

控制与决策

Control and Decision

基于学习观测器的航天器指定时间跟踪控制

曹腾, 龚华军, 薛艺璇, 肖慧雨诺

引用本文:

曹腾, 龚华军, 薛艺璇, 肖慧雨诺. 基于学习观测器的航天器指定时间跟踪控制[J]. *控制与决策*, 2024, 39(2): 519–526.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2022.0629>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

多航天器系统分布式固定时间输出反馈姿态协同跟踪控制

Distributed fixed-time output feedback attitude coordination tracking control for multiple rigid spacecraft

控制与决策. 2021, 36(5): 1049–1058 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0968>

输入饱和的充液航天器抗干扰有限时间滑模控制

Anti-disturbance finite-time sliding mode control for liquid-filled spacecraft with input saturation

控制与决策. 2021, 36(5): 1078–1086 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0820>

四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制

Anti-interference trajectory tracking control of quadrotor UAV

控制与决策. 2021, 36(2): 379–386 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0875>

航天器输入受限的鲁棒自适应姿态跟踪控制

Robust adaptive attitude tracking control of spacecraft with constrained inputs

控制与决策. 2021, 36(9): 2297–2304 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2020.0013>

基于变速趋近律的Buck型变换器抗扰动控制

Disturbance rejection control of Buck converters based on variable rate reaching law

控制与决策. 2021, 36(4): 893–900 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.1073>

基于学习观测器的航天器指定时间跟踪控制

曹腾, 龚华军[†], 薛艺璇, 肖慧雨诺

(南京航空航天大学 自动化学院, 南京 211106)

摘要: 针对一类含有外部扰动和执行器故障的刚体航天器姿态控制系统, 提出一种基于自适应学习观测器的指定时间容错控制器的设计方案. 首先, 系统性地给出一种改进型自适应学习观测器设计方案, 基于自适应学习观测器框架, 设计航天器姿态系统的学习观测器实现对系统的综合扰动值估计; 然后, 利用综合扰动的估计信息和滑模控制理论设计指定时间容错跟踪控制器, 使得系统的姿态角能够在指定时间跟踪指令信号, 系统的收敛时间可通过容错控制器的参数预先设置, 且与系统的初始状态值无关; 接着, 基于 Lyapunov 稳定性理论验证含有故障的姿态控制系统能够在指定时间内稳定; 最后, 通过数值仿真, 与已有的观测器和有限时间控制方案进行对比, 表明所提出方案的有效性和可行性.

关键词: 航天器; 姿态控制; 自适应; 学习观测器; 容错控制; 指定时间控制

中图分类号: TP273

文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2022.0629

引用格式: 曹腾, 龚华军, 薛艺璇, 等. 基于学习观测器的航天器指定时间跟踪控制[J]. 控制与决策, 2024, 39(2): 519-526.

Predefined-time tracking control of spacecraft based on learning observer

CAO Teng, GONG Hua-jun[†], XUE Yi-xuan, XIAO Hui-yunuo

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

Abstract: This paper investigates a predefined-time tracking control strategy based on a learning observer for a kind of spacecraft subjects to external disturbance and actuator faults. First, a general systematic scheme of an improved adaptive learning observer is proposed. Based on the adaptive learning observer framework, a learning observer for spacecraft attitude system is designed to estimate the lumped disturbance in the system. Then, the disturbance estimation information is used to design the predefined-time tracking controller, so that the attitude angle of the system can track the command signal at the predefined time. The convergence time of the system can be preset by the parameters of the fault-tolerant controller and is independent of the initial state value of the system. Through the Lyapunov stability theory analysis, it is concluded that the designed fault-tolerant controller can ensure the predefined-time stability of the system. Finally, through numerical simulation and compared with the existing observer and finite time control schemes, the proposed scheme is proved to be effective and feasible.

Keywords: spacecraft; attitude control; adaptive; learning observer; fault-tolerant control; predefined-time control

0 引言

姿态控制系统是航天器控制系统的重要组成部分, 它影响着航天器的飞行性能和姿态跟踪效果, 在飞行器的安全飞行任务中起到极为关键的作用^[1]. 近年来, 有关航天器存在外部扰动、系统建模不确定性和执行器故障问题的情况下, 控制器的设计引起众多学者的深入研究^[2-3].

关于航天器的控制方法, 主要有自适应控制^[4]、滑模控制^[5]、神经网络控制^[6]、模型预测控制^[7]、模糊逻辑控制^[8]和反演控制^[9]等. 滑模控制因其对系统

的外部扰动和不确定性量具有很强的鲁棒性, 在飞行器控制领域得到了广泛应用. 目前大多数的先进控制器设计可证明控制系统是渐近稳定的, 即 Lyapunov 函数的导数 $\dot{V}(x) \leq 0$, 在理论上表明系统在无限的时间内可以稳定. 在飞行器控制领域, 由于航天器任务的要求, 系统需要快速反应, 一些学者提出了有限时间控制. 文献[10]针对一类传感器故障和执行器饱和的航天器姿态控制系统, 基于快速终端滑模控制技术和神经网络设计了有限时间跟踪控制器. 文献[10]在稳定性证明中, Lyapunov 函数满足

收稿日期: 2022-04-17; 录用日期: 2022-10-26.

基金项目: 江苏省研究生科研与实践创新计划项目(KYCX18_0299); 天津市自然科学基金项目(18JCYBJC84900).

[†]通讯作者. E-mail: ghj301@nuaa.edu.cn.

$\dot{V} \leq -\lambda V^\alpha(x)$ 这种形式,其中 $0 < \alpha < 1$, 系统将在有限时间 T_r 内稳定, $T_r \leq \frac{V^{1-\alpha}(x_0)}{\lambda(1-\alpha)}$. 文献[11]针对推力矢量航天器的交会任务,提出了一种有约束的最优轨道有限时间姿态控制器设计方案. 文献[12]针对具有执行器故障和不匹配扰动的航天器姿态控制系统,设计了一种有限时间扰动观测器并将估计值运用于有限时间滑模容错控制器设计方案. 文献[11]和文献[12]证明稳定性的目标是 Lyapunov 函数满足 $\dot{V}(x) \leq -\rho_1 V(x) - \rho_2 V^\rho(x)$, 其中 $\rho_1, \rho_2 > 0$, $0 < \rho < 1$, 可证明系统的状态在有限的时间 T_f 内收敛, $T_f \leq T_0 + \frac{1}{\rho_1(1-\rho)} \ln \frac{\rho_1 V^{1-\rho}(x(t_0)) + \rho_2}{\rho_2}$, $x(t_0)$ 为状态量 $x(t)$ 的初始值. 文献[13]结合自适应模糊控制理论,设计了一种有限时间姿态跟踪控制器,可使得构造的快速终端滑模面在有限的时间内收敛至包含 0 的小邻域内. 文献[13]的证明目标是使得 Lyapunov 函数满足 $\dot{V}(\xi) \leq -\lambda_1 V^\nu(\xi) + \lambda_2$, 其中 $\lambda_1 > 0, 0 < \nu < 1, \lambda_2 > 0$, 可证明有限时间为 $T = \frac{1}{(1-\nu)\theta_0\lambda_1} \left[V^{1-\nu}(\xi_0) - \left(\frac{\lambda_2}{(1-\theta_0)\lambda_1} \right)^{(1-\nu)/\nu} \right]$, 其中 $V(\xi_0)$ 为 $V(\xi)$ 的初始值. 通过文献[10-13]可以看出,系统的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,这样限制了有限时间控制的应用. 为了解决这个问题,使得系统收敛时间全局固定的固定时间控制器被提出来. 文献[14]利用固定时间理论和改进型反演控制策略设计了一种固定时间姿态控制器. 文献[15]基于增加积分器的思想和反演控制技术,提出了一种刚体航天器固定时间姿态跟踪控制方案. 文献[14]和文献[15]的证明目标是使得 Lyapunov 函数满足 $\dot{V}(x(t)) \leq -k_1 V^{\rho_1}(x(t)) - k_2 V^{\rho_2}(x(t))$, 其中 $0 < k_1, k_2, \rho_1 < 1, \rho_2 > 1$, 可证明系统在固定时间 T 内稳定, $T \leq \frac{1}{k_1(1-\rho_1)} + \frac{1}{k_2(\rho_2-1)}$. 通过固定时间的证明过程可以看出,系统收敛的固定时间值与系统的控制器参数相关. 大多数情况下,很难建立稳定的固定时间与控制参数直接的关系. 一旦设定了系统稳定的固定时间值,很难通过几次调参便使得系统稳定. 为了解决上述问题, Sánchez-Torres 等^[16]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. 指定时间稳定系统的收敛时间可通过设计控制器的参数任意预先设置,其与系统的初始值无关. 目前有关指定时间稳定的控制理论主要应用于分数阶系统^[17]、机械臂系统^[18]、太空机器人^[19]、水面舰艇^[20]、高超声速飞行

器姿控系统^[21]等,关于航天器姿态控制系统存在外部扰动、系统不确定性以及执行器故障的指定时间容错控制鲜有报道,有待进一步深入研究.

近年来,基于学习观测器方法的故障重构方案受到国内外学者的广泛关注并取得了一定的成果. 学习观测器由 Chen 等^[22]于 2001 年提出,这种观测器最显著的优势是既可估计常值故障、缓变故障,也可估计周期故障和快时变故障. 文献[23]针对一类含有故障的非线性时滞系统,利用前一个时刻的故障信息和前一个时刻的状态估计误差信息更新迭代出当前时刻的故障值. 文献[24]针对非高斯随机分布系统,提出了一种基于学习观测器的故障诊断和容错控制方法. 文献[25]针对含有执行器效率损失故障和外部扰动的柔性航天器姿态控制系统,利用前一时刻的故障估计信息和当前时刻的状态估计误差重构系统的效率损失因子. 值得说明的是,为了补偿外部扰动带来的影响,在学习观测器的设计中引入了扰动的上界信息. 文献[26]和文献[27]在学习观测器的设计中引入了符号函数和扰动的上界信息,符号函数的引入会降低计算的复杂度,但是由于符号函数的不连续性,会使得重构信号出现振荡现象. 文献[28]针对刚体航天器的故障容错问题,提出了一种新的学习观测器故障重构方法,文中利用 Barrier function 方法的思路使得观测器的估计误差收敛至一个小的区间内. 为了实现挠性航天器在复杂干扰和测量噪声中的高精度姿态稳定,文献[29]提出了一种基于迭代学习观测器的鲁棒重构方法.

根据以上分析,本文针对一类含有外部扰动和执行器故障的航天器姿态控制系统,提出一种基于自适应学习观测器的指定时间控制方案. 首先,给出航天器的姿态控制系统数学模型并提出一般非线性系统的自适应学习观测器设计策略. 运用学习观测器的估计值设计指定时间容错控制器,通过 Lyapunov 函数表明系统在指定时间跟踪上期望的指令信号. 最后通过数值仿真,验证所提出控制方法的有效性和可行性. 本文的内容主要有以下 2 个方面.

1) 提出一种基于自适应学习观测器的故障重构方法. 与传统的迭代学习观测器相比,所提出学习估计律由前一个时刻的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构成,可更快更准确地重构系统综合扰动值.

2) 利用学习观测器的综合扰动估计信息,基于指定时间控制和滑模控制理论设计姿态容错控制器,使得系统的姿态角能够在指定时间内跟踪上指令信号.

1 刚体航天器姿态控制系统模型

本文考虑一类采用修正的罗德里格参数(MRPs)方法建模的刚体航天器姿态系统,有

$$\dot{\sigma} = \frac{1}{4}[(1 - \sigma^T \sigma)I_{3 \times 3} + 2S(\sigma) + 2\sigma\sigma^T]\omega = G(\sigma)\omega, \quad (1)$$

$$J\dot{\omega} = -S(\omega)J\omega + M(t) + d_e(t). \quad (2)$$

其中: $\sigma = [\phi \ \alpha \ \beta]^T \in R^3$ 为航天器的姿态角向量; $\omega = [p \ q \ r]^T \in R^3$ 为航天器的角速度向量; 矩阵 $J \in R^{3 \times 3}$ 为正定对称的航天器转动惯量; 矩阵 $I_{3 \times 3}$ 为 3×3 维的单位矩阵; $d_e \in R^3$ 为系统外部扰动量; $M \in R^3$ 为控制力矩; $S(\sigma)$ 和 $S(\omega)$ 分别为关于向量 σ 和 ω 的反斜对角矩阵, 定义为

$$S(\sigma) = \begin{bmatrix} 0 & -\beta & \alpha \\ \beta & 0 & -\phi \\ -\alpha & \phi & 0 \end{bmatrix}, \quad S(\omega) = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}.$$

航天器实现3轴姿态控制的力矩由执行器提供, 本文考虑执行器发生效率损伤和加性故障的情形, 有 $M = D[E\tau_a + \bar{\tau}_a] = D\tau_a + D((E - I_{m \times m})\tau_a + \bar{\tau}_a)$. (3)

其中: $D \in R^{3 \times m}$ 为执行器控制分配矩阵, m 为系统中执行器的数量, $E = \text{diag}\{e_1, e_2, \dots, e_m\}$ 为效率损失因子矩阵, $\bar{\tau}_a = [\bar{\tau}_{a1}, \bar{\tau}_{a2}, \dots, \bar{\tau}_{am}]^T$ 为执行器加性故障.

定义 $u = D\tau_a$ 和 $f(t) = D((E - I_{m \times m})\tau_a + \bar{\tau}_a)$, $u \in R^3$ 为系统期望的控制力矩, $f(t) \in R^3$ 为由执行器故障引起的故障力矩. 航天器姿态系统的动力学方程可表示为

$$J\dot{\omega} = -S(\omega)J\omega + u(t) + d_l(t), \quad (4)$$

其中 $d_l(t) = d_e(t) + f(t)$ 可看作系统的综合扰动量, 由外部扰动和系统的执行器故障力矩构成.

控制目标. 针对含有外部扰动和执行器故障的航天器姿态控制系统, 通过设计自适应学习观测器重构系统的综合扰动值, 进而基于指定时间控制理论设计容错控制器, 使得系统的姿态能够在指定时间内准确跟踪指令信号.

2 非线性系统自适应学习观测器设计

本节给出含有扰动或故障的一类非线性系统自适应学习观测器的设计方案. 一般非线性系统的模型如下式所示:

$$\dot{x} = f(x) + Bu + d(t). \quad (5)$$

其中: $x \in R^n$ 为系统的可测量状态向量; $u \in R^m$ 为系统的控制输入量; $d(t) \in R^n$ 为系统的未知外部扰动量或故障量; $B \in R^{n \times m}$ 为系统的控制分配矩阵;

$f(x) \in R^n$ 为系统的非线性项且满足 Lipschitz 条件, 即 $\|f(x_1) - f(x_2)\| \leq \eta \|x_1 - x_2\|$, η 为 Lipschitz 常数.

为了得到综合扰动量 $d(t)$ 的估计值, 基于自适应增益和故障函数的方法提出一种改进型学习观测器. 观测器的设计结构如下式所示:

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}(t) = f(\hat{x}) + Bu + \hat{d}(t) + \Lambda \tilde{x} + l(t) \text{sgn}(\tilde{x}), \\ \hat{d}(t) = k\hat{d}(t_c) + l_1 \tilde{x}(t) + l_2 \tilde{x}(t_c). \end{cases} \quad (6)$$

其中: $t_c = t - c$ 为上一个时刻值, c 为观测器的学习时间间隔, 这里取值为系统的采样时间; k 、 l_1 和 l_2 为正的常数增益; $\hat{x}(t) \in R^n$ 为观测器的状态量, 即系统(5)的状态估计值; 定义 $\tilde{x}(t) = x(t) - \hat{x}(t)$ 为观测器的状态估计误差; $\tilde{d}(t) = d(t) - \hat{d}(t)$ 为扰动的估计误差, $\hat{d}(t)$ 为扰动的估计值, 由 $t - c$ 时刻的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重构; $\text{sgn}(\cdot)$ 为符号函数; $\Lambda \in R^{3 \times 3}$ 为正定的对角矩阵; $l(t)$ 为观测器的自适应增益, 具体表达式如下式所示:

$$l(t) = \begin{cases} \rho \|\tilde{x}(t)\| \text{sign}(\|\tilde{x}(t)\| - \epsilon), & l(t) > \mu; \\ \mu, & \text{otherwise.} \end{cases} \quad (7)$$

其中: ρ 、 μ 和 ϵ 为非常小的正常数, 参数 μ 的引入是为了保证自适应增益 $l(t)$ 始终为正值. 设定自适应增益 $l(t)$ 存在一个固定的上界值 l^* , 即 $l(t) \leq l^*$.

假设1 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均是有上界约束的, 可假设存在一个正常数 $h > 0$ 使得不等式 $\|d(t) - kd(t_c)\| \leq h$ 成立.

定理1 针对存在扰动或故障的一般非线性系统(5), 通过设计自适应学习观测器(6), 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 $\tilde{x}(t)$ 和扰动的估计误差 $\tilde{d}(t)$ 可收敛至包含原点的任意小的邻域内.

证明 结合系统状态方程(5)与观测器状态方程(6), 可得到观测器状态误差动力学方程如下式所示:

$$\dot{\tilde{x}} = f(x) - f(\hat{x}) + \tilde{d}(t) - \Lambda \tilde{x} - l(t) \text{sgn}(\tilde{x}). \quad (8)$$

观测器的估计误差为

$$\begin{aligned} \tilde{d}(t) &= d(t) - k\hat{d}(t_c) - l_1 \tilde{x}(t) - l_2 \tilde{x}(t_c) = \\ &= k\tilde{d}(t_c) - l_1 \tilde{x}(t) - l_2 \tilde{x}(t_c) + h(t), \end{aligned} \quad (9)$$

其中 $h(t) = d(t) - kd(t_c)$. 进一步地, 可得到

$$\begin{aligned} \tilde{d}^T(t)\tilde{d}(t) &= \\ &= k^2 \tilde{d}^T(t_c)\tilde{d}(t_c) - 2l_1 k \tilde{d}^T(t_c)\tilde{x}(t) - 2l_2 k \tilde{d}^T(t_c)\tilde{x}(t_c) + \\ &+ 2k \tilde{d}^T(t_c)h(t) + l_1^2 \tilde{x}^T(t)\tilde{x}(t) + 2l_1 l_2 \tilde{x}^T(t)\tilde{x}(t_c) - \\ &- 2l_1 \tilde{x}^T(t)h(t) - 2l_2 \tilde{x}^T(t_c)h(t) + l_2^2 \tilde{x}^T(t_c)\tilde{x}(t_c) + \\ &+ h^T(t)h(t). \end{aligned} \quad (10)$$

基于 Young 不等式, 即对于任意的向量 x 、 $y \in R^n$, 存

$$\begin{aligned}
& \text{在 } 2x^T y \leq ax^T x + \frac{1}{a} y^T y \text{ (} a \text{ 为正常数), 可得到} \\
& -2l_1 k \tilde{d}^T(t_c) \tilde{x}(t) \leq a_1 k^2 \tilde{d}^T(t_c) \tilde{d}(t_c) + \frac{l_1^2}{a_1} \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t), \\
& -2l_2 k \tilde{d}^T(t_c) \tilde{x}(t_c) \leq a_2 k^2 \tilde{d}^T(t_c) \tilde{d}(t_c) + \frac{l_2^2}{a_2} \tilde{x}^T(t_c) \tilde{x}(t_c), \\
& 2k \tilde{d}^T(t_c) h(t) \leq a_3 k^2 \tilde{d}^T(t_c) \tilde{d}(t_c) + \frac{1}{a_3} h^T(t) h(t), \\
& 2l_1 l_2 \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t_c) \leq a_4 l_1^2 \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t) + \frac{l_2^2}{a_4} \tilde{x}^T(t_c) \tilde{x}(t_c), \\
& -2l_1 \tilde{x}^T(t) h(t) \leq a_5 l_1^2 \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t) + \frac{1}{a_5} h^T(t) h(t), \\
& -2l_2 \tilde{x}^T(t_c) h(t) \leq a_6 l_2^2 \tilde{x}^T(t_c) \tilde{x}(t_c) + \frac{1}{a_6} h^T(t) h(t),
\end{aligned}$$

其中 $a_i (i = 1, 2, \dots, 6)$ 为正常数. 将上述不等式代入式(10), 可得到

$$\begin{aligned}
\tilde{d}^T(t) \tilde{d}(t) & \leq b_1 \tilde{d}^T(t_c) \tilde{d}(t_c) + b_2 \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t) + \\
& b_3 \tilde{x}^T(t_c) \tilde{x}(t_c) + b_4 h^T(t) h(t). \quad (11)
\end{aligned}$$

其中: $b_1 = (1 + a_1 + a_2 + a_3)k^2$, $b_2 = \left(1 + \frac{1}{a_1} + a_4 + a_5\right)l_1^2$, $b_3 = \left(1 + \frac{1}{a_2} + \frac{1}{a_4} + a_6\right)l_2^2$, $b_4 = \left(1 + \frac{1}{a_3} + \frac{1}{a_5} + \frac{1}{a_6}\right)$.

定义如下 Lyapunov 函数:

$$\begin{aligned}
V & = \frac{1}{2} \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t) + \int_{t_c}^t \tilde{d}^T(\varsigma) \tilde{d}(\varsigma) d\varsigma + \int_{t_c}^t \tilde{x}^T(\varsigma) \tilde{x}(\varsigma) d\varsigma + \\
& \frac{1}{2\varrho} (l - l^*)^2. \quad (12)
\end{aligned}$$

对 V 关于时间 t 进行求导, 可得到

$$\begin{aligned}
\dot{V} & = \tilde{x}^T(t) \dot{\tilde{x}}(t) + \tilde{d}^T(t) \dot{\tilde{d}}(t) - \tilde{d}^T(t_c) \tilde{d}(t_c) + \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t) - \\
& \tilde{x}^T(t_c) \tilde{x}(t_c) + (l - l^*) \frac{1}{\varrho} \dot{l}(t). \quad (13)
\end{aligned}$$

将式(8)代入(13), 有

$$\begin{aligned}
\dot{V} & = \\
& \tilde{x}^T(t) (f(x) - f(\hat{x})) + \tilde{x}^T(t) \tilde{d}(t) - \tilde{x}^T(t) A \tilde{x}(t) - \\
& l(t) \tilde{x}^T(t) \text{sgn}(\tilde{x}) + \tilde{d}^T(t) \tilde{d}(t) - \tilde{d}^T(t_c) \tilde{d}(t_c) + \\
& \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t) - \tilde{x}^T(t_c) \tilde{x}(t_c) + (l - l^*) \frac{1}{\varrho} \dot{l}(t). \quad (14)
\end{aligned}$$

基于 Young 不等式, 可得到

$$\tilde{x}^T(t) \tilde{d}(t) \leq \frac{a_7}{2} \tilde{x}^T(t) \tilde{x}(t) + \frac{1}{2a_7} \tilde{d}^T(t) \tilde{d}(t), \quad (15)$$

其中 a_7 为正常数. 将不等式(15)代入(14), 可得到

$$\begin{aligned}
\dot{V} & \leq \left[\eta + \frac{a_7}{2} - \lambda_{\min}(A) + 1 \right] \|\tilde{x}(t)\|^2 - \psi \|\tilde{d}(t)\|^2 + \\
& \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) \tilde{d}^T(t) \tilde{d}(t) - \tilde{d}^T(t_c) \tilde{d}(t_c) - \\
& \tilde{x}^T(t_c) \tilde{x}(t_c) - l(t) \|\tilde{x}(t)\| + (l - l^*) \frac{1}{\varrho} \dot{l}(t), \quad (16)
\end{aligned}$$

其中 ψ 为任意正常数. 将不等式(11)代入(16), 得到

$$\begin{aligned}
\dot{V} & \leq - \left[\lambda_{\min}(A) - 1 - \eta - \frac{a_7}{2} - \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) b_2 \right] \times \\
& \|\tilde{x}(t)\|^2 - \psi \|\tilde{d}(t)\|^2 - \left[1 - \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) b_1 \right] \times \\
& \|\tilde{d}(t_c)\|^2 - \left[1 - \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) b_3 \right] \times \|\tilde{x}(t_c)\|^2 - \\
& l(t) \|\tilde{x}(t)\| + \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) b_4 \|h(t)\|^2 + \\
& (l - l^*) \frac{1}{\varrho} \dot{l}(t). \quad (17)
\end{aligned}$$

若观测器增益满足以下不等式:

$$\gamma_1 = \lambda_{\min}(A) - 1 - \eta - \frac{a_7}{2} - \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) b_2 > 0, \quad (18)$$

$$\gamma_2 = 1 - \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) b_1 \geq 0, \quad (19)$$

$$\gamma_3 = 1 - \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) b_3 \geq 0, \quad (20)$$

则进一步地, 可得到

$$\begin{aligned}
\dot{V} & \leq -\gamma_1 \|\tilde{x}(t)\|^2 - \psi \|\tilde{d}(t)\|^2 + \gamma_4 - l^* \|\tilde{x}(t)\| - \\
& (l^* - l) \left[\frac{\dot{l}(t)}{\varrho} - \|\tilde{x}(t)\| \right], \quad (21)
\end{aligned}$$

其中 $\gamma_4 = \left(1 + \psi + \frac{1}{2a_7}\right) b_4 h^2$.

当 $\|\tilde{x}(t)\| > \epsilon$ 时, $\frac{\dot{l}(t)}{\varrho} - \|\tilde{x}(t)\| = 0$, 有

$$\dot{V} \leq -\gamma_1 \|\tilde{x}(t)\|^2 - \psi \|\tilde{d}(t)\|^2 + \gamma_4. \quad (22)$$

当 $\|\tilde{x}(t)\| \leq \epsilon$ 时, 有

$$\dot{V} \leq -\gamma_1 \|\tilde{x}(t)\|^2 - \psi \|\tilde{d}(t)\|^2 + \gamma_5, \quad (23)$$

其中 $\gamma_5 = \gamma_4 + (l^* - 2l)\epsilon$.

由式(22)和(23), 进一步地, 可得到 $\dot{V} \leq -\gamma_1 \|\tilde{x}(t)\|^2 - \psi \|\tilde{d}(t)\|^2 + \gamma$, 其中 $\gamma = \max\{\gamma_4, \gamma_5\}$. 由文献[24]可得学习观测器的估计误差是最终一致有界, 即 $\lim_{t \rightarrow \infty} [\tilde{x}^T(t) \quad \tilde{d}^T(t)]^T \in R_l$, 有

$$R_l \triangleq \{[\tilde{x}^T(t) \quad \tilde{d}^T(t)]^T \mid \|\tilde{x}\| \leq \sqrt{\gamma/\gamma_1}, \|\tilde{d}\| \leq \sqrt{\gamma/\psi}\}.$$

显然, 集合 R_l 为一个包含 $[\tilde{x}^T(t) \quad \tilde{d}^T(t)]^T = [0 \quad 0]^T$ 的邻域. 通过调节观测器增益, 选取较大的 γ_1 和 ψ 或较小的 γ , 可使得观测器的估计误差任意小. 这时, 定理1得证. \square

3 基于学习观测器的指定时间航天器控制器设计

3.1 航天器姿态系统的学习观测器设计

航天器的姿态系统转动惯量矩阵 J 为一个正定可逆的矩阵, 姿态系统的动力学方程(4)可改写为

$$\dot{\omega} = -J^{-1} S(\omega) J \omega + J^{-1} u(t) + J^{-1} d_l(t). \quad (24)$$

定义 $x = \omega$, $f(x) = -J^{-1} S(\omega) J \omega$, $B = J^{-1}$ 和 $d(t) = J^{-1} d_l(t)$, 可将姿态系统动力学方程转化为一般非线性

性系统的表达形式(5). 运用第2节的结论可得到如下定理.

定理2 针对存在扰动和执行器故障的航天器姿态控制系统(4), 通过设计自适应学习观测器(6), 选取合适的参数增益使得 $\gamma_1 > 0$ 、 $\gamma_2 \geq 0$ 和 $\gamma_3 \geq 0$, 观测器的角速度估计误差 $\tilde{x}(t)$ 和综合扰动的估计误差 $\tilde{d}_l(t)$ 可收敛至包含原点的任意小的邻域内.

证明 观测器综合扰动的估计误差 $\tilde{d}_l(t)$ 为

$$\tilde{d}_l(t) = Jd(t) - J\hat{d}(t) = J\tilde{d}(t). \quad (25)$$

由定理1可得到 $\|\tilde{d}\| \leq \sqrt{\gamma/\psi}$, 则

$$\|\tilde{d}_l(t)\| = \|J\tilde{d}(t)\| \leq \|J\|\sqrt{\gamma/\psi}. \quad (26)$$

证明过程与定理1相同. \square

3.2 指定时间容错控制器设计

引理1^[16,30] 针对非线性自治系统 $\dot{x} = f(x, t)$, 若存在一个Lyapunov函数 $V(x) : R^n \rightarrow R, V(0) = 0, V(x) > 0 (\forall x \neq 0)$ 满足

$$\dot{V}(x) \leq -\frac{1}{pT_c} \exp[V^p(x)]V^{1-p}(x), \quad \forall x \neq 0. \quad (27)$$

其中: $T_c > 0$ 为指定时间常数; p 为正常数, 满足 $0 < p < 1$. 则非线性系统是指定时间稳定的, 且指定收敛时间为 T_c .

针对含有外部扰动和执行器故障的航天器姿态控制系统, 首先定义姿态跟踪误差量 $e_1 = \sigma - \sigma_d, e_2 = \dot{\sigma} - \dot{\sigma}_d$, 其中 σ_d 为期望的姿态角跟踪指令信号, 则姿态系统的误差动力学方程可表示为

$$\begin{cases} \dot{e}_1 = e_2, \\ \dot{e}_2 = \frac{dG(\sigma)}{dt}\omega + G(\sigma)\dot{\omega} - \dot{\sigma}_d. \end{cases} \quad (28)$$

选取一个辅助滑模变量

$$s = e_2 + \chi, \quad (29)$$

其中

$$\chi = \frac{1}{2d_1T_1} \exp(V_a^{d_1})V_a^{-d_1}e_1. \quad (30)$$

式中: $0 < d_1 < 1; T_1 > 0$ 为预设的指定时间值; V_a 为设计姿态角误差的Lyapunov函数, 其取值为 $V_a = \frac{1}{2}e_1^T e_1$.

由引理1, 设计指定时间容错控制器如下式所示:

$$u = S(\omega)J\omega - \hat{d}_l - k_s \text{sgn}(s) - JG^{-1}(\sigma) \left\{ \frac{dG(\sigma)}{dt}\omega - \ddot{\sigma}_d + \dot{\chi} + \frac{1}{2d_2T_2} \exp(V_b^{d_2})(V_b^{-d_2})s \right\}. \quad (31)$$

其中: $0 < d_2 < 1; T_2 > 0$ 为预设的指定时间值; \hat{d}_l 为综合扰动的估计值, 其值可通过学习观测器(6)得到; k_s 为系统的参数增益, 其取值为 $k_s > \|J\|\sqrt{\gamma/\psi}$; V_b 为设计的滑模面的Lyapunov函数, 其取值为 $V_b = \frac{1}{2}s^T s$.

定理3 针对含有外部扰动、不确定性以及执行

器故障的航天器姿态控制系统(1)和(4), 通过设计基于学习观测器的指定时间容错控制器(31), 姿态控制系统可在指定时间 $T = T_1 + T_2$ 稳定, 系统的姿态角可在指定时间 T 跟踪上期望的姿态角指令.

证明 对滑模面Lyapunov函数 V_b 求导, 可得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_b &= s^T \dot{s} = \\ & s^T \left\{ \frac{dG(\sigma)}{dt}\omega - \ddot{\sigma}_d + \dot{\chi} + \right. \\ & \left. G(\sigma)[-J^{-1}S(\omega)J\omega + J^{-1}u + J^{-1}d_l] \right\}. \end{aligned} \quad (32)$$

将控制器(31)代入(32), 可得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_b &= s^T \left[G(\sigma)J^{-1}(\tilde{d}_l - k_s \text{sgn}(s)) - \right. \\ & \left. \frac{1}{2d_2T_2} \exp(V_b^{d_2})(V_b^{-d_2})s \right] \leq \\ & - \frac{1}{d_2T_2} \exp(V_b^{d_2})V_b^{1-d_2}. \end{aligned} \quad (33)$$

由引理1, 当 $t > T_2$ 时, $V_b \rightarrow 0$, 滑模面 s 将在指定时间 T_2 内稳定至0, 即 $s = 0$.

当 $s = 0$ 时, 通过式(29), 可得到

$$e_2 = -\frac{1}{d_1T_1} \exp(V_a^{d_1})V_a^{-d_1}e_1. \quad (34)$$

对姿态角误差Lyapunov函数 V_a 求导, 可得到

$$\dot{V}_a = e_1^T \dot{e}_1 = -\frac{1}{d_1T_1} \exp(V_a^{d_1})V_a^{1-d_1}. \quad (35)$$

由引理1, 当 $s = 0$ 时, e_1 将在指定时间 T_1 内趋近于0. 综上所述, 航天器的姿态系统在控制器(31)作用下, 将在指定时间 $T = T_1 + T_2$ 内稳定, 系统的姿态角跟踪误差将在指定时间 T 内收敛至0. \square

4 仿真分析

为了验证所提出控制方法的有效性和可行性, 针对一类运行于圆形轨道的航天器设计自适应学习观测器和指定时间跟踪控制器, 同时与已有的自适应滑模观测器^[31]和传统的学习观测器^[26], 以及有限时间控制方案^[11]进行对比.

航天器姿态控制系统的姿态角初始值为 $\sigma(0) = [-0.3, -0.4, 0.2]^T$, 角速率初始状态为 $\omega(0) = [0, 0, 0]^T$. 学习观测器学习时间间隔 $c = 0.01$, 外部扰动量设置为 $d_e = \|\omega\|^2 \cdot [\sin(0.8t), \cos(0.5t), \cos(0.3t)]^T$. 系统的转动惯量为 $J = [36, 1.5, 0; 1.5, 17, 0; 0, 0, 26]$. 期望的姿态角指令为 $\sigma_d = [0, 0, 0]^T$. 观测器的参数设置为: $k = 0.9, l_1 = 15, l_2 = 8, \Lambda = [80, 0, 0; 0, 50, 0; 0, 0, 60]$, $\rho = 0.1, \epsilon = 0.05, \mu = 0.1$. 控制器的参数设置为: $d_1 = 0.3, d_2 = 0.1, T_1 = 15, T_2 = 15$.

为了方便后续分析, 假设系统在20s前只受小幅度值的外部扰动量 d_e 的影响, 在第20s后发生执行器故障, 航天器姿态系统的故障力矩选为 $f(t) = [f_1(t), f_2(t), f_3(t)]^T$. $f_1(t) = 5$ 表示通道1发生常值故

障, $f_2(t) = 3 \sin(0.5t)$ 表示通道2发生时变故障, $f_3(t) = 10 - \exp(-0.3(t - 25))$ 表示通道3发生缓慢变化的故障. 图1为自适应滑模观测器对系统中的综合扰动进行估计的响应. 由图1可见, 自适应滑模观测器对缓慢故障和常值故障具有很好的估计效果, 对幅值较小的外部扰动量具有很好的估计性能. 但是, 对于时变的周期故障自适应滑模观测器不能很好地进行重构. 图2为传统的学习观测器对综合扰动的估计效果. 观测器能够对3个通道的综合扰动起到较好的估计效果, 值得注意的是, 由于符号函数的引入, 使得估计值一直处于一个振荡的状态. 即使在5~20s间角速率为0, 即系统中没有扰动和故障的影响, 观测器扰动的估计值始终处于 $[-0.2, 0.2]$ 的区间内, 高频率的振荡可能会给后期控制器的控制效果带来一定的影响, 最终可能导致系统不稳定. 图3为所提出自适应学习观测器对系统中综合扰动的估计效果, 自适应学习观测器对常值故障、缓变故障、时变周期故障均有很好的估计效果. 图4~图6为观测器对扰动的估计误差. 通过3个通道的扰动的估计误差图可以看出, 自适应学习观测器可在很短的时间内对系统的综

合扰动值进行重构, 且不存在振荡现象.

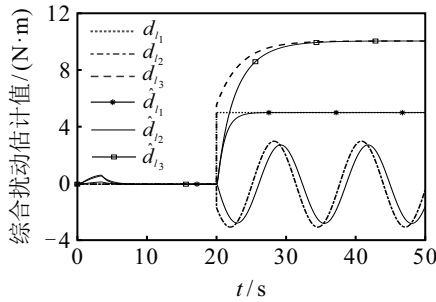


图1 自适应滑模观测器^[31]扰动估计

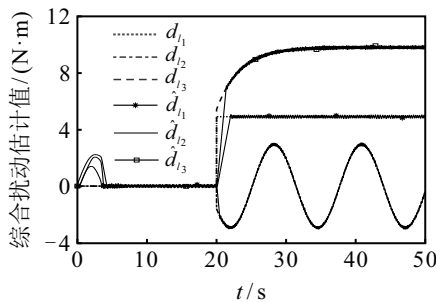


图2 传统学习观测器^[26]扰动估计

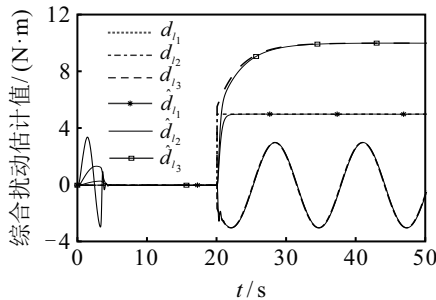


图3 自适应学习观测器(AL)扰动估计

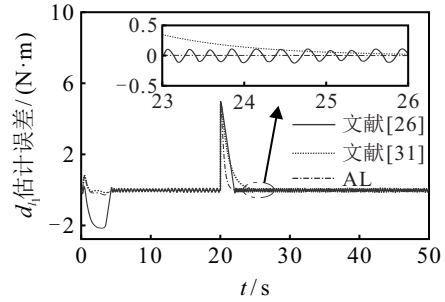


图4 观测器扰动估计误差 d_{l1}

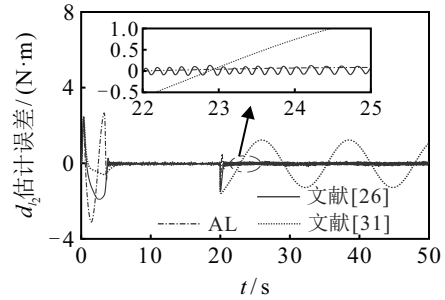


图5 观测器扰动估计误差 d_{l2}

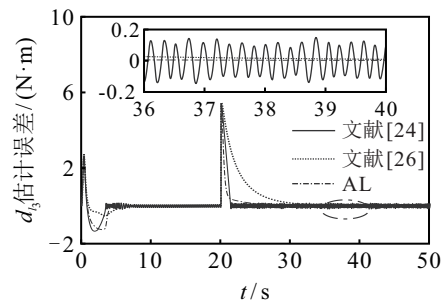


图6 观测器扰动估计误差 d_{l3}

图7~图9为利用有限时间控制方案^[11]和所提出基于观测器的指定时间控制器的姿态角响应曲线

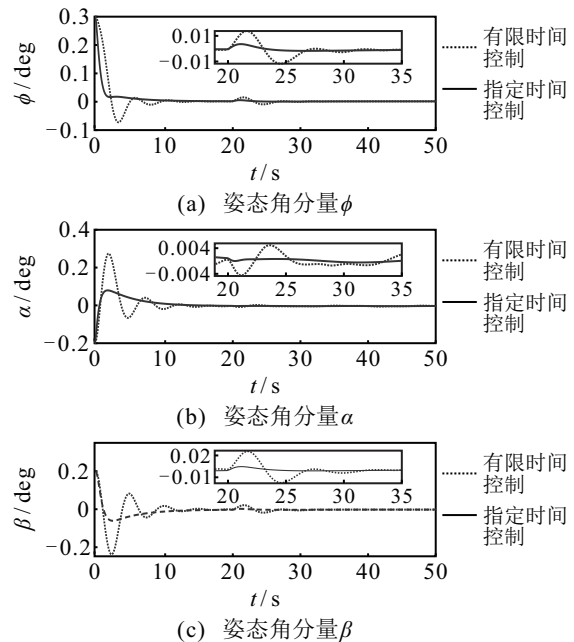


图7 姿态角响应曲线

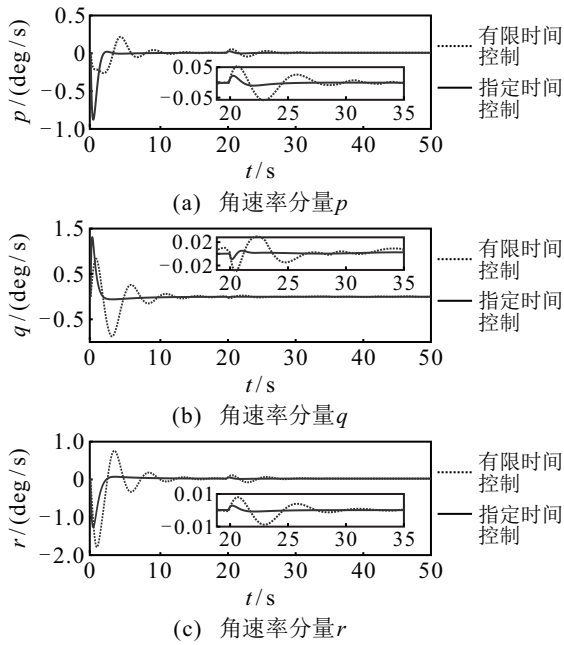


图8 角速率响应曲线

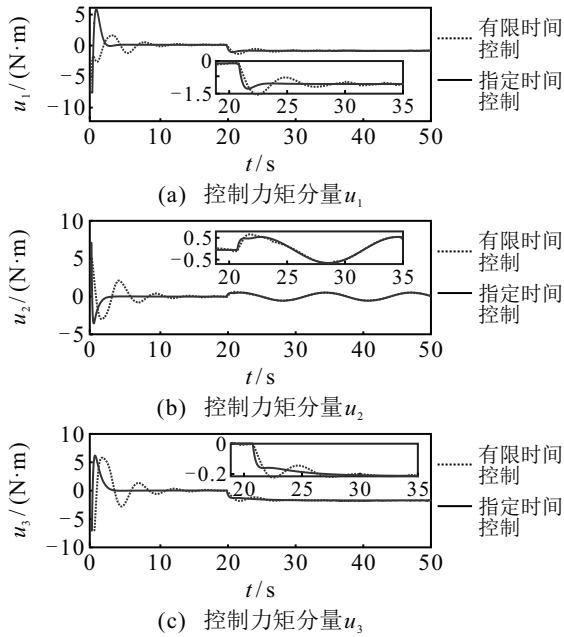


图9 控制力矩曲线

线、角速率响应曲线以及控制力矩曲线。由图7和图8可见,当系统只含有外部扰动量时,指定时间控制器作用下的系统姿态角在15s左右收敛至0的小区间内。当系统发生执行器故障时,指定时间控制器可使得姿态角在30s内收敛至一个非常小的区间内,在30s后,姿态角和角速率均稳定。通过调节系统的参数增益使得有限时间控制方案的控制力矩与指定时间控制方案的系统控制力矩相当(即控制力矩的最大值大小相近),系统的控制输入力矩如图9所示。在只有外部扰动作用下,有限时间控制方案需要更长的调节时间才能够使得系统的姿态角跟踪上指令信号,其中 α 角在第20s时还未达到稳定状态。当系统在第

20s发生故障时,有限时间控制方案受到故障的影响比较大,姿态角在35s后才能够跟踪上指令信号。通过对比姿态角响应曲线与角速率响应曲线可知,在最大力矩相当的情况下,指定时间控制器比有限时间控制器有更快的收敛速度和更优异的收敛性能。综上所述,自适应学习观测器可对系统中存在的外部扰动量和执行器故障的综合扰动值进行更快更准确的估计。基于学习观测器的指定时间控制系统可使得姿态角能够在指定时间内跟踪上指令信号。

5 结论

本文利用参数自适应技术并融合传统的迭代学习与递推学习观测器的设计方案,系统性地提出了一种改进型的自适应学习观测器。针对含有外部扰动和执行器故障的航天器姿态控制系统,基于自适应学习观测器和指定时间控制理论,设计了指定时间容错跟踪控制器,使得系统的姿态角能够在指定时间跟踪指令信号。最后通过数值仿真,验证了所提出观测器和控制器的有效性和可行性。后续将进一步考虑航天器的输入受限和结构故障情况下的容错控制问题并展开相关的理论研究工作。

参考文献(References)

- [1] Lee D. Fault-tolerant finite-time controller for attitude tracking of rigid spacecraft using intermediate quaternion[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2021, 57(1): 540-553.
- [2] Dong R Q, Wu A G, Zhang Y, et al. Anti-unwinding sliding mode attitude control via two modified Rodrigues parameter sets for spacecraft[J]. Automatica, 2021, 129: 109642.
- [3] Hasan M N, Haris M, Qin S Y. Vibration suppression and fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft with actuator faults and malalignments[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 120: 107290.
- [4] Xie S Z, Chen Q. Adaptive nonsingular predefined-time control for attitude stabilization of rigid spacecrafts[J]. IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs, 2022, 69(1): 189-193.
- [5] Tang P, Zhang F B, Ye J C, et al. An integral TSMC-based adaptive fault-tolerant control for quadrotor with external disturbances and parametric uncertainties[J]. Aerospace Science and Technology, 2021, 109: 106415.
- [6] Chen Q, Xie S Z, He X X. Neural-network-based adaptive singularity-free fixed-time attitude tracking control for spacecrafts[J]. IEEE Transactions on Cybernetics, 2021, 51(10): 5032-5045.
- [7] Chai R Q, Tsourdos A, Gao H J, et al. Dual-loop tube-based robust model predictive attitude tracking control for spacecraft with system constraints and additive disturbances[J]. IEEE Transactions on Industrial

- Electronics, 2022, 69(4): 4022-4033.
- [8] Zhang Z, Shi Y, Yan W S. A novel attitude-tracking control for spacecraft networks with input delays[J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2021, 29(3): 1035-1047.
- [9] Wang F, Hou M Z, Cao X B, et al. Event-triggered backstepping control for attitude stabilization of spacecraft[J]. Journal of the Franklin Institute, 2019, 356(16): 9474-9501.
- [10] Ye D, Xiao Y, Sun Z W, et al. Neural network based finite-time attitude tracking control of spacecraft with angular velocity sensor failures and actuator saturation[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2022, 69(4): 4129-4136.
- [11] Zhang J Q, Biggs J D, Ye D, et al. Finite-time attitude set-point tracking for thrust-vectoring spacecraft rendezvous[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 96: 105588.
- [12] Guo B, Chen Y. Adaptive fast sliding mode fault tolerant control integrated with disturbance observer for spacecraft attitude stabilization system[J]. ISA Transactions, 2019, 94: 1-9.
- [13] Gao S H, Jing Y W, Dimirovski G M, et al. Adaptive fuzzy fault-tolerant control for the attitude tracking of spacecraft within finite time[J]. Acta Astronautica, 2021, 189: 166-180.
- [14] Du H B, Zhang J, Wu D, et al. Fixed-time attitude stabilization for a rigid spacecraft[J]. ISA Transactions, 2020, 98: 263-270.
- [15] Zou A M, Kumar K D, de Ruiter A H J. Fixed-time attitude tracking control for rigid spacecraft[J]. Automatica, 2020, 113: 108792.
- [16] Sánchez-Torres J D, Gómez-Gutiérrez D, López E, et al. A class of predefined-time stable dynamical systems[J]. IMA Journal of Mathematical Control and Information, 2018, 35(S1): i1-i29.
- [17] Muñoz-Vázquez A J, Sánchez-Torres J D, Defoort M, et al. Predefined-time convergence in fractional-order systems[J]. Chaos, Solitons & Fractals, 2021, 143: 110571.
- [18] Muñoz-Vázquez A J, Sánchez-Torres J D, Jiménez-Rodríguez E, et al. Predefined-time robust stabilization of robotic manipulators[J]. IEEE/ASME Transactions on Mechatronics, 2019, 24(3): 1033-1040.
- [19] Jin R Y, Geng Y H, Chen X Q. Predefined-time control for free-floating space robots in task space[J]. Journal of the Franklin Institute, 2021, 358(18): 9542-9560.
- [20] Liang C D, Ge M F, Liu Z W, et al. Predefined-time formation tracking control of networked marine surface vehicles[J]. Control Engineering Practice, 2021, 107: 104682.
- [21] Li Y J, Hou M S, Liang S, et al. Predefined-time adaptive fault-tolerant control of hypersonic flight vehicles without overparameterization[J]. Aerospace Science and Technology, 2020, 104: 105987.
- [22] Chen W, Saif M. An iterative learning observer-based approach to fault detection and accommodation in nonlinear systems[C]. Proceedings of the 40th IEEE Conference on Decision and Control. Orlando, 2001: 4469-4474.
- [23] Chen W, Saif M. Observer-based fault diagnosis of satellite systems subject to time-varying thruster faults[J]. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, 2007, 129(3): 352-356.
- [24] Yao L N, Qin J F, Wang H, et al. Design of new fault diagnosis and fault tolerant control scheme for non-Gaussian singular stochastic distribution systems[J]. Automatica, 2012, 48(9): 2305-2313.
- [25] Xiao B, Hu Q L, Friswell M I. Active fault-tolerant attitude control for flexible spacecraft with loss of actuator effectiveness[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2013, 27(11): 925-943.
- [26] Li B, Hu Q L, Ma G F, et al. Fault-tolerant attitude stabilization incorporating closed-loop control allocation under actuator failure[J]. IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, 2019, 55(4): 1989-2000.
- [27] Zhang C X, Wang J H, Zhang D X, et al. Learning observer based and event-triggered control to spacecraft against actuator faults[J]. Aerospace Science and Technology, 2018, 78: 522-530.
- [28] Cao T, Gong H J, Cheng P, et al. A novel learning observer-based fault-tolerant attitude control for rigid spacecraft[J]. Aerospace Science and Technology, 2022, 128: 107751.
- [29] He T F, Wu Z. Iterative learning disturbance observer based attitude stabilization of flexible spacecraft subject to complex disturbances and measurement noises[J]. IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica, 2021, 8(9): 1576-1587.
- [30] Wang F, Miao Y, Li C Y, et al. Attitude control of rigid spacecraft with predefined-time stability[J]. Journal of the Franklin Institute, 2020, 357(7): 4212-4221.
- [31] Zhang X B, Zhou Z P. Integrated fault estimation and fault tolerant attitude control for rigid spacecraft with multiple actuator faults and saturation[J]. IET Control Theory & Applications, 2019, 13(15): 2365-2375.

作者简介

曹腾(1991—),男,博士生,从事非线性控制、故障诊断与容错控制等研究, E-mail: caoteng2014@126.com;

龚华军(1964—),男,教授,博士生导师,从事先进飞行控制技术、系统建模与仿真等研究, E-mail: ghj301@nuaa.edu.cn;

薛艺璇(1995—),女,博士生,从事自适应容错控制与预见控制技术等研究, E-mail: xueyixuan@nuaa.edu.cn;

肖慧雨诺(1997—),女,硕士生,从事飞行器控制技术的研究, E-mail: yunuo2022@126.com.