

doi: 10.7690/bgzdh.2022.07.022

折叠式共轴反浆无人机飞行控制技术研究

徐九龙, 郝永平

(沈阳理工大学装备工程学院, 沈阳 110159)

摘要: 针对折叠式共轴反浆无人机的飞行控制问题, 提出一种用于位置和姿态的反馈控制系统的反步滑模控制算法。通过对无人机飞行状态进行分析, 建立无人机的动力学模型, 采用反步滑模控制算法设计折叠式共轴双旋翼无人机的姿态和位置控制算法, 并研发试验样机进行飞行测试实验。实验结果表明: 对比传统串级比例-积分-微分 (proportional integral derivative, PID) 控制算法, 所提出的位置和姿态对反步滑模控制算法能有效地提高飞行稳定性。

关键词: 共轴反浆; 反步滑模; 飞行测试; 姿态控制

中图分类号: TP273 **文献标志码:** A

Research on Flight Control Technology of Folding Coaxial Reverse-propeller UAV

Xu Jiulong, Hao Yongping

(School of Equipment Engineering, Shenyang Ligong University, Shenyang 110159, China)

Abstract: A backstepping sliding mode control algorithm was proposed for the position and attitude feedback control system of a foldable coaxial reverse-propeller UAV. The dynamic model of the UAV is established by analyzing the flight state of the UAV. The attitude and position control algorithm of the folding coaxial dual-rotor UAV is designed by using the backstepping sliding mode control algorithm, and the flight test experiment is carried out by developing the test prototype. Experimental results show that, compared with the traditional cascade proportional-integral-derivative (PID) control algorithm, the proposed backstepping sliding mode control algorithm can effectively improve the flight stability.

Keywords: coaxial reverse-propeller; backstepping sliding mode; flight test; attitude control

0 引言

随着嵌入式电子技术和传感器技术的发展, 无人机得到广泛应用并成为关注热点。折叠式共轴反浆无人机与常规的共轴反浆无人机相比, 在结构上为无尾翼对称式, 其优点为: 气动布局对称, 两桨气动干扰较小, 上下旋翼均采用双伺服舵机操纵, 姿态调整或前飞飞行较平稳, 可适用于炮射装置发射的共轴反浆无人机。和其他类型的无人机一样, 折叠式共轴反浆无人机总是受到干扰、模型不确定性和参数扰动的影响。为确保飞行的稳定性, 通常研究稳定的控制算法来减少干扰和不确定性的影响。传统线性控制算法已被广泛研究并应用于无人机的各种实践中, 主要的线性控制算法, 如比例-积分-微分 (PID) 控制^[1-2]及线性二次调节器/高斯 (LQR/LQG) 控制^[3-4]。这些算法在处理非线性和强耦合特性控制时带来了较大限制。非线性控制可以在不可预知的环境变化下达到一定的稳定性, 从而实现无人机准确轨迹跟踪。对无人机进行不同的自

主控制设计, 现在有多种非线性控制器已在各种无人机上应用, 如反馈线性化^[5]、反步控制、奇异扰动^[6]、滑模控制^[7]等相关自适应非线性控制器。反步控制算法广泛用于控制非线性系统, 在模型不确定性和外部干扰的情况下, 该算法不能保证闭环系统的稳定性和跟踪误差的渐近收敛性, 所以采取与其他方法相结合, 以获得控制的稳定性和鲁棒性^[8]。滑模控制在无人机上得到广泛应用, 其优点是可以抑制一定的外部干扰, 具有良好的鲁棒性, 缺点是在控制过程中容易产生抖动^[9]。Almakhles D 采用反步控制和滑模控制的结合, 实现四旋翼无人机的姿态控制仿真分析^[10]。Koehl A 基于扰动观测器的控制, 对共轴反浆无人机位置和姿态飞行鲁棒性进行了研究^[11]。针对滑模控制在控制过程中容易产生抖动和反步控制算法对飞行器的数学模型准确性要求较高的问题, 当存在不确定性和外界干扰条件下, 将反步法控制和滑模控制 2 种方法结合, 以解决飞行器位置轨迹和姿态轨迹的跟踪能力。

笔者研究基于反步控制算法的折叠式共轴反浆

收稿日期: 2022-03-22; 修回日期: 2022-04-21

基金项目: 装备预研兵器工业联合基金项目 (6141B010238)

作者简介: 徐九龙 (1989—), 男, 吉林人, 博士, 从事无人系统技术、智能弹药技术研究。E-mail: xujiulong@sylu.edu.cn。

无人机位置和姿态飞行控制技术。针对折叠式共轴双旋翼无人机在飞行过程中不确定性，建立了基于牛顿-欧拉公式的无人机动力学模型，设计了反步滑模控制用于位置和姿态的反馈控制系统；通过飞行测试与传统飞行解算算法的对比实验，对反步滑模控制算法进行了验证。

1 动力学模型

为推导出系统的力学模型，采用牛顿-欧拉运动方程建立关于 2 个观测参考系的共轴双旋翼无人机模型：机体坐标系和导航坐标系。机体坐标系用 $\{O, x_b, y_b, z_b\}$ 表示，三轴的方向指向前右地，连接到无人机的质心，导航坐标系 $\{O, x_n, y_n, z_n\}$ 。描述无人机位置和姿态的信息，定义 $p=[x \ y \ z]^T$ 为导航坐标下的位置， $v=[v_x \ v_y \ v_z]^T$ 为无人机在导航坐标系下的速度， $\Phi=[\phi \ \theta \ \psi]^T$ 为横滚、俯仰和偏航的欧拉角， $\omega=[\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ 为相关角度的角速度。旋转矩阵 C_b^n 为惯性坐标系与机体坐标系之间的旋转矩阵^[12]：

$$C_b^n = \begin{bmatrix} c_\theta c_\psi & c_\psi s_\phi s_\theta - c_\phi s_\psi & c_\psi s_\phi s_\theta + c_\phi s_\psi \\ c_\theta s_\psi & s_\phi s_\theta s_\psi + c_\phi c_\psi & c_\theta s_\phi s_\psi - c_\psi s_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\phi c_\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中： $c(*)=\cos(*)$ ； $s(*)=\sin(*)$ 。注意， C_b^n 是一个特殊的正交矩阵，使 $(C_b^n)^{-1}=(C_b^n)^T$ ， $\det(C_b^n)=1$ ， C_b^n 是可逆的。

坐标系与模型如图 1 所示。

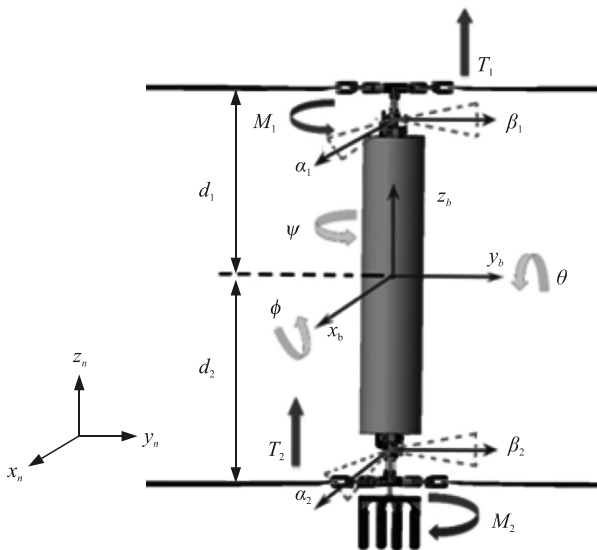


图 1 坐标系与模型

根据位置平移运动学方程，刚体的速度对应于

给定参考系中重心位置的时间导数：

$$\dot{p} = C_b^n v \quad (2)$$

矩阵 Q 是欧拉角 Φ 与角速度 ω 的关系式，可描述为：

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi s_\theta / c_\theta & c_\phi s_\theta / c_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi / c_\theta & c_\phi / c_\theta \end{bmatrix} \quad (3)$$

旋转运动学方程将滚动角 ϕ 、俯仰角 θ 和偏航角 ψ 的导数与瞬时旋转速度 ω 相关联：

$$\dot{\Phi} = Q\omega \quad (4)$$

将无人机平台视为刚性体，通过牛顿-欧拉方程描述 6DoF 动力学：

$$m \begin{bmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} - m \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix}; \quad (5)$$

$$J \begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & -\omega_z & \omega_y \\ \omega_z & 0 & -\omega_x \\ -\omega_y & \omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中： $F=[F_x \ F_y \ F_z]^T$ ， F_x, F_y, F_z 是 F 在机体坐标系 x, y, z 轴上的投影； $M=[M_x \ M_y \ M_z]^T$ ， M_x, M_y, M_z 是 M 在机体坐标系 x, y, z 轴上的投影； m 为无人机的总质量； J 为无人机的转动惯量。作用无人机的力主要有作用在导航坐标系 z 轴下的重力、旋翼桨叶产生的升力、旋翼操纵机构产生的挥舞力和无人机在飞行过程中机身产生的空气阻力。

作用载体的总力为：

$$F = T + F_{mg} + F_f \quad (7)$$

式中： F_{mg} 为作用在导航坐标系 z 轴下的重力； F_f 为机身阻力，通常与无人机的线速度和前表面面积有关。

由旋翼产生的力为：

$$T = T_1 + T_2 = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -k_{TU} c_{\alpha_1} s_{\beta_1} \omega_U^2 - k_{TL} c_{\alpha_2} s_{\beta_2} \omega_L^2 \\ -k_{TL} \omega_L^2 s_{\alpha_1} - k_{TL} \omega_L^2 s_{\alpha_2} \\ k_{TU} \omega_U^2 c_{\alpha_1} c_{\beta_1} + k_{TL} \omega_L^2 c_{\alpha_2} c_{\beta_2} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中： k_{TU}, k_{TL} 为上下桨叶升力系数； ω_U, ω_L 为上下桨叶的角速度； T_U 为上桨叶产生的升力； $\alpha_1, \beta_1, \alpha_2$ 和 β_2 为上下桨叶倾斜盘挥舞角。作用载体的力矩为由上下桨叶产生的阻力矩与下桨叶操纵机构产生的挥舞力矩组成。

质心 G 到上、下桨叶桨盘的距离分别为 d_1 和 d_2 ，总力矩为：

$$M = M_1 + M_2 = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -d_1 k_{TU} \omega_U^2 s_{\alpha 1} - d_2 k_{TL} \omega_L^2 s_{\alpha 2} \\ -d_1 k_{TU} \omega_U^2 c_{\alpha 1} s_{\beta 1} - d_2 k_{TL} \omega_L^2 c_{\alpha 2} s_{\beta 2} \\ k_{MU} \omega_U^2 - k_{ML} \omega_L^2 \end{bmatrix} \quad (9)$$

式中 k_{MU}, k_{ML} 为阻力矩空气系数。

2 控制算法设计

为解决无人机在未知外部干扰情况下的轨迹跟踪问题, 采用反步滑模控制算法设计无人机位置和姿态的控制系统。姿态内环控制的姿态角 Φ 和角速度 ω 在跟踪期望姿态角 $\Phi_{des} = [\phi_{des} \ \theta_{des} \ \psi_{des}]^T$ 和期望角速度 $\omega_{des} = [\omega_{xdes} \ \omega_{ydes} \ \omega_{zdes}]^T$ 。内环控制系统的姿态角跟踪误差 δ_1 如下:

$$\delta_1 = \Phi - \Phi_{des} \quad (10)$$

则姿态角跟踪误差导数:

$$\dot{\delta}_1 = \dot{\Phi} - \dot{\Phi}_{des} = \omega - \dot{\Phi}_{des} \quad (11)$$

定义 Lyapunov 函数:

$$V_{\phi 1} = \delta_1^2 / 2 \quad (12)$$

定义 $\omega = \delta_2 + \dot{\Phi}_{des} - c_\phi \delta_1$, 其中: c_ϕ 为正常数, δ_2 为虚拟控制量:

$$\delta_2 = \omega - \dot{\Phi}_{des} + c_\phi \delta_1 \quad (13)$$

定义切换函数:

$$s_\phi = k_\phi \delta_1 + \delta_2 = k_\phi \delta_1 + \dot{\delta}_1 + c_\phi e_1 = (k_\phi + c_\phi) \delta_1 + \dot{\delta}_1 \quad (14)$$

定义 Lyapunov 函数:

$$V_{\phi 2} = V_{\phi 1} + s_\phi^2 / 2 \quad (15)$$

设计内环控制律为:

$$u_{\phi 1} = -s_\phi (\delta_2 - c_\phi \delta_1) - M/J - \mathcal{L}_2 \text{sgn}(s_\phi) + \ddot{\Phi}_{des} - c_\phi \dot{\delta}_1 - h_\phi [s_\phi + \beta_\phi \text{sgn}(s_\phi)] \quad (16)$$

式中 h_ϕ 和 β_ϕ 为正常数。

姿态控制算法的稳定性证明如下。首先将设计控制器代入 \dot{V}_2 的表达式可得

$$\begin{aligned} \dot{V}_{\phi 2} &= \dot{V}_{\phi 1} + s_\phi \dot{s}_\phi = \\ &= -c_\phi \delta_1^2 + \delta_1 \delta_2 - h_\phi s_\phi^2 - h_\phi \beta_\phi |s_\phi| - \mathcal{L}_2 s_\phi \leq \\ &= -c_\phi \delta_1^2 + \delta_1 \delta_2 - h_\phi s_\phi^2 - h_\phi \beta_\phi |s_\phi| \end{aligned} \quad (17)$$

$$\text{取 } Q_\phi = \begin{bmatrix} c_\phi + h_\phi k_\phi^2 & h_\phi k_\phi - 1/2 \\ h_\phi k_\phi - 1/2 & h_\phi \end{bmatrix} \quad (18)$$

由于

$$\begin{aligned} \delta^T Q_\phi \delta &= [\delta_1 \ \delta_2] \begin{bmatrix} c_\phi + h_\phi k_\phi^2 & h_\phi k_\phi - 1/2 \\ h_\phi k_\phi - 1/2 & h_\phi \end{bmatrix} [\delta_1 \ \delta_2]^T = \\ &= c_\phi \delta_1^2 - \delta_1 \delta_2 + h_\phi k_\phi^2 \delta_1^2 + 2h_\phi k_\phi \delta_1 \delta_2 + h_\phi \delta_2^2 = \\ &= c_\phi \delta_1^2 - \delta_1 \delta_2 + h_\phi k_\phi^2 \delta_1^2 \end{aligned} \quad (19)$$

其中 $\delta^T = [\delta_1 \ \delta_2]$ 。则如果保证 Q_ϕ 为正定矩阵, 有:

$$\dot{V}_{\phi 2} \leq -\delta^T Q_\phi \delta - h_\phi \beta_\phi |s_\phi| \leq 0 \quad (20)$$

由于

$$|Q_\phi| = h_\phi (c_\phi h_\phi + h_\phi k_\phi^2) - (h_\phi k_\phi - 1/2)^2 = h_\phi (k_\phi + c_\phi) - 1/4 \quad (21)$$

通过取 h_ϕ, c_ϕ 和 k_ϕ 的值, 可使 $|Q_\phi| > 0$ 从而保证 Q_ϕ 为正定矩阵, 从而保证 $\dot{V}_{\phi 2} \leq 0$ 。根据 Lasalle 不变性原理, 当取 $\dot{V}_{\phi 2} \equiv 0$ 时, 则 $\delta \equiv 0, s_\phi \equiv 0, \delta \rightarrow 0, s_\phi \rightarrow 0$; 从而 $\delta_1 \rightarrow 0, \delta_2 \rightarrow 0$, 则 $\Phi \rightarrow \Phi_{des}, \omega \rightarrow \dot{\Phi}_{des}$ 。

同样位置控制反步滑模控制算法位置 p 和速度 v 在外干扰的作用下跟踪期望位置 $p_{des} = [x_{des} \ y_{des} \ z_{des}]^T$ 和期望速度 $v_{des} = [v_{xdes} \ v_{ydes} \ v_{zdes}]^T$, 位置控制跟踪误差 e_1 如下:

$$e_1 = p - p_{des} \quad (22)$$

则速度跟踪误差导数:

$$\dot{e}_1 = \dot{p} - \dot{p}_{des} = v - \dot{p}_{des} \quad (23)$$

定义 Lyapunov 函数:

$$V_{p1} = e_1^2 / 2 \quad (24)$$

定义 $v = e_2 + \dot{p}_{des} - c_p e_1$, 其中: c_p 为正常数, e_2 为虚拟控制量:

$$e_2 = v - \dot{p}_{des} + c_p e_1 \quad (25)$$

定义切换函数:

$$s_p = k_p e_1 + e_2 \quad (26)$$

设计外环控制律为

$$u_{p1} = -k_p (e_2 - c_p e_1) - T/m - g - \mathcal{L}_1 \text{sgn}(s_p) + \ddot{p}_{des} - c_p \dot{e}_1 - h_p [s_p + \beta_p \text{sgn}(s_p)] \quad (27)$$

式中 h_p 和 β_p 为正常数。位置控制算法的稳定性证明方法与姿态控制算法相同。

3 飞行测试

为验证提出的反步滑模控制算法的可行性和实用性, 将该算法应用于实验室研发原理样机进行飞行测试。在实验过程中, 以相同地点起飞, 仅给飞行控制器的油门通道控制量, 其他通道均由飞行控制器自主控制。表 1 为控制参数, 图 2 为折叠式共轴反桨无人机的原理样机, 图 3 为折叠式共轴反桨

无人机的飞行测试实验。飞行时间为 80 s，飞行环境为微风。可以看出，在飞行过程中，无人机的姿态非常稳定。根据飞行实验测试的数据，与传统飞行控制算法串级 PID 控制进行比较，如图 4、5 所示。

表 1 控制参数

c_p	h_p	k_p	c_ϕ	h_ϕ	k_ϕ
5	5	10	10	20	10

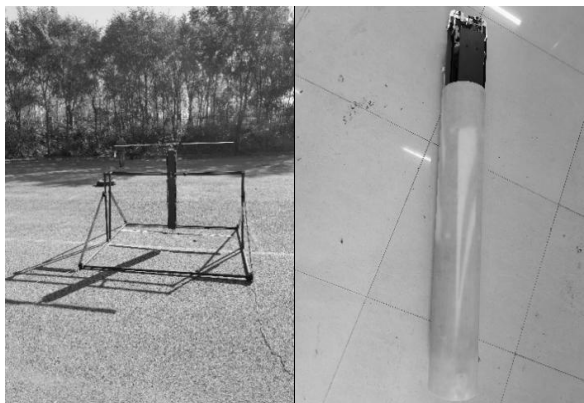
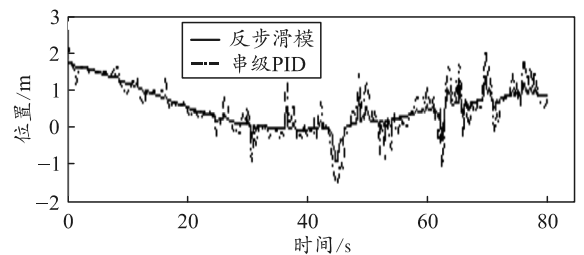


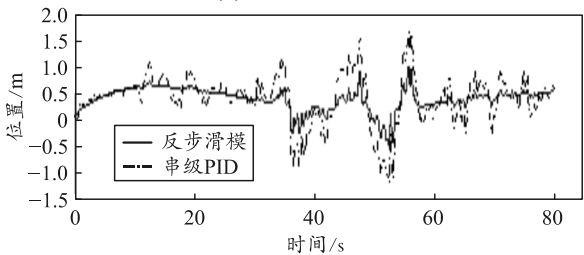
图 2 折叠式共轴反浆无人机的原理样机



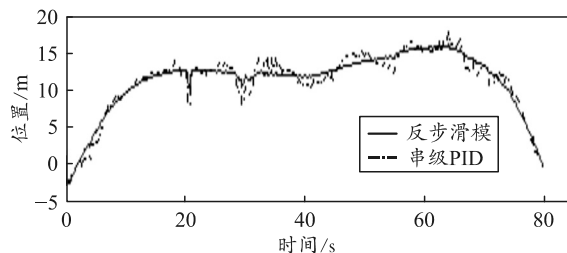
图 3 飞行测试实验



(a) X 位置对比

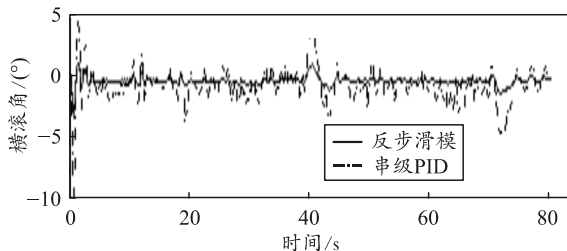


(b) Y 位置对比

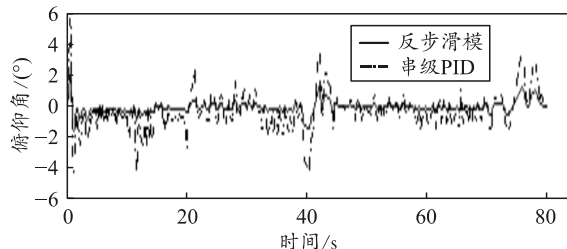


(c) Z 位置对比

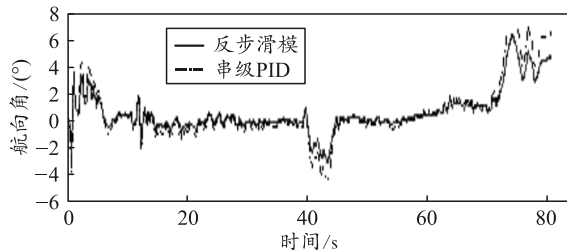
图 4 反步滑模与串级 PID 算法的位置对比



(a) 横滚角对比



(b) 俯仰角对比



(c) 航向角对比

图 5 反步滑模与串级 PID 算法的姿态对比

无人机在飞行过程中，由于受电机振动、桨叶挥舞、齿轮传动和阵风对机身的阻力等不可避免的干扰时会出现波动现象。采用传统的串级 PID 算法时，波动现象较大。位置 X 、 Y 、 Z 的波动分别为 2、1.5 和 7 m。横滚角和俯仰角的波动幅度较大，偏航角变化剧烈且频繁，波动分别为 5° 、 7° 和 3° 。在使用反步滑模控制算法时，位置 X 、 Y 的波动小于 1 m，位置 Z 波动小于 5 m。无人机的横滚角和俯仰角波动较小，偏航角的变化过程是连续平稳的，均控制在 2° 范围内。在此过程中，无人机虽然有微小波动，但不影响飞行稳定性，可以实现定点悬停。

4 结论

笔者针对折叠式共轴反浆无人机在未知的环境

下飞行控制问题，提出一种具有反步滑模控制算法的飞行控制方法。建立无人机的动力学模型，设计无人机的姿态和位置控制算法，并通过实验室研发试验样机进行了飞行测试实验。通过飞行试验测试对比实验的数据表明：串级 PID 飞行控制算法位置和姿态波动较大，反步滑模控制算法可以抑制严重波动，能够提高飞行的稳态性和抗干扰能力，验证了反步滑模控制算法对折叠式共轴反浆无人机的可行性和有效性。

参考文献：

[1] TAYEBI A, MCGILVRAY S. Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot. Decision and Control[C]//43rd IEEE Conference on Decision and Control. Nassau Bahamas, 2005: 1216-1221.

[2] LI J, LI Y. Dynamic analysis and PID control for a quadrotor[C]//IEEE International Conference on Mechatronics and Automation. Beijing, China, 2011: 573-578.

[3] BOUABDALLAH S, NOTH A, SIEGWART R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]//IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots & Systems. Sendai, Japan, 2004: 2451-2456.

[4] WHITE J, PHELAN J. Stability augmentation for a free flying ducted fan[C]//Guidance, Navigation and Control

(上接第 91 页)

[7] YANG T, GAO X S. Adaptive Neural Sliding-Mode Controller for Alternative Control Strategies in Lower Limb Rehabilitation[J]. IEEE transactions on neural systems and rehabilitation engineering: a publication of the IEEE Engineering in Medicine and Biology Society, 2020, 28(1): 238-247.

[8] 刘金国, 王越超, 李斌, 等. 变形机器人倾翻稳定性仿

Conference. Monterey, USA, 1986: 896-904.

[5] LEE D, KIM H, SASTRY S. Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quad-rotor helicopter[J]. International Journal of Control, 2009, 7(3): 419-428. .

[6] MOKHTARI A. Feedback linearization and linear observer for a quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Advanced Robotics, 2006, 20(1): 71-91.

[7] CHIANG H K, FANG C C, HSU F J. Robust variable air speed control of a nonlinear fan system based on backstepping sliding mode control techniques[J]. Advances in Mechanical Engineering, 2016, 8(6): 1-12.

[8] SAFEER U. Robust Backstepping Sliding Mode Control Design for a Class of Underactuated Electro-Mechanical Nonlinear Systems[J]. Journal of Electrical Engineering & Technology, 2020, 15(4): 1821-1828.

[9] WANG C, YANG J, YAO H, et al. An overview of flight control algorithms for quadrotors[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(12): 53-58.

[10] ALMAKHLES D. Robust Backstepping Sliding Mode Control for a Quadrotor Trajectory Tracking Application[J]. IEEE Access, 2019, 8(9): 5515-5525.

[11] KOEHL A, RAFARALAHY H, BOUTAYEB M. Aerodynamic Modelling and Experimental Identification of a Coaxial-Rotor UAV[J]. Journal of Intelligent & Robotic Systems, 2012, 68(1): 53-68.

[12] 陈汉, 李科伟, 邓宏彬, 等. 一种共轴双旋翼飞行器悬停控制联合仿真[J]. 兵工学报, 2019, 40(2): 303-313.

真分析[J]. 系统仿真学报, 2006(2): 409-415.

[9] 田海波, 方宗德, 周勇, 等. 轮腿式机器人倾覆稳定性分析与仿真 [J]. 系统仿真学报, 2009, 21(13): 4032-4037.

[10] 王立权, 王海龙, 陈曦. 仿蟹机器人行走稳定性判定方法[J]. 高技术通讯, 2013, 23(2): 167-173.

[11] 姜莹, 白保东. 全方位移动下肢康复机器人的虚拟样机建模和仿真[J]. 沈阳化工大学学报, 2013, 27(2): 159-162.