

基于前馈 PID 和 LADRC 串级控制的四旋翼导航方法^①

马娅婕^② 刘国庆 卢少武

(武汉科技大学冶金自动化与检测技术教育部工程研究中心 武汉 430081)

摘要 为了改善四旋翼的航线跟踪能力,提出一种基于前馈比例积分微分(PID)和线性自抗扰控制(LADRC)的四旋翼导航算法。该算法建立导航坐标系并将无人机导航分解为航向角、航向速度和偏航位置控制,并采用串级控制提高控制精度,针对系统模型有扰动和有耦合的环节采用 LADRC 控制,并针对曲线航线的航线跟踪有误差,位置环采用前馈 PID 控制。仿真和实验结果表明,基于前馈 PID 和 LADRC 的串级控制算法相对串级 PID 控制算法,能消除曲线导航的跟踪误差,降低位置控制误差对曲线跟踪的影响,并有更强的抗干扰能力。

关键词 四旋翼无人机, 航线跟踪, 串级控制, 前馈比例积分微分(PID), 线性自抗扰控制(LADRC)

0 引言

四旋翼无人机由于其体积小、结构简单、控制灵活等优势在民用、商用甚至军用等领域得到了快速发展。由于应用环境的复杂性和对工作效率的要求,传统的遥控方式已经难以满足用户对无人机的需求。自主导航作为四旋翼智能化的基础,得到了充分重视和快速发展。

四旋翼导航的基本任务是确定无人机在空间中的精确位置,并按照预定轨迹飞行。目前国内外轨迹跟踪控制方法有比例积分微分(proportional integral derivative, PID)控制、滑模控制、非线性 H_∞ 、自抗扰控制等方法。Madani 和 Benallegue^[1]提出一种基于反步算法的四旋翼滑模控制方法,将整个系统分为 3 个部分,运用该算法可以实现无人机的航迹跟踪和偏航角度控制。Raffo 等人^[2]将无人机系统分为姿态环和位置环,分别采用 H_∞ 控制器和基于积分作用的反步法控制这两个环,仿真结果证明了

该方法确实有效。Liu 等人^[3]将无人机系统分为 3 个环,除了姿态环和位置环之外还设计了一个鲁棒补偿回路,设计分散鲁棒控制器实现了无人机的良好控制和轨迹跟踪。有学者采用改进 PID 控制^[4,6],并结合串级 PID 控制研究了无人机的姿态、速度和位置控制,实现了直线航线的跟踪。此外,还有学者分别采用基于模糊逻辑的自整定 PID^[7,8],基于非线性预测控制(nonlinear model predictive control, NMPC)的 PID 控制^[9]和非线性鲁棒 H_∞ PID 控制器^[10]实现了无人机的轨迹跟踪。文献[1-3]提到的算法固然控制性能优越,但是对于模型精度要求较高,工程上实现难度较大。文献[4-7]对 PID 算法进行改进实现了直线航线的跟踪。文献[8-10]算法能够得到在不同工况的最优 PID 参数。但是上述算法本质上依旧是线性系统的反馈控制,无法解决系统耦合问题。

为了改善四旋翼的航线跟踪能力,提高导航过程的可控性,提高四旋翼系统控制精度和抗扰性能,本文在分析了 PID 和自抗扰控制(active disturbance

① 国家自然科学基金(51405349),湖北省自然科学基金面上项目(2016CFB463)和湖北省教育厅科研计划重点项目(D20151106)资助。

② 女,1974年生,博士,教授;研究方向:传感器网络及物联网研究;联系人,E-mail: mayajie@wust.edu.cn
(收稿日期:2018-07-01)

rejection control, ADRC) 的基础上, 提出一种基于前馈 PID-线性自抗扰控制 (linear active disturbance rejection control, LADRC) 的串级控制算法。

1 导航算法设计方案与原理

1.1 自主导航方案的提出

无人机在航点间飞行时, 很容易受到外界环境的影响。当无人机遇到与航向角方向一致的外界干扰 (如风) 时, 可以通过及时调整航行速度消除干扰, 但是当外界干扰方向与航行方向不一致时, 可以将干扰分解为航向干扰和偏航干扰 (垂直于航向的干扰), 由于偏航干扰的存在, 导致无人机偏离航线。而且当给定航线不为直线时, 采用传统的串级 PID 控制进行航线跟踪时必然有误差。这两种情况都能导致航线跟踪不精确。

针对这种情况, 本文采用基于航向角、航向速度和位置控制的无人机导航。航线飞行时航向角由给定航点确定并保持不变, 航向速度设为合适的定值或者设定在合适的范围内, 以便控制导航时间, 航线的跟踪通过控制偏航位置实现, 并采用基于前馈 PID 和 LADRC 的串级控制。这种算法能够改善四旋翼无人机航线跟踪能力并提高系统的抗扰能力。控制方案如图 1 所示。

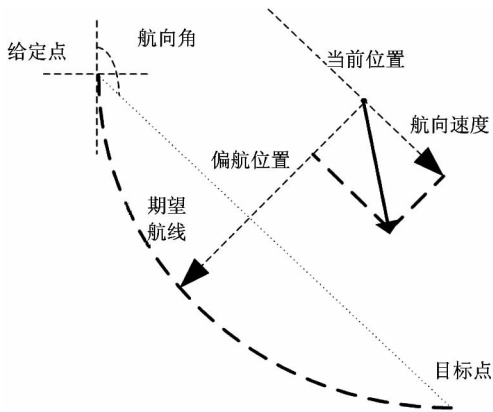


图 1 无人机导航控制方案

1.2 导航坐标系和控制量解析

无人机导航是按照要求的精度、速度沿着指定的航线正确地引导无人机到达目标点^[11,12]。因此要使无人机高效地完成导航任务, 不仅要知道起始

点、目标点, 还要知道无人机的实时位置、航行速度、航向等。为了更好地控制无人机, 需建立导航坐标系。

航点间进行航线飞行时, 系统给出出发点和目标点, 并建立导航坐标系 (坐标系简称 N 系), 进行数据处理。坐标系建立是以出发点为坐标原点, 出发点到目标点方向为 x 轴正方向, y 轴垂直于 x 轴, 具体方向如图 2 所示。

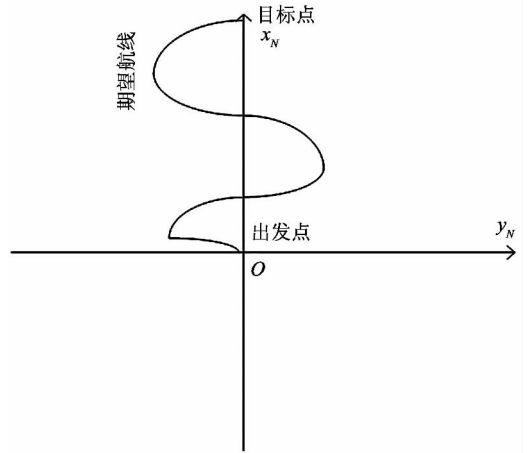


图 2 导航坐标系 N

无人机的实时数据获取由惯导的传感器和 GPS 共同完成。首先进行坐标转换, 将 GPS 获取到的实时位置和速度信息转换到导航坐标系中去。其次将 GPS 获取到的经纬度信息经过高斯投影转换到高斯平面坐标系中 (坐标系简称 G 系)。然后如图 3 所

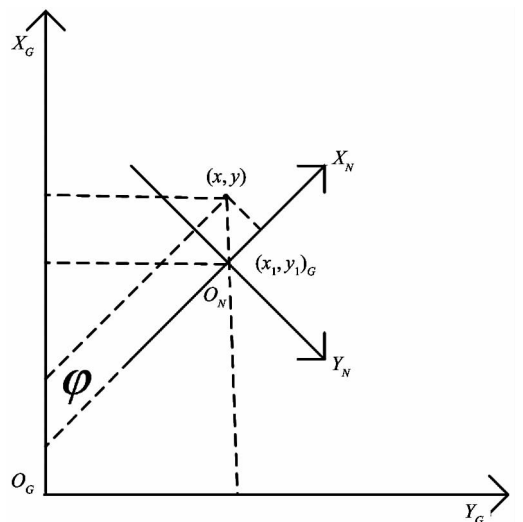


图 3 坐标转换

示进行高斯平面坐标系到导航坐标系的转换。转换公式为

$$\begin{bmatrix} x \\ y \end{bmatrix}_N = \begin{bmatrix} x - x_1 \\ y - y_1 \end{bmatrix}_G \cdot \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi \\ -\sin\varphi & \cos\varphi \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中, φ 为航向角, 假设航向角误差可忽略不计, 即无人机航向角始终指向导航系 X 轴, $(x_1, y_1)_G$ 为出发点在高斯系中的坐标, 即 $(0, 0)_N$ 。

本文前期成果中利用 4 元数解算得到无人机姿态角以实现无人机的姿态解算^[13], 而无人机的航向就通过控制航向角完成; 无人机的位置信息的获取由 GPS 和加速度计进行互补滤波融合得到(由课题组另一成员完成), GPS 的更新速率比加速度计慢得多, 所以在 GPS 数据获取的真空期, 采用式(2)推算无人机实时位置和速度。

$$\begin{aligned} v &= v_0 + a \cdot t \\ s &= s_0 + v_0 \cdot t + \frac{1}{2} \cdot a \cdot t^2 \end{aligned} \quad (2)$$

(2) 当 GPS 数据更新时, 采用推算数据和 GPS 数据做互补滤波作为 GPS 下一真空期初始值。

传统的导航系为当地东北天坐标系(整个坐标系与 G 系平行, 简称 E 系), 获取位置信息时需要对加速度数据进行坐标转换, 转换到 E 系之后再做式(2)的位置推算。而采用 N 系作为导航坐标系时, 获取位置信息只需要对 GPS 数据进行坐标转换, 转换到 N 系之后再做式(2)的位置推算。而加速度数据的更新速率远大于 GPS 数据的更新速率, 因此采用 N 系作为导航坐标系时, 能够降低控制系统的计算量, 提高系统的反应速度。

期望航线根据任务要求给定, 通过控制航向角, 航向速度和偏航位移实现航线跟踪。航向角的控制量由航点确定, 从出发点指向目标点, 航向速度的控制量可设定为固定值或者范围量; 偏航位移的控制量通过航向位置确定 $y = f(x)$ 。每次进行导航时都会进行新的坐标系建立和数据解算, 这样每次导航只需要控制航向角、航向速度和偏航位移即可。而由于偏航位移的控制量由航向位置和航向速度以及控制周期确定, 从而航向位移或者航向速度不会对轨迹跟踪的精度产生影响。

本文的研发平台为用于灾后搜救的无人机。

2 导航系统设计

无人机导航的本质就是对角度、速度和位置的控制, 归根结底是对 3 个姿态角的控制。其中航向的控制是对航向角的控制, 速度和位置的控制是对横滚角和俯仰角的控制。由于四旋翼的建模存在误差且有耦合环节, LADRC 具有天然解耦性且抗扰能力优于 PID 控制, 因此在建模存在误差或者有耦合的环节采用 LADRC 控制, 提出基于前馈 PID 和 LADRC 的串级控制, 实现无人机的稳定控制。系统设计主要分为以下 3 个方面: 系统建模、控制律设计和仿真验证。

2.1 系统建模

PID 控制需要系统的大致模型: 系统模型越准确, PID 参数整定越快, 但是系统模型很难准确得到, 因此得到大致的系统模型有助于 PID 的参数整定。

2.1.1 姿态角环节建模

首先建立四旋翼无人机的角度环动力学模型, 由于研发平台为用于进行灾后搜索的四旋翼无人机, 控制电机为无刷直流电机, 为保证建立的数学模型不失一般性, 假设平台具有以下特点:

- (1) 旋翼均匀对称, 可视为对称刚体。
- (2) 电机转速与输入电压呈线性关系。
- (3) 无人机的质心与坐标系的原点重合。
- (4) 飞行速度较低, 可忽略空气阻力。

下面进行姿态角建模, 选择悬停状态下对模型进行动力学和运动学分析, 受力情况如图 4 所示。

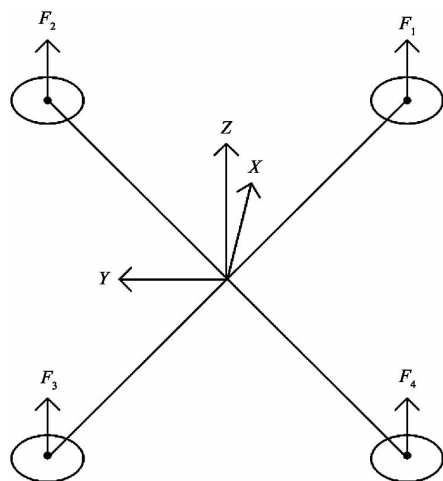


图 4 无人机结构及机体坐标系

运用 LADRC 的天然解耦性将风扰、风阻、各通道耦合等因素视为系统内扰,由控制器线性扩张状态观测器(linear extended state observer, LESO)补偿。得到无人机在地理坐标系中的旋转角位移运动方程为^[14]:

$$\begin{cases} \ddot{\gamma} = \frac{2d(F_1 - F_2)}{I_x} + f_\gamma(\cdot) \\ \ddot{\theta} = \frac{2d(F_2 - F_3)}{I_y} + f_\theta(\cdot) \\ \ddot{\varphi} = \frac{d(F_1 - F_2 + F_3 - F_4)}{I_z} + f_\varphi(\cdot) \end{cases} \quad (3)$$

式中, φ 为航向角, θ 为俯仰角, γ 为横滚角, d 为螺旋桨到无人机质心的距离, I_x, I_y, I_z 为三轴上的转动惯量, F 为各轴产生的升力, $f(\cdot)$ 为模型扰动总和。

忽略模型扰动,将上述非线性模型线性化求解状态空间模型^[15]。引入控制量 U :

$$U = \begin{bmatrix} U_1 \\ U_2 \\ U_3 \\ U_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ 2(F_1 - F_2) \\ 2(F_2 - F_3) \\ F_1 - F_2 + F_3 - F_4 \end{bmatrix} \quad (4)$$

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX + DU \end{cases} \quad (5)$$

其中, $X = [\dot{\gamma} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\varphi} \quad \gamma \quad \theta \quad \varphi]^T$, $Y = [\gamma \quad \theta \quad \varphi]^T$ 。

将状态空间方程拉氏变换后得到系统的传递函数为:

$$G_I(s) = C(sI - A)^{-1}D \quad (6)$$

将计算求得的 $ABCD$ 代入式(6)得:

$$G_I(s) = \begin{bmatrix} 0 & \frac{d}{s^2 I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{d}{s^2 I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{d}{s^2 I_z} \end{bmatrix} \quad (7)$$

控制系统的动力是由电机转动带动桨叶产生的,而电机转动由脉冲宽度调制(pulse width modulation, PWM)电压信号控制,由电机的电枢回路电压平衡方程(电机电感系数很小可忽略)得电机转矩的传递函数为

$$G_{II}(s) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{k}{\tau s + 1} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{k}{\tau s + 1} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{k}{\tau s + 1} \end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, τ 为机电时间常数, k 为电磁时间常数。

两式相乘得系统的传递函数为:

$$G(s) = \begin{bmatrix} \frac{dk}{s^2 I_x (\tau s + 1)} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{dk}{s^2 I_y (\tau s + 1)} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{dk}{s^2 I_z (\tau s + 1)} \end{bmatrix} \quad (9)$$

代入平台参数^[16],如表 1 所示,横滚和俯仰通道的传递函数为

$$G_{\gamma\theta} = \frac{24.55}{s(s^2 + 4.715s)} \quad (10)$$

表 1 四旋翼参数

参数	数值
d	0.165 m
k	1.43×10^{-4}
τ	0.212
I_x	$4.5 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
I_y	$4.5 \times 10^{-3} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$
I_z	$1.24 \times 10^{-2} \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

通常角度和角度变化率之间是微分关系,结合参数得到角度到角度变化率的传递函数为

$$G_2 = \frac{1}{s} \quad (11)$$

那么角度变化速度环节的传递函数为

$$G_1 = \frac{24.55}{s^2 + 4.715s} \quad (12)$$

2.1.2 速度环和位置环建模

当航向角固定为期望值且无人机定高飞行时,受到空气阻力影响,无人机在航向和偏航方向动力方程为^[17]

$$ma = mg\theta - k_p v \quad (13)$$

式中, m 为无人机总质量, a 为无人机加速度, g 为重力加速度, θ 为横滚角度, v 为无人机航向或偏航速度, k_f 为空气阻力系数, 而速度和加速度之间是简单的微分关系。那么速度环的传递函数为

$$G_3 = \frac{\varphi(s)}{v(s)} \frac{mg}{ms + k_f} \quad (14)$$

该环节采用 LADRC 控制, 将无人机升力影响和空气阻力视为系统内扰得速度环传递函数

$$G_3 = \frac{g}{s} \quad (15)$$

经过角度弧度转化得到速度环模型为

$$G_3 = \frac{0.175}{s} \quad (16)$$

由于位置和速度之间是单纯的微分关系, 从而位置到速度的传递函数为 G_4 。

$$G_4 = \frac{1}{s} \quad (17)$$

2.2 控制律设计

控制采用串级控制。串级控制相对于单环控制有更好的优越性。串级控制不仅具有更高的控制精度, 而且内环的惯性由内环进行调节能够提高整个系统的响应速度; 副回路中的参数变化或者副回路受到干扰, 由副回路对其进行控制, 对整个系统的影响大为减弱, 提高了整个系统的抗干扰能力。

2.2.1 PID 控制和前馈控制

实际工程中, 应用最广泛的控制器为比例积分微分控制器, 简称 PID 控制^[18]。它因结构简单、稳定性好、工作可靠、调整方便成为工程中最常用的控制器之一。

在高精度的控制中, 前馈控制可以用来提高系统的跟踪性能。经典控制理论中的前馈控制是基于复合控制思想, 当闭环系统为连续系统时, 使前馈环节与闭环系统的传递函数之积为 1, 从而实现输出完全复现输入。前馈 PID 控制框图如图 5 所示。

2.2.2 LADRC 控制

近年来, 学术界涌现出很多控制效果优越的控制算法, 但是对于控制系统的建模精度要求较高, 工程上很难实现; 传统的 PID 控制面临耦合系统时, 难以发挥其作用。韩京清^[19]提出的自抗扰控制 (ADRC) 为解决现代控制问题指明方向。

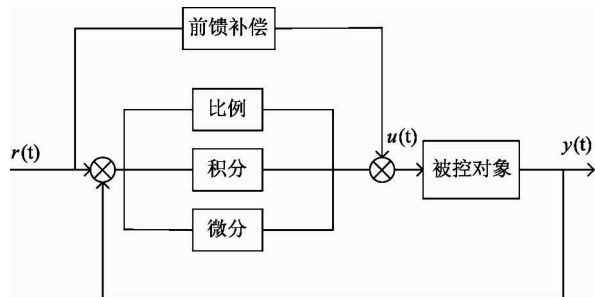


图 5 前馈 PID 控制框图

ADRC 控制器主要由 3 部分组成: 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 (nonlinear state error feedback, NLSEF)。控制器通过 TD 合理提取微分信号, 通过 NLSEF 得到合适的非线性误差反馈组合, 通过 ESO 进行扰动估计补偿。其中 ESO 是 ADRC 的核心部分, 通过输入-输出信息对对象状态信息和“作用于对象的扰动总和的实时作用量”进行估计。但是由于 ADRC 的参数较多, 而且没有行之有效的整定方法, 高志强教授对 ADRC 进行了线性化, 提出了线性自抗扰控制 (LADRC) 技术^[20]。

LADRC 控制将 ADRC 中的 ESO 和 NLSEF 线性化。从而通过带宽确定线性状态误差反馈 (linear state error feedback, LSEF) 和线性扩张状态观测器 (LESO) 参数, 减少了控制器参数。LADRC 结构原理图如图 6 所示。

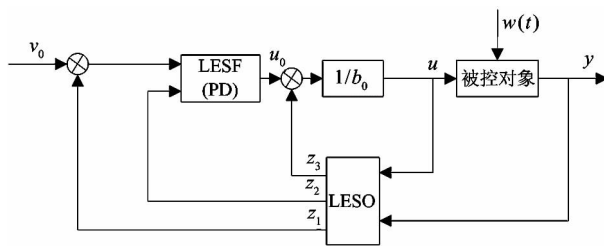


图 6 LADRC 控制原理框图

LADRC 的设计主要集中在 LESO 的设计。四旋翼系统的部分信息可以获得, 采用模型辅助的 LESO。以二阶系统为例:

$$\ddot{y} = -a_1 \dot{y} - a_0 y + \omega + bu \quad (18)$$

式中, a_1 、 a_0 已知, b 部分已知, 已知部分为 b_0 , ω 未知, 则系统又可表示为

$$\ddot{y} = -a_1\dot{y} - a_0y + \omega + b_0u + f \quad (19)$$

其中, f 为实际未知的总扰动。

选取状态变量 $x_1 = y, x_2 = \dot{y}, x_3 = -a_1\dot{y} - a_0y + f$ 得控制对象转化为连续的扩张状态空间描述:

$$\begin{cases} \dot{x} = Ax + Bu + Ef \\ y = Cx \end{cases} \quad (20)$$

$$\text{其中, } A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -a_0 & -a_1 \end{bmatrix}, B = \begin{bmatrix} 0 \\ b_0 \\ -a_1b_0 \end{bmatrix}, E =$$

$$\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}, C = [1 \ 0 \ 0]. \text{ 那么模型辅助的 LESO 表达}$$

式为

$$\begin{cases} \dot{z} = [A - LC]z + [B \ L]u_c \\ y_c = z \end{cases} \quad (21)$$

式中, $u_c = [u \ y]^T$ 是组合输入, y_c 是输出, L 为需

要设计的观测器增益矩阵。

常用的整定方法将观测器特征方程的极点放在同一位置 ω_0 上, 令

$$\lambda(s) = |sI - (A - LC)| = (s + \omega_0)^3 \quad (22)$$

控制器带宽 ω_c 决定了系统的响应速度, 观测器带宽决定 LESO 的跟踪速度, 通常对于大部分工程对象, 采用:

$$\omega_0 = (3 - 5)\omega_c \quad (23)$$

进行参数整定。

2.2.3 控制率设计

在建模过程中, 由于忽略风扰、风阻、各通道耦合等, 角度变化速度环节和速度环节模型存在误差, 故此环节采用 LADRC 控制, 位置环和角度环采用 PID 控制(一般为 PD 控制), 针对曲线航线跟踪, 位置环采用前馈 PID 控制。导航系统控制率设计如图 7 所示。

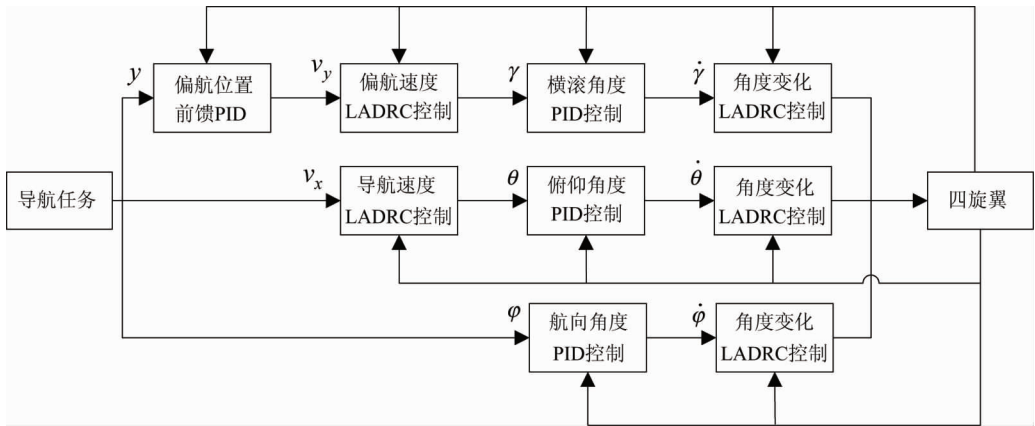


图 7 无人机导航控制框图

2.3 仿真实验

以偏航位置控制为例验证提出的基于前馈 PID 和 LADRC 的串级控制算法的性能。假设由于耦合和扰动导致模型变化, 设置角度变化环节和速度环传递函数随时间变化, 并给定外界干扰, 验证在该环节分别采用 LADRC 和 PID 控制的串级控制的性能。

首先验证角度变化环节 LADRC 与 PID 的性能, 以位置控制的内环(横滚角度变化环节)为控制对象。假设在 20 s 内, 由于系统扰动影响, 被控对象每 5 s 发生变化:

$$\frac{24.55 \times 1.25}{(s + 4.715)(s + 1)} - \frac{24.55 \times 1.5}{(s + 4.715)(s + 5)} - \frac{24.55 \times 2}{(s + 4.715)(s + 20)}$$

设置角度变化环节外界干扰为 0.5。

两控制器参数整定结果分别为: (1) PID: $P = 6, D = 0.6$; (2) LADRC: $\omega_c = 10, \omega_0 = 40$ 。

仿真结果如图 8 所示, 图中点虚线为期望输出, 实线为 PID 控制响应, 线虚线为 LADRC 控制响应(下同)。系统模型没有变化时, LADRC 和 PID 控制效果不相上下, 但是随着系统变化和外界扰动的

产生,且扰动超过控制器能调节的范围时,PID 控制会有愈来愈大的静态误差,而 LADRC 可以在短时间内消除误差并恢复稳定。由此得到,LADRC 的抗

干扰能力要强于 PID 控制。

验证角度控制的效果,对比验证 PID-LADRC 控制和串级 PID 控制。角度变化环节的设置与上同。

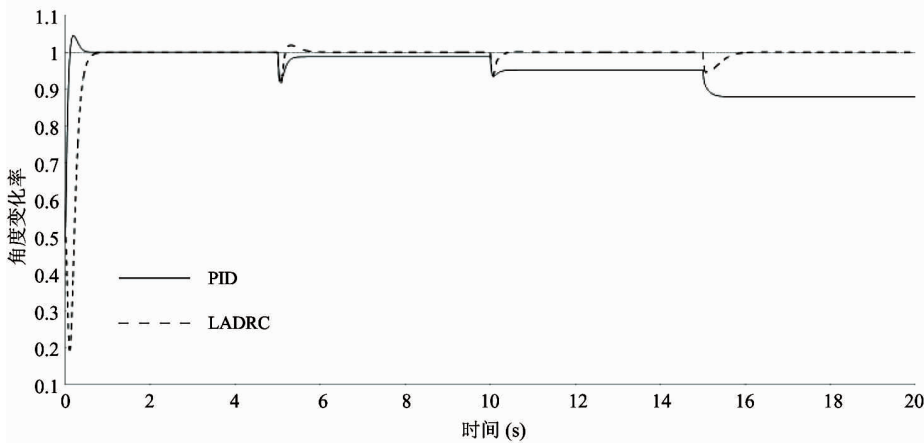


图8 角度变化控制 LADRC 与 PID 性能对比

角度环的 PID 参数整定分别为:(1) PID-LADRC: $P = 4.7, D = 0.6$; (2)串级 PID: $P = 8.5, D = 0.4$ 。仿真结果如图 9 所示,图中虚线所示为 PID-LADRC 控制,实线为串级 PID 控制。采用的串

级控制会削弱内环干扰,但是当系统变化和有外界扰动时,串级 PID 控制无法消除静态误差,而 PID-LADRC 仍然能够在短时间内消除误差并恢复稳定。

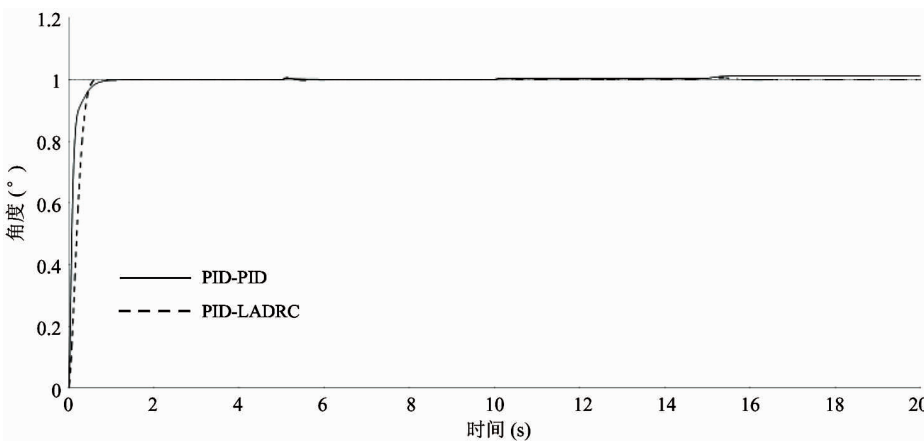


图9 角度控制结果对比

验证速度控制的效果,假设在 20 s 内,由于系统扰动,速度环被控对象每 5 s 发生变化:

$$\frac{0.175}{s + 0.1} - \frac{0.175}{s + 1} - \frac{0.175}{s + 10}$$

并设置速度环外界干扰为 0.5。

由于基于 PID-LADRC 的角度控制控制器的效果优于串级 PID 控制,所以内环采用 PID-LADRC 控制,控制参数与上同,主要验证速度环分别采用 PID 和 LADRC 的控制效果。两控制器参数整定分别

为:(1)PID: $P = 15, D = 1$; (2)LADRC: $\omega_c = 3.5, \omega_0 = 14$ 。仿真结果如图 10 所示。速度环的控制采用 PID 控制虽然也能达到稳定,但是当系统内扰足够大时,PID 控制无法消除稳态误差,无法实现速度的精确控制,而基于 LADRC 的速度环控制可以在短时间内消除误差并恢复稳定。

验证位置控制的效果,采用串级控制,位置环作为外环采用 PID 控制,对比验证其内环速度环控制分别采用 PID 控制和 LADRC 控制的效果。

位置环 PID 参数整定分别为 $P = 4, D = 0.4$ 。首先验证基于直线航线导航的位置控制,即给定阶跃信号。仿真结果如图 11 所示。由图可得,基于 PID-PID-PID-LADRC 的控制

者内外扰动时,静态误差无法消除,无法满足位置控制的高精度要求,而当采用基于 PID-LADRC-PID-LADRC 的控制时,系统可在短时间内消除误差,并恢复稳定。

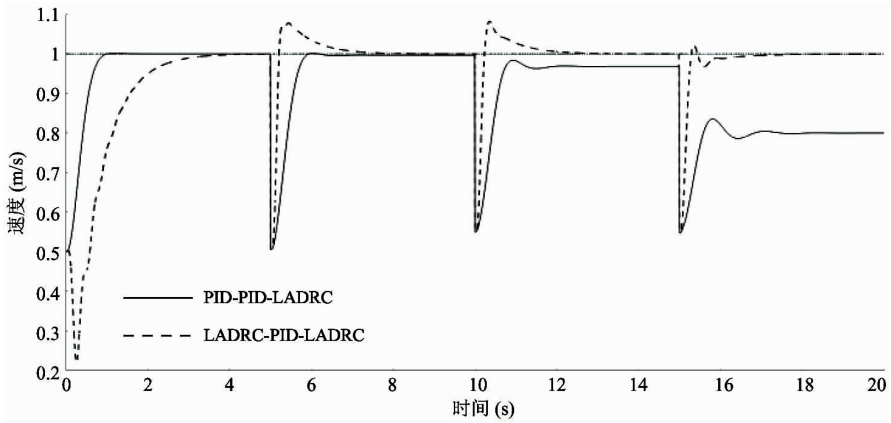


图 10 速度控制结果对比

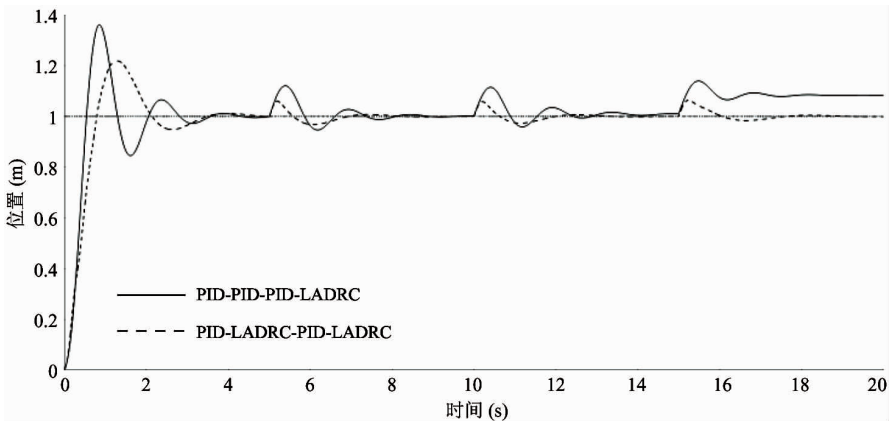


图 11 直线航线位置控制结果对比

验证基于曲线航线的位置控制,以正弦曲线为例。仿真结果如图 12 所示。两种控制器都不能零

误差跟踪给定航线,都存在静态误差。针对曲线航线引入前馈控制,即位置控制采用前馈 PID 控制,验

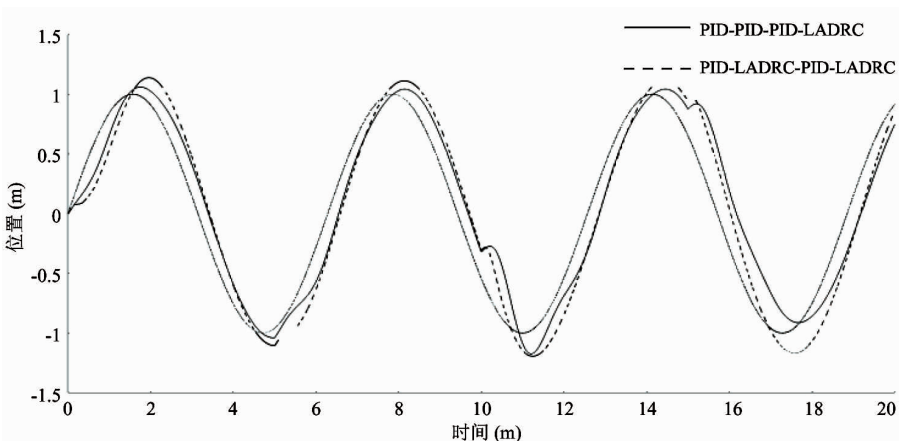


图 12 曲线航线位置控制结果对比

证其性能。仿真结果如图 13 所示。引入前馈控制的控制器,跟踪性能极大改善,基于前馈 PID-

LADRC-PID-LADRC 的控制器能够精确追踪曲线航线,实现无人机的曲线导航。

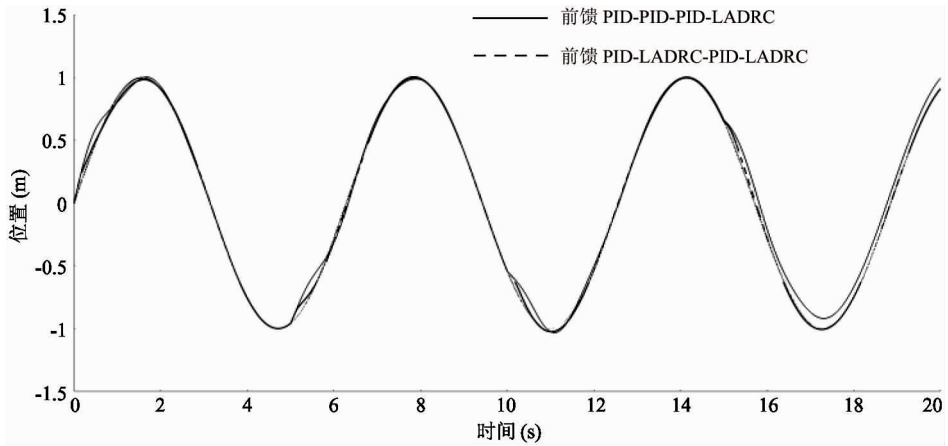


图 13 引入前馈控制的曲线航线位置控制结果对比

3 实验与验证

为了验证控制方法的有效性,本文在如图 14 所示的飞控平台上进行实验验证。飞控平台采用 STM32f407 芯片控制,通过内置 6 轴陀螺仪和加速度计 mpu6050 进行姿态解算,通过 M8N GPS 进行定位,与内置加速度计进行数据融合得到四旋翼实时速度和位置。



图 14 飞控平台实物图

rad,航向和偏航速度设为 0,即原地悬停。设定目标点阈值 3 m,当无人机到达目标点 3 m 内时,执行下一阶段任务。

整个任务过程分为两段,也构建了 2 次导航坐标系:第 1 次为航向角 180 rad 为 X 轴正向: $X_{N1} Y_{N1}$; 第 2 次为航向角 90 rad 为 X 轴正向: $X_{N2} Y_{N2}$, 如图 15 所示。

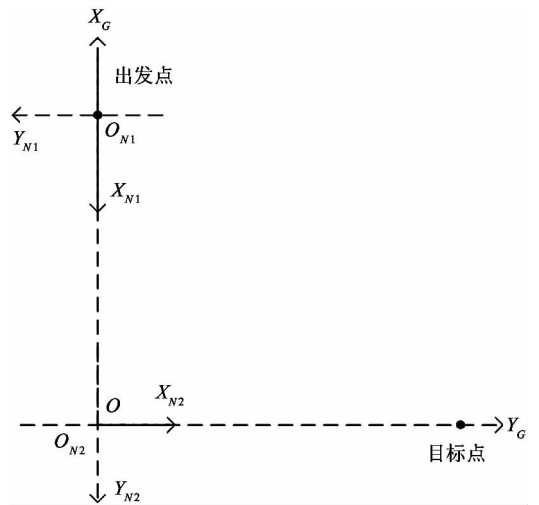


图 15 导航坐标系构建

四旋翼无人机在执行某次搜索任务时,假设以中间航点(东 114.363456,北 30.627348)为原点建立当地东北天坐标系,出发点位于该系(0,25,0.15)(单位:m,下同),中间航点为原点,目标点为(25,0,0.15),航向角初始值为 40.7 rad。为保证安全,已在程序中添加保护功能:航向角误差超过 5

导航模式之前无人机已处于定高模式,定高部分已经完成,采用超声波测距和双闭环 PID 完成^[13],定高高度为 0.15 m。实验结果如图 16 和 17 所示,图中实线为无人机实际航线,虚线为给定搜索路线,图中误差是由于 GPS 的测量误差造成的。无人机基本实现了快速、稳定的航线跟踪,飞行中偏航

误差可以控制在 0.5 m 内。

实验结果证明,该算法能够实现无人机的速度

控制和位置跟踪,通过与无人机航向角度控制相结合能够实现良好的无人机自主导航。

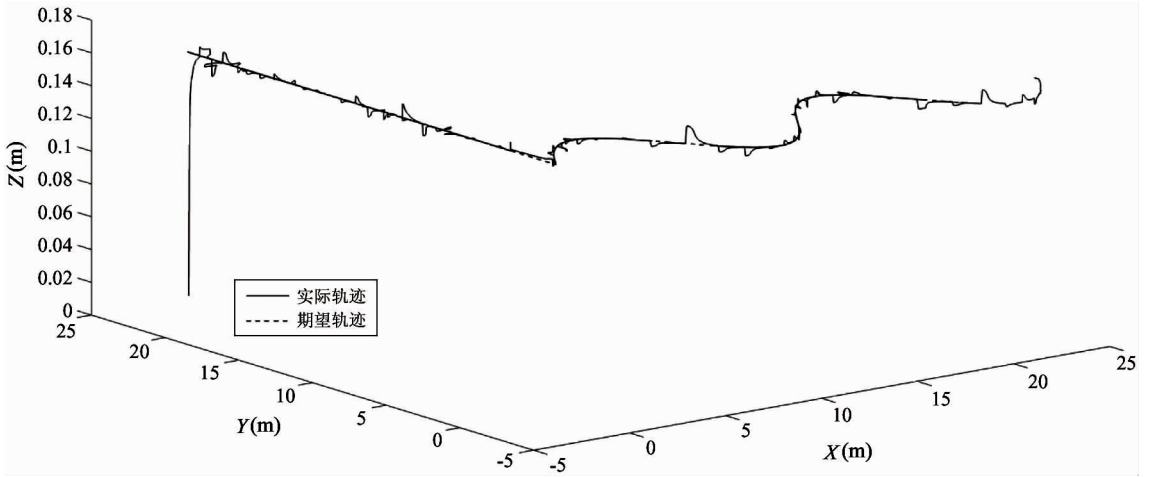


图 16 无人机导航三维轨迹图

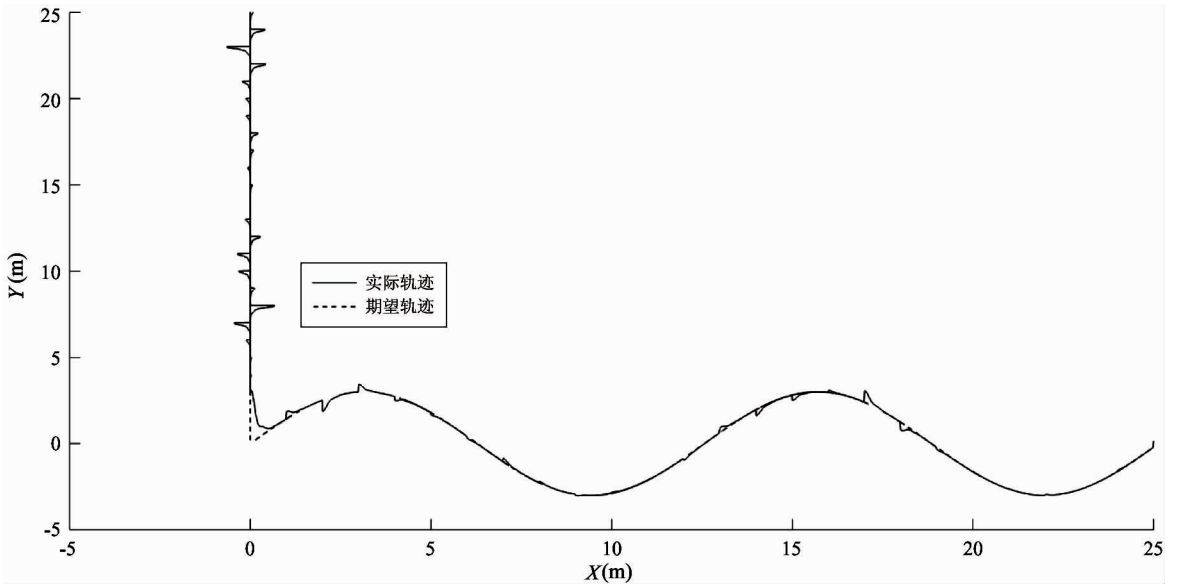


图 17 无人机导航平面轨迹图

4 结论

提出了一种基于航向角、航向速度和偏航位置控制的无人机导航方法,采用基于 PID 和 LADRC 串级控制的算法以实现四旋翼的航线跟踪,并提高其抗扰能力。针对曲线航线跟踪有误差提出了基于前馈 PID 位置控制的控制算法,将建立的四旋翼模型在 Matlab 进行仿真验证并进行实机验证,结果证明该控制方法能够提高导航过程的可控性,有效抵

抗干扰,改善航线跟踪性能,实现良好的无人机自主导航。应用该算法的四旋翼无人机能够在搜索任务中发挥作用。

参考文献

- [1] Madani T, Benallegue A. Backstepping sliding mode control applied to a miniature quadrotor flying robot [J]. *Conference of the Industrial Electronics Society*, 2006, 32 (11): 700-705
- [2] Raffo G V, Ortega M G, Rubio F R. Robust Nonlinear Control for Path Tracking of a Quad-Rotor Helicopter [M]. John Wiley & Sons, Inc. 2015. 3-10

- [3] Liu H, Li D, Zuo Z, et al. Robust Three-Loop Trajectory Tracking Control for Quadrotors With Multiple Uncertainties[J]. *Transactions on Industrial Electronics*, 2016, 63(4): 2263-2274
- [4] 许璟,蔡晨晓,李勇奇,等. 小型四旋翼无人机双闭环轨迹跟踪与控制[J]. *控制理论与应用*, 2015, 32(10):1335-1342
- [5] 刘建业,贾文峰,赖际洲,等. 微小型四旋翼无人机多信息非线性融合导航方法及实现[J]. *南京航空航天大学学报*, 2013, 45(5):575-582
- [6] 赵继. 基于运动捕捉系统的四旋翼无人机导航控制技术[D]. 南京:南京航空航天大学精密仪器及机械自动化学院, 2015. 34-50
- [7] Sangyam T, Laohapiengsak P, Chongcharoen W, et al. Path tracking of UAV using self-tuning PID controller based on fuzzy logic[C]. In: *Proceedings of the Sice Conference 2010*, Chiang Mai, Thailand, 2010. 1265-1269
- [8] Sangyam T, Laohapiengsak P, Chongcharoen W, et al. Autonomous path tracking and disturbance force rejection of UAV using fuzzy based auto-tuning PID controller[C]. In: *Proceedings of the International Conference on Electrical Engineering/Electronics Computer Telecommunications and Information Technology*, Chiang Mai, Thailand, 2010. 528-531
- [9] Tanveer M H, Hazry D, Ahmed S F, et al. NMPC-PID based control structure design for avoiding uncertainties in attitude and altitude tracking control of quadrotor (UAV)[C]. In: *Proceedings of the International Colloquium on Signal Processing & ITS Applications*, Kuala Lumpur, Malaysia, 2014. 117-122
- [10] Ortiz J P, Minchala L I, Reinoso M J. Nonlinear Robust H-Infinity PID Controller for the Multivariable System Quadrotor[J]. *Latin America Transactions*, 2016, 14(3):1176-1183
- [11] Chee K Y, Zhong Z W. Control, navigation and collision avoidance for an unmanned aerial vehicle[J]. *Sensors and Actuators A:Physical*, 2013, 190:66-76
- [12] 陈鹏震,吴怀宇,陈洋. 基于动态运动基元的微小型四旋翼无人机路径规划[J]. *高技术通讯*, 2016, 26(2):186-194
- [13] 马娅婕,彭攀来,刘国庆,等. 基于梯度下降法和双环PID的四旋翼无人机的研究与设计[J]. *现代电子技术*, 2017, 40(18):11-18
- [14] 吴成富,刘小齐. 四旋翼建模及其PID控制率设计[J]. *电子设计工程*, 2014, 20(16):68-70
- [15] Rotondo D, Cristofaro A, Johansen T A, et al. Diagnosis of icing and actuator faults in UAVs using LPV unknown input observers[J]. *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, 2017(6):1-15
- [16] 刘云平,陈城,吴洪涛,等. 涵道式无人机的悬停姿态控制与运动稳定性分析[J]. *高技术通讯*, 2016, 26(10):867-875
- [17] Yu H L, Beard R. A vision-based collision avoidance technique for micro air vehicles using local-level frame mapping and path planning[J]. *Autonomous Robots*, 2013, 34(1/2):93-109
- [18] 高俊,王鹏,侯中喜. 基于改进PID算法的无人机变速度控制[J]. *华中科技大学学报(自然科学版)*, 2015, 43(10):1-5
- [19] 韩京清. 自抗扰控制器及其应用[J]. *控制与决策*, 1998(1):19-23
- [20] 陈增强,程赟,孙明玮,等. 线性自抗扰控制理论及工程应用的若干进展[J]. *信息与控制*, 2017, 46(3):257-266

Quadrotor navigation method based on feedforward PID and LADRC cascade control

Ma Yajie, Liu Guoqing, Lu Shaowu

(Engineering Research Center For Metallurgical Automation and Measurement Technology of Ministry of Education, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081)

Abstract

To improve the tracking ability of quadrotor, a navigation algorithm based on feedforward proportional integral derivative control (PID) and linear active disturbance rejection control(LADRC) is proposed. The algorithm re-establishes the navigation coordinate system and decomposes the quadrotor navigation into course angle control, course speed control and yaw position control. And cascade control is used to improve the control accuracy; LADRC control is adopted for the system model which has perturbation and coupling; and feedforward PID control is employed to eliminate the error generated during tracking of curved routes. The simulation and experimental results indicate that the proposed algorithm can effectively eliminate the tracking error of curve navigation, reduce the impact of position control error on route tracking, and has stronger anti-interference ability compared with the traditional cascade PID control algorithm.

Key words: quadrotor, route tracking, cascade control, feedforward proportional integral derivative control (PID), linear active disturbance rejection control (LADRC)