

引用格式:翁发禄,郭毅,李胜飞.基于 IBS 和 LADRC 的四旋翼飞行器轨迹跟踪控制[J].电光与控制,2019,26(6):65-69,74. WENG F L, GUO Y, LI S F. Trajectory tracking and controlling of quad-rotor aircrafts based on IBS and LADRC[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(6):65-69, 74.

## 基于 IBS 和 LADRC 的四旋翼飞行器轨迹跟踪控制

翁发禄<sup>1</sup>, 郭毅<sup>1</sup>, 李胜飞<sup>2</sup>

(1. 江西理工大学,江西 赣州 341000; 2. 中国北方车辆研究所,北京 100072)

**摘要:**首先对四旋翼进行了力学分析并建立了六自由度的数学模型,然后针对四旋翼数学模型的欠驱动及强耦合特性,提出了基于积分反步(IFS)和线性自抗扰(LADRC)相结合的控制方法对四旋翼进行轨迹跟踪控制。首先将整个控制分为外环位置控制和内环姿态角控制,针对外环位置控制的欠驱动特性,采用适用于欠驱动系统并且结构清晰的 IBS 控制方法,针对存在严重耦合的内环姿态角控制,则采用了具有抗耦合作用的 LADRC 控制策略,仿真实验证明了该方法能实现四旋翼的轨迹跟踪。

**关键词:**四旋翼飞行器; 轨迹跟踪; IBS; LADRC; 欠驱动; 抗耦合

**中图分类号:** TP202 **文献标志码:** A **doi:**10.3969/j.issn.1671-637X.2019.06.013

## Trajectory Tracking and Controlling of Quad-rotor Aircrafts Based on IBS and LADRC

WENG Fa-lu<sup>1</sup>, GUO Yi<sup>1</sup>, LI Sheng-fei<sup>2</sup>

(1. Jiangxi University of Science and Technology, Ganzhou 341000, China;  
2. China North Vehicle Research Institute, Beijing 100072, China)

**Abstract:** A mechanical analysis is made to the quad-rotor aircraft, and a mathematical model of 6 degree-of-freedom is established. Then, on the account of the underactuation and strong coupling characteristics of the quad-rotor mathematical model, a control method based on integral backstepping (IBS) and Linear Active Disturbance Rejection Controller (LADRC) is proposed for trajectory tracking and controlling of the quad-rotor aircraft. Firstly, the whole control process is divided into outer-loop position control and inner-loop attitude angle control. Then, for the under-actuated outer-loop position control, the IBS control method adaptable for under-driven system is used; as to the seriously coupled inner-loop attitude angle control, the LADRC control strategy with anti-coupling effect is adopted. The result of experimental simulation shows that the method can realize the trajectory tracking of the quad-rotor aircraft.

**Key words:** quad-rotor aircraft; trajectory tracking; IBS; LADRC; under-actuation; anti-coupling

### 0 引言

近几十年来,四旋翼飞行器在许多应用领域有广阔的应用前景,例如地形探测<sup>[1]</sup>、资源搜索<sup>[2]</sup>、危险救援、军事侦察、农业调查、灾害评估和商业摄影等。相对于传统直升飞机来说,四旋翼飞行器不需要机械联动装置来改变螺旋桨转动时的倾斜角度,从而简化了其设计和维护工作,并且 4 个电机的配置方式能够让每个螺旋桨直径小于传统飞机螺旋桨的直径,从而减

少了飞行过程中产生的动能。虽然四旋翼优于传统直升机,但因其系统复杂,往往也难以控制。21 世纪以来,随着国家经济和科技的发展,人们对生活质量的要求日益增加,对四旋翼的要求也更高。因此,飞行的控制算法及其优化方法已成为飞控领域研究的热点。

在早期四旋翼飞行控制研究阶段,主要采用线性二次型调节器(LQR)<sup>[3-6]</sup>,但是,众所周知,LQR 控制方法的跟踪精度和鲁棒性较差,在许多场合达不到控制要求。随着控制理论与飞行技术的发展,许多新的控制算法及技术被不断提出和完善。例如:文献[7]提出了一种基于反步法的非线性控制方法,通过递归构造的 Lyapunov 函数得到反馈控制器,并设计能使其系统稳定的控制率达到系统稳定,提高一定的精度和稳定性;文献

收稿日期:2018-05-02 修回日期:2019-05-05

基金项目:国家自然科学基金(61463018)

作者简介:翁发禄(1978—),男,江西赣州人,博士,副教授,研究方向为结构控制及复杂系统建模与控制。

[8]使用可变论域模糊PID控制汽车烘房温控系统,模糊PID也可用于四旋翼飞行器控制,并具有良好的稳定性;文献[9]在外环位置使用反向递推控制、内环采用滑模控制的方法,使飞行器达到较好的被控制状态,但是该方法在系统输出时存在振动,破坏了飞行器飞行的稳定性,且当系统出现干扰时,控制效果较差;文献[10]采用积分反步(IFS)法实现了飞行器的轨迹控制,较好地解决了系统存在的振动问题。更多相关成果可参考文献[11-15]。

自抗扰控制(ADRC)是韩京清教授<sup>[16]</sup>提出的一种基于用误差来减少误差的思想设计的新型跟踪控制方法,该算法(ADRC)由跟踪微分器(TD)、扩张状态观测器(ESO)以及非线性状态误差反馈(NLSEF)共同构成。文献[17]首次在四旋翼上使用了自抗扰控制,在实验平台上实现了其姿态增稳;文献[18]在四旋翼飞行器上使用了自抗扰控制器,仿真表明效果优于串级PID;文献[19]将自抗扰控制用于飞行器的姿态解耦,但由于其参数众多,不便于调试。

对于四旋翼控制算法的设计,本文采用积分反步(IFS)和线性自抗扰控制(LADRC)相结合的方式,即将IFS应用于外环位置控制,IFS相对于反步法有更高的跟踪精度,且该控制的抗扰能力也更为突出,LADRC则具有较强的抗干扰性及参数易整定等特点,且LADRC能够解决姿态角之间的耦合,其中,ESO能对干扰进行实时补偿,并将姿态角之间的耦合视作内部干扰,使得内环姿态控制具有很好的抗干扰性和抗耦合性,最后通过实验仿真说明该理论的可行性。

## 1 四旋翼飞行器动力学模型建模

图1为四旋翼飞行器模型简图。

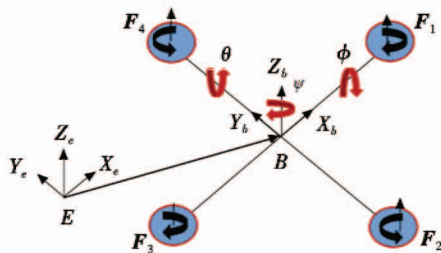


图1 四旋翼飞行器模型简图

Fig.1 Quad-rotor aircraft model

图1中: $\theta$ 为飞行器的俯仰角; $\psi$ 为飞行器的偏航角; $\phi$ 为飞行器的滚转角; $F_1, F_2, F_3$ 和 $F_4$ 分别为飞行器的4个旋翼升力。为了便于系统控制器设计,以下假设本文为对模型的要求:1)将模型视作质量不变的刚体,受力不会发生形变;2)其物理结构是对称的;3)4个旋翼产生的升力矩和反作用力矩分别和转速的平方成正比。

为了使得数学模型方便控制,本文采用惯性及机

体双坐标系。首先定义惯性坐标系及机体坐标系分别为 $E = (X_e, Y_e, Z_e), B = (X_b, Y_b, Z_b)$ ,接下来令向量 $A = (x, y, z)^T$ 为该模型的飞行位移坐标,令 $\eta = (\phi, \theta, \psi)^T$ 为该模型的姿态角坐标,由于四旋翼飞行器飞行时的惯性坐标系和控制过程中所用的机体坐标系不一样,所以要使用以下关系来对惯性坐标系和机体坐标系进行坐标转换,即

$$B = E \cdot R_E^B \quad (1)$$

式中, $R_E^B =$

$$\begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \cos \psi \sin \theta - \cos \phi \sin \psi & \cos \phi \cos \psi + \sin \phi \sin \psi \sin \theta & \cos \theta \sin \psi \\ \sin \phi \sin \psi + \cos \phi \cos \psi \sin \theta & \cos \phi \sin \psi \sin \theta - \cos \psi \sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix}$$

设定该模型在惯性坐标系的速度向量为 $V = [x, y, z]^T$ ,机体坐标系的角速度向量为 $\rho$ ,在3个姿态角小幅度变动情况下,近似为是 $\eta$ 的微分,根据牛顿-欧拉公式可得

$$\begin{cases} \dot{A} = V \\ m\dot{V} = R_E^B T^B + G^E \\ \dot{\eta} = \rho \\ I\dot{\rho} = -\rho \times I\rho + M^B \end{cases} \quad (2)$$

式中: $I = \text{diag}(I_x, I_y, I_z)$ 为飞行器的惯性矩阵; $G^E = (0, 0, mg)^T$ 表示重力向量, $m$ 为飞行器的质量; $R_E^B = (R_E^B)^T$ ;位置控制通道为

$$M^B = \begin{bmatrix} M_x^B \\ M_y^B \\ M_z^B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d(F_4 - F_2) \\ d(F_3 - F_1) \\ b(\omega_1^2 + \omega_3^2 - \omega_2^2 - \omega_4^2) \end{bmatrix}$$

定义4个虚拟控制输入量 $u_1, u_2, u_3$ 和 $u_4$ 。其中: $u_1$ 为4个旋翼产生的升力控制输入量; $u_2$ 为横滚控制输入量; $u_3$ 为俯仰控制输入量; $u_4$ 为偏航控制输入量。

$$\begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d & d & d & d \\ 0 & -d & 0 & d \\ -d & 0 & d & 0 \\ b & b & b & b \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_1^2 \\ \omega_2^2 \\ \omega_3^2 \\ \omega_4^2 \end{bmatrix} \quad (3)$$

式中: $d$ 为4个旋翼到飞行器中心的距离; $b$ 为阻力因子; $\omega_i (i=1, 2, 3, 4)$ 为各个旋翼的转速。可得到其数学模型<sup>[20]</sup>为

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{u_1}{m} \\ \ddot{y} = (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{u_1}{m} \\ \ddot{z} = (\cos \theta \cos \phi) \frac{u_1}{m} - g \\ \ddot{\phi} = \frac{I_y - I_x}{I_x} \dot{\psi} \dot{\theta} + \frac{du_2}{I_x} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\phi} \dot{\psi} + \frac{du_3}{I_y} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_x - I_y}{I_z} \dot{\phi} \dot{\theta} + \frac{du_4}{I_z} \end{cases} \quad (4)$$

式中,  $I_i (i = x, y, z)$  为转动惯量。从以上四旋翼数学模型可知, 输入比输出少了 2 个, 且其姿态角之间会相互影响, 因此, 四旋翼飞行器系统是一个欠驱动 (4 个输入, 6 个输出) 及强耦合的非线性系统。

## 2 IBS 和 LADRC 的控制过程

图 2 为四旋翼基于 IBS 和 LADRC 的控制过程示意图, 位置跟踪控制采用 IBS 控制, 姿态角跟踪控制器则采用 LADRC 控制。

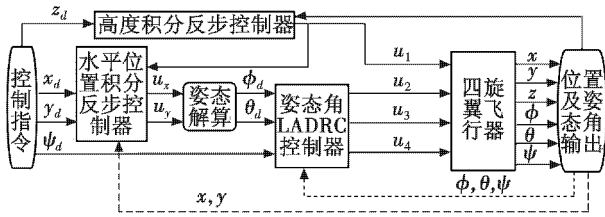


图 2 IBS 和 LADRC 控制过程示意图

Fig. 2 IBS and LADRC control process

首先, 由控制指令给定的  $x, y$  和  $z$  方向的值作为位置跟踪的期望值, 然后  $z$  方向的期望值经过高度位置 IBS 控制得到升力控制输入量  $u_1$ , 再参与水平位置 IBS 控制得到  $u_x$  和  $u_y$ , 由于偏航角  $\psi_d$  也是给定的期望值, 便可反解得到横滚角  $\phi_d$  和俯仰角  $\theta_d$ 。反解得到的横滚角  $\phi_d$ 、俯仰角  $\theta_d$  同给定的偏航角  $\psi_d$  作为控制指令, 经过姿态角 LADRC 控制可得到横滚控制输入量  $u_2$ 、俯仰控制输入量  $u_3$ 、偏航控制输入量  $u_4$ , 这 4 个输入量再用于控制四旋翼飞行。将四旋翼实际的 3 个位置和 3 个姿态的输出作为 IBS 和 LADRC 的反馈, 从而实现了四旋翼飞行器的轨迹跟踪控制。

### 2.1 外环位置控制器设计

针对外环位置控制系统欠驱动的特点, 本文采用 IBS 分别实现四旋翼飞行器高度和水平位置的控制。首先考虑其高度控制。定义状态变量:

$$\mathbf{X} = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12}] = [z \ \dot{z} \ x \ \dot{x} \ y \ \dot{y} \ \phi \ \dot{\phi} \ \theta \ \dot{\theta} \ \psi \ \dot{\psi}]。$$

基于方程式(4)可知, 高度  $z$  的状态空间方程可描述为

$$\begin{cases} \dot{x}_1 = x_2 \\ \dot{x}_2 = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{u_1}{m} \end{cases} \quad (5)$$

定义期望高度  $z_d$ , 取高度位置误差变量  $z_1 = z_d - x_1$ , 然后求导可得

$$\dot{z}_1 = \dot{z}_d - \dot{x}_1 = \dot{z}_d - x_2 \quad (6)$$

定义 Lyapunov 函数  $V_1 = \frac{1}{2} z_1^2$ , 并对  $V_1$  进行求导, 可得

$$\dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 = z_1 (\dot{z}_d - x_2) \quad (7)$$

令  $\alpha_1 = c_1 z_1 + \dot{z}_d$ , 并设  $x_2$  和  $\alpha_1$  分别为虚拟控制量和期望虚拟控制量, 为了增加系统的抗干扰能力, 在  $\alpha_1$  中再加入高度位置误差积分项  $p_1$ , 可得

$$\alpha_1 = \dot{z}_d + c_1 z_1 + \lambda_1 p_1 \quad (8)$$

式中:  $c_1$  和  $\lambda_1$  均是大于零的常数;  $p_1 = \int_0^t z_1(\tau) d\tau$ 。

定义虚拟控制量和期望虚拟控制量的误差变量  $z_2 = \alpha_1 - x_2$ , 结合式(6)和式(8)可得到方程

$$z_2 = \dot{z}_1 + c_1 z_1 + \lambda_1 p_1 \quad (9)$$

对方程式(9)移项可得

$$\dot{z}_1 = z_2 - c_1 z_1 - \lambda_1 p_1 \quad (10)$$

继而, 有

$$\dot{V}_1 = z_1 \dot{z}_1 = z_1 (z_2 - c_1 z_1 - \lambda_1 p_1) = -c_1 z_1^2 + z_1 z_2 - \lambda_1 z_1 p_1 \quad (11)$$

由 Lyapunov 稳定性定理可知, 当  $z_2 = 0, p_1 = 0$  时, 系统稳定。但是  $z_2$  和  $p_1$  未知, 需进一步设计控制器。已知  $z_2 = \alpha_1 - x_2$ , 对  $z_2$  求导可得

$$\dot{z}_2 = \dot{\alpha}_1 - \dot{x}_2 = \ddot{z}_d + c_1 \dot{z}_1 + \lambda_1 \dot{p}_1 - \dot{x}_2 \quad (12)$$

定义 Lyapunov 函数

$$V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_2^2 + \frac{1}{2} \lambda_1 p_1^2 \quad (13)$$

对  $V_2$  求导可得

$$\dot{V}_2 = \dot{V}_1 + z_2 \dot{z}_2 + \lambda_1 p_1 \dot{p}_1 = -c_1 z_1^2 + z_1 z_2 - \lambda_1 z_1 p_1 + \lambda_1 p_1 \dot{p}_1 + z_2 (\ddot{z}_d + c_1 \dot{z}_1 + \lambda_1 \dot{p}_1 - \dot{x}_2) \quad (14)$$

由方程式(5)可知:  $\dot{x}_2 = -g + (\cos \phi \cos \theta) \frac{u_1}{m}$ 。

将  $\dot{x}_2$  代入方程式(14), 可求解出

$$u_1 = \frac{m}{\cos \phi \cos \theta} [(1 - c_1^2 + \lambda_1) z_1 + g + (c_1 + c_2) z_2 - c_1 \lambda_1 p_1 + \ddot{z}_d] \quad (15)$$

使得  $\dot{V}_2 < 0$ 。由 Lyapunov 稳定性定理可知, 在控制律  $u_1$  的作用下, 使得误差变量  $z_1$  和  $z_2$  接近于零, 被控对象也进入稳定状态。

通过模型系统方程

$$\begin{cases} \dot{x}_3 = x_4 \\ x_4 = (\sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{u_1}{m} \\ \dot{x}_5 = x_6 \\ x_6 = (-\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi) \frac{u_1}{m} \end{cases} \quad (16)$$

可推导水平位置控制律为

$$\begin{cases} u_x = \frac{m}{u_1} [(1 - c_3^2 + \lambda_2) z_3 - (c_3 + c_4) z_4 - c_3 \lambda_2 p_2 + \ddot{x}_d] \\ u_y = \frac{m}{u_1} [(1 - c_5^2 + \lambda_3) z_5 - (c_5 + c_6) z_6 - c_6 \lambda_3 p_3 + \ddot{y}_d] \end{cases} \quad (17)$$

式中:  $z_3 = x_3 - y_d$ ;  $z_4 = \dot{z}_3 + c_3 z_3 + \lambda_2 p_2 - x_4$ ;  $p_2 = \int_0^t z_3(\tau) d\tau$ ;

$z_5 = x_5 - x_d$ ;  $z_6 = \dot{z}_5 + c_5 z_5 + \lambda_3 p_3 - x_6$ ;  $p_3 = \int_0^t z_5(\tau) d\tau$ 。

## 2.2 内环姿态角控制器设计

由于内环3个姿态角存在耦合,1个姿态角的变动会影响到其他2个姿态角,这对于在飞行过程中控制飞行器是很不利的,因此,本文在内环控制上使用了线性自抗扰算法(LADRC),其主要由跟踪微分器(TD)、线性扩张状态观测器(LESO)和线性状态误差反馈(LSEF)3部分构成。下面以偏航角为例,阐述了内环姿态角的LADRC控制器的控制过程。偏航角 $\psi$ 的LADRC控制器的结构见图3。

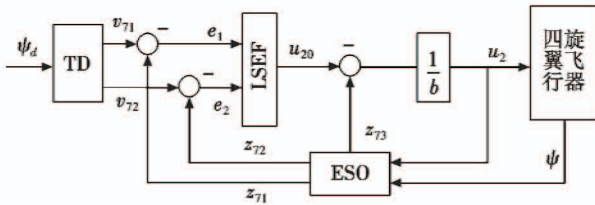


图3 偏航角LADRC跟踪控制器

Fig.3 Yaw angle LADRC tracking controller

1) TD。设计TD的主要目的是使系统尽可能快地跟踪输入信号,而且能减少或者不产生超调量。微分环节是利用惯性环节有延迟地跟踪输入信号的特点,为了避免数字计算中出现高频颤振,给出了跟踪微分器的离散形式,以下是离散化的跟踪微分器。

$$\begin{cases} x_7(k+1) = x_7(k) + hx_8(k) \\ x_8(k+1) = x_8(k) + h(-r^2(x_7(k) - \psi_d) - 2rx_7(k)) \\ u_{20} = k_{p1}e_1 + k_{d1}e_2 \end{cases} \quad (18)$$

式中: $h$ 是积分步长; $r$ 是跟踪速度因子; $e_1$ 是跟踪误差; $e_2$ 是跟踪微分误差; $x(k)$ 即 $v(k)$ 。

2) LESO。其观测的扰动为系统总扰动(内扰和外扰),可将姿态角之间的耦合作用视作内部扰动并对系统进行动态扰动补偿线性化,能够起到很好的解耦作用,偏航角 $\psi$ 的系统方程可以写为

$$\begin{cases} \dot{x}_7 = x_8 \\ \dot{x}_8 = \omega + bu_2 \\ y = x_7 \end{cases} \quad (19)$$

式中, $\omega$ 为内扰和外扰的总和。基于滚转角 $\phi$ 的系统方程,建立扩张状态观测器为

$$\begin{cases} \dot{z}_{71} = z_{72} - \beta_{01}e_1 \\ \dot{z}_{72} = z_{73} - \beta_{02}u_2 \\ \dot{z}_{73} = -\beta_{03}e_1 \end{cases} \quad (20)$$

该扩张状态观测器是收敛的,详情可以参考文献

[21],其离散形式为

$$\begin{cases} \dot{z}_{71} = z_{71} + h(z_{72} - \beta_{01}e_1) \\ \dot{z}_{72} = z_{72} + h(z_{73} - \beta_{02}e_1 + \beta_{02}u_2) \\ \dot{z}_{73} = z_{73} - h\beta_{03}e_1 \end{cases} \quad (21)$$

在 $\omega$ 未知的情况下,通过调节参数 $\beta_{01}$ , $\beta_{02}$ 和 $\beta_{03}$ ,LESO中的状态变量 $z_i$ ( $i=7,8,9$ )能够较好地跟踪原系统状态变量 $x_i$ ( $i=7,8,9$ ),同理,俯仰角 $\theta$ 和偏航角 $\psi$ 也可以得到,并对各个通道进行动态补偿线性化。

3) LSEF。经过实验仿真得出,采用线性组合控制的作用效果不错,能够满足跟踪要求,而且线性参数相对于非线性参数易整定,便于调试,本文采用线性误差反馈为

$$\begin{cases} e_1 = v_{71} - z_{71} \\ e_2 = v_{72} - z_{72} \\ u_{20} = k_{p1}e_1 + k_{d1}e_2 \\ u_2 = u_{20} - z_{73}/b_1 \end{cases} \quad (22)$$

同理可得滚转角 $\phi$ 和俯仰角 $\theta$ 线性误差反馈为

$$\begin{cases} e_3 = v_{81} - z_{81} \\ e_4 = v_{82} - z_{82} \\ u_{30} = k_{p2}e_3 + k_{d2}e_4 \\ u_3 = u_{30} - z_{83}/b_2 \\ e_5 = v_{91} - z_{91} \\ e_6 = v_{92} - z_{92} \\ u_{40} = k_{p3}e_5 + k_{d3}e_6 \\ u_4 = u_{40} - z_{93}/b_3 \end{cases} \quad (23)$$

式中; $b_i$ ( $i=1,2,3$ )是扰动补偿因子; $k_{pi}$ ( $i=1,2,3$ )是误差比例参数; $k_{di}$ ( $i=1,2,3$ )是误差微分参数。

## 3 仿真实例

本文对以上控制器的解耦性和跟踪精度进行了仿真验证,四旋翼飞行器的相关参数详见表1。

表1 仿真所用的四旋翼飞行器模型参数

Table 1 The quad-rotor aircraft model parameters used in the simulation

模型参数	数值	模型参数	数值
$m/\text{kg}$	1.44	$I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$2.82 \times 10^{-3}$
$d/\text{m}$	0.25	$I_x/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$1.37 \times 10^{-2}$
$g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	9.81	$b/(\text{N} \cdot \text{ms}^2)$	$7.5 \times 10^{-7}$
$I_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	$2.8 \times 10^{-2}$		

设定四旋翼飞行器的起飞位置( $x_0, y_0, z_0$ )为(0.95, 0, 0),单位m。

期望轨迹曲线为

$$\begin{cases} x = \cos(t/2) \\ y = \sin(t/2) \\ z = t/5 \end{cases} \quad (24)$$

给定偏航角期望值  $\psi = 8^\circ$ 。

IBS 控制器参数选取： $\lambda_1 = 0.0290, \lambda_2 = 0.0028, \lambda_3 = 0.0033, c_1 = 6.97, c_2 = 10.55, c_3 = 5.07, c_4 = 5.55, c_6 = 5.76$ 。3个姿态角 LADRC 控制器参数： $h = 0.00005, r = 500, b_1 = 72.99, b_2 = 35.46, b_3 = 35.71, k_{p1} = k_{p2} = k_{p3} = 100, k_{d1} = k_{d2} = k_{d3} = 20$ 。仿真结果如图4~图7所示。

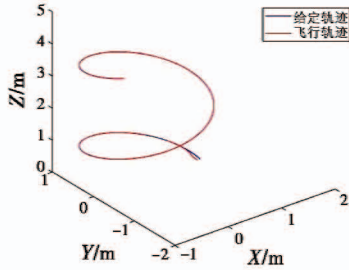


图4 四旋翼轨迹位置跟踪

Fig. 4 Position tracking of quad-rotor track

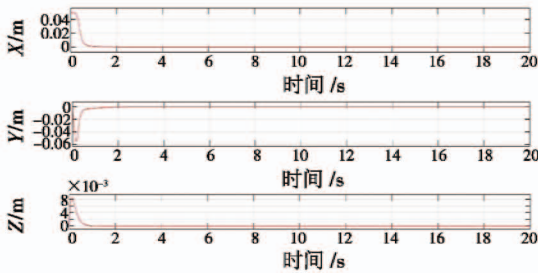


图5 3个位移方向的轨迹跟踪误差

Fig. 5 Trajectory tracking error in three displacement directions

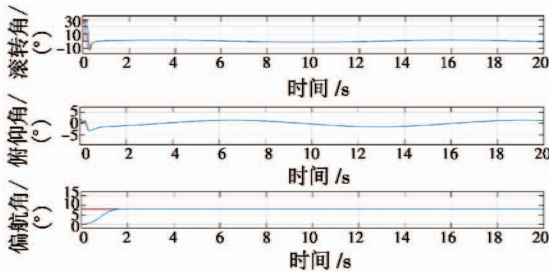


图6 3个姿态角跟踪轨迹

Fig. 6 Tracking trajectories of three attitude angles

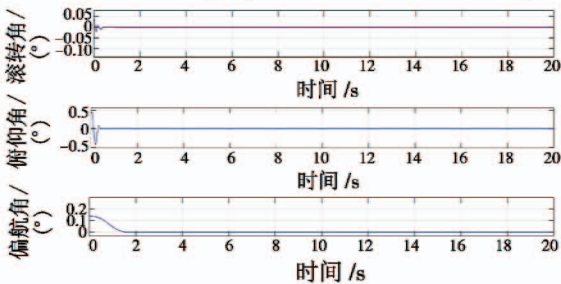


图7 3个姿态角的轨迹跟踪误差

Fig. 7 Trajectory tracking error of three attitude angles

图4为四旋翼飞行器三维空间的轨迹跟踪,由图4可知,四旋翼飞行器能够比较快地跟踪期望轨迹。图5为3个方向的轨迹跟踪误差图,x,y和z3个方向

的跟踪误差在短时间内能基本趋于零,说明了基于IBS和LADRC的结合控制器不仅能够在较短时间内跟踪目标轨迹,并且具有很好的稳定性。图6为3个姿态角的跟踪轨迹,蓝线为实际跟踪曲线,红线为期望曲线。图6、图7分别为3个姿态角的跟踪轨迹和轨迹跟踪误差,可以看出,LADRC对3个姿态角的跟踪效果显著。从图7中可以看出3个姿态角曲线不会受彼此影响并跟踪上期望曲线,验证了LADRC控制器的解耦作用。综上所述,基于IBS和LADRC的结合控制器具有高精度的跟踪效果。

### 4 结论

本文基于IBS和LADRC实现了四旋翼飞行器的轨迹跟踪控制。由于四旋翼是一个输出比输入多两个的欠驱动系统,并且3个姿态角会相互影响,具有耦合性。本文将整个控制分为两个控制环节:外环位置控制采用了IBS控制方法;将LADRC应用于内环姿态控制,利用LESO对系统模型耦合进行观测,并设计线性控制率实现了内环解耦控制,得到4个控制输入并用来控制四旋翼。最后,仿真结果表明,基于IBS和LADRC设计的控制器能够实现四旋翼飞行器的位置跟踪,具有较好的控制精度。

### 参考文献

- [1] 刘成忠,尹维青,涂春根,等. 菲律宾吕宋岛红土型镍矿地质特征及勘查开发进展[J]. 江西有色金属, 2009, 23(2):3-6.
- [2] 郑明贵,陈艳红. 世界稀土资源供需现状与中国产业政策研究[J]. 有色金属科学与工程, 2012, 3(4):70-74.
- [3] JAFARI H, ZAREH M, ROSHANIAN J, et al. An optimal guidance law applied to quadrotor using LQR method[J]. Transactions of the Japan Society for Aeronautical & Space Sciences, 2010, 53(179):32-39.
- [4] MOKHTARI A, BENALLEGUE A, BELAIDI A. Polynomial linear quadratic Gaussian and sliding mode observer for a quadrotor unmanned aerial vehicle[J]. Journal of Robotics and Mechatronics, 2005, 17(4):483-495.
- [5] GUERRERO-CASTELLANOS J F, TÉLLEZ-GUZMÁN J J, DURAND S, et al. Event-triggered nonlinear control for attitude stabilization of a quadrotor [C]//International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), IEEE, 2013:584-591.
- [6] ZHAO S L, AN H L, ZHANG D B, et al. A new feedback linearization LQR control for attitude of quadrotor[C]//The 13th International Conference on Control Automation Robotics & Vision (ICARCV), IEEE, 2014:1593-1597.

- [4] MURPHY-CHUTORIAN E, TRIVEDI M M. Head pose estimation in computer vision: a survey[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2009, 31(4):607-626.
- [5] 王超,魏生民,周继红,等. 视频图像技术在头部位置跟踪上的应用研究[J]. 现代制造工程,2008(2):111-115.
- [6] 周维,许海霞. 一种摄像机姿态估计方法[J]. 系统仿真学报,2011, 23(12):2582-2587.
- [7] 李书杰,刘晓平. 摄像机位姿的高精度快速求解[J]. 中国图象图形学报,2014, 19(1):20-27.
- [8] 杨森,吴福朝. 摄像机位姿的加权线性算法[J]. 软件学报,2011, 22(10):2476-2487.
- [9] 岳晓奎,武媛媛,吴侃之. 基于视觉信息的航天器位姿估计迭代算法[J]. 西北工业大学学报,2011, 29(4):559-563.
- [10] 郭军,董新民,王龙. 综合重构与正交迭代位姿估计算法[J]. 应用科学学报,2011, 29(6):577-584.
- [11] ABDEL-AZIZ Y I, KARARA H M, HAUCK M. Direct linear transformation from comparator coordinates into object space coordinates in close-range photogrammetry[J]. Photogrammetric Engineering & Remote Sensing, 2015, 81(2):103-107.
- [12] LEPETIT V, MORENO-NOGUER F, FUA P. EPnP: an accurate  $O(n)$  solution to the PnP problem[J]. International Journal of Computer Vision, 2009, 81(2):155-166.
- [13] LU C P, HAGER G D, MJOLSNES E. Fast and globally convergent pose estimation from video images[J]. IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence, 2000, 22(6):610-622.

(上接第 33 页)

- [11] 刘红光,顾彬彬,邱峰,等. 7.50R20 14PR PW02 型轮胎侧偏刚度的试验与拟合[J]. 拖拉机与农用运输车,2009, 36(5):63-65.
- [12] 隋福成,陆华. 飞机起落架缓冲器数学模型研究[J]. 飞机设计,2001, 6(2):44-51.
- [13] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [14] 空军第八研究所,航空工业部六三〇所. GJB185-86 有人驾驶飞机(固定翼)飞行品质[S]. 北京:总装备部军标出版发行部,1986.

(上接第 69 页)

- [7] 赵元伟,卢京朝. 四旋翼飞行器的建模及基于反步法的控制[J]. 科学技术与工程,2013, 13(34):10425-10430.
- [8] 周克良,李德福,聂丛楠,等. 基于可变论域模糊 PID 的汽车烘房温控系统[J]. 江西理工大学学报,2017, 38(3):68-74.
- [9] JIA Z Y, YU J Q, MEI Y S, et al. Integral backstepping sliding mode control for quadrotor helicopter under external uncertain disturbances[J]. Aerospace Science and Technology, 2017, 68:299-307.
- [10] YOUNES Y A, DRAK A, NOURA H, et al. Quadrotor position control using cascaded adaptive integral backstepping controllers[C]//Applied Mechanics & Materials, 2014:98-106.
- [11] 甄红涛,齐晓慧,夏明旗,等. 四旋翼无人机块控反步姿态控制器设计[J]. 电光与控制,2013, 20(10):87-91.
- [12] 王大伟,高席丰. 四旋翼无人机滑模轨迹跟踪控制器设计[J]. 电光与控制,2016, 23(7):55-58.
- [13] MNASRI C, GASMI M. LMI-based adaptive fuzzy integral sliding mode control of mismatched uncertain systems[J]. International Journal of Applied Mathematics and Computer Science, 2011, 21(4):605-615.
- [14] 侯明冬,刘金琨,田杰. 欠驱动四旋翼飞行器全局轨迹跟踪滑模控制[J]. 控制工程,2016, 23(6):928-932.
- [15] 窦立谦,芦飞. 基于 ESO 和反步法的四旋翼飞行器轨迹跟踪控制[J]. 天津大学学报:自然科学与工程技术版,2017, 50(5):500-506.
- [16] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. 控制与决策, 1998, 13(1):19-23.
- [17] 王俊生,马宏绪,蔡文澜,等. 基于 ADRC 的小型四旋翼无人直升机控制方法研究[J]. 弹箭与制导学报, 2008, 28(3):31-34.
- [18] 刘一莎,杨晟萱,王伟. 四旋翼飞行器的自抗扰飞行控制方法[J]. 控制理论与应用,2015, 32(10):1-10.
- [19] 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.
- [20] SALAZAR-CRUZ S, ESCARENO J, LARA D, et al. Embedded control system for a four-rotor UAV[J]. International Journal of Adaptive Control and Signal Processing, 2007, 21(2/3):189-204.
- [21] 邵立伟,廖晓钟,夏元清,等. 三阶离散扩张状态观测器的稳定性分析及其综合[J]. 信息与控制,2008, 37(2):135-139.