

引用格式:刘苏漫,杨晓慧,李文明.四旋翼飞行器反步自适应PID控制[J].电光与控制,2019,26(2):76-79. LIU S M, YANG X H, LI W M. Inversion adaptive PID control for quadrotor air vehicles[J]. Electronics Optics & Control, 2019, 26(2):76-79.

四旋翼飞行器反步自适应PID控制

刘苏漫, 杨晓慧, 李文明
(长春理工大学, 长春 130022)

摘要:针对四旋翼姿态控制算法的优化问题,提出了一种基于反步自适应控制与经典PID控制相结合的优化控制算法。该组合算法是将由不同控制算法设计出的控制器结合使用,即将控制系统分为两个回路:姿态角及高度通道为内回路,平面通道 x 和 y 为外回路。仿真结果表明,反步自适应PID控制算法有着非常好的控制性能,与其他控制算法相比,在稳定性、响应、抗干扰性及精确度等方面都有较大的提高。

关键词:四旋翼飞行器; PID控制; 反步自适应控制; 反步自适应PID控制

中图分类号: TP273 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2019.02.016

Inversion Adaptive PID Control for Quadrotor Air Vehicles

LIU Su-man, YANG Xiao-hui, LI Wen-ming

(Changchun University of Science and Technology, Changchun 130022, China)

Abstract: An optimization control algorithm based on the combination of inversion adaptive control and classic PID control is proposed for the optimization of the quadrotor attitude control algorithm. The algorithm uses the controllers designed by different control algorithms in combination. The control system is divided into two loops: the attitude angle and height channel are inner loops, and the plane channels x and y are outer loops. The simulation results show that the inversion adaptive PID control algorithm has a very good control performance. Compared with other control algorithms, it has a great improvement on stability, response, anti-jamming ability and accuracy.

Key words: quadrotor air vehicle; PID control; inversion adaptive control; inversion adaptive PID control

0 引言

四旋翼飞行器作为多旋翼无人机的一种,凭借其机动性强、稳定性高、操作简单、可垂直起降等优势,在军用和民用领域备受青睐^[1]。四旋翼飞行器是具有6自由度和4控制量的强耦合、欠驱动的非线性控制系统。飞行器结构不同于传统的设计结构,其系统的建模比较复杂,为了提高系统的控制性能,对姿态控制算法的优化至关重要^[2]。

本文在前人对经典PID及反步自适应姿态控制算法研究的基础上,结合以往仿真结果分析,提出了一种将反步自适应融合算法与经典PID控制算法相结合的组合控制算法。不同于以往的算法融合,此次组合算法是将由不同控制算法设计出的控制器结合使用,以

达到更好的控制目的。

1 四旋翼飞行器姿态模型的建立

本文的四旋翼飞行器飞行模式选为十字模式。四旋翼飞行器的运动包含了3个轴向的线运动和绕3个轴向的角运动^[1]。为了方便确切地描述四旋翼飞行器的运动状态,本文建立两个坐标系,分别为地面坐标系 $E(OXYZ)$ 和机体坐标系 $B(oxyz)$ ^[3]。

x, y, z 分别表示 B 坐标系相对于 E 坐标系在3个方向上的位移, ϕ, θ 和 ψ 分别表示机体坐标系 B 绕地面坐标系 E 的 X, Y 和 Z 轴旋转的角度, ϕ 为横滚角, θ 为俯仰角, ψ 为偏航角。

建立飞行器的非线性数学模型时,做出以下5点假设^[4]:

- 1) 机体为结构对称、质量恒定且均匀分布的刚体;
- 2) 地面坐标系为惯性参考系;
- 3) 机体坐标系原点为机体的几何中心;
- 4) 每个电动机所产生的力与电动机转速的平方成正比;

收稿日期:2018-03-19 修回日期:2018-04-10

基金项目:吉林省科技厅项目(2015DFR10670)

作者简介:刘苏漫(1991—),女,河南开封人,硕士,研究方向为智能控制。

5) 飞行过程中所受空气阻力和重力不受飞行姿态的影响。

根据牛顿动力学方程,忽略空气阻力及陀螺效应的影响,建立四旋翼无人机的动力学方程为

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{(\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) U_1}{m} \\ \ddot{y} = \frac{(\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) U_1}{m} \\ \ddot{z} = \frac{(\cos \theta \cos \phi) U_1}{m} - g \\ \ddot{\phi} = \dot{\theta} \dot{\psi} \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) + \frac{l}{I_x} U_2 \\ \ddot{\theta} = \dot{\phi} \dot{\psi} \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{l}{I_y} U_3 \\ \ddot{\psi} = \dot{\phi} \dot{\theta} \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{1}{I_z} U_4 \end{cases} \quad (1)$$

式中: l 为螺旋桨中心到四旋翼中心的距离; I_x, I_y 和 I_z 分别为四旋翼对于机体坐标系三轴的转动惯量,且都为常量; U_1, U_2, U_3 和 U_4 为4个控制量。

2 反步自适应PID控制算法理论研究

将控制系统分为两个回路:姿态角及高度通道为内回路,平面通道 x 和 y 为外回路。传统的PID控制算法对作用在四旋翼上的外部扰动不具备自适应能力,因为它的参数不能随着外部干扰的变化而变化^[5]。由于四旋翼姿态角的变化直接影响到机体的位置和速度,因此内环控制器采用反步自适应设计,外环控制器采用PID设计。基于反步自适应PID控制方法的四旋翼控制系统如图1所示。

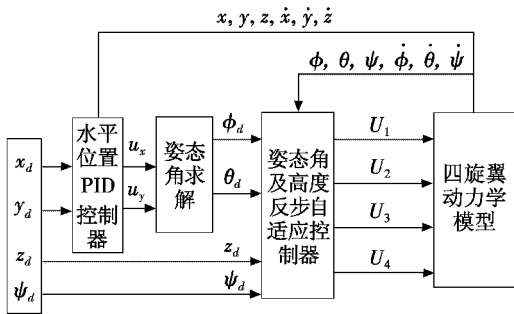


图1 四旋翼反步自适应PID控制系统框图

Fig. 1 Block diagram of quadrotor inversion adaptive PID control system

将四旋翼飞行器动力学方程构造成状态方程的形式,即

$$\dot{X} = f(X, U) \quad (2)$$

式中: $X = (x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4 \ x_5 \ x_6 \ x_7 \ x_8 \ x_9 \ x_{10} \ x_{11} \ x_{12})^T$ 是状态向量, $x_1 = \phi, x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\phi}, x_3 = \theta, x_4 = \dot{x}_3 = \dot{\theta}, x_5 = \psi,$
 $x_6 = \dot{x}_5 = \dot{\psi}, x_7 = z, x_8 = \dot{x}_7 = \dot{z}, x_9 = x, x_{10} = \dot{x}_9 = \dot{x}, x_{11} =$

$y, x_{12} = \dot{x}_{11} = \dot{y}; U = [U_1 \ U_2 \ U_3 \ U_4]^T$ 是控制输入量。

$$f(X, U) = \begin{cases} x_2 \\ a_1 x_4 x_6 + b_1 U_2 \\ x_4 \\ a_2 x_2 x_6 + b_2 U_3 \\ x_6 \\ a_3 x_2 x_3 + b_3 U_4 \\ x_8 \\ \frac{1}{m} (\cos x_1 \cos x_3) U_1 - g \\ x_{10} \\ \frac{1}{m} u_x U_1 \\ x_{12} \\ \frac{1}{m} u_y U_1 \end{cases} \quad (3)$$

式中: $a_1 = (I_y - I_z)/I_x; b_1 = l/I_x; a_2 = (I_z - I_x)/I_y; b_2 = l/I_y; a_3 = (I_x - I_y)/I_z; b_3 = 1/I_z; u_x$ 是对 X 轴方向线位移的虚拟控制量, $u_x = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi); u_y$ 是对 Y 轴方向线位移的虚拟控制量, $u_y = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)$ 。由式(3)可知,3个姿态角的控制与3个轴的线位移控制无关,3个轴的线位移需要3个姿态角的间接控制。可通过俯仰角与横滚角间接控制 X 轴和 Y 轴的线位移量。

根据 u_x 和 u_y ,可反解出横滚角期望值和俯仰角期望值为

$$\begin{cases} \phi_d = \arcsin(u_x \sin x_5 - u_y \cos x_5) \\ \theta_d = \arcsin\left(\frac{u_x - \sin x_1 \sin x_5}{\cos x_1 \cos x_5}\right) \end{cases} \quad (4)$$

2.1 模型变换

将四旋翼飞行器的状态方程式(2)加入干扰后的形式写为

$$\dot{X} = f(x) + b_i (U_i + T_i) \quad (5)$$

则

$$\dot{X} = \begin{cases} x_2 \\ a_1 x_4 x_6 + b_1 (U_2 + T_1) \\ x_4 \\ a_2 x_2 x_6 + b_2 (U_3 + T_2) \\ x_6 \\ a_3 x_2 x_3 + b_3 (U_4 + T_3) \\ x_8 \\ \frac{1}{m} (\cos x_1 \cos x_3) (U_1 + T_4) - g \\ x_{10} \\ \frac{1}{m} u_x U_1 \\ x_{12} \\ \frac{1}{m} u_y U_1 \end{cases} \quad (6)$$

式中, T_i 为外界扰动^[6]。

2.2 内回路反步自适应控制器的设计

下面就以横滚角回路为例,设计其反步自适应控制器。

假设期望横滚角为 $x_{d1} = \phi_d$, 横滚角通道误差为 $e_1 = x_{d1} - x_1$, $\dot{e}_1 = \dot{x}_{d1} - \dot{x}_1 = \dot{x}_{d1} - x_2$ 。根据李雅普诺夫相关理论,系统在点 $e_1 = 0$ 处满足条件 $\phi = \phi_d$ 的情况下,选取正定的 Lyapunov 函数为

$$V(e_1) = \frac{1}{2}e_1^2 \quad (7)$$

对式(7)求导得

$$\dot{V}(e_1) = e_1 \dot{e}_1 = e_1(\dot{x}_{d1} - x_2) \quad (8)$$

定义速度误差为

$$e_2 = -k_1 e_1 - \dot{x}_{d1} + x_2 = -k_1 e_1 - \dot{e}_1 \quad (9)$$

式中, $k_1 > 0$, 且为常数。

由此构造的二阶李雅普诺夫函数表示为

$$V(e_1, e_2) = \frac{1}{2}e_1^2 + \frac{1}{2}e_2^2 \quad (10)$$

对式(10)取时间导数得

$$\begin{aligned} \dot{V}(e_1, e_2) &= e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 = e_2 [k_1(e_2 + k_1 e_1) - \ddot{x}_{d1}] + \\ &e_2(a_1 x_4 x_6 + b_1 U_2 + b_1 T_1) - e_1 e_2 - k_1 e_1^2 \end{aligned} \quad (11)$$

式中, $\ddot{x}_{d1} = 0$ 。

选取 $U_2 = \frac{1}{b_1} [e_1 - a_1 x_4 x_6 - b_1 T_1 - k_1(e_2 + k_1 e_1) - k_2 e_2]$, $k_1 > 0$, 使得

$$\dot{V}(e_1, e_2) = -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 \quad (12)$$

满足 $\dot{V}(e_1, e_2) < 0$ 。

所以得到横滚角通道控制量为

$$U_2 = \frac{1}{b_1} [e_1 - a_1 x_4 x_6 - b_1 T_1 - k_1(e_2 + k_1 e_1) - k_2 e_2] \quad (13)$$

式中, T_1 为未知常量,用估计值 \hat{T}_1 代替。定义误差变量 $\varepsilon = T_1 - \hat{T}_1$, 此时 U_2 为

$$U_2 = \frac{1}{b_1} [e_1 - a_1 x_4 x_6 - b_1 \hat{T}_1 - k_1(e_2 + k_1 e_1) - k_2 e_2] \quad (14)$$

将式(14)代入式(11)得

$$\begin{aligned} \dot{V}(e_1, e_2) &= e_1 \dot{e}_1 + e_2 \dot{e}_2 = e_2 [k_1(e_2 + k_1 e_1) - \ddot{x}_{d1}] + \\ &e_2(a_1 x_4 x_6 + b_1 U_2 + b_1 T_1) - e_1 e_2 - k_1 e_1^2 = \\ &-k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 + b_1 e_2 \varepsilon \end{aligned} \quad (15)$$

定义新的李雅普诺夫函数

$$V(e_1, e_2, \varepsilon) = \frac{1}{2}e_1^2 + \frac{1}{2}e_2^2 + \frac{b_1}{2\lambda_1} \varepsilon^2 \quad (16)$$

对式(16)求导得

$$\begin{aligned} \dot{V}(e_1, e_2, \varepsilon) &= \dot{V}(e_1, e_2) - \frac{b_1 \varepsilon \dot{\hat{T}}_1}{\lambda_1} = \\ &-k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 + b_1 e_2 \varepsilon - \frac{b_1 \varepsilon \dot{\hat{T}}_1}{\lambda_1} = -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 + b_1 \varepsilon \left(e_2 - \frac{\dot{\hat{T}}_1}{\lambda_1} \right) \end{aligned} \quad (17)$$

选取 T_1 估计值的自适应律为

$$\dot{\hat{T}}_1 = \lambda_1 e_2 \quad (18)$$

此时, $\dot{V}(e_1, e_2, \varepsilon) = -k_1 e_1^2 - k_2 e_2^2 < 0$ 。

由李雅普诺夫稳定定理可知,系统渐进稳定。最终得到横滚角通道控制量为

$$U_2 = \frac{1}{b_1} [e_1 - a_1 x_4 x_6 - k_1(e_2 + k_1 e_1) - k_2 e_2 - b_1 \hat{T}_1] \quad (19)$$

同理,定义俯仰通道的跟踪误差为 e_3 , 速度误差为 e_4 , 控制参数为 k_3 和 k_4 , 且均为大于零的常数, 参数 T_2 的估计值适应律为 $\dot{\hat{T}}_2 = \lambda_2 e_4$ 。可以解算出俯仰通道控制量为

$$U_3 = \frac{1}{b_2} [e_3 - a_1 x_2 x_6 - k_3(e_4 + k_3 e_3) - k_4 e_4 - b_2 \hat{T}_2] \quad (20)$$

定义俯仰通道的跟踪误差为 e_5 , 速度误差为 e_6 , 控制参数为 k_5 和 k_6 , 且均为大于零的常数, 参数 T_3 的估计值适应律为 $\dot{\hat{T}}_3 = \lambda_3 e_6$ 。可以解算出俯仰通道控制量为

$$U_4 = \frac{1}{b_3} [e_5 - a_3 x_2 x_4 - k_5(e_6 + k_5 e_5) - k_6 e_6 - b_3 \hat{T}_3] \quad (21)$$

定义高度通道的跟踪误差为 e_7 , 速度误差为 e_8 , 控制参数为 k_7 和 k_8 , 且均为大于零的常数, 参数 T_4 的估计值适应律为 $\dot{\hat{T}}_4 = \lambda_4 \cos x_1 \cos x_3$ 。所以得到高度通道控制量为

$$U_1 = \frac{m}{\cos x_1 \cos x_3} [e_7 + \mathbf{g} - k_7(e_8 + k_7 e_7) - k_8 e_8] - \hat{T}_4 \quad (22)$$

2.3 外回路 PID 控制器设计

在四旋翼飞行器控制系统中,位置控制使无人机可以准确、快速地按照给定轨迹飞行。位置回路控制算法首先需要计算得到姿态角度,然后由姿态控制回路计算得出给定姿态角度,实现位置回路跟踪控制。

设 x_d 和 y_d 为给定的四旋翼飞行器位置控制信号; x 和 y 为四旋翼飞行器实际输出信号,则构造位置控制量为

$$\begin{cases} u_x = k_{px} e_x + k_{ix} \int e_x dt + k_{dx} \dot{e}_x \\ u_y = k_{py} e_y + k_{iy} \int e_y dt + k_{dy} \dot{e}_y \end{cases} \quad (23)$$

式中: u_x 和 u_y 分别为 x 和 y 方向的控制量; k_{px} , k_{ix} 和 k_{dx} 为 x 轴方向的控制参数; k_{py} , k_{iy} 和 k_{dy} 为 y 轴方向的控制参数; $e_x = x_d - x$, $e_y = y_d - y$ 为位置误差信号。

PID 控制的参数选取方式一般有试凑法、频率法和时域法。本文主要使用试凑法来调节 PID 控制器的各项参数。

3 姿态轨迹跟踪控制仿真

利用 Simulink 软件搭建系统仿真模型,设定四旋翼飞行器的初始状态为 E 坐标系的原点(0,0,0),横滚角 ϕ 、俯仰角 θ 初始状态值均为 0 rad,给定位移航行轨迹,偏航角 ψ 设定为终值是 0.2 rad 的阶跃响应信号。

反步自适应 PID 涉及 18 个参数,通过反复调整参数,优化波形,最终设定参数为: $k_1 = 5, k_2 = 9, k_3 = 7, k_4 = 9, k_5 = 3, k_6 = 1, k_7 = 5, k_8 = 8, \lambda_1 = 5, \lambda_2 = 5, \lambda_3 = 5, \lambda_4 = 5$ 。外回路的 2 个 PID 控制器参数均设为:P 为 2,I 为 0,D 为 0.5。并且经过多次验证,在所设参数不改变的情况下,给定不同的轨迹,四旋翼都可以按照设定的轨迹运行。反步自适应 PID 的姿态跟踪仿真曲线如图 2 所示。

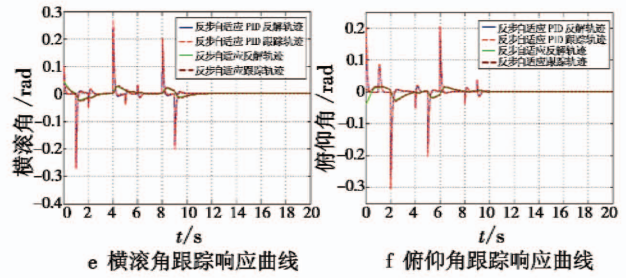


图 2 姿态跟踪仿真结果

Fig. 2 Simulation results of attitude tracking

4 结论

本文通过对四旋翼飞行器的建模分析,提出了一种反步自适应 PID 的组合控制方法,并通过实验仿真证明该控制算法能够达到很好的控制效果,相较于反步自适应融合算法,该组合控制算法在响应速度、稳定性、精确度及抗干扰性上都有较大提高,而且该组合算法使姿态角对水平位置的调节作用也明显增强。

参考文献

[1] 崔胜民. 轻松玩转多旋翼无人机[M]. 北京:化学工业出版社,2017.

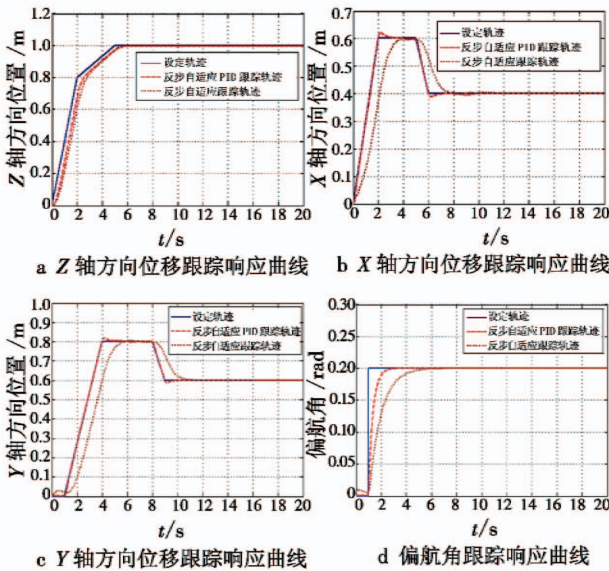
[2] 田聪玲. 基于反步法的四旋翼飞行器非线性控制[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2014.

[3] 张益鹏. 四旋翼无人机自适应控制与故障容错[D]. 南京:南京邮电大学,2014.

[4] 王建庭. 基于自适应的四旋翼无人机的姿态控制研究[D]. 天津:中国民航大学,2014.

[5] FAN Y S, CAO Y B, GUO C, et al. Fuzzy self-adaptive proportional integration differential control for attitude stabilization of quadrotor UAV[J]. Journal of Donghua University; English Edition, 2016, 33(5):768-773.

[6] 范佳明. 四旋翼无人机反步自适应容错控制研究[D]. 天津:天津工业大学,2017.



(上接第 56 页)

[12] 谭安胜,王新为. 反潜巡逻机声呐浮标区域搜索研究——布听同步搜索[J]. 电光与控制,2017,24(5):1-9.

[13] 孙明太,刘海光,吴杰,等. 潜艇对抗反潜巡逻机作战方法综述[J]. 电光与控制,2015,22(6):1-5.

[14] SCOTT R. Royal navy anti-submarine[J]. International Navy, 1993(1/2):41-45.

[15] 母攀良,王丹霞,陈凯民,等. 塔台模拟机中基于关键点的线路飞行模拟[J]. 中国民航飞行学院学报, 2007, 18(1):24-26.