

四旋翼飞行器的模糊自抗扰姿态控制

时来富,沈建新,王启盛,降俊胜

(南京航空航天大学 机电学院,江苏 南京 210016)

摘要:姿态控制作为四旋翼飞行器飞行控制系统的核心,必须具备一定的综合抗干扰能力。针对四旋翼无人机的姿态解耦性、抗干扰性、鲁棒性等问题,提出一种基于模糊自抗扰的姿态控制策略。该策略通过设计跟踪微分器、扩张状态观测器和非线性误差反馈控制律,对系统中的外部扰动和内部扰动进行动态补偿,同时非线性误差反馈模块的基础上融合了模糊逻辑控制策略。从而降低了参数整定的难度。在 MATLAB/Simulink 仿真环境下搭建无人机姿态仿真模型,并与传统 PID 姿态控制进行仿真分析。仿真结果表明,所设计的姿态控制器对非线性系统强耦合系统具有良好的解耦效果、抗干扰能力和鲁棒性能。

关键词:四旋翼飞行器;姿态控制;自抗扰控制器;模糊控制;PID 控制器;姿态解耦

中图分类号:TP391.9 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2021)03-0157-06

Fuzzy Active Disturbance Rejection Attitude Control of Quadrotor Aircraft

SHI Laifu, SHEN Jianxin, WANG Qisheng, JIANG Junsheng

(College of Mechanical and Electrical Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Being the core of a quadrotor aircraft flight control system, attitude control must have comprehensive anti-interference capability. To solve the problems of attitude decoupling performance, anti-interference ability, and robustness of quadrotor aircraft, an attitude control strategy based on fuzzy active disturbance rejection control was proposed. By the strategy, track differentiator, expand state observer and nonlinear error feedback control law were designed to compensate in dynamic for external disturbances and internal disturbances in the system. Meanwhile, a fuzzy logic control strategy was integrated on the basis of the nonlinear error feedback module, thereby reducing the difficulty of parameter tuning. Under the MATLAB/Simulink simulation environment, the quadrotor aircraft attitude simulation model was built, and the simulation analysis was performed with the traditional PID attitude control. The simulation results show that the new designed attitude controller has good decoupling effect, anti-jamming capability and robust performance for nonlinear systems with strong coupling.

Keywords: quadrotor aircraft; attitude control; active disturbance rejection controller; fuzzy control; PID controller; attitude decoupling

0 引言

四旋翼飞行器是一种应用广泛的多旋翼飞行器,其飞行控制器是典型的强耦合非线性欠驱动系统,具有 4 个控制输入和 6 个自由度的输出。同时四旋翼具有模型参数摄动、外界扰动不确定等特点,但因其高机动性,具备垂直起飞、着陆和悬停能力以及在传统无人机无效地区的易操作性而引起了广泛的关注与研究。四旋翼无人机在民用方面有着广阔的应用前景,如制图、航空摄影、电力线检、交通监控、作物监控和喷洒、边境巡逻、自然灾害的火灾探测与控制 and 搜救行动等^[1-2]。

四旋翼飞行器飞行控制系统的设计是完成上述任务的基础,而姿态控制又是飞行控制系统的核心。目前针对四旋翼姿态控制的方法主要有 PID 控制^[3-4]、LQR 控制^[5-6]、滑模控制^[7]、反步法控制^[8]和自适应控制^[9]等。

在现实中,由于 PID 控制算法对被控对象不要求具体模型、参数容易调试,但是 PID 控制器信号处理过于简单,不易满足高性能要求。LQR 控制可以得到四旋翼系统模型的最优线性状态反馈并构成闭环最优控制,但其控制效果受到模型精确度的影响较大。滑膜控制可以较好地解决系统的不确定性并对外部干扰具有较强的鲁棒性,但当状态轨迹到达滑动模态面后,会在平衡点附近产生抖振现象,缺乏一定的稳定性。反步法控制是一种递归算法,可将控制器分解为多个系统并逐步稳定每个子系统。虽然反步法具有收敛速度快、抗干扰性较强的特点,但该算法鲁棒性较差,需要融合其他方法进行补偿。自适应控制算法旨在适应系统中的参数变化并对其做出补偿,但是在使用标准自适应控制器时,调节速度过快会导致高增益的反馈,而调节速度过慢会加长过渡过程和减缓收敛过程。

上述方法的控制性能在很大程度上依赖于飞行动力学模型的精度以及相关参数的测量。然而,无人机系统始

基金项目:江苏省研究生科研与实践创新项目(KYCX18_0317)

第一作者简介:时来富(1995—),男,安徽合肥人,硕士研究生,研究方向为机械电子工程。

终存在内部不确定性(参数不确定性和未建模的动力学部分)和外部不确定性(未知干扰)。因此,数学模型的仿真与实际飞行之间的误差总是不可避免的,同时上述方法也难以满足轨迹控制的精度要求。由韩京清先生首先提出的自抗扰控制器^[10-11],完美地继承了PID控制不要求被控对象精确模型的优点,同时解决了PID控制不易满足高性能要求的问题。

本文考虑四旋翼飞行器在飞行时存在参数不确定性和外界扰动的问题,针对X型四旋翼提出一种基于非线性模糊自抗扰的姿态控制策略。

1 四旋翼飞行器数学姿态模型

1.1 四旋翼姿态控制

四旋翼的飞行控制多采用内外环控制策略,外环控制器是位置控制,位置控制输入的是期望位置信息,并解算出期望的水平姿态角 θ_d 和 φ_d 。而本文研究的态度控制是飞行控制系统中的内环控制,通过接收外环控制输出的指令和偏航姿态角 ψ_d 作为姿态控制器的输入,并解算出期望力矩 τ_d ,最终通过无人机的控制分配器和电机控制器来达到控制无人机姿态的目的。具体的姿态控制模型如图1所示。

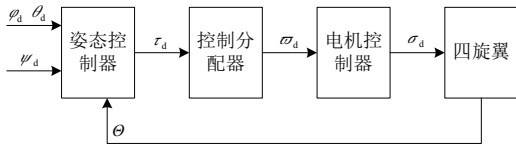


图1 四旋翼姿态控制物理模型

1.2 四旋翼的数学姿态模型

由于四旋翼飞行器的非线性特性,不可能建立其精确模型^[12],本节基于假设建立X型四旋翼飞行器姿态数学模型。在建立模型过程中提出如下假设:1)四旋翼是刚体;2)四旋翼质量和转动惯量不变;3)四旋翼几何中心与质心一致。

根据右手定则分别建立地面惯性坐标系 $E = \{O_e, x_e, y_e, z_e\}$ 和机体坐标系 $B = \{O_b, x_b, y_b, z_b\}$,两者之间的关系如图2所示。机体姿态欧拉角 $\Theta = [\phi, \theta, \psi]$,其中 ϕ 为滚转角, θ 为俯仰角, ψ 为偏航角。

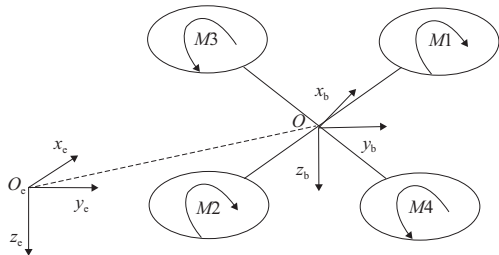


图2 X型四旋翼飞行器结构示意和坐标定义图

根据图2所示的四旋翼飞行器结构以及定义的机体坐标系,建立四旋翼的姿态学模型如式(1)所示。

$$\begin{cases} \ddot{z} = g - \frac{U_1}{m} \cos\varphi \cos\theta \\ \ddot{\varphi} = \frac{J_y - J_z}{J_x} \theta \dot{\psi} + \frac{U_2}{J_x} + \frac{J}{J_x} \dot{\theta} \\ \ddot{\theta} = \frac{J_x - J_z}{J_y} \varphi \dot{\psi} + \frac{U_3}{J_y} + \frac{J}{J_y} \dot{\varphi} \\ \ddot{\psi} = \frac{J_x - J_y}{J_z} \theta \dot{\phi} + \frac{U_4}{J_z} \end{cases} \quad (1)$$

式中: U_1 代表垂直运动控制量; U_2 代表滚转运动控制量; U_3 代表俯仰运动控制量; U_4 代表偏航运动控制量; $J_i(i=x, y, z)$ 代表机体绕各自坐标轴的转动惯量; J 代表电机转动惯量。

$$\text{其中:} \begin{cases} U_1 = c_T (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 = d c_T (\omega_1^2 - \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) / \sqrt{2} \\ U_3 = d c_T (\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 - \omega_4^2) / \sqrt{2} \\ U_4 = c_M (\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{cases} \quad (2)$$

式中: d 表示四旋翼机体中心到电机的距离; c_T 表示螺旋桨拉力系数; c_M 表示螺旋桨转矩系数; $\omega_i(i=1,2,3,4)$ 表示电机转速。

2 模糊自抗扰姿态控制器

2.1 模糊自抗扰控制原理

无人机系统始终存在内部不确定性,如部分内部参数不能确定和未建模的动力学部分等,同时无人机在飞行中也容易受到外界未知因素的干扰,如干扰风、大气压、温度等。自抗扰控制器区别于其他控制器的优点就是不依赖于被控对象精确的数学模型,可以对系统模型的内外扰动进行实时估计并补偿,因此在控制对象遇到不确定性扰动或者参数发生变化时也能得到良好的控制效果,具有很强的鲁棒性^[13-14]。模糊自抗扰控制(fuzzy active disturbance rejection control, FADRC)由4部分组成,分别是跟踪微分器(tracking differentiator, TD)、扩张状态观测器(extended state observer, ESO)、非线性误差反馈控制律(nonlinear state error feedback, NLSEF)和模糊逻辑控制(fuzzy logic control, FLC),其结构如图3所示。

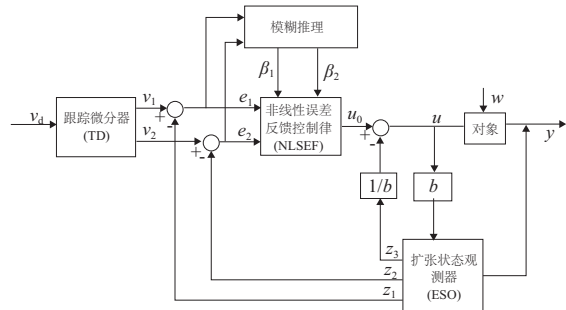


图3 二阶模糊自抗扰控制器框图

下面以二阶FADRC为例介绍这几部分。

1) 跟踪微分器TD

跟踪微分器为系统输入安排过渡过程,可以平滑地输入信号的突变部分并提取输入信号的微分信号,同时具备滤波的作用。TD 离散化表达式为

$$\begin{cases} v_1(k+1) = v_1(k) + T v_2(k) \\ v_2(k+1) = v_2(k) + T f_h \\ f_h = f_{\text{han}}(v_1(k) - v_d(k), v_2(k), r, h) \end{cases} \quad (3)$$

式中: v_1 为跟踪输入信号; v_2, f_h 分别是 v_1 的一、二阶导数; T 为离散采样时间; $f_{\text{han}}(x_1, x_2, r, h)$ 为最速跟踪函数,其表达式为

$$\begin{cases} d = rh \\ d_0 = dh \\ y = x_1 + hx_2 \\ a_0 = (d^2 + 8r|y|)^{\frac{1}{2}} \\ a = \begin{cases} x_2 + \frac{a_0 - d}{2} \text{sign}(y), & |y| > d_0 \\ x_2 + \frac{y}{h}, & |y| \leq d_0 \end{cases} \\ f_{\text{han}}(x_1, x_2, r, h) = \begin{cases} \frac{ra}{d}, & a \leq d \\ r \text{sign}(a), & a > d \end{cases} \end{cases} \quad (4)$$

式中: r 为决定跟踪快慢的速度因子; h 为滤波因子。

2) 扩张状态观测器 ESO

扩张状态观测器作为整个非线性自抗扰控制系统的核心,用来反映模型未知部分和外部不确定性扰动综合对被控对象的影响。ESO 通过设计一个状态量来实时估计由系统内部不确定性和外部扰动共同构成的总扰动,并在后续控制中给予动态补偿,从而将被控对象变为普通的积分串联型控制对象。ESO 的输入信号为被控对象的输入 u 和输出 y , 输出信号 z_1, z_2, z_3 分别代表 ESO 对系统内部状态和系统所受“总和扰动”的估计值,其中 z_3 表示观测器扩张出来的状态,表示对“总和扰动”的估计。ESO 的离散化表达式如式(5)所示。

$$\begin{cases} e(k) = z_1(k) - y(k) \\ z_1(k+1) = z_1(k) + T(z_2(k) - \beta_{01}e) \\ z_2(k+1) = z_2(k) + T(z_3(k) - \beta_{02}f_{\text{al}}(e, \alpha_1, \delta) + bu) \\ z_3(k+1) = z_3(k) + T(-\beta_{03}f_{\text{al}}(e, \alpha_2, \delta)) \end{cases} \quad (5)$$

式中: $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 是误差反馈增益,主要影响 ESO 的收敛速度; α_1, α_2 是 f_{al} 函数非线性部分的幂次,一般取 $\alpha_1 = 0.5, \alpha_2 = 0.25$; δ 为 f_{al} 线性部分的区间宽度; b 为控制通道增益,决定总扰动估计值得变化范围。 f_{al} 是一种传统非线性函数,其表达式如式(6)所示。

$$f_{\text{al}}(x, \alpha, \delta) = \begin{cases} \frac{x}{\delta^{1-\alpha}}, & |x| < \delta \\ |x|^\alpha \text{sign}(x), & |x| \geq \delta \end{cases} \quad (6)$$

3) 非线性误差反馈控制律 NLSEF

自抗扰控制器中的非线性误差反馈律模块作为一个独立于控制对象的非线性控制器,根据跟踪微分器产生的输出跟踪信号及其微分信号与扩张状态观测器观测到的状态变量估计之间的误差,进而控制系统并对系统总和扰动进行动态补偿。NLSEF 离散化表达式为

$$\begin{cases} e_1(k) = v_1(k) - z_1(k) \\ e_2(k) = v_2(k) - z_2(k) \\ u_0 = \beta_1 f_{\text{al}}(e_1(k), \alpha_3, \delta_0) + \beta_2 f_{\text{al}}(e_2(k), \alpha_4, \delta_0) \\ u = u_0(k) - \frac{z_3(k)}{b} \end{cases} \quad (7)$$

式中: β_1, β_2 分别是非线性反馈比例因子和微分增益; f_{al} 函数为非线性函数, $\alpha_3, \alpha_4, \delta_0$ 的意义参见式(5)中的 $\alpha_1, \alpha_2, \delta_0$ 。

4) 模糊逻辑控制 FLC

根据自抗扰控制原理的分析,发现在设计控制器的过程中需要手动调整的参数较多。为了降低参数整定的难度,在非线误差反馈部分融合模糊逻辑控制策略,从而达到系统自动调整非线性反馈比例因子 β_1 和微分增益 β_2 的目的。在控制器中,以误差信号 e_1 和其微分信号 e_2 为输入,利用模糊控制规则对 β_1 和 β_2 进行实时修正,以满足不同时间的要求。在控制器中,模糊变量的输入为 e_1 和 e_2 , 输出为 β_1 和 β_2 , 同时定义 5 种语言集 $\{NB, NS, ZO, PS, PB\}$ 来对输入和输出量进行模糊化处理,接着建立模糊规则。根据制定的模糊规则求解模糊关系和进行模糊推理,最后对控制量进行反模糊化处理。

2.2 模糊自抗扰姿态控制器设计

根据式(1),发现滚转、俯仰和偏航 3 个通道之间相互耦合,这是姿态控制器设计的最大难点,而自抗扰控制可以很好地解决这个问题。将不同通道之间的相互影响当作系统的内部扰动,同环境引起的外部扰动综合在一起作为系统的总扰动,然后各通道分别对总扰动进行实时估计并做出补偿,从而实现解耦控制。每个通道由原来的非线性、不确定对象变为“积分串联”型线性系统。整个系统的结构如图 4 所示。

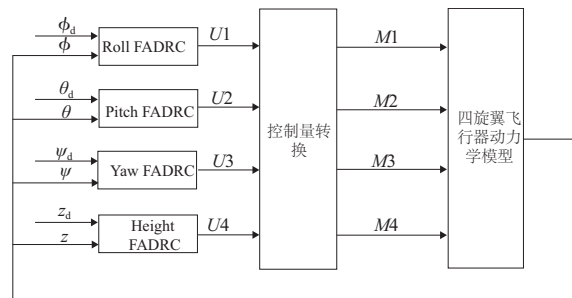


图 4 四旋翼模糊自抗扰姿态控制器框图

通过以上分析,将式(1)改写为非线性自抗扰控制理论相对应的形式,如式(8)所示。

$$\begin{cases} \ddot{z} = f_1(z, \dot{z}) + \omega_1 + b_1 U_1 \\ \ddot{\varphi} = f_2(\varphi, \dot{\varphi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}) + \omega_2 + b_2 U_2 \\ \ddot{\theta} = f_3(\theta, \dot{\theta}, \varphi, \dot{\varphi}, \psi, \dot{\psi}) + \omega_3 + b_3 U_3 \\ \ddot{\psi} = f_4(\psi, \dot{\psi}, \varphi, \dot{\varphi}, \theta, \dot{\theta}) + \omega_4 + b_4 U_4 \end{cases} \quad (8)$$

式中: $f_i (i=1, 2, 3, 4)$ 为系统内部扰动; $\omega_i (i=1, 2, 3, 4)$ 为各通道的外部扰动; $b_1 \approx \frac{1}{m}; b_2 = \frac{1}{J_x}; b_3 = \frac{1}{J_y}; b_4 = \frac{1}{J_z}$ 。

从式(8)可以知道,被控对象均是二阶非线性不确定的,以滚转通道 ϕ 为例,设计二阶模糊自抗扰姿态控制器对其进行控制。

首先设计系统的跟踪微分器 TD,向系统输入滚转角的期望值 ϕ_d ,经过 TD 提取其跟踪信号 ϕ_1 和微分信号 ϕ_2 ,TD 的表达式如式(9)所示。

$$\begin{cases} \phi_1(k+1) = \phi_1(k) + T\phi_2(k) \\ \phi_2(k+1) = \phi_2(k) + Tf_h \\ f_h = f_{han}(\phi_1(k) - \phi_d(k), \phi_2(k), r, h) \end{cases} \quad (9)$$

其次设计系统的扩张状态观测器。先计算滚转角的期望值与实际值的误差 e_ϕ ,然后设计状态量 z_{ϕ_1} 观测滚转角的误差。 z_{ϕ_2} 观测误差的微分信号和设计扩张出来的状态量 z_{ϕ_3} 观测系统的总扰动。ESO 的表达式如式(10)所示。

$$\begin{cases} e_\phi(k) = z_{\phi_1}(k) - y_\phi(k) \\ z_{\phi_1}(k+1) = z_{\phi_1}(k) + T(z_{\phi_2}(k) - \beta_{\phi_01}e_\phi(k)) \\ z_{\phi_2}(k+1) = z_{\phi_2}(k) + T[z_{\phi_3}(k) - \beta_{\phi_02}f_{al}(e_\phi(k), \alpha_1, \delta) + bu] \\ z_{\phi_3}(k+1) = z_{\phi_3}(k) - T\beta_{\phi_03}f_{al}(e_\phi(k), \alpha_2, \sigma) \end{cases} \quad (10)$$

最后设计系统的非线性误差反馈控制律,根据 TD 得到期望信号及其微分信号与状态观测器观测到的输出和输出微分误差,从而对系统进行控制和扰动补偿,并在此基础上融合模糊策略控制。NLSEF 的表达式如式(11)所示。

$$\begin{cases} e_{\phi_1}(k) = \phi_1(k) - z_{\phi_1}(k) \\ e_{\phi_2}(k) = \phi_2(k) - z_{\phi_2}(k) \\ u_{\phi_0}(k) = k_1 f_{al}(e_{\phi_1}, \alpha_3, \delta_0) + k_2 f_{al}(e_{\phi_2}, \alpha_4, \delta_0) \\ u_\phi(k) = u_{\phi_0}(k) - \frac{z_{\phi_3}(k)}{b} \end{cases} \quad (11)$$

根据文献[15]的参数整定规则,分别建立针对 e_1 和 e_2 的参数整定模糊控制表, β_1 和 β_2 调整控制表分别如表 1 和表 2 所示。

表 1 β_1 的调整规则表

e_1	e_2				
	NB	NS	ZO	PS	PB
NB	PB	PS	PS	PS	ZO
NS	PS	PS	PS	ZO	NS
ZO	PS	PS	ZO	NS	NS
PS	PS	ZO	NS	NS	NS
PB	ZO	NS	NS	NS	NB

表 2 β_2 的调整规则表

e_1	e_2				
	NB	NS	ZO	PS	PB
NB	PS	NB	NB	NB	PS
NS	ZO	NS	NS	NS	ZO
ZO	PS	PS	ZO	NS	NS
PS	PS	ZO	NS	NS	NS
PB	PB	PS	PS	PS	PB

假设 e_1 、 e_2 和 β_1 、 β_2 均服从正态分布函数,采用 Mamdani 模糊处理方式和加权平均的去模糊化处理,得到每个模糊子集的隶属度函数。根据每个模糊子集的隶属度和参数模糊控制模型,利用模糊推理,设计 β_1 和 β_2 的模糊矩阵表,找到修正后的参数并将其带入式(12)中,即可得到它们的值,将修正后的参数值带入 NLSEF 模块中,得到滚转通道的模糊自抗扰姿态控制器。

$$\begin{cases} \beta_1 = \beta_1 + |e_1, e_2| \\ \beta_2 = \beta_2 + |e_1, e_2| \end{cases} \quad (12)$$

以上是滚转通道的设计过程,俯仰通道、偏航通道与高度通道控制器设计过程与上述相似,这里不再赘述。

3 仿真试验与结果分析

3.1 非线性自抗扰算法验证实验

为了验证本文所设计飞行姿态控制器的性能,在 MATLAB/Simulink 中按图 3 搭建仿真系统,四旋翼飞行器模型参数如表 3 所示,自抗扰控制器参数如表 4 所示。

表 3 四旋翼飞行器模型参数

参数	物理意义	数值
$J/(kg \cdot m^2)$	电机转动惯量	1.287×10^{-4}
$J_x/(kg \cdot m^2)$	x 轴转动惯量	0.021 1
$J_y/(kg \cdot m^2)$	y 轴转动惯量	0.021 9
$J_z/(kg \cdot m^2)$	z 轴转动惯量	0.036 6
d/m	机体中心到电机的距离	0.225
c_T	螺旋桨拉力系数	1.105×10^{-5}
c_M	螺旋桨转矩系数	1.779×10^{-7}
m/kg	四旋翼质量	1.4
$g/(m \cdot s^{-2})$	重力加速度	9.8

表 4 FARDC 仿真参数

名称	参数符号	滚转通道	俯仰通道	偏航通道	高度通道
TD	r	20	20	20	20
	h	0.01	0.01	0.01	0.01
ESO	β_{01}	100	200	200	150
	β_{02}	200 000	200 000	200 000	150 000
	β_{03}	600	600	550	550
	α_1	0.5	0.5	0.5	0.5
	α_2	0.25	0.25	0.25	0.25
	δ	0.04	0.04	0.04	0.04
NLSEF	b	0.20	0.19	0.19	0.20
	α_3	0.5	0.5	0.5	0.5
	α_4	1.5	1.5	1.5	1.5
	δ_0	0.90	0.95	0.95	1.00

3.2 姿态解耦实验

根据前文所设计的 FARDC 姿态控制器,同时设计传

统的 PID 控制器,在 MATLAB 环境下,将两者应用于同一四旋翼模型进行仿真。两种算法的解耦性能、仿真结果如图 5 和图 6 所示。

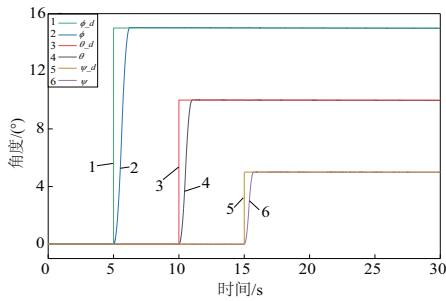


图 5 FADRC 姿态解耦控制跟踪响应曲线

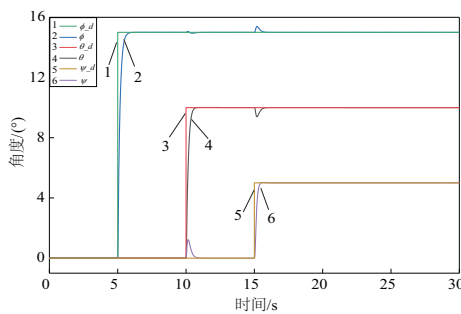


图 6 PID 姿态解耦控制跟踪响应曲线

图 5 为 FADRC 姿态控制器作用下的响应曲线,其中 θ_d, ϕ_d, ψ_d 分别表示俯仰通道、滚转通道和偏航通道输入姿态角的期望值; θ, ϕ, ψ 分别代表 3 个相应通道的输出值。从图中可以看出,FADRC 姿态控制器可以很好地跟踪输入的期望值,并且在跟踪过程中 3 个姿态角中任意一个姿态角发生变化都不会对其他两个姿态角产生影响。图 6 为 PID 姿态控制器作用下的响应曲线,根据图 6,PID 控制器同样可以很好地跟踪输入的期望值,但是 3 个姿态角中任意一个姿态角发生变化都会影响其他两个姿态角的稳定性。根据两者的对比结果,不难发现本文所设计的 FADRC 姿态控制器可以有效地解决四旋翼飞行器各姿态通道之间的强耦合性问题。

3.3 抗干扰性和鲁棒性实验

以滚转通道 ϕ 为例,在没有干扰风的情况下,本文所设计的 FADRC 姿态控制器和传统 PID 姿态控制器的仿真结果如图 7 所示。

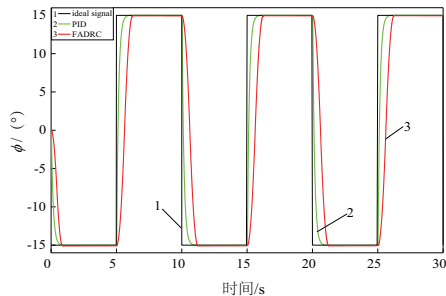


图 7 无干扰风下滚转角响应曲线

从图 7 可以看出,在没有干扰风的情况下,传统 PID 控制器在 0.9s 收敛至稳态值,而 FADRC 控制器在 1s 达到稳态值,并且两者在达到稳态之后都能平稳地跟踪目标。

为了研究控制器的抗干扰性和鲁棒性,假设无人机在飞行过程中受到不同的干扰风影响,使得四旋翼飞行器姿态角产生较大的角度偏差。根据文献[16],在 Simulink 中建立 4 种干扰风的数学模型,包括基本风、阵风、渐变风和随机风,并将这 4 种模拟干扰风分别添加到系统模型中。同时,具有各种干扰风的系统输出特性如图 8 - 图 11 所示。

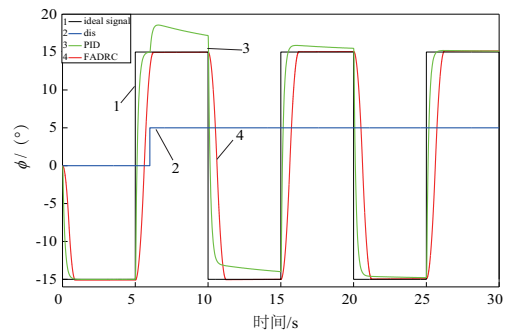


图 8 基本风干扰下滚转角响应曲线

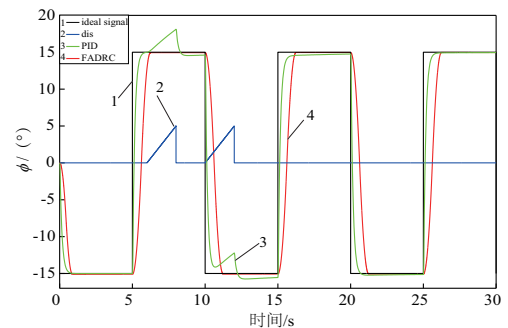


图 9 阵风干扰下滚转角响应曲线

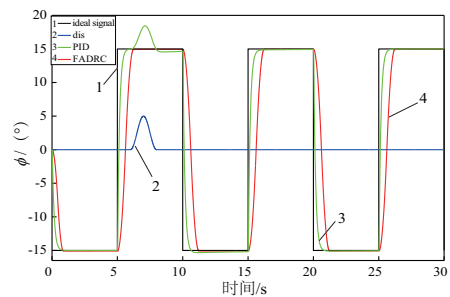


图 10 渐变风干扰下滚转角响应曲线

仿真结果表明,在向系统中加入基本风、阵风、渐变风和随机风时,本文设计的 FADRC 控制器所控制的滚转角基本没有变化,而 PID 所控制的滚转角会受到较大的影响,尤其是在加入随机风时,影响更为剧烈。

以上结果表明,本文设计的 FADRC 控制器比传统 PID 控制器具有更好的解耦性、抗干扰性和鲁棒性。

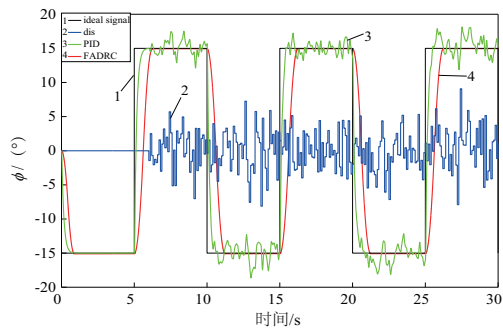


图 11 随机风干扰下滚转角响应曲线

4 结语

本文研究了基于 FADRC 控制器的四旋翼姿态控制系统。根据无人机姿态动力学数学模型,设计了一种二阶 FADRC 姿态控制器。在验证控制器抗干扰性和鲁棒性的实验过程中,引入了 4 种干扰风:基本风、阵风、渐变风和随机风。从仿真结果和与传统 PID 控制器的比较中可以发现,FADRC 控制器可以很好地解决四旋翼飞行器各通道之间的强耦合性问题,同时能够较好地抑制飞行系统中不确定干扰的影响,具有很好的抗干扰性和鲁棒性。

参考文献:

- [1] ZULU A, JOHN S. A review of control algorithms for autonomous quadrotors[J]. Open Journal of Applied Sciences, 2014, 4(14): 547-556.
- [2] GHAZBI S N, AGHLI Y, ALIMOHAMMADI M, et al. Quadrotors unmanned aerial vehicles: a review[J]. International Journal on Smart Sensing and Intelligent Systems, 2016, 9(1): 309-333.
- [3] SALIH A L, MOGHAVVEMI M, MOHAMED H A F, et al. Flight PID controller design for a UAV quadrotor[J]. Scientific Research and Essays, 2010, 5(23): 3660-3667.
- [4] BOLANDI H, REZAEI M, MOHSENIPOUR R, et al. Attitude control of a quadrotor with optimized PID controller [J]. Intelligent Control and Automation, 2013, 4(3): 335-342.
- [5] REYES-VALERIA E, ENRIQUEZ-CALDERA R, CAMACHO-LARA S, et al. LQR control for a quadrotor using unit quaternions: modeling and simulation [C]//2013, 23rd International Conference on Electronics, Communications and Computing. Cholula, Mexico: IEEE, 2013: 172-178.
- [6] PANOMRATTANARUG B, HIGUCHI K, MORA-CAMINO F. Attitude control of a quadrotor aircraft using LQR state feedback controller with full order state observer [C]//The SICE Annual Conference 2013, IEEE, 2013: 2041-2046.
- [7] 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.
- [8] HUO X, HUO M Y, KARIMI H R. Attitude stabilization control of a quadrotor UAV by using backstepping approach [J]. Mathematical Problems in Engineering, 2014, 2014: 1-9.
- [9] MIN B C, HONG J H, MATSON E T. Adaptive Robust Control (ARC) for an altitude control of a quadrotor type UAV carrying an unknown payloads [EB/OL]. 2011.
- [10] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用 [J]. 控制与决策, 1998, 13(1): 19-23.
- [11] HAN J Q. From PID to active disturbance rejection control [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2009, 56(3): 900-906.
- [12] 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.
- [13] LI S H, YANG J, CHEN W H, et al. Generalized extended state observer based control for systems with mismatched uncertainties [J]. IEEE Transactions on Industrial Electronics, 2012, 59(12): 4792-4802.
- [14] MADOŃSKI R, KORDASZ M, SAUER P. Application of a disturbance-rejection controller for robotic-enhanced limb rehabilitation trainings [J]. ISA Transactions, 2014, 53(4): 899-908.
- [15] 张婷. 基于 ADRC 的四旋翼飞行控制器设计 [D]. 沈阳: 东北大学, 2013: 50-51.
- [16] DU Z Y, MA L Y. Wind speed simulation based on Matlab/Simulink [J]. Science and Technology of West China, 2013, 12(12): 46-47.

收稿日期: 2020-04-27