

引用格式:龙诗科,孙山林,赵海盟.基于滑模和ESO的四旋翼飞行器遥感机动观测姿态控制[J].地球信息科学学报,2019,21(4):532-541. [Long S K, Sun S L, Zhao H M. Remote sensing maneuvering observation attitude control of quadrotor aircraft based on sliding-mode and ESO[J]. Journal of Geo-information Science,2019,21(4):532-541.] DOI:10.12082/dqxxkx.2019.180503

基于滑模和ESO的四旋翼飞行器遥感机动观测姿态控制

龙诗科¹,孙山林¹,赵海盟^{1,2*}

1. 桂林航天工业学院 无人机遥测重点实验室, 桂林 541004;
2. 空间信息集成与3S工程应用北京市重点实验室(北京大学), 北京 100871

Remote Sensing Maneuvering Observation Attitude Control of Quadrotor Aircraft based on Sliding-mode and ESO

LONG Shike¹, SUN Shanlin¹, ZHAO Haimeng^{1,2*}

1. Key Laboratory of Unmanned Aerial Vehicle Telemetry, Guilin University of Aerospace Technology, Guilin 541004, China;
2. space information integration and 3S engineering application Key Laboratory of Beijing, Peking University, Beijing 100871, China

Abstract: With the promotion of UAVs in the application fields of various industries, especially in remote sensing, the demand for precision remote sensing is becoming more and more intense. As a kind of UAV, quadrotor has developed rapidly in recent years and has become the first choice for small-scale accurate remote sensing mapping. However, its own flight stability is directly related to the remote sensing imaging effect, and the attitude controller therefore becomes the basic problem of the research on the stability of UAVs. For the under-actuated, strong coupling and nonlinear characteristics of quad-rotor aircraft movement, a method of attitude controller based on sliding mode and extended state observer (ESO) was presented. A series of experiments methods were designed to obtain the model parameters: inertia, lift coefficient, torque coefficient and time constant of the motor, and establish a mathematical model of each module of the four rotors. The sliding mode controller was used to achieve quad-rotor aircraft attitude decoupling robust control, the symbol function was replaced by sat function to improve sliding mode controller structure and slow down flutter phenomenon. Combined with extended state observer (ESO), the sum of quad-rotor attitude loop system interference can be estimated at real-time. The sum of interference includes states coupling terms, un-modeled dynamics and external disturbances. Thus the disturbance compensation was added into sliding mode control output in real-time to achieve high quality quad-rotor attitude control. Two sets of experiments were designed. One set of experiments was the actual manipulation command tracking experiment, and the other set was the

收稿日期:2018-10-09;修回日期:2019-03-12.

基金项目:广西科技重大专项(桂科AA17204086);国家自然科学基金项目(61841101);广西自然科学基金重点项目(2016GXNSFDA380031);国家重点研发计划项目(2017YFB0503004-4)。[**Foundation items:** Key Science and Technology Project of Guangxi, No.AA17204086; National Natural Science Foundation of China, No.61841101; Key National Natural Science Foundation of Guangxi, No.2016GXNSFDA380031; National Key Research and Development Plan, No.2017YFB0503004-4.]

作者简介:龙诗科(1991-),男,湖南衡阳人,硕士,助教,主要从事无人机智能控制、遥感图像处理等研究。

E-mail:longshike2010@163.com

*通讯作者:赵海盟(1981-),男,陕西西安人,副教授,主要从事无人机遥感遥测技术研究。E-mail:zhaohaimeng@guat.edu.cn

actual external load interference experiment. The two quad-rotor UAV attitude controllers (sliding mode controller based ESO&individual sliding mode controller) are compared with the simulation and the actual test flight based on experiments. The experimental results show that, under the same conditions, the controller based on sliding mode and extended state observer (ESO) can achieve stable attitude control and reduce tracking error by about 20%, and the control method can enhanced the anti-interference ability of the quad-rotor. while quad-rotor hovering, it can reduces the fluctuation of the attitude angle by about 50%, which has practical application value.

Key words: sliding-mode controller; extended state observer; quad-rotor; UAV; interference estimation; model parameters

***Corresponding author:** ZHAO Haimeng, E-mail: zhaohaimeng@guat.edu.cn

摘要:随着无人机(UAV)在民用各个行业应用领域的推广,对精准遥感的需求越来越强烈。旋翼飞行器作为无人机的一种,近年来发展迅速,已成为小范围精准遥感测绘的首选,然而其本身飞行的稳定性与遥感成像效果有着直接联系,因此姿态控制器也成为无人机稳定性研究的基础问题。针对四旋翼飞行器运动的欠驱动、强耦合和非线性特性,本文提出一种基于滑模和扩张状态观测器(ESO)的姿态控制器,设计了可一系列实验方法来获取模型参数(转动惯量、升力系数、扭矩系数和电机时间常数),并建立四旋翼各个模块的数学模型。在此模型基础上,采用滑模控制器实现四旋翼飞行器姿态解耦鲁棒控制,通过sat函数替换符号函数改进滑模控制器结构,减缓颤振现象。同时,结合ESO实现对四旋翼姿态回路的系统干扰总和进行实时估计,其中干扰总和包括建模状态间耦合项、未建模动态以及外部干扰,从而对滑模控制器的输出进行实时干扰补偿,实现高品质的四旋翼姿态控制。本文设计2组实验:实际操纵指令跟踪实验;外界实际挂载重物干扰实验。通过实验对这2种四旋翼无人机姿态控制器(基于滑模和ESO的控制器、单独滑模控制器)进行仿真和实际试飞对比。实验结果表明,同等情况下,基于滑模和ESO的控制器能够实现姿态稳定且跟踪误差减少约20%,同时该控制方法增强了四旋翼的抗干扰能力,悬停时姿态角度波动幅度减少约50%,具有实际应用的价值。

关键词:滑模控制;扩张状态观测器;四旋翼;无人机;干扰估计;模型参数

1 引言

近年来,小面积精准遥感对旋翼无人机需求越来越大。一个稳定可靠的旋翼机硬件通用平台^[1-3],对于无人机遥感成像效果^[4-5]、电力图像巡检效果^[6]有着直接的影响。测绘遥感行业逐渐进入了无人机时代^[7],而其中旋翼无人机的姿态控制是平台稳定可靠的关键基础技术,本文将对这一关键基础技术进行深入研究,提出一种新的姿态控制器架构。

目前针对四旋翼飞行器姿态控制的研究主要包括4个方面:①四旋翼无人机动态建模问题。文献[8]-[10]分别研究了螺旋桨的挥舞现象及建模和四旋翼刚体运动模型,其中将四旋翼看作刚体,利用刚体动力学方程来建模是目前小型四旋翼飞行器建模的主流方法,但是很少有文献提供实际的模型参数测试方法,至于螺旋桨与空气动力学之间的关系则更复杂,需要更精准的仪器设备进行试验,不易实际推广。②基于学习的控制方法。文献[11]-[13]分别基于模糊控制、神经网络自适应算法、鲁棒神经网络控制设计四旋翼飞行器

的姿态控制器,这类控制器虽然不需要四旋翼的运动模型,但是需要大量的实验和飞行数据来训练系统,算法复杂且对硬件要求较高,且大部分研究停留在仿真阶段,没有得到实际应用。③线性控制方法。文献[14]-[15]分别基于PID、LQ控制方法设计四旋翼姿态控制器;该类线性控制器实现较为简单,但是当四旋翼飞行器脱离标称条件或者大范围机动时,其控制器性能会明显下降;同时,国内研究者开始将自抗扰控制方法应用于四旋翼飞行器,基于自抗扰理论设计了四旋翼飞行器姿态控制^[16-17],其核心就是ESO能够实时估计系统总扰,但并未在硬件中得到实现。文献[18]在实现四旋翼姿态的自抗扰控制基础上,研究了其参数优化和轨迹跟踪问题,但是由于自抗扰控制本身来源于PID控制,基于误差调节而不依赖模型,实现简单,其能适应的飞行运动条件是有限的。④基于模型的非线性控制方法。文献[19]-[21]分别基于反馈线性化、反步法和滑模控制设计四旋翼控制器,这类控制方法需要依靠精确的模型,在能够得到模型参数的前提下,能使四旋翼控制性

能和运动范围得到增强。例如,滑模控制具有较好的鲁棒性,但是由于这类控制器并未对系统干扰进行实时观测,当干扰较大时,其控制效果也并不理想。

本文针对四旋翼飞行器的控制特性,设计一种基于滑模和ESO的四旋翼飞行器姿态控制算法。为了实现该算法,首先设计了一系列实验来获取模型参数,然后利用滑模控制实现对四旋翼3个姿态角回路的控制,并改善了滑模控制中存在的颤振现象,最后利用ESO实现对系统总扰的实时估计,并将其与滑模控制结合,对控制输出进行实时干扰补偿。仿真结果表明该控制器在实现四旋翼姿态稳定的同时,对姿态角指令具有良好的跟踪性能,且相对于普通的滑模控制具有更强的抗干扰能力。

2 四旋翼无人机建模及改进姿态控制器框架

2.1 四旋翼无人机建模过程

(1) 运动学和动力学方程的建立

选取本体坐标系描述四旋翼飞行器的姿态运动,坐标原点与机体重心重合。四旋翼的结构类型为“X”型,其具体的系统结构和受力情况如图1所示。

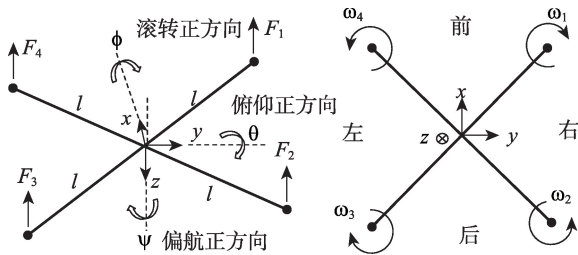


图1 四旋翼系统结构与受力

Fig. 1 Four-rotor system structure and force diagram

根据文献[22],将四旋翼视为刚体,忽略旋转运动产生的陀螺效应,得到的四旋翼飞行器姿态非线性运动方程为:

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = \sec \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \end{cases} \quad (1)$$

式中: ϕ, θ, ψ 分别表示滚转角、俯仰角、偏航角; p, q, r 分别为本体角速度 ω 在本体坐标系 x, y, z 轴上的分量,其动力学方程分别为: $\dot{p} = [qr(J_y - J_z) + \tau_\phi] \cdot \frac{1}{J_x}$, $\dot{q} = [pr(J_z - J_x) + \tau_\theta] \cdot \frac{1}{J_y}$, $\dot{r} = [pq$

$(J_x - J_y) + \tau_\psi] \cdot \frac{1}{J_z}$; $\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi$ 分别为3个本体轴方向的控制力矩; J_x, J_y, J_z 分别为四旋翼沿着 x, y, z 轴方向的转动惯量。定义的系统控制输入量为 $U = [\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi]$, 其与各电机转速 ω_i 的关系为:

$$U = \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -Lc_T & -Lc_T & Lc_T & Lc_T \\ Lc_T & -Lc_T & -Lc_T & Lc_T \\ -c_Q & c_Q & -c_Q & c_Q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (2)$$

式中: c_T 为螺旋桨升力系数; c_Q 为螺旋桨扭矩系数; $L = l \sin(\pi/4)$ 为力臂长度,其中 l 为螺旋桨中心至四旋翼重心的距离。

(2) 各个模块的模型建立与参数测量

本文结合国外开源项目 Pixhawk 搭建了四旋翼硬件平台,其整体结构图和飞控硬件板如图2所示。



图2 四旋翼无人机结构和飞控硬件板

Fig. 2 Quad-rotor structure and flight control hardware board structure

实际测量的参数有转动惯量(J_x, J_y, J_z)、升力系数(c_T)、扭矩系数(c_Q)、电机的时间常数(T)。

四旋翼整体的转动惯量的获取步骤为:

- ① 将四旋翼飞行器分成一个个独立元件,并将每个独立元件简化成具有常值密度的几何形状。
- ② 测量出每个元件的尺寸和质量。
- ③ 利用平行轴定理来推导每个元件分别对 x, y, z 轴的转动惯量大小。

④ 求出每个元件对每个轴的转动惯量大小总和,以此得到整个四旋翼飞行器的转动惯量。

本文将整个四旋翼飞行器分为电机部分(圆柱体)、电调(薄平板)、中心部分(圆柱体)、机臂(长圆柱棒)4个部分,测量出每个部分所需要的尺寸大小,以推导出整体的转动惯量为: $J_x = J_y = 0.0094 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$, $J_z = 0.0178 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 。

升力系数:对于单个推力系统,其模型可以简化为:

$$T = c_T \omega^2 \quad (3)$$

式中: T 为单个螺旋桨的推力;垂直本体轴 $x-y$ 轴向

上; ω 为转速/(转/min)。

为了得到推力系数,将电机的输入值PWM值由低到高给出13组测试值,用测速仪进行转速测量,用电子秤测出推力大小,然后根据实际数据进行拟合仿真,得出推力系数结果如图3所示,其中推力系数 $c_T = 1.656 \times 10^{-7} \text{ N}/(\text{r}/\text{min})^2$ 。需要注意的是:测量升力时不要仅仅测量单个螺旋桨推力,而是要用4个螺旋桨一起进行测量推力总和。因为每个螺旋桨产生的推力之间是耦合的,不是简单的倍数关系。

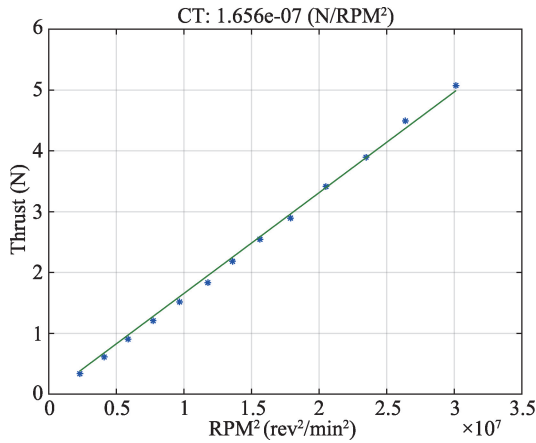


图3 单个螺旋桨的推力系数结果

Fig. 3 A single propeller thrust coefficient results

扭矩系数:该系数主要影响偏航运动,跟升力系数类似,其模型可以简化为:

$$Q = c_Q \omega^2 \quad (4)$$

式中: Q 为单个螺旋桨产生的扭矩。扭矩系数测量的实验过程与升力系数的实验过程类似,所不同的需要测量单个螺旋桨扭矩大小的装置。本文使用的测量装置和拟合结果如图4所示,其中扭矩系数 $c_Q = 7.3499 \times 10^{-10} \text{ N} \cdot \text{m}/(\text{r}/\text{min})^2$ 。

电机时间常数:根据文献[21],整个电机动态模型简化为一阶惯性环节,而时间常数的求取是依据一阶惯性环节的阶跃响应时间经验公式(延迟时间大约为时间常数的4倍)得到,所用到的测量装置如图5所示。

根据测量得到的延迟时间估算得到的时间常数 $T = 0.05$,则电机的动态模型传递函数为:

$$G(s) = \frac{1}{0.05s + 1} \quad (5)$$

该传递函数能够复现转速设定值与真实转速之间的动态响应。至此,为了尽量靠近真实四旋翼硬件平台,整个四旋翼姿态控制结构如图6所示。

2.2 滑模控制方法的改进

利用滑模法合成控制器,可以使得四旋翼控制系统跟踪理想姿态指令,有关滑模法的推导和论述可以参考文献[21],在此不进行重复推导,从而可以得出3个姿态输出控制力矩为:

$$\begin{cases} U_1 = \tau_\phi = (J_z - J_y)x_4x_6 - J_x(\alpha_1^2 z_1 + k_1 \text{sign}(s_2) + k_2 s_2 - \ddot{x}_{1d}) \\ U_2 = \tau_\theta = (J_x - J_z)x_2x_6 - J_y(\alpha_2^2 z_3 + k_3 \text{sign}(s_3) + k_4 s_3 - \ddot{x}_{3d}) \\ U_3 = \tau_\psi = (J_y - J_x)x_2x_4 - J_z(\alpha_3^2 z_5 + k_5 \text{sign}(s_4) + k_6 s_4 - \ddot{x}_{5d}) \end{cases} \quad (6)$$

式中: x_{1d}, x_{3d}, x_{5d} 为姿态角度指令值; $\dot{x}_{1d}, \dot{x}_{3d}, \dot{x}_{5d}$ 为

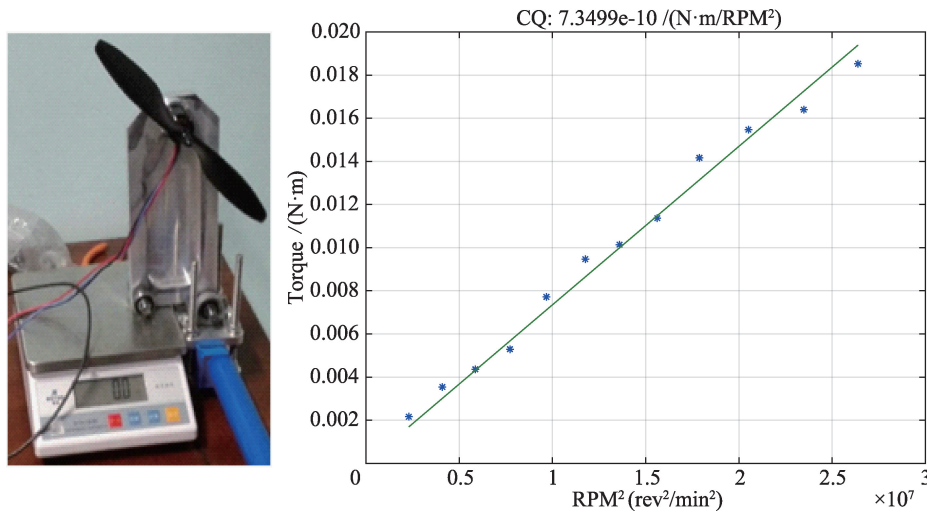


图4 电机扭矩测试装置与单个螺旋桨的扭矩系数结果

Fig. 4 Motor torque test device and a single propeller torque factor result

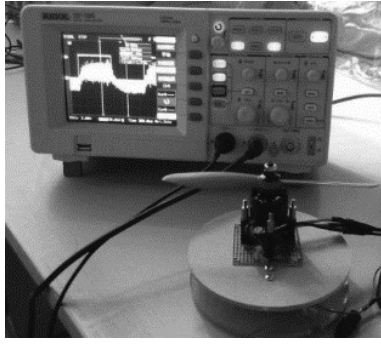


图5 电机时间常数测量装置

Fig. 5 Motor time constant measuring device

指令值的一阶导数; $\ddot{x}_{1d}, \ddot{x}_{3d}, \ddot{x}_{5d}$ 为指令值的二阶导数; $k_1 \sim k_6$ 为大于零的常数; $\alpha_1 \sim \alpha_3$ 为大于零的常数; $s_2 \sim s_4$ 为构造的滑模面。并且, $x_1 = \varphi, x_2 = \dot{\varphi}, x_3 = \theta, x_4 = \dot{\theta}, x_5 = \psi, x_6 = \dot{\psi}$; $z_1 = x_{1d} - x_1, s_2 = x_2 - \dot{x}_{1d} - \alpha_1 z_1$; $z_3 = x_{3d} - x_3, s_3 = x_4 - \dot{x}_{3d} - \alpha_2 z_3$; $z_5 = x_{5d} - x_5, s_4 = x_6 - \dot{x}_{5d} - \alpha_3 z_5$ 。

该传统滑模控制器中有一个非常明显的特征就是含有一个符号函数,是非连续的。则得到的控制指令也会是非连续的,因此在滑模面上会产生颤振现象,影响系统稳定性;为了避免颤振现象,用近似的连续饱和函数 $\text{sat}(s)$ 来替代符号函数。其函数

表达式为:

$$\text{sat}(s) = s / (|s| + e) e \in [0, 1] \quad (7)$$

本文取 $e=0.5$, 即可得到改进的滑模控制器, 将减缓颤振现象。

另外, 构造滑模控制器需要知道输入指令理想值的一阶导数(如 \dot{x}_{1d})和二阶导数(如 \ddot{x}_{1d}), 因此还需要构造一个二阶滤波器来得到这些值, 即在姿态指令进入姿态控制器之前, 先通过二阶滤波器。本文统一采用二阶低通滤波器, 其传递函数如下:

$$\frac{X_c(s)}{X_c^0(s)} = \frac{\omega_n^2}{s^2 + 2\zeta\omega_n s + \omega_n^2} \quad (8)$$

式中: X_c^0 为输入值, X_c 为输出值。该式在时域中的表达式为:

$$\ddot{x} = -2\zeta\omega_n \dot{x} + \omega_n^2(x_c^0 - x_c) \quad (9)$$

实现该滤波器的具体结构如图7所示。本文选取阻尼比 $\zeta=0.8$, 自然频率 $\omega_n=4.375$, 根据二阶环节的响应时间公式, 其阶跃响应时间大约为1 s, 符合实际且不影响控制效果。

2.3 四旋翼无人机的扩张状态观测器(ESO)构造

扩张状态观测器(ESO)是自抗扰控制器的一部分, 自抗扰控制器首先由中国科学院系统科学研究所韩京清研究员提出^[23]。其核心就是利用ESO

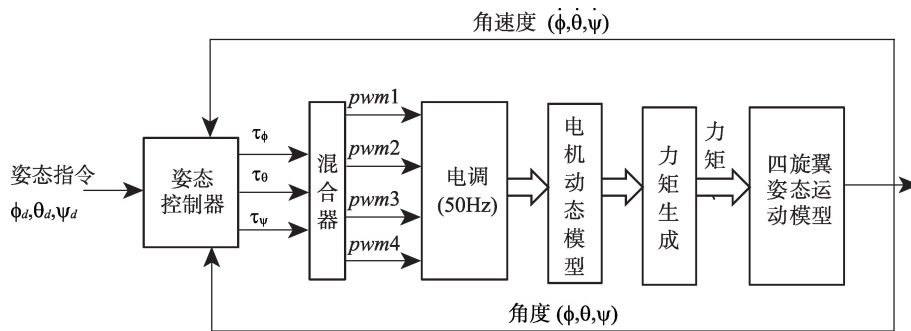


图6 四旋翼姿态控制架构

Fig. 6 Four-rotor attitude control architecture

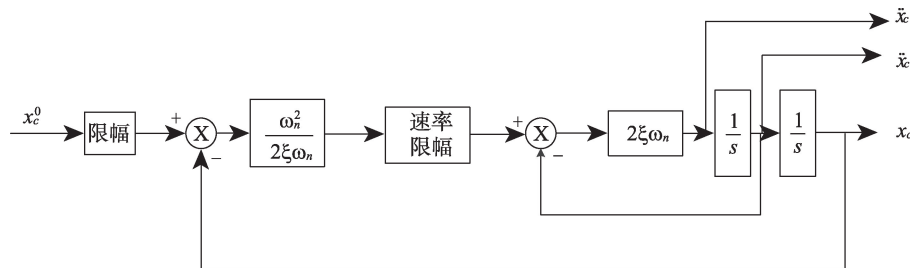


图7 二阶低通滤波器结构

Fig. 7 Second-order low-pass filter structure

可以很好地动态估计系统的被扩张状态量(系统的加速度实时作用量);该过程只需要用到原对象的输入-输出信息;ESO能估计加速度实时作用量的根本原因在于只要系统满足可观测性条件,就有可能从系统输出信息中提炼其作用量。

观测出来的实时作用量相当于作用于积分器串联型系统的各种扰动作用(建模、未建模动态和外扰)总和。有了这个估计之后,再进行实时动态补偿,从而实现系统线性化。

以四旋翼的滚转角通道为例,说明ESO的具体结构实现。结合状态空间方程,将四旋翼的滚转角 ϕ 方程写成如下形式:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = f_1(\phi, \dot{\phi}, \theta, \dot{\theta}, \psi, \dot{\psi}) + \omega_2(t) + b_0 U_1 \\ y = x_1 \end{cases} \quad (10)$$

式中: b_0 为控制量系数 $1/J_x$; $\omega_2(t)$ 为外界干扰量; $f_1(\dots) + \omega_2(t)$ 为各种扰动作用(包括建模、未建模动态和外扰)的总和。令总扰动量 $a = f_1(\dots) + \omega_2(t)$, 看未知的被扩张状态变量, 即 $x_3 = a$, 则式(13)变成如下形式的线性系统:

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = x_3 + b_0 U_1 \\ \dot{x}_3 = \omega_0 \\ y = x_1 \end{cases} \quad (11)$$

然后对上述系统建立非线性扩张状态观测器:

$$\begin{cases} e = z_1 - y \\ \dot{z}_1 = z_2 - \beta_{01} e \\ \dot{z}_2 = z_3 - \beta_{02} fal(e, a_1, h) + b_0 U_1 \\ \dot{z}_3 = -\beta_{03} fal(e, a_2, h) \end{cases} \quad (12)$$

其中,

$$fal(e, a, \delta) = \begin{cases} |e|^a \text{sign}(e) & |e| > \delta \\ e/\delta^{-a} & |e| \leq \delta \end{cases} \quad (13)$$

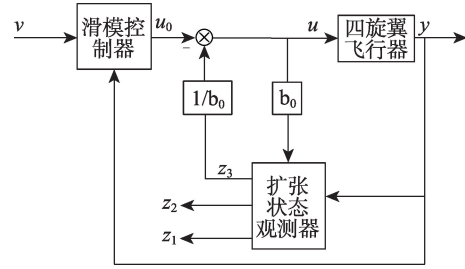
选择适当的参数 β_{01} , β_{02} , β_{03} 和 $a_i (i=1, 2)$, 通常情况下取 $a_1 = 0.5$, $a_2 = 0.25$, 则扩张状态观测器输出量 z_i 能很好地估计原系统各状态量 x_i , 其中 $z_3 \rightarrow x_3 = f(\dots) + \omega(t)$, 虽然 $f(\dots)$ 和 $\omega(t)$ 的具体函数表达式未知, 但被扩张状态 z_3 仍可以很好地估计出系统总扰动量 a 。同样, 其他两个角回路, 即俯仰角 θ 和偏航角 ψ 采用相同的算法处理, 则可以实现各个通道的动态补偿线性化。

2.4 基于ESO的四旋翼滑模控制器架构改进

滑模控制是非线性方法实现鲁棒控制的一个

简单途径, 有效地解决了模型不准确情况下的控制稳定性和性能一致性的问题, 但其并未对系统干扰进行实时观测估计, 当干扰较大时, 其控制效果并不理想。然而, ESO的核心就是实时估计总扰动, 并进行动态补偿。其输入为系统输入和输出, 输出为估计的状态量和被扩张状态量(总扰动), 结构较为简单且容易与其他控制方法相结合。从而提高控制器的抗干扰能力。因此, 将滑模控制与ESO相结合, 能提高四旋翼姿态控制的鲁棒性和抗干扰能力。

滑模控制和ESO结合, 主要利用ESO中被扩张出来的状态量 z_3 , 将 z_3 动态补偿至控制器输出中, 补偿之后的控制输出为实际控制量, 这样, 四旋翼姿态回路中实际收到的外部扰动就会实时反映到控制量中, 并进行动态补偿。其结合的结构原理图如图8所示。



注: u_0 为推导的滑模控制器输出, b_0 为控制系数(如滚转角回路为 $1/J_x$, 俯仰角回路为 $1/J_y$), u 为经过动态补偿的控制输出。

图8 滑模控制与ESO结合架构

Fig. 8 Sliding mode control combined with ESO structure

至此, 结合式子(6)、(7)、(11)、(12), 以滚转角 ϕ 回路为例, 得到的基于滑模和ESO控制器算法如下:

$$\begin{cases} e = z_1 - x_1 \\ \dot{z}_{1\phi} = z_{2\phi} - \beta_{01} e \\ \dot{z}_{2\phi} = z_{3\phi} - \beta_{02} fal(e, 0.5, h) + (1/J_x) U_1 \\ \dot{z}_{3\phi} = -\beta_{03} fal(e, 0.25, h) \\ U_1 = (J_z - J_y) x_4 x_6 - J_x (\alpha_1^2 z_1 + k_1 sat(s_2) + k_2 s_2 - \ddot{x}_{1d}) - J_x z_{3\phi} \end{cases} \quad (14)$$

同理, 可得到其他2个姿态回路的控制输出为:

$$U_2 = (J_x - J_z) x_2 x_6 - J_y (\alpha_2^2 z_3 + k_3 sat(s_3) + k_4 s_3 - \ddot{x}_{3d}) - J_y z_{3\theta} \quad (15)$$

$$U_3 = (J_y - J_x) x_2 x_4 - J_z (\alpha_3^2 z_5 + k_5 sat(s_4) + k_6 s_4 - \ddot{x}_{5d}) - J_z z_{3\psi} \quad (16)$$

式中: $z_{3\phi}$, $z_{3\theta}$, $z_{3\psi}$ 分别为滚转角回路、俯仰角回路和偏航角回路的ESO得到的被扩张状态量。

3 算法仿真与实验结果分析

3.1 仿真结果

为了验证本文所设计的控制器及其抗干扰效果,设定四旋翼飞行器的姿态初始值为 $(\phi, \theta, \psi) = (30^\circ, -45^\circ, -15^\circ)$ 。当 $0 \text{ s} < t < 6 \text{ s}$ 时, $\phi_d = \theta_d = \psi_d = 0^\circ$; 当 $6 \text{ s} < t < 20 \text{ s}$ 时, $\phi_d = \theta_d = \psi_d = 10^\circ$; $20 \text{ s} < t < 30 \text{ s}$ 时, $\phi_d = \theta_d = \psi_d = \sin(t)$ (单位:度); 当 $9.5 \text{ s} < t < 10.5 \text{ s}$ 时在3个姿态回路上同时施加 $0.008 \text{ N}\cdot\text{m}$ 的外部干扰, 当 $14.5 \text{ s} < t < 15.5 \text{ s}$ 时在3个姿态回路上同时施加 $-0.008 \text{ N}\cdot\text{m}$ 的外部干扰。

滑模控制器部分的参数通过调试取 $\alpha_1 = \alpha_2 = \alpha_3 = 1$, $k_1 = k_3 = k_5 = 2.5$, $k_2 = k_4 = 3$, $k_6 = 2$ 。扩张状态观测器部分的参数参考文献[23], h 为采样步长, 这里为 0.004 , 参数 $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$ 是由采样步长 h 来决定的(不管怎样的被控对象, 采用步长一定, 则可以使用相同的 $\beta_{01}, \beta_{02}, \beta_{03}$), 这里取 $\beta_{01} = \beta_{02} = \beta_{03} = 80$, 3个姿态回路采用相同的ESO参数。模型参数结合式(5)、(7)、(8)得到。

为了更好地说明本控制器的优越性, 在相同初始条件、跟踪指令和外部干扰的情况下, 将与单独滑模控制器的结果进行对比, 如图9-图11所示。

图9-图11为四旋翼飞行器姿态控制各回路的仿真曲线对比图, 是单独滑模控制和带有ESO的滑模控制的对比。从图中可看出, 整个过程中, 2种控制方法都能使四旋翼姿态角快速响应并跟踪姿态指令; 但是, 在 $9.5 \text{ s} < t < 10.5 \text{ s}$ 和 $14.5 \text{ s} < t < 15.5 \text{ s}$ 时段,

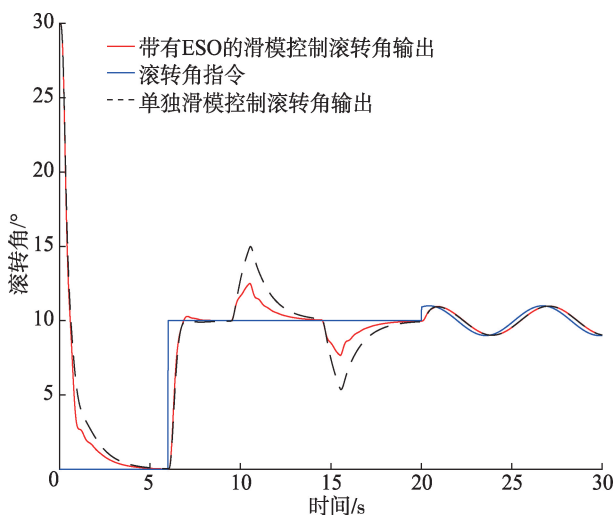


图9 四旋翼滚转角响应曲线对比

Fig. 9 Comparison of the four-rotor roll angle response curve

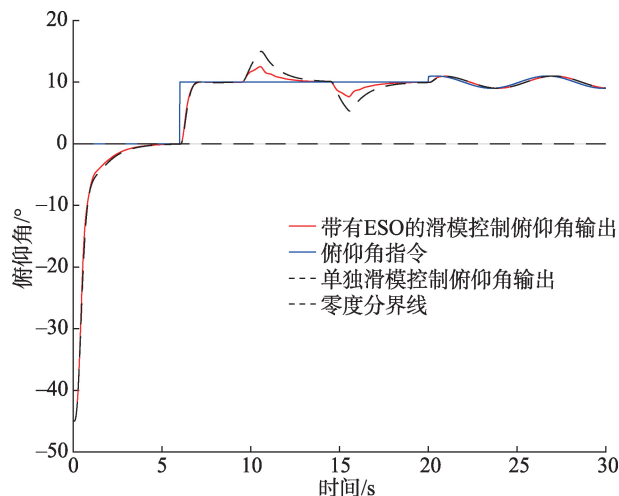


图10 四旋翼俯仰角响应曲线对比

Fig. 10 Comparison of the four-rotor pitch angle response curve

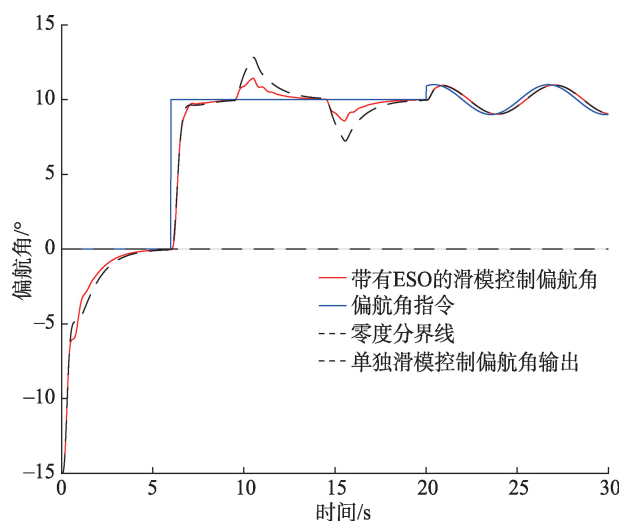


图11 四旋翼偏航角响应曲线对比

Fig. 11 Comparison of four-rotor yaw angle response curves

由于系统扰动的作用, 带有ESO的滑模控制相对于单独滑模控制, 其姿态角变化量较小, 可见其算法抗干扰性强。此外, 图9和图11可看出, 带有ESO的滑模控制下, 滚转角和偏航角响应时间更短。

图12为姿态各回路ESO干扰估计量图。当快速响应跟踪指令和受到外部干扰时, ESO的值不为零, 而其他时间段为零, 表明其能够实时估计出扰动总和。

3.2 试飞结果

整个四旋翼硬件平台在室外进行等高模式试飞, 其能稳定在一个指定高度, 同时姿态控制使用了本文设计的控制器, 由遥控器给出姿态指令。同样为了更好说明本控制器的优越性, 将在滚转角回

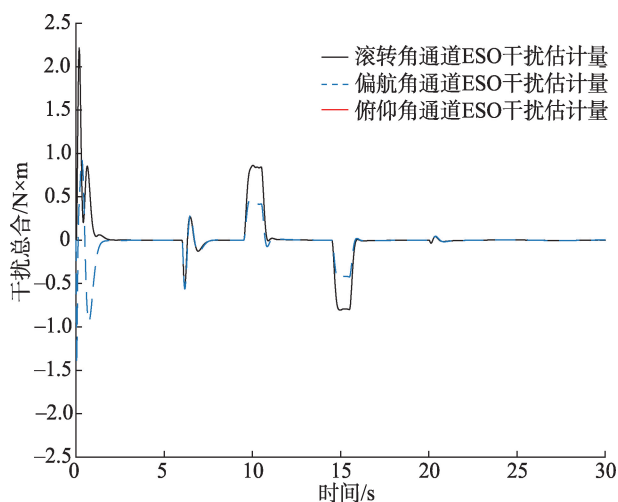
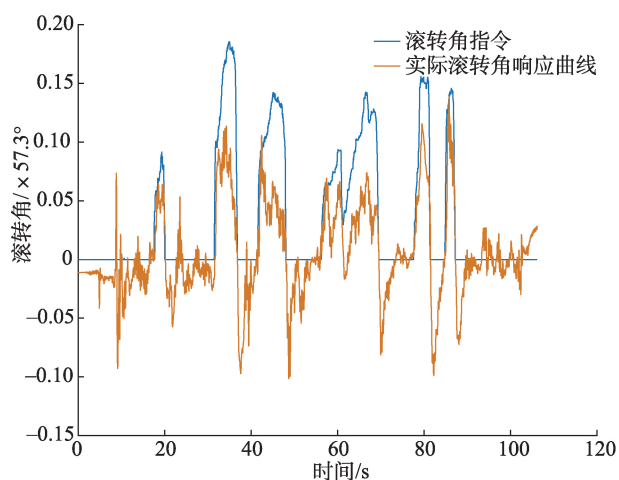


图12 姿态各回路ESO干扰估计量

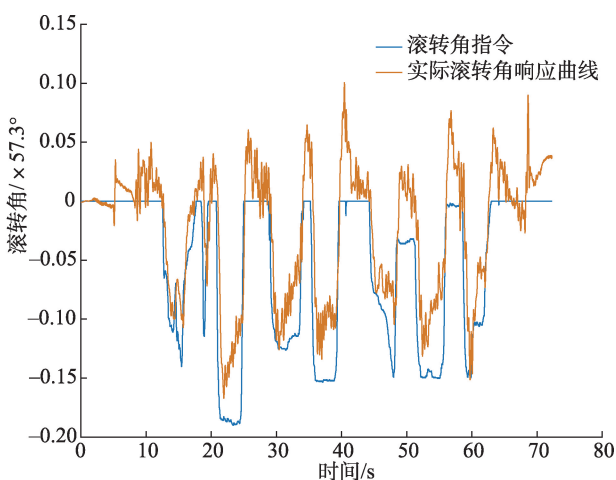
Fig. 12 ESO interference estimator for each loop of the pose

路和俯仰角回路与单独滑膜控制器的试飞结果进行对比。此外,为了更好地说明本控制器的抗干扰性,试飞中给这2个姿态角回路分别挂载108 g的物体,作为施加的外部干扰力矩,并进行结果对比。实际的结果图如图13-图15所示。

图13和图14分别为2种控制方法下的滚转角和俯仰角实际曲线对比图。由图可看出,单独滑膜控制时,滚转角实际跟踪误差最大达到 5.5° ,零度附近波动在 $\pm 5.7^\circ$ 之间;俯仰角实际跟踪误差最大达到 4.5° ,零度附近波动在 $\pm 5.1^\circ$ 之间;基于滑膜和ESO控制时,滚转角实际跟踪误差最大达到 4.6° ,零度附近波动在 $\pm 5.7^\circ$ 之间;俯仰角实际跟踪误差最大达到 2° ,零度附近波动在 $\pm 3^\circ$ 之间;表明基于滑膜和ESO的控制方法的跟踪性能更准确,实



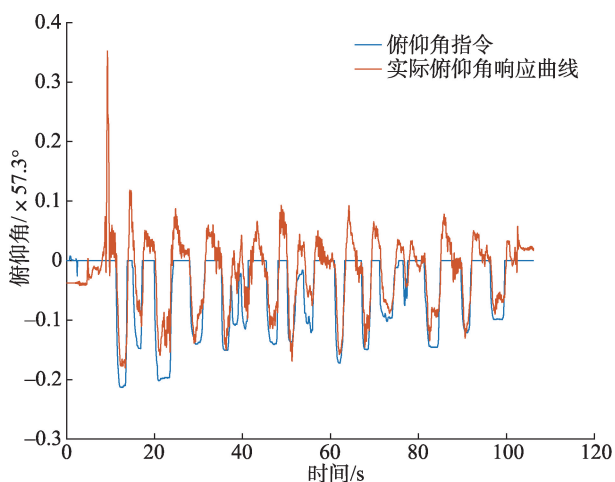
(a) 单独滑模控制方法



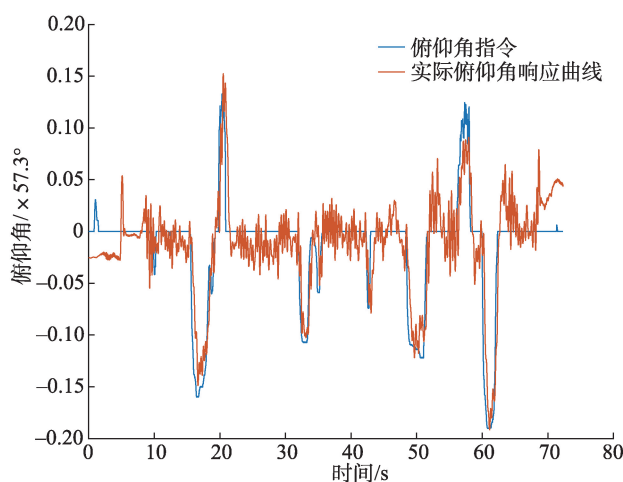
(b) 基于滑模和ESO控制方法

图13 2种控制方法的滚转角实际响应曲线对比

Fig. 13 Comparison of actual roll angles of the two control methods



(a) 单独滑模控制方法



(b) 基于滑模和ESO控制方法

图14 2种控制方法的俯仰角实际响应曲线对比

Fig. 14 Comparison of the actual curves of the pitch angles of the two control methods

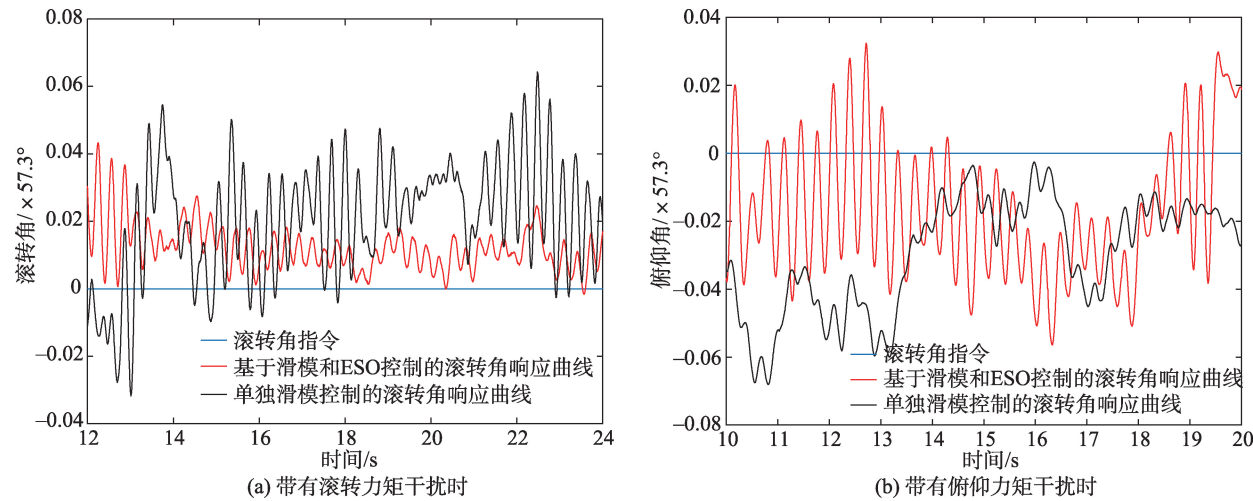


图 15 外扰下的 2 种控制方法姿态角实际曲线对比

Fig. 15 Comparison of the actual curve of the attitude angles of the two control methods under external disturbance

际波动范围更小。

图 15 为外扰力矩下 2 种控制方法的姿态角实际曲线对比图。选取滚转力矩干扰情况下, 16~20 s 的部分数据如表 1, 可以看出在常值滚转力矩干扰下, 基于滑模和 ESO 控制的滚转角曲线震动明显较小, 且震动范围能维持在 1.2° 以下; 在常值俯仰力矩干扰下, 基于滑模和 ESO 控制的俯仰角曲线偏离零度线范围较小, 且其俯仰角有大于零的情况, 表明该控制器有补偿外部干扰的能力, 有较强的抗干扰能力。

表 1 部分滚转力矩干扰情况下的数据
Tab. 1 Partial data under the condition of rolling torque interference

时间/s	滚转角指令/ $^\circ$	单独滑模控制滚转角度值/ $^\circ$	基于 ESO 和滑模的滚转角度值/ $^\circ$
16	0	1.146	0.573
17	0	1.720	0.974
18	0	2.580	0.570
18.5	0	0.860	0.115
19	0	2.408	0.572
20	0	1.834	0.287

4 结论

为了获得较为精准的四旋翼仿真模型, 本文设计并进行了一系列硬件实验, 通过实验数据分析建模拟合得到准确的模型参数。利用基于滑模和 ESO 的控制算法实现对四旋翼飞行器姿态的高品

质控制, 并对系统总扰动(包括建模、未建模动态和外扰)实现了精确的估计。通过仿真和实际试飞验证对比表明, 基于滑模和 ESO 的姿态控制器能够使跟踪误差减少约 20%, 在有外界干扰下, 悬停时姿态角度波动幅度减少约 50%, 具有更强的抗干扰优势。

本文所设计的一系列获取模型参数的实验方法, 实现较简单且实用, 为其他获取模型参数的实验提供了一定参考价值。同时, 本文设计的基于滑模控制和扩张状态观测器(ESO)的结合算法, 实现难度小, 对硬件系统要求较低, 且 ESO 易于与其他控制方法相结合, 实现对系统总扰动的估计, 增强系统的跟踪能力和抗干扰能力, 因此具有实际应用的价值。

参考文献(References):

- [1] Sergei L, Markus H, Mark W Mueller, et al. A platform for aerial robotics research and demonstration: The flying machine arena[J]. Mechanics, 2014, 24: 41-54.
- [2] Paparazzi Community, Balazs G. Open source autopilot for academic research-the paparazzi system[C]. American control conference (ACC), Washington, 2013, 6: 1478-1481.
- [3] By T T, Korbinian S, Philipp L, et al. Toward a fully autonomous uav- research platform for indoor and outdoor urban search and rescue[J]. IEEE Robotics&Automation Magazine, 2012, 12: 46-56.
- [4] 晏磊, 吕书强, 赵红颖等. 无人机航空遥感系统关键技术研究[J]. 武汉大学学报(工学版), 2004, 37(6): 67-70. [Yan L, Lv S Q, Zhao H Y, et al. Research on key technologies of UAV aerial remote sensing system[J]. Journal of Wu-

- han University (Engineering Science), 2004,37(6):67-70]
- [5] Yang P, Wang Z, Zhang W, et al. Depth profile measurement with lenslet images of the plenoptic camera[J]. Optical Engineering, 2018,57(3):033106.
- [6] 王万国,田兵,刘越,等.基于RCNN的无人机巡检图像电力小部件识别研究[J].地球信息科学学报,2017,19(2):256-263. [Wang W G,Tian B, Liu Y, et al. Study on the electrical devices detection in UAV images based on region based convolutional neural networks[J]. Journal of Geo-information Science, 2017,19(2):256-263.]
- [7] 廖小罕,周成虎,苏奋振,等.无人机遥感众创时代[J].地球信息科学学报,2016,18(11):1439-1447. [Liao X H, Zhou C H, Su F Z, et al. The mass innovation era of UAV remote sensing[J]. Journal of Geo-information Science, 2016,18(11):1439-1447.]
- [8] Prouty R W. Helicopter performance, stability and control [M]. Florida: Krieger Publishing Company, 1995:93-94.
- [9] Swee K P, Chen X C, Ben M C, et al. Design and mathematical modeling of a 4-standard-propeller (4SP) quadrotor[C]. Proceedings of the 10th World Congress on Intelligent Control and Automation. Beijing, 2012,7:3270-3275.
- [10] Kendoul F, Yu, Nonami, et al. Guidance and nonlinear control system for autonomous flight of mini rotorcraft unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Field Robotics, 2010,27(3):311-334.
- [11] Santos M, Lopez V, Morata F. Intelligent fuzzy controller of a quadrotor[C]. Proceedings of 2010 IEEE International Conference on Intelligent Systems and Knowledge Engineering (ISKE), 2010:141-146.
- [12] 王冬来,吕强,刘峰.基于 L_1 神经网络自适应算法的飞行器姿态控制[J].计算机工程与设计,2012,33(12):4758-4761. [Wang D L, Lv Q, Liu F. An attitude control of aircraft based on L_1 neural network adaptive algorithm[J]. Computer Engineering and Design, 2012,33(12):4758-4761.]
- [13] Nicol C, Macnab C J B, Ramirez S A. Robust neural network control of a quadrotor helicopter[C]. Proceedings of the Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering, 2008:1233-1237.
- [14] 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.
- [15] Samir B, Andre N, Roland S. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]. Proceedings of 2004 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Japan, 2004,10:2451-2456.
- [16] 李杰,齐晓慧,韩帅涛.基于自抗扰技术的四旋翼姿态解耦控制方法[J].电光与控制,2013,20(3):44-48. [Li J, Qi X H, Han S T. A four-rotor attitude decoupling control method based on active disturbance rejection technology [J]. Electronics Optics & Control, 2013,20(3):44-48]
- [17] 张广昱,袁昌盛.基于自抗扰理论的小型四旋翼飞行器姿态控制[J].航空工程进展,2014,5(3):338-342. [Zhang G L, Yuan C S. Angular control of small quadrotor aircraft based on active disturbance rejection theory[J]. Aeronautical Engineering Progress, 2014,5(3):338-342.]
- [18] 杨立本,章卫国,黄得刚.基于ADRC姿态解耦的四旋翼飞行器鲁棒轨迹跟踪[J].北京航空航天大学学报,2015,41(6):1026-1033. [Yang L B, Zhang W G, Huang D G. Robust trajectory tracking of quadrotor based on ADRC attitude decoupling[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2015,41(6):1026-1033]
- [19] Daewon L H J K, Shankar S. Feedback linearization vs. adaptive sliding mode control for a quadrotor helicopter [J]. International Journal of Control, Automation and Systems, 2009,7(3):419-428.
- [20] Tarek M, Abdelaziz B. Backstepping control for a quadrotor helicopter[C]. Proceedings of the 2006 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, Beijing, 2006,10:3255-3260.
- [21] Samir B, Roland S. Backstepping and sliding-mode techniques applied to an indoor micro quadrotor[C]. Proceedings of the 2005 IEEE International Conference on Robotics and Automation, Spain, 2005,4:2247-2252.
- [22] Beard R W. Quadrotor dynamics and control[D]. Provo: Brigham Young University, 2008:11-18.
- [23] 韩京清.自抗扰控制技术[J].前沿科学,2007,1(1):24-31. [Han J Q. Self-disturbance control technology[J]. Front Science, 2007,1(1):24-31]