

引用格式: 余小燕, 孙宪坤, 熊玉洁, 等. 基于改进 ADRC 的四旋翼无人机抗干扰姿态控制系统设计 [J]. 电光与控制, 2020, 27(12): 78-83. YU X Y, SUN X K, XIONG Y J, et al. Anti-interference design of UAV's attitude control system based on improved ADRC [J]. Electronics Optics & Control, 2020, 27(12): 78-83.

基于改进 ADRC 的四旋翼无人机抗干扰姿态控制系统设计

余小燕¹, 孙宪坤¹, 熊玉洁¹, 胡清礼², 陈善鹏¹

(1. 上海工程技术大学电子电气工程学院, 上海 201600; 2. 厦门理工学院计算机与信息工程学院, 福建 厦门 361024)

摘要: 四旋翼无人机空气动力学特性复杂, 易受干扰, 从而影响对无人机的稳定控制。为提高无人机姿态控制系统的抗干扰性, 设计了一个基于改进自抗扰控制的四旋翼姿态控制系统。将全局快速终端滑模控制技术与传统自抗扰控制技术结合, 利用全局快速终端滑模控制技术优化自抗扰控制系统中非线性误差反馈控制律的功能, 对自抗扰控制系统进行重新设计, 并使用 Lyapunov 理论证明该控制系统的稳定性。仿真实验结果表明改进的自抗扰控制系统在姿态控制中有着更快的响应速度、更强的抗干扰能力。

关键词: 无人机姿态控制; 自抗扰控制; 全局快速终端滑模; 非线性误差反馈控制律

中图分类号: TP391 文献标志码: A doi: 10.3969/j.issn.1671-637X.2020.12.017

Anti-interference Design of UAV's Attitude Control System Based on Improved ADRC

YU Xiaoyan¹, SUN Xiankun¹, XIONG Yujie¹, HU Qingli², CHEN Shanpeng¹

(1. School of Electronic and Electrical Engineering, Shanghai University of Engineering Science, Shanghai 201600, China;

2. School of Computer and Information Engineering, Xiamen University of Technology, Xiamen 361024, China)

Abstract: The quadrotor UAV has complex aerodynamic characteristics and is prone to be interfered, which will greatly affect the stability of the UAV. In order to enhance the anti-interference ability of the UAV's attitude control system, an attitude control system is designed based on the improved Active Disturbance Rejection Control (ADRC). The proposed method combines the traditional ADRC technology with the global fast terminal sliding mode control technology, which is used to optimize the feedback control law of the nonlinear state error in the ADRC system. In addition, the ADRC system is redesigned, and its stability is proved by using Lyapunov theory. Experimental results show that the improved ADRC system has faster response speed and stronger anti-interference ability in attitude control.

Key words: UAV attitude control; ADRC; global fast terminal sliding mode; feedback control law of nonlinear state error

0 引言

四旋翼无人机因具有垂直起飞和降落、悬停等特点, 在测绘、农业以及运输等领域得到广泛应用^[1]。四旋翼无人机系统空气动力学特性复杂, 气动特性受干扰影响大, 四旋翼无人机作为一个多变量、非线性时变、强耦合系统, 对其进行稳定控制成为一个具有挑战性的问题。

目前, 已有大量控制算法用于解决四旋翼无人机稳定控制问题, 如 PID 控制^[2]、鲁棒控制^[3-4]、反步法^[5]、自抗扰控制^[6]等。其中, 自抗扰控制 (Active Disturbance Rejection Control, ADRC) 是一种不依赖于精确系统模型的控制方法^[7], 具有响应速度快、控制精度高、适应性强、抗干扰能力强等优点, 广泛应用于四旋翼无人机。文献 [8] 提出一种基于非线性自抗扰控制器的纵向俯仰角控制系统, 用于解决无人机轨迹跟踪系统过于依赖精确数学模型的问题。文献 [9] 采用非线性自抗扰对姿态子系统进行解耦, 同时使用线性自抗扰对位置子系统进行控制, 组成双闭环系统。文献 [10] 对 ADRC 中扩张状态观测器 (Extended State Observer, ESO) 中的传统 *fal* 函数进行分析并改进, 使得 *fal* 函数更好地达到“小误差,

收稿日期: 2019-11-10

修回日期: 2019-12-10

基金项目: 上海市科委基金 (16dz1206002); 青年科学基金 (61801286); 上海市科委项目 (18511101600)

作者简介: 余小燕 (1994—), 女, 安徽六安人, 硕士, 研究方向为智能控制。

大增益;大误差,小增益”的效果。文献 [11]将滑模理论应用到无人机的姿态控制系统中,利用高阶滑模观测器改进 ADRC 算法中扩张状态观测器部分。文献 [12]基于自抗扰控制和滑模控制设计一种滑模自抗扰控制器,该控制器既减少了核心控制参数、强化了参数的可调性,又保证了系统收敛的速度及控制精度。

上述方法虽取得较好的控制效果,但传统 ADRC 中非线性误差反馈控制(Nonlinear State Error Feedback, NLSEF)中的非线性函数存在不平滑、容易引起抖振等问题^[13],在突发外部干扰下 NLSEF 对误差的补偿性能差^[14],从而影响对无人机姿态的稳定控制。全局快速终端滑模(Global Fast Terminal Sliding Mode, GFTSM)具有对系统参数变动和外部干扰的不敏感性、引入的非线性函数能够保证系统状态在有限时间内收敛至平衡状态^[15],在航空航天、机器人等领域应用广泛。本文针对突变干扰,如磁场突然增强、风力增强的情况下无人机姿态稳定的控制问题,将 GFTSM 引入四旋翼无人机姿态控制系统的设计中,将其与 ADRC 结合,利用 GFTSM 改进 ADRC 中 NLSEF 部分的功能,设计出一种新型四旋翼无人机抗干扰姿态控制系统,并在 Matlab 仿真实验中验证该系统的优越性。

1 无人机建模

具有多输入多输出、欠驱动系统的四旋翼无人机主要依靠 4 个螺旋桨转速的不同来提供不同的推力以完成各种运动,以某无人机为例,其结构如图 1 所示。

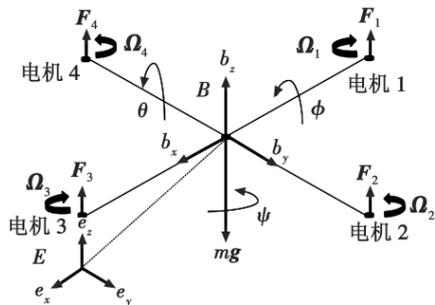


图 1 无人机结构图

Fig. 1 Free-body diagram of the quadrotor

对角线上的电机同向旋转,相邻电机反向旋转,旋转产生的转矩可被抵消。本文主要研究对四旋翼无人机系统的姿态子系统的控制,即对俯仰角 \$\theta\$、滚转角 \$\phi\$ 和偏航角 \$\psi\$ 进行稳定控制。现对四旋翼无人机做出如下假设: 1) 假设无人机为一质量分布均匀、呈中心对称的刚体,即质心在刚体的几何中心; 2) 假设在姿态角小角度变化下,姿态角速度近似等于欧拉角速度,则根据牛顿-欧拉方程可得四旋翼无人机姿态子系统的状态方程为

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \left(\frac{J_y - J_z}{J_x}\right) \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{j_r}{J_x} \dot{\theta} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{J_x} U_2 + d_2(t) \\ \ddot{\theta} = \left(\frac{J_z - J_x}{J_y}\right) \dot{\phi} \dot{\psi} - \frac{j_r}{J_y} \dot{\phi} (-\Omega_1 + \Omega_2 - \Omega_3 + \Omega_4) + \frac{l}{J_y} U_3 + d_3(t) \\ \ddot{\psi} = \left(\frac{J_x - J_y}{J_z}\right) \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{1}{J_z} U_4 + d_4(t) \end{cases} \quad (1)$$

式中: \$J_x, J_y, J_z\$ 分别为无人机绕机体坐标系 \$x, y, z\$ 轴的转动惯量; \$j_r\$ 为无人机电机螺旋桨转动惯量; \$l\$ 为无人机旋翼中心到无人机旋转中心的距离; \$\Omega_1, \Omega_2, \Omega_3, \Omega_4\$ 为 4 个电机的转速; \$d_2(t), d_3(t), d_4(t)\$ 是系统的干扰项, \$d_i(t) \le L_i (i=2,3,4)\$; \$U_2, U_3, U_4\$ 分别为滚转、俯仰和偏航通道的控制输入,与电机转速存在如下关系

$$\begin{cases} U_2 = C_l (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \\ U_3 = C_l (-\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \\ U_4 = C_m (-\Omega_1^2 + \Omega_2^2 - \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{cases} \quad (2)$$

式中: \$C_l\$ 为单桨综合拉力系数; \$C_m\$ 为单桨综合力矩系数。

由式 (1) 系统状态方程可知,各通道之间存在强耦合关系,为降低系统控制难度,本文采用能够实现解耦的 ADRC 技术,根据 ADRC 的思想,将相互耦合部分与系统存在的干扰看作一个总干扰,对状态空间方程进行简化,其简化后方程为

$$\begin{cases} \ddot{\phi} = \frac{l}{J_x} U_2 + \omega_2(t) \\ \ddot{\theta} = \frac{l}{J_y} U_3 + \omega_3(t) \\ \ddot{\psi} = \frac{1}{J_z} U_4 + \omega_4(t) \end{cases} \quad (3)$$

式中, \$\omega_i(t), i=2,3,4\$, 为总扰动。

2 基于 ADRC 改进的姿态控制系统设计

传统的 ADRC 包括 3 个部分: 微分跟踪器、扩张状态观测器、非线性误差反馈控制律。本文在传统 ADRC 的基础上,利用抗干扰性较强的 GFTSM 技术重新设计 NLSEF。改进的 ADRC 控制系统结构如图 2 所示。

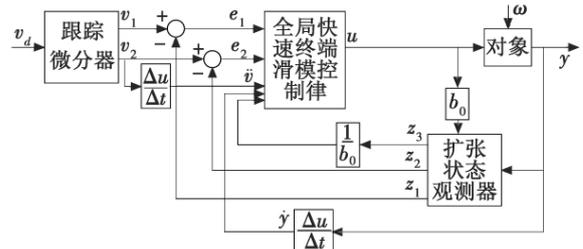


图 2 改进的 ADRC 控制系统框图

Fig. 2 The control system of improved ADRC

2.1 跟踪微分器设计

在 ADRC 中,跟踪微分器(Tracking Differentiator, TD)为输入信号安排过渡过程,将输入信号分解为光滑的跟踪信号 v_1 和微分信号 v_2 。本文采用二阶非线性离散跟踪微分器,其形式为

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1(k) + h \cdot v_2(k) \\ v_2(k+1) = v_2(k) + h \cdot \text{fst}(v_1(k) - v(k), v_2(k), \omega, h) \end{cases} \quad (4)$$

式中: h 为采样周期; ω 决定跟踪的快慢; $v(k)$ 为 k 时刻的输入信号; $\text{fst}(\cdot)$ 为最速控制综合函数,其描述为

$$\text{fst}(x_1, x_2, \omega, h) = \begin{cases} -\omega \text{sgn}(a) & |a| > d \\ -\frac{\omega a}{d} & |a| \leq d \end{cases} \quad (5)$$

其中

$$\begin{cases} d = \omega h \\ d_0 = hd \\ y = x_1 + hx_2 \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8\omega|y|} \\ a = \begin{cases} x_2 + \frac{a_0 - d}{2} \text{sgn} y & |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h} & |y| \leq d_0 \end{cases} \end{cases} \quad (6)$$

上述跟踪微分器能够实现对输入信号的快速跟踪, v_1 趋近于原输入信号值, v_2 趋近于原输入信号的微分信号值。此外,若输入信号含有噪声,该跟踪微分器也可以对其进行滤波处理。

2.2 扩张状态观测器设计

扩张状态观测器是 ADRC 的核心部件,能够观测系统的状态,并将系统自身模型的不确定性(内扰动)和系统外部扰动看作总扰动扩张为系统状态,进行实时估计。本文控制的系统为二阶,因此 ESO 将总扰动扩张为三阶系统状态。其表达式如下

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}\text{fal}(e, a_1, \delta) + b_0 u(t) \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03}\text{fal}(e, a_2, \delta) \\ u = u_0 - \frac{z_3}{b_0} \end{cases} \quad (7)$$

式中: $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}, a_1, a_2$ 均为可调参数; b_0 为扰动补偿系数; δ 为线性段的区间长度; $\text{fal}(\cdot)$ 函数具有“小误差,大增益;大误差,小增益”的特点,其表达式为

$$\text{fal}(e, a, \delta) = \begin{cases} |e|^a \text{sgn} e & |e| > \delta \\ \frac{e}{\delta^{1-a}} & |e| \leq \delta \end{cases} \quad (8)$$

2.3 基于全局快速终端滑模的控制律设计

控制律用来产生跟踪无人机姿态控制输入。传统 NLSEF 控制律存在不平滑、易引起抖动、抗干扰性差等问题,致使 ADRC 对无人机的鲁棒控制受到影响。本文将对系统参数变动和外部干扰不敏感的全局快速终端滑模^[16]引入到 ADRC 控制律的设计中,根据 ESO 估计值和经过 TD 跟踪值之间的误差 e 设计全局快速终端滑模面。设计的滑模面中引入的非线性函数能够使系统在有限时间内到达滑模面,且使跟踪误差在滑模面上快速收敛至零。又因该滑模面不存在切换项,所以 GFTSM 能够消除抖振现象。因此,基于改进 ADRC 的控制系统能够对无人机姿态进行快速稳定跟踪。

以四旋翼姿态系统中的俯仰角通道为例设计 GFTSM 控制律。假设俯仰角动态系统为

$$\begin{cases} \dot{\theta} = r \\ \dot{r} = g(x)u_3 + d_3(t) \\ g_\theta(x) = \frac{l}{J_y} \end{cases} \quad (9)$$

式中: $d_3(t) = \omega_3(t) \leq L_3$ 为俯仰通道的内外总干扰,假设俯仰角的期望输入为 θ_d ,则跟踪误差为

$$e_\theta = \theta - \theta_d \quad (10)$$

式(10)对时间求导可得跟踪误差的一阶微分形式

$$\dot{e}_\theta = \dot{\theta} - \dot{\theta}_d = r - \dot{\theta}_d \quad (11)$$

根据全局快速终端滑模控制原理,设计控制滑模面为

$$s_\theta = \dot{e}_\theta + \alpha_\theta e_\theta + \beta_\theta e_\theta^{p_\theta/q_\theta} = 0 \quad (12)$$

式中: $\alpha_\theta, \beta_\theta > 0$; p_θ 和 q_θ 为正奇数且 $q_\theta > p_\theta$ 。由式(12)可知,当 e_θ 为 0 时,存在奇异性。为避免奇异性情况,对式(12)附约束条件

$$H(e_\theta) = e_\theta^{p_\theta/q_\theta} = \begin{cases} 0 & e_\theta = 0 \\ e_\theta^{p_\theta/q_\theta} & e_\theta \neq 0 \end{cases} \quad (13)$$

对式(12)进行时间求导可得

$$\dot{s}_\theta = \ddot{e}_\theta + \alpha_\theta \dot{e}_\theta + \frac{p_\theta}{q_\theta} \beta_\theta e_\theta^{(p_\theta/q_\theta - 1)} \quad (14)$$

设计俯仰角全局快速终端滑模控制律为

$$u_3 = -\frac{1}{g_\theta(x)} \left(-\ddot{\theta}_d + \alpha_\theta \dot{e}_\theta + \frac{p_\theta}{q_\theta} \beta_\theta e_\theta^{(p_\theta/q_\theta - 1)} + \varphi_\theta s_\theta + \gamma_\theta s_\theta^{p_3/q_3} \right) \quad (15)$$

式中: $\varphi_\theta, \gamma_\theta > 0, \gamma_\theta = \frac{L_3}{|s_\theta^{p_3/q_3}|} + \eta_3, \eta_3 > 0, p_3$ 和 q_3 为正奇数且 $q_3 > p_3$ 。

根据李雅普诺夫原理,定义李雅普诺夫函数为

$$V_\theta = \frac{1}{2} s_\theta^2 \quad (16)$$

对上式进行时间求导得

$$\dot{V}_\theta = s_\theta \dot{s}_\theta = s_\theta \left(\ddot{e}_\theta + \alpha_\theta \dot{e}_\theta + \frac{P_\theta}{q_\theta} \beta_\theta e_\theta^{(p_\theta/q_\theta-1)} \right) = s_\theta \left(g_\theta(x) u_3 + d_3(t) - \ddot{\theta}_d + \alpha_\theta \dot{e}_\theta + \frac{P_\theta}{q_\theta} \beta_\theta e_\theta^{(p_\theta/q_\theta-1)} \right) \quad (17)$$

将式(15)代入到式(17)中可得

$$\begin{aligned} \dot{V} &= s_\theta \left(d_3(t) - \varphi_\theta s_\theta - \left(\frac{L_3}{|s_\theta^{p_3/q_3}|} + \eta_3 \right) s_\theta^{p_3/q_3} \right) = \\ & s_\theta d_3(t) - s_\theta^2 \varphi_\theta - \eta_3 s_\theta^{(p_3+q_3)/q_3} - \frac{L_3}{|s_\theta^{p_3/q_3}|} s_\theta^{(p_3+q_3)/q_3} \leq \\ & -\varphi_\theta s_\theta^2 - \eta_3 s_\theta^{(p_3+q_3)/q_3} \leq 0 \quad (18) \end{aligned}$$

因为 $s_\theta d_3(t) \leq 0$, $\frac{L_3}{|s_\theta^{p_3/q_3}|} s_\theta^{(p_3+q_3)/q_3}$ 可看作 $L_3 |s_\theta|$,

所以 $\dot{V} \leq -\varphi_\theta s_\theta^2 - \eta_3 s_\theta^{(p_3+q_3)/q_3}$ 。又因为 p_3 和 q_3 为正奇数, 所以 $\dot{V} \leq 0$, 即该系统稳定。

同理, 可求得稳定的滚转角通道和偏航角通道的控制律分别为

$$u_2 = -\frac{J_x}{l} \left(-\ddot{\phi}_d + \alpha_\phi \dot{e}_\phi + \frac{P_\phi}{q_\phi} \beta_\phi e_\phi^{(p_\phi/q_\phi-1)} + \varphi_\phi s_\phi + \gamma_\phi s_\phi^{p_\phi/q_\phi} \right) \quad (19)$$

$$u_4 = -J_z \left(-\ddot{\psi}_d + \alpha_\psi \dot{e}_\psi + \frac{P_\psi}{q_\psi} \beta_\psi e_\psi^{(p_\psi/q_\psi-1)} + \varphi_\psi s_\psi + \gamma_\psi s_\psi^{p_\psi/q_\psi} \right) \quad (20)$$

3 实验与结果分析

为验证基于改进 ADRC 的姿态控制系统对无人机的控制效果, 设计两组仿真实验: 一组是无干扰条件下控制系统跟踪性能实验, 给定偏航角、滚转角、俯仰角设定值即幅值为 3° 、频率为 0.1 Hz 的方波作为无人机期望目标, 根据控制系统对期望目标的跟踪速度和超调量来判断本文设计的控制系统的性能; 另一组是控制系统抗干扰能力实验, 在上述实验基础上, 分别在俯仰角、滚转角、偏航角通道中加入均值为 0 、方差为 10 的高斯白噪声来模拟无人机在执行飞行任务时受到的突变干扰, 根据跟踪轨迹的平滑程度判断本文设计的姿态控制系统的抗干扰效果。

设计实验均在 Matlab 2019a 上搭建 Simulink 仿真环境进行仿真。仿真程序包括期望输入、跟踪微分器模块、改进的控制律模块、ESO 模块以及无人机动力系统模块, 其中, 无人机动力系统模块包括姿态角与电机之间的转换模块和无人机状态空间方程模块。四旋翼无人机参数通过某飞行评测系统^[17] 计算所得, 如表 1 所示。为得到最真实的对比效果, 将改进的姿态控制系统中 TD 部分和 ESO 部分的参数与传统 ADRC 控制系统中的参数设置相同, 各参数如表 2 所示。对改进的控制系统与传统 ADRC 控制系统中的控制律分别设置参数,

以达到各自最优效果, 控制律参数如表 3 所示。

表 1 四旋翼无人机参数

| 参数 | 含义 | 值 |
|---|-------------------|-------------------|
| $g/(m \cdot s^{-2})$ | 重力加速度 | 9.8 |
| m/kg | 无人机总质量 | 1 |
| l/m | 旋转中心到螺旋桨中心的距离 | 0.225 |
| $J_x/(kg \cdot m^2)$ | 绕机体坐标系 x 轴的转动惯量 | 0.01466 |
| $J_y/(kg \cdot m^2)$ | 绕机体坐标系 y 轴的转动惯量 | 0.01466 |
| $J_z/(kg \cdot m^2)$ | 绕机体坐标系 z 轴的转动惯量 | 0.02848 |
| $C_l/(N \cdot s^2 \cdot \text{rad}^{-2})$ | 单桨综合拉力系数 | $1.201\text{E}-5$ |
| $C_t/(N \cdot m \cdot s^2 \cdot \text{rad}^{-2})$ | 单桨综合力矩系数 | $1.606\text{E}-7$ |

表 2 TD 和 ESO 参数

| 参数 | 俯仰角/滚转角/偏航角通道 | |
|-----|---------------|-------|
| TD | h | 0.05 |
| | w | 5 |
| | β_{01} | 60 |
| ESO | β_{02} | 1200 |
| | β_{03} | 8000 |
| | a_1 | 0.2 |
| | a_2 | 0.55 |
| | δ | 0.006 |
| | b_0 | 7 |

表 3 控制律参数

| 参数 | 俯仰角通道 | 滚转角通道 | 偏航角通道 | | |
|-------|-----------|-------|-------|------|------|
| 传统非线性 | β_1 | 700 | 700 | 700 | |
| | β_2 | 1800 | 1800 | 1800 | |
| | 误差反馈 | a_1 | 0.5 | 0.5 | 0.5 |
| | 控制律 | a_2 | 0.05 | 0.05 | 0.05 |
| 改进型全局 | δ | 0.4 | 0.4 | 0.4 | |
| | a | 35 | 10 | 10 | |
| | β | 70 | 70 | 70 | |
| | 快速终端滑模控制律 | p_0 | 9 | 9 | 9 |
| | q_0 | 1 | 1 | 1 | |
| | p | 9 | 9 | 9 | |
| | q | 1 | 1 | 1 | |
| | φ | 8500 | 8000 | 8500 | |

3.1 控制系统跟踪性能实验

给定无干扰下, 偏航角、滚转角、俯仰角设定值是幅值为 3° 、频率为 0.1 Hz 的方波, 3 个姿态角初始值均为 -3° 。分别使用本文提出的方案与传统方案进行跟踪实验, 两种方案的姿态角跟踪效果如图 3 所示。

从图 3(a) 可以看出, 在初始状态下, 改进的控制系统于 0.5 s 处达到稳定状态, 传统控制系统的稳定时间远在 1.5 s 之后; 在第一个上升沿到达时, 改进的系统于 5.6 s 达到稳定, 此时传统控制系统未达到稳定。由此可知, 在 TD 安排的过渡过程完全相同的情况下, 当信号出现变化时(方波信号出现上升或者下降), 任何一个周期内, 基于改进 ADRC 的控制系统在俯仰通

道的跟踪速度明显快于传统 ADRC 控制系统。对图 3(b) 与图 3(c) 进行如上分析可以得出,本文设计的控制系统跟踪速度比传统 ADRC 控制系统跟踪速度快。因此,相较于传统 ADRC 姿态控制系统,引入 GFTSM 的控制系统在无干扰情况下对无人机控制的反应速度快于传统控制系统。

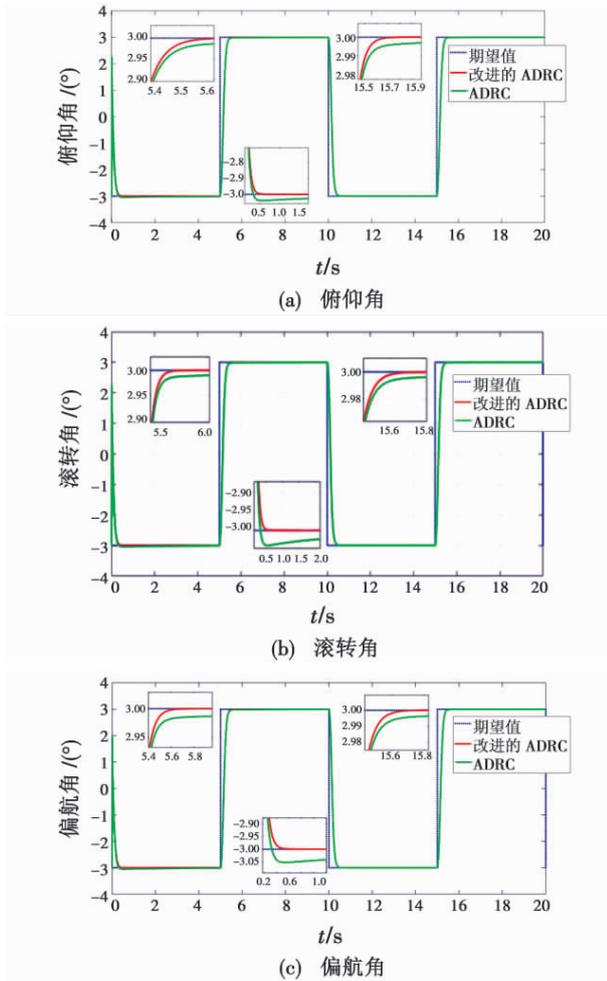


图3 姿态角随时间变化曲线

Fig.3 Attitude angle changing with time

3.2 控制系统抗干扰实验

姿态角跟踪实验体现出本文提出的方法在理想情况下比传统方法有着更快的反应速度,但在实际执行任务时无人机总会遇到各种干扰,因此抗干扰性对无人机来说极为重要。为此,对本文设计的姿态控制系统做了抗干扰验证实验。

在无干扰跟踪实验基础上,分别在俯仰角、滚转角、偏航角 3 个通道加入均值为 0、方差为 10 的高斯白噪声来模拟四旋翼无人机受到的突变干扰。在干扰信号作用下的各通道随时间变化曲线如图 4 所示。

图 4 为俯仰角、滚转角和偏航角在高斯白噪声干扰下随时间变化曲线。取图 4(a) ~ 图 4(c) 中 5 ~ 10 s 段对本文设计的系统性能进行分析,分析结果如表 4

所示。

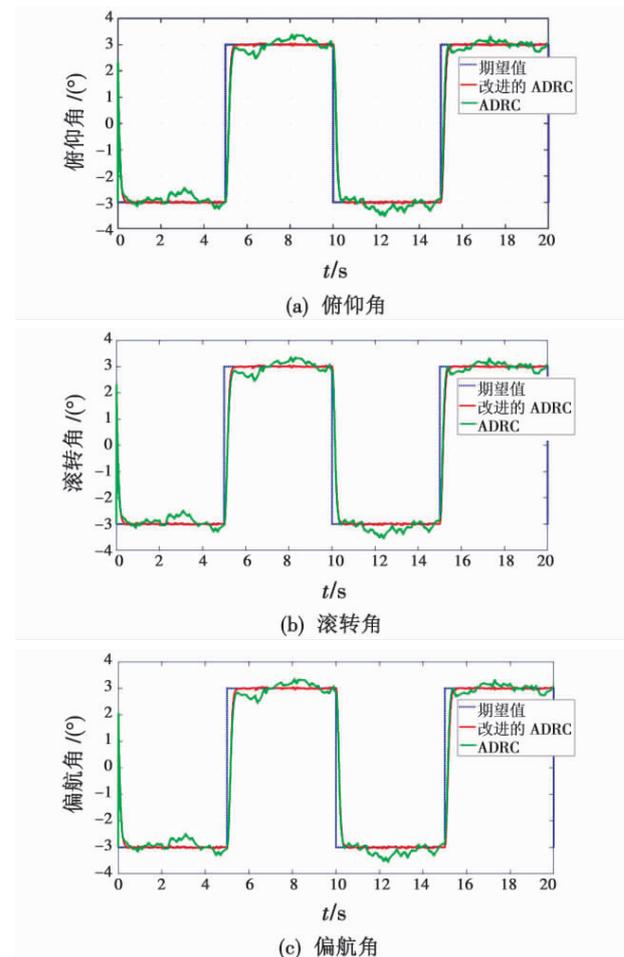


图4 高斯白噪声干扰下姿态角随时间变化曲线

Fig.4 Attitude angle changing with time under interference of white Gaussian noise

表4 各通道受干扰下跟踪轨迹波动情况(期望为 3°)
Table 4 The tracking trajectory fluctuations of each channel with noise(expected 3°)

| 姿态角 | 参数 | 本文方法 | 传统 ADRC |
|---------|------|-----------------|-----------------|
| 偏航角/(°) | 波动范围 | 2.9570 ~ 3.0489 | 2.4372 ~ 3.3608 |
| | 均值 | 3.0000 | 2.9835 |
| | 方差 | 0.0003 | 0.0510 |
| 俯仰角/(°) | 波动范围 | 2.9504 ~ 3.0477 | 2.4587 ~ 3.3914 |
| | 均值 | 3.0001 | 3.0143 |
| | 方差 | 0.0003 | 0.0506 |
| 滚转角/(°) | 波动范围 | 2.9531 ~ 3.0549 | 2.4416 ~ 3.3651 |
| | 均值 | 3.0002 | 2.9860 |
| | 方差 | 0.0003 | 0.0508 |

由表 4 中数据可以看出,基于改进 ADRC 的控制系统在滚转角期望值附近的最大波动范围为 2.953 1° ~ 3.054 9°,该滚转角的波动值为 0.1°(波动值为最大波动减去最小波动),传统 ADRC 控制系统的波动范围为 2.4416° ~ 3.365 1°,波动值为 0.92°。同理可得,改进的控制系统在俯仰角和偏航角期望值附近的波动不

足 0.1° , 传统方法的波动值皆在 0.9° 。此外, 本文设计的控制系统各通道期望目标跟踪情况的方差均在 0.0003° , 传统系统跟踪情况的方差在 0.05° 左右, 二者相差一百多倍。由此可见, 引入 GFTSM 的 ADRC 控制系统的跟踪轨迹在干扰下波动非常小, 能够稳定在期望值附近, 而传统系统在期望值附近波动剧烈, 所以改进的控制系统对干扰有较强的抑制能力。

3.3 结果分析

通过两组仿真实验可以得出, 本文设计的控制系统在无干扰情况下, 期望角度发生突变时, 无人机的反应速度快于传统方法, 该控制系统始终不存在超调现象。另外, 对改进的控制系统进行抗干扰性验证实验, 通过与传统方法实验结果对比可得, 改进的控制系统在期望值附近仅有微小波动, 跟踪轨迹几乎与期望轨迹重合, 即改进系统对干扰不敏感。综上所述, 本文设计的姿态控制系统具有对干扰不敏感、反应速度快等特性, 因此能够对四旋翼无人机的姿态角进行稳定控制。

4 结论

本文针对四旋翼无人机姿态控制易受干扰的问题, 将全局快速终端滑模控制技术引入到无人机抗干扰姿态控制系统的设计中。本文利用全局快速终端滑模控制优化 ADRC 中非线性误差反馈控制律的功能, 并重新设计 ADRC 的组成部分。改进型的 ADRC 通过 ESO 对干扰进行实时估计, 全局快速终端滑模控制律通过期望值与估计值之间的误差对干扰进行补偿。通过仿真实验可知基于 ADRC 改进的姿态控制系统在反应速度和抗干扰性方面都优于传统 ADRC 控制系统。

参考文献

- [1] JIA Z Y, YU J Q, MEI Y S, et al. Integral backstepping sliding mode control for quadrotor helicopter under external uncertain disturbances [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2017, 68: 299-307.
- [2] QASIM M, SUSANTO E, WIBOWO A S. PID control for attitude stabilization of an unmanned aerial vehicle quadcopter [C]//The 5th International Conference on Instrumentation, Control, and Automation (ICA), 2017: 109-114.
- [3] XIAN B, DIAO C, ZHAO B, et al. Nonlinear robust output feedback tracking control of a quadrotor UAV using quaternion representation [J]. *Nonlinear Dynamics*, 2015, 79(4): 2735-2752.
- [4] 王竹晴, 刘宁, 邵星灵, 等. 基于鲁棒积分的四旋翼飞行器姿态控制 [J]. *电光与控制*, 2019, 26(1): 92-96, 113.
- [5] LABBADI M, CHERKAOUI M. Robust adaptive backstepping fast terminal sliding mode controller for uncertain quadrotor UAV [J]. *Aerospace Science and Technology*, 2019, 93: 105306.
- [6] 韩京清. 从 PID 技术到“自抗扰控制”技术 [J]. *控制工程*, 2002, 9(3): 13-18.
- [7] ZHANG Y, CHEN Z Q, SUN M W, et al. Trajectory tracking control of a quadrotor UAV based on sliding mode active disturbance rejection control [J]. *Nonlinear Analysis: Modelling and Control*, 2019, 24(4): 545-560.
- [8] NIU T, XIONG H J, ZHAO S Q. Based on ADRC UAV longitudinal pitching angle control research [C]//IEEE Information Technology, Networking, Electronic and Automation Control Conference, 2016: 21-25.
- [9] 叶剑晓, 于春梅. 基于串级 ADRC 的飞行器控制器设计与扰动估计 [J]. *测控技术*, 2019, 38(6): 86-90, 95.
- [10] 陈志旺, 张子振, 曹玉洁. 自抗扰 fal 函数改进及在四旋翼姿态控制中的应用 [J]. *控制与决策*, 2018, 33(10): 1901-1907.
- [11] 李家豪, 孙洪飞. 自抗扰控制技术的改进和应用 [J]. *厦门大学学报(自然科学版)*, 2018(5): 695-701.
- [12] 唐堂, 罗晓曙, 吕万德, 等. 四旋翼无人机滑模自抗扰控制 [J]. *广西师范大学学报(自然科学版)*, 2018, 36(2): 56-62.
- [13] 周振雄, 曲永印, 杨建东, 等. 一种改进型 ADRC 实现的机床进给用永磁直线同步电动机调速系统 [J]. *中国机械工程*, 2008, 19(21): 2561-2565.
- [14] DOU J X, KONG X X, WEN B C. Altitude and attitude active disturbance rejection controller design of a quadrotor unmanned aerial vehicle [J]. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, 2017, 231(9): 1732-1745.
- [15] 刘金琨. 滑模变结构控制 MATLAB 仿真: 基本理论与设计方法 [M]. 3 版. 北京: 清华大学出版社, 2015.
- [16] CHEN H, CHEN H Y, XU P. Global fast terminal sliding mode control law design of a quadrotor [C]//International Conference on Computer, Network, Communication and Information Systems, 2019. doi: 10.2991/cnci-19.2019.24.
- [17] 北京航空航天大学无人机飞行评测系统 [EB/OL]. [2019-11-10]. <https://flyeval.com/index.html>.