \|S_e\| < \varepsilon, \end{cases} & (28) \end{aligned}$$

式中:  $p_i \geq 0, q_i \geq 0, \eta \geq 0, \theta_i \geq 0$  是设计参数.  $\varepsilon \geq 0$  是很小的常数, 为了消除系统抖动, 本文取为  $\varepsilon = 0.001$ . 自适应补偿项  $u_{\text{adp1}}(t)$  是使系统具有有限时间收敛特性的反馈控制项, 自适应补偿项  $u_{\text{adp2}}(t)$  是对系统不确定、外部扰动与执行器故障的补偿控制项.

### 3.3 稳定性证明(Stability analysis)

证 考虑Lyapunov函数

$$V_1 = \frac{1}{2} [S_e^T(t) J S_e(t) + \sum_{i=1}^2 \frac{1}{\eta_i} \bar{k}_i^2 + \sum_{j=1}^4 \frac{1}{\theta_j} \bar{c}_j^2], \quad (29)$$

式中:  $\bar{k}_i = \hat{k}_i - k_i, \bar{c}_i = \hat{c}_i - c_i$ . 对上述求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 = & \\ S_e^T(t) J \dot{S}_e(t) + \sum_{i=1}^2 \frac{1}{\eta_i} \bar{k}_i \dot{\hat{k}}_i + \sum_{j=1}^4 \frac{1}{\theta_j} \bar{c}_j \dot{\hat{c}}_j = & \\ S_e^T(t) \alpha \text{diag}\{|w_{ei}^{\alpha-1}|\} [-(w_e + C w_d)^\times J (w_e + & \\ C w_d) + J (w_e^\times C w_d - C \dot{w}_d) + (E(t) - I_3) u_c + \bar{u}_c + & \\ d(t) + u_c + \frac{J}{2\alpha} (\alpha \beta \text{diag}\{|q_{ei}^{\alpha-1}|\} + \lambda) (q_{e0} I_3 + q_e^\times) \cdot & \\ \text{sig}^{2-\alpha}(w_e)] + \sum_{i=1}^2 \frac{1}{\eta_i} \bar{k}_i \dot{\hat{k}}_i + \sum_{j=1}^4 \frac{1}{\theta_j} \bar{c}_j \dot{\hat{c}}_j \leq & \\ \alpha \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\| [c_1 + c_2 \|w(t)\|^2 + & \\ c_3 \|w(t)\|^{2-\alpha} + c_4 \|w(t)\|^\alpha + u_c] + & \end{aligned}$$

$$\sum_{i=1}^2 \frac{1}{\eta_i} \bar{k}_i \dot{\hat{k}}_i + \sum_{j=1}^4 \frac{1}{\theta_j} \bar{c}_j \dot{\hat{c}}_j. \quad (30)$$

**情况 1** 考虑  $S_e(t) \hat{\sigma}(t) > \delta$  的情况. 将自适应快速终端滑模控制律(20)-(21)和(22)(上)及自适应律(23)-(28)带入上式, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 \leq & \\ -\alpha \hat{k}_1 \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\|^2 - \alpha \hat{k}_2 \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \cdot & \\ \|S_e(t)\|^{\gamma+1} + \alpha \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\| \cdot & \\ [c_1 + c_2 \|w(t)\|^2 + c_3 \|w(t)\|^{2-\alpha} + c_4 \|w(t)\|^\alpha] - & \\ \alpha \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\| [\hat{c}_1 + \hat{c}_2 \|w(t)\|^2 + & \\ \hat{c}_3 \|w(t)\|^{2-\alpha} + \hat{c}_4 \|w(t)\|^\alpha] + \alpha (\hat{k}_1 - k_1) \cdot & \\ \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\|^2 + \alpha (\hat{k}_2 - k_2) \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \cdot & \\ \|S_e(t)\|^{\gamma+1} + \alpha \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\| [(\hat{c}_1 - c_1) + & \\ (\hat{c}_2 - c_2) \|w(t)\|^2 + (\hat{c}_3 - c_3) \|w(t)\|^{2-\alpha} + & \\ (\hat{c}_4 - c_4) \|w(t)\|^\alpha] - \sum_{i=1}^2 \frac{p_i}{4\eta_i} \hat{k}_i - \sum_{j=1}^4 \frac{q_j}{4\theta_j} \hat{c}_j + & \\ \sum_{i=1}^2 \frac{p_i}{\eta_i} (k_i - \hat{k}_i) \hat{k}_i + \sum_{j=1}^4 \frac{q_j}{\theta_j} (c_j - \hat{c}_j) \hat{c}_j \leq & \\ -\alpha k_1 \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\|^2 - & \\ \alpha k_2 \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\|^{\gamma+1} - \sum_{i=1}^2 \frac{p_i}{4\eta_i} \hat{k}_i - & \\ \sum_{j=1}^4 \frac{q_j}{4\theta_j} \hat{c}_j + \sum_{i=1}^2 \frac{p_i}{\eta_i} (k_i - \hat{k}_i) \hat{k}_i + \sum_{j=1}^4 \frac{q_j}{\theta_j} (c_j - \hat{c}_j) \hat{c}_j. & \end{aligned} \quad (31)$$

根据参考文献[21]的多项式处理方法, 对上式进行变换, 最终可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 \leq & \\ -\alpha k_1 \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\|^2 - & \\ \alpha k_2 \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\|^{\gamma+1} - & \\ \alpha \max(|w_{ei}^{\alpha-1}|) \|S_e(t)\| \eta_\delta, & \end{aligned} \quad (32)$$

其中  $\eta_\delta = \sum_{i=1}^2 \frac{p_i k_i (2k_i + 1)}{4k_i} + \sum_{j=1}^4 \frac{q_j c_j (2c_j + 1)}{4c_j}$ . 根

据参考文献[20]可知, 在滑模到达阶段,  $W_e = 0$  不是一个吸引域, 因此上式可以进一步写成

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 \leq & \\ -\frac{2\alpha \max(|w_e|^{\alpha-1})}{\lambda_{\max}(J)} (k_1 - \frac{\eta_\delta}{\|S_e\|}) V_1 - & \\ (\frac{2}{\lambda_{\max}(J)})^{\frac{\gamma+1}{2}} \alpha k_2 \max(|w_e|^{\alpha-1}) V_1^{\frac{\gamma+1}{2}}, & \end{aligned} \quad (33)$$

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 \leq & \\ -\frac{2\alpha k_1 \max(|w_e|^{\alpha-1})}{\lambda_{\max}(J)} V_1 - (\frac{2}{\lambda_{\max}(J)})^{\frac{\gamma+1}{2}} \cdot & \\ \alpha \max(|w_e|^{\alpha-1}) (k_2 - \frac{\eta_\delta \|S_e\|}{\|S_e\|^{\gamma+1}}) V_1^{\frac{\gamma+1}{2}}. & \end{aligned} \quad (34)$$

因此, 当  $S_e \geq \Delta (\Delta = \min(\frac{\eta_\delta}{k_1}, (\frac{\eta_\delta}{k_2})^{1/\gamma}))$  时, 有下式成立:

$$V_1 + \mu_1 V_1 + \mu_2 V_1^{(\gamma+1)/2} \leq 0, \quad (35)$$

其中:

$$\begin{aligned} \mu_1 &= \frac{2\alpha \max(|\mathbf{w}_e|^{\alpha-1})}{\lambda_{\max}(\mathbf{J})} \left(k_1 - \frac{\eta_\delta}{\|\mathbf{S}_e\|}\right) \text{ 或者} \\ \mu_1 &= \frac{2\alpha k_1 \max(|\mathbf{w}_e|^{\alpha-1})}{\lambda_{\max}(\mathbf{J})}, \\ \mu_2 &= \left(\frac{2}{\lambda_{\max}(\mathbf{J})}\right)^{(\gamma+1)/2} \alpha k_2 \max(|\mathbf{w}_e|^{\alpha-1}) \text{ 或者} \\ \mu_2 &= \left(\frac{2}{\lambda_{\max}(\mathbf{J})}\right)^{(\gamma+1)/2} \alpha \max(|\mathbf{w}_e|^{\alpha-1}) \cdot \\ &\quad \left(k_2 - \frac{\eta_\delta \|\mathbf{S}_e\|}{\|\mathbf{S}_e\|^{\gamma+1}}\right). \end{aligned}$$

因为  $0 < \gamma < 1$ , 因此  $0.5 < (\gamma + 1)/2 < 1$ , 根据引理1可得, 系统将在有限时间内趋于零. 收敛时间满足

$$t_1 \leq \frac{1}{\mu_1(1-\gamma)/2} \ln \frac{\mu_1 V_1^{(1-\gamma)/2}(\mathbf{S}_e(0)) + \mu_2}{\mu_2}. \quad (36)$$

**情况 2** 考虑  $\mathbf{S}_e(t)\hat{\sigma}(t) \leq \delta$  的情况. 将自适应快速终端滑模控制律(20)(21)和(22)(下)及自适应律(23)-(28)带入式(30), 应用同样的方法可得相同的结论. 只需把  $\eta_\delta$  用  $\eta_\varepsilon$  替换即可, 其中

$$\eta_\varepsilon = \sum_{i=1}^2 \frac{p_i}{2\eta_i} k_i^2 + \sum_{j=1}^4 \frac{q_j}{2\theta_j} c_j^2 + \frac{\delta}{2}.$$

根据情况1与情况 2 的证明可知, 通过选取较大的  $\eta_i, \theta_i$  与较小的  $p_i, q_i$ , 可以使  $\eta_\delta, \eta_\varepsilon$  非常小, 因此基于快速非奇异终端滑模面的航天器姿态控制系统将在有限时间内收敛到包含原点的极小领域内.

**定理 2** 当系统状态到达滑模面  $\mathbf{S}_e = 0$  的邻域时, 跟踪误差将在有限时间内收敛到零.

具体证明可参见文献[21], 本文在此不再赘述.

**注 3** 本文设计的控制方案中, 参数  $k_1$  和  $k_2$  决定系统的收敛速率. 参数越大, 系统收敛速度越快, 但较大的参数  $k_1$  和  $k_2$  将导致较大的控制量. 由于控制力矩在实际中都是有界的, 另外较大的参数会导致抖振问题, 因此本文通过自适应的方法对参数  $k_1$  和  $k_2$  进行选取, 能够避免上述缺点.

**注 4** 根据设计的控制律(20)-(22)可以看出, 本文设计的控制律没有显式包含航天器的转动惯量, 因此, 本文设计的控制律能够对具有转动惯量不确定系统具有很好的适应能力.

**注 5** 由于  $1 < \alpha < 2, 0 < \gamma < 1$ , 本文设计的控制律以及自适应律中, 所有的指数项均为正, 因此本文设计的控制律没有奇异性.

**注 6** 根据式(36)可知, 参数  $\beta, \lambda, \eta_i, \theta_i$  均对系统收敛速度有影响, 而系统控制律(21)和(22) 也与  $\beta, \lambda, \eta_i, \theta_i$  有关. 较大的  $\beta, \lambda, \eta_i, \theta_i$  值将增加系统的收敛速度, 但是系统的控制量也将增大, 因此在选择参数  $\beta, \lambda, \eta_i, \theta_i$  时, 应该综合考虑系

统的收敛速度与控制量的幅值限制.

**注 7** 本文根据文献[20]设计的滑模面设计了参数自适应控制律, 相比文献[20], 本文设计的控制律不依赖转动惯量与系统外部干扰的上界信息, 通过设计自适应参数与控制器参数, 系统滑模面能够到达平衡点任意小的邻域内, 而文献[20]的收敛域依赖外部不确定的上界.

### 4 仿真校验(Simulation and result discussion)

为校验本文方法在姿态跟踪控制方面的有效性, 考虑实际空间飞行器系统, 其质量为2042.11 kg, 对航天器姿态跟踪控制进行仿真研究. 仿真过程中航天器主要参数见表1. 表2为设计的控制器参数.

表 1 仿真主要参数

Table 1 Main parameters of simulation

参数名称	参数取值
转动惯量	$J_0 = \text{diag}\{800.27, 839.93, 289.93\}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$
转动惯量不确定项	$\Delta J = \text{diag}\{100, 60, 30\}/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$
初始姿态角	$q_0 = [0.3 \ -0.2 \ -0.3 \ 0.8832]^T$
初始角速度	$w_0 = [0.06 \ -0.04 \ 0.05]^T/(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$
期望姿态角	$q_d = [0 \ 0 \ 0 \ 1]^T$
期望角速度	$w_d = 0.05 \begin{bmatrix} \sin(0.01\pi t) \\ \sin(0.02\pi t) \\ \sin(0.03\pi t) \end{bmatrix} /(\text{rad} \cdot \text{s}^{-1})$

表 2 控制器参数

Table 2 Parameters of controller

参数名称	参数取值
	$\alpha = 1.1$
滑模面参数	$\beta = \text{diag}\{0.25, 0.25, 0.25\}$ $\lambda = \text{diag}\{2.49, 2.49, 2.49\}$
	$\gamma = 0.49$
控制律参数	$\eta_i = 10.5, \theta_j = 10.0$ $p_i = q_j = 0.01$ $\delta = \varepsilon = 0.001$

执行器故障

$$E_i = \begin{cases} 1, & t \leq 10, \\ 0.25 + 0.1\sin(0.5t + \pi i/3), & t > 10, \end{cases} \quad (37)$$

$$E_4 = \begin{cases} 1, & t \leq 10, \\ 0, & t > 10, \end{cases} \quad (38)$$

$$\bar{u}_{ci} = \begin{cases} 0, & t < 10, \\ 0.1 + 0.05\sin(0.5\pi t), & t \geq 10, \end{cases} \quad (39)$$

其中  $i = 1, 2, 3$ .

外部干扰

$$\mathbf{d}(t) = 5[\sin(0.1t) \ \sin(0.2t) \ \sin(0.3t)]^T (\text{N} \cdot \text{m}). \quad (40)$$

根据上述仿真参数, 仿真结果如图1-6所示. 其中图1为误差四元数变化曲线, 图2为角速度误差变化曲线. 从图1-2可以看出, 即使存在执行器故障、转动惯量不确定与外部干扰, 系统依然能够在较短时间内实现控制目标(8), 所设计的控制器能够确保系统跟踪期望的姿态角与角速度, 收敛过程中系统波动次数少, 稳态误差很小, 收敛时间小于15 s.

状态后, 自适应参数不发生波动, 稳定精度高. 上述仿真结果验证了本文设计的自适应快速终端滑模控制律能完成高性能姿态控制和强容错能力.

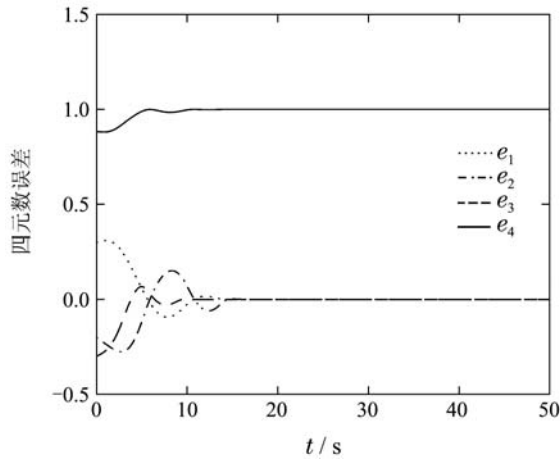


图 1 姿态跟踪四元数误差变换曲线

Fig. 1 Response curves of attitude tracking quaternion errors

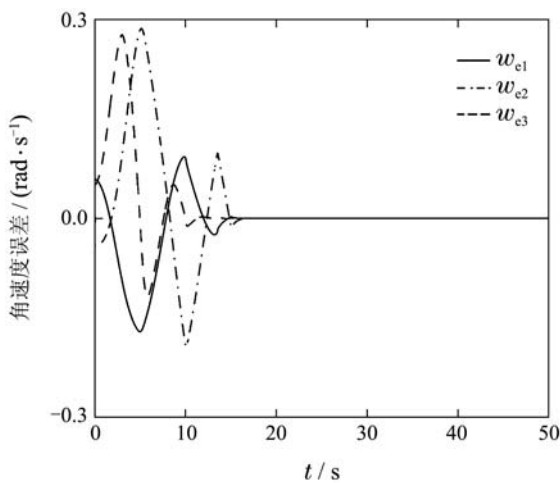


图 2 姿态跟踪角速度误差变换曲线

Fig. 2 Response curves of attitude tracking angular velocity errors

图3为滑模面变化曲线, 从图中可以看出, 本文设计的滑模面能够很快收敛到平衡点附近, 系统波动幅值小, 振动频率低, 当系统进入滑模面以后, 能够维持滑模运动, 稳定精度高. 图4为控制力矩变化曲线, 从图中可以看出, 本文设计的控制律的控制力矩均小于100 N·m, 控制力矩波动小, 抖动次数少, 当系统进入稳定状态后, 控制力矩较为平稳, 稳定控制力矩很小. 图5为控制器增益估计曲线, 图6为不确定项等参数的估计曲线. 从图中可以看出, 本文设计的自适应参数均能够在较短的时间内实现稳定, 系统进入稳定

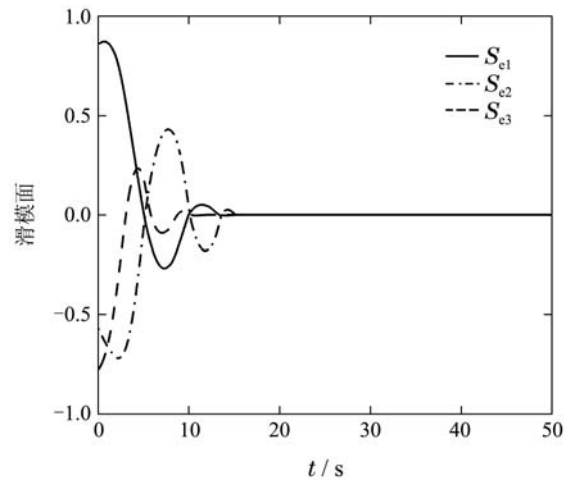


图 3 滑模面响应曲线

Fig. 3 Response curves of sliding mode

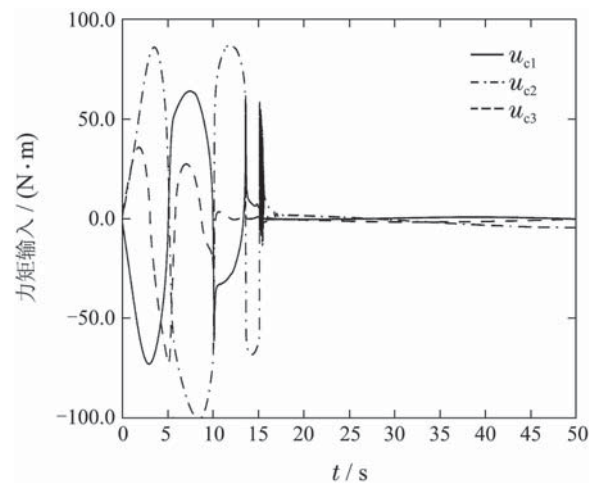


图 4 控制器响应曲线

Fig. 4 Response curves of control torques

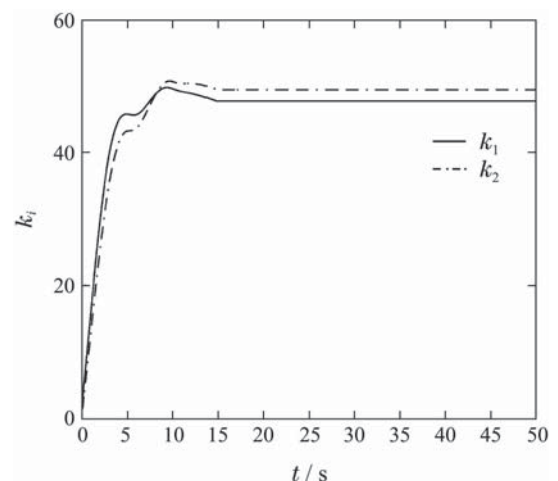


图 5 控制器增益估计曲线

Fig. 5 Estimate of controller gain

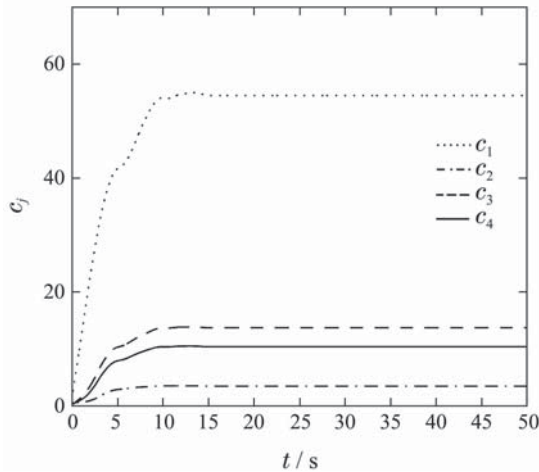


图6 不确定项参数估计曲线

Fig. 6 Estimate of uncertain parameters

表3为控制系统性能参数表. 从表中可以看出, 滑模面的稳态误差达到 $3.32 \times 10^{-6}$ , 误差四元数的稳态值达到 $4.26 \times 10^{-7}$ , 角速度误差稳态值达到 $2.51 \times 10^{-8}$ , 系统的稳定精度很高. 滑模面与误差四元数及角速度误差的收敛时间分别为13.55 s与14.63 s. 因此, 从仿真结果与性能参数表可以看出, 本文提出的自适应终端滑模有限时间收敛故障容错控制律具有较快的收敛速度与较高的控制精度, 解决了执行器存在效率下降故障与漂移故障下的姿态跟踪控制问题, 说明了本文设计的控制律具有优越的控制性能.

表3 控制性能

Table 3 Control performance

控制性能	取值
滑模面稳态值	$3.32 \times 10^{-6}$
误差四元数稳态值	$4.26 \times 10^{-7}$
角速度误差稳态值	$2.51 \times 10^{-8}$
$ \mathbf{S}_e  < 2e-3$ 时间	13.55 s
$( q_{ei} ,  w_{ei} ) < 2e-2$ 时间	14.63 s

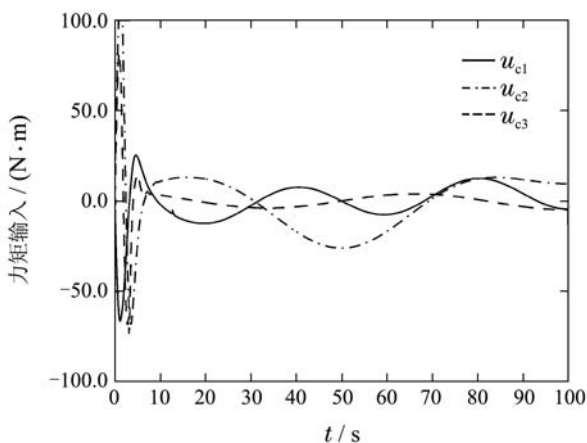


图7 文献[20]控制器响应曲线

Fig. 7 Response curves of control torques in Ref [20]

为了进一步说明本文方法的优越性, 与文献[20]设计的自适应控制律进行对比仿真. 图7是采用文献[20]设计的自适应控制律得到的控制力矩响应曲线. 通过与图4对比可以看出, 采用文献[20]的设计方法得到的控制力矩曲线波动大, 振荡次数多, 系统收敛时间长. 当系统稳定后, 稳态力矩波动较大, 稳态幅值较高.

表4为控制性能对比总结. 可以看出, 控制量在幅值约束条件下, 文献[20]设计的控制律的收敛时间明显大于本文设计方法的收敛时间. 文献[20]的误差四元数的稳态值为 $6.05 \times 10^{-4}$ , 角速度误差稳态值为 $1.55 \times 10^{-4}$ , 系统的稳态误差也大于本文设计方法的稳态误差.

表4 控制性能总结

Table 4 Control performance summary

控制律	$ \mathbf{S}_e  < 2e-3/(t \cdot s^{-1})$	$( q_{ei} ,  w_{ei} ) < 2e-2/(t \cdot s^{-1})$
本文设计方法	13.55	14.63
文献[20]	15.21	17.59

## 5 结论(Conclusions)

本文针对存在外部干扰、转动惯量矩阵不确定与执行器故障下的刚体航天器姿态跟踪控制问题, 提出了一种自适应非奇异终端滑模有限时间收敛故障容错控制律设计方法. 该控制律具有如下优点:

- 1) 该控制方案具有较好的执行器故障容错能力以及对外部干扰与转动惯量的不确定性具有较好的鲁棒性. 通过参数自适应方法使得系统能够对外部不确定与执行器故障等具有良好的自适应能力;
- 2) 本文设计的控制方案实现了有限时间姿态跟踪控制, 具有较快的收敛速度和较高的精确控制性能.

## 参考文献(References):

- [1] BUSTAN D, SANI S K H, PARIZ N. Adaptive fault-tolerant spacecraft attitude control design [J]. *IEEE Transactions on Mechatronics*, 2014, 19(4): 1404 – 1411.
- [2] XIAO Bing, HU Qinglei, MA Guangfu. Observer based faults reconstruction for spacecraft under loss of actuator effectiveness [J]. *Journal of Astronautics*, 2011, 32(2): 323 – 328.  
(肖冰, 胡庆雷, 马广富. 基于观测器的航天器执行机构失效故障重构 [J]. *宇航学报*, 2011, 32(2): 323 – 328.)
- [3] HU Qinglei, WANG Hui, SHI Zhong, et al. Non-singular saturated terminal sliding mode-based attitude controller for spacecraft [J]. *Journal of Astronautics*, 2015, 36(4): 430 – 437.  
(胡庆雷, 王辉, 石忠, 等. 航天器新型非奇异饱和终端滑模姿态控制 [J]. *宇航学报*, 2015, 36(4): 430 – 437.)
- [4] FENG Y, YU X H, MAN Z H. Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulator [J]. *Automatica*, 2002, 38(12): 2159 – 2167.
- [5] HU Q L, HUO X, XIAO B. Robust finite-time control for spacecraft attitude stabilization under actuator fault [J]. *Systems and Control Engineering Part I*, 2012, 226(3): 416 – 428.

- [6] JIN E D, SUN Z W. Robust controllers design with finite time convergence for rigid spacecraft attitude tracking control [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2008, 12(4): 324 – 330.
- [7] DING S H, LI S H. Stabilization of the attitude of a rigid spacecraft with external disturbances using finite-time control technique [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2009, 13(4/5): 256 – 265.
- [8] LU K F, XIA Y Q. Sliding mode attitude tracking of rigid spacecraft with disturbances [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2012, 349(4): 413 – 440.
- [9] DU H B, LI S H, QIAN C J. Finite-time attitude tracking control of spacecraft with application to attitude synchronization [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2011, 56(11): 2711 – 2717.
- [10] LU K F, XIA Y Q. Finite-time attitude stabilization for rigid spacecraft [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2013, 25(1): 32 – 51.
- [11] TIWARI P M, JANARD H S, NABI M. Spacecraft attitude control using non-singular finite time convergence fast terminal sliding mode [J]. *International Journal of Instrumentation Technology*, 2012, 1(2): 124 – 142.
- [12] YANG L, YANG J Y. Nonsingular fast terminal sliding-mode control for nonlinear dynamical systems [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2011, 21(3): 1865 – 1879.
- [13] HU Q L, LI B, ZHANG A H. Robust finite-time control allocation in spacecraft attitude stabilization under actuator misalignment [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2013, 73(2): 53 – 71.
- [14] ZHANG A, HU Q L, FRISWELL M. Finite-time fault tolerant attitude control for over-activated spacecraft subject to actuator misalignment and faults [J]. *IET Control Theory and Applications*, 2013, 7(16): 2007 – 2020.
- [15] 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(8): 2374 – 2393.
- [16] CHUTIPHON P D, PIMCHANA S. Non-singular terminal sliding mode based finite-time control for space-craft attitude tracking [J]. *International Journal of Control*, 2014, 12(3): 530 – 540.
- [17] SHEN Q, WANG D W. Integral-type sliding mode fault-tolerant control for attitude stabilization of spacecraft [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2015, 23(2): 1131 – 1138.
- [18] HU Q L, HUO X, XIAO B. Reaction wheel fault tolerant control for spacecraft attitude stabilization with finite-time convergence [J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2012, 23(8): 1737 – 1752.
- [19] XIAO Bing. *Fault tolerant attitude control for space-craft with actuator failure* [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2014. (肖冰. 执行器故障的航天器姿态容错控制 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2014.)
- [20] PYARE M T, JANARDHANAN S, UN-NABI M. Rigid spacecraft fault-tolerant control using adaptive fast terminal sliding mode [J]. *Advances and Applications in Sliding Mode Control Systems*, 2015, 26(2): 115 – 124.
- [21] LU Kunfeng. *Research on compound control design methods for spacecraft attitude* [D]. Beijing: Beijing Institute of Technology, 2014. (路坤锋. 空间飞行器姿态复合控制方法研究 [D]. 北京: 北京理工大学, 2014.)
- [22] SONG Y D, CAI W. Quaternion observer-based model-independent attitude tracking control of spacecraft [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2009, 32(5): 1476 – 1482.
- [23] DUAN Wenjie, WANG Dayi, LIU Chengrui. Discrete-time integral sliding mode fault-tolerant controller for satellite control system [J]. *Control Theory & Applications*, 2015, 32(2): 133 – 141. (段文杰, 王大轶, 刘成瑞. 卫星控制系统离散积分滑模容错控制 [J]. 控制理论与应用, 2015, 32(2): 133 – 141.)
- [24] WU B L, WANG D W. Decentralized robust adaptive control for attitude synchronization under directed communication topology [J]. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34(4): 1276 – 1282.

#### 作者简介:

韩治国 (1986–), 男, 博士研究生, 主要从事航天器故障诊断与容错控制技术研究, E-mail: xiaozuanfen888@163.com;

张科 (1968–), 男, 教授, 博士研究生导师, 主要研究方向为导航、制导与控制, E-mail: zhangke@nwpu.edu.cn;

吕梅柏 (1982–), 男, 副教授, 博士, 主要研究方向为飞行器设计与仿真, E-mail: nwpuet@nwpu.edu.cn;

王佩 (1983–), 男, 讲师, 博士, 主要研究方向为导航、制导与控制, E-mail: jimmy5579@163.com;

王靖宇 (1985–), 男, 讲师, 博士, 主要研究方向为飞行器控制与仿真, E-mail: jywang@nwpu.edu.cn.