

# 基于 ADRC 的无人机纵向通道控制

陈金科, 孙秀霞, 张 力  
(空军工程大学 工程学院, 陕西 西安 710038)

**摘要:**根据自抗扰控制器不依赖对象的精确数学模型以及能够对系统模型内扰和外界干扰进行补偿的特点,提出了在无人机纵向通道中引入自抗扰控制器的方法。设计的自抗控制器在不同的飞行状态下,不需要改变控制器参数,就能实现对俯仰指令的精确跟踪控制,以及速度回路与俯仰角回路的解耦控制。仿真结果表明,系统具有良好的动态响应和鲁棒性。

**关键词:**自抗扰控制器,纵向通道,解耦控制,鲁棒性

**中图分类号:** V24    **文献标识码:** A    **文章编号:** 1009-3516(2006)06-0010-03

无人机(UAV)的自动飞行控制系统是 UAV 核心部分,UAV 的性能好坏在很大程度上取决于它的飞行控制律的设计。因此研究无人机的飞行控制律对提高无人机的性能有着很大的意义。现代控制理论以被控对象数学模型为基础,但大量的被控对象由于其结构的复杂性,往往给不出其精确的数学模型,这就限制了现代控制理论的应用。在传统的飞控系统设计中,我们通常将飞行过程划分为多个不同的模态,在整个飞行包线范围内选取较多的典型状态点作为基准点,然后在每个基准点进行线性化,并针对每个点设计不同的 PID 控制器,工作量大,且难以保证所设计出的控制器在基准点附近区域的稳定性。韩京清提出的自抗扰控制器(ADRC)是在非线性 PID 控制律的基础上发展起来的一种新型非线性控制算法,它不依赖于被控对象的精确数学模型。到目前为止,自抗扰控制器已在许多复杂的非线性控制问题中得到成功应用,文献[1]-[5]给出了自抗扰控制器在军事以及在电力、化工等工业生产中的应用。本文在无人机纵向通道中引入自抗扰控制器,实现了对不同飞行状态下俯仰角变量的精确跟踪以及速度与俯仰角与解耦控制。

## 1 自抗扰控制器在纵向通道中的应用

自抗扰控制器(ADRC)的基本原理可以参考文献[6]-[8],主要有跟踪微分器(TD),扩张状态观测器(ESO)和非线性状态组合(NLSEF)三大部分,其中扩张状态观测器能实时的估计出系统的内扰和外扰而给以补偿,正是由于这种对系统模型扰动和外扰的适时补偿,使系统具有很强的鲁棒性。经过补偿后的系统具有积分串联型系统的动态特性。由于整个控制器的设计不依赖于被控对象的精确模型,这正符合飞行控制器设计的模型不精确、参数变化大等特点。其中自抗扰控制器中的  $g(\cdot)$ 、 $h(\cdot)$  函数可以取为  $fal(\cdot)$  函数,其形式为

$$fal(x, a, \sigma) = \begin{cases} |x|^a \text{sign}(x), & |x| > \sigma \\ x/\sigma^{1-a}, & |x| \leq \sigma \end{cases} \quad (1)$$

### 1.1 纵向通道方程

飞机的纵向运动可以表示为迎角  $\alpha$  与速度  $v$  的一阶导数以及俯仰角  $\vartheta$  的二阶导数,其具体形式为

$$\dot{v} = -n_{1v}v - n_{1\alpha}\alpha - n_{1\vartheta}\dot{\vartheta} + n_{1\delta}\delta_p \quad (2)$$

$$\dot{\alpha} = -n_{2v}v - n_{2\alpha}\alpha + \dot{\vartheta} - n_{2\vartheta}\dot{\vartheta} \quad (3) \quad \ddot{\vartheta} = -N_{3v}v - N_{3\alpha}\alpha - N_{3\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta} - N_{3\vartheta}\vartheta - N_{3\delta}\delta_i \quad (4)$$

收稿日期:2005-12-12

作者简介:陈金科(1969-),男,湖北枣阳人,博士生,从事飞控理论及自动检测方面研究;

孙秀霞(1962-),女,山东潍坊人,教授,博士生导师,从事飞控理论及自动检测方面研究.

由方程可以看到速度的控制量是发动机推力  $\delta_p$ ;迎角没有直接控制量,通过其它变量来间接进行控制,当速度、俯仰角、俯仰角速率达到稳定时,迎角也就稳定了,因而,在设计控制器时不需要单独对迎角设计控制回路;俯仰角的控制量是升降舵偏转角  $\delta_e$ 。因此,结合自抗扰控制器的特点,速度子回路用一阶 ADRC 来控制,而俯仰角子回路用二阶 ADRC 来控制。各个子回路借助 ESO 的作用,可以实时估计出系统外部干扰和模型内部扰动并予以补偿,从而将速度子回路等效转化为一个积分环节的子系统,将俯仰角子回路等效转换为 2 个积分环节串联的子系统。

1.2 自抗扰控制器设计

式(2)、(3)、(4)可以写成式(5)的仿射形式。式中含义表述见式(6)、(7)。

$$\begin{cases} \dot{v} = f_v + u_v \\ \dot{\alpha} = f_\alpha \\ \dot{\vartheta} = f_\vartheta + u_\vartheta \end{cases} \quad (5) \quad \begin{cases} f_v = -n_{1v}v - n_{1\alpha}\alpha - n_{1\vartheta}\vartheta \\ f_\alpha = -n_{2v}v - n_{2\alpha}\alpha + \dot{\vartheta} - n_{2\vartheta}\vartheta \\ f_\vartheta = -N_{3v}v - N_{3\alpha}\alpha - N_{3\vartheta}\vartheta - N_{3\dot{\vartheta}}\dot{\vartheta} \end{cases} \quad (6) \quad \begin{cases} u_\vartheta = -N_{3e}\delta_e \\ u_v = -n_{1p}\delta_p \end{cases} \quad (7)$$

本文只介绍俯仰控制回路中的 2 阶 ADRC 的设计。

TD 的构造:  $\dot{x}_1 = x_2; \dot{x}_2 = -R \cdot fal[x_1 - \vartheta_c(t) + |x_2| \cdot x_2/2R, a_1, \delta_1]$ 。

ESO 的构造:  $\dot{z}_1 = z_2 - b_1fal(z_1 - x_1, a_1, \delta_1)$ ,  $\dot{z}_2 = z_3 - b_2fal(z_1 - x_1, a_2, \delta_2)$ ,  $\dot{z}_3 = -b_3fal(z_1 - x_1, a_3, \delta_3)$ 。

NLSEF:  $u = k_1fal(z_1 - x_1, \alpha_4, \delta_4) + k_2fal(z_2 - x_2, a_5, \delta_5) - z_3$ 。

2 数值仿真

在某型无人机的飞行包线范围内取其 3 个飞行状态  $(H, M)$ , 状态 1(600, 0.4), 状态 2(8 000, 0.8), 状态 3(10 000, 0.8)。调整好一组控制参数,考察自抗扰控制器的控制效果。图 1、图 2、图 3 为无人机在飞行状态 1、2、3 下的速度、俯仰角、升降舵偏转角的仿真结果。飞行指令为:速度指令为各自状态平衡点处速度的 10% 阶跃下降;初时俯仰指令为  $\vartheta_c = 0^\circ$ , 5 s 时变化为  $5^\circ$  阶跃信号, 10 s 以后恢复为  $0^\circ$ 。考虑到作动器约束,升降舵偏转范围限幅  $\pm 30^\circ$ 。其中虚线表示原始指令信号,实线表示系统响应。需要说明的是,实线跟踪的是经过滤波以后的指令。由仿真结果可以看出,速度响应和俯仰响应能够线性且互不干扰的跟踪指令信号,这说明控制律能很好的实现线性化和解耦控制。俯仰角跟踪指令信号的延迟时间很短,没有超调,系统具有良好的动态响应。本文在很大的包线范围内进行了仿真,外特性动态结果表明速度和俯仰角均能实现解耦控制,并具备良好的动态性能。限于篇幅,文中不一一列出仿真图。

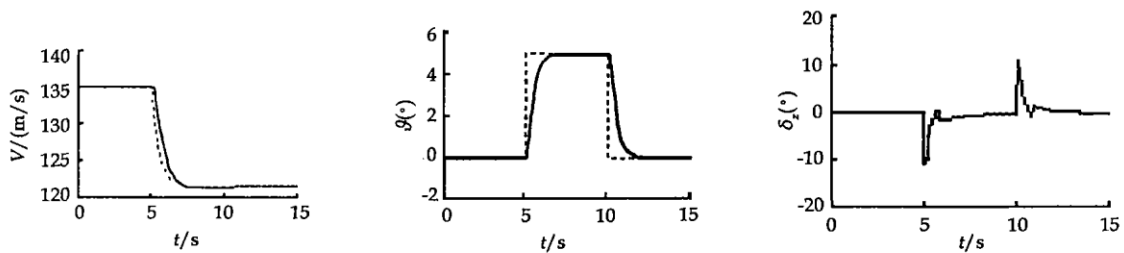


图 1 飞行状态 1 仿真结果

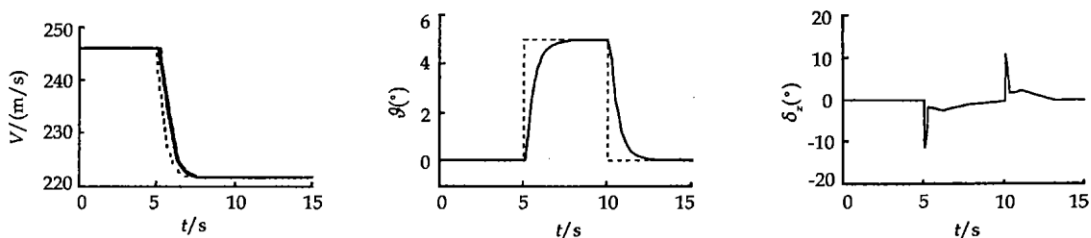


图 2 飞行状态 2 仿真结果

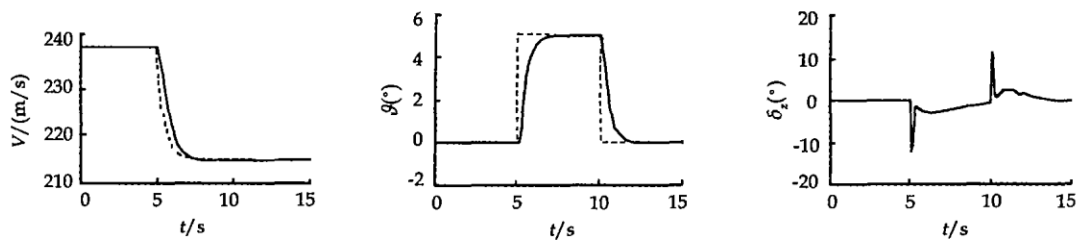


图3 飞行状态3 仿真结果

### 3 结论

利用自抗扰控制器对飞机纵向运动进行控制时,系统的动态性能、鲁棒性有了很大的提高。针对无人机从原来的低空、低速发展到现在的高空、高速,飞机的飞行包线不断扩大,机动性能不断提高的变化。自抗控制器的出现为无人机飞控系统的设计提出了一种新的思路。自抗扰控制器不需要被控对象的精确数学模型,能够用状态观测器很好的估计出模型的内扰和系统的外扰并将二者补偿掉,从而使系统有很强的鲁棒性。仿真结果表明,无人机在不同的飞行状态下,飞机模型参数发生了很大的变化,但ADRC的控制参数不需要改变仍能保持很好的控制效果,实现对指令的快速精确跟踪,使得ADRC在飞行控制中有着广泛的应用前景。

#### 参考文献:

- [1] 雷仲谋. 非线性自抗扰控制器在航天姿态控制系统中的应用[J]. 航天控制, 2000, (4): 34-39.
- [2] 冯光. 采用自抗扰控制器的高性能异步电机调速系统[J]. 中国电机工程学报, 2001, (10): 55-58.
- [3] 李海生. 自抗扰控制器在非线性化工过程控制中的应用[J]. 中南工业大学学报, 2003, (8): 419-423
- [4] 黄焕袍. 自抗扰控制在火电厂主气温控制中的应用[J]. 系统仿真学报, 2005, (1): 241-244.
- [5] 李乔. 自抗扰控制及其在DC-DC变换器中的应用[J]. 电工技术学报, 2005, (1): 83-88.
- [6] 韩京清. 非线性PID控制器[J]. 自动化学报, 1994, (7): 487-490.
- [7] 韩京清. 非线性状态误差反馈控制律-NLSEF[J]. 控制与决策, 1995, (5): 221-225.
- [8] 张荣, 韩京清. 基于神经网络的自抗扰控制器[J]. 系统仿真学报, 2000, (3): 149-151.
- [9] 肖顺达. 飞行自动控制系统[M]. 北京: 国防工业出版社, 1980.
- [10] 郭书祥. 线性系统的鲁棒H<sub>∞</sub>柔性状态反馈控制器设计[J]. 空军工程大学学报(自然科学版) 2005, 6(6): 30-32.

(编辑: 姚树峰)

## The UAV Longitudinal Channel Control Based on ADRC

CHEN Jin-ke, SUN Xiu-xia, ZHANG Li

(The Engineering Institute, Air Force Engineering University, Xi'an 710038, Shaanxi, China)

**Abstract:** The paper mainly introduces the characters of active-disturbance rejection controller (ADRC). The ADRC doesn't rely on the accurate math mode of controlled object and it can compensate the system's inner and outer disturbances. According to the characters of ADRC, the paper provides a new method in UAV's longitudinal channel control. The closed loop system can make the pitching angle accurately tracked and controlled without changing its controller's parameters in different flight states. The ADRC also realizes the velocity loop and the pitching angle loop's decoupling control. The result of the simulation shows that the system is good in dynamic response and robustness.

**Key words:** active-disturbance rejection controller; longitudinal channel; decoupling control; robustness