



基于有限时间扩展状态观测器的不确定二自由度直升机系统自适应规定性能控制

赵志甲 陈志臻 翁言 马鸽 何树德 陈首彦

Finite-time Extended State Observer-based Adaptive Prescribed Performance Control for an Uncertain 2-DOF Helicopter System

ZHAO Zhi-Jia, CHEN Zhi-Zhen, WENG Yan, MA Ge, HE Shu-De, CHEN Shou-Yan

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.16383/j.aas.c250494>

您可能感兴趣的其他文章

二自由度无人直升机的非线性自抗扰姿态控制

Nonlinear Active Disturbance Rejection Attitude Control of Two-DOF Unmanned Helicopter

自动化学报. 2021, 47(8): 1951–1962 <https://doi.org/10.16383/j.aas.c190521>

一类 p 规范型非线性系统预设性能有限时间 H_∞ 跟踪控制

Prescribed Performance Finite-time H_∞ Tracking Control for a Class of p -normal Form Nonlinear Systems

自动化学报. 2021, 47(12): 2870–2880 <https://doi.org/10.16383/j.aas.c190116>

有向图上不确定性参数系统的有限时间辨识与自适应一致性控制

Finite-time Identification and Adaptive Consensus Control of Uncertain Parametric Systems Over Directed Graphs

自动化学报. 2025, 51(2): 391–403 <https://doi.org/10.16383/j.aas.c240382>

SGCMGs驱动的挠性航天器有限时间自适应鲁棒控制

Finite-time Adaptive Robust Control for SGCMGs-based Flexible Spacecraft

自动化学报. 2021, 47(3): 641–651 <https://doi.org/10.16383/j.aas.c180446>

干扰条件下无人艇编队有限时间同步控制

Finite Time Synchronized Formation Control of Unmanned Surface Vehicles With External Disturbances

自动化学报. 2024, 50(5): 1047–1058 <https://doi.org/10.16383/j.aas.c230550>

基于扩张状态观测器的四旋翼吊挂飞行系统非线性控制

Nonlinear Control of Quadrotor Suspension System Based on Extended State Observer

自动化学报. 2023, 49(8): 1758–1770 <https://doi.org/10.16383/j.aas.c210001>

基于有限时间扩展状态观测器的不确定二自由度 直升机系统自适应规定性能控制

赵志甲^{1,2} 陈志臻^{1,2} 翁言³ 马鸽^{1,2} 何树德^{1,2} 陈首彦^{1,2}

摘要 针对具有外部干扰的不确定二自由度直升机系统, 提出一种基于有限时间扩展状态观测器的自适应规定性能控制方法. 设计的规定性能函数和基于切换模型的变换误差克服了传统性能控制的初始误差限制. 然后, 引入有限时间扩展状态观测器来估计总扰动. 将变换误差与自适应非奇异快速终端滑模控制相结合, 规避了奇异性问题, 保障系统的性能. 此外, 通过 Lyapunov 方法验证系统的稳定性. 仿真和实验验证了所提控制策略的可行性和有效性.

关键词 自适应规定性能控制; 外部干扰; 有限时间扩展状态观测器; 二自由度直升机系统

引用格式 赵志甲, 陈志臻, 翁言, 马鸽, 何树德, 陈首彦. 基于有限时间扩展状态观测器的不确定二自由度直升机系统自适应规定性能控制. 自动化学报, 2026, 52(4): 1-14

DOI 10.16383/j.aas.c250494 **CSTR** 32138.14.j.aas.c250494

Finite-time Extended State Observer-based Adaptive Prescribed Performance Control for an Uncertain 2-DOF Helicopter System

ZHAO Zhi-Jia^{1,2} CHEN Zhi-Zhen^{1,2} WENG Yan³ MA Ge^{1,2} HE Shu-De^{1,2} CHEN Shou-Yan^{1,2}

Abstract This paper proposes a finite-time extended state observer-based adaptive prescribed performance control method for an uncertain 2-DOF helicopter system with external disturbances. A designed prescribed performance function and a switching model based transformation error are employed to overcome initial error limitations in traditional performance control. Then, a finite-time extended state observer is introduced to estimate total disturbances. Integrating transformation error with adaptive non-singular fast terminal sliding mode control circumvents the singularity issue, ensuring prescribed system performance. Besides, system stability is validated via the Lyapunov method. The feasibility and effectiveness of the proposed control strategy are verified by simulations and experiments.

Keywords adaptive prescribed performance control; external disturbances; finite-time extended state observer; 2-DOF helicopter system

Citation Zhao Zhi-Jia, Chen Zhi-Zhen, Weng Yan, Ma Ge, He Shu-De, Chen Shou-Yan. Finite-time extended state observer-based adaptive prescribed performance control for an uncertain 2-DOF helicopter system. *Acta Automatica Sinica*, 2026, 52(4): 1-14

收稿日期 2025-09-24 录用日期 2026-01-04

Manuscript received September 24, 2025; accepted January 4, 2026

国家自然科学基金 (62273112, 62433011, 62403154, 62573144), 广东省自然科学基金 (2025A1515010885, 2023A1515110073, 2024B1515120013, 2023B1515120018, 2023B1515120019), 广州市科技计划 (2025A03J3135, 2025A04J5629, 2025A04J3854) 资助

Supported by National Natural Science Foundation of China (62273112, 62433011, 62403154, 62573144), Guangdong Basic and Applied Basic Research Foundation (2025A1515010885, 2023A1515110073, 2024B1515120013, 2023B1515120018, 2023B1515120019), and Science and Technology Planning Project of Guangzhou (2025A03J3135, 2025A04J5629, 2025A04J3854)

本文责任编辑 李永明

Recommended by Associate Editor LI Yong-Ming

1. 广州大学机械与电气工程学院 广州 510006 2. 广东普通高校低空智能无人系统技术重点实验室 广州 510006 3. 广州大学数学与信息科学学院 广州 510006

1. School of Mechanical and Electrical Engineering, Guangzhou University, Guangzhou 510006 2. Guangdong Key Laboratory of Low-altitude Intelligent Unmanned Systems Technology for General Universities, Guangzhou 510006 3. School of Mathematics and Information Science, Guangzhou University, Guangzhou 510006

无人驾驶飞行器近年来发展迅速, 已成为研究与应用的热点^[1-2]. 其中无人直升机在军事、商业及民用等领域应用广泛, 已引起广泛关注^[3-4]. 然而, 直升机系统是一个具有模型不确定性和强耦合的多输入多输出非线性系统, 这对控制器的设计提出很大的挑战^[5-6]. 因此, 迫切需要一种有效的控制策略来保证其可靠、安全的运行.

近几十年来, 研究人员针对直升机系统提出多种控制策略, 用于解决其复杂控制问题. 文献 [7] 提出一种比例积分微分控制器, 用于控制飞行器的姿态与位置, 仿真结果验证了该控制器的有效性. 此外, 针对非线性直升机系统, 文献 [8] 提出一种线性

ematics and Information Science, Guangzhou University, Guangzhou 510006

二次型调节方法. 然而, 线性化技术很难处理高度非线性系统. 因此, 学者们已经探索许多非线性控制方法^[9-12]. 文献 [9] 为非线性直升机模型引入一种新的鲁棒方法, 确保了规定的系统性能, 并通过仿真和实验数据进行验证. 在文献 [10] 中, 针对不确定二自由度直升机系统的姿态跟踪问题, 研究人员设计一种自适应控制方法. 文献 [12] 提出一种串联旋翼直升机模型预测控制策略. 在过去的十年中, 神经网络已被研究人员愈发普遍地应用于直升机系统控制. 文献 [13] 提出一种基于自适应神经网络的控制方法, 并通过仿真和实验验证该控制方法的适用性和有效性. 文献 [14] 开发了一种自适应量化容错控制. 文献 [15] 提出的方法可以在有限时间内控制直升机系统. 值得注意的是, 上述方法只解决了直升机系统内部模型不确定性的问题, 而没有考虑外部干扰对系统的影响. 然而, 忽略外部干扰对直升机系统的影响可能会导致严重的性能下降和系统不稳定. 因此, 在制定控制策略时应考虑外部干扰的影响.

在直升机控制系统领域, 有许多方法可以应对外部干扰^[16-19]. 滑模控制因其具有抵抗外部干扰和不确定性的能力而得到广泛应用. 针对无人直升机, 文献 [20] 提出一种新的多变量高阶滑模控制方法, 且具有良好的跟踪精度和鲁棒性. 文献 [21] 提出的结合自适应神经网络的自适应滑模控制方法提高了非线性二自由度直升机的性能. 此外, 文献 [22] 提出的反步滑模控制方法提升了无人直升机在受到外部扰动影响下的悬停精度. 文献 [23] 提出一种非奇异终端滑模控制, 用于控制具有不确定性和外部扰动的直升机系统. 然而, 上述方法在处理外部干扰对系统的影响时需要精确的系统动态模型和完整的状态信息, 而实际系统中往往存在未知的动态和不可测量的状态, 这给控制器的设计带来严峻的挑战.

扩展状态观测器因其无需精确的系统模型即可实现高精度状态观测, 已被广泛应用于各类工程与科学领域^[24-26]. 文献 [27] 介绍一种针对多智能体系统的非线性控制方法, 其使用扩展状态观测器来估计系统状态和外部扰动. 文献 [28] 提出一种基于扩展状态观测器技术的控制方法来控制四旋翼无人机的运动, 并通过仿真验证了扩展状态观测器在估计不确定性和未知状态方面的有效性. 扩展状态观测器将不确定性和干扰封装为附加状态变量, 从而提高系统的鲁棒性和控制精度^[29-30]. 有限时间扩展状态观测器相比扩展状态观测器, 具有观测速度更快、精度更高等优点. 文献 [31] 针对永磁同步电机系统,

提出一种超螺旋滑模控制方案, 并利用有限时间扩展状态观测器来估计总扰动. 文献 [32] 提出一种无模型预测控制方法, 并通过有限时间扩展状态观测器来削弱参数不确定性的影响. 尽管扩展状态观测器技术在减轻干扰对直升机系统的影响方面取得重大进展, 但目前的研究很少考虑直升机系统稳定可靠运行所需的具体性能要求, 这启发了后续的研究.

规定性能控制是确保各类系统达到所需性能指标的一种有效方法^[33-35]. 文献 [36] 提出一种考虑输入饱和和规定性能约束的自适应约束控制, 并将跟踪误差控制在规定范围内. 文献 [37] 提出一种基于规定时间规定性能的分布式编队控制, 以满足系统对跟踪误差精度的要求. 然而, 上述研究只有在初始误差在约束范围内的情况下才能有效地保证系统的性能. 在实际应用中, 初始误差通常是未知的, 并且可能超出约束边界, 这对控制设计提出新的挑战.

针对具有外部扰动的不确定二自由度直升机系统, 本文提出一种基于有限时间扩展状态观测器的自适应规定性能控制方案. 本研究的贡献如下:

1) 所设计的性能函数保证跟踪误差在任何时候都能达到期望的精度, 基于切换模型的变换误差消除了初始误差的限制. 该方法在实际应用中比文献 [36-37] 更有优势.

2) 引入的有限时间扩展状态观测器能够在有限时间内实现状态估计误差的收敛, 提供比文献 [29-31] 等观测器更准确的系统状态估计. 其生成的估计信号可用于实时补偿控制律, 使系统状态能更快地收敛至预设性能边界内, 并显著增强系统在总扰动影响下的稳定性和动态性能.

3) 与文献 [33-34] 相比, 本研究将变换误差与自适应非奇异快速终端滑模控制相结合, 达到了规定的系统性能, 提高了鲁棒性. 利用严格的李雅普诺夫稳定性理论验证闭环系统的稳定性. 最后, 本研究通过仿真和实验验证了所提控制策略的有效性.

1 问题定义和初步准备

1.1 系统建模

图 1 为二自由度直升机的简化示意图, 其中水平位置的前置螺旋桨在距离直升机中心 r_p 处产生推力 F_p 控制俯仰运动, 垂直位置的后置螺旋桨在距离直升机中心 r_y 处产生推力 F_y 控制偏航运动. 输入电压分别为 V_p 和 V_y .

利用拉格朗日力学原理, 定义了系统的动力学方程

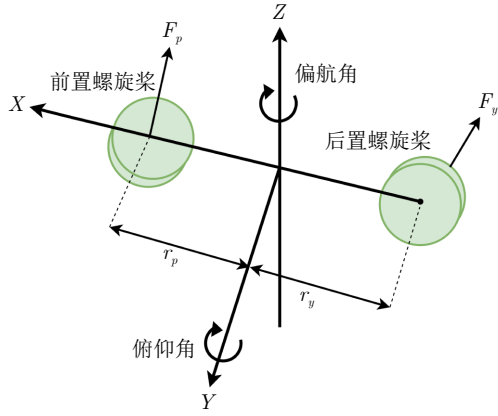


图 1 二自由度直升机系统

Fig.1 2-DOF helicopter system

$$(J_p + ML_m^2) \ddot{\theta} = K_{pp} V_p + K_{py} V_y - MgL_m \cos\theta - D_p \dot{\theta} - ML_m^2 \dot{\varphi}^2 \sin\theta \cos\theta \quad (1)$$

$$(J_y + ML_m^2 \cos^2\theta) \ddot{\varphi} = K_{yp} V_p + K_{yy} V_y - D_y \dot{\varphi} + 2ML_m^2 \dot{\theta} \dot{\varphi} \sin\theta \cos\theta \quad (2)$$

其中 θ 和 φ 分别为俯仰角和偏航角; M 是总质量; g 是重力加速度; L_m 是从系统质心到直升机固定安装位置的距离; J_p 和 J_y 分别代表俯仰轴和偏航轴的转动惯量; D_p 和 D_y 为阻尼系数; K_{pp} 、 K_{yp} 、 K_{py} 、 K_{yy} 是前后螺旋桨的推力增益。

定义状态变量 $x_1 = [\theta, \varphi]^T$ 、 $x_2 = [\dot{\theta}, \dot{\varphi}]^T$ 和 $x = [x_1, x_2]^T$ 。二自由度直升机系统的动力学方程可以转化为后续的状态空间模型

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = P(x) + \Delta P(x) + Q(x)u + d \\ y = x_1 \end{cases} \quad (3)$$

式中 $\Delta P(x)$ 为系统不确定性, $u = [V_p, V_y]^T$ 为控制输入, d 为外部干扰。 $P(x)$ 和 $Q(x)$ 的表达式为

$$P(x) = \begin{bmatrix} v_2 \\ v_1 \\ \mu_2 \\ \mu_1 \end{bmatrix}, \quad Q(x) = \begin{bmatrix} K_{pp} & K_{py} \\ v_1 & v_1 \\ K_{yp} & K_{yy} \\ \mu_1 & \mu_1 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{cases} v_1 = J_p + ML_m^2 \\ v_2 = -MgL_m \cos\theta - D_p \dot{\theta} - ML_m^2 \dot{\varphi}^2 \sin\theta \cos\theta \\ \mu_1 = J_y + ML_m^2 \cos^2\theta \\ \mu_2 = -D_y \dot{\varphi} + 2ML_m^2 \dot{\theta} \dot{\varphi} \sin\theta \cos\theta \end{cases} \quad (5)$$

1.2 初步准备

假设 1. 系统不确定性 $\Delta P(x)$ 满足 $\|\Delta P(x)\| \leq$

\bar{P} , 其中 \bar{P} 表示一个正的常数。

假设 2. 外部干扰 d 有界且可导, 并且其导数有界, 即 $|d| \leq d_m$ 和 $|\dot{d}| \leq d_t$, 其中 d_m 和 d_t 都是正的常数。

定义 1^[38]. 存在一个系统

$$\dot{x}(t) = f(x(t)), \quad f(0) = 0, \quad x(0) = x_0, \quad x(t) \in \mathbf{R}^n \quad (6)$$

其中 $f(\cdot)$ 是连续的. 如果系统在有限时间内稳定, 则认为平衡点 $x = 0$ 是稳定的. 可以确定一个特定的时间 $T(x_0) < \infty$, 它取决于初始条件 x_0 , 并且 $\lim_{t \rightarrow T(x_0)} x(t) = 0$ 和 x 在 $t \geq T(x_0)$ 时始终为零。

引理 1^[39]. 考虑定义 1 中的系统, 定义一个径向无界的正函数 $V(x(t))$ 满足

$$\dot{V} \leq -\kappa V - \lambda V^n \quad (7)$$

其中 $\kappa > 0$, $\lambda > 0$ 和 $0 < n < 1$. 系统能在有限时间 T_f 内达到稳定. 将 V_0 定义为 V 的初始值, 有限时间 T_f 满足以下不等式

$$T_f \leq \frac{1}{\kappa(1-n)} \ln \frac{\kappa V_0^{1-n} + \lambda}{\lambda} \quad (8)$$

2 控制设计

利用有限时间扩展状态观测器估计总扰动. 将基于切换模型的变换误差与自适应非奇异快速终端滑模控制相结合, 采用前馈补偿方法, 开发了该控制器. 控制过程如图 2 所示。

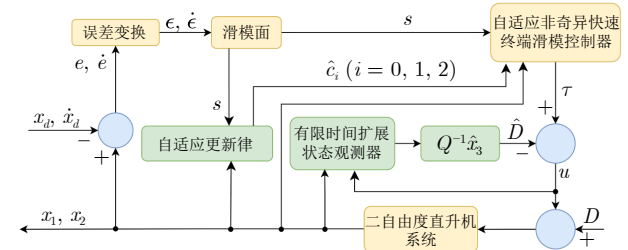


图 2 所设计控制器的框图

Fig.2 Block diagram for the proposed controller

2.1 有限时间扩展状态观测器的设计

考虑到系统的所有不确定性和外部干扰, 重新定义式 (3) 中的 \dot{x}_2 为

$$\dot{x}_2 = P(x) + Q(x)u + D \quad (9)$$

其中 $D = \Delta P(x) + d$ 表示总扰动。

假设 3^[40]. D 及其导数的上界表示为

$$|D| = D_c \leq c_0 + c_1|x_1| + c_2|x_2|^2, \quad |\dot{D}| \leq D_t \quad (10)$$

其中 D_e 、 D_t 、 c_0 、 c_1 和 c_2 为正常数.

通过引入状态 $x_3 = D$, 可以重写系统模型式 (3) 为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = P(x) + Q(x)u + x_3 \\ \dot{x}_3 = \Theta(t) \end{cases} \quad (11)$$

其中 $\Theta(t) = [\Theta_1(t), \Theta_2(t)]^T$, $|\Theta_\varkappa(t)| \leq D_t$, $\varkappa = 1, 2$.

构造有限时间扩展状态观测器以观察总扰动

$$\begin{cases} \dot{\hat{x}}_1 = \hat{x}_2 + \beta_1 \text{sig}^{\frac{\gamma+1}{2}}(x_1 - \hat{x}_1) \\ \dot{\hat{x}}_2 = \hat{x}_3 + \beta_2 \text{sig}^{\frac{\gamma+1}{2}}(x_1 - \hat{x}_1) + P(x) + Q(x)u \\ \dot{\hat{x}}_3 = \beta_3 \text{sig}^\gamma(x_1 - \hat{x}_1) \end{cases} \quad (12)$$

其中 $\gamma \in (0, 1)$; $\text{sig}^\omega(x) = (\text{sgn}(x))|x|^\omega$; \hat{x}_j 为 x_j 的估计值, $j = 1, 2, 3$; β_j 为观测器的增益. 将系统观测误差定义为 $z_j = x_j - \hat{x}_j$, 可将有限时间扩展状态观测器的误差动力学方程写成

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 - \beta_1 \text{sig}^{\frac{\gamma+1}{2}}(z_1) \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_2 \text{sig}^{\frac{\gamma+1}{2}}(z_1) \\ \dot{z}_3 = \Theta(t) - \beta_3 \text{sig}^\gamma(z_1) \end{cases} \quad (13)$$

引理 2^[41]. 在满足假设 3 的情况下, 常数 β_1 、 β_2 、 $\beta_3 > 0$, $t_s > 0$ 和 $0 < \gamma < 1$ 的存在使得

$$\|z\| \leq \frac{\psi D_t}{\sigma_{\min}\{A_1\} \cdot \sigma_{\min}\{L\}}, \quad \forall t > t_s \quad (14)$$

其中 $\sigma_{\min}\{\cdot\}$ 为矩阵的最小奇异值; $z = [\text{sig}^{(\gamma+1)/2}(z_1), z_2, z_3]^T$ 和 $\psi = \sqrt{\beta_3^2 + 4}$; A_1 和 L 表示如下

$$A_1 = \begin{bmatrix} \beta_1 & -1 & 0 \\ \beta_2 & 0 & -1 \\ \beta_3 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad L = \begin{bmatrix} a_1 & -\beta_2 & -\beta_3 \\ -\beta_2 & 2 & 0 \\ -\beta_3 & 0 & 2 \end{bmatrix} \quad (15)$$

其中, $a_1 = 2\beta_1/(\gamma+1) + \beta_2^2 + \beta_3^2$.

因此, 适当设置 β_1 、 β_2 和 β_3 可以使 $\psi D_t \ll \sigma_{\min}\{A_1\} \cdot \sigma_{\min}\{L\}$. 在有限的时间内, z 可以实现快速衰减并收敛到一个小值. 观测误差 z_1 满足

$$|z_1| \leq \left(\frac{\psi D_t}{\sigma_{\min}\{A_1\} \cdot \sigma_{\min}\{L\}} \right)^{\frac{2}{\gamma+1}} = \zeta^{\frac{2}{\gamma+1}} \quad (16)$$

其中, ζ 表示一个小的正常数.

2.2 规定性能函数设计与误差转换

期望轨迹为 $x_d = [\theta_d, \varphi_d]^T \in \mathbf{R}^2$, 系统的跟踪误差表示为

$$e = x_1 - x_d = \begin{bmatrix} e_1 \\ e_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \theta - \theta_d \\ \varphi - \varphi_d \end{bmatrix} \quad (17)$$

系统 $e_i(t)$ ($i = 1, 2$) 的跟踪误差遵循下面规定的性能约束

$$-\rho_i(t) < e_i(t) < \rho_i(t) \quad (18)$$

常用的性能函数表示为

$$\rho(t) = (\rho_0 - \rho_\infty)e^{-\Lambda t} + \rho_\infty \quad (19)$$

其中 $\rho(0) = \rho_0$, $\rho(\infty) = \rho_\infty$ 和 $\Lambda > 0$.

注 1. 式 (19) 的收敛速度由指数项 $e^{-\Lambda t}$ 决定. 虽然 Λ 的值对收敛速度有直接影响, 但达到收敛所需的确切时间仍然未知.

为了解决上述问题, 基于文献 [37], 设计如下性能函数

$$\rho(t) = \begin{cases} (\rho_0 - \rho_\infty) \left(\frac{T-t}{T} \right)^{\frac{1}{\Upsilon}} + \rho_\infty, & 0 \leq t < T \\ \rho_\infty, & t \geq T \end{cases} \quad (20)$$

其中 $\Upsilon \in (0, 1)$, $\rho_0 = [\rho_{01}, \rho_{02}]^T$, $\rho_\infty = [\rho_{\infty 1}, \rho_{\infty 2}]^T$, T 为规定时间. 考虑性能函数的特点, 可以得到 $\lim_{t \rightarrow T} \dot{\rho}(t) = 0$, $\lim_{t \rightarrow T} \ddot{\rho}(t) = 0$.

注 2. 图 3 绘制了性能函数 $\rho(t)$ 在不同预设切换时间 T 下的轨迹. 如图所示, 所有曲线均平滑过渡至稳态值, 且在切换点 T 附近无任何尖角或跳变. 这种光滑的特征表明, 函数在切换点处的一阶导数是连续的. 这一性质保证了基于此函数设计的控制器具有良好的平滑性.

传统的规定性能控制方法要求初始误差 $e_i(0)$

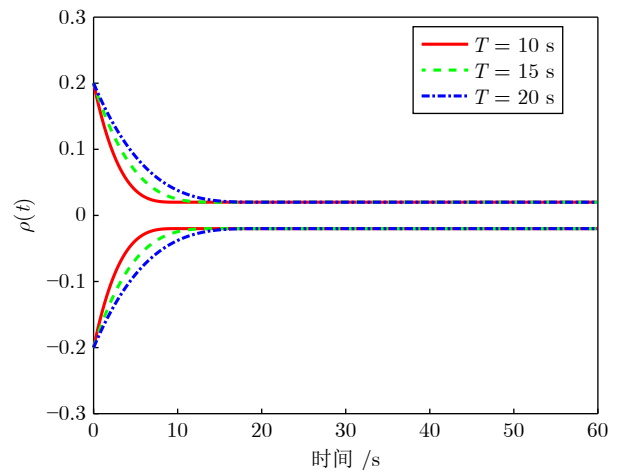


图 3 不同切换时间下的性能函数

Fig. 3 Performance function under different switching time

服从条件 $-\rho_i(0) < e_i(0) < \rho_i(0)$, 这意味着初始误差必须限制在规定的约束范围内. 因此, 为了克服这种情况, 引入切换函数 $U(t)$ 为

$$U(t) = \begin{cases} e^{-\iota(t-T_k)^2}, & 0 \leq t < T_k \\ 1, & t \geq T_k \end{cases} \quad (21)$$

其中 T_k 表示切换时间; ι 为较大的正常数; 当 $t \in [0, T_k)$ 时有 $U(t) \rightarrow 0$, 当 $t \in [T_k, +\infty)$ 时有 $U(t) = 1$.

定义 $E_i(t) = U(t)e_i(t)$, $i = 1, 2$. 对 $E_i(t)$ 进行如下转化

$$E_i(t) = \Xi_i(\epsilon_i)\rho_i(t) \quad (22)$$

其中 $\Xi_i(\epsilon_i)$ 是误差变换函数且满足

$$\Xi_i(\epsilon_i) = \frac{e^{\epsilon_i} - 1}{1 + e^{\epsilon_i}} \quad (23)$$

其中 ϵ_i 是不受约束的转换误差. 根据式 (23), 函数 $\Xi_i(\epsilon_i)$ 满足

$$\lim_{\epsilon_i \rightarrow +\infty} \Xi_i(\epsilon_i) = 1, \quad \lim_{\epsilon_i \rightarrow -\infty} \Xi_i(\epsilon_i) = -1 \quad (24)$$

根据式 (22) 和式 (23), 变换后的误差显示

$$\epsilon_i = \Xi^{-1} \left[\frac{E_i(t)}{\rho_i(t)} \right] = \ln \frac{1 + \frac{E_i(t)}{\rho_i(t)}}{1 - \frac{E_i(t)}{\rho_i(t)}} \quad (25)$$

定理 1. 如果 $-\rho_i(0) < E_i(0) < \rho_i(0)$ 和 $\epsilon_i(t)$ 有界, 则 $-\rho_i(t) < E_i(t) < \rho_i(t)$ 对整个范围 $t \in [0, \infty)$ 有效.

证明. $-\rho_i(0) < E_i(0) < \rho_i(0)$ 明显成立, 接下来需要证明 $-\rho_i(t) < E_i(t) < \rho_i(t)$ 满足所有 $t \in (0, \infty)$. 通过定义 $r_i(t) = E_i(t)/\rho_i(t)$, 原来的问题就变成了 $-1 < r_i(t) < 1$. 假设 $r_i(t_1) \leq -1$ 或 $r_i(t_1) \geq 1$, 通过连续函数中值定理, 存在一个时间常数 t_2 满足 $0 < t_2 < t_1$, 使得 $r_i(t_2) = 1$ 或 $r_i(t_2) = -1$. 结果是 $\epsilon_i(t_2) = \infty$, 与 $\epsilon_i(t)$ 的有界性相矛盾. 因此, 当 $t \in [0, \infty)$ 时, 不等式 $-\rho_i(t) < E_i(t) < \rho_i(t)$ 成立. \square

根据前面的分析, 认为 $-\rho_i(0) < E_i(0) < \rho_i(0)$ 和 $\epsilon_i(t)$ 是有界的, 可以得到

$$-\rho_i(t) < E_i(t) < \rho_i(t) \quad (26)$$

基于式 (26), 可以得到进一步的结果为

$$-\frac{\rho_i(t)}{U(t)} < e_i(t) < \frac{\rho_i(t)}{U(t)} \quad (27)$$

注 3. 从式 (27) 和 $U(t)$ 的特性可以看出, 当 $t \in [0, T_k)$ 时, $-\infty < e_i(t) < +\infty$; 当 $t \in [T_k, +\infty)$ 时, $-\rho_i(t) < e_i(t) < \rho_i(t)$. 显然, 该研究消除了初始误差约束, 为控制初始误差无法预先确定的实际系

统提供了重要的好处.

得到 ϵ_i 的导数如下

$$\dot{\epsilon}_i = l_i \left(\dot{E}_i - \frac{\dot{\rho}_i}{\rho_i} E_i \right) \quad (28)$$

其中 l_i 为

$$l_i = \frac{1}{\rho_i + E_i} - \frac{1}{E_i - \rho_i} \quad (29)$$

通过对式 (28) 求导, 可以得到

$$\ddot{\epsilon}_i = \dot{l}_i \left(\dot{E}_i - \frac{\dot{\rho}_i}{\rho_i} E_i \right) - l_i \frac{\dot{E}_i \dot{\rho}_i \rho_i + E_i \ddot{\rho}_i \rho_i - E_i \dot{\rho}_i^2}{\rho_i^2} + l_i \ddot{E}_i \quad (30)$$

E_i 的一阶导数和二阶导数由下面的表达式给出

$$\dot{E}_i = \dot{U}e_i + U\dot{e}_i, \quad \ddot{E}_i = \ddot{U}e_i + 2\dot{U}\dot{e}_i + U\ddot{e}_i \quad (31)$$

2.3 自适应非奇异快速终端滑模控制设计

选择滑模面为

$$s = \epsilon + k_1|\epsilon|^\alpha \text{sgn}(\epsilon) + k_2\dot{\epsilon} \quad (32)$$

其中 $k_1 > 0$, $k_2 > 0$ 和 $1 < \alpha < 2$.

对滑模变量 s 求导, 得到

$$\dot{s} = \dot{\epsilon} + \alpha k_1|\epsilon|^{\alpha-1}\dot{\epsilon} + k_2\ddot{\epsilon} \quad (33)$$

按照滑模控制的设计方法, 控制律包括等效控制律 u_{eq} 和切换控制律 u_{sw} . 为了设计等效控制律 u_{eq} , 可以将式 (33) 重写为

$$\dot{s} = H(P(x) + Q(x)u_{eq}) + \Gamma E + \Pi \dot{E} + G \quad (34)$$

其中 $H = \text{diag}\{H_1, H_2\} = \text{diag}\{k_2U_1l_1, k_2U_2l_2\}$, $E = [E_1, E_2]^T$, $\dot{E} = [\dot{E}_1, \dot{E}_2]^T$, $\Gamma = \text{diag}\{\Gamma_1, \Gamma_2\}$, $\Pi = \text{diag}\{\Pi_1, \Pi_2\}$ 和 $G = [G_1, G_2]^T$. Γ_i , Π_i 和 G_i ($i = 1, 2$) 表示为

$$\begin{cases} \Gamma_i = -\frac{(1 + \alpha k_1|\epsilon_i|^{\alpha-1})l_i\dot{\rho}_i}{\rho_i} - \frac{k_2\dot{l}_i\dot{\rho}_i}{\rho_i} - \\ \frac{k_2l_i\ddot{\rho}_i}{\rho_i} + \frac{k_2l_i\dot{\rho}_i^2}{\rho_i^2} \\ \Pi_i = (1 + \alpha k_1|\epsilon_i|^{\alpha-1})l_i - k_2\frac{l_i\dot{\rho}_i}{\rho_i} + k_2\dot{l}_i \\ G_i = k_2l_i(\ddot{U}e_i + 2\dot{U}\dot{e}_i - U\ddot{x}_{di}) \end{cases} \quad (35)$$

其中, \ddot{x}_{di} 为期望轨迹的二阶导数. 等效控制律 u_{eq} 是基于 $\dot{s} = 0$ 设计的, 且设计过程中不考虑总扰动的影响, 其目的是使系统状态保持在滑模面上. 接下来给出等效控制律 u_{eq} 的表达式

$$u_{eq} = -Q(x)^{-1} \left(P(x) + H^{-1}(\Gamma E + \Pi \dot{E} + G) \right) \quad (36)$$

切换控制律 u_{sw} 用于处理不确定性和扰动以及强迫系统状态到达滑模面. 考虑 $\tanh(x)$ 的平滑切换特性, 可将切换控制律 u_{sw} 设计为

$$u_{sw} = -Q^{-1}(\xi_1 s + (\xi_2 + \hat{c}_0 + \hat{c}_1|x_1| + \hat{c}_2|x_2|^2) \tanh(s)) \quad (37)$$

其中 ξ_1 和 ξ_2 是两个正常数; \hat{c}_i 为 c_i ($i = 0, 1, 2$) 的估计值, 其自适应更新律如下所示

$$\dot{\hat{c}}_0 = |s|, \quad \dot{\hat{c}}_1 = |s||x_1|, \quad \dot{\hat{c}}_2 = |s||x_2|^2 \quad (38)$$

注 4. 自适应更新律 (38) 是基于假设 3 中扰动上界的结构设计的, 通过引入 $|x_1|$ 和 $|x_2|^2$ 作为权重, 使得估计值能实时跟踪扰动变化. 同时这种对应关系在李雅普诺夫分析中至关重要, 它能够消除导数中的交叉项, 以简化稳定性证明并确保负定性.

通过合并式 (36) 和式 (37) 得到自适应非奇异快速终端滑模控制律

$$\tau = u_{eq} + u_{sw} \quad (39)$$

通过引入有限时间扩展状态观测器, 总体控制律为

$$u = \tau - \hat{D} \quad (40)$$

其中 $\hat{D} = Q^{-1}\hat{x}_3$ 表示 D 的估计值.

因此, 提出的控制律为

$$u = -Q^{-1}\left(P(x) + H^{-1}(\Gamma E + \Pi \dot{E} + G) + \xi_1 s + (\xi_2 + \hat{c}_0 + \hat{c}_1|x_1| + \hat{c}_2|x_2|^2) \tanh(s) + \hat{x}_3\right) \quad (41)$$

3 稳定性分析

考虑下面的 Lyapunov 函数

$$V_1 = \frac{1}{2}s^T H^{-1}s + \frac{1}{2}(\tilde{c}_0^T \tilde{c}_0 + \tilde{c}_1^T \tilde{c}_1 + \tilde{c}_2^T \tilde{c}_2) \quad (42)$$

其中 $\tilde{c}_i = \hat{c}_i - c_i$, $i = 0, 1, 2$.

将提出的控制器由式 (41) 代入式 (33) 后, 式 (33) 可以重新表示为

$$\dot{s} = H(z_3 - \xi_1 s - (\xi_2 + \hat{c}_0 + \hat{c}_1|x_1| + \hat{c}_2|x_2|^2) \tanh(s)) \quad (43)$$

建立式 (42) 的导数为

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &= \frac{1}{2}s^T \dot{H}^{-1}s + s^T H^{-1}\dot{s} + \tilde{c}_0^T \dot{\tilde{c}}_0 + \tilde{c}_1^T \dot{\tilde{c}}_1 + \tilde{c}_2^T \dot{\tilde{c}}_2 = \\ &= \frac{1}{2}s^T \dot{H}^{-1}s + s^T (z_3 - \xi_1 s - (\xi_2 + \hat{c}_0 + \hat{c}_1|x_1| + \hat{c}_2|x_2|^2) \tanh(s)) + (\hat{c}_0 - c_0)^T \dot{\hat{c}}_0 + \\ &+ (\hat{c}_1 - c_1)^T \dot{\hat{c}}_1 + (\hat{c}_2 - c_2)^T \dot{\hat{c}}_2 \leq \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &- \sum_{j=1}^2 \left(\left(\xi_1 - \frac{1}{2}|\dot{H}_j^{-1}| \right) |s_j|^2 + (\xi_2 + \hat{c}_{0j} + \hat{c}_{1j}|x_{1j}| + \hat{c}_{2j}|x_{2j}|^2) |s_j| - |z_{3j}| |s_j| + (c_{0j} + c_{1j}|x_{1j}| + c_{2j}|x_{2j}|^2) |s_j| - (\hat{c}_{0j} - c_{0j})\dot{\hat{c}}_{0j} - (\hat{c}_{1j} - c_{1j})\dot{\hat{c}}_{1j} - (\hat{c}_{2j} - c_{2j})\dot{\hat{c}}_{2j} \right) \leq \\ &- \sum_{j=1}^2 \left((\xi_2 + c_{0j} + c_{1j}|x_{1j}| + c_{2j}|x_{2j}|^2 - |z_{3j}|) |s_j| + \left(\xi_1 - \frac{1}{2}|\dot{H}_j^{-1}| \right) |s_j|^2 + (c_{0j} - \hat{c}_{0j})(\dot{\hat{c}}_{0j} - |s_j|) + (c_{1j} - \hat{c}_{1j})(\dot{\hat{c}}_{1j} - |s_j||x_{1j}|) + (c_{2j} - \hat{c}_{2j})(\dot{\hat{c}}_{2j} - |s_j||x_{2j}|^2) \right) \leq \end{aligned} \quad (44)$$

将式 (38) 代入式 (44), 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_1 &\leq - \sum_{j=1}^2 \left((\xi_2 + D_c - |z_{3j}|) |s_j| + \left(\xi_1 - \frac{1}{2}|\dot{H}_j^{-1}| \right) |s_j|^2 \right) \leq \\ &- \sum_{j=1}^2 (k_{3,j}|s_j| + k_{4,j}|s_j|^2) \leq \\ &- \sum_{j=1}^2 (k_{3,j}|H_j^{\frac{1}{2}}||H_j^{-\frac{1}{2}}||s_j| + k_{4,j}|H_j||H_j^{-1}||s_j|^2) \end{aligned} \quad (45)$$

其中 $k_{3,j} = \xi_2 + D_c - |z_{3j}|$ 和 $k_{4,j} = (\xi_1 - (1/2)|\dot{H}_j^{-1}|)$.

定义 $V_2 = (1/2)s^T H^{-1}s = V_1 - (1/2)(\tilde{c}_0^T \tilde{c}_0 + \tilde{c}_1^T \tilde{c}_1 + \tilde{c}_2^T \tilde{c}_2)$. 为保证闭环系统持续稳定, 参数 ξ_1 和 ξ_2 应满足 $\xi_1 > (1/2)|\dot{H}_j^{-1}|$, $\xi_2 + D_c > \sup_{t>t_s} |z_{3j}|$ ($j = 1, 2$). $H_c = \min(|H_j|)$ ($j = 1, 2$), $k_{3,\min} = \min(k_{3,j})$ ($j = 1, 2$), $k_{4,\min} = \min(k_{4,j})$ ($j = 1, 2$). 求导 V_2 , 得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + \sum_{i=0}^2 (c_i - \hat{c}_i)^T \dot{\hat{c}}_i \leq \\ &- \delta_1 V_2 - \delta_2 V_2^{\frac{1}{2}} + \sum_{i=0}^2 \sum_{j=1}^2 (c_{ij} - \hat{c}_{ij}) \dot{\hat{c}}_{ij} \end{aligned} \quad (46)$$

其中 $\delta_1 = 2H_c k_{4,\min} > 0$ 和 $\delta_2 = \sqrt{2}H_c^{\frac{1}{2}} k_{3,\min} > 0$.

从式 (38) 可以看出, $\dot{\hat{c}}_{ij}$ 相对于 t 是不减小的. 因此, 对于自适应参数, 需要考虑两种情况.

在第一种情况下, 自适应参数的初始估计 $\hat{c}_{ij}(0)$ 满足 $\hat{c}_{ij}(0) < c_{ij}$. 考虑到 $\dot{\hat{c}}_{ij} \geq 0$ 和 $\hat{c}_{ij}(0) < c_{ij}$, 存在一个有限的时间 $T_1 > 0$, 使得 $\hat{c}_{ij}(t) \geq c_{ij}$ 对于

$t \geq T_1$ 是成立的. 因此, 在 $t \geq T_1$ 时, 有 $(c_{ij} - \hat{c}_{ij})\dot{\hat{c}}_{ij} \leq 0$.

在第二种情况下, 自适应参数的初始估计 $\hat{c}_{ij}(0)$ 满足 $\hat{c}_{ij}(0) \geq c_{ij}$. 既然 $\dot{\hat{c}}_{ij} \geq 0$, 则推断当 $t \geq 0$ 时, $\hat{c}_{ij}(t) \geq c_{ij}$. 进一步当 $t \geq 0$ 时, 有 $(c_{ij} - \hat{c}_{ij})\dot{\hat{c}}_{ij} \leq 0$. 因此, 存在一个有限时间 $T_2 > 0$, 使得当 $t \geq T_2$ 时, 有 $(c_{ij} - \hat{c}_{ij})\dot{\hat{c}}_{ij} \leq 0$.

结合这两种情况, 可以找到一个有限的时间 $T'_f = \max\{T_1, T_2\}$, 使得 $(c_{ij} - \hat{c}_{ij})\dot{\hat{c}}_{ij} \leq 0$ 在 $t \geq T'_f$ 时成立. 然后可以把式 (46) 写成

$$\dot{V}_2 \leq -\delta_1 V_2 - \delta_2 V_2^{\frac{1}{2}}, \quad t \geq T'_f \quad (47)$$

根据引理 1, 可以保证系统在有限时间内达到稳定. 稳定时间 T_f 满足 $T_f \geq T'_f$, 且可表示为

$$T_f \leq \frac{2}{\delta_1} \ln \left[\frac{\delta_1}{\delta_2} V_0^{\frac{1}{2}} + 1 \right] \quad (48)$$

4 数值仿真

为了验证所提控制方法的有效性和可行性, 在 Quanser 二自由度直升机上进行了对比仿真. 系统参数配置如表 1 所示.

表 1 系统参数
Table 1 System parameters

参数	数值	单位	参数	数值	单位
J_p	0.0232	kg·m ²	L_m	0.0071	m
J_y	0.0238	kg·m ²	K_{pp}	0.0011	N·m/V
M	1.0750	kg	K_{py}	0.0022	N·m/V
D_p	0.0071	N/V	K_{yp}	-0.0027	N·m/V
D_y	0.0220	N/V	K_{yy}	0.0022	N·m/V

$x_d = [\theta_d, \varphi_d] = [(\pi/18)\sin(t), (\pi/12)\sin(t)]^T$ 为期望轨迹, 模型不确定性设为 $\Delta P = -0.2P$. 为了验证所提控制方法的鲁棒性, 在系统中加入复杂的外部干扰

$$d = \begin{cases} 0, & t \leq 3 \text{ s} \\ \begin{bmatrix} 0.3 \sin(t) + 0.5 \cos(t) \\ 0.2 \cos(t) + 0.6 \sin(t) \end{bmatrix}, & t > 3 \text{ s} \end{cases} \quad (49)$$

在所提控制方法下, 有限时间扩展状态观测器的参数分别为 $\beta_1 = 30$ 、 $\beta_2 = 300$ 、 $\beta_3 = 1000$ 和 $\gamma = 0.8$; 所提控制器的增益选择为 $\alpha = 1.5$ 、 $k_1 = 1$ 、 $k_2 = 0.08$ 、 $\xi_1 = 6$ 和 $\xi_2 = 6$. 对于性能函数 $\rho(t)$ 和切换函数 $U(t)$, 选择 $\rho_0 = [0.20, 0.15]^T$ 、 $\rho_\infty = [0.005, 0.005]^T$ 、 $T = 2$ 、 $\Upsilon = 0.2$ 、 $\iota = 10$ 和 $T_k = 1$.

为了便于与所提控制策略进行比较和分析,

本研究还设计了传统的规定性能控制策略^[42]和基于扩展状态观测器的非奇异快速终端滑模控制^[43]. 三种控制策略的仿真比较结果如图 4~5 所示.

4.1 情形 1

在这种情形下, 设置初始值 $x_1(0) = [0.1, 0.1]^T$ 来模拟初始误差在约束范围内的情况. 图 4(a)~4(e) 展示了在情形 1 中所提出的控制器、传统规定性能控制和非奇异快速终端滑模控制之间的控制性能比较. 图 4(a) 描述 θ 和 φ 的跟踪情况; 图 4(b) 显示跟踪误差幅度; 图 4(c) 记录控制输入轨迹; 图 4(d) 记录滑模面的收敛情况; 图 4(e) 描述观测器对总扰动的观测结果.

仿真结果表明, 在总扰动和约束条件内的初始误差影响下, 三种控制方案均具有满意的控制性能. 从图 4(b) 可以看出, 传统规定性能控制和非奇异快速终端滑模控制的跟踪误差在规定时间内都没有收敛到规定性能, 非奇异快速终端滑模控制的跟踪误差波动更大. 相比之下, 所提出控制器的跟踪误差很快收敛到规定的性能. 从图 4(d) 可以看出, 所提出控制器的滑模面收敛速度比非奇异快速终端滑模控制更快, 在遇到外部干扰时只有轻微的超调, 并且重新收敛速度很快. 有限时间扩展状态观测器的观测结果比扩展状态观测器的观测结果更准确. 总之, 这些结果证实了所提出控制方法在遵守规定性能约束的情况下能够实现精确轨迹跟踪的有效性和快速性.

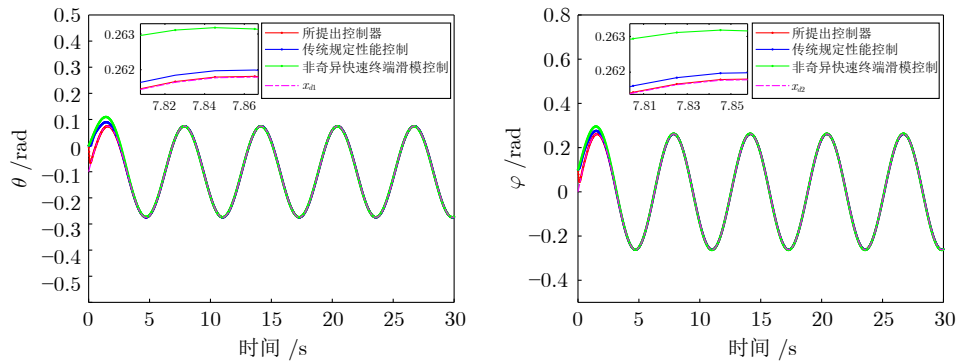
4.2 情形 2

在这种情形下, 设置初始值 $x_1(0) = [0.3, 0.3]^T$ 来模拟初始误差超出限制的情况. 图 5 分别给出了在情形 2 下所提控制器、传统规定性能控制和非奇异快速终端滑模控制的控制性能比较. 同样地, 图 5(a) 展示了轨迹跟踪效果, 图 5(b) 比较了跟踪误差幅度, 图 5(c) 描述了控制输入轨迹, 图 5(d) 比较了滑模面的收敛性, 图 5(e) 显示了观测器对总扰动的观测结果.

从情形 1 和情形 2 中, 可以看出在受到复杂的外部干扰和情形 1 中的约束范围内初始误差的影响下, 三种控制方案均具有满意的控制性能, 且所提控制器的控制性能略优于传统规定性能控制和非奇异快速终端滑模控制. 然而, 面对初始误差超出约束范围的复杂情况, 传统规定性能控制和非奇异快速终端滑模控制的收敛速度较慢, 非奇异快速终端滑模控制的跟踪误差出现超出约束范围的情况. 相比之下, 所提出控制器保持了优异的控制性能和稳

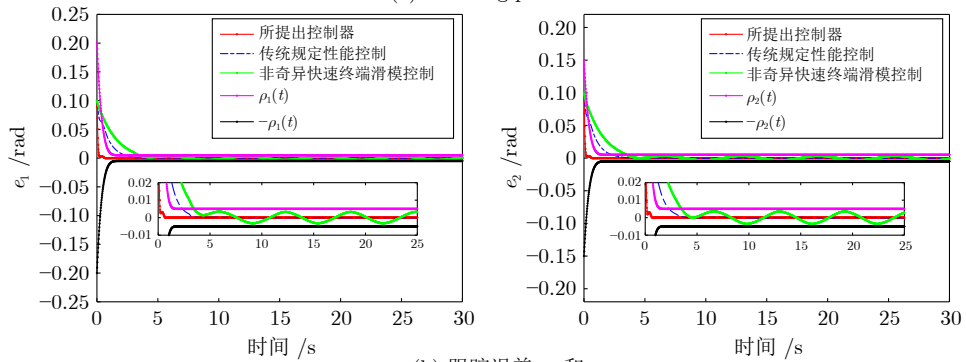
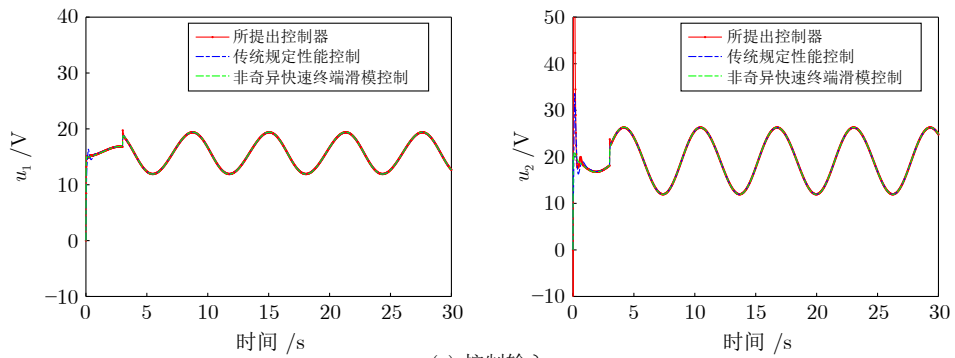
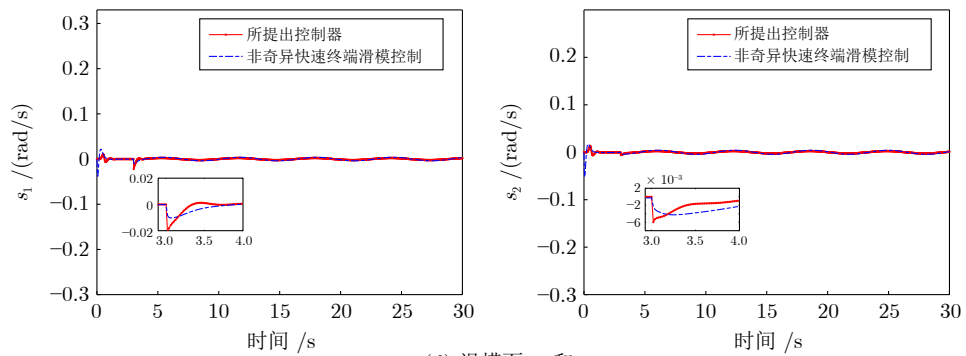
定性, 明显优于其他两种方法, 并且比非奇异快速终端滑模控制方法更快地收敛到滑模面. 在这两种情形下, 与有限时间扩展状态观测器相比, 扩展状

态观测器的观测结果具有明显的滞后和较低的精度. 综上所述, 所提控制方法在面对任意初始误差和复杂外部干扰时仍能保持轨迹跟踪的准确性, 从



(a) 跟踪性能

(a) Tracking performance

(b) 跟踪误差 e_1 和 e_2 (b) Tracking errors e_1 and e_2 (c) 控制输入 u (c) Control input u (d) 滑模面 s_1 和 s_2 (d) Sliding mode surface s_1 and s_2

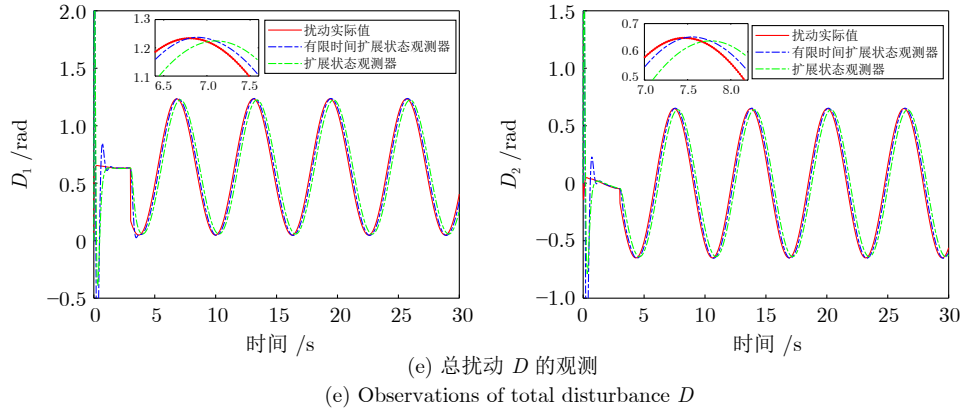
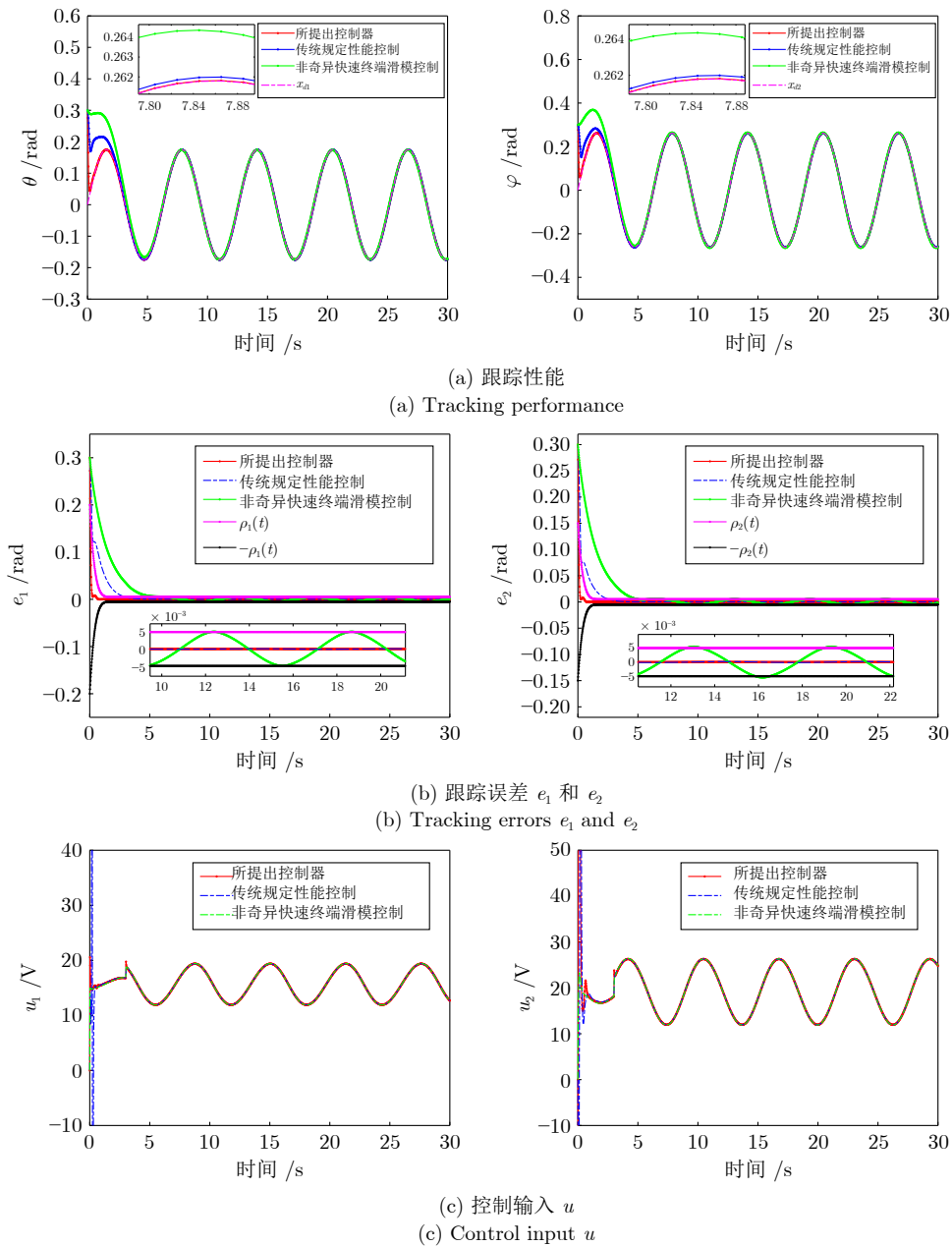


图 4 在情形 1 下, 所提出控制器与另外两种控制器的控制性能

Fig.4 Control performance of the proposed controller and the other two controllers in case 1



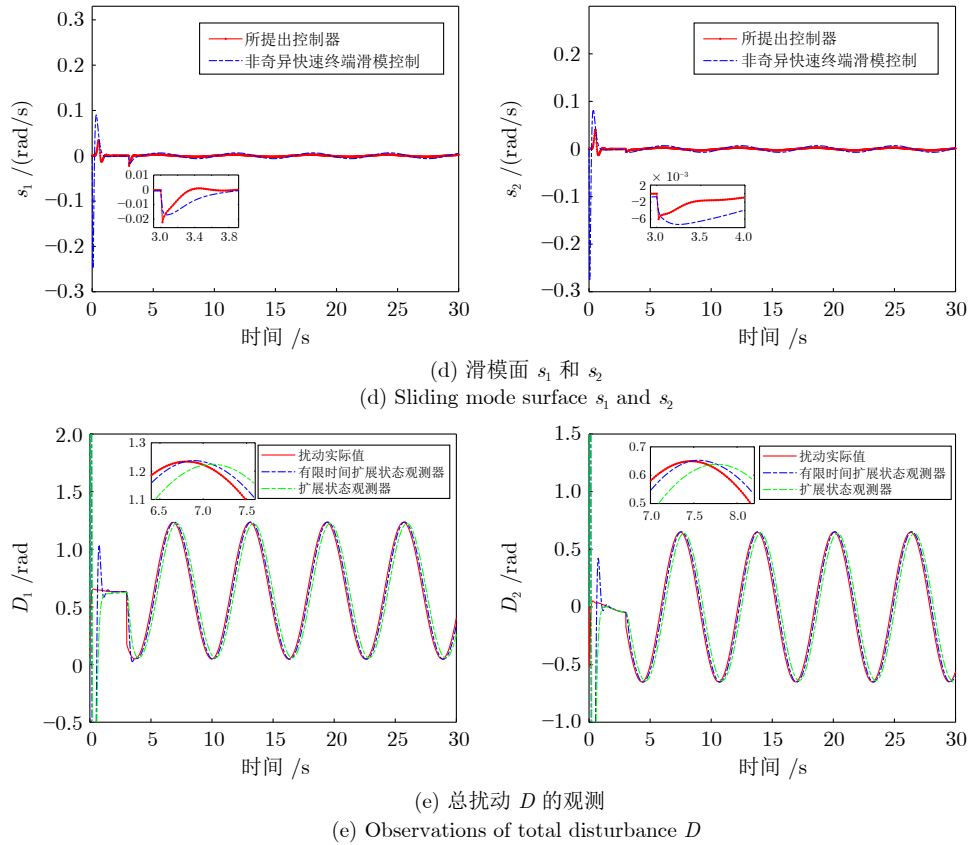


图 5 在情形 2 下, 所提出控制器与另外两种控制器的控制性能

Fig.5 Control performance of the proposed controller and the other two controllers in case 2

而证实了其有效性和优越性.

5 实验结果

本节利用 Quanser Aero 2 平台进行实验, 进一步验证所提控制算法的有效性. 用风扇吹动装置, 模拟未知的外部干扰. 实验平台的输入电压限制在 $-24\text{ V} \sim +24\text{ V}$, 所使用的实验平台如图 6 所示.

对于性能函数 $\rho(t)$ 和切换函数 $U(t)$, 选择 $\rho_0 =$

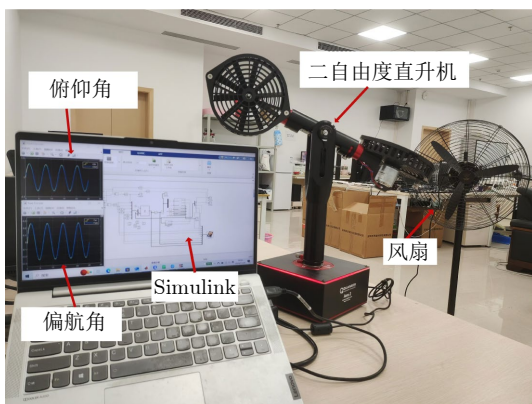


图 6 实验设备

Fig.6 Experiment setup

$[0.20, 0.20]^T$ 、 $\rho_\infty = [0.02, 0.02]^T$ 、 $T = 6$ 、 $\Upsilon = 0.4$ 、 $\iota = 10$ 和 $T_k = 1$. 图 7(a) 表明, 所提控制方法的跟踪性能优于另外两种方法. 然后, 从图 7(b) 中可以看出, 传统规定性能控制和非奇异快速终端滑模控制的跟踪误差都出现了越界. 相比之下, 所提控制策略的跟踪误差在跟踪过程中波动较小, 且始终保持在约束范围内. 图 7(c) 描述了实际输入电压的变化情况. 此外, 图 7(d) 展示了滑模面的收敛性. 图 7(e) 显示了有限时间扩展状态观测器和扩展状态观测器对于未知扰动的估计.

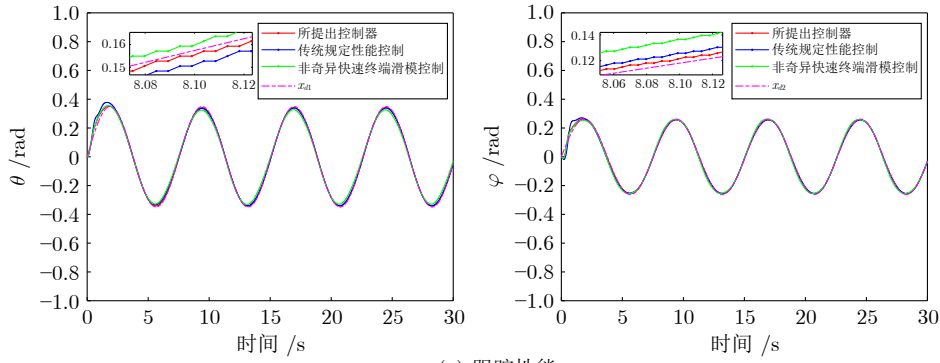
实验结果表明, 所提出控制方法在满足严格性能要求的同时具有良好的跟踪效果, 在实际系统中是可行的.

6 结束语

本文针对具有外部扰动的不确定二自由度直升机系统, 设计了一种基于有限时间扩展状态观测器的自适应规定性能控制. 所提出控制器使系统的跟踪误差在规定时间内收敛到规定精度, 并消除了初始误差的限制. 引入的有限时间扩展状态观测器对控制律进行前馈补偿, 从而实现了总扰动的实时

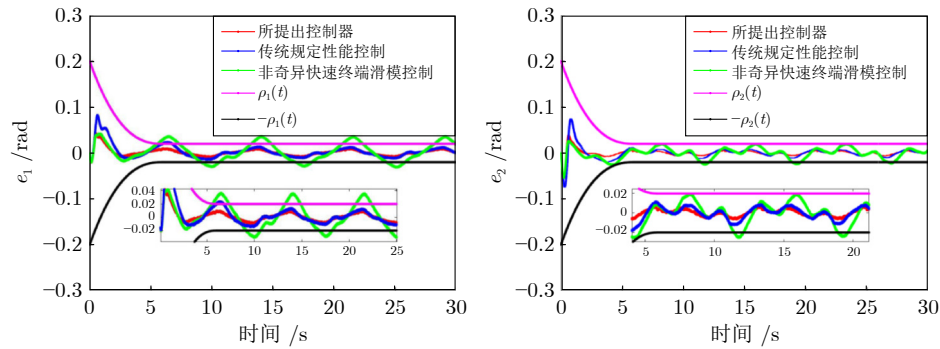
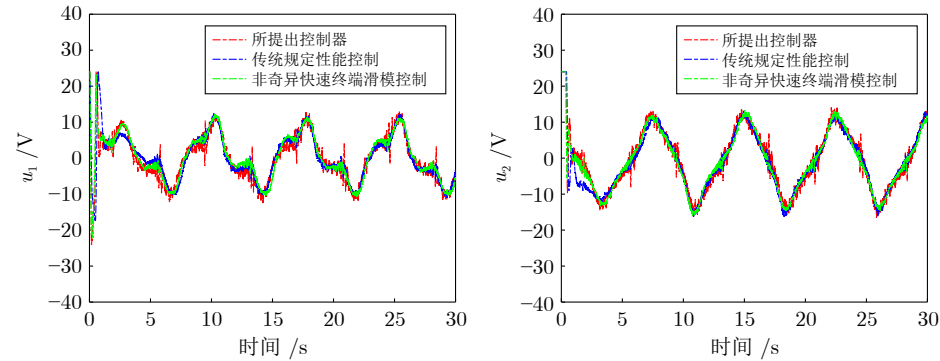
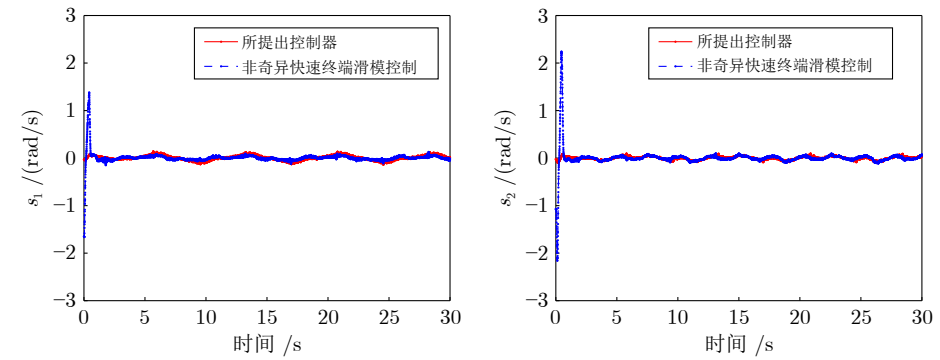
抑制. 系统的稳定性通过李雅普诺夫稳定性理论证明. 此外, 经仿真与实验的多方法对比检验, 所提控

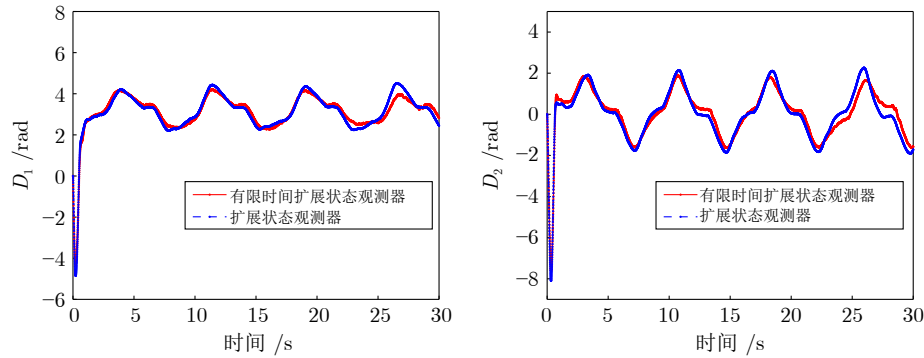
制算法的可靠性与优越性得到充分证明. 未来的研究工作将致力于进一步提升控制系统的自适应能力



(a) 跟踪性能

(a) Tracking performance

(b) 跟踪误差 e_1 和 e_2 (b) Tracking errors e_1 and e_2 (c) 控制输入 u (c) Control input u (d) 滑模面 s_1 和 s_2 (d) Sliding mode surface s_1 and s_2



(e) 总扰动 D 的观测
(e) Observations of total disturbance D

图 7 所提出控制器与另外两种控制器的控制性能

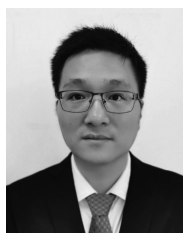
Fig.7 Control performance of the proposed controller and the other two controllers

与鲁棒性能, 并着力解决在多约束耦合复杂环境下的控制问题。

参考文献

- Shen H, Yu X, Yan H C, Park J H, Wang J. Robust fixed-time sliding mode attitude control for a 2-DOF helicopter subject to input saturation and prescribed performance. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2025, **11**(1): 1223–1233
- Lv Mao-Long, Ding Chen-Bo, Han Hao-Ran, Duan Hai-Bin. Autonomous perception-planning-control strategy based on deep reinforcement learning for unmanned aerial vehicles. *Acta Automatica Sinica*, 2025, **51**(6): 1305–1319 (吕茂隆, 丁晨博, 韩浩然, 段海滨. 基于深度强化学习的无人机自主感知-规划-控制策略. *自动化学报*, 2025, **51**(6): 1305–1319)
- Zhu Ji-Hong, Zhang Xiao-Jun, Yang Yun-Jie, Yuan Xia-Ming. Attitude control of tilt-rotor unmanned aerial vehicle based on fixed-time model reference method. *Acta Automatica Sinica*, 2025, **51**(5): 972–984 (朱纪洪, 张骁骏, 杨赞杰, 袁夏明. 基于固定时间模型参考方法的倾转旋翼无人机姿态控制. *自动化学报*, 2025, **51**(5): 972–984)
- Chen Mou, Liu Wei, Zhang Peng. Distributed collision avoidance tracking control for quadrotor cooperative suspension system under performance constraints. *Acta Automatica Sinica*, 2024, **50**(12): 2392–2406 (陈谋, 刘伟, 张鹏. 性能约束下的四旋翼无人机协同吊挂系统分布式避碰跟踪控制. *自动化学报*, 2024, **50**(12): 2392–2406)
- Dutta L, Das D K. Adaptive model predictive control design using multiple model second level adaptation for parameter estimation of two-degree freedom of helicopter model. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2021, **31**(8): 3248–3278
- Zhao Z J, Wu J L, Liu Z J, He W, Chen C L P. Adaptive neural network control of a 2-DOF helicopter system considering input constraints and global prescribed performance. *Science China Information Sciences*, 2024, **67**(7): Article No. 172202
- Çelebi B, Bilgiç B. Optimizing TRMS stability: A multi-objective genetic algorithm approach to PID controller design. *Engineering Computations*, 2025, **42**(2): 710–721
- Topczewski S, Bibik P. LQR and LQG control of the helicopter during landing on the ship deck. *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, 2023, **95**(9): 1344–1352
- Verginis C K, Bechlioulis C P, Soldatos A G, Tsipianitis D. Robust trajectory tracking control for uncertain 3-DOF helicopters with prescribed performance. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2022, **27**(5): 3559–3569
- Singh V K, Kamal S. Prescribed-time adaptive backstepping control of an uncertain nonlinear 2-DOF helicopter. *IEEE Transactions on Circuits and Systems II: Express Briefs*, 2023, **70**(11): 4138–4142
- Li W, Yang P C, Geng K K, Zhu X Y. Fault-tolerant attitude tracking control of tandem rotor helicopter considering internal actuator saturation and external wind gust. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2023, **37**(7): 1671–1692
- Ngo T D, Sultan C. Model predictive control for helicopter shipboard operations in the ship airwakes. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2016, **39**(3): 574–589
- Zhao Z J, Zhang J, Liu Z J, Mu C X, Hong K S. Adaptive neural network control of an uncertain 2-DOF helicopter with unknown backlash-like hysteresis and output constraints. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2023, **34**(12): 10018–10027
- Zhao Z J, Zhang J, Liu Z J, He W, Hong K S. Adaptive quantized fault-tolerant control of a 2-DOF helicopter system with actuator fault and unknown dead zone. *Automatica*, 2023, **148**: Article No. 110792
- Zhao Z J, Zhang J, Chen S Y, He W, Hong K S. Neural-network-based adaptive finite-time control for a two-degree-of-freedom helicopter system with an event-triggering mechanism. *IEEE/CAA Journal of Automatica Sinica*, 2023, **10**(8): 1754–1765
- Li Y K, Chen M, Shi P, Li T. Stochastic anti-disturbance flight control for helicopter systems with switching disturbances under Markovian parameters. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2023, **59**(3): 2933–2946
- Xie Guo-Chao, Duan Na, Wan Chang-Hui, Zang Hang. Super-twisting sliding mode control for asynchronous motor based on flux online identification. *Acta Automatica Sinica*, 2025, **51**(5): 1092–1102 (谢国超, 段纳, 万昌晖, 臧航. 基于磁链在线辨识的异步电机超螺旋滑模控制. *自动化学报*, 2025, **51**(5): 1092–1102)
- Schlanbusch S M, Zhou J, Schlanbusch R. Adaptive attitude control of a rigid body with input and output quantization. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2022, **69**(8): 8296–8305
- Shen S Y, Xu J F. Trajectory tracking active disturbance rejection control of the unmanned helicopter and its parameters tuning. *IEEE Access*, 2021, **9**: 56773–56785
- Zhou B. Multi-variable adaptive high-order sliding mode quasi-optimal control with adjustable convergence rate for unmanned helicopters subject to parametric and external uncertainties.

- Nonlinear Dynamics*, 2022, **108**(4): 3671–3692
- 21 Zou T, Wu H Y, Sun W J, Zhao Z J. Adaptive neural network sliding mode control of a nonlinear two-degrees-of-freedom helicopter system. *Asian Journal of Control*, 2023, **25**(3): 2085–2094
 - 22 Zhang H M, Sun Z Y, Xu J, Han R M. Hovering control on a variable-parameters model of a small unmanned helicopter based on a backstepping sliding mode method. *Applied Sciences*, 2024, **14**(22): Article No. 10092
 - 23 Kardehi Moghaddam R, Baratpoor J. Fuzzy adaptive nonsingular terminal sliding mode control of a miniature helicopter. *Journal of Aerospace Information Systems*, 2024, **21**(2): 140–151
 - 24 Zhao L, Li Z J, Li H B, Liu B. Backstepping integral sliding mode control for pneumatic manipulators via adaptive extended state observers. *ISA Transactions*, 2024, **144**: 374–384
 - 25 Li Y M, Zhang J X, Liu W, Tong S C. Observer-based adaptive optimized control for stochastic nonlinear systems with input and state constraints. *IEEE Transactions on Neural Networks and Learning Systems*, 2022, **33**(12): 7791–7805
 - 26 Sun X D, Lin X W, Guo D, Lei G, Yao M. Improved deadbeat predictive current control with extended state observer for dual three-phase PMSMs. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2024, **39**(6): 6769–6782
 - 27 Chen H Y, Luo Y P, Liu S S, Cao J D, Zhou Y T. Extended state observer-based bounded consensus for nonlinear multi-agent systems via event-triggered impulsive control. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2025, **35**(12): 5172–5182
 - 28 Konar D, Chatterjee A. Particle swarm optimized fuzzy extended state observer design for disturbance rejection in sliding mode attitude control of a quadrotor. *Engineering Applications of Artificial Intelligence*, 2025, **157**: Article No. 111018
 - 29 Deng W X, Yao J Y. Extended-state-observer-based adaptive control of electrohydraulic servomechanisms without velocity measurement. *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2020, **25**(3): 1151–1161
 - 30 Liu X, Hu P, Chen Y. Adaptive hierarchical sliding mode control based on extended state observer for underactuated robotic system. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2024, **22**(3): 1036–1049
 - 31 Hou Q K, Ding S H. Finite-time extended state observer-based super-twisting sliding mode controller for PMSM drives with inertia identification. *IEEE Transactions on Transportation Electrification*, 2022, **8**(2): 1918–1929
 - 32 Zhang L H, Liu R H, Shi M M, Wang J M, Zhang C Y. Finite-time ESO-based two-stage robust model-free predictive control for flexible interconnecting device. *Electrical Engineering*, 2025, **107**(5): 6099–6106
 - 33 Ji R H, Ge S S, Li D Y. Saturation-tolerant prescribed control for nonlinear systems with unknown control directions and external disturbances. *IEEE Transactions on Cybernetics*, 2024, **54**(2): 877–889
 - 34 Bu X W, Jiang B X, Lei H M. Low-complexity fuzzy neural control of constrained waverider vehicles via fragility-free prescribed performance approach. *IEEE Transactions on Fuzzy Systems*, 2023, **31**(7): 2127–2139
 - 35 Zhao Z J, Zhang J, Liu Z J, Li H X, Philip Chen C L. Event-triggered adaptive neural fault-tolerant control for a 2-DOF helicopter system with prescribed performance. *Automatica*, 2024, **162**: Article No. 111511
 - 36 Zou T, Yang H H, Ma G, Li Z F, Liu S Y, Zhao Z J. Adaptive constrained control for two-degree-of-freedom helicopter system with actuator faults. *IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems*, 2024, **60**(5): 6363–6375
 - 37 Wang S S, Dai D C, Peng Z H, Tuo Y. Prescribed-time prescribed performance-based distributed formation control of surface vessels with system uncertainties. *Ocean Engineering*, 2024, **295**: Article No. 116930
 - 38 Polyakov A. Nonlinear feedback design for fixed-time stabilization of linear control systems. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2012, **57**(8): 2106–2110
 - 39 Feng Y, Yu X H, Man Z H. Non-singular terminal sliding mode control of rigid manipulators. *Automatica*, 2002, **38**(12): 2159–2167
 - 40 Du H B, Qian C J, Yang S Z, Li S H. Recursive design of finite-time convergent observers for a class of time-varying nonlinear systems. *Automatica*, 2013, **49**(2): 601–609
 - 41 Zhao D J, Yang D G. Model-free control of quad-rotor vehicle via finite-time convergent extended state observer. *International Journal of Control, Automation and Systems*, 2016, **14**(1): 242–254
 - 42 Bechlioulis C P, Rovithakis G A. Robust adaptive control of feedback linearizable MIMO nonlinear systems with prescribed performance. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 2008, **53**(9): 2090–2099
 - 43 Wu G X, Ding Y, Tahsin T, Atilla I. Adaptive neural network and extended state observer-based non-singular terminal sliding modetracking control for an underactuated USV with unknown uncertainties. *Applied Ocean Research*, 2023, **135**: Article No. 103560



赵志甲 广州大学机械与电气工程学院教授。主要研究方向为自适应控制, 学习控制, 柔性机械系统和机器人技术。

E-mail: zhjzhaoscut@163.com

(ZHAO Zhi-Jia Professor at the School of Mechanical and Electrical Engineering, Guangzhou University. His research interests include adaptive control, learning control, flexible mechanical systems, and robot technology.)



陈志臻 广州大学机械与电气工程学院硕士研究生。主要研究方向为自适应控制, 规定性能控制和机器人。

E-mail: 2112407027@e.gzhu.edu.cn

(CHEN Zhi-Zhen Master student at the School of Mechanical and Electrical Engineering, Guangzhou University. His research interests include adaptive control, prescribed performance control, and robotics.)



翁言 广州大学数学与信息科学学院博士研究生。主要研究方向为自适应控制, 学习控制, 智能控制和机器人。

E-mail: 2112207025@e.gzhu.edu.cn

(WENG Yan Ph.D. candidate at the School of Mathematics and Information Science, Guangzhou University. His research interests include adaptive control, learning control, intelligent control, and robotics.)



马 鸽 广州大学机械与电气工程学院副教授. 主要研究方向为计算机视觉, 机器人和自动控制.

E-mail: m_ge@gzhu.edu.cn

(**MA Ge** Associate professor at the School of Mechanical and Electrical Engineering, Guangzhou University.

Her research interests include computer vision, robotics, and automatic control.)



何树德 广州大学机械与电气工程学院副教授. 主要研究方向为多智能体系统的合作学习与协调控制. 本文通信作者.

E-mail: shude_he@gzhu.edu.cn

(**HE Shu-De** Associate professor at the School of Mechanical and Elec-

trical Engineering, Guangzhou University. His research interests include cooperative learning and coordinated control of multi-agent systems. Corresponding author of this paper.)



陈首彦 广州大学机械与电气工程学院副教授. 主要研究方向为机器人, 人机交互和智能控制.

E-mail: maxcsy@gzhu.edu.cn

(**CHEN Shou-Yan** Associate professor at the School of Mechanical and Electrical Engineering, Guang-

zhou University. His research interests include robotics, human-robot interaction, and intelligent control.)