

离散型自抗扰控制器在四旋翼飞行姿态控制中的应用

李 毅¹, 陈增强^{1,2†}, 孙明玮¹, 刘忠信¹, 张 青²

(1. 南开大学 计算机与控制工程学院, 天津 300071; 2. 中国民航大学 理学院, 天津 300300)

摘要: 本文首先介绍了自抗扰控制器的结构组成, 包括跟踪微分器、扩张状态观测器以及非线性状态误差反馈律, 及各部分的典型算法. 针对四旋翼盘旋系统的姿态控制问题, 设计了3种离散型自抗扰控制器, 搭建了仿真结构图, 并进行了参数整定, 得到了优良的仿真结果. 进而在实际装置上进行试验, 调试出了令人满意的姿态实时控制结果. 实时控制结果表明, 文中所设计的自抗扰控制器可以满足控制精度及快速性的要求, 并且具有抗干扰性能、稳定控制能力以及对非线性强耦合系统的解耦能力. 最后, 总结并分析了3种自抗扰控制器的优缺点及适用范围.

关键词: 自抗扰控制; 跟踪微分器; 扩张状态观测器; 四旋翼系统; 姿态控制

中图分类号: TP273 文献标识码: A

Attitude control for quadrotor helicopter based on discrete-time active disturbance rejection control

LI Yi¹, CHEN Zeng-qiang^{1,2†}, SUN Ming-wei¹, LIU Zhong-xin¹, ZHANG Qing²

(1. College of Computer and Control Engineering, Nankai University, Tianjin 300071, China;

2. College of Science, Civil Aviation University of China, Tianjin 300300, China)

Abstract: The structure of active disturbance rejection control (ADRC) technique is described in detail, including the tracking differentiator, extended state observer and nonlinear state error feedback. Typical algorithms of each part are given as well. In order to control the attitude of a quadrotor hovering system as we desired, we design three kinds of discrete ADRC. Simulations and real time control experiments are carried out based on Simulink. After parameter adjustment, experimental results can be obtained and it shows that the ADRC can meet the required control accuracy and rapidity. It also indicates that the controller has strong robustness and anti-disturbance performance, which can control the nonlinear coupling systems effectively. Eventually, the advantages and scope of application of the three controllers are summarized.

Key words: active disturbance rejection control (ADRC); tracking differentiator; extended state observer; quadrotor system; attitude control

1 引言(Introduction)

无人机(unmanned aerial vehicles, UAV)具有成本低、噪音小、机动灵活、无人员伤亡的特点, 因此无论是在军事领域还是民用领域, 无人机都有着广泛的应用和发展前景. 其中, 最典型的四旋翼无人机不仅结构简单、安全性能高、能源利用率高, 还能够实现垂直起降(vertical takeoff and landing, VTOL)和自由悬停. 因此, 四旋翼无人机得到了国内外许多学者和机构的广泛关注和深入研究.

四旋翼无人机在空间内的运动具有6个自由度, 包括飞行器质心平移时的3个线自由度和飞行器绕其质心旋转时的3个角自由度, 而系统的控制输入量却只有4个旋翼的转速, 因此, 四旋翼无人机是一个典型的欠驱动系统. 不仅如此, 该系统还具有强非线性、强耦合和对扰动敏感的特性, 这就使得飞行控制器的设计

变得更加困难, 而整个飞行控制的关键就是姿态控制. 目前, 针对四旋翼无人机的姿态控制方法包括四元反馈控制^[1-2]、Backstepping^[3-4]、LQ^[5-6]、 H_∞ 鲁棒控制^[7]、滑模控制^[8-10]、自适应动态逆^[11-12]等.

由我国著名学者韩京清研究员研究提出的自抗扰控制(active disturbance rejection control, ADRC)技术^[13]是一种不依赖于系统模型的新型控制技术. 它具有抗干扰能力强、控制精度高、响应速度快、算法简单且易于数字化实现的特点. 自抗扰控制技术能够很好地解决四旋翼无人机飞行姿态控制中的难题, 这是因为它能够实时估计并补偿系统工作时受到的各种外扰以及由于系统自身机理产生的内扰的总和扰动作用, 再结合特殊的非线性状态误差反馈机制, 就可以得到优良的控制品质.

本文针对四旋翼盘旋系统的姿态控制问题, 设计

收稿日期: 2015-02-06; 录用日期: 2015-10-16.

†通信作者. E-mail: chenqz@nankai.edu.cn; Tel.: +86 22-23508547.

国家自然科学基金项目(61174094, 61273138), 天津市自然科学基金项目(14JCYBJC18700, 13JCYBJC17400)资助.

Supported by National Natural Science Foundation of China (61174094, 61273138), National Natural Science Foundation of Tianjin (14JCYBJC 18700, 13JCYBJC17400).

了3种离散型自抗扰控制器. 首先进行了基于模型的仿真实验, 初步的参数整定后, 得到了良好的仿真结果. 在此基础上, 在实际装置上进行试验, 调试出了令人满意的姿态实时控制结果. 最后, 根据实时控制结果的性能指标, 纵向对比了3种离散自抗扰控制器的优缺点及适用范围.

2 自抗扰控制器的基本原理(Principle of ADRC)

自抗扰控制器由跟踪微分器^[14](tracking differentiator, TD)、扩张状态观测器^[15-17](extended state observer, ESO)和非线性状态误差反馈律^[18](nonlinear state error feedback, NLSEF)3部分组成. 图1中, 虚线框内的部分即为自抗扰控制器.

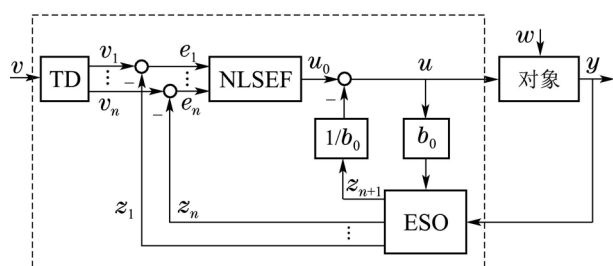


图 1 自抗扰控制器组成

Fig. 1 Block diagram of ADRC

2.1 跟踪微分器(Tracking differentiator)

跟踪微分器能够为系统的输入安排过渡过程, 得到光滑的输入信号以及输入信号的微分信号. 以二阶系统为例, 一种离散形式的非线性跟踪微分器为

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1(k) + h \cdot v_2(k), \\ v_2(k+1) = v_2(k) + h \cdot fhan(v_1(k) - v(k), v_2(k), r_2, h_2), \end{cases} \quad (1)$$

其中: $v(k)$ 为第 k 时刻的输入信号, h 为跟踪微分器的积分步长, r_2 为决定跟踪快慢的参数, h_2 为滤波因子. $fhan(\cdot)$ 函数为最速控制综合函数, 描述如下:

$$\begin{cases} d = rh^2, \\ \alpha_0 = hx_2, \\ y = x_1 + \alpha_0, \\ \alpha_1 = \sqrt{d(d + 8|y|)}, \\ \alpha_2 = \alpha_0 + \frac{\alpha_1 - d}{2} \operatorname{sgn} y, \\ S_y = (\operatorname{sgn}(y + d) - \operatorname{sgn}(y - d))/2, \\ \alpha = (\alpha_0 + y - \alpha_2)S_y + \alpha_2, \\ S_\alpha = (\operatorname{sgn}(\alpha + d) - \operatorname{sgn}(\alpha - d))/2, \\ fhan(x_1, x_2, r, h) = -r\left(\frac{\alpha}{d} - \operatorname{sgn} \alpha\right)S_\alpha - r \operatorname{sgn} \alpha. \end{cases} \quad (2)$$

采用上述微分器, 则可实现 $v_1(k) \rightarrow v(k), v_2(k)$

$\rightarrow \dot{v}(k)$. 并且, 如果 $v(k)$ 是带有噪声的信号, 微分器可同时实现滤波.

2.2 扩张状态观测器(Extended state observer)

扩张状态观测器能够实时地估计出系统的状态以及扩张状态——由系统自身的不确定性(内扰)和系统受到的外部扰动(外扰)所引起的综合扰动作用. 扩张状态观测器是自抗扰控制技术中最核心的技术.

一种离散形式的ESO算法如下:

$$\begin{cases} z_1(k+1) = z_1(k) + h(z_2(k) - \beta_{01}fal(e, a_1, \delta)), \\ z_2(k+1) = z_2(k) + h(z_3(k) - \beta_{02}fal(e, a_2, \delta)), \\ \vdots \\ z_n(k+1) = z_n(k) + h(z_{n+1}(k) - \beta_{0n}fal(e, a_n, \delta) + b_0u(k)), \\ z_{n+1}(k+1) = z_{n+1}(k) + h(-\beta_{0(n+1)}fal(e, a_{n+1}, \delta)), \end{cases} \quad (3)$$

其中: $z_1(k), \dots, z_n(k)$ 为ESO在第 k 时刻对系统各状态的估计值, $z_{n+1}(k)$ 为ESO在第 k 时刻对系统总扰动的估计值, 状态估计误差 $e = z_1 - y$, h 为扩张状态观测器的积分步长, $\beta_{01}, \dots, \beta_{0(n+1)}, a_1, \dots, a_{n+1}$ 均为可调参数, 2δ 为线性段的区间长度, $fal(\cdot)$ 函数为

$$fal(e, a, \delta) = \begin{cases} |e|^a \operatorname{sgn} e, & |e| > \delta, \\ \frac{e}{\delta^{1-a}}, & |e| \leq \delta. \end{cases} \quad (4)$$

2.3 非线性状态误差反馈律(Nonlinear state error feedback)

非线性状态误差反馈律可以将跟踪微分器产生的过渡过程信号及其微分信号与扩张状态观测器估计出的系统各状态, 通过非线性函数进行适当地组合以得到虚拟控制量 u_0 .

以二阶系统为例, 系统的状态误差是指 $e_1 = v_1 - z_1, e_2 = v_2 - z_2$. 要得到误差反馈控制量 u_0 , 可以采用如下3种算法

$$u_0 = \beta_1 fal(e_1, a_1, \delta) + \beta_2 fal(e_2, a_2, \delta). \quad (I)$$

其中 β_1, β_2 为可调参数.

$$\begin{cases} u_0 = \beta_0 fal(e_0, a_0, \delta) + \beta_1 fal(e_1, a_1, \delta) + \beta_2 fal(e_2, a_2, \delta), \\ e_0 = \int_0^t e_1(\tau) d\tau. \end{cases} \quad (II)$$

其中 $\beta_0, \beta_1, \beta_2$ 为可调参数.

$$u_0 = -fhan(e_1, c \cdot e_2, r_3, h_3). \quad (III)$$

其中 c, r_3, h_3 为可调参数.

自抗扰控制技术的核心思想是将扩张状态观测器

估计出来的总扰动量补偿到控制器中去,使原来的非线性系统转变为线性的积分器串联型控制系统.针对动态补偿线性化后的系统,采用上述非线性状态误差反馈律进行控制器设计.那么,系统最终的控制量 u 可由公式(5)计算而得

$$u = u_0 - \frac{z_3}{b_0}, \quad (5)$$

其中可调参数 b_0 是决定补偿强弱的“补偿因子”.

3 四旋翼飞行器姿态控制仿真(Simulations for attitude control of quadrotor robot)

针对加拿大Quanser公司生产的四旋翼盘旋实验装置,作者使用3种离散型自抗扰控制技术,来研究其飞行姿态的控制问题,并在MATLAB的Simulink下,进行仿真试验.

3.1 四旋翼盘旋系统的模型(The model for a quadrotor hovering system)

三自由度四旋翼盘旋系统的动力学结构简化图如图2所示.

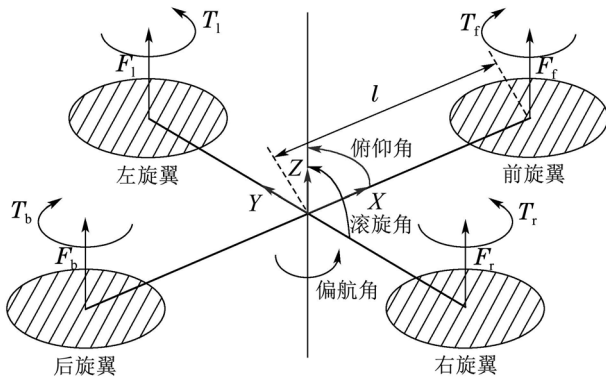


图2 三自由度四旋翼盘旋系统简化图

Fig. 2 Free-body diagram of 3-DOF hover system

其线性状态空间方程^[19]为

$$\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \ddot{y} \\ \ddot{p} \\ \ddot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ p \\ r \\ \dot{y} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{k_{t,c}}{J_y} & \frac{k_{t,c}}{J_y} & \frac{k_{t,n}}{J_y} & \frac{k_{t,n}}{J_y} \\ \frac{lk_f}{J_p} & -\frac{lk_f}{J_p} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{lk_f}{J_r} & -\frac{lk_f}{J_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_f \\ v_b \\ v_r \\ v_l \end{bmatrix}, \quad (6)$$

其中: y 为偏航角, p 为俯仰角, r 为滚转角, v_f, v_b, v_r, v_l 分别为控制前、后、右、左4个旋翼转速的电压.其余系统参数如表1所示.

表1 四旋翼飞行器系统参数

Table 1 Parameters of the quadrotor robot

符号	物理意义描述	大小	单位
$k_{t,n}$	螺旋桨顺时针力矩系数	0.0036	N·m/V
$k_{t,c}$	螺旋桨逆时针力矩系数	-0.0036	N·m/V
k_f	螺旋桨升力系数	0.1188	N/V
J_y	偏航轴转动惯量	0.1104	kg·m ²
J_p	俯仰轴转动惯量	0.0552	kg·m ²
J_r	滚转轴转动惯量	0.0552	kg·m ²
l	旋转中心到螺旋桨中心距离	0.1969	m

3.2 基于Simulink仿真(Simulations based on simulink)

将三自由度四旋翼盘旋系统分为偏航、俯仰和滚转3个通道,则姿态控制^[20-21]框图如图4所示.

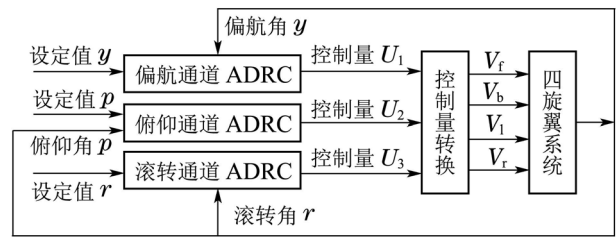


图3 姿态控制框图

Fig. 3 Block diagram of the controlled system

系统的初始值为 $x_0 = [-3^\circ, -3^\circ, -3^\circ, 0, 0, 0]$ 仿真时间为20 s.每个通道的设定值均为:幅值为 3° ,频率为0.1 Hz的方波信号.3种控制器的仿真参数如表2-4所示,姿态控制仿真结果如图4-6所示.

表2 I型离散ADRC仿真参数

Table 2 Simulation parameters of type I ADRC

通道	TD	ESO	NLSEF
偏航	$h=0.02, a_1=0.75, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=1,$	$r_2=2, \delta=0.006, h=0.004, b_0=0.06, a_1=0.5, a_2=0.05,$	$h_2=0.02 \beta_{01}=30, \beta_{02}=300, \beta_{03}=1000 \beta_1=300, \beta_2=180$
俯仰	$h=0.02, a_1=0.75, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=3,$	$r_2=2, \delta=0.006, h=0.004, b_0=0.9, a_1=0.5, a_2=0.05,$	$h_2=0.02 \beta_{01}=30, \beta_{02}=300, \beta_{03}=1000 \beta_1=150, \beta_2=120$
滚转	$h=0.02, a_1=0.75, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=3,$	$r_2=2, \delta=0.006, h=0.004, b_0=0.9, a_1=0.5, a_2=0.05,$	$h_2=0.02 \beta_{01}=30, \beta_{02}=300, \beta_{03}=1000 \beta_1=150, \beta_2=120$

表 3 II型离散ADRC仿真参数

Table 3 Simulation parameters of type II ADRC

通道	TD	ESO	NLSEF
偏航	$r_2=2,$ $h_2=0.02$	$\delta=0.006, h=0.004, b_0=0.06,$ $\beta_{01}=30, \beta_{02}=300, \beta_{03}=1000$	$\delta=1, a_0=-0.6,$ $a_1=0.6, a_2=1.2,$
			$\beta_0=30, \beta_1=80,$ $\beta_2=80$
俯仰	$r_2=2,$ $h_2=0.02$	$\delta=0.006, h=0.004, b_0=0.9,$ $\beta_{01}=24, \beta_{02}=192, \beta_{03}=512$	$\delta=1, a_0=-0.6,$ $a_1=0.6, a_2=1.2,$
			$\beta_0=70, \beta_1=90,$ $\beta_2=90$
滚转	$r_2=2,$ $h_2=0.02$	$\delta=0.006, h=0.004, b_0=0.9,$ $\beta_{01}=24, \beta_{02}=192, \beta_{03}=512$	$\delta=1, a_0=-0.6,$ $a_1=0.6, a_2=1.2,$
			$\beta_0=70, \beta_1=90,$ $\beta_2=90$

表 4 III型离散ADRC仿真参数

Table 4 Simulation parameters of type III ADRC

通道	TD	ESO	NLSEF
偏航	$r_2=2,$ $h_2=0.02$	$\delta=0.006, h=0.004, b_0=0.1,$ $\beta_{01}=45, \beta_{02}=675, \beta_{03}=3375$	$c=6,$ $r_3=6,$ $h_3=0.03$
俯仰	$r_2=2,$ $h_2=0.02$	$\delta=0.006, h=0.004, b_0=0.9,$ $\beta_{01}=45, \beta_{02}=675, \beta_{03}=3375$	$c=3,$ $r_3=4,$ $h_3=0.04$
滚转	$r_2=2,$ $h_2=0.02$	$\delta=0.006, h=0.004, b_0=0.9,$ $\beta_{01}=45, \beta_{02}=675, \beta_{03}=3375$	$c=3,$ $r_3=4,$ $h_3=0.04$

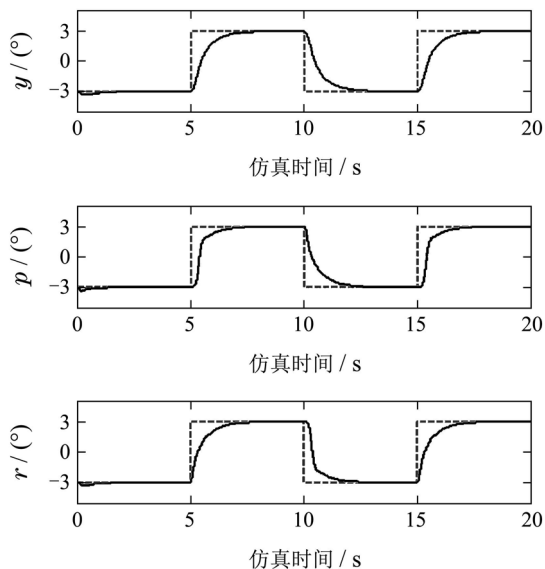


图 4 I型离散ADRC姿态控制仿真结果

Fig. 4 Simulation results of type I ADRC

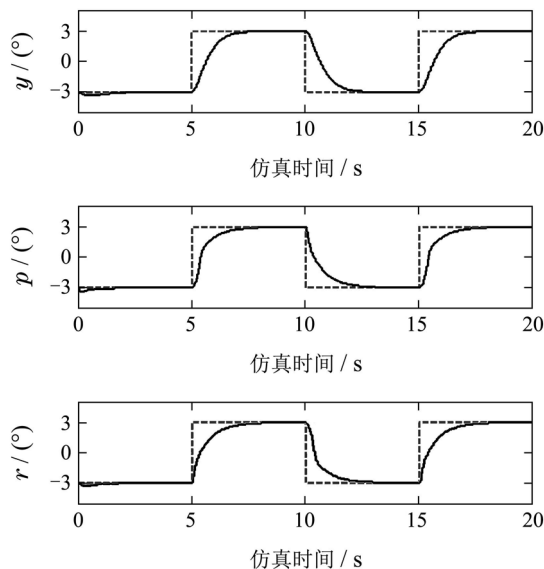


图 5 II型离散ADRC姿态控制仿真结果

Fig. 5 Simulation results of type II ADRC

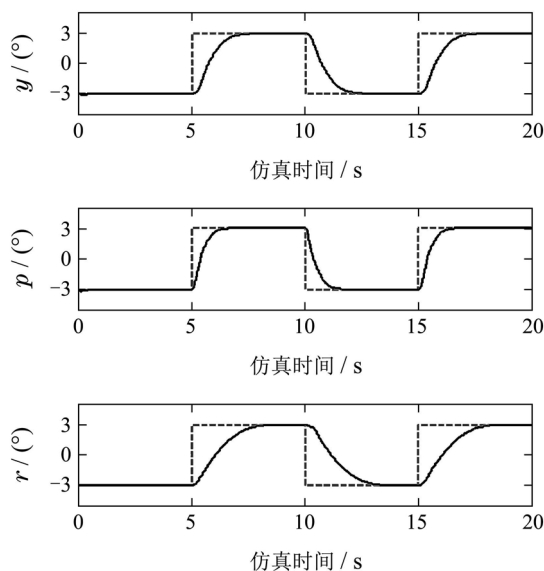


图 6 III型离散ADRC姿态控制仿真结果

Fig. 6 Simulation results of type III ADRC

由图4-6可知, 3种离散型自抗扰控制器均可以使四旋翼系统的姿态角快速地跟踪上苛刻的设定值, 且无超调. 特别地, 针对III型离散ADRC姿态控制器, 本文得出以下整定经验:

- 1) c 数值越大, 超调量越小;
- 2) r_3 数值越大, 系统快速性越好;
- 3) h_3 数值越小, 系统快速性会变好.

4 四旋翼飞行姿态的实时控制(Real-time attitude control of the quadrotor robot)

在仿真实验取得良好结果的情况下, 采用上述3种控制策略, 对四旋翼盘旋实验装置进行姿态的实时控制, 并分析3种方法各自的优缺点. 实时控制系统的硬

件包括机械部件(如图7所示)、功率放大器和数据采集卡,软件用到了MATLAB和实时控制软件Quarc.

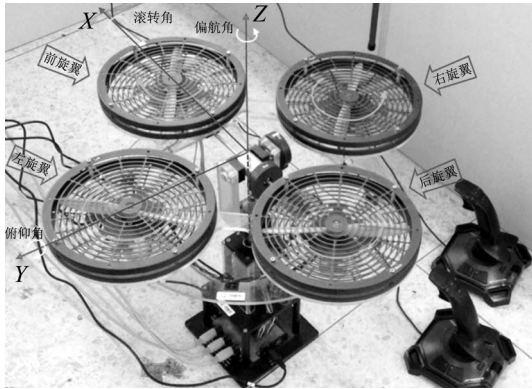


图7 三自由度四旋翼盘旋实验装置

Fig. 7 3-Dof quadrotor hover plant

系统的初始状态均为0,控制时间为40 s. 每个通道的设定值均为:幅值为3°,频率为0.05 Hz的方波信号. 3种控制器的实时控制参数如表5-7所示,姿态的实时控制结果如图8-16所示.

表5 I型离散ADRC实时控制参数

Table 5 Real-time control parameters of type I ADRC

通道	TD	ESO	NLSEF
偏航	$h=0.01, r_2=2, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.008, \beta_{01}=54, \beta_{02}=972, \beta_{03}=5832$	$\delta=0.08, a_1=0.5, a_2=0.2, \beta_1=250, \beta_2=120$
俯仰	$h=0.01, r_2=2, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.005, \beta_{01}=36, \beta_{02}=432, \beta_{03}=1728$	$\delta=0.08, a_1=0.5, a_2=0.2, \beta_1=200, \beta_2=110$
滚转	$h=0.01, r_2=2, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.005, \beta_{01}=36, \beta_{02}=432, \beta_{03}=1728$	$\delta=0.08, a_1=0.5, a_2=0.2, \beta_1=200, \beta_2=110$

表6 II型离散ADRC实时控制参数

Table 6 Real-time control parameters of type II ADRC

通道	TD	ESO	NLSEF
偏航	$h=0.01, r_2=2, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.008, \beta_{01}=54, \beta_{02}=972, \beta_{03}=5832$	$\delta=0.08, a_0=0.1, a_1=0.5, a_2=0.2, \beta_0=15, \beta_1=250, \beta_2=120$
俯仰	$h=0.01, r_2=2, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.005, \beta_{01}=36, \beta_{02}=432, \beta_{03}=1728$	$\delta=0.08, a_0=0.1, a_1=0.5, a_2=0.2, \beta_0=25, \beta_1=200, \beta_2=110$
滚转	$h=0.01, r_2=2, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.005, \beta_{01}=36, \beta_{02}=432, \beta_{03}=1728$	$\delta=0.08, a_0=0.1, a_1=0.5, a_2=0.2, \beta_0=25, \beta_1=200, \beta_2=110$

表7 III型离散ADRC实时控制参数

Table 7 Real-time control parameters of type III ADRC

通道	TD	ESO	NLSEF
偏航	$h=0.01, r_2=4, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.008, \beta_{01}=42, \beta_{02}=588, \beta_{03}=2744$	$c=70, r_3=80, h_3=0.001$
俯仰	$h=0.01, r_2=4, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.003, \beta_{01}=30, \beta_{02}=300, \beta_{03}=1000$	$c=100, r_3=70, h_3=0.001$
滚转	$h=0.01, r_2=4, h_2=0.01$	$a_1=1, a_2=0.5, a_3=0.25, \delta=0.004, h=0.0015, b_0=0.003, \beta_{01}=30, \beta_{02}=300, \beta_{03}=1000$	$c=100, r_3=70, h_3=0.01$

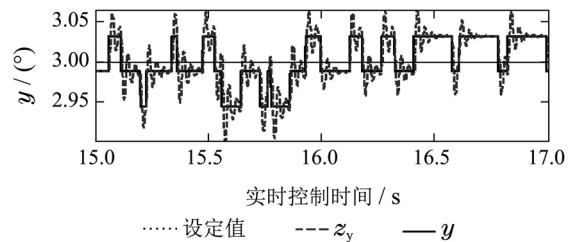
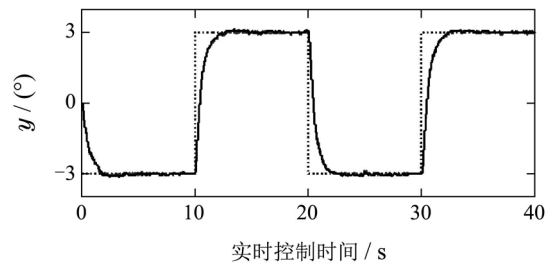


图8 I型离散ADRC控制下偏航角曲线图

Fig. 8 Yaw angle response under type I ADRC

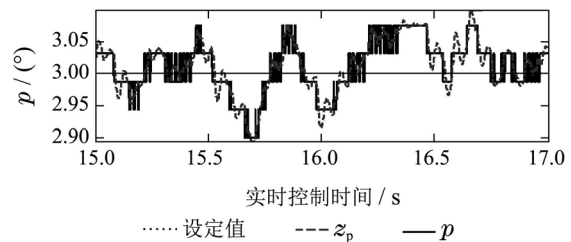
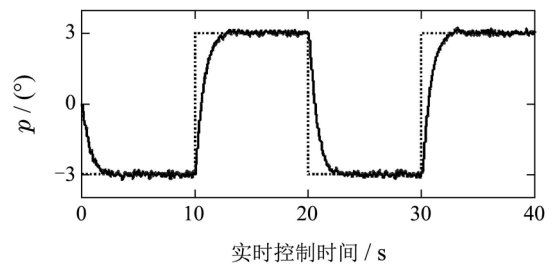


图9 I型离散ADRC控制下俯仰角曲线图

Fig. 9 Pitch angle response under type I ADRC

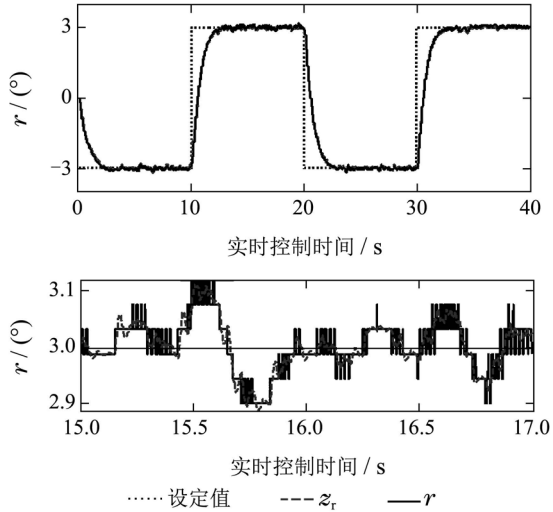


图 10 I型离散ADRC控制下滚转角曲线图
Fig. 10 Roll angle response under type I ADRC

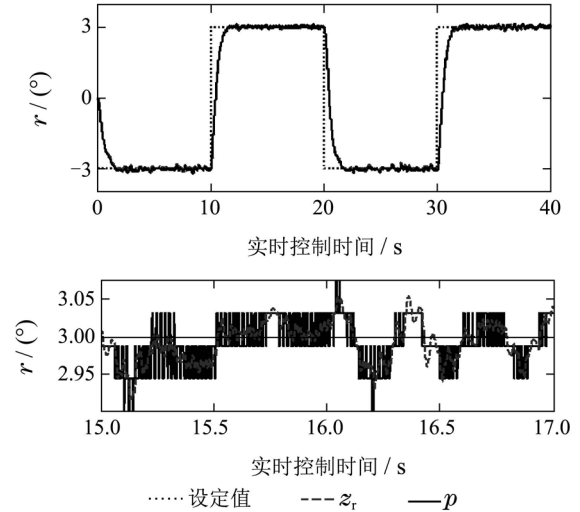


图 13 II型离散ADRC控制下滚转角曲线图
Fig. 13 Roll angle response under type II ADRC

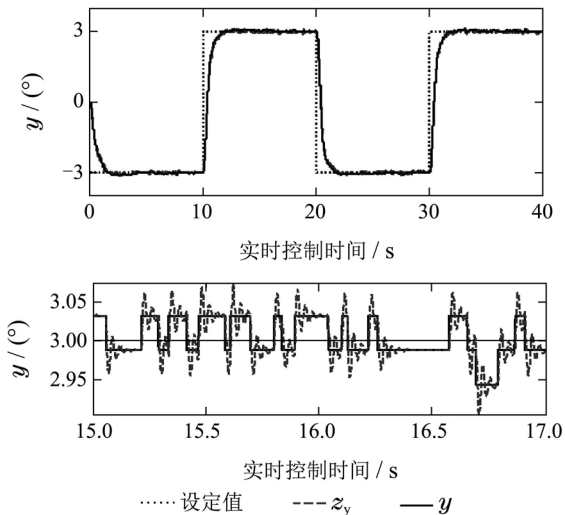


图 11 II型离散ADRC控制下偏航角曲线图
Fig. 11 Yaw angle response under type II ADRC

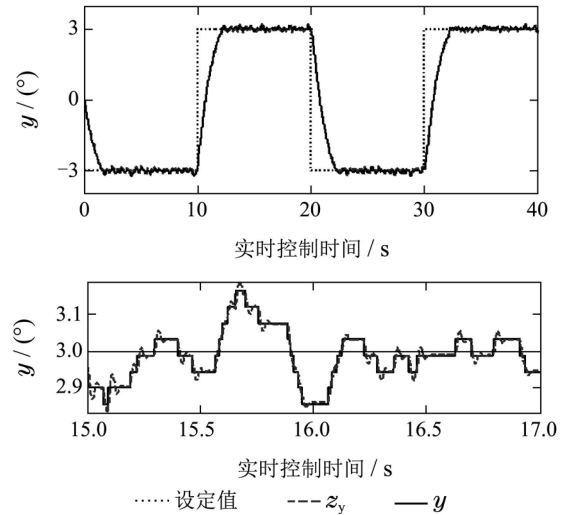


图 14 III型离散ADRC控制下偏航角曲线图
Fig. 14 Yaw angle response under type III ADRC

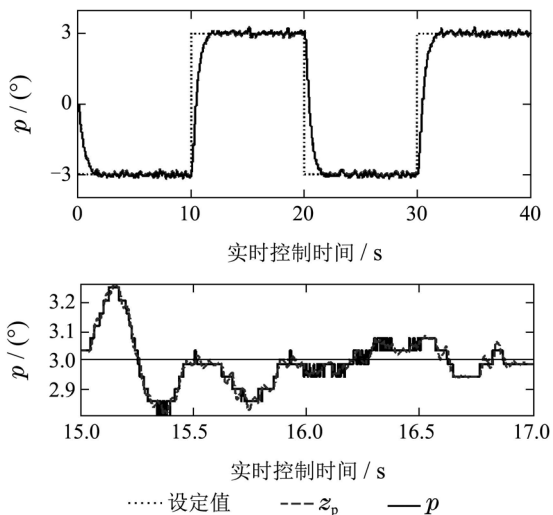


图 12 II型离散ADRC控制下俯仰角曲线图
Fig. 12 Pitch angle response under type II ADRC

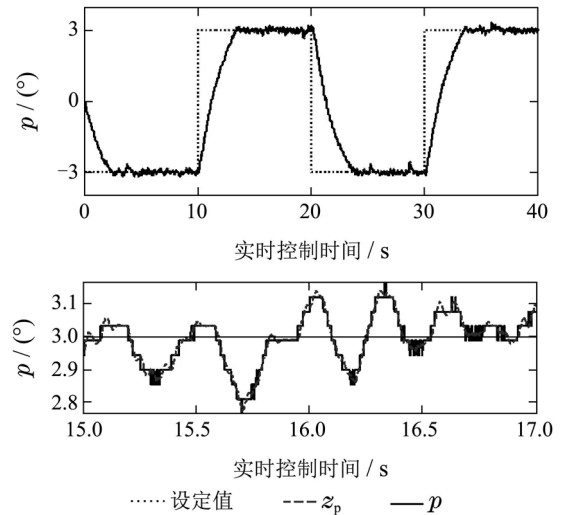


图 15 III型离散ADRC控制下俯仰角曲线图
Fig. 15 Pitch angle response under type III ADRC

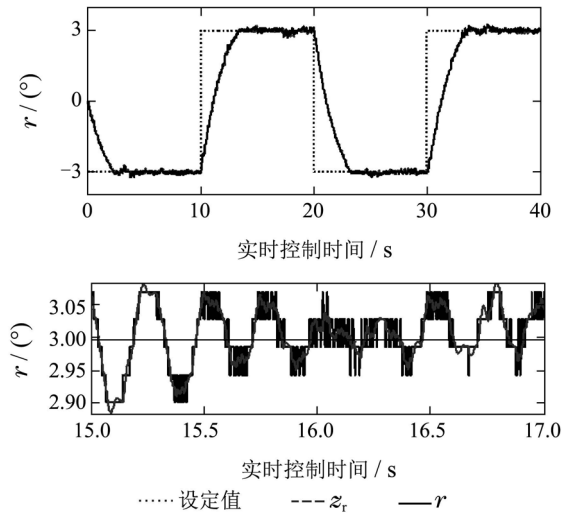


图 16 III型离散ADRC控制下滚转角曲线图

Fig. 16 Roll angle response under type III ADRC

由图8–16可知, 3种离散型自抗扰控制器均可以使四旋翼系统的姿态角快速地跟踪上苛刻变化的设定值, 体现了控制器的解耦和稳定控制能力. 每幅图的下半部分是实时控制15 s至17 s时的姿态角细节放大图, 显而易见, ESO对被控量的估计是相当准确的, 充分体现了自抗扰控制技术的有效性.

表 8 3种控制器在实时控制中的动态性能指标对比
Table 8 Dynamic performance index of three kinds of controllers in real-time control

指标	I型			II型			III型		
	偏航	俯仰	滚转	偏航	俯仰	滚转	偏航	俯仰	滚转
T_d/s	0.444	0.600	0.604	0.387	0.449	0.442	0.737	1.224	1.208
T_r/s	1.110	1.454	1.374	0.756	0.922	0.817	1.631	2.603	2.452
T_p/s	2.787	2.858	2.760	2.027	1.877	1.685	2.306	3.425	3.393
T_s/s	1.736	2.128	1.894	1.327	1.387	1.228	1.992	9.370	7.717
$\sigma/\%$	2.002	2.393	3.125	1.270	4.199	2.002	2.734	5.322	5.322

3种控制策略的动态性能指标, 如表8所示. 表8中, T_d 为延迟时间、 T_r 为上升时间、 T_p 为峰值时间、 T_s 为调节时间、 σ 为超调量, 延迟时间均小于1.5 s以及上升时间均小于3 s, 充分体现了控制器的快速性. 同时, 在设定值具有较大突变的情况下, 3种离散型自抗扰控制器也能取得优良的控制效果, 最小的超调量仅为1.27%, 最大的超调量为5.32%, 这说明了控制器是具有一定鲁棒性.

对比3种离散型自抗扰控制器: 对于控制精度和快速性, I型、II型控制器要好一些, 延迟时间小于0.7 s以及上升时间小于1.5 s, 且超调量仅为4%左右. 而从参数调节的难易程度来说, III型控制器更胜一筹.

另外, 本文可以按照飞行器飞行需求来配置ADRC控制器, 如果四旋翼飞行器姿态变换比较频繁,

则I型离散ADRC控制器比较适合; 如果飞行器盘旋行为比较多, 则II型离散ADRC控制器比较适合; 如果对四旋翼进行维护调试, III型离散ADRC控制器由于其参数相对较少, 更为合适.

总体来说, 3种离散型自抗扰控制器对四旋翼飞行姿态的实时控制, 取得了令人满意控制效果.

5 结论(Conclusion)

本文针对具有独特机械结构的四旋翼欠驱动系统, 设计了3种离散型自抗扰控制器. 基于仿真控制的参数整定经验, 调试出了令人满意的姿态实时控制结果. 具体的说, II型离散自抗扰控制器的控制精度最优, III型控制器的参数调节难度最低, 而I型控制器的特点则介于II型和III型控制器之间. 总体来说, 文中所设计的自抗扰控制器具有抗干扰性能强、稳定控制能力佳以及对非线性强耦合系统的解耦能力优的特点.

参考文献(References):

- [1] TAYEBI A, MCGILVRAY S. Attitude stabilization of a four-rotor aerial robot [C] // *Proceedings of the 43rd IEEE International Conference on Decision and Control*. Atlantis: IEEE, 2004, 2: 1216 – 1221.
- [2] JOSHI S M, KELKAR A G, WEN J TY. Robust attitude stabilization of spacecraft using nonlinear quaternion feedback [J]. *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1995, 40(10): 1800 – 1803.
- [3] BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor [C] // *Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation*. Barcelona: IEEE, 2005, 2: 2247 – 2252.
- [4] LIU H Y, LI J, YAO J G, et al. Backstepping based adaptive control for a mini rotorcraft with four rotors [C] // *Proceedings of the 2010 IEEE International Conference on Computer Modeling and Simulation*. Sanya: IEEE, 2010, 1: 472 – 476.
- [5] BOUABDALLAH S, NOTH A, SIEGWART R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor [C] // *Proceedings of the 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*. Sendai: IEEE, 2004, 3: 2451 – 2456.
- [6] 汪绍华, 杨莹. 基于卡尔曼滤波的四旋翼飞行器姿态估计和控制算法研究 [J]. *控制理论与应用*, 2013, 30(9): 1109 – 1115.
(WANG Shaohua, YANG Ying. Quadrotor aircraft attitude estimation and control based on Kalman filter [J]. *Control Theory & Applications*, 2013, 30(9): 1109 – 1115.)
- [7] GUILHERME V R, MANULE G O, FRANCISCO R R. An integral predictive/nonlinear H_∞ control structure for a quadrotor helicopter [J]. *Automatica*, 2010, 46(1): 29 – 39.
- [8] BESNARD L, SHTESSEL Y B, LANDRUM B. Quadrotor vehicle control via sliding mode controller driven by sliding mode disturbance observer [J]. *Journal of the Franklin Institute*, 2012, 349(2): 658 – 684.
- [9] ZHENG E H, XIONG J J, LUO J L. Second order sliding mode control for a quadrotor UAV [J]. *ISA Transactions*, 2014, 53(4): 1350 – 1356.
- [10] 杨荟慷, 姜斌, 张柯. 四旋翼直升机姿态系统的直接自修复控制 [J]. *控制理论与应用*, 2014, 31(8): 1053 – 1060.
(YANG Huiliang, JIANG Bin, ZHANG Ke. Direct self-repairing control for four-rotor helicopter attitude systems [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(8): 1053 – 1060.)

- [11] 李劲松, 宋立博, 颜国正. 基于自适应逆控制方法的小型四旋翼无人直升机姿态控制 [J]. 上海交通大学学报, 2012, 46(6): 956 – 961.
(LI Jinsong, SONG Libo, YAN Guozheng. Attitude control for small unmanned four-rotor based on adaptive inverse control [J]. *Journal of Shanghai Jiaotong University*, 2012, 46(6): 956 – 961.)
- [12] LI J S, CAO X, YAN G Z, et al. Research on small unmanned four-rotor control based on AIC [C] // *Proceedings of the Second IEEE International Conference on Digital Manufacturing and Automation*. Zhangjiajie: IEEE, 2011, 2: 1011 – 1014.
- [13] 韩京清. 自抗扰控制技术—估计补偿不确定因素的控制技术 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2008.
(HAN Jingqing. *Active Disturbance Rejection Control Technique—the Technique for Estimating and Compensating the Uncertainties* [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2008.)
- [14] GAO Z Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C] // *Proceedings of the 2003 American Control Conference*. Denver: IEEE, 2003: 4989 – 4996.
- [15] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用 [J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19 – 23.
(HAN Jingqing. Auto-disturbances-rejection controller and its applications [J]. *Control and Decision*, 1998, 13(1): 19 – 23.)
- [16] GAO Z Q. Active disturbance rejection control: a paradigm shift in feedback control system design [C] // *Proceedings of the 2006 American Control Conference*. Minneapolis: IEEE, 2006: 2399 – 2405.
- [17] 陈增强, 孙明玮, 杨瑞光. 线性自抗扰控制器的稳定性研究 [J]. 自动化学报, 2013, 39(5): 574 – 580.
(CHEN Zengqiang, SUN Mingwei, YANG Ruiguang. On the stability of linear active disturbance rejection control [J]. *Acta Automatica Sinica*, 2013, 39(5): 574 – 580.)
- [18] HAN J Q. From PID to active disturbance rejection control [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2009, 56(3): 900 – 906.
- [19] 于卫卫. 三自由度四旋翼盘旋系统控制问题研究 [D]. 辽宁: 东北大学, 2007.
(YU Weiwei. *Research on control of the three DOF hovering system with quadrotor* [D]. Liaoning: Northeastern University, 2007.)
- [20] 李毅, 陈增强, 刘忠信. 自抗扰技术在四旋翼飞行姿态控制中的应用 [J]. 哈尔滨工业大学学报, 2014, 46(3): 115 – 118.
(LI Yi, CHEN Zengqiang, LIU Zhongxin. Attitude control of a quadrotor robot based on ADRC [J]. *Journal of Harbin Institute of Technology*, 2014, 46(3): 115 – 118.)
- [21] 王俊生, 马宏绪, 蔡文澜, 等. 基于ADRC的小型四旋翼无人直升机控制方法研究 [J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(3): 31 – 34.
(WANG Junsheng, MA Hongxu, CAI Wenlan, et al. Research on micro quadrotor control based on ADRC [J]. *Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance*, 2008, 28(3): 31 – 34.)

作者简介:

李毅 (1987–), 男, 博士研究生, 主要研究方向为自抗扰控制、无人机飞行控制, E-mail: aiai102410@163.com;

陈增强 (1964–), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为智能预测控制、混沌系统与复杂动态网络、多智能体系统控制, E-mail: chenqz@nankai.edu.cn;

孙明玮 (1972–), 男, 副教授, 硕士生导师, 主要研究方向为预测控制、自抗扰控制、飞行器制导与控制、非线性优化等, E-mail: smw_sunmingwei@163.com;

刘忠信 (1975–), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为多智能体系统、复杂动态网络、计算机控制与管理, E-mail: lzhx@nankai.edu.cn;

张青 (1965–), 女, 教授, 硕士生导师, 主要研究方向为复杂系统建模优化与控制, E-mail: qz120168@hotmail.com.