

DOI: 10.7641/CTA.2015.50239

串级自抗扰控制器在纵列式双旋翼直升机 飞行姿态控制中的应用

陈增强[†], 李 毅, 袁著祉, 孙明玮, 刘忠信, 孙青林

(南开大学 计算机与控制工程学院 自动化系, 天津 300071)

摘要: 本文将自抗扰控制应用于直升机飞行姿态控制中, 针对纵列式双旋翼直升机的飞行姿态控制问题, 设计串级自抗扰控制器, 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, 调试出了令人满意的飞行姿态实时控制结果. 对比于线性二次型调节器(linear quadratic regulator, LQR)控制算法, 文中所设计的串级自抗扰控制器显然具有更加精准的控制精度, 能更加满足快速性的要求, 并且更具有鲁棒性、抗干扰性能以及对非线性强耦合系统的解耦能力.

关键词: 自抗扰控制器; 串级控制; 扩张状态观测器; 纵列式直升机; 姿态控制

中图分类号: TP273 **文献标识码:** A

Attitude control of tandem rotor helicopter based on cascade active disturbance rejection control

CHEN Zeng-qiang[†], LI Yi, 袁著祉, SUN Ming-wei, LIU Zhong-xin, SUN Qing-lin

(Department of Automation, College of Computer and Control Engineering, Nankai University, Tianjin 300071, China)

Abstract: Active disturbance rejection control (ADRC) technique is applied to control the attitudes of a kind of helicopter. In order to guarantee the attitudes of a tandem rotor helicopter as we desired, a series of cascade ADRC controllers are designed. After adjusting the parameters, we obtain the numerical simulation results based on ADRC strategy which shows a better performance than linear quadratic regulator (LQR) method. Furthermore, real-time control experiments are carried out. Satisfactory experimental results indicate that the cascade ADRC is better than LQR scheme not only in meeting the control accuracy requirement but also in achieving rapid and effective response for the nonlinear coupled systems. In addition, the ADRC controller has strong robustness and insensitivity to perturbations.

Key words: active disturbance rejection control (ADRC); cascade control; extended state observer; tandem rotor helicopter; attitude control

1 引言(Introduction)

科学技术的飞速发展使得人们对控制的精度、速度以及适应环境变化的能力的要求越来越高. 经典PID控制器由于其不依赖于被控对象的精确数学模型的特点, 在控制工程实践中得到了广泛的应用. 但是, PID控制器在面对带有更多内部和外部不确定因素的控制对象时, 缺点就逐渐显露了出来. 20世纪80年代, 我国著名学者韩京清^[1-2]研究员提出了“自抗扰控制技术”(active disturbance rejection control technique, ADRC). 自抗扰控制技术^[3-4]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、抗干扰能力强及易于数字化的特点.

直升机具有垂直起落、空中悬停以及机动灵活的特点, 这使得其在物资运输、反潜、医疗、搜救等方面得到了广泛的应用. 单旋翼直升机由于其结构简单, 易于操纵倍受各国青睐. 文献[5]通过扫频辨识建立了单旋翼直升机的姿态动力学模型, 进而针对该模型设计了具有神经网络前馈的滑模鲁棒控制器, 取得了较好的实时控制效果. 而文献[6]则采用自适应反步控制

收稿日期: 2015-03-27; 录用日期: 2015-07-21.

[†]通信作者. E-mail: chenzq@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) and Natural Science Foundation of Tianjin (14JCYBJC18700, 13JCYBJC17400).

法对单旋翼直升机的姿态和高度进行了仿真控制。

与单旋翼带尾桨直升机相比,纵列式双旋翼直升机具有悬停需用功率低、抗侧风能力强、重心变化范围大、适合舰上使用等优势。该型直升机是一个具有六自由度(位置和姿态)和两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。长春工业大学的刘克平、陈亮等人基于纵列式双旋翼直升机的线性动力学模型,提出了利用线性矩阵不等式(LMI)来设计一类鲁棒 H_∞ 状态反馈控制器^[7-8]的思路,并将其应用到了三自由度姿态控制的仿真和实时控制中,取得了较好的控制效果。加拿大瑞尔森理工大学的Malgorzata S. Zywno教授应用经典的模糊逻辑控制器^[9]进行了姿态控制的仿真研究。山东大学的葛金来等人采用了模糊自整定PID^[10]的控制方法进行了姿态控制的实时控制。北京理工大学的乔继红、戴亚平和北京航空航天大学刘金琨教授使用了基于非线性干扰观测器的滑模反演控制器^[11]对三自由度纵列式直升机的俯仰通道进行了仿真控制。目前相关的控制方法还包括预测控制^[12]、输出反馈控制^[13-14]等。值得指出的是,上述控制器大都是基于对系统模型具有较高认知度的情况下而设计建立的,而在实际直升机系统中,姿态控制将受到测量误差、机械磨损、外界干扰等各种不确定因素的影响,控制器的性能往往会大打折扣,难以满足实时控制的要求。

本文结合经典自抗扰控制与串级控制技术,基于虚拟控制量,设计了对模型依赖程度低的串级自抗扰控制器,来解决纵列式双旋翼直升机姿态控制中的多变量、欠驱动,强耦合的控制问题,经过控制器设计与参数调试,最终取得了优良的实时控制效果。

2 自抗扰控制器的基本原理 (The principle of ADRC controller)

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。

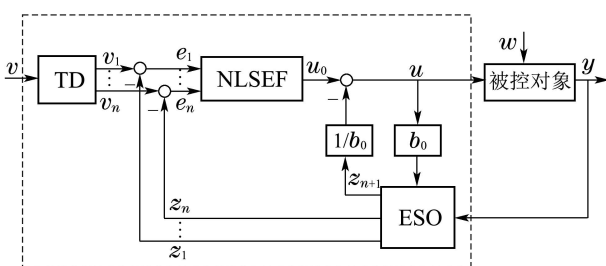


图1 自抗扰控制器组成

Fig. 1 Block diagram of ADRC

2.1 跟踪微分器(Tracking differentiator)

跟踪微分器的作用是为系统的输入安排过渡过程,即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,一种有效的连续形式的线性跟踪微分器算法如下:

$$\begin{cases} \dot{v}_1 = v_2, \\ \dot{v}_2 = -1.76Rv_2 - R^2(v_1 - v), \end{cases} \quad (1)$$

其中: v 为输入信号, R 为决定跟踪快慢的参数。

采用上述微分器,则可实现 $v_1 \rightarrow v$, $v_2 \rightarrow \dot{v}$ 。并且,如果 v 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:

$$\begin{cases} \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} \text{fal}(e, a_1, \delta), \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} \text{fal}(e, a_2, \delta), \\ \vdots \\ \dot{z}_n = z_{n+1} - \beta_{0n} \text{fal}(e, a_n, \delta) + b_0 u(t), \\ \dot{z}_{n+1} = -\beta_{0(n+1)} \text{fal}(e, a_{n+1}, \delta), \end{cases} \quad (2)$$

其中: $\beta_{01} \sim \beta_{0(n+1)}$, $a_1 \sim a_{n+1}$ 均为可调参数, 2δ 为线性段的区间长度, $\text{fal}(\cdot)$ 函数为

$$\text{fal}(e, a, \delta) = \begin{cases} |e|^a \text{sgn } e, & |e| > \delta, \\ \frac{e}{\delta^{1-a}}, & |e| \leq \delta. \end{cases} \quad (3)$$

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组合,以便得到系统最终的控制量。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 ,可以采用如下公式:

$$u_0 = \beta_1 \text{fal}(e_1, a_1, \delta) + \beta_2 \text{fal}(e_2, a_2, \delta), \quad (4)$$

其中 β_1, β_2 为可调参数。

系统最终的控制量 u 由总扰动估计值 z_3 的补偿来决定:

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

其中可调参数 b_0 是决定补偿强弱的“补偿因子”。

3 串级自抗扰姿态控制器的设计(Cascade ADRC controller design)

针对加拿大Quanser公司生产的纵列式直升机实验装置, 如图2所示, 结合经典自抗扰控制技术和串级控制技术, 来研究其姿态的控制问题.

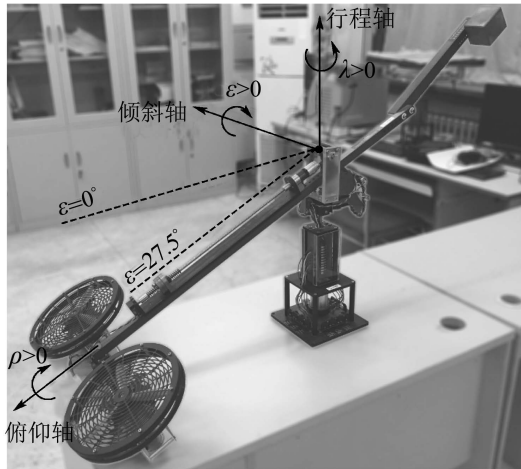


图2 纵列式双旋翼直升机实验平台

Fig. 2 Tandem rotor helicopter plant

3.1 纵列式双旋翼直升机系统的模型(Tandem rotor helicopter model)

三自由度直升机系统^[15-17]的结构示意图, 如图3所示.

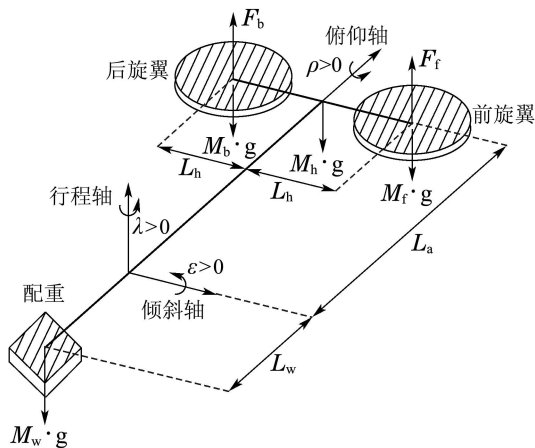


图3 三自由度直升机系统的结构示意图

Fig. 3 Free-body diagram of 3-DOF helicopter

系统线性化后的状态空间方程^[18-20]为

$$\begin{bmatrix} \dot{\epsilon} \\ \dot{\rho} \\ \dot{\lambda} \\ \ddot{\epsilon} \\ \ddot{\rho} \\ \ddot{\lambda} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \tau_1 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \epsilon \\ \rho \\ \lambda \\ \dot{\epsilon} \\ \dot{\rho} \\ \dot{\lambda} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \tau_2 & \tau_2 \\ \tau_3 & -\tau_3 \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_f \\ v_b \end{bmatrix}, \quad (6a)$$

$$\begin{cases} \tau_1 = -\frac{(L_w M_w - 2L_a M_f)g}{M_w L_w^2 + 2M_f L_h^2 + 2M_f L_a^2}, \\ \tau_2 = \frac{L_a K_f}{2M_f L_a^2 + M_w L_w^2}, \\ \tau_3 = \frac{1}{2} \frac{K_f}{M_f L_h}, \end{cases} \quad (6b)$$

其中: ϵ 为倾斜角, ρ 为俯仰角, λ 为行程角, v_f 和 v_b 分别为控制前、后两个旋翼转速的电压. 其余系统参数如表1所示.

表1 系统参数

Table 1 Parameters of the tandem rotor helicopter

符号	含义	大小	单位
L_w	行程轴到配重的距离	0.470	m
L_a	行程轴到直升机体的距离	0.660	m
L_h	俯仰轴到旋翼的距离	0.178	m
M_w	配重的质量	1.87	kg
M_f	前旋翼部分的总质量	0.575	kg
M_b	后旋翼部分的总质量	0.575	kg
M_h	直升机体的总质量	1.15	kg
K_f	螺旋桨推力系数	0.1188	N/V
g	重力加速度常数	9.81	m/s ²

3.2 ADRC姿态控制器(ADRC attitude controller)

将三自由度纵列式直升机分为倾斜、俯仰和行程三个通道, 则姿态控制^[21-23]框图如图4所示.

提取状态方程式(6)中的核心信息, 可得

$$\ddot{\epsilon} = U_1, \quad (7a)$$

$$\ddot{\rho} = U_2, \quad (7b)$$

$$\ddot{\lambda} = \tau_1 \rho, \quad (7c)$$

其中控制旋翼转速的电压与虚拟控制量之间的转换, 如式(8)所示:

$$\begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_2 & \tau_2 \\ \tau_3 & -\tau_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_f \\ v_b \end{bmatrix}. \quad (8)$$

对式(7a)(即倾斜通道)应用一个典型二阶ADRC控制器, 虚拟控制量为 U_1 , 则可以使倾斜角 ϵ 达到设定值. 而式(7b)与式(7c)显然可以看作成为一个欠驱动系统, 然后再应用串级ADRC来对其进行控制. 进一步, 式(7)可以改写为

$$\ddot{\epsilon} = U_1, \quad (9a)$$

$$\dot{\lambda}_1 = \lambda_2, \quad (9b)$$

$$\dot{\lambda}_2 = \tau_1 \rho_1, \quad (9c)$$

$$\dot{\rho}_1 = \rho_2, \quad (9d)$$

$$\dot{\rho}_2 = U_2. \quad (9e)$$

式(9b)–(9e)可以看作是欠驱动系统的一阶子系统. 对于式(9b)一阶子系统, 不妨认为 λ_1 为状态量, λ_2 为控

制量. 可以应用一个一阶ADRC1控制器对该子系统加以控制, 使得 λ_1 跟踪到设定曲线, 相应地, λ_2 就会有一条控制量轨迹, 而此轨迹正可以被认为是式(9c)一阶子系统的设定曲线, 以此类推. 最后, 对于式(9e)一阶子系统, 应用一个一阶ADRC4控制器, 虚拟控制量为 U_2 , 就可以使该子系统的状态量 ρ_2 跟踪上式(9d)子系统给出的设定值. 按照上述思路设计串级ADRC1-

ADRC4控制器, 就可以达到 U_2 驱动 ρ_2 , ρ_2 驱动 ρ_1 , ρ_1 驱动 λ_2 , λ_2 驱动 λ_1 , 最终使得 λ_1 按照设定轨迹运行的目的. 至此, 自抗扰姿态控制器计算出了虚拟控制量 U_1, U_2 , 再由式(10)即可获得输入到电机的真实控制量.

$$\begin{bmatrix} v_f \\ v_b \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tau_2 & \tau_2 \\ \tau_3 & -\tau_3 \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \end{bmatrix}. \quad (10)$$

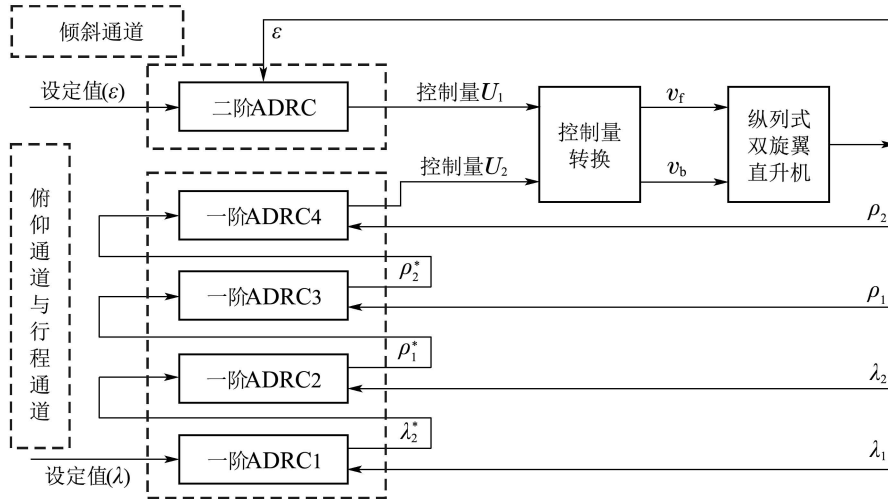


图4 姿态控制框图

Fig. 4 Block diagram of the controlled system

4 直升机飞行姿态控制仿真 (Simulation of attitude control for helicopter)

本节作者将采用上述自抗扰控制器, 在MATLAB的Simulink下进行直升机姿态的仿真控制, 并与LQR方法进行对比分析.

系统初始值 $x_0 = [-30^\circ, -4^\circ, 30^\circ, 3^\circ/s, -6^\circ/s, 20^\circ/s]$, 仿真时间为60 s. 倾斜通道的设定值为: 幅值为 30° , 频率为0.03 Hz的方波信号; 行程通道的设定值为: 幅值为 90° , 频率为0.03 Hz的方波信号; 控制输入信号的限幅为 ± 24 V. 按照通道设计的自抗扰控制器的仿真参数如表2-3所示; 姿态控制仿真结果如图5所示: 点划线为设定值, 虚线为LQR方法仿真结果, 实线为ADRC仿真结果; 图6为两种控制器的控制量曲线.

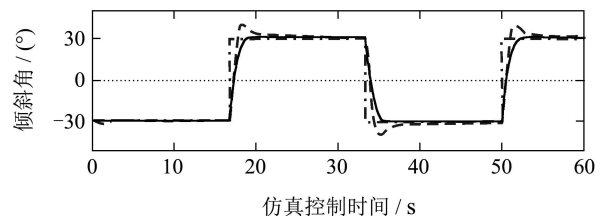
表2 倾斜通道ADRC仿真参数

Table 2 Simulation parameters of the elevation channel under the ADRC controller

TD	ESO	NLSEF
$R = 2$	$b_0 = 0.4, \delta = 0.006$	$\delta = 1$
	$a_1 = 0.75, a_2 = 0.5$	$a_1 = 0.5, a_2 = 0.05$
	$a_3 = 0.25, \beta_{01} = 150$	$\beta_1 = 200, \beta_2 = 100$
	$\beta_{02} = 7500, \beta_{03} = 125000$	

表3 俯仰、行程通道串级ADRC仿真参数
Table 3 Simulation parameters of the pitch and travel channel under the ADRC controller

控制器	TD	ESO	NLSEF
ADRC1 ($\lambda_1 \leftarrow \lambda_2$)	$R = 1$	$b_0 = 0.4, \beta_{01} = 200$ $\delta = 5, \beta_{02} = 1300$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.25$	$\beta_1 = 3$ $a_1 = 0.5, \delta = 5$
ADRC1 ($\lambda_2 \leftarrow \rho_1$)	—	$b_0 = 0.4, \beta_{01} = 200$ $\delta = 5, \beta_{02} = 1300$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.25$	$\beta_1 = 3$ $a_1 = 0.5, \delta = 5$
ADRC1 ($\rho_1 \leftarrow \rho_2$)	—	$b_0 = 0.2, \beta_{01} = 200$ $\delta = 1, \beta_{02} = 1000$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.85$	$\beta_1 = 20$ $a_1 = 0.1, \delta = 5$
ADRC1 ($\rho_2 \leftarrow U_2$)	—	$b_0 = 0.2, \beta_{01} = 200$ $\delta = 1, \beta_{02} = 1000$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.85$	$\beta_1 = 200$ $a_1 = 0.1, \delta = 5$



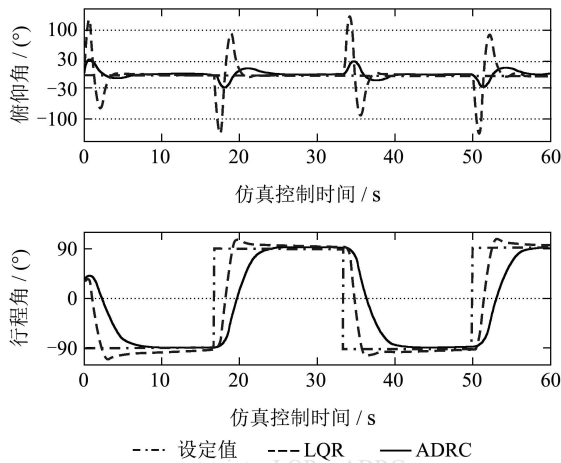


图5 ADRC与LQR直升机姿态控制仿真结果

Fig. 5 Simulation results of ADRC and LQR control

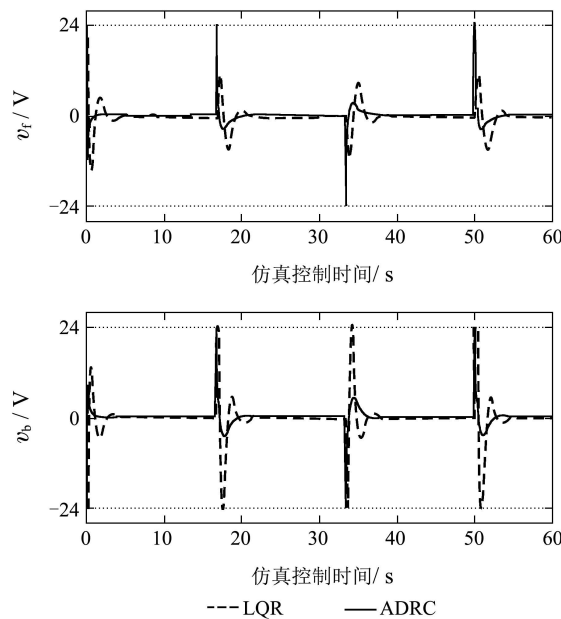


图6 ADRC与LQR仿真控制输入信号

Fig. 6 Simulation control inputs of ADRC and LQR control

由图5可知,在恶劣的初始条件下,LQR方法虽然能够使倾斜角、行程角较快的跟踪上给定曲线,但是超调很大.更糟糕的是,LQR方法在解决俯仰角克服初值干扰以及设定值突变的问题上,其控制效果并不理想.仿真结果中,俯仰角度甚至超过了 $\pm 100^\circ$,这显然不能保证直升机的正常平稳飞行,还极有可能造成机毁人亡的后果.然而,本文所设计的经典ADRC及串级ADRC混合控制器不仅能使倾斜角和行程角快速地跟踪上苛刻的设定值,并且无超调,俯仰角度始终保持在 $\pm 30^\circ$ 内,这更保证了直升机飞行的安全性.

5 直升机飞行姿态的实时控制(Real-time attitude control)

在仿真实验取得良好结果的情况下,继续采用

上述两种控制策略,对纵列式双旋翼直升飞机实验装置进行姿态的实时控制.

实验装置处于静止状态时,如图2所示,系统俯仰通道、行程通道的初始值均为 0° ,而倾斜通道的初始值为 -27.5° ,控制时间为80 s.倾斜通道的设定值为:幅值为 8° ,频率为0.03 Hz的方波信号;行程通道的设定值为:幅值为 180° ,频率为0.03 Hz的方波信号,突变处的速率限幅为 45° ;控制输入信号的限幅为 ± 24 V(在实时控制中,需尽量避免旋翼反向旋转,即尽可能避免控制电压出现负值).

实时控制过程中,倾斜角从初始值上升至 -15° 后,行程角的设定值才开始切入.这样做的目的是为了防止直升飞机的行程角变化,引起前后旋翼装置俯仰的变化,而触碰到台面,影响实时控制的效果.按照通道设计的自抗扰控制器的实时控制参数如表4-5所示,姿态的实时控制结果如图7所示:点划线为LQR方法设定值,灰线为ADRC方法设定值,虚线为LQR方法实时控制结果,实线为ADRC实时控制结果.图8和图9分别为LQR和串级ADRC控制器的控制量曲线.

表4 倾斜通道ADRC实时控制参数

Table 4 Experimental parameters of the elevation channel under the ADRC controller

	TD	ESO	NLSEF
$R = 1$		$b_0 = 4, \delta = 0.006$ $a_1 = 0.7, a_2 = 0.1$ $a_3 = 0.7, \beta_{01} = 75$ $\beta_{02} = 1875, \beta_{03} = 15625$	$\delta = 0.05$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.8$ $\beta_1 = 50, \beta_2 = 80$

表5 俯仰、行程通道串级ADRC实时控制参数

Table 5 Experimental parameters of the pitch and travel channel under the ADRC controller

控制器	TD	ESO	NLSEF
ADRC1 ($\lambda_1 \leftarrow \lambda_2$)	$R = 2$	$b_0 = 0.4, \beta_{01} = 80$ $\delta = 2, \beta_{02} = 130$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.85$	$\beta_1 = 2$ $a_1 = 0.4, \delta = 5$
ADRC1 ($\lambda_2 \leftarrow \rho_1$)	—	$b_0 = 0.4, \beta_{01} = 80$ $\delta = 2, \beta_{02} = 130$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.85$	$\beta_1 = 2$ $a_1 = 0.4, \delta = 5$
ADRC1 ($\rho_1 \leftarrow \rho_2$)	—	$b_0 = 0.2, \beta_{01} = 800$ $\delta = 2, \beta_{02} = 1000$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.85$	$\beta_1 = 10$ $a_1 = 0.1, \delta = 5$
ADRC1 ($\rho_2 \leftarrow U_2$)	—	$b_0 = 0.2, \beta_{01} = 800$ $\delta = 2, \beta_{02} = 1000$ $a_1 = 0.5, a_2 = 0.85$	$\beta_1 = 30$ $a_1 = 0.1, \delta = 5$

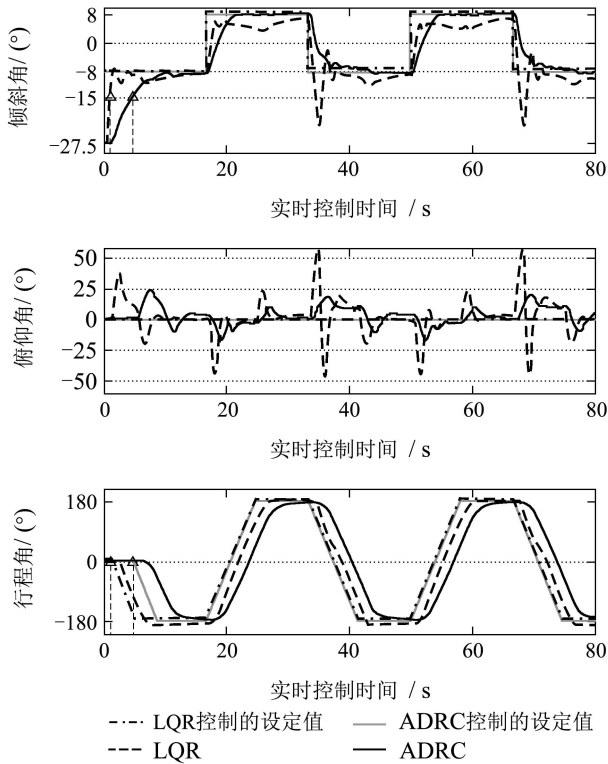


图7 ADRC与LQR实时控制直升机姿态结果

Fig. 7 Experiment results of ADRC and LQR control

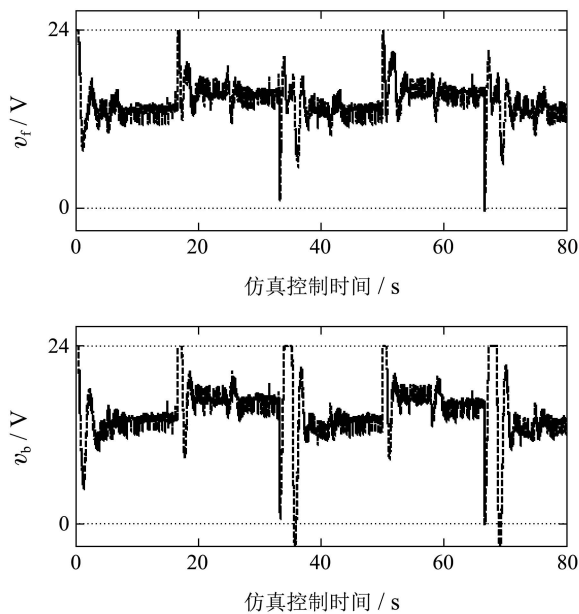


图8 LQR实时控制输入信号

Fig. 8 Real-time control inputs of LQR control

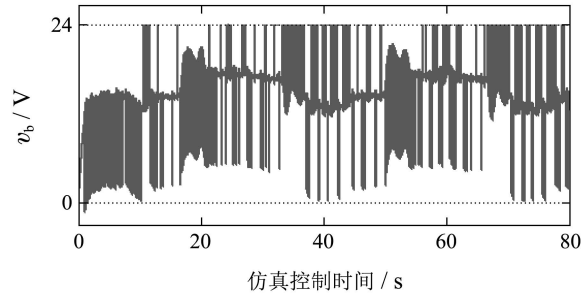
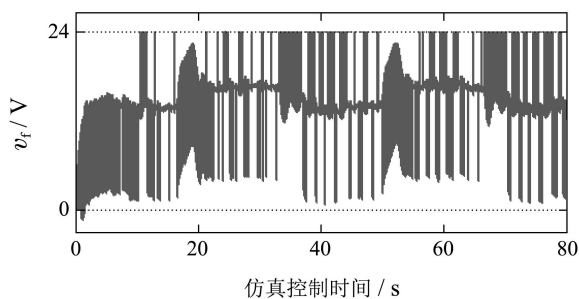


图9 ADRC实时控制输入信号

Fig. 9 Real-time control inputs of ADRC control

由图7可知,直升机的姿态在LQR方法控制下,行程通道的控制效果还是比较优异的,超调小,跟踪速度快.但是尽管如此,倾斜角几近100%的大超调以及俯仰角几近±60°的大突变,使得飞行品质大大降低,增加了坠机的风险.

而文中所设计的混合自抗扰控制器可以使直升机系统的姿态角快速地跟踪上苛刻的设定值,充分体现了控制器的解耦和稳定控制能力,尤其体现在使俯仰角的变化稳定地保持在±25°内.同时,在设定值具有较大突变的情况下,自抗扰控制器也能取得优良的控制效果,倾斜角与行程角的超调量均在5%以内,这说明了控制器是具有一定鲁棒性的.

总体来说,本文设计的经典自抗扰控制器与串级自抗扰控制器相结合的混合自抗扰控制器对纵列式双旋翼直升机飞行姿态的实时控制,取得了令人满意的控制效果,安全稳定,并且准确快速,在很大程度上优于LQR控制算法.

6 结论(Conclusions)

本文针对具有独特机械结构的纵列式双旋翼直升机系统,设计了主体为串级自抗扰控制的混合自抗扰控制器,进行了直升飞机的姿态仿真控制和实时控制,经过简易的参数整定,即可获得优良的控制结果.对比于LQR控制方法,文中所设计的混合自抗扰控制器明显具有更强的抗干扰性能、稳定控制能力以及对非线性强耦合系统的解耦能力.

参考文献(References):

- [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.
(HAN Jingqing. Auto-disturbances-rejection controller and its applications [J]. *Control and Decision*, 1998, 13(1): 19 - 23.)
- [2] 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.
(HAN Jingqing. From PID technique to active disturbances rejection control technique [J]. *Control Engineering of China*, 2002, 9(3): 13 - 18.)
- [3] GAO Z Q. Scaling and bandwidth-parameterization based controller tuning [C] // *Proceedings of the 2003 American Control Conference*. Denver: IEEE, 2003, 6: 4989 - 4996.

- [4] 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.
- [5] 鲜斌, 古训, 刘祥, 等. 小型无人直升机姿态非线性鲁棒控制设计 [J]. 控制理论与应用, 2014, 31(4): 409 – 416.
(XIAN Bin, GU Xun, LIU Xiang, et al. Nonlinear robust attitude control for a miniature unmanned helicopter [J]. *Control Theory & Applications*, 2014, 31(4): 409 – 416.)
- [6] 孙秀云, 方勇纯, 孙宁. 小型无人直升机的姿态与高度自适应反步控制 [J]. 控制理论与应用, 2012, 29(3): 381 – 388.
(SUN Xiuyun, FANG Yongchun, SUN Ning. Backstepping-based adaptive attitude and height control of a small-scale unmanned helicopter [J]. *Control Theory & Applications*, 2012, 29(3): 381 – 388.)
- [7] 陈亮, 孙楠, 刘克平. 基于LMI直升机奇异系统鲁棒稳定控制器的设计 [J]. 吉林大学学报(信息科学版), 2009, 27(6): 628 – 633.
(CHEN Liang, SUN Nan, LIU Keping. LMI-based robust stability controller design for helicopter singular systems [J]. *Journal of Jilin University (Information Science Edition)*, 2009, 27(6): 628 – 633.)
- [8] 刘克平, 金晶, 陈亮. 三自由度直升机奇异系统鲁棒控制 [J]. 系统仿真学报, 2011, 23(6): 1238 – 1243.
(LIU Keping, JIN Jing, CHEN Liang. Robust control of 3-DOF experimental helicopter singular system [J]. *Journal of System Simulation*, 2011, 23(6): 1238 – 1243.)
- [9] ZYWNO M S, PEREIRA D. Innovative initiatives in control education at Ryerson Polytechnic University. fuzzy-logic control of the 3D-helicopter simulator [C] // *Proceedings of the 2000 American Control Conference*. Chicago: IEEE, 2000, 6: 3991 – 3995.
- [10] 葛金来, 张承慧, 崔纳新. 模糊自整定PID控制在三自由度直升机实验系统中的应用 [J]. 信息与控制, 2010, 39(3): 342 – 347.
(GE Jinlai, ZHANG Chenghui, CUI Naxin. Fuzzy self-tuning PID controller in the 3-DOF helicopter experimental System [J]. *Information and Control*, 2010, 39(3): 342 – 347.)
- [11] 乔继红, 戴亚平, 刘金琨. 基于非线性干扰观测器的直升机滑模反演控制 [J]. 北京理工大学学报, 2009, 29(3): 224 – 228.
(QIAO Jihong, DAI Yaping, LIU Jinkun. Sliding backstepping control for helicopters with nonlinear disturbance observer [J]. *Transactions of Beijing Institute of Technology*, 2009, 29(3): 224 – 228.)
- [12] WITT J, BOONTO S, WERNER H. Approximate model predictive control of a 3-DOF helicopter [C] // *Proceedings of the 46th IEEE Conference on Decision and Control*. New Orleans: IEEE, 2007: 4501 – 4506.
- [13] KUTAY A T, CALISE A J, IDAN M, et al. Experimental results on adaptive output feedback control using a laboratory model helicopter [J]. *IEEE Transactions on Control Systems Technology*, 2005, 13(2): 196 – 202.
- [14] KIEFER T, KUGI A, GRAICHEN K, et al. Feedforward and feedback tracking control of a 3DOF helicopter experiment under input and output constraints [C] // *Proceedings of the 45th IEEE Conference on Decision and Control*. San Diego: IEEE, 2006: 1586 – 1593.
- [15] 王永震, 朱纪洪, 孙增圻. 无人纵列式直升机建模与仿真 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2003, 43(1): 83 – 85, 93.
(WANG Yongzhen, ZHU Jihong, SUN Zengqi. Unmanned tandem helicopter simulation [J]. *Journal of Tsinghua University(Science and Technology)*, 2003, 43(1): 83 – 85, 93.)
- [16] 胡春华, 朱纪洪, 孙增圻. 纵列式无人直升机建模及其精确线性化方法研究 [J]. 控制与决策, 2004, 19(9): 1074 – 1077.
(HU Chunhua, ZHU Jihong, SUN Zengqi. Modelling and exact linearization for an unmanned tandem helicopter [J]. *Control and Decision*, 2004, 19(9): 1074 – 1077.)
- [17] LIU H, LU G, ZHONG Y S. Robust LQR attitude control of a 3-DOF laboratory helicopter for aggressive maneuvers [J]. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2013, 60(10): 4627 – 4636.
- [18] 唐光辉, 侍洪波. 三自由度直升机模型鲁棒控制器设计 [J]. 华东理工大学学报(自然科学版), 2010, 36(5): 105 – 111.
(TANG Guanghui, SHI Hongbo. Robust controller design for 3DOF helicopter model [J]. *Journal of East China University of Science and Technology (Natural Science Edition)*, 2010, 36(5): 105 – 111.)
- [19] SHAN J J, LIU H T. Tracking synchronization of multiple 3-DOF experimental helicopters [C] // *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*. San Francisco: AIAA, 2005: 6359 – 6365.
- [20] ZHU B, LIU H T, LI Z. Robust distributed attitude synchronization of multiple three-DOF experimental helicopters [J]. *Control Engineering Practice*, 2015, 36(1): 87 – 99.
- [21] 郑博, 钟宜生. 一类Quanser直升机的鲁棒姿态调节器设计 [J]. 清华大学学报(自然科学版), 2011, 51(3): 323 – 327, 333.
(ZHENG Bo, ZHONG Yisheng. Robust attitude regulator design for a class of Quanser helicopters [J]. *Journal of Tsinghua University(Science and Technology)*, 2011, 51(3): 323 – 327, 333.)
- [22] 岳新成, 杨莹, 耿志勇. 三自由度直升机模型的无静差跟踪控制 [J]. 系统仿真学报, 2007, 19(18): 4279 – 4283.
(YUE Xincheng, YANG Ying, GENG Zhiyong. No steady-state error tracking control of 3-DOF experimental helicopter system [J]. *Journal of System Simulation*, 2007, 19(18): 4279 – 4283.)
- [23] BORIS A, DIMITRI P, ALEXANDER L F. Adaptive control of 3DOF motion for LAAS helicopter benchmark: design and experiments [C] // *Proceedings of the 2007 American Control Conference*. New York: IEEE, 2007: 3312 – 3317.

作者简介:

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、非线性控制、多智能体系统控制, E-mail: chenzzq@nankai.edu.cn;

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: ai102410@163.com;

袁著祉 (1937–2015), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为自适应控制、预测控制、工业过程先进控制, E-mail: yuanzhzh@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: liuzx@nankai.edu.cn;

孙青林 (1963–), 男, 教授, 博士生导师, 主要研究方向为自适应控制、嵌入式控制系统、柔性飞行器建模与控制, E-mail: sunql@nankai.edu.cn.