

控制与决策

Control and Decision

四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制

高俊山, 段立勇, 邓立为

引用本文:

高俊山, 段立勇, 邓立为. 四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制[J]. *控制与决策*, 2021, 36(2): 379–386.

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0875>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

纵向速度和艏向角受限的水面艇有限时间协同路径跟踪

Finite-time cooperative path following of surface vessels with surge velocity and yaw angle constraints

控制与决策. 2021, 36(2): 363–370 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0977>

带有输出约束的柔性关节机械臂预设性能自适应控制

Prescribed performance adaptive control of flexible-joint manipulators with output constraints

控制与决策. 2021, 36(2): 387–394 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0974>

基于反步法的四轮车体跟踪控制半实物仿真研究

Tracking control for four-wheel vehicle semi-physical simulation based on back-stepping method

控制与决策. 2021, 36(1): 90–96 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0471>

考虑气动效应不确定性的气动辅助变轨制导算法

Aeroassisted orbital transfer robust guidance method considering atmosphere effect uncertainty

控制与决策. 2020, 35(11): 2773–2779 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0333>

基于强化学习的小型无人直升机有限时间收敛控制设计

Finite time control based on reinforcement learning for a small-size unmanned helicopter

控制与决策. 2020, 35(11): 2646–2652 <https://doi.org/10.13195/j.kzyjc.2019.0328>

四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制

高俊山, 段立勇, 邓立为[†]

(哈尔滨理工大学 自动化学院, 哈尔滨 150080)

摘要: 针对四旋翼无人机轨迹跟踪过程中存在的参数不确定与外界干扰问题, 设计一种双闭环自适应控制策略. 为了降低控制器设计复杂度, 根据四旋翼无人机系统的欠驱动特性将系统分成姿态内环和位置外环. 在扰动观测器的基础上, 利用积分型反步控制算法完成无人机位置信息在外界干扰下的稳定跟踪控制. 在扰动观测器的基础上, 利用自适应滑模控制算法完成无人机姿态信息在参数不确定和外界干扰作用下的稳定跟踪控制. 与传统 PID 控制和滑模控制进行仿真对比, 验证所提出控制策略的优越性.

关键词: 扰动观测器; 反步控制; 自适应滑模控制; 轨迹跟踪

中图分类号: TP273

文献标志码: A

DOI: 10.13195/j.kzyjc.2019.0875

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



引用格式: 高俊山, 段立勇, 邓立为. 四旋翼无人机抗干扰轨迹跟踪控制[J]. 控制与决策, 2021, 36(2): 379-386.

Anti-interference trajectory tracking control of quadrotor UAV

GAO Jun-shan, DUAN Li-yong, DENG Li-wei[†]

(Institute of Automation, Harbin University of Science and Technology, Harbin 150080, China)

Abstract: Aiming at the parameter uncertainty and external disturbance in the trajectory tracking process of quadrotor UAV, a double closed-loop adaptive control strategy is designed. In order to reduce the complexity of the controller design, the system is divided into an attitude inner loop and a position outer loop according to the underactuating characteristics of the quadrotor UAV system. Based on the disturbance observer, the integral backstepping control algorithm is used to complete the stable tracking control of the UAV's position information under the influence of external disturbance. Based on the disturbance observer, the adaptive sliding mode control algorithm is used to complete the stable tracking control of the UAV's attitude information under the influence of parameter uncertainty and external disturbance. Compared with the traditional PID control and sliding mode control, the superiority of the proposed control strategy is verified.

Keywords: disturbance observer; backstepping control; adaptive sliding mode control; trajectory tracking

0 引言

四旋翼无人机相对传统飞行器有着垂直升降、机动性强和操作方便等多方面的优点. 这使得它在农林养护、物体捕获和航拍等多个领域都有很好的应用^[1-3]. 由于四旋翼无人机存在着非线性、强耦合和欠驱动等特点, 使得无人机的轨迹跟踪问题面临多方面挑战^[4].

针对无人机轨迹跟踪问题, 现阶段已有一定的研究成果. 文献[5-6]分别使用PID算法和自适应PID算法对无人机轨迹跟踪问题进行研究与证明, 但是线性方法难以保证系统的全局稳定, 处理外界干扰能力有限. 文献[7-8]使用反步法和自适应法实现无人机的轨迹跟踪, 但反步法对模型有较高的要求, 建模误差大小会对系统的跟踪效果产生较大影响. 文献[9]用

滑模控制算法实现无人机姿态控制, 但是却如众多一阶滑模控制算法一样引入了不可消除的抖动. 为消除一阶滑模控制的抖动, 文献[10-11]在高阶滑模控制上进行了研究. 但是, 高阶滑模控制算法复杂度高, 对高阶微分器的性能有着更高的要求. 随着硬件技术的发展, 无人机轨迹跟踪的智能控制方法也被许多学者关注. 文献[12-14]分别使用模糊PID、模糊自适应和深度学习对无人机的轨迹跟踪进行控制, 但智能化的方式往往对处理器有着更高的要求.

近年来, 面对外界扰动对无人机轨迹跟踪的影响. 不少学者提出误差观测器和扩张状态观测器的解决方案^[15-18]. 误差观测器能与原有算法结合使用, 不会增加处理器的运算负担, 但也仅仅是针对外界扰动. 无人机系统内部参数变化对系统的影响无法抑

收稿日期: 2019-06-18; 修回日期: 2019-09-07.

基金项目: 黑龙江省自然科学基金项目(LH2019F024); 哈尔滨科技创新人才项目(2017RAQXJ006).

[†]通讯作者. E-mail: dengliwei666@163.com.

制. 扩张状态观测器也能估计系统的不确定因素,但是姿态角幅值变化较大.

综合考虑现有研究成果,本文采用结合扰动观测器的积分型反步算法和自适应滑模算法,设计四旋翼无人机双闭环控制策略. 本文的主要工作包括: 1) 将无人机系统分成线性位置外环和非线性姿态内环,降低系统的控制难度; 2) 针对位置环设计基于扰动观测器的积分型反步控制算法,解决位置信息的稳定跟踪; 3) 针对姿态环设计基于扰动观测器的自适应滑模控制算法,消除系统抖动,抑制干扰因素.

1 建模与方案设计

四旋翼无人机模型建立主要依靠地面坐标系与机体坐标系之间的转换关系. 根据无人机4个电机的转矩控制4个输入量: U_1 、 U_2 、 U_3 和 U_4 . 这4个输入量控制无人机的位置(x, y, z)和角度(ϕ, θ, ψ)六个输出量. 其中 x 、 y 和 z 分别表示无人机空间上在 x 轴、 y 轴和 z 轴上的坐标, ϕ 、 θ 和 ψ 分别表示无人机的滚转角、俯仰角和偏航角. 输入控制量^[1]表示为

$$\begin{cases} U_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2), \\ U_2 = b(\omega_4^2 - \omega_2^2), \\ U_3 = b(\omega_3^2 - \omega_1^2), \\ U_4 = d(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2). \end{cases} \quad (1)$$

其中: b 为升力系数, d 为反扭矩系数, ω_i ($i = 1, 2, 3, 4$)为第 i 个旋翼的转速.

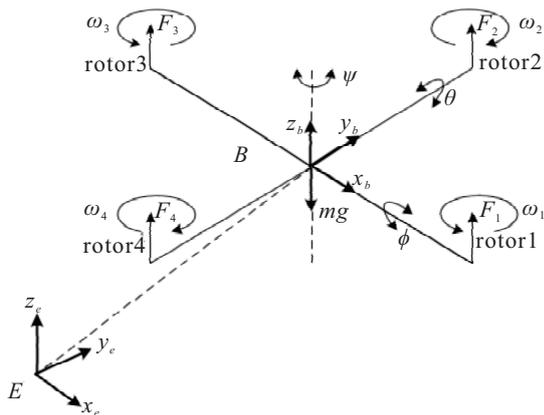


图1 四旋翼无人配置框架方案

为建立无人机动力学模型,以及完成后面控制率的推导,本文作出如下假设:

假设1^[1] 无人机整体作为刚体处理;无人机几何中心就是无人机重心;无人机飞行速度低,不用考虑气动效应的影响.

假设2^[1] 无人机欧拉角有界,即 $-\pi/2 < \phi <$

$\pi/2, -\pi/2 < \theta < \pi/2$ 和 $-\pi < \psi < \pi$.

假设3^[19] 系统的扰动都是有界的,且扰动变化是缓慢的,满足 $\lim_{t \rightarrow \infty} \dot{d}_i = 0, i = 1, 2, \dots, 6$.

假设4^[19] 系统受到的扰动与误差观测器观测结果的差值是有界的,即 $|\bar{d}_i| < E_d, i = 1, 2, \dots, 6$.

忽略空气阻力,根据动力学关系建立模型为

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{U_1(\cos \phi \sin \theta \sin \psi + \sin \phi \sin \psi)}{m} + d_1, \\ \ddot{y} = \frac{U_1(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \sin \psi)}{m} + d_2, \\ \ddot{z} = \frac{U_1(\cos \theta \cos \phi)}{m} - g + d_3, \\ \ddot{\phi} = \frac{\dot{\theta} \dot{\psi}(I_y - I_z) + lU_2}{I_x} + d_4, \\ \ddot{\theta} = \frac{\dot{\phi} \dot{\psi}(I_z - I_x) + lU_3}{I_y} + d_5, \\ \ddot{\psi} = \frac{\dot{\theta} \dot{\phi}(I_x - I_y) + U_4}{I_z} + d_6. \end{cases} \quad (2)$$

其中: I_x 、 I_y 、 I_z 分别为绕机体坐标系 x 、 y 、 z 轴的转动惯量, l 为旋转子与无人机质心之间的距离, m 为无人机的质量, g 为重力加速度, d_i ($i = 1, 2, \dots, 6$)为外部扰动.

为了控制方便,将无人机分成姿态内环与位置外环的双闭环系统,取虚拟控制量

$$\begin{cases} u_x = \frac{U_1(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)}{m}, \\ u_y = \frac{U_1(\cos \phi \sin \theta \cos \psi - \sin \phi \sin \psi)}{m}, \\ u_z = \frac{U_1(\cos \theta \cos \phi)}{m} - g. \end{cases} \quad (3)$$

对于姿态与角度6个被控输出量,无人机的位置信息(x, y, z)与偏航角 ψ 稳定跟踪期望输入信息(x_d, y_d, z_d, ψ_d),滚转角 ϕ 和俯仰角 θ 会随动镇定以保持系统的稳定. 根据式(3)以及期望的偏航角 ψ_d 可以求解出 U_1 、期望的俯仰角 ϕ_d 和滚转角 θ_d ,求解方法如下:

$$\begin{cases} U_1 = m\sqrt{u_x^2 + u_y^2 + (u_z + g)^2}, \\ \phi_d = \arcsin\left(\frac{m(u_x \sin \psi_d - u_y \cos \psi_d)}{U_1}\right), \\ \theta_d = \arctan\left(\frac{u_x \cos \psi_d + u_y \sin \psi_d}{u_z + g}\right). \end{cases} \quad (4)$$

最终由 U_1 以及随动的角度控制无人机跟踪空间位置(x, y, z),由 U_2 、 U_3 控制无人机的滚转角 ϕ 和俯仰角 θ 镇定, U_4 控制无人机跟踪偏航角 ψ . 考虑内部参数不确定与外部干扰的整体系统设计如图2所示.

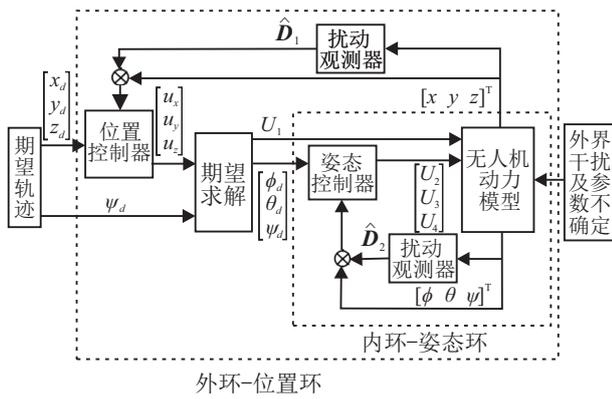


图2 四旋翼无人机控制结构

2 位置环控制器设计

2.1 积分型反步控制器设计

在虚拟量给定的基础上将位置闭环控制看成是一种线性控制,可写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_1 = \mathbf{x}_2, \\ \dot{\mathbf{x}}_2 = \mathbf{u} + \mathbf{D}_1. \end{cases} \quad (5)$$

其中: $\mathbf{x}_1 = [x, y, z]$, $\mathbf{x}_2 = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}]$, $\mathbf{u} = [u_x, u_y, u_z]$, $\mathbf{D}_1 = [d_1, d_2, d_3]$.

在式(5)成立的条件下,线性系统无内部参数干扰,设计积分型的反步控制器能达到理想的控制效果.

step 1: 引入跟踪误差

$$\mathbf{e}_1 = \mathbf{x}_{1d} - \mathbf{x}_1, \quad (6)$$

求导变换后得到

$$\dot{\mathbf{e}}_1 = \dot{\mathbf{x}}_{1d} - \dot{\mathbf{x}}_1 = \dot{\mathbf{x}}_{1d} - \mathbf{x}_2. \quad (7)$$

其中: $\mathbf{x}_{1d} = [x_d, y_d, z_d]$ 表示参考位置输入信号, $\dot{\mathbf{x}}_{1d} = [\dot{x}_d, \dot{y}_d, \dot{z}_d]$ 表示参考位置输入信号的导数.

选取 Lyapunov 函数为

$$V_1 = \frac{1}{2} \mathbf{e}_1^2 + \frac{1}{2} \beta_1 \chi_1^2. \quad (8)$$

其中: $\beta_1 = \text{diag}(\beta_{11}, \beta_{12}, \beta_{13}) > 0$ 为积分误差系数, χ_1 为入的误差积分,有

$$\chi_1 = \int_0^t \mathbf{e}_1(\tau) d\tau. \quad (9)$$

由式(8)和(9)可得

$$\dot{V}_1 = \mathbf{e}_1 \dot{\mathbf{e}}_1 + \beta_1 \chi_1 \mathbf{e}_1. \quad (10)$$

取虚拟控制量 $\alpha_1 = \dot{\mathbf{x}}_{1d} + \mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1 + \beta_1 \chi_1$, 其中控制增益 $\mathbf{K}_1 = \text{diag}(K_{11}, K_{12}, K_{13}) > 0$. 使用 α_1 代替 $\dot{\mathbf{x}}_1$, 得到

$$\dot{V}_1 = -\mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1^2. \quad (11)$$

step 2: 引入第2个跟踪误差

$$\mathbf{e}_2 = \alpha_1 - \mathbf{x}_2, \quad (12)$$

将其代入式(5),并对式(12)求导得到

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{e}}_2 &= \dot{\alpha}_1 - \dot{\mathbf{x}}_2 = \\ &\ddot{\mathbf{x}}_{1d} + \mathbf{K}_1 \dot{\mathbf{e}}_1 + \beta_1 \mathbf{e}_1 - \mathbf{u} - \mathbf{D}_1. \end{aligned} \quad (13)$$

为使得 \mathbf{e}_2 稳定,设计第2个 Lyapunov 函数

$$V_2 = \frac{1}{2} \mathbf{e}_1^2 + \frac{1}{2} \mathbf{e}_2^2 + \frac{1}{2} \beta_1 \chi_1^2. \quad (14)$$

对式(14)求导,得到

$$\begin{aligned} \dot{V}_2 &= \dot{V}_1 + \mathbf{e}_2 \dot{\mathbf{e}}_2 = \\ &-\mathbf{K}_1 \mathbf{e}_1^2 + \mathbf{e}_2 (\ddot{\mathbf{x}}_{1d} + \mathbf{K}_1 \dot{\mathbf{e}}_1 + \beta_1 \mathbf{e}_1 - \mathbf{u} - \mathbf{D}_1). \end{aligned} \quad (15)$$

step 3: 为了使得 \mathbf{e}_2 稳定,设计控制率

$$\mathbf{u} = \ddot{\mathbf{x}}_{1d} + \mathbf{K}_1 \dot{\mathbf{e}}_1 + \beta_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{K}_2 \mathbf{e}_2 - \mathbf{D}_1, \quad (16)$$

其中 $\mathbf{K}_2 = \text{diag}(K_{21}, K_{22}, K_{23})$ 表示误差系数矩阵.

注1 控制率(16)中外界扰动 \mathbf{D}_1 是未知的,在考虑外界干扰情况下,设计位置环控制率需要对外界扰动进行观测.

2.2 结合扰动观测器的积分型反步控制器设计

对于线性系统,反步控制可以取得良好的控制效果,但是在有外界扰动的情况下,往往会使得系统有着或多或少的延迟抖动.为有效消除外界扰动的影响,针对式(5)设计误差观测器 $\hat{\mathbf{D}}_1$ 来估计位置环外界扰动 \mathbf{D}_1 ^[19],即

$$\begin{cases} \dot{\hat{\mathbf{D}}}_1 = \mathbf{T}_1 + \mathbf{Q}(\mathbf{x}_2), \\ \dot{\mathbf{T}}_1 = -\mathbf{L}(\mathbf{x}_2) \{ \mathbf{u} + [\mathbf{T}_1 + \mathbf{Q}(\mathbf{x}_2)] \}. \end{cases} \quad (17)$$

其中

$$\mathbf{Q}(\mathbf{x}_2) = \left[\lambda_1 \left(\dot{x}^{\delta_1} + \frac{\dot{x}^{\delta_1}}{\delta_1} \right), \lambda_2 \left(\dot{y}^{\delta_2} + \frac{\dot{y}^{\delta_2}}{\delta_2} \right), \lambda_3 \left(\dot{z}^{\delta_3} + \frac{\dot{z}^{\delta_3}}{\delta_3} \right) \right]^T,$$

$$\mathbf{L}(\mathbf{x}_2) = \frac{\partial \mathbf{Q}(\mathbf{x}_2)}{\partial \mathbf{x}_2} =$$

$$\text{diag}(\lambda_1(1 + \dot{x}^{\delta_1-1}), \lambda_2(1 + \dot{y}^{\delta_2-1}), \lambda_3(1 + \dot{z}^{\delta_3-1})),$$

$$\lambda_i > 0, \delta_i > 0, i = 1, 2, 3.$$

将式(17)代入(16),得到

$$\mathbf{u} = \ddot{\mathbf{x}}_{1d} + \mathbf{K}_1 \dot{\mathbf{e}}_1 + \beta_1 \mathbf{e}_1 + \mathbf{K}_2 \mathbf{e}_2 - \hat{\mathbf{D}}_1. \quad (18)$$

定理1 考虑位置环控制系统(5)受到缓慢的外界扰动作用,假设3在本系统中成立.采用扰动观测器(17)设计的位置环控制率(18),可以在有外界干扰的情况下实现系统(5)稳定轨迹跟踪控制.

证明 由假设3得到

$$\hat{\mathbf{D}}_1 \approx [0, 0, 0]. \quad (19)$$

四旋翼无人机系统位置环受到的外界扰动与误差观测器观测结果的差值表示为

$$\tilde{D}_1 = D_1 - \hat{D}_1. \quad (20)$$

由式(19)和(20),得到位置环扰动观测器跟踪误差的导数为

$$\begin{aligned} \dot{\tilde{D}}_1 &= \dot{D}_1 - \dot{\hat{D}}_1 = \\ L(x_2)\{u + [T_1 + Q(x_2)]\} - \frac{\partial Q(x_2)}{\partial x_2} \dot{x}_2 &= \\ L(x_2)\{u + [T_1 + Q(x_2)]\} - L(x_2)(u + D_1) &= \\ L(x_2)(\hat{D}_1 - D_1) &= -L(x_2)\tilde{D}_1. \end{aligned} \quad (21)$$

设计Lyapunov函数为

$$V_3 = V_2 + \frac{1}{2} \tilde{D}_1^T \tilde{D}_1, \quad (22)$$

对其求导得

$$\begin{aligned} \dot{V}_3 &= \dot{V}_2 - \tilde{D}_1^T L(x_2) \tilde{D}_1 = \\ &= -K_1 e_1^2 - K_2 e_2^2 - \tilde{D}_1^T L(x_2) \tilde{D}_1 \leq \\ &= -\tilde{D}_1^T L(x_2) \tilde{D}_1. \end{aligned} \quad (23)$$

由式(21)和(23)可知 $\dot{V}_3 < 0$. 选取合理的参数 λ_i 和 $\delta_i, i = 1, 2, 3$,可以使得系统(5)的跟踪误差从初始的最大值逐渐收敛到0,达到渐近稳定. □

3 姿态环控制器设计

3.1 结合扰动观测器的滑模控制算法设计

姿态控制率与位置控制率相互影响,由图2可知,位置控制率的输出可以求解得到姿态控制率的跟踪量;姿态环的稳定跟踪可以保持位置环的跟踪效果无偏差.

为书写方便,记 $G = \text{diag}(l/I_x, l/I_y, 1/I_z)$, $f(\Theta) = [\dot{\theta}\psi(I_y - I_z)/I_x, \dot{\phi}\psi(I_z - I_x)/I_y, \dot{\theta}\dot{\phi}(I_x - I_y)/I_z]^T$;姿态角为 $\Theta = [\phi, \theta, \psi]^T$;姿态控制率为 $U = [U_2, U_3, U_4]^T$;期望的姿态角为 $\Theta_d = [\phi_d, \theta_d, \psi_d]^T$;姿态角和姿态角速度跟踪误差分别为 $\xi_1 = \Theta - \Theta_d, \xi_2 = \dot{\Theta} - \dot{\Theta}_d$.

由式(2),得到姿态角和姿态角跟踪误差模型分别为

$$\begin{cases} \dot{\Theta}_1 = \Theta_2, \\ \dot{\Theta}_2 = f(\Theta) + GU + D_2; \end{cases} \quad (24)$$

$$\begin{cases} \dot{\xi}_1 = \xi_2, \\ \dot{\xi}_2 = f(\Theta) + GU + D_2 - \ddot{\Theta}_d; \end{cases} \quad (25)$$

其中 $D_2 = [d_4, d_5, d_6]$ 表示姿态环外界干扰.

由式(24),设计滑模面为

$$\begin{aligned} s &= \xi_2 + k_{c1}\xi_1 + k_{c2} \int_{t_0}^t \xi_1(\tau) d\tau - \\ &= k_{c1}\xi_1(t_0) - \xi_2(t_0). \end{aligned} \quad (26)$$

其中: t_0 为最初时刻; $k_{c1} = \text{diag}(k_{11}, k_{12}, k_{13}) > 0$, $k_{c2} = \text{diag}(k_{21}, k_{22}, k_{23}) > 0$ 为设计的参数矩阵.

对式(26)的滑模面求导得

$$\dot{s} = f(\Theta) + GU + D_2 - \ddot{\Theta}_d + k_{c1}\dot{\xi}_1 + k_{c2}\xi_1. \quad (27)$$

在不考虑机体参数不确定以及外部扰动干扰情况下,设计控制率为

$$U_0 = G^{-1}(\ddot{\Theta}_d - f(\Theta) - k_{c1}\dot{\xi}_1 - k_{c2}\xi_1). \quad (28)$$

将式(28)代入(25),得

$$\dot{\xi}_2 + k_{c1}\dot{\xi}_1 + k_{c2}\xi_1 - D_2 = 0. \quad (29)$$

由于外部扰动的存在,无论让 k_{c1} 和 k_{c2} 取什么值,系统的跟踪误差都不能收敛为0.加入离散部分来阻止外界干扰

$$U_c = -G^{-1}k_{c3}\text{sign}(s), \quad (30)$$

其中 $k_{c3} = \text{diag}(k_{31}, k_{32}, k_{33}) > 0$.

只有离散部分的增益大于扰动上限时,才可以达到降低扰动的效果,但是随着非线性部分增益的加大,会使得系统的抖动性增加.为了降低系统的抖动性,引入误差观测器.针对式(25)设计误差观测器 \hat{D}_2 来估计姿态环外界干扰 D_2 ^[19],即

$$\begin{cases} \dot{\hat{D}}_2 = T_2 + Q(\Theta_2), \\ \dot{T}_2 = -L(\Theta_2)\{f(\Theta) + GU + \\ D_2 + [T_2 + Q(\Theta_2)]\}. \end{cases} \quad (31)$$

其中

$$\begin{aligned} L(\Theta_2) &= \frac{\partial Q(\Theta_2)}{\partial \Theta_2} = \\ &= \text{diag}(\lambda_4(1 + \dot{\phi}^{\delta_4-1}), \lambda_5(1 + \dot{\theta}^{\delta_5-1}), \lambda_6(1 + \dot{\psi}^{\delta_6-1})), \\ Q(\Theta_2) &= \\ &= \left[\lambda_4 \left(\dot{\phi}^{\delta_4} + \frac{\dot{\phi}^{\delta_4}}{\delta_4} \right), \lambda_5 \left(\dot{\theta}^{\delta_5} + \frac{\dot{\theta}^{\delta_5}}{\delta_5} \right), \lambda_6 \left(\dot{\psi}^{\delta_6} + \frac{\dot{\psi}^{\delta_6}}{\delta_6} \right) \right]^T, \\ &= \lambda_{i+3} > 0, \delta_{i+3} > 0, i = 1, 2, 3. \end{aligned}$$

由(28)、(30)和(31)得到姿态环的整体控制率为

$$\begin{aligned} U &= U_0 + U_c = \\ &= G^{-1}(\ddot{\Theta}_d - f(\Theta) - k_{c1}\dot{\xi}_1 - k_{c2}\xi_2 - \hat{D}_2) - \\ &= G^{-1}k_{c3}\text{sign}(s). \end{aligned} \quad (32)$$

3.2 结合扰动观测器的滑模控制算法设计

为了平滑控制不连续性并避免控制抖动问题,可以限制滑模面在一个小范围内变化^[20],即

$$|s_i| \leq \sigma_i, \quad (33)$$

其中 $\sigma_i > 0 (i = 1, 2, 3)$ 表示具有小正值的滑模面厚度.定义当前的滑模变量与规定的滑模面厚度 σ_i 之间的差值为

$$\Delta s_i = s_i - \sigma_i \text{sat}(s_i), \quad (34)$$

其中 $\text{sat}(s_i)$ 代替 $\text{sign}(s_i)$,表示为

$$\text{sat}(s_i) = \begin{cases} \text{sign}(s_i), & |s_i| > \sigma_i; \\ \frac{s_i}{\sigma_i}, & |s_i| \leq \sigma_i. \end{cases} \quad (35)$$

无人机系统在运行过程中存在着不确定的外界扰动,以及由于电力不足、系统损坏等原因造成的内部参数变化.如果控制率不作相应改变,控制效果无法按要求达到期望的水平.针对在系统中存在着或多或少的参数不确定性,设计自适应率来对 $\mathbf{f}(\boldsymbol{\Theta})$ 和 \mathbf{G} 进行估计,即

$$\begin{cases} \dot{\hat{\Gamma}} = \Delta \mathbf{s}, \\ \hat{\Gamma} = \hat{\mathbf{G}}^{-1} \hat{\mathbf{f}}(\boldsymbol{\Theta}), \\ \dot{\hat{\mathbf{Y}}} = (\mathbf{k}_{c1} \dot{\xi}_1 + \mathbf{k}_{c2} \xi_1 - \ddot{\boldsymbol{\Theta}}_d + \dot{\hat{\mathbf{D}}}_2 + \mathbf{k}_{c3} \text{sat}(\mathbf{s})) \Delta \mathbf{s}, \\ \hat{\mathbf{Y}} = \hat{\mathbf{G}}^{-1}. \end{cases} \quad (36)$$

当滑模面在规定的滑模面厚度 σ_i 之外时,启用自适应率;如果滑模面在规定的滑模面厚度 σ_i 内变化,即 $\Delta s_i = 0$ 时,对参数的不确定估计可以忽略,自适应率不启用,避免了控制系统的扰动.

使用 $\hat{\mathbf{f}}(\boldsymbol{\Theta})$ 和 $\hat{\mathbf{G}}$ 来对 $\mathbf{f}(\boldsymbol{\Theta})$ 和 \mathbf{G} 进行估值,这样姿态环控制率(33)变成如下形式:

$$\mathbf{U} = \hat{\mathbf{G}}^{-1}(\ddot{\boldsymbol{\Theta}}_d - \mathbf{k}_{c1} \dot{\xi}_1 - \mathbf{k}_{c2} \xi_1 - \dot{\hat{\mathbf{D}}}_1 - \hat{\mathbf{f}}(\boldsymbol{\Theta}) - \mathbf{k}_{c3} \text{sat}(\mathbf{s})). \quad (37)$$

定理2 考虑姿态系统(24)受到参数变化和外界干扰影响,假设3和假设4在本系统中成立.采用结合扰动观测器(31)和自适应率(36)的控制策略(37),选取合理的 \mathbf{k}_{c3} 增益以及其他参数,可以使得系统(24)在内部参数变化和外界干扰同时作用的情况下实现稳定轨迹跟踪控制.

证明 姿态环扰动实际值与观测值的差值为

$$\tilde{d}_{i+3} = d_{i+3} - \hat{d}_{i+3}, \quad i = 1, 2, 3. \quad (38)$$

设计Lyapunov函数为

$$\begin{aligned} V_4 = & \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} [\Delta s_i^2 + \Upsilon_i^{-1} \tilde{\Upsilon}_i^2 + \Upsilon_i^{-1} \tilde{\Gamma}_i^2 + \tilde{d}_{i+3}^2] = \\ & \sum_{i=1}^3 \frac{1}{2} [\Delta s_i^2 + \Upsilon_i^{-1} (\hat{\Upsilon}_i - \Upsilon_i)^2 + \\ & \Upsilon_i^{-1} (\hat{\Gamma}_i - \Gamma_i)^2 + \tilde{d}_{i+3}^2]. \end{aligned} \quad (39)$$

将式(34)代入(39),并求导得

$$\dot{V}_4 = \sum_{i=1}^3 [\Delta s_i \Delta \dot{s}_i + \Upsilon_i^{-1} (\dot{\hat{\Upsilon}}_i - \dot{\Upsilon}_i) \dot{\hat{\Upsilon}}_i +$$

$$\Upsilon_i^{-1} (\hat{\Gamma}_i - \Gamma_i) \dot{\hat{\Gamma}}_i + \tilde{d}_{i+3} \dot{\tilde{d}}_{i+3}]. \quad (40)$$

将式(26)和(27)代入(40),得

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 = & \sum_{i=1}^3 \{ \Upsilon_i^{-1} (\hat{\Gamma}_i - \Gamma_i) (\dot{\hat{\Gamma}}_i - \Delta s_i) + (\Upsilon_i^{-1} \dot{\hat{\Upsilon}}_i - 1) \times \\ & [\Delta s_i (\ddot{\boldsymbol{\Theta}}_{di} - k_{c1i} \dot{\xi}_i - k_{c2i} \xi_i - \hat{d}_{i+3} - k_{c3i} \text{sat}(s_i)) + \\ & \dot{\hat{\Upsilon}}_i] + \tilde{d}_{i+3} \Delta s_i - k_{c3i} \text{sat}(s_i) \Delta s_i + \tilde{d}_{i+3} \dot{\tilde{d}}_{i+3} \}. \end{aligned} \quad (41)$$

选择增益 \mathbf{k}_{c3} 的大小为

$$\mathbf{k}_{c3} \geq \text{diag}(\eta_1 + E_d, \eta_2 + E_d, \eta_3 + E_d). \quad (42)$$

将式(36)、(42)代入(41),得

$$\begin{aligned} \dot{V}_4 = & \sum_{i=1}^3 [-\mathbf{k}_{c3i} \text{sat}(s_i) \Delta s_i + \tilde{d}_{i+3} \Delta s_i + \tilde{d}_{i+3} \dot{\tilde{d}}_{i+3}] \leq \\ & \sum_{i=1}^3 [-(\eta_i + E_d) \text{sat}(s_i) \Delta s_i + \tilde{d}_{i+3} \Delta s_i + \tilde{d}_{i+3} \dot{\tilde{d}}_{i+3}] \leq \\ & \sum_{i=1}^3 [-\eta |\Delta s_i| + \tilde{d}_{i+3} \dot{\tilde{d}}_{i+3}]. \end{aligned} \quad (43)$$

由定理1中的证明可知 $\tilde{\mathbf{D}}_1^T \tilde{\mathbf{D}}_1 < 0$,同理得到 $\tilde{d}_{i+3} \dot{\tilde{d}}_{i+3} < 0$,即 $\dot{V}_4 < 0$.选取合理的增益 \mathbf{k}_{c3} ,参数 λ_{i+3} 和 δ_{i+3} , $i = 1, 2, 3$,可以使得系统(24)的跟踪误差从初始的最大值逐渐收敛到0,达到渐近稳定.□

4 仿真结果以及分析

本节采用Matlab/Simulink仿真验证本文所提出策略的有效性.仿真实验中,四旋翼无人机采用DJI公司的F450机架,无人机具体参数如表1所示^[9].控制器参数的选取如表2所示.

为了证明本文方法的有效性,分别使用双闭环

表1 模型参数以及仿真初始化参数

| 参量 | 大小 | 单位 |
|------------|--------------|-------------------|
| 初始位置 | [0; 1; 0] | m |
| 初始姿态角 | [0; 0; 0] | rad |
| 初始速度 | [0; 0; 0] | m/s |
| 初始姿态角速度 | [0; 0; 0] | rad/s |
| 无人机重量 | 1.34 | kg |
| 机臂长度 | 0.25 | m |
| 转动惯量 I_x | 0.008 646 08 | kg/m ² |
| 转动惯量 I_y | 0.008 646 08 | kg/m ² |
| 转动惯量 I_z | 0.016 000 92 | kg/m ² |

表2 控制参数

| 参数 | 数值 | 参数 | 数值 |
|-----------------------------------|---------------|-----------------------------------|------------------|
| β_1 | diag(5, 5, 5) | \mathbf{k}_{c1} | diag(50, 50, 50) |
| \mathbf{K}_1 | diag(5, 5, 5) | \mathbf{k}_{c2} | diag(90, 90, 90) |
| \mathbf{K}_2 | diag(5, 5, 5) | \mathbf{k}_{c3} | diag(2, 2, 2) |
| $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ | [3; 3; 3] | $\lambda_4, \lambda_5, \lambda_6$ | [3; 3; 3] |
| $\delta_1, \delta_2, \delta_3$ | [1; 1; 1] | $\delta_4, \delta_5, \delta_6$ | [1; 1; 1] |

PID算法和双闭环滑模算法作对比实验。

仿真1 外界扰动下的轨迹跟踪对比。

将6个状态量的外界扰动设为 $\sin t$, 从仿真开始时就存在干扰量的存在。 $[x, y, z, \psi]$ 四个方向期望轨迹为 $[x_d, y_d, z_d, \psi_d] = [\sin t, \cos t, 0.2t, \pi/6]$ 。 $[x, y, z, \psi]$ 四个方向的轨迹跟踪效果如图3所示。图3的仿真结果说明本文提出的方法在对 $[x_d, y_d, z_d, \psi_d]$ 的跟踪上有着更好的效果。由图3(a)可以看出, 本文策略相比其他两种方法更能达到无误差跟踪的效果; 由图3(b)可以看出, 开始时刻跟踪效果略有波动, 但可以快速

达到跟踪稳定; 由图3(c)和图3(d)可以看出, 本文提出的方法反应速度更快。以上说明: 本文提出的控制策略可以消除外界扰动和参数不确定对无人机轨迹跟踪的影响, 最终达到稳定无误差跟踪的效果。

滚转角和俯仰角跟踪效果如图4所示。由图4可知, 在滚转角和俯仰角的随动镇定效果上, PID算法在初始阶段出现较大的抖动, 滑模算法在初始阶段有着较大的超调量。相比之下, 本文提出的算法能有效减少超调量并使滚转角和俯仰角在最短的时间内实现镇定。

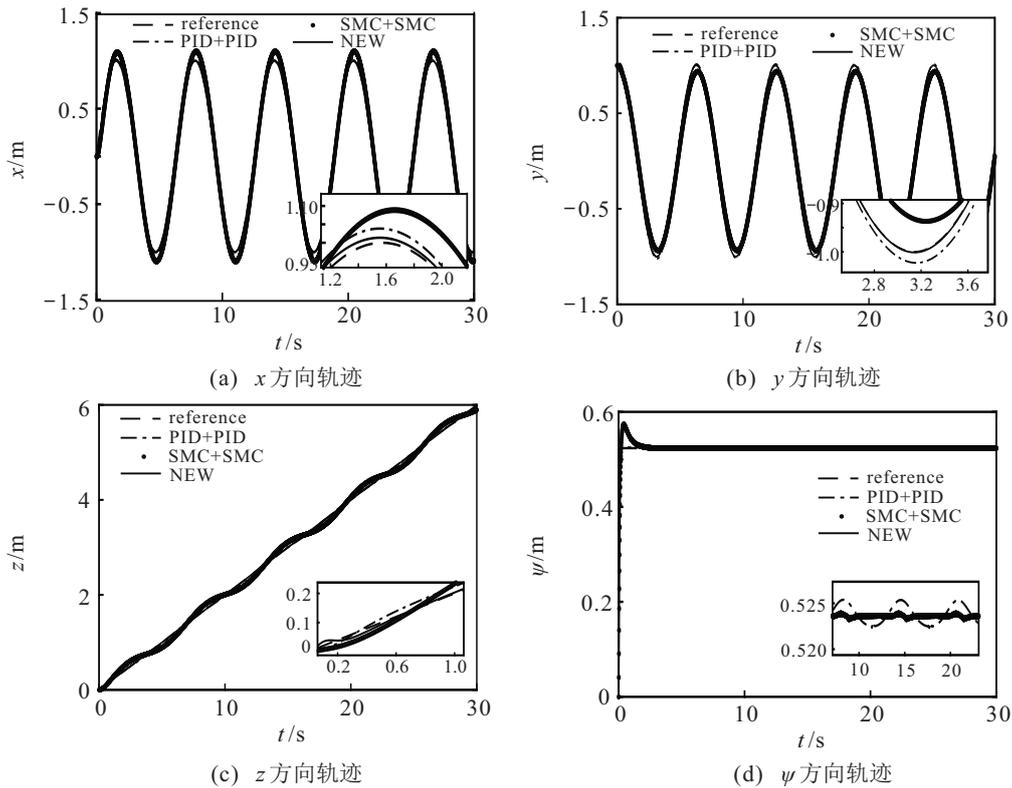


图3 x, y, z, ψ 抑制外界干扰仿真对比

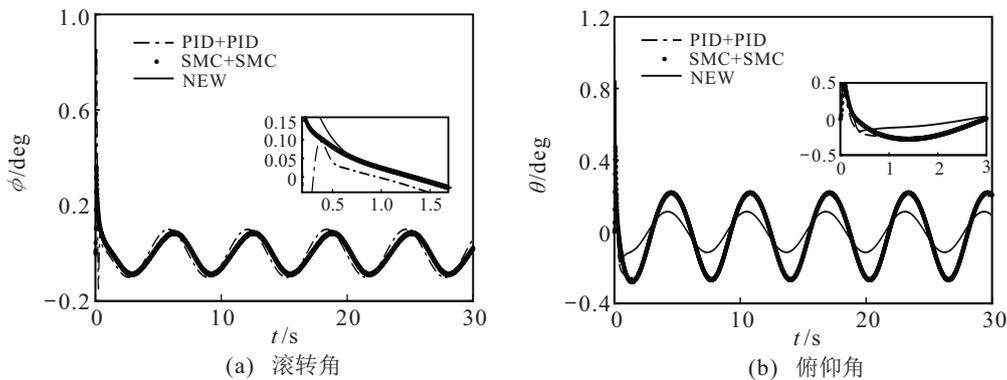


图4 ϕ 和 θ 抑制外界干扰仿真对比

仿真2 参数不确定与外界扰动下的仿真对比。

为验证本文提出策略对模型参数不确定因素与外界扰动因素同时作用下的适应性, 将参数不确定因素在仿真开始的第10s引入, 将外界干扰因素从仿真开始的第20s引入。设置6个状态量的外界

扰动都是 $2 \sin(0.5t)$, $[x, y, z, \psi]$ 四个方向期望轨迹为 $[x_d, y_d, z_d, \psi_d] = [\sin t, \cos t, 0.2t, \pi/6]$ 。

$[x, y, z, \psi]$ 四个方向轨迹跟踪效果如图5所示。

由图5的仿真结果可以说明, 本文提出的方法在对 $[x_d, y_d, z_d, \psi_d]$ 的跟踪上有着更好的效果。在第10s

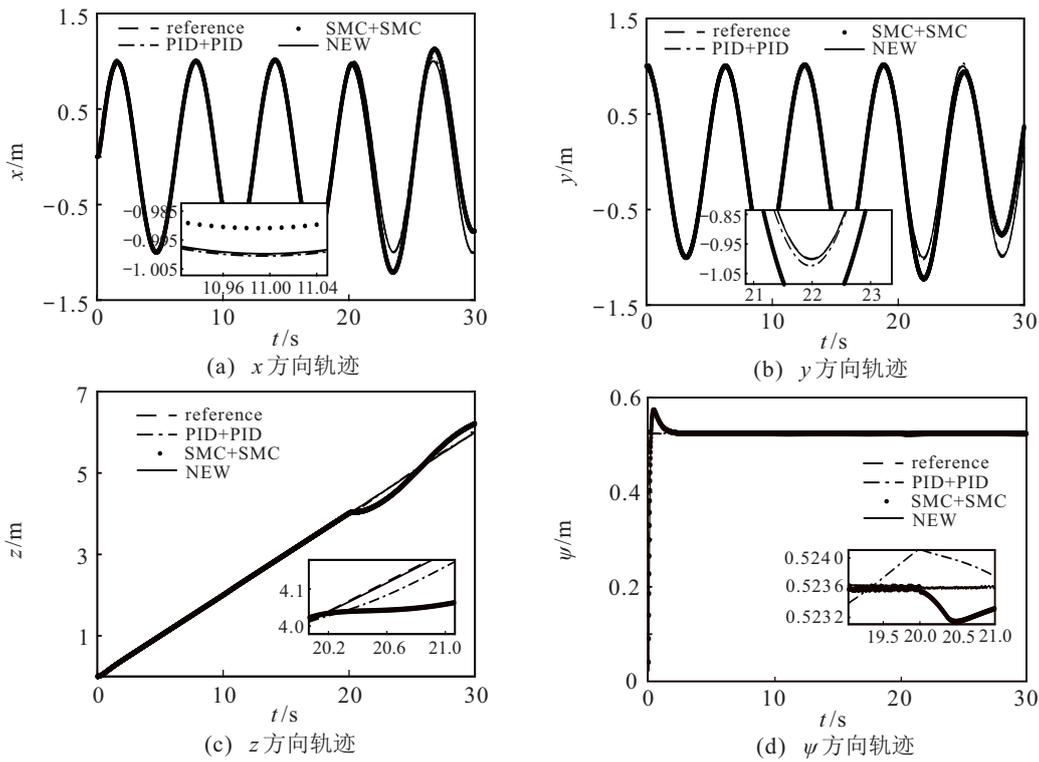


图5 x, y, z, ψ 抑制综合干扰仿真对比

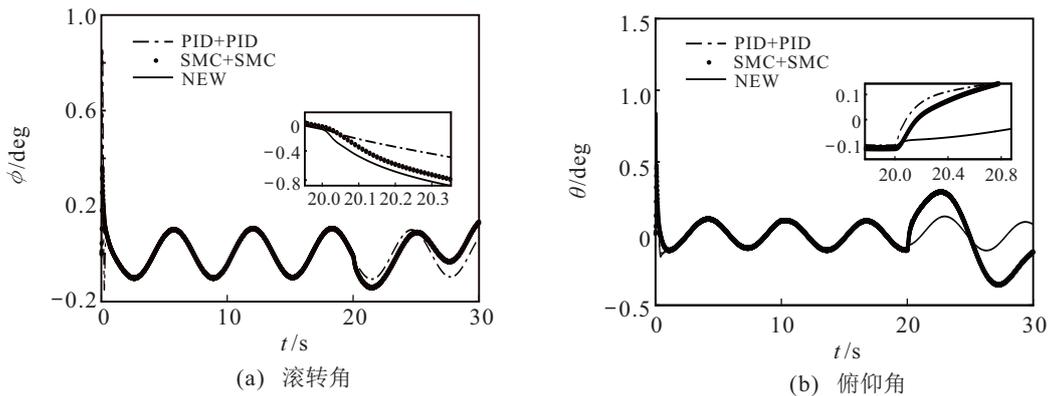


图6 ϕ 和 θ 抑制综合干扰仿真对比

引入内部参数不确定影响,由图5的细节中,可以看到10s时本文所提出策略能有效抑制系统的小抖动.在第20s引入更大幅度外界扰动,对比仿真1中无参数同时作用的仿真对比,对比实验的轨迹跟踪效果都出现较大幅度的误差,本文所提出的策略能更好地实现稳定的轨迹跟踪.

在参数变化与外界扰动同时作用下的滚转角和俯仰角跟踪效果如图6所示.当有参数变化和外界扰动同时作用下,本文所提出策略的滚转角和俯仰角在随动上也能达到镇定效果.在第10s引入参数变化量的时候,对系统产生轻微的抖动影响,由图6的细节中看到,对比实验的两组数据都产生了抖动,而本文所提出的策略能保持系统不受干扰.在第20s引入较大幅度外界扰动时,本文所提出策略在保持系统稳定上明显优于对比实验.

5 结论

本文针对四旋翼无人机,提出了一种双闭环控制策略.为减少设计难度,将无人机系统分成位置外环和姿态内环两个环节分别进行控制器的设计.四旋翼无人机位置环是线性系统,采用结合扰动观测器的积分型反步控制算法,实现位置环在外界干扰下的稳定轨迹跟踪控制;四旋翼无人机姿态环是非线性系统,采用结合扰动观测器的自适应滑模控制算法,实现位置环在参数不确定和外界干扰同时作用下的稳定轨迹跟踪控制.其中扰动观测器用于消除外界干扰,自适应算法起到消除滑模抖动和内部参数扰动的作用.本文在设计控制策略的同时对其进行稳定性证明,并在与传统PID算法和滑模算法的对比仿真实验中验证了本文所提出控制策略的优越性.

参考文献(References)

- [1] Zhou L H, Zhang J Q, Dou J X, et al. A fuzzy adaptive backstepping control based on mass observer for trajectory tracking of a quadrotor UAV[J]. *International Journal of Adaptive Control and Signal Processing*, 2018, 32(12): 1675-1693.
- [2] Zhu Y K, Qiao J Z, Guo L. Adaptive sliding mode disturbance observer-based composite control with prescribed performance of space manipulators for target capturing[J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2019, 66(3): 1973-1983.
- [3] 郭兴健, 邵全琴, 杨帆, 等. 无人机遥感调查黄河源玛多县岩羊数量及分布[J]. *自然资源学报*, 2019, 34(5): 1054-1065.
(Guo X J, Shao Q Q, Yang F, et al. Using UAV remote sensing for a population census of blue sheep (Pseudois nayaur) in Maduo County, source region of the Yellow River[J]. *Journal of Natural Resources*, 2019, 34(5): 1054-1065.)
- [4] 陈志明, 牛康, 李磊, 等. 基于BSP-ANN的四旋翼无人机轨迹跟踪方法[J]. *航空学报*, 2018, 39(6): 182-189.
(Chen Z M, Niu K, Li L, et al. Trajectory tracking method for quadrotor UAV based on BSP-ANN[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2018, 39(6): 182-189.)
- [5] Zuo Z Y. Trajectory tracking control design with command-filtered compensation for quadrotor[J]. *IET Control Theory and Applications*, 2010, 19(11): 2343-2355.
- [6] Pounds P E I, Bersak D R, Dollar A M. Stability of small-scale UAV helicopters and quadrotors with added payload mass under PID control[J]. *Autonomous Robots*, 2012, 33(1): 129-142.
- [7] Das A, Lewis F, Subbarao K. Backstepping approach for controlling a quadrotor using Lagrange form dynamics[J]. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 2009, 56(1): 127-151.
- [8] Dydek Z T, Annaswamy A M, Lavretsky E. Adaptive control of quadrotor UAVs: A design trade study with flight evaluations[J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2013, 21(4): 1400-1406.
- [9] 龚有敏. 四旋翼无人机轨迹跟踪与自主着陆控制研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学航天学院, 2017.
(Gong Y M. Trajectory tracking and autonomous landing control of quadrotor[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, School of Astronautics, 2017.)
- [10] Tiwari P M, Janardhanan S, un Nabi M. Attitude control using higher order sliding mode[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2016, 54: 108-113.
- [11] Tiwari P M, Janardhanan S, un Nabi M. Rigid spacecraft attitude control using adaptive integral second order sliding mode[J]. *Aerospace Science and Technology*, 2015, 42: 50-57.
- [12] Najafizadeh Sari N, Jahanshahi H, Fakoor M. Adaptive fuzzy PID control strategy for spacecraft attitude control[J]. *International Journal of Fuzzy Systems*, 2019, 21(3): 769-781.
- [13] Mostafa E, Fu L, Ibrahim I A, et al. A solution of UAV localization problem using an interacting multiple nonlinear fuzzy adaptive H_∞ models filter algorithm[J]. *Chinese Journal of Aeronautics*, 2019, 32(4): 978-990.
- [14] Wang C, Zhao R, Yang X, et al. Research of UA V target detection and flight control based on deep learning[C]. 2018 International Conference on Artificial Intelligence and Big Data (ICAIBD). Chengdu, 2018: 170-174.
- [15] Mokhtari M R, Cherki B, Braham A C. Disturbance observer based hierarchical control of coaxial-rotor UAV[J]. *ISA Transactions*, 2017, 67: 466-475.
- [16] 张建扬, 于春梅, 叶剑晓. 基于扩张状态观测器和反步滑模法的四旋翼无人机轨迹跟踪控制[J]. *计算机应用*, 2018, 38(9): 2742-2746.
(Zhang J Y, Yu C M, Ye J X. Trajectory tracking control for quadrotor UAV based on extended state observer and backstepping sliding mode[J]. *Journal of Computer Applications*, 2018, 38(9): 2742-2746.)
- [17] Smith J, Su J Y, Liu C J, et al. Disturbance observer based control with anti-windup applied to a small fixed wing UAV for disturbance rejection[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2017, 88(2/3/4): 329-346.
- [18] Shao X L, Liu J, Cao H L, et al. Robust dynamic surface trajectory tracking control for a quadrotor UAV via extended state observer[J]. *International Journal of Robust and Nonlinear Control*, 2018, 28(7): 2700-2719.
- [19] Wang Z, Wu Z. Nonlinear attitude control scheme with disturbance observer for flexible spacecrafts[J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 81(1/2): 257-264.
- [20] Slotine J J, Sastry S S. Tracking control of non-linear systems using sliding surfaces, with application to robot manipulators[J]. *International Journal of Control*, 1983, 38(2): 465-492.

作者简介

高俊山(1962—), 男, 教授, 博士, 从事自动控制、混沌控制等研究, E-mail: 489353039@qq.com;

段立勇(1993—), 男, 硕士生, 从事非线性算法的研究, E-mail: 1551067614@qq.com;

邓立为(1983—), 男, 副教授, 博士, 从事分数阶系统、图像处理等研究, E-mail: dengliwei666@163.com.

(责任编辑: 孙艺红)