

文章编号: 2095-2163(2020)03-0007-07

中图分类号: V279

文献标志码: A

基于可变参数滑模控制的四旋翼无人机的姿态控制

望香凝, 王朝立, 颜 飞

(上海理工大学 光电信息与计算机工程学院, 上海 200093)

摘要: 为了稳定控制无人机的位置和姿态角, 提出了一种结合滑模控制和状态反馈控制的非线性控制器。本次研究中, 建立了四旋翼无人机的运动学模型, 提出的一种可变参数的滑模控制和状态反馈控制方法, 控制器设计分为2个阶段: 设计姿态子系统时变滑模控制器, 首先保证3个姿态角的快速收敛性能能满足第二阶段的设计要求; 在完成第一阶段控制器的设计的基础上, 保证位置姿态三轴上的实时跟踪性能, 使得在有限时间里都到达期望的位置。本论文中介绍了现有的标准滑模控制方法和基于齐次系统方法的状态反馈法及相应的控制器, 并且进行了对比分析实验。仿真结果表明了所设计的非线性控制器不仅可以有效地跟踪时变目标值, 而且收敛性能更好。

关键词: 无人机姿态; 有限时间; 可变参数; 滑模控制; 状态反馈控制

Attitude control of quadrotor UAV based on variable parameter sliding mode control

WANG Xiangning, WANG Chaoli, YAN Fei

(School of Optical-Electrical and Computer Engineering, University of Shanghai for Science and Technology, Shanghai 200093, China)

[Abstract] In order to stably control the position and attitude angle of the drone, a nonlinear controller combining sliding mode control and state feedback control is proposed. In this study, the kinematics model of the quadrotor UAV is established, and a variable parameter sliding mode control and state feedback control method is proposed. The controller design is divided into two stages: the design of the attitude subsystem becomes slippery. The membrane controller first ensures that the fast convergence performance of the three attitude angles can meet the design requirements of the second stage; on the basis of completing the design of the first stage controller, the real-time tracking performance on the three axes of the position and attitude is guaranteed to reach the desired position in a limited time. In this paper, the existing standard sliding mode control method and state feedback method based on homogeneous system method and corresponding controller are introduced, and comparative analysis experiments are carried out. The simulation results show that the designed nonlinear controller can not only effectively track the time-varying target value, but also has better convergence performance.

[Key words] drone attitude; finite time; variable parameter; sliding mode control; state feedback control

0 引言

近年来, 无人机以其低成本、良好的机动性和环境适应能力强等特点, 越来越多地被应用于航拍、测绘、电力巡检、灾害检测、地质勘探等特种行业, 多旋翼无人机及其应用目前也引起了越来越多的研究人员的极大兴趣^[1-3]。四旋翼无人机可以在任何方向飞行, 垂直起飞和降落, 并在理想的高度盘旋^[4-6]。但也存在着一定的缺点和挑战性, 自主飞行控制系统设计的微型无人机对室内和室外环境是具有挑战性的。有研究人员提出了一种新的四转子姿态稳定反馈控制方案, 设计了一种飞行控制系统, 不仅能稳定姿态, 而且能精确地跟踪一个欠驱动的

四旋翼飞机的轨迹。在特定的情况下, 所提出的控制器被证明是有效的^[7-9]。然而, 上述所有的工作都局限于姿态轨迹跟踪控制问题, 缺乏对位置控制的关注。提出了反馈线性化控制器, 发现其对噪声的敏感性和不确定性建模, 从而有针对性地提出了滑模控制器, 但是, 四转子动力学是一个简化的过程, 忽略了态度和位置之间的耦合^[10]; 有研究人员提出了一些神经动力学方法(如张动力学(ZD)和梯度动力学(GD)), 设计了无人机的位置和姿态角控制器^[11-12]。Zhang等人^[13]为了稳定地控制无人飞行器(UAV)的位置和姿态角度, 提出了一种可变参数收敛神经动力学(VP-CND)方法, 可以跟踪时变

基金项目: 国家自然科学基金(61374040, 61503205)。

作者简介: 望香凝(1994-), 女, 硕士研究生, 主要研究方向: 多旋翼无人机姿态控制、无人机轨迹跟踪、多传感器数据融合等; 王朝立(1965-), 男, 博士, 教授, 博士生导师, 主要研究方向: 非线性控制、机器人控制、模糊控制等; 颜 飞(1994-), 男, 硕士研究生, 主要研究方向: 机器人控制、模糊控制、视觉伺服控制。

通讯作者: 王朝立 Email: clclwang@126.com

收稿日期: 2019-11-07

目标值,而且具有超指数收敛性能,但是只考虑了高度方向控制,对于系统的耦合问题并没有提出有效的解决办法^[13]。

本文提出了一种控制方法,用于设计的无人机稳定姿态控制器。系统的稳定性是针对系统平衡点而言的,研究讨论的是系统的零平衡点和一般平衡位置。与以前的控制器相比,提出的控制方法对于无人机位置和姿态角都能有效控制,可以在有限时间里高效地完成时变跟踪任务,用一种新的控制方式解除了系统的耦合,而且也考虑到了整个系统的鲁棒性。所设计的无人机姿态控制器相比之前的标准 SMC 控制器或 VP-CND 控制器更加有效,既解决了系统的耦合问题,也保证了收敛性能。

1 无人机动力学建模

1.1 无人机坐标轴

参考图 1 所示的四转子无人机。为了更清楚地说明欧拉角,研究建立了四旋翼无人机的机身坐标,即:

- (1) 机身坐标初始点是无人机的中心。
- (2) x 轴沿着运动臂 1 的方向,见图 1。
- (3) y 轴沿着运动臂 2 的方向,见图 1。
- (4) z 轴是运动臂平面的垂直线与运动臂平面相交于原始点。

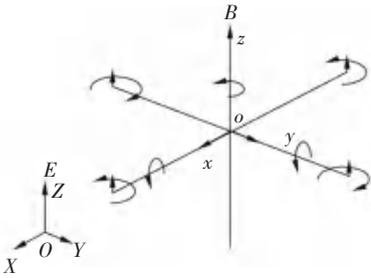


图 1 四旋翼无人机坐标系

Fig. 1 Four-rotor UAV coordinate system

根据上面定义的机身坐标,还同时定义无人机的欧拉角如下:

- (1) 俯仰角 $\theta(t)$ 是关于 y 轴的旋转角度。
- (2) 横滚角 $\psi(t)$ 是关于 z 轴的旋转角度。
- (3) 偏航角 $\phi(t)$ 是关于 x 轴的旋转角度。

1.2 运动学模型

忽略空气动力摩擦等扰动以及使用牛顿-欧拉方法。在坐标系中,无人机的位置被定义为 $\mathbf{P}(t) = [x(t), y(t), z(t)]^T$, 其姿态由 3 个欧拉角表示为 $\mathbf{\Theta}(t) = [\theta(t), \phi(t), \psi(t)]^T$ 。该飞行器有 6 个自由度,3 个平动速度,地面坐标和机身坐标之间的关系是:

$$\mathbf{X}_C = \mathbf{R}_B^E \mathbf{X}_u, \quad (1)$$

其中,

$$\mathbf{R}_B^E = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & S_\theta C_\psi S_\phi - S_\psi C_\phi & S_\theta C_\psi C_\phi + S_\psi S_\phi \\ C_\theta S_\psi & S_\theta S_\psi S_\phi + C_\psi C_\phi & S_\theta S_\psi C_\phi - C_\psi S_\phi \\ -S_\theta & C_\theta S_\phi & C_\theta C_\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\psi} \\ \dot{\theta} \end{bmatrix}$$

表示转换矩阵,矩阵中包含了缩写 $S_\theta, C_\theta, S_\phi, C_\phi, S_\psi, C_\psi$, 分别表示 $\sin\theta(t), \cos\theta(t), \sin\phi(t), \cos\phi(t), \sin\psi(t), \cos\psi(t)$ 。

根据牛顿第二定律,结合牛顿-欧拉方程,得到无人机的运动学方程为:

$$\dot{\mathbf{X}}_i = f(x) + g(x)U_i, \quad (2)$$

其中,

$$x_1 = \phi, x_2 = \dot{\phi}, x_3 = \theta, x_4 = \dot{\theta}, x_5 = \psi, x_6 = \dot{\psi},$$

$$x_7 = x(t), x_8 = \dot{x}(t), x_9 = y(t), x_{10} = \dot{y}(t),$$

$$x_{11} = z(t), x_{12} = \dot{z}(t)。$$

方程(1)展开如下:

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \ddot{x}_1 = \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + U_2; \\ \ddot{\theta} = \ddot{x}_3 = \dot{x}_4 = a_2 x_2 x_6 + U_3; \\ \ddot{\psi} = \ddot{x}_5 = \dot{x}_6 = a_3 x_2 x_4 + U_4; \\ \ddot{x}(t) = \ddot{x}_7 = \dot{x}_8 = (c_{x_1} c_{x_3} s_{x_5} + s_{x_1} s_{x_5}) U_1; \\ \ddot{y}(t) = \ddot{x}_9 = \dot{x}_{10} = (c_{x_1} s_{x_3} s_{x_5} - s_{x_1} s_{x_5}) U_1; \\ \ddot{z}(t) = \ddot{x}_{11} = \dot{x}_{12} = (c_{x_1} c_{x_3}) U_1 - g. \end{cases} \quad (3)$$

其中, $u_i(t) = bl \sum_{i=1}^4 \omega_i^2$, 作为系统的控制输入变量,即:

$$U_1 = bl(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)/m;$$

$$U_2 = bl(-\omega_2^2 + \omega_4^2)/J_x;$$

$$U_3 = bl(-\omega_1^2 + \omega_3^2)/J_y; \quad (4)$$

$$U_4 = bl(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2)/J_z;$$

$$\bar{\omega} = \omega_1 - \omega_2 + \omega_3 - \omega_4.$$

其中, $\omega_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 表示 4 个电机的转速; l 表示无人机的臂长; m 表示无人机的质量; $a_i (i = 1, 2, 3)$ 是标准参数,其数学定义可写为:

$$a_1 = \frac{J_y - J_z}{J_x}, a_2 = \frac{J_z - J_x}{J_y}, a_3 = \frac{J_x - J_y}{J_z}, \quad (5)$$

其中, $x(t), y(t)$ 和 $z(t)$ 表示无人机在地面坐标下的位置坐标; g 表示重力加速度; $\theta(t), \phi(t)$ 和 $\psi(t)$ 表示无人机在地面坐标下的姿态角坐标; J_x, J_y 和 J_z 分别表示无人机在 X 轴、 Y 轴和 Z 轴上的转动惯量; $u_1(t)$ 表示机身坐标系下的 Z 轴方向的合力; $u_2(t)$ 表示在 $\psi(t)$ 方向上的合力; $u_3(t)$ 表示在

$\theta(t)$ 方向上的合力; $u_4(t)$ 表示 $\phi(t)$ 的合成扭矩; u_1, u_2, u_3, u_4 表示三轴姿态角控制器的控制输入。

2 控制器设计

2.1 无人机位置姿态轨迹跟踪的控制器

在本节中,首先提出了一种用于姿态轨迹跟踪的可变参数的滑模控制器(VP-SMC),在常规滑模控制器(SMC)的基础上,结合可变参数的思想,设计了一种可变参数的时变滑模控制器,以确保3个姿态角 $\{\theta(t), \phi(t), \psi(t)\}$ 沿着期望的偏航角、横滚角、俯仰角 $\{\psi_T(t), \phi_T(t), \theta_T(t)\}$ 轨迹进行跟踪,到达期望的轨迹。时变滑模状态反馈控制器确保位置和偏航角跟踪性能是沿着 $\{x_T(t), y_T(t), z_T(t), \psi_T(t)\}$ 参考输入的。

根据无人机对象的数学模型(3),首先考虑系统(3)的平衡点满足如下情况:

$$\begin{cases} \ddot{x} = u_1(t)(s_\theta c_\psi c_\phi + s_\psi s_\phi)/m = 0; \\ \ddot{y} = u_1(t)(s_\theta s_\psi c_\phi - c_\psi s_\phi)/m = 0; \\ \ddot{z} = u_1(t)(c_\theta c_\phi)/m - g = 0. \end{cases} \quad (6)$$

其中, $u_1(t) \neq 0$ 。

根据式(6)可以得到如下等式:

$$(s_\theta c_\psi c_\phi + s_\psi s_\phi) = 0, (s_\theta s_\psi c_\phi - c_\psi s_\phi) = 0, \quad (7)$$

可以得到 $s_\theta = 0, s_\phi = 0$, 则 $\theta = \phi = 0$, ψ 在 $-\pi/2$ 到 $\pi/2$ 之间任意角度。因此,在不失一般性的情况下,研究考虑系统(6)的平衡点为: $\{x(t), y(t), z(t), \theta(t), \phi(t), \psi(t)\}$, 期望轨迹 $\{x_T(t), y_T(t), z_T(t), 0, 0, \psi_T(t)\}$ 。

2.2 用于姿态角控制的时变滑模控制器

滑模控制一般情况下具有不错的鲁棒性,是四旋翼无人机姿态控制的较好选择。在本次研究中,设计了一种用于姿态轨迹跟踪控制的可变参数滑模控制器。

选择姿态角向量 X_i 组建一个新的子状态变量,并考虑姿态动态系统可以提取如下:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 = \dot{\phi}; \\ \ddot{x}_1 = \dot{x}_2 = a_1 x_4 x_6 + U_{s2}; \\ \dot{x}_3 = x_4 = \dot{\theta}; \\ \ddot{x}_3 = \dot{x}_4 = a_2 x_2 x_6 + U_{s3}; \\ \dot{x}_5 = x_6 = \dot{\psi}; \\ \ddot{x}_5 = \dot{x}_6 = a_3 x_2 x_4 + U_{s4}. \end{cases} \quad (8)$$

其中,各参数与运动学方程相同。研究的控制

目标是确保 $\{\theta(t), \phi(t), \psi(t)\}$ 沿着所需的姿态轨迹 $\{\psi_T(t), \phi_T(t), \theta_T(t)\}$ 运动。通过设计可变参数 SMC 控制律 $U_s = [U_{s2}, U_{s3}, U_{s4}]^T$, 姿态轨迹跟踪控制器设计以偏航角 ψ 开始,一个合适的 ψ 角运动控制的滑动流形选择如下:

$$s_5 = e_5 + \gamma(t)e_5, \quad (9)$$

其中, $e_5 = x_{5T} - x_5, \gamma(t) = t^p + p$ 是一个随时间变化的函数, $x_{5T}(t)$ 是期望的偏航角, s_5 对时间的导数是:

$$\begin{aligned} \dot{s}(e_5) &= \ddot{e}_5 + \gamma(t)\dot{e}_5 + \dot{\gamma}(t)e_5 = \\ &= \ddot{x}_{5T} + \gamma(t)\dot{e}_5 + \dot{\gamma}(t)e_5 - \ddot{x}_5 = \\ &= \ddot{x}_{5T} + \gamma(t)\dot{e}_5 + \dot{\gamma}(t)e_5 - (a_3 x_2 x_4 + U_{s4}), \end{aligned} \quad (10)$$

其中, \ddot{x}_{5T} 和 \dot{x}_{5T} 是所需的偏航角命令的二阶导数和一阶导数,并通过稳定的一阶和二阶微分滤波器可以近似地得到,设计了如下的偏航角滑模控制率:

$$U_{s4} = \ddot{x}_{5T} + \gamma(t)\dot{e}_5 + \dot{\gamma}(t)e_5 - a_3 x_2 x_4 + p_5 \text{sign}(e_5) \quad (11)$$

其中, $\text{sign}()$ 为符号函数, P_5 是一个需要确定的正常数。

为了证明其稳定性, Lyapunov 候选函数选取如下:

$$V_{s5} = \frac{1}{2} s_{e5}^2, \quad (12)$$

当 U_{s4} 被替换后,随时间的导数可以写为式(13):

$$\begin{aligned} \dot{V}_{s5} &= s_{e5} \dot{s}_{e5} = s_{e5} (\ddot{x}_{5T} + \gamma(t)\dot{e}_5 + \dot{\gamma}(t)e_5 - a_3 x_2 x_4 - \\ &= -s_{e5} * p_5 \text{sign}(s_{e5}) = -p_5 |s_{e5}| \leq 0, \end{aligned} \quad (13)$$

式(12)和(13)的结合意味着候选函数非增,且存在有限极限,则所求解的状态是有界的,姿态角子系统可以在有限时间达到稳定。类似的研发过程可以设计俯仰角 $\theta(x_1)$ 和横滚角 $\phi(x_3)$ 的轨迹跟踪控制的 SMC 控制律。相应的控制律设计如下:

$$\begin{cases} U_{s2} = \ddot{x}_{1T} + \gamma(t)\dot{e}_1 + \dot{\gamma}(t)e_1 - a_1 x_4 x_6 + p_1 \text{sign}(e_1); \\ U_{s3} = \ddot{x}_{3T} + \gamma(t)\dot{e}_3 + \dot{\gamma}(t)e_3 - a_2 x_2 x_6 + p_3 \text{sign}(e_3). \end{cases} \quad (14)$$

其中, p_1, p_3 均是正常数。其稳定性的证明同偏航角设计的证明,在此省略。

在这一部分中,给出了四旋翼无人机姿态轨迹跟踪控制的时变 SMC 控制律。对每个欧拉角的滑模进行了相似的选择,并设计了控制律。基于 Lyapunov 稳定性的分析表明了这种姿态子系统的稳

定性,可以完成任意目标跟踪任务。

2.3 基于齐次系统方法的反馈控制器设计

本文研究对象无人机系统参考一个二阶非线性系统,考虑 X 轴方向,可由下列微分方程描述,即:

$$\dot{x}_1 = x_2, \dot{x}_2 = u, \quad (15)$$

令误差函数 $e_x(t) = x(t) - x_T(t)$, 设计系统的状态反馈控制器如下:

$$\ddot{e}_x(t) = -k_1 |e_x|^{a_1} \text{sign} e_x - k_2 |\dot{e}_x|^{a_2} \text{sign} \dot{e}_x, \\ \ddot{x} - \ddot{x}_T(t) = -k_1 |x_1 - x_T|^{a_1} \text{sign}(x_1 - x_T) - \quad (16)$$

$$k_2 |x_2 - \dot{x}_T|^{a_2} \text{sign}(x_2 - \dot{x}_T),$$

得到一个虚拟的控制输入:

$$u_x(t) = -k_1 |x_1 - x_T|^{a_1} \text{sign}(x_1 - x_T) - \\ k_2 |x_2 - \dot{x}_T|^{a_2} \text{sign}(x_2 - \dot{x}_T) + \ddot{x}_T(t), \quad (17)$$

其中, $k_1, k_2 > 0$, $0 < \alpha_1 < 1/m$, $m = 1$, $\alpha_2 = (m + 1)\alpha_1 / (1 + \alpha_1)$, $X_T(t)$ 为期望的目标轨迹,可以得到 y 轴和 z 轴方向的虚拟控制输入:

$$\ddot{u}_y(t) = -k_3 |y_1 - y_T|^{a_3} \text{sign}(y_1 - y_T) - \\ k_4 |y_2 - \dot{y}_T|^{a_4} \text{sign}(y_2 - \dot{y}_T) + \ddot{y}_T(t), \quad (18) \\ \ddot{u}_z(t) = -k_5 |z_1 - z_T|^{a_5} \text{sign}(z_1 - z_T) - \\ k_6 |z_2 - \dot{z}_T|^{a_6} \text{sign}(z_2 - \dot{z}_T) + \ddot{z}_T(t).$$

根据本文设计的方法,为便于计算,令:

$$\ddot{u}_x(t) = a; \\ \ddot{u}_y(t) = b; \\ \ddot{u}_z(t) = c. \quad (19)$$

根据无人机的运动学方程,得到一组方程组如下:

$$\ddot{(c_\phi c_\psi s_\theta + s_\phi s_\psi) U_1} = a; \\ \ddot{(c_\phi s_\psi s_\theta - s_\phi c_\psi) U_1} = b; \quad (20) \\ \ddot{(c_\phi c_\theta) U_1 - g} = c.$$

通过矩阵求解式(20)可以解出控制律 U_1 , 及需要满足式(20)的姿态角期望,根据前面的设计 Ψ 可以任意且能快速到达期望的目标值,即作为已知量 $\psi(t) = \psi_T(t)$, 结果如下:

$$\ddot{\theta}_T(t) = \text{atan2}(a_1, c_1); \\ \ddot{\phi}_T(t) = \text{atan2}(b_2, a_1); \\ \ddot{U}_1 = \sqrt{(s_\psi a - c_\psi b)^2 + \left(\frac{c + g}{c_\theta}\right)^2}. \quad (21)$$

其中, $\theta_T(t)$ 和 $\phi_T(t)$ 是内循环里所需的俯仰角度和横滚角轨迹,即 x_{1T}, x_{3T} , U_1 是最终控制律。

尤需指出的是,由于3个姿态角是有限的,都在

$(-\pi/2, \pi/2)$ 之间,三式中的分母不会导致奇点,所以式(21)中的解是有意义的。

求解的 U_1 可以同时满足 X 轴, Y 轴和 Z 轴的控制要求,使得在有限时间里, $\{x(t), y(t), z(t)\}$ 到达 $\{x_T(t), y_T(t), z_T(t)\}$ 。并且基于有限时间 Lyapunov 稳定性分析表明在这一部分里提出的四旋翼无人机的位置轨迹跟踪控制方法是有效的,可以保证位置子系统的稳定性。

通过把 $\{x_{1T}, x_{3T}, x_{5T}\}$ 作为期望的姿态角轨迹,采用上述时变 SMC 法设计过程可得到最终的无人机控制律,具体方法如下:

$$\ddot{U}_{s2} = \ddot{x}_{1T} + \gamma(t)\dot{e}_1 + \dot{\gamma}(t)e_1 - a_1 x_4 x_6 + p_1 \text{sign}(e_1); \\ \ddot{U}_{s3} = \ddot{x}_{3T} + \gamma(t)\dot{e}_3 + \dot{\gamma}(t)e_3 - a_2 x_2 x_6 + p_3 \text{sign}(e_3); \\ \ddot{U}_{s4} = \ddot{x}_{5T} + \gamma(t)\dot{e}_5 + \dot{\gamma}(t)e_5 - a_3 x_2 x_4 + p_5 \text{sign}(e_5). \quad (22)$$

3 仿真实验和结果分析

在这一部分中,为了验证所提出的控制器的有效性,研究利用 Matlab 程序进行仿真实验。本研究采用的四旋翼无人机标称参数设置见表1。

表1 模型参数

Tab. 1 Model parameters

参数	值
m/kg	1
l/m	0.2
k_1, k_3, k_5	25
k_2, k_4, k_6	20
p_1, p_3, p_5	2

在不考虑模型不确定性及干扰性的情况下,验证该方法的有效性。为了便于计算,位置和偏航角期望的轨迹 $\{x_T(t), y_T(t), z_T(t), \psi_T(t)\}$ 选择比较简单,均选择 $\{\sin(0.5t), \sin(0.5t), \sin(0.5t), \sin(0.5t)\}$, 在不失一般性的情况下,在跟踪任务中,无人机初始位置 $\{1, -1, -2, -1\}$, 初始速度 $\{-1, 1, 2, -1\}$ 。考虑到需要数值模拟,研究中假设当状态解和目标值之间的误差小于初始误差的1%时,收敛过程就完成了。

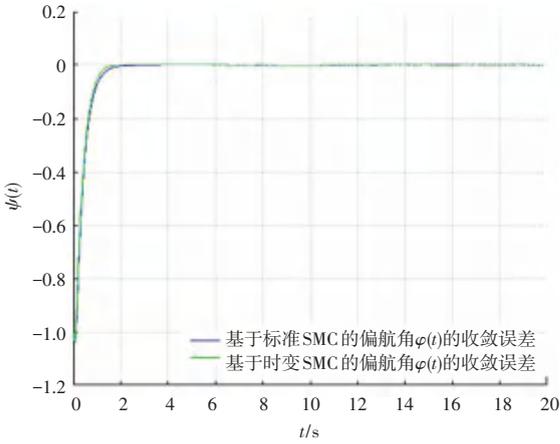
本次研究得到的姿态角收敛误差及速度收敛误差如图2所示,不同 p 值下的姿态角收敛误差及角速度收敛误差如图3所示。

根据图2、图3可以看出,所设计的可变参数滑模控制器对比标准滑模控制方法,收敛速度更快,可以在2s以内收敛到目标曲线。并且所设计的控制

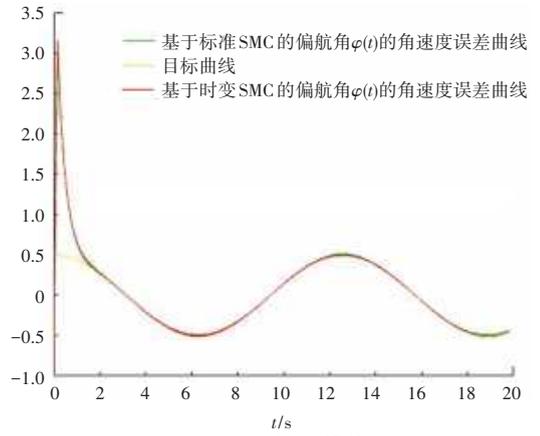
器性能会随着 p 值增大而改善, $p = 5$ 时,收敛速度和误差明显是优于 $p = 2$ 和 $p = 3$ 的。

研究后可得, $x(t)$ 、 $y(t)$ 和 $z(t)$ 的收敛误差及速度收敛误差曲线具体见图4~6。由图4~图6可以得到,对比基本滑模控制方法,位置姿态控制器所

采用的状态反馈控制方法收敛速度是远远快于标准SMC控制器,而且标准滑模控制方法在整个过程中的抖动是比较严重的,状态反馈控制器在稳定到目标值后,抖动明显改善。



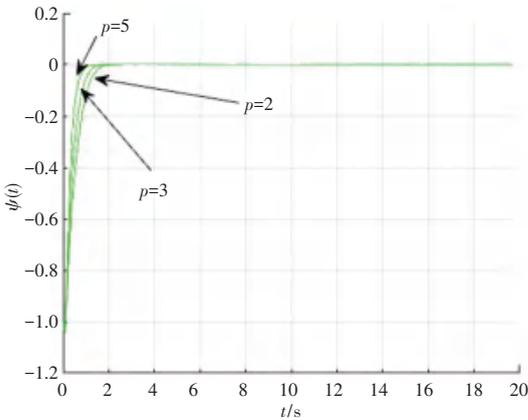
(a) 姿态角收敛误差
(a) Convergence error of attitude angle



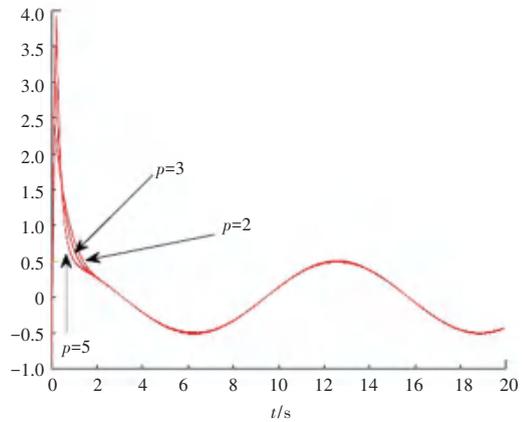
(b) 速度收敛误差
(b) Velocity convergence error

图2 姿态角收敛误差及速度收敛误差

Fig. 2 Convergence error and velocity convergence error of attitude angle



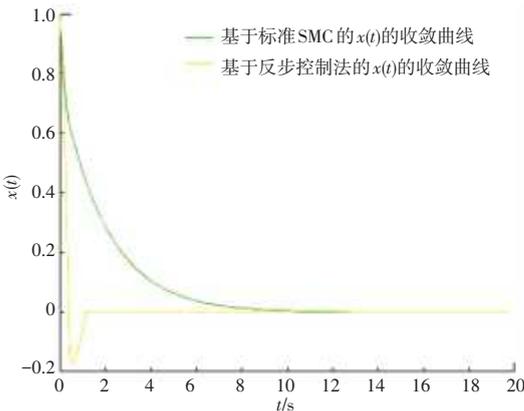
(a) 姿态角收敛误差
(a) Convergence error of attitude angle



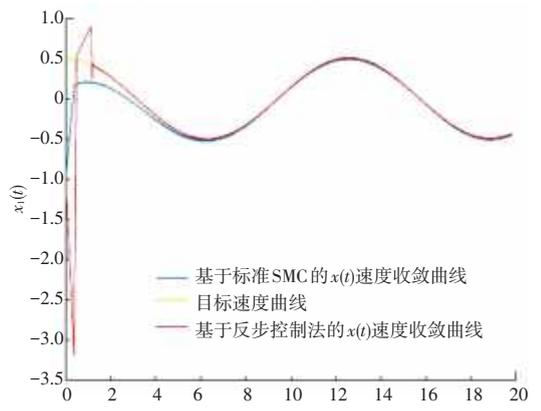
(b) 角速度收敛误差
(b) Angular velocity convergence error

图3 不同 p 值下的姿态角收敛误差及角速度收敛误差

Fig. 3 Convergence error and velocity convergence error of attitude angle under different p values



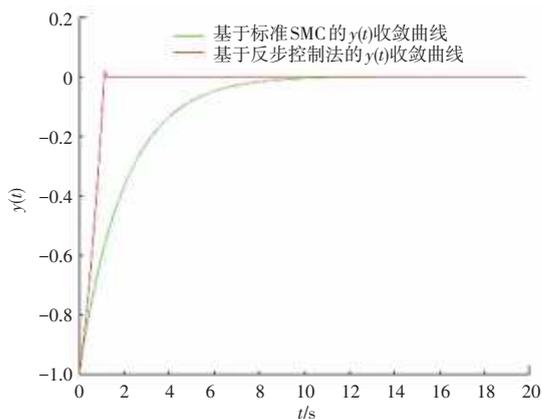
(a) $x(t)$ 收敛误差
(a) Convergence error of $x(t)$



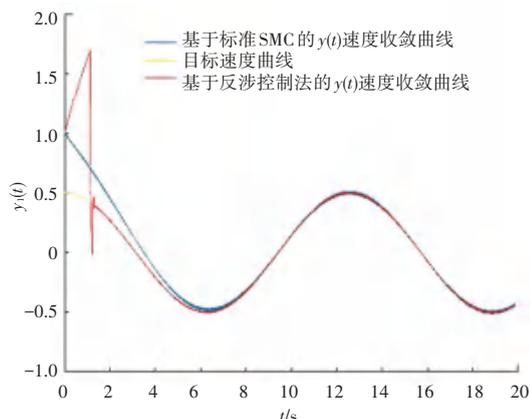
(b) 速度收敛误差
(b) Velocity convergence error

图4 $x(t)$ 收敛误差及速度收敛误差

Fig. 4 Convergence error and velocity convergence error of $x(t)$



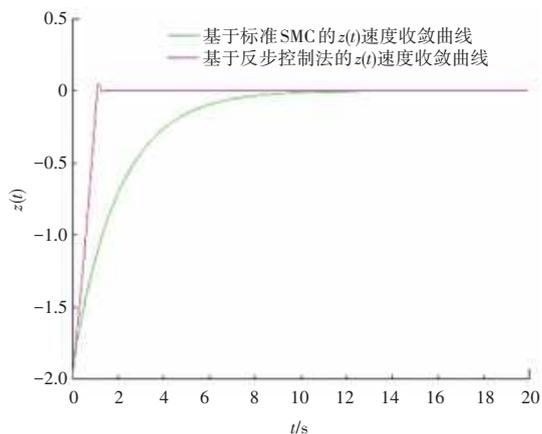
(a) $y(t)$ 收敛误差
(a) Convergence error of $y(t)$



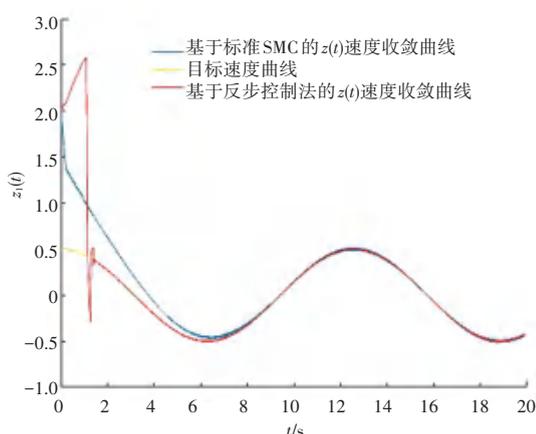
(b) 速度收敛误差
(b) Velocity convergence error

图5 $y(t)$ 收敛误差及速度收敛误差

Fig. 5 Convergence error and velocity convergence error of $y(t)$



(a) $z(t)$ 收敛误差
(a) Convergence error of $z(t)$



(b) 速度收敛误差
(b) Velocity convergence error

图6 $z(t)$ 收敛误差及速度收敛误差

Fig. 6 Convergence error and velocity convergence error of $z(t)$

4 结束语

本文提出了一种基于变参数滑模动力学方法和状态反馈方法的多旋翼无人机控制方法。通过 Lyapunov 稳定性理论,给出了整个系统的稳定性分析。仿真对比表明,所设计的控制方法具有较好的鲁棒性和跟踪性能。仿真结果也验证了该方法的有效性。论文提出的控制器能较好地完成时变追踪任务,是与标准滑模控制器相比收敛速度更快、更稳定的控制器。对于未来的工作,仍有如下方面亟待完善:首先,由于该方法是基于无人机的理论模型,所提出的控制器只有在完全状态的测量值可用于反馈以及初值确定的情况下才可实现。在实际操作中,这不是四旋翼飞行器在受控环境之外飞行的典型情况,所以对于应用到实际上还需要做进一步的研究,

参考文献

[1] POKSAWATP, WANG Liuping, MOHAMED A. Gain scheduled attitude control of fixed-wing UAV with automatic controller

tuning [J]. IEEE Transactions on Control Systems Technology, 2018, 26(4): 1192.

[2] BERTRAN E, SÁNCHEZ-CERDÀ A. On the tradeoff between electrical power consumption and flight performance in fixed-wing UAV autopilots [J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2016, 65(11): 8832.

[3] MARINA H G D, PEREDA F J, GIRON-SIERRA J M, et al. UAV attitude estimation using unscented Kalman filter and TRIAD [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(11): 4465.

[4] TOLEDO J, ACOSTA L, SIGUT M, et al. Stabilization and altitude tracking of a four-rotor microhelicopter using the lifting operators [J]. IET Control Theory and Applications, 2009, 3(4): 452.

[5] POUNDS P E I, DOLLAR A M. Stability of helicopters in compliant contact under PD-PID control [J]. IEEE Transactions on Robotics, 2014, 30(6): 1472.

[6] CHEN Fuyang, LEI Wen, ZHANG Kangkang, et al. A novel nonlinear resilient control for a quadrotor UAV via backstepping control and nonlinear disturbance observer [J]. Nonlinear Dynamics, 2016, 85(2): 1281.

[7] LEE D, KIM H J, SASTRY S. Feedback linearization vs. adaptive

- sliding mode control for a quadrotor helicopter [J]. International Journal of control, Automation and systems, 2009, 7(3):419.
- [8] ZUO Zongyu, MALLIKARJUNAN S. L1 adaptive backstepping for robust trajectory tracking of UAVs[J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2017, 64(4):2944.
- [9] ZHANG Zhijun, YU Jianli, LI Yuanqing, et al. A new neural-dynamic control method of position and angular stabilization for autonomous quadrotor UAVs[C]//IEEE International Conference on Fuzzy Systems. Vancouver, BC, Canada; IEEE, 2016:850.
- [10] LIAO Bolin, FANG Ying, ZHANG Yinyan, et al. Spot hover control of helicopter and swing control of helicopter sling load by using zhang - gradient method [C]//2015 34th Chinese Control Conference (CCC). Hangzhou, China; IEEE, 2015: 506.
- [11] LI Shihua, DING Shihong, TIAN Yuping. A finite-time state feedback stabilization for a class of second order nonlinear systems [J]. Acta Automatica Sinica, 2007, 33(1):101.
- [12] ZHANG Yunong, YIN Yonghua, WU Huarong, et al. Zhang dynamics and gradient dynamics with tracking-control application [C]//Proceedings of the 2012 Fifth International Symposium on Computational Intelligence and Design - Volume 01. Hangzhou, China; IEEE, 2013, 1: 235.
- [13] ZHANG Zhijun, ZHENG Lunan, GUO Qi. A varying-parameter convergent neural dynamic controller of multi-rotor UAVs for tracking time-varying tasks[J]. IEEE Transactions on Vehicular Technology, 2018, 67(6):4793.

(上接第6页)

- [15] WOOLFE A, GOODSON M, GOODE D K, et al. Highly conserved non-coding sequences are associated with vertebrate development[J]. PLoS biology, 2005, 3(1): 116.
- [16] PENNACCHIO L A, AHITUV N, MOSES A M, et al. In vivo enhancer analysis of human conserved non-coding sequences [J]. Nature, 2006, 444(7118): 499.
- [17] VISEL A, PRABHAKAR S, AKIYAMA J A, et al. Ultraconservation identifies a small subset of extremely constrained developmental enhancers [J]. Nature Genetics, 2008, 40(2): 158.
- [18] WASSERMAN W W, FICKETT J W. Identification of regulatory regions which confer muscle-specific gene expression [J]. Journal of Molecular Biology, 1998, 278(1): 167.
- [19] CHEN Xi, XU Han, YUAN Ping, et al. Integration of external signaling pathways with the core transcriptional network in embryonic stem cells[J]. Cell, 2008, 133(6): 1106.
- [20] ZINZEN R P, GIRARDOT C, GAGNEUR J, et al. Combinatorial binding predicts spatio-temporal cis-regulatory activity[J]. Nature, 2009, 462(7269): 65.
- [21] VISEL A, BLOW M J, LI Zirong, et al. ChIP-seq accurately predicts tissue-specific activity of enhancers[J]. Nature, 2009, 457(7231): 854.
- [22] MAY D, BLOW M J, KAPLAN T, et al. Large-scale discovery of enhancers from human heart tissue[J]. Nature Genetics, 2011, 44(1): 89.
- [23] DORSCHNER M O, HAWRYLYCZ M, HUMBERT R, et al. High-throughput localization of functional elements by quantitative chromatin profiling[J]. Nature Methods, 2004, 1(3): 219.
- [24] GIRESI P G, KIM J, MCDANIELL R M, et al. FAIRE (Formaldehyde-Assisted Isolation of Regulatory Elements) isolates active regulatory elements from human chromatin [J]. Genome Research, 2007, 17(6): 877.
- [25] BUENROSTRO J D, GIRESI P G, ZABA L C, et al. Transposition of native chromatin for fast and sensitive epigenomic profiling of open chromatin, DNA-binding proteins and nucleosome position[J]. Nature Methods, 2013, 10(12): 1213.
- [26] HEINTZMAN N D, STUART R K, HON G, et al. Distinct and predictive chromatin signatures of transcriptional promoters and enhancers in the human genome[J]. Nature Genetics, 2007, 39(3): 311.
- [27] LAI F, GARDINI A, ZHANG A, et al. Integrator mediates the biogenesis of enhancer RNAs[J]. Nature, 2015, 525(7569): 399.
- [28] MELGAR M F, COLLINS F S, SETHUPATHY P. Discovery of active enhancers through bidirectional expression of short transcripts[J]. Genome Biology, 2011, 12(11): R113.
- [29] MAYER A, DI IULIO J, MALERI S, et al. Native elongating transcript sequencing reveals human transcriptional activity at nucleotide resolution[J]. Cell, 2015, 161(3): 541.
- [30] ANDERSSON R, GEBHARD C, MIGUEL-ESCALADA I, et al. An atlas of active enhancers across human cell types and tissues[J]. Nature, 2014, 507(7493): 455.
- [31] MURAKAWA Y, YOSHIHARA M, KAWAJI H, et al. Enhanced identification of transcriptional enhancers provides mechanistic insights into diseases[J]. Trends in genetics: TIG, 2016, 32(2): 76.
- [32] ERNST J, KHERADPOUR P, MIKKELSEN T S, et al. Mapping and analysis of chromatin state dynamics in nine human cell types [J]. Nature, 2011, 473(7345): 43.
- [33] THURMAN R E, RYNES E, HUMBERT R, et al. The accessible chromatin landscape of the human genome [J]. Nature, 2012, 489(7414): 75.
- [34] SHEFFIELD N C, THURMAN R E, SONG Lingyun, et al. Patterns of regulatory activity across diverse human cell types predict tissue identity, transcription factor binding, and long-range interactions[J]. Genome Research, 2013, 23(5): 777.
- [35] SHEN Yin, YUE Feng, MCCLEARY D F, et al. A map of the cis-regulatory sequences in the mouse genome [J]. Nature, 2012, 488(7409): 116.
- [36] CORRADIN O, SAIAKHOVA A, AKHTAR-ZAIDI B, et al. Combinatorial effects of multiple enhancer variants in linkage disequilibrium dictate levels of gene expression to confer susceptibility to common traits[J]. Genome Research, 2014, 24(1): 5.
- [37] FACTOR D C, CORRADIN O, ZENTNER G E, et al. Epigenomic comparison reveals activation of "seed" enhancers during transition from naive to primed pluripotency [J]. Cell Stem Cell, 2014, 14(6): 854.
- [38] HE Bing, CHEN Changya, TENG Li, et al. Global view of enhancer-promoter interactome in human cells[J]. Proceedings of the National Academy of Sciences of the United States of America, 2014, 111(21): E2191.