

自抗扰技术在四旋翼飞行姿态控制中的应用

李 毅^{1,2}, 陈增强^{1,2}, 刘忠信^{1,2}

(1. 南开大学 天津市智能机器人技术重点实验室, 300071 天津; 2. 南开大学 计算机与控制工程学院 自动化系, 300071 天津)

摘 要: 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, 并给出了各部分的典型算法。针对四旋翼盘旋系统的姿态控制问题, 设计了连续型和离散型两种自抗扰控制器, 在 Simulink 下搭建了仿真结构图, 并进行了参数整定。仿真结果表明, 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, 并且具有强鲁棒性、抗干扰性能以及对非线性强耦合系统的解耦能力。

关键词: 自抗扰控制技术; 跟踪微分器; 扩张状态观测器; 四旋翼系统

中图分类号: V278

文献标志码: A

文章编号: 0367-6234(2014)03-0115-04

Attitude control of a quad-rotor robot based on ADRC

LI Yi^{1,2}, CHEN Zengqiang^{1,2}, LIU Zhongxin^{1,2}

(1. Tianjin Key Laboratory of Intelligent Robotics, Nankai University, 300071 Tianjin, China;

2. Dept. of Automation, College of Computer and Control Engineering, Nankai University, 300071 Tianjin, China)

Abstract: In this paper, the structure of the active disturbance rejection control 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 the quad-rotor robot as we desired, we design two kinds of ADRC, including the continuous ADRC and the discrete ADRC. Simulations were carried out based on Simulink. After parameter adjustment, the simulation results show that the ADRC can meet the need of control accuracy and swiftness of response. It also indicates that the controller has strong robustness and anti-disturbance performance, which can control the nonlinear coupling systems effectively.

Keywords: ADRC; tracking differentiator; extended state observer; quad-rotor robot

PID 控制器是不依赖于被控对象的精确数学模型, 只用控制目标与对象实际输出之间的误差来产生消除此误差的控制策略, 所以, 其在控制工程实践中得到了广泛的应用。然而, 随着科学技术的发展对控制精度、控制速度以及对环境变化的适应能力的要求越来越高, 经典 PID 的缺点逐渐显露出来。

自 20 世纪 80 年代开始, 韩京清^[1-2]在面面对带有更多内部和外部不确定因素的控制对象时,

PID 控制器无能为力的情况下, 研究出了“自抗扰控制技术”(Active Disturbance Rejection Control Technique, ADRC)。自抗扰控制技术^[3]一经诞生, 就成为研究非线性系统的有效工具, 并在许多理论研究、试验和工程实际中得到了迅速的推广应用。

自抗扰控制技术是一种不依赖于系统模型的新型控制技术, 它能够实时估计并补偿系统在工作时受到的各种外扰以及系统自身机理决定的内扰的总和扰动作用, 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。自抗扰控制技术具有超调小、响应速度快、控制精度高、抗干扰能力强及算法简单的特点。并且, 该技术特别适合于数字化实现, 完全顺应了数字化发展的趋势。

四旋翼飞行器是一个具有六自由度(位置和

收稿日期: 2013-10-23.

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61174094, 61273138);
天津市自然科学基金资助项目(13JCYBJC17400);
教育部优秀新世纪人才支持计划(NCET-10-0506)。

作者简介: 李 毅(1987—), 男, 博士研究生;
陈增强(1964—), 男, 教授, 博士生导师;
刘忠信(1975—), 男, 教授, 博士生导师。

通信作者: 李 毅, aiai102410@163.com.

姿态)和4个控制输入的欠驱动系统,其具有多变量、非线性、强耦合和对扰动敏感的特性,这使得飞行控制系统的设计变得十分困难,而整个飞行控制的关键就是姿态控制.目前相关的控制方法包括四元反馈控制^[4-5]、Backstepping^[6]、LQ^[7]等.

1 自抗扰控制器的基本原理

自抗扰控制器由跟踪微分器(Tracking Differentiator, TD)、扩张状态观测器(Extended State Observer, ESO)和非线性状态误差反馈律(Nonlinear State Error Feedback, NLSEF)3部分组成.如图1所示,虚线框中的部分即为自抗扰控制器.

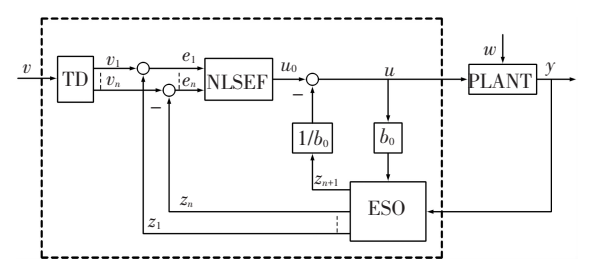


图 1 自抗扰控制器组成

1.1 跟踪微分器(TD)

跟踪微分器是为系统输入安排过渡过程,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算法如下:

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1(k) + hv_2(k), \\ v_2(k+1) = v_2(k) + h \cdot fst(v_1(k) - v(k), v_2(k), \omega, h). \end{cases}$$

式中: h 为采样周期, $v(k)$ 为第 k 时刻的输入信号, ω 为决定跟踪快慢的参数, $fst()$ 函数为最速控制综合函数,描述如下:

$$\begin{cases} d = \omega h; \\ d_0 = hd; \\ y = x_1 + hx_2; \\ a_0 = \sqrt{d^2 + 8\omega |y|}; \\ a = \begin{cases} x_2 + \frac{a_0 - d}{2} \text{sign}(y), & |y| > d_0; \\ x_2 + y/h, & |y| \leq d_0; \end{cases} \\ fst(x_1, x_2, \omega, h) = \begin{cases} -\omega \text{sign}(a), & |a| > d; \\ -\omega a/d, & |a| \leq d. \end{cases} \end{cases}$$

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.

1.2 扩张状态观测器(ESO)

扩张状态观测器可以估计出系统的状态和总扰动.其中,总扰动是指系统自身模型的不确定性(内扰)和系统的外部扰动(外扰)的综合作用.将ESO估计出来的总扰动量补偿到控制器中去,就可以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.上述动态估计补偿总和扰动的技术,就是自抗扰控制技术的最核心技术.

一种连续形式的ESO算法如下:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01}fal(e, a_1, \delta), \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02}fal(e, a_2, \delta), \\ \vdots \\ \dot{z}_n = z_{n+1} - \beta_{0n}fal(e, a_n, \delta) + b_0u(t), \\ \dot{z}_{n+1} = -\beta_{0(n+1)}fal(e, a_{n+1}, \delta). \end{cases}$$

一种离散形式的ESO算法如下:

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

式中: h 为采样周期, $\beta_{01} \sim \beta_{0(n+1)}$, $a_1 \sim a_{n+1}$ 均为可调参数, δ 为线性段的区间长度, $fal()$ 函数为

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

1.3 非线性状态误差反馈律(NLSEF)

非线性状态误差反馈律是通过非线性函数,将TD产生的跟踪信号及其微分信号与ESO估计出的系统的状态进行适当的组合,最终作为系统的控制量.

以二阶系统为例,一种采用 $fal()$ 函数组合的NLSEF算法为

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

式中: β_1 、 β_2 为可调参数.系统的状态误差是指 $e_1 = v_1 - z_1$, $e_2 = v_2 - z_2$.对误差反馈控制量 u_0 ,用总扰动估计值 z_3 的补偿来决定最终控制量:

$$u = u_0 - z_3/b_0 \text{ 或 } u = (u_0 - z_3)/b_0.$$

式中可调参数 b_0 是决定补偿强弱的“补偿因子”.

2 四旋翼飞行姿态控制仿真

采用由加拿大 Quanser 公司生产的四旋翼盘旋实验装置,来研究姿态的控制问题.在 Matlab 的 Simulink 下,将使用连续和离散两种自抗扰控制技术进行仿真.

2.1 四旋翼盘旋系统的模型

三自由度(姿态)四旋翼盘旋系统的状态空间方程^[8-9]为

$$\begin{bmatrix} \dot{y} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \\ \dot{y} \\ \dot{p} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y \\ p \\ r \\ y \\ p \\ r \end{bmatrix} +$$

$$\begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ \frac{k_{l,c}}{J_y} & \frac{k_{l,c}}{J_y} & \frac{k_{l,n}}{J_y} & \frac{k_{l,n}}{J_y} \\ \frac{lk_f}{J_p} & -\frac{lk_f}{J_p} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{lk_f}{J_r} & -\frac{lk_f}{J_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_f \\ v_b \\ v_r \\ v_l \end{bmatrix}.$$

式中: 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。 $K_{l,n}$ 为顺时针螺旋桨推力矩系数, 其值为 $0.003\ 6\ \text{N} \cdot \text{m}/\text{V}$; $K_{l,c}$ 为逆时针螺旋桨推力矩系数,

其值为 $-0.003\ 6\ \text{N} \cdot \text{m}/\text{V}$; K_f 为螺旋桨推力系数, 其值为 $0.118\ 8\ \text{N}/\text{V}$; J_y 为偏航轴转动惯量, 其值为 $0.110\ 4\ \text{kg} \cdot \text{m}^2$; J_p 、 J_r 分别为俯仰轴、滚转轴转动惯量, 其值均为 $0.055\ 2\ \text{kg} \cdot \text{m}^2$; l 为旋转中心到螺旋桨中心的距离, 其值为 $0.197\ \text{m}$ 。

2.2 基于 Simulink 仿真

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^[10-11]框图如图 2 所示。依照图 2, 在 Simulink 下搭建模块, 如图 3 所示。图 3 中, 由上至下, 3 部分分别为偏航通道、俯仰通道和滚转通道; 由左至右, 标识圈内分别为设定值、跟踪微分器、非线性状态误差反馈律、扩张状态观测器、控制量转换、四旋翼系统和示波器。

系统初始值为 $x_0 = [-3^\circ, -3^\circ, -3^\circ, 0, 0, 0]$, 仿真时间为 $20\ \text{s}$ 。每个通道的设定值均为: 幅值为 3° , 频率为 $0.1\ \text{Hz}$ 的方波信号。

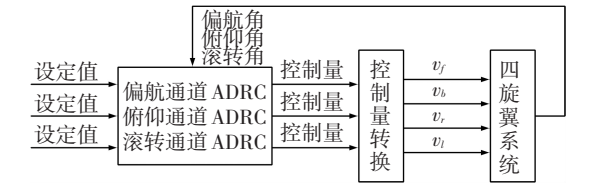


图 2 姿态控制框图

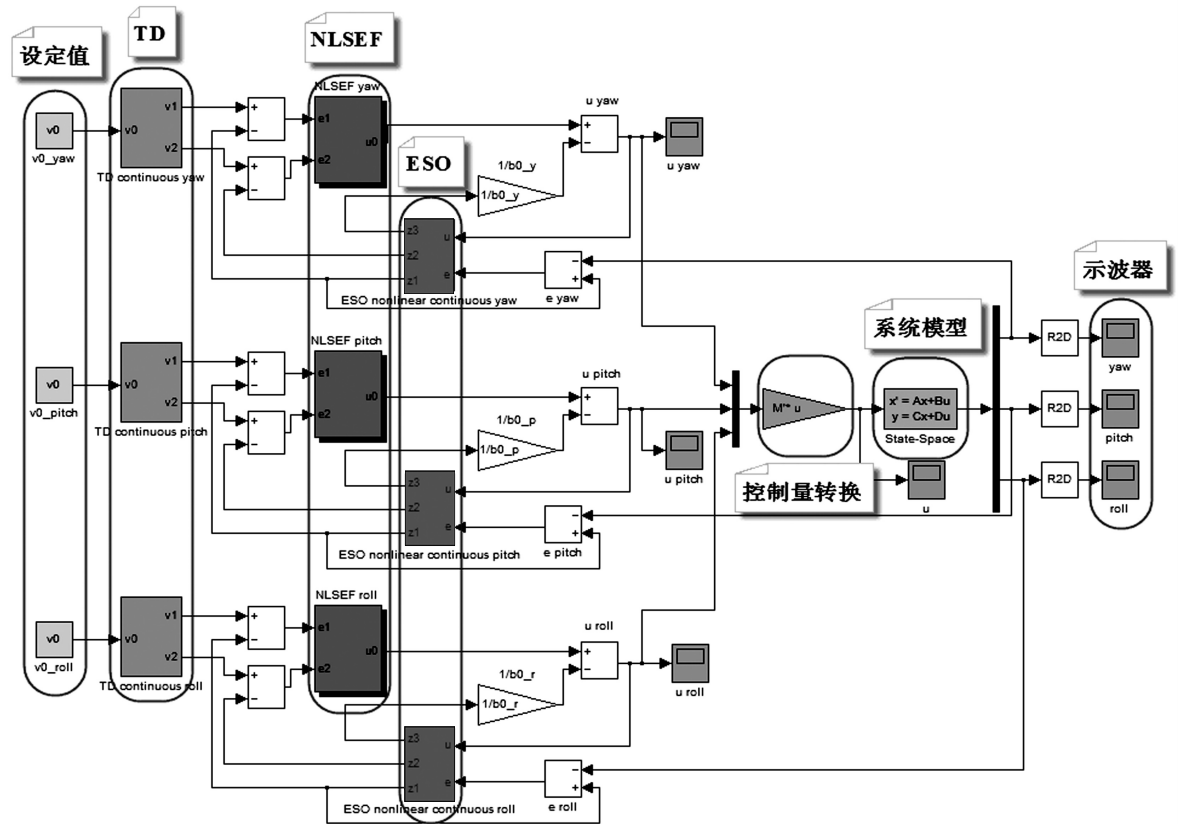


图 3 Simulink 仿真结构

连续型 ADRC 的主要参数为

$$b0_y = 0.06; b0_p = 0.9; b0_r = 1.2$$

$$\text{ESO: } a_3 = 0.25, a_2 = 0.5, a_1 = 0.75, \delta = 0.006$$

$$\text{NLSEF: } a_1 = 0.5, a_2 = 0.05$$

YAW:

$$\text{TD: } \omega_y = 2$$

$$\text{ESO: } \beta_{01_y} = 30, \beta_{02_y} = 300, \beta_{03_y} = 1\,000$$

$$\text{NLSEF: } \beta_{1_y} = 300, \beta_{2_y} = 180, \delta_y = 1$$

PITCH:

$$\text{TD: } \omega_p = 5$$

$$\text{ESO: } \beta_{01_p} = 30, \beta_{02_p} = 300, \beta_{03_p} = 1\,000$$

$$\text{NLSEF: } \beta_{1_p} = 150, \beta_{2_p} = 120, \delta_p = 3$$

ROLL:

$$\text{TD: } \omega_r = 5$$

$$\text{ESO: } \beta_{01_r} = 30, \beta_{02_r} = 300, \beta_{03_r} = 1\,000$$

$$\text{NLSEF: } \beta_{1_r} = 180, \beta_{2_r} = 120, \delta_r = 3$$

连续型 ADRC 姿态控制仿真结果如图 4 所示。

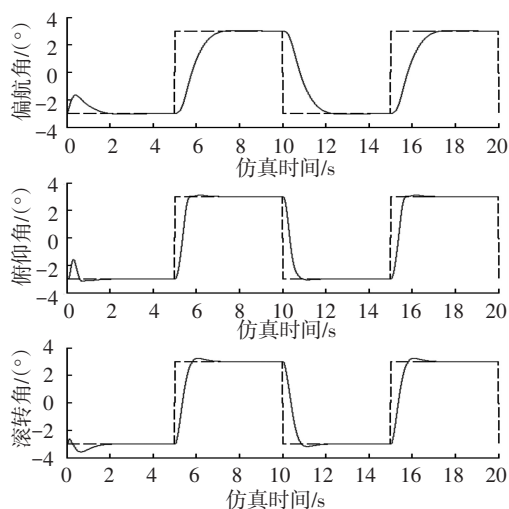


图 4 连续型 ADRC 姿态控制仿真

离散型 ADRC 的主要参数为

$$b0_y = 0.06; b0_p = 0.9; b0_r = 1.2$$

$$\text{TD: } h = 0.02$$

$$\text{ESO: } a_3 = 0.25, a_2 = 0.5, a_1 = 0.75, \delta = 0.006, \\ h = 0.004$$

$$\text{NLSEF: } a_1 = 0.5, a_2 = 0.05$$

YAW:

$$\text{TD: } \omega_y = 2$$

$$\text{ESO: } \beta_{01_y} = 30, \beta_{02_y} = 300, \beta_{03_y} = 1\,000$$

$$\text{NLSEF: } \beta_{1_y} = 300, \beta_{2_y} = 180, \delta_y = 1$$

PITCH:

$$\text{TD: } \omega_p = 5$$

$$\text{ESO: } \beta_{01_p} = 30, \beta_{02_p} = 300, \beta_{03_p} = 1\,000$$

$$\text{NLSEF: } \beta_{1_p} = 150, \beta_{2_p} = 120, \delta_p = 3$$

ROLL:

$$\text{TD: } \omega_r = 5$$

$$\text{ESO: } \beta_{01_r} = 30, \beta_{02_r} = 300, \beta_{03_r} = 1\,000$$

$$\text{NLSEF: } \beta_{1_r} = 150, \beta_{2_r} = 120, \delta_r = 3$$

离散型 ADRC 姿态控制仿真结果如图 5 所示。

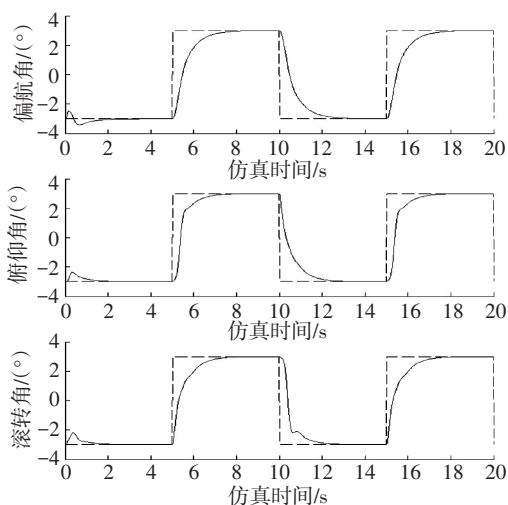


图 5 离散型 ADRC 姿态控制仿真

由图 4、5 可以看出,文中所设计的 ADRC 控制器无论是连续型还是离散型,经过简易的参数整定,都可以使偏航角、俯仰角和滚转角在比较恶劣的初始条件下,以很短的时间达到设定值,体现了控制器的快速性和稳定控制能力。同时,在设定值具有较大突变的情况下,ADRC 控制器也能取得良好的控制效果,这体现了控制器是具有一定鲁棒性的。对比连续型和离散型 ADRC:在精度要求上,离散型 ADRC 要好一些,无超调,无振荡。而从快速性以及调节参数的难易程度来说,连续型 ADRC 更胜一筹。总体来说,两个仿真效果令人满意。

3 结 语

针对具有独特机械结构的四旋翼欠驱动系统,设计了连续型和离散型两种自抗扰控制器,并在 Simulink 环境下搭建了姿态控制仿真图。通过参数整定,得到了优良的仿真结果。这表明,文中所设计的自抗扰控制器具有强鲁棒性、抗干扰性能以及对非线性强耦合系统的解耦能力。

参考文献

- [1] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.