

## 基于迭代学习观测器的航天器姿态主动容错控制

曹腾, 龚华军<sup>†</sup>, 薛艺璇, 文梁栋

(南京航空航天大学 自动化学院, 江苏 南京 211106)

**摘要:** 针对含有外部扰动和执行器故障的一类航天器姿态控制系统, 本文提出基于迭代学习观测器的主动容错控制方案. 首先, 建立了含有外部扰动和执行器故障的航天器姿态控制系统的运动学和动力学模型. 其次, 为了提高观测器的故障估计精度, 在传统迭代学习观测器设计基础上引入上一时刻状态估计误差信息, 文章提出一种改进型学习估计算法. 进一步, 基于滑模控制和指定时间稳定理论, 利用学习观测器的故障估计信息设计指定时间主动容错控制器. 与现有的航天器主动容错控制方案相比, 本文所提出的算法的优势在于可以使故障系统的姿态能在指定时间跟踪上指令信号. 基于Lyapunov方法, 本文从理论上证明了改进型学习观测器和姿态容错控制系统的稳定性. 最后, 通过数值仿真, 说明了所提容错控制方案的有效性和可行性.

**关键词:** 航天器; 主动容错控制; 迭代学习观测器; 姿态控制; 指定时间稳定

**引用格式:** 曹腾, 龚华军, 薛艺璇, 等. 基于迭代学习观测器的航天器姿态主动容错控制. 控制理论与应用, 2023, 40(7): 1323–1330

DOI: 10.7641/CTA.2023.20502

## Active fault-tolerant attitude control of spacecraft based on iterative learning observer

CAO Teng, GONG Hua-jun<sup>†</sup>, XUE Yi-xuan, WEN Liang-dong

(College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing Jiangsu 211106, China)

**Abstract:** This article proposes an active fault-tolerant control strategy based on the iterative learning observer for a kind of spacecraft subjects to external disturbance and actuator faults. Firstly, the kinematics and dynamics models of spacecraft attitude control system with external disturbances and actuator faults are established. Based on the traditional iterative learning observer design, an improved learning algorithm is designed to accurately estimate the comprehensive fault value of the system by introducing state estimation error information in the previous time. Furthermore, based on the sliding mode control and predefined-time stable theory, an active fault-tolerant controller is designed by using the fault estimation information. Compared with the existing active fault-tolerant control schemes for spacecraft, the advantage of the proposed algorithm is that the attitude of the faulty system can track the command signal at the predefined time. Through the Lyapunov method, the stability of attitude control system is proved theoretically. Finally, numerical simulations show the effectiveness and feasibility of the proposed scheme.

**Key words:** spacecraft; active fault-tolerant control; iterative learning observer; attitude control; predefined-time stable

**Citation:** CAO Teng, GONG Huajun, XUE Yixuan, et al. Active fault-tolerant attitude control of spacecraft based on iterative learning observer. *Control Theory & Applications*, 2023, 40(7): 1323–1330

### 1 引言

由于在轨航天器需要长期运行于高辐射、微重力、超高温、超低温等多种混合扰动的太空环境下, 系统的零部件极易发生损坏或失灵, 有可能直接导致航天器飞行任务失败. 因此, 有关航天器存在外部扰动和执行机构或传感器故障情况下, 控制器的设计得到

了广大学者的深入研究<sup>[1-2]</sup>.

目前, 关于航天器的先进控制策略, 主要有神经网络控制<sup>[3]</sup>、滑模变结构控制<sup>[4]</sup>、反步控制<sup>[5-6]</sup>、模型预测控制<sup>[7]</sup>、自适应控制<sup>[8-9]</sup>等. 滑模变结构控制(简称滑模控制)因其对系统建模的不确定以及外部扰动量具有很强的鲁棒性, 在航天器控制方面得到了很广泛

收稿日期: 2022-06-07; 录用日期: 2023-02-09.

<sup>†</sup>通信作者. E-mail: ghj301@nuaa.edu.cn; Tel.: +86 13260878870.

本文责任编辑: 李世华.

江苏省研究生科研与实践创新计划项目(KYCX18.0299), 国家留学基金委项目(201806830102)资助.

Supported by the Postgraduate Research & Practice Innovation Program of Jiangsu Province (KYCX18.0299) and the Program of China Scholarships Council (201806830102).

地应用. 需要指出的是, 目前大多数控制器的设计仅可以证明系统是渐近稳定的, 即在理论上表明系统需要在无限的时间内才能稳定. 为了解决这个问题, 一些专家提出了航天器有限时间控制<sup>[10-11]</sup>和固定时间控制<sup>[12-13]</sup>. 有限时间收敛证明与系统的初始值有关, 而当系统的初始值变化或不确定时, 系统的收敛时间很难计算出来, 这样限制了有限时间控制的应用. 通过固定时间控制稳定性的证明过程, 可以发现系统收敛的固定时间值与系统的控制参数有直接的关系. 一旦想预先设定系统稳定时的固定时刻, 很难通过几次调参使得系统稳定. 在文献[14]中, Park和Tsuji在滑模面的设计中引入了非线性函数项(指定时间函数项). 指定时间函数项的引入消除了滑模控制的达到阶段, 使得滑模面上的跟踪误差能在指定时间内收敛到零. Sanchez-Torres等人<sup>[15]</sup>提出了一类固定时间上界值作为可调参数的控制器设计方案, 该系统被命名为指定时间稳定系统. 文献[16]系统性介绍了指定时间稳定理论, 即针对于一般非线性自治系统 $\dot{x} = f(x)$ , 如果存在一个指定时间常数 $T$ , 对于任意的初始状态量 $x_0 \in \mathbb{R}^n$ 和 $t > T$ , 都有 $x(t, x_0) = 0$ , 那么称此系统是指定时间稳定的. 指定时间稳定系统的收敛时间可以通过设计控制器的参数任意预先设置, 无需通过复杂的理论推导计算得出. 基于指定时间控制思想的控制器的设计方案主要应用于分数阶系统<sup>[17]</sup>、机械臂系统<sup>[18]</sup>、太空机器人<sup>[19]</sup>、水面舰艇<sup>[20]</sup>等, 关于航天器姿态控制系统的指定时间容错控制鲜有人研究.

学习观测器是一种先进的故障诊断机构, 可以重构常值故障、时变故障和周期故障, 它的基本原理是利用前一个时刻的故障信息和系统的状态输出误差信息进行迭代学习得到当前时刻的故障信息的估计值<sup>[21]</sup>. 文献[22]针对分布式系统, 利用前一个时刻的故障信息和前一个时刻的残差信息重构系统的故障值, 这种观测器可以被称为迭代学习观测器. 文献[23-24]利用前一个时刻的故障信息和当前时刻状态的估计误差值重构系统的故障, 这种观测器可以称为递推学习观测器.

根据以上分析, 本文针对一类含有外部时变扰动和执行器故障的航天器姿态控制系统, 提出一种基于学习观测器的主动容错控制方案. 首先, 给出航天器姿态控制系统的数学模型并提出一种改进型学习观测器设计策略. 将学习观测器的故障估计信息引入到容错控制器的设计中, 通过Lyapunov稳定性原理证明该系统的稳定性. 最后, 将本文提出的观测器和控制器的设计方案应用到某一类型航天器, 并进行仿真分析. 本文主要贡献点为:

1) 提出了一种改进型学习观测器设计方案. 与传统的迭代学习观测器<sup>[21]</sup>和递推学习观测器<sup>[22-23]</sup>相比, 本文提出的学习估计算法由先前时刻的综合扰动估

计值和状态估计误差以及当前时刻的状态估计误差更新, 可以更快更准确地估计系统的故障值;

2) 结合观测器的故障估计信息, 利用指定时间多项式函数设计指定时间稳定的主动容错控制器, 使航天器的姿态能在指定时间跟踪上期望指令.

## 2 航天器姿态控制系统模型

考虑一类含有外部扰动的航天器姿态系统模型<sup>[25-27]</sup>, 即

$$\begin{cases} \dot{\chi}_a = \chi_b, \\ \dot{\chi}_b = g(\chi) + B(\chi)u_a(t) + d_e(t), \\ y = \chi_a, \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $\chi_a = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in \mathbb{R}^3$ ,  $\chi_b = [\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T \in \mathbb{R}^3$ ,  $\chi = [\chi_a \ \chi_b]^T \in \mathbb{R}^6$  表示姿态控制系统的状态量,  $u_a = [u_{a1} \ \cdots \ u_{am}]^T \in \mathbb{R}^m$  表示系统的控制输入量,  $m$  为系统中执行器的个数,  $d_e(t) \in \mathbb{R}^3$  表示时变的外部扰动量,  $B(\chi) \in \mathbb{R}^{3 \times m}$  和  $g(\chi) \in \mathbb{R}^3$  为平滑的函数且有  $g(0) = 0$ ,  $y \in \mathbb{R}^3$  表示系统的输出量.

在航天器姿态控制系统中, 系统的执行器经常发生故障, 其中加性故障(也称为偏差故障)和乘性故障(也称为效率损失故障)最常发生. 本文主要考虑这两种故障, 建立如下执行器故障模型:

$$u_a = \Lambda u + \bar{u}, \quad (2)$$

式中:  $u = [u_1 \ \cdots \ u_m]^T \in \mathbb{R}^m$  表示系统期望的控制输入量,  $\Lambda = \text{diag}\{\lambda_1, \cdots, \lambda_m\} \in \mathbb{R}^{m \times m}$ ,  $0 \leq \lambda_i \leq 1$  表示第 $i$ 个执行器的效率损失因子,  $\bar{u} \in \mathbb{R}^m$  表示加性故障量. 考虑系统中发生执行器故障, 航天器的姿态控制系统状态方程可以改写为

$$\begin{cases} \dot{\chi}_a = \chi_b, \\ \dot{\chi}_b = g(\chi) + B(\chi)u + f(t), \\ y = \chi_a, \end{cases} \quad (3)$$

式中  $f(t) = B(\chi)\bar{u} + B(\chi)(\Lambda - I)u + d_e(t) \in \mathbb{R}^3$ , 将  $f(t)$  视为系统中的综合故障量.

本文的控制目标: 针对一类含有外部时变扰动和执行器故障的航天器姿态系统, 设计一种改进型学习观测器重构系统的故障值. 进而利用故障估计信息设计主动容错控制器, 使航天器的姿态能在指定时间跟踪上期望指令.

## 3 迭代学习观测器设计

为了得到故障量  $f(t)$  的估计值, 基于传统的迭代学习观测器和递推策略设计一种改进型学习观测器, 观测器的设计结构如下:

$$\begin{cases} \dot{\hat{\chi}}_b(t) = g(\chi) + B(\chi)u + M\tilde{\chi}_b(t) + \hat{f}(t), \\ \hat{f}(t) = k_1\hat{f}(\tau) + k_2\tilde{\chi}_b(t) + k_3\tilde{\chi}_b(\tau), \end{cases} \quad (4)$$

式中:  $k_1, k_2$  和  $k_3$  为正的常数增益;  $\hat{\chi}_b(t)$  表示观测器的状态量, 即系统状态量  $\chi_b(t)$  的估计值;  $\hat{f}(t)$  表示系

统故障量的估计值;  $\tau$  表示系统的先前时刻值, 具体定义为  $\tau = t - T_c$ , 其中  $T_c$  表示观测器的学习间隔; 定义  $\tilde{\chi}_b(t) = \chi_b(t) - \hat{\chi}_b(t)$  和  $\tilde{f}(t) = f(t) - \hat{f}(t)$ , 分别表示系统的观测误差和故障估计误差;  $M \in \mathbb{R}^{3 \times 3}$  表示正定的对角矩阵.

**假设 1**<sup>[23, 28]</sup> 鉴于系统执行器的物理约束和外部环境的约束, 系统故障力矩和扰动力矩都是有上界约束的, 可以假设存在一个正常数  $h > 0$  使得不等式  $\|f(t) - k_1 f(\tau)\| \leq h$  成立.

**定理 1** 针对存在外部扰动和执行器故障的一般航天器姿态控制系统(3), 通过设计一种学习观测器(4), 选取合适的参数增益使得  $\gamma_1 > 0$ ,  $\gamma_2 \geq 0$  和  $\gamma_3 \geq 0$ , 观测器的状态估计误差  $\tilde{\chi}_b(t)$  和故障估计误差  $\tilde{f}(t)$  可以收敛到一个非常小的 0 的邻域内.

**证** 结合系统状态方程(3)和观测器状态方程(4), 可以得到观测器状态误差动力学方程如下:

$$\dot{\tilde{\chi}}_b = \dot{\chi}_b - \dot{\hat{\chi}}_b = \tilde{f}(t) - M\tilde{\chi}_b(t), \quad (5)$$

观测器的估计误差为

$$\begin{aligned} \tilde{f}(t) = & f(t) - k_1 \hat{f}(\tau) - k_2 \tilde{\chi}_b(t) - k_3 \tilde{\chi}_b(\tau) = \\ & k_1 \tilde{f}(\tau) - k_2 \tilde{\chi}_b(t) - k_3 \tilde{\chi}_b(\tau) + h(t), \end{aligned} \quad (6)$$

其中  $h(t) = f(t) - k_1 f(\tau)$ . 进一步, 可得

$$\begin{aligned} \tilde{f}^T(t) \tilde{f}(t) = & k_1^2 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{f}(\tau) + k_2^2 \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t) + \\ & k_3^2 \tilde{\chi}_b^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau) + h^T(t) h(t) - \\ & 2k_1 k_2 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{\chi}_b(t) - 2k_1 k_3 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau) + \\ & 2k_1 \tilde{f}^T(\tau) h(t) + 2k_2 k_3 \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(\tau) - \\ & 2k_2 \tilde{\chi}_b^T(t) h(t) - 2k_3 \tilde{\chi}_b^T(\tau) h(t). \end{aligned} \quad (7)$$

基于Young不等式, 即对任意的向量  $x \in \mathbb{R}^n$  和  $y \in \mathbb{R}^n$ , 存在  $2x^T y \leq ax^T x + \frac{1}{a} y^T y$  ( $a$  为正常数), 可得

$$\begin{aligned} -2k_1 k_2 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{\chi}_b(t) & \leq r_1 k_1^2 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{f}(\tau) + \\ & \frac{k_2^2}{r_1} \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t), \\ -2k_1 k_3 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau) & \leq r_2 k_1^2 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{f}(\tau) + \\ & \frac{k_3^2}{r_2} \tilde{\chi}_b^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau), \\ 2k_1 \tilde{f}^T(\tau) h(t) & \leq r_3 k_1^2 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{f}(\tau) + \\ & \frac{1}{r_3} h^T(t) h(t), \\ 2k_2 k_3 \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(\tau) & \leq r_4 k_2^2 \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t) + \\ & \frac{k_3^2}{r_4} \tilde{\chi}_b^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau), \\ -2k_2 \tilde{\chi}_b^T(t) h(t) & \leq r_5 k_2^2 \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t) + \\ & \frac{1}{r_5} h^T(t) h(t), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} -2k_3 \tilde{\chi}_b^T(\tau) h(t) & \leq r_6 k_3^2 \tilde{\chi}_b^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau) + \\ & \frac{1}{r_6} h^T(t) h(t), \end{aligned}$$

其中  $r_i$  ( $i = 1, 2, \dots, 6$ ) 是正常数. 将上述不等式代入式(7), 可得

$$\begin{aligned} \tilde{f}^T(t) \tilde{f}(t) & \leq n_1 k_1^2 \tilde{f}^T(\tau) \tilde{f}(\tau) + n_2 k_2^2 \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t) + \\ & n_3 k_3^2 \tilde{\chi}_b^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau) + n_4 h^T(t) h(t), \end{aligned} \quad (8)$$

其中:  $n_1 = (1 + r_1 + r_2 + r_3)$ ,  $n_2 = (1 + \frac{1}{r_1} + r_4 + r_5)$ ,  $n_3 = (1 + \frac{1}{r_2} + \frac{1}{r_4} + r_6)$ ,  $n_4 = (1 + \frac{1}{r_3} + \frac{1}{r_5} + \frac{1}{r_6})$ .

定义Lyapunov函数如下:

$$\begin{aligned} V_o = & \frac{1}{2} \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t) + \int_{\tau}^t \tilde{f}^T(\varsigma) \tilde{f}(\varsigma) d\varsigma + \\ & \int_{\tau}^t \tilde{\chi}_b^T(\varsigma) \tilde{\chi}_b(\varsigma) d\varsigma, \end{aligned}$$

对  $V_o$  进行求导, 将式(5)代入可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_o = & \tilde{\chi}_b^T(t) \dot{\tilde{\chi}}_b(t) + \tilde{f}^T(t) \tilde{f}(t) - \tilde{f}^T(\tau) \tilde{f}(\tau) + \\ & \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t) - \tilde{\chi}_b^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau) = \\ & \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{f}(t) - \tilde{\chi}_b^T(t) M \tilde{\chi}_b(t) + \tilde{f}^T(t) \tilde{f}(t) - \\ & \tilde{f}^T(\tau) \tilde{f}(\tau) + \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t) - \tilde{\chi}_b^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau). \end{aligned} \quad (9)$$

基于Young不等式, 可得

$$\tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{f}(t) \leq \frac{r_7}{2} \tilde{\chi}_b^T(t) \tilde{\chi}_b(t) + \frac{1}{2r_7} \tilde{f}^T(t) \tilde{f}(t), \quad (10)$$

式中  $r_7$  为正常数. 将上式代入(9), 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_o \leq & -[\lambda_{\min}(M) - \frac{r_7}{2} - 1] \|\tilde{\chi}_b(t)\|^2 - \tilde{f}^T(\tau) \tilde{f}(\tau) - \\ & \psi \|\tilde{f}(t)\|^2 + (1 + \psi + \frac{1}{2r_7}) \tilde{f}^T(t) \tilde{f}(t) - \\ & \tilde{\chi}_b^T(\tau) \tilde{\chi}_b(\tau), \end{aligned} \quad (11)$$

其中  $\psi$  为任意正常数. 将不等式(8)代入, 得

$$\begin{aligned} \dot{V}_o \leq & -[\lambda_{\min}(M) - 1 - \frac{r_7}{2} - (1 + \psi + \\ & \frac{1}{2r_7}) n_2 k_2^2] \|\tilde{\chi}_b(t)\|^2 - \psi \|\tilde{f}(t)\|^2 - \\ & [1 - (1 + \psi + \frac{1}{2r_7}) n_1 k_1^2] \|\tilde{f}(\tau)\|^2 - \\ & [1 - (1 + \psi + \frac{1}{2r_7}) n_3 k_3^2] \|\tilde{\chi}_b(\tau)\|^2 + \\ & (1 + \psi + \frac{1}{2r_7}) n_4 \|h(t)\|^2. \end{aligned} \quad (12)$$

如果观测器增益满足以下不等式:

$$\gamma_1 = \lambda_{\min}(M) - 1 - \frac{r_7}{2} - (1 + \psi + \frac{1}{2r_7}) n_2 k_2^2 > 0, \quad (13)$$

$$\gamma_2 = 1 - (1 + \psi + \frac{1}{2r_7}) n_1 k_1^2 \geq 0, \quad (14)$$

$$\gamma_3 = 1 - (1 + \psi + \frac{1}{2r_7})n_3k_3^2 \geq 0. \tag{15}$$

进一步,  $\dot{V}_o$  可得

$$\dot{V}_o \leq -\gamma_1 \|\tilde{\chi}_b(t)\|^2 - \psi \|\tilde{f}(t)\|^2 + \gamma, \tag{16}$$

其中  $\gamma = (1 + \psi + \frac{1}{2r_7})n_4h^2$ . 根据文献 [21] 可得学习观测器的估计误差是最终一致有界, 即

$$\lim_{t \rightarrow \infty} [\tilde{\chi}_b^T(t) \ \tilde{f}^T(t)]^T \in \mathbb{R}_l,$$

$$\mathbb{R}_l \triangleq \{[\tilde{\chi}_b^T(t) \ \tilde{f}^T(t)]^T \mid \|\tilde{\chi}_b\| \leq \sqrt{\gamma/\gamma_1}, \|\tilde{f}\| \leq \sqrt{\gamma/\psi}\}.$$

显然, 集合  $\mathbb{R}_l$  是一个包含  $[\tilde{\chi}_b^T(t) \ \tilde{f}^T(t)]^T = [0 \ 0]^T$  的邻域. 通过调节观测器增益, 选取较大的  $\gamma_1$  和  $\psi$  或者较小的  $\gamma$ , 可以使得观测器的估计误差任意小. 这时, 定理1证明成立. 证毕.

### 4 主动容错控制器设计

本节首先设计含有指定时间函数项的滑模面, 然后根据观测器的故障估计值和故障估计误差设计主动容错控制器, 最后证明控制系统的稳定性.

定义姿态角跟踪误差,  $z(t) = \chi_a(t) - \chi_r(t)$ , 其中  $\chi_r(t)$  表示期望的姿态角跟踪指令信号,  $z(t) = [z_1(t) \ z_2(t) \ z_3(t)]^T \in \mathbb{R}^3$ . 含有指定时间函数项的滑模面选取为

$$s(t) = cz(t) + \dot{z}(t) - cp(t) - \dot{p}(t), \tag{17}$$

式中:  $c$  为正常数;  $p(t) = [p_1(t) \ p_2(t) \ p_3(t)]^T$  为指定时间函数项, 选取  $p_i(t)$  满足以下的假设条件:

**假设 2**  $p_i(t) : \mathbb{R}_+ \rightarrow \mathbb{R}, p_i(t) \in C^2[0, \infty), \dot{p}_i, \ddot{p}_i \in L^\infty$ , 对于任意指定的时间常数  $T > 0, p_i(t)$  在时间段  $[0, T]$  上有界, 并且满足  $p_i(0) = z_i(0), \dot{p}_i(0) = \dot{z}_i(0), \ddot{p}_i(0) = \ddot{z}_i(0)$ , 而  $C^n[0, \infty)$  则表示定义在  $[0, \infty)$  上所有2阶可微的连续函数,  $i = 1, 2, 3$ .

本文选取指定时间多项式函数  $p_i(t)^{[29-30]}$  为

$$p_i(t) = \begin{cases} \sum_{k=0}^2 \frac{1}{k!} z_i(0)^{(k)} t^k + \sum_{j=0}^2 (\sum_{i=j+3}^2 \frac{a_{ij}}{(T)^{i-j+3}} z_j(0)^{(i)}) t^{i+3}, & 0 \leq t \leq T, \\ 0, & t > T, \end{cases}$$

其中:  $T$  为预设的指定时间常数,  $a_{ij}(i, j = 0, 1, 2)$  为指定函数多项式系数, 可以通过求解方程组  $p_i(T) = 0, \dot{p}_i(T) = 0$  和  $\ddot{p}_i(T) = 0$  得到.

设计指定时间主动容错控制控制器如下:

$$u(t) = -B^\dagger [g(\chi) + \hat{f}(t) + c(\dot{z}(t) - \dot{p}(t)) - \ddot{p}(t) - \ddot{\chi}_r + bs + \eta \operatorname{sgn}s], \tag{18}$$

式中:  $B^\dagger = B^T [BB^T]^{-1}$ ,  $\hat{f}(t)$  为综合故障量的估计值可以通过观测器(4)得到,  $b$  为任意正常数,  $\eta = \eta_0 +$

$\eta_1 > 0$ , 其中  $\eta_0 > \sqrt{\gamma/\psi}$ ,  $\eta_1$  为正常数.

**定理 2** 针对含有外部和执行器故障的航天器姿态控制系统(3), 通过设计基于学习观测器(4)的指定时间主动容错控制控制器(18), 姿态控制系统可以在指定时间  $T$  稳定, 系统的姿态角和姿态角速率可以在指定时间  $T$  跟踪上期望的姿态指令.

**证** 对滑模面  $s(t)$  进行求导, 得

$$\begin{aligned} \dot{s}(t) &= c\dot{z}(t) + \ddot{z}(t) - c\dot{p}(t) - \ddot{p}(t) = \\ &g(\chi) + B(\chi)u + f(t) - \ddot{\chi}_r + c\dot{z}(t) - c\dot{p}(t) - \ddot{p}(t), \end{aligned} \tag{19}$$

将控制器(18)代入, 可得

$$\dot{s}(t) = \tilde{f}(t) - (\eta_0 + \eta_1) \operatorname{sgn}s - bs. \tag{20}$$

设计Lyapunov函数为

$$V(t) = \frac{1}{2} s^T(t)s(t), \tag{21}$$

对  $V(t)$  求导, 可得

$$\begin{aligned} \dot{V}(t) &= s^T(t)\tilde{f}(t) - (\eta_0 + \eta_1) s^T \operatorname{sgn}s - bs^T s \leq \\ &- \eta_1 \|s(t)\| - b \|s(t)\|^2 \leq 0. \end{aligned} \tag{22}$$

由于常数  $\eta_1 > 0$  和  $b > 0$ , 式(22)可以表明滑模面  $s$  将在有限的时间内收敛到0. 根据滑模面的设计(17)和假设2, 可以得知系统的初始状态已经在滑模面上, 这表明  $V(t) \equiv 0$ , 等价于  $s(t) \equiv 0$ . 由于滑模面  $s(t) \equiv 0$ , 从而消除了滑模控制的达到阶段, 进而确保了闭环系统的全局稳定性. 通过选择合适的指定时间多项式函数  $p_i(t)$ , 系统的跟踪误差可以在指定的时间  $T$  内收敛到0. 证毕.

**注 1** 指定时间常数  $T$  的选取一般大于学习观测器的收敛时间值. 当预设的指定时间  $T$  小于学习观测器的收敛时间点时, 系统的姿态角跟踪误差在指定时刻  $T$  时可能很大. 这是因为在  $T$  时刻学习观测器的故障估计误差很大, 从而导致控制器不能很好的补偿系统的综合故障值.

### 5 仿真分析

为了验证本文所设计控制方案的有效性和可行性, 对本文所设计的学习观测器和指定时间主动容错控制方法进行仿真, 同时与传统的学习观测器<sup>[21]</sup>故障估计效果进行对比, 分析学习时间间隔  $T_c$  对故障估计效果的影响.

本文使用某一类运行于圆形轨道的航天器姿态控制系统数学模型<sup>[25-27]</sup>, 系统的控制力矩由4个推进器提供.  $g(\chi) = [g_1(\chi) \ g_2(\chi) \ g_3(\chi)]^T$ ,  $g_i(\chi)$  的具体表达式如下:

$$\begin{aligned} g_1(\chi) &= \omega_0 \dot{\psi} \cos \psi \cos \theta - \omega_0 \dot{\theta} \sin \psi \sin \theta + \\ &\frac{I_y - I_z}{I_x} \times [\dot{\theta} \dot{\psi} + \omega_0 \dot{\theta} \cos \phi \sin \psi \sin \theta + \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \omega_0 \dot{\theta} \cos \psi \sin \phi + \omega_0 \dot{\psi} \cos \psi \cos \phi + \\
 & \frac{1}{2} \omega_0^2 \sin(2\psi) \cos^2 \phi \sin \theta + \\
 & \frac{1}{2} \omega_0^2 \cos^2 \psi \sin(2\phi) - \\
 & \omega_0 \dot{\psi} \sin \psi \sin \theta \sin \phi - \\
 & \frac{1}{2} \omega_0^2 \sin^2 \theta \sin^2 \psi \sin(2\phi) - \\
 & \frac{3}{2} \omega_0^2 \cos^2 \theta \sin(2\phi) - \\
 & \frac{1}{2} \omega_0^2 \sin(2\psi) \sin \theta \sin^2 \phi, \\
 g_2(\chi) = & \omega_0 \dot{\psi} \sin \psi \cos \phi + \omega_0 \dot{\phi} \cos \psi \sin \phi + \\
 & \omega_0 \dot{\psi} \cos \psi \sin \theta \sin \phi + \\
 & \omega_0 \dot{\theta} \sin \psi \cos \theta \sin \phi + \\
 & \omega_0 \dot{\phi} \sin \psi \sin \theta \cos \phi + \\
 & \frac{I_z - I_x}{I_y} \times [\dot{\phi} \dot{\psi} + \omega_0 \dot{\phi} \cos \phi \sin \psi \sin \theta + \\
 & \omega_0 \dot{\phi} \cos \psi \sin \phi - \omega_0 \dot{\psi} \sin \psi \cos \theta - \\
 & \frac{1}{2} \omega_0^2 \sin(2\theta) \sin^2 \psi \cos \phi - \\
 & \frac{1}{2} \omega_0^2 \cos \theta \sin \phi \sin(2\psi) + \\
 & \frac{3}{2} \omega_0^2 \sin(2\theta) \cos \phi], \\
 g_3(\chi) = & \omega_0 \dot{\phi} \sin \phi \sin \psi \sin \theta - \\
 & \omega_0 \dot{\psi} \cos \phi \cos \psi \sin \theta - \\
 & \omega_0 \dot{\theta} \cos \phi \sin \psi \cos \theta + \omega_0 \dot{\psi} \sin \psi \sin \phi - \\
 & \omega_0 \dot{\phi} \cos \psi \cos \phi + \frac{I_x - I_y}{I_z} \times [\dot{\phi} \dot{\theta} + \\
 & \omega_0 \dot{\phi} \cos \psi \cos \phi - \omega_0 \dot{\psi} \sin \psi \sin \theta \sin \phi - \\
 & \omega_0 \dot{\theta} \sin \psi \cos \theta - \frac{1}{2} \omega_0^2 \sin(2\psi) \cos \theta \cos \phi + \\
 & \frac{1}{2} \omega_0^2 \sin^2 \psi \sin \phi \sin(2\theta) - \\
 & \frac{3}{2} \omega_0^2 \sin(2\theta) \sin \phi],
 \end{aligned}$$

其中: 轨道速率为  $\omega_0 = 1.0312 \times 10^{-1}$  rad/s, 3个坐标轴的转动惯量为  $I_x = I_z = 200$  N·m·s<sup>2</sup>,  $I_y = 400$  N·m·s<sup>2</sup>. 控制分配矩阵  $B \in \mathbb{R}^{3 \times 4}$  的具体表达式为

$$B = \begin{pmatrix} 0.67 & 0.67 & 0.67 & 0.67 \\ 0.69 & -0.69 & -0.69 & 0.69 \\ 0.28 & 0.28 & -0.28 & -0.28 \end{pmatrix}.$$

系统的姿态角和姿态角速率的初始值分别设为  $\chi_a(0) = [-0.7 \ -0.07 \ 1.5]^T$ ,  $\chi_b(0) = [0.5 \ 1.3 \ -0.2]^T$ . 期望的跟踪指令信号设为  $\chi_r(t) = [2 \ 0 \ 0.5 \ \cos(2t)]^T$ . 外部扰动量设置为  $d_e(t) = [2 \ \sin t \ 2 \ \cos(0.5t) \ 2]^T$ , 假设姿态系统中第1个和第3个执行器发生偏差故障, 第2个和第4处于健康状态, 即  $\bar{u} =$

$[2 \ 0 \ 5 \ 0]^T$ . 学习观测器的参数增益设置为:  $M = 18I_{3 \times 3}$ ,  $k_1 = 0.98$ ,  $k_2 = 15$ ,  $k_3 = 5$ , 学习时间间隔分别设计为  $T_c = 0.01$  s,  $T_c = 0.02$  s 和  $T_c = 0.05$  s. 主动容错控制器参数设计为:  $c = 10$ ,  $\eta = 5.5$ ,  $b = 2$ . 利用MATLAB工具求解方程组  $p(T) = 0$ ,  $\dot{p}(T) = 0$  和  $\ddot{p}(T) = 0$ , 可以得到指定时间多项式函数  $p_i(t)$  系数  $a_{ij}$  ( $i, j = 0, 1, 2$ ) 的具体数值为:  $a_{00} = -10$ ,  $a_{10} = 15$ ,  $a_{20} = -6$ ,  $a_{01} = -6$ ,  $a_{11} = 8$ ,  $a_{21} = 3$ ,  $a_{02} = -1.5$ ,  $a_{12} = 1.5$ ,  $a_{22} = -0.5$ . 采用饱和函数代替实际的切换函数, 边界层厚度取为0.1. 指定时间数值分别设置为  $T = 10$ ,  $T = 5$  和  $T = 2$ .

图1-4是传统学习观测器<sup>[21]</sup>和本文所提出学习观测器方案对系统中的综合故障值进行估计的响应图和估计误差图. 图5-6是传统学习观测器<sup>[21]</sup>和本文所提学习观测器对系统的角速率估计误差图. 本文所提学习观测器设计方案比传统学习观测器<sup>[21]</sup>多迭代了一项(先前时刻系统状态估计误差量). 相比传统学习观测器<sup>[21]</sup>的估计效果, 本文所提学习观测器可以在很短时间内对系统的综合扰动值进行重构, 并且具有更小的估计误差值. 图3、图7和图8是取不同学习间隔 ( $T_c = 0.01$ ,  $T_c = 0.02$ ,  $T_c = 0.05$ ) 时故障估计误差的响应误差图. 通过分析可知, 学习时间间隔影响观测器的估计效果, 学习时间间隔越短故障估计精度越高, 即故障估计误差越小.

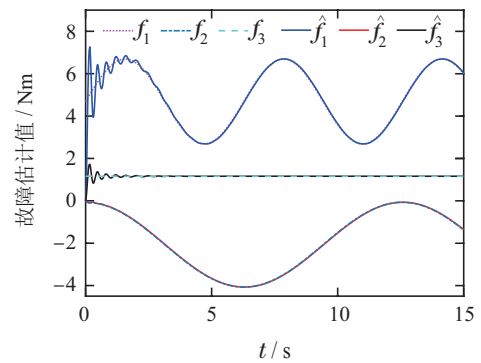


图 1 传统学习观测器<sup>[21]</sup>故障估计 ( $T_c = 0.01$ )

Fig. 1 Fault estimation of learning observer<sup>[21]</sup> ( $T_c = 0.01$ )

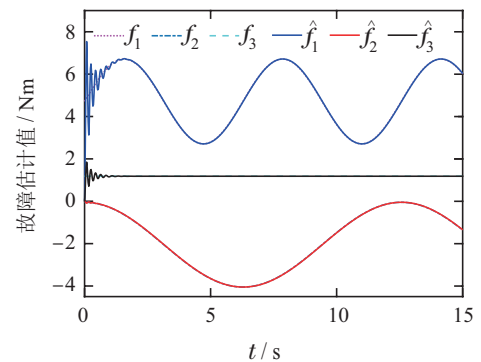


图 2 本文学习观测器故障估计 ( $T_c = 0.01$ )

Fig. 2 Fault estimation of proposed learning observer ( $T_c = 0.01$ )

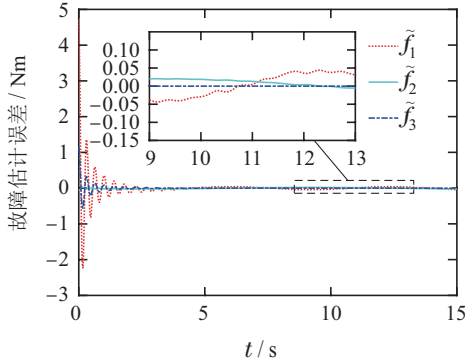


图3 传统学习观测器<sup>[21]</sup>故障估计误差( $T_c=0.01$ )  
Fig. 3 The fault estimation error of learning observer<sup>[21]</sup> ( $T_c=0.01$ )

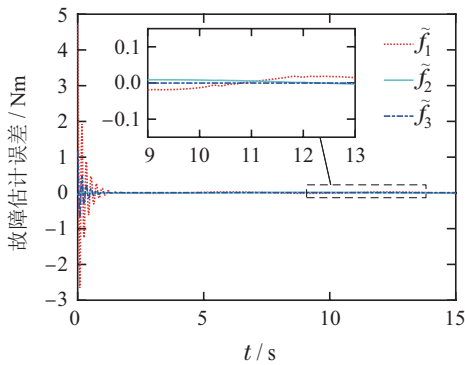


图4 本文学习观测器故障估计误差( $T_c=0.01$ )  
Fig. 4 The fault estimation error of proposed learning observer ( $T_c=0.01$ )

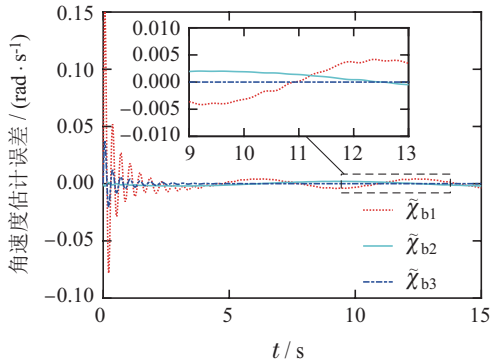


图5 传统学习观测器<sup>[21]</sup>角速率估计误差( $T_c=0.01$ )  
Fig. 5 Angular velocities estimation error of learning observer<sup>[21]</sup> ( $T_c=0.01$ )

跟踪误差在5 s后收敛到一个非常小的区间内, 满足  $|z_i| \leq 5.3 \times 10^{-5}$ ,  $i = 1, 2, 3$ , 角速率跟踪误差满足  $|\dot{z}_i| \leq 1.23 \times 10^{-3}$ . 当指定时间常数 $T$ 取为2 s时, 由图13可以看出, 在第2 s时系统的姿态角跟踪误差值  $|z_i| \leq 5.2 \times 10^{-3}$ ,  $i = 1, 2, 3$ , 角速率跟踪误差在第2 s时候满足  $|\dot{z}_i| \leq 7 \times 10^{-3}$ . 值得注意的是, 当指定时间设为2 s时, 系统的姿态角跟踪误差 $z$ 和角速率跟踪误差 $\dot{z}$ 在2 s时误差比较大, 需要更长的时间(大约2.4 s)后才能收敛到一个小的区间内, 稳态误差满足  $|z_i| \leq 5.5 \times 10^{-5}$ ,  $|\dot{z}_i| \leq 1.3 \times 10^{-3}$ . 这是由于学习观测器在2 s时刻并没有完全重构系统的综合故障值(即存在较大的估计误差), 因此为了得到更好的容错控制效果需要将指定时间值设定在故障被准确跟踪时刻之后.

综上所述, 基于本文所提出的学习观测器可以对系统中存在的外部扰动和执行器故障的综合故障值进行更快更准确的估计. 基于学习观测器的主动容错控制系统可以使姿态角和角速率在指定时间内跟踪上指令信号.

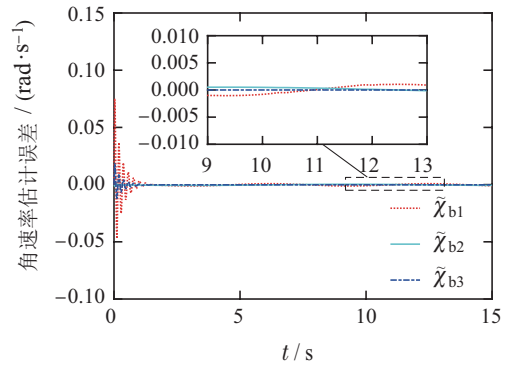


图6 本文学习观测器角速率估计误差( $T_c=0.01$ )  
Fig. 6 Angular velocities estimation error of proposed learning observer ( $T_c=0.01$ )

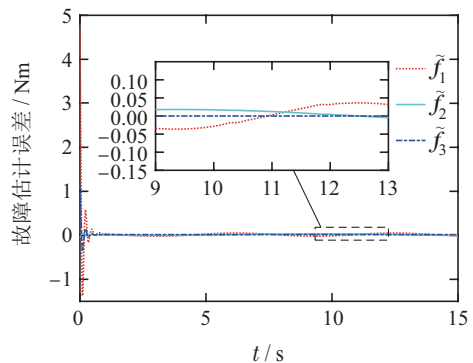


图7 本文学习观测器故障估计误差( $T_c=0.02$ )  
Fig. 7 Fault estimation of proposed learning observer ( $T_c=0.02$ )

图9–14是取不同的指定时间值( $T = 10$ ,  $T = 5$ ,  $T = 2$ ), 利用本文所提出的基于学习观测器的主动容错控制的姿态角跟踪误差响应和姿态角速率跟踪误差响应曲线. 当指定时间常数 $T$ 取值为10 s时, 姿态控制系统的输出姿态角在10 s后能准确跟踪上指令信号, 在10 s时瞬间的姿态角跟踪误差  $|z_i| \leq 7.5 \times 10^{-5}$ ,  $i = 1, 2, 3$ , 10 s后的姿态角稳态误差满足  $|z_i| \leq 5.3 \times 10^{-5}$ , 角速率误差在10 s后满足  $|\dot{z}_i| \leq 1.25 \times 10^{-3}$ ,  $i = 1, 2, 3$ . 如图11–12所示, 当 $T = 5$  s时, 姿态角跟

## 6 总结

本文根据传统的迭代学习观测器设计策略融合递推思想, 提出了一种改进型学习观测器设计方案. 针



对含有外部扰动和执行器故障的航天器姿态控制系统, 基于学习观测器和滑模控制理论设计了指定时间主动容错跟踪控制器, 使得系统的姿态角和姿态角速率能在指定时间内跟踪上期望的指令信号. 最后, 数值仿真结果证明了本文所提主动容错控制方法的可行性与先进性. 然而, 文中并未考虑输入受限和传感器故障情况下的航天器容错控制问题, 导致所提方案具有一定的局限性. 在未来研究工作中, 将对此问题展开进一步研究.

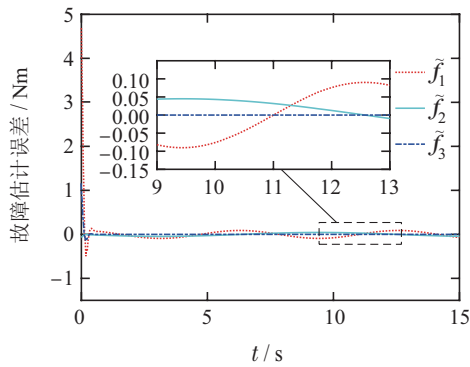


图 8 本文学习观测器故障估计误差( $T_c=0.05$ )  
Fig. 8 Fault estimation of proposed learning observer ( $T_c=0.05$ )

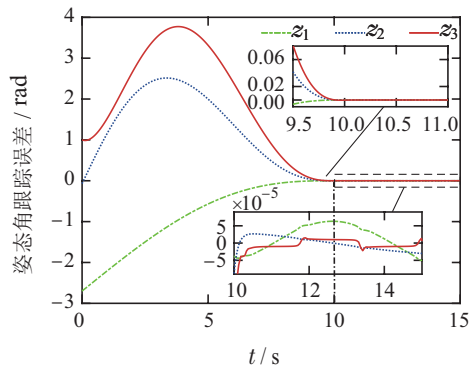


图 9 姿态角跟踪误差( $T=10$ )  
Fig. 9 Attitude tracking errors ( $T=10$ )

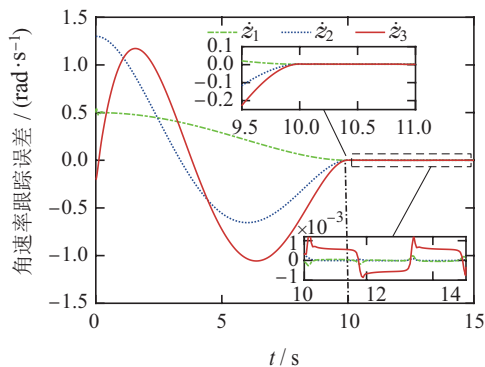


图 10 角速率跟踪误差( $T=10$ )  
Fig. 10 Angular velocity errors ( $T=10$ )

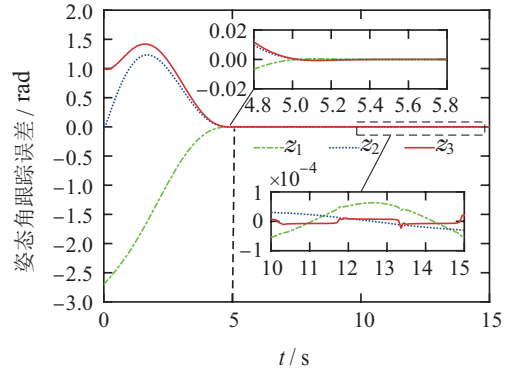


图 11 姿态角跟踪误差( $T=5$ )

Fig. 11 Attitude tracking errors ( $T=5$ )

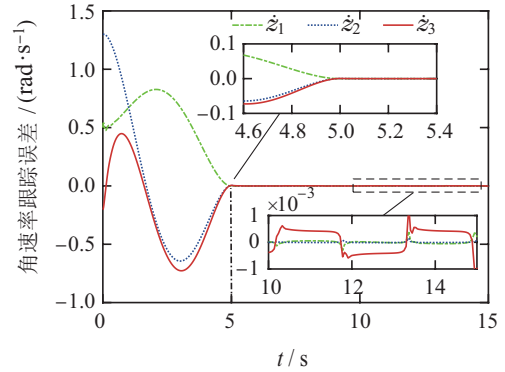


图 12 角速率跟踪误差( $T=5$ )

Fig. 12 Angular velocity errors ( $T=5$ )

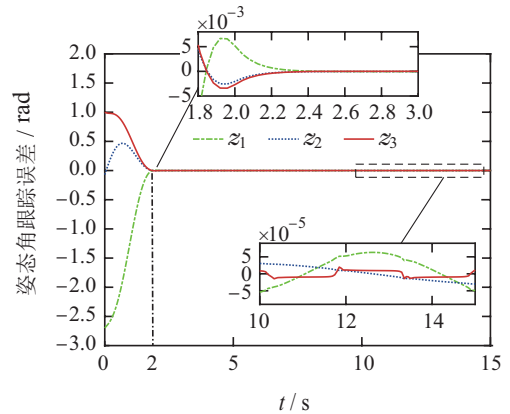


图 13 姿态角跟踪误差( $T=2$ )

Fig. 13 Attitude tracking errors ( $T=2$ )

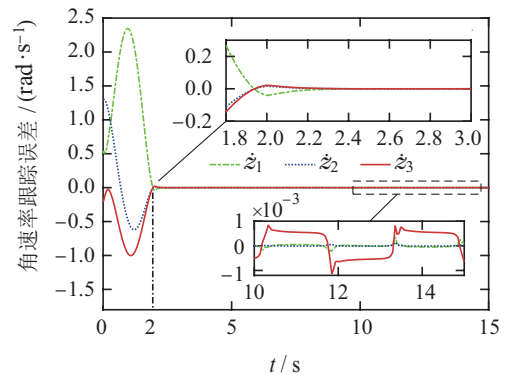


图 14 角速率跟踪误差( $T=2$ )

Fig. 14 Angular velocity errors ( $T=2$ )

## 参考文献:

- [1] LEE D. Fault-tolerant finite-time controller for attitude tracking of rigid spacecraft using intermediate quaternion. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2021, 57(1): 540 – 553.
- [2] HASAN M N, HARIS M, QIN S Y. Vibration suppression and fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft with actuator faults and malalignments. *Aerospace Science and Technology*, 2022, 120: 107290.
- [3] CHEN Q, XIE S, HE X. Neural-network-based adaptive singularity-free fixed-time attitude tracking control for spacecrafts. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2021, 51(10): 5032 – 5045.
- [4] DONG R, WU A G, ZHANG Y, et al. Anti-unwinding sliding mode attitude control via two modified Rodrigues parameter sets for spacecraft. *Automatica*, 2021, 129: 109642.
- [5] CHEN X, ZHAO L. Observer-based finite-time attitude containment control of multiple spacecraft systems. *IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs*, 2021, 68(4): 1273 – 1277.
- [6] XIA Deyin, CHANG Haibo. The singularity avoidance back-stepping attitude control of under-actuated rigid spacecraft. *Control Theory & Applications*, 2020, 37(5): 1028 – 1033.  
(夏德银, 常海波. 欠驱动刚体航天器奇异避免的反步姿态控制. 控制理论与应用, 2020, 37(5): 1028 – 1033.)
- [7] CHAI R, TSOURDOS A, GAO H, et al. Dual-loop tube-based robust model predictive attitude tracking control for spacecraft with system constraints and additive disturbances. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2022, 69(4): 4022 – 4033.
- [8] MA Y, REN H, TAO G, et al. Adaptive compensation for actuation sign faults of flexible spacecraft. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2021, 57(2): 1288 – 1300.
- [9] ZHENG Zhong, LI Peng, QIAN Moshu. Spacecraft attitude coordination control with angular velocity and input constraints. *Acta Automatica Sinica*, 2021, 47(6): 1444 – 1452.  
(郑重, 李鹏, 钱默抒. 具有角速度和输入约束的航天器姿态协同控制. 自动化学报, 2021, 47(6): 1444 – 1452.)
- [10] ZHAO L, LIU G. Adaptive finite-time attitude tracking control for state constrained rigid spacecraft systems. *IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs*, 2021, 68(12): 3552 – 3556.
- [11] XU Miao, FANG Yiming, LI Jianxiong, et al. Finite time distributed coordinated control for attitude of multi-spacecraft based on super-twisting algorithm. *Control Theory & Applications*, 2021, 38(7): 924 – 932.  
(许淼, 方一鸣, 李建雄, 等. 基于super-twisting算法的多航天器姿态有限时间分布式协同控制. 控制理论与应用, 2021, 38(7): 924 – 932.)
- [12] ZOU A, KUMAR K D, RUITER A. Fixed-time attitude tracking control for rigid spacecraft. *Automatica*, 2020, 113: 108792.
- [13] WANG Hongwei, SONG Xiaojuan, LÜ Shufeng. Robust fixed-time terminal sliding mode fault tolerant control for liquid-filled spacecraft. *Control Theory & Applications*, 2021, 38(2): 235 – 244.  
(王宏伟, 宋晓娟, 吕书锋. 充液航天器的鲁棒固定时间终端滑模容错控制. 控制理论与应用, 2021, 38(2): 235 – 244.)
- [14] PARK K B, TSUJI A T. Terminal sliding mode control of second-order nonlinear uncertain systems. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 1999, 9(11): 769 – 780.
- [15] SANCHEZ-TORRE J D, GOMEZ-GUTIERREZ D, LOPEZ E, et al. A class of predefined-time stable dynamical systems. *IMA Journal of Mathematical Control and Information*, 2018, 35: 1 – 29.
- [16] WU Cihang, YAN Jianguo, QIAN Xianyun, et al. Predefined-time attitude stabilization control of receiver aircraft. *Acta Aeronautica Sinica*, 2022, 43(2): 324996.  
(吴慈航, 闫建国, 钱先云, 等. 受油机指定时间姿态稳定控制. 航空学报, 2022, 43(2): 324996.)
- [17] MUNOZ-VAZQUEZ A J, SANCHEZ-TORRES J D, DEFOORT M, et al. Predefined-time convergence in fractional-order systems. *Chaos, Solitons & Fractals*, 2021, 143: 110571.
- [18] MUNOZ-VAZQUEZ A J, SANCHEZ-TORRES J D, JIMENEZ-RODRIGUEZ E, et al. Predefined-time robust stabilization of robotic manipulators. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2019, 24(3): 1033 – 1040.
- [19] JIN R, GENG Y, CHEN X. Predefined-time control for free-floating space robots in task space. *Journal of the Franklin Institute*, 2021, 358(18): 9542 – 9560.
- [20] LIANG C, GE M, LIU Z, et al. Predefined-time formation tracking control of networked marine surface vehicles. *Control Engineering Practice*, 2021, 107: 104682.
- [21] CHEN W, SAIF M. Observer-based fault diagnosis of satellite system subject to time-varying thruster faults. *Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control*, 2007, 129(3): 352 – 356.
- [22] YAO L, QIN J, WANG H, et al. Design of new fault diagnosis and fault tolerant control scheme for non-Gaussian singular stochastic distribution systems. *Automatica*, 2012, 48(9): 2305 – 2313.
- [23] HU Q, NIU G, WANG C. Spacecraft attitude fault-tolerant control based on iterative learning observer and control allocation. *Aerospace Science and Technology*, 2018, 75: 245 – 253.
- [24] HE T, WU Z. Iterative learning disturbance observer based attitude stabilization of flexible spacecraft subject to complex disturbances and measurement noises. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2021, 8(9): 1576 – 1587.
- [25] LIANG Y, XU S, TSAI C. Study of VSC reliable designs with application to spacecraft attitude stabilization. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2007, 15(2): 332 – 338.
- [26] GUO B, CHEN Y. Adaptive fast sliding mode fault tolerant control integrated with disturbance observer for spacecraft attitude stabilization system. *ISA Transactions*, 2019, 94: 1 – 9.
- [27] VAN M. Higher-order terminal sliding mode controller for fault accommodation of Lipschitz second-order nonlinear systems using fuzzy neural network. *Applied Soft Computing Journal*, 2021, 104(4): 107186.
- [28] SONG Xiaojuan, WANG Hongwei, LÜ Shufeng. Anti-disturbance finite-time sliding mode control for liquid-filled spacecraft with input saturation. *Control and Decision*, 2021, 36(5): 1078 – 1086.  
(宋晓娟, 王宏伟, 吕书锋. 输入饱和的充液航天器抗干扰有限时间滑模控制. 控制与决策, 2021, 36(5): 1078 – 1086.)
- [29] SHI W, HOU M, DUAN G. Adaptive preassigned time stabilisation of uncertain second-order sub-fully actuated systems. *Journal of Systems Science and complexity*, 2022, 35(2): 703 – 713.
- [30] HOU M, TAN F, HAN F, et al. Adaptive sliding mode control of uncertain nonlinear systems with preassigned settling time and its applications. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2019, 29(18): 6438 – 6462.

## 作者简介:

曹腾 博士研究生, 从事故障诊断与容错控制、航天器姿态控制、学习观测器等研究, E-mail: caoteng2014@126.com;

龚华军 教授, 博士生导师, 从事光传飞控系统、飞行综合控制、系统建模和仿真等研究, E-mail: ghj301@nuaa.edu.cn;

薛艺璇 博士研究生, 从事舰载机着舰引导与控制、自适应容错控制与预见控制等研究, E-mail: xueyixuan@nuaa.edu.cn;

文梁栋 博士研究生, 从事无人机集群与编队控制、自适应控制等研究, E-mail: Liangdong\_Wen@nuaa.edu.cn.