

引用格式:余后明,刘彦臣,刘玉斌,等.基于动态调节的小型四旋翼飞行器的控制系统[J].电光与控制,2018,25(9):106-109. YU H M, LIU Y C, LIU Y B, et al. Dynamic adjustment based control system of small quadrotors[J]. Electronics Optics & Control, 2018, 25(9):106-109.

基于动态调节的小型四旋翼飞行器的控制系统

余后明¹, 刘彦臣¹, 刘玉斌¹, 宋大明²

(1. 中北大学机电工程学院,太原 030051; 2. 西安现代控制技术研究所,西安 710065)

摘要:通过对四旋翼飞行器进行动力学建模,设计了简单PID控制器和动态调节PID控制器,并对动态调节PID进行了模糊规则的建立,成功地实现了对四旋翼姿态的控制;通过系统仿真比较了两种PID控制器的控制效果,结果表明,动态调节PID控制器相比于简单PID控制器具有更好的控制效果。

关键词:四旋翼飞行器; PID控制器; 仿真

中图分类号: V279 文献标志码: A doi:10.3969/j.issn.1671-637X.2018.09.022

Dynamic Adjustment Based Control System of Small Quadrotors

YU Hou-ming¹, LIU Yan-chen¹, LIU Yu-bin¹, SONG Da-ming²

(1. College of Mechanical and Electrical Engineering, The North University of China, Taiyuan 030051, China;
2. Xi'an Institute of Modern Control Technology, Xi'an 710065, China)

Abstract: A simple PID controller and a dynamic PID controller were designed based on the dynamic modeling of the quadrotors, and the fuzzy rules were established for the dynamic adjustment PID, which could implement the attitude control of the quadrotor. Simulation was made to the two kinds of PID controllers. The results show that, compared with the simple PID controller, the dynamic PID controller has better control effect.

Key words: quadrotor; PID controller; simulation

0 引言

四旋翼无人机越来越小型化、民用化,故对其控制方面性能的要求越来越高,众所周知四旋翼是通过控制其4个旋翼转速的大小来调节升力的变化,以此实现飞行器的升降、悬停、俯仰、偏航、翻滚等姿态变化,目前对其研究的方向主要是通过建立尽量贴近实际情况的非线性动力学模型,设计有效的PID控制器对其进行仿真实验。本文主要采用动态调节PID控制器,对于时变系统采取在线调节PID控制器参数的方式来控制整个仿真系统,结果显示比一般的PID控制器调节效果更好。

1 四旋翼飞行器系统的动力学模型

建立四旋翼飞行器的动力学模型,首先要建立机体坐标系(X_b, Y_b, Z_b)与惯性坐标系(X_e, Y_e, Z_e)的转换关系,如图1所示。

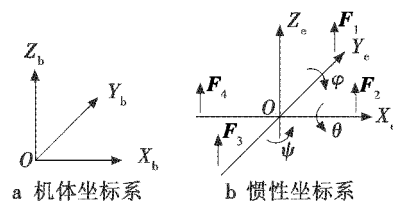


图1 机体坐标系与惯性坐标系

Fig.1 Body coordinate system and inertial coordinate system

其中,机体坐标系绕3个旋转轴与惯性坐标系之间的夹角分别为俯仰角 θ 、横滚角 φ 、偏航角 ψ ,由机体坐标系到惯性坐标系的转换关系 R 为^[1]

$$R = \begin{pmatrix} \cos \psi \cos \theta & \cos \psi \sin \theta \sin \varphi - \sin \psi \cos \varphi & \cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi \\ \sin \psi \cos \theta & \sin \psi \sin \theta \sin \varphi + \cos \psi \cos \varphi & \sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \cos \psi \sin \varphi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \varphi & \cos \theta \cos \varphi \end{pmatrix} \quad (1)$$

1.1 在建立动力学模型之前先做几项假定

1) 重力加速度不随飞行高度的变化而变化;2) 飞行器为刚体,且严格对称,质量不变;3) 忽略空气阻力的影响。

1.2 线运动

由牛顿运动学定律可知,质心在合外力作用下的运

收稿日期:2017-10-23

修回日期:2018-07-11

作者简介:余后明(1993—),男,安徽滁州人,硕士生,研究方向为无人机控制、结构设计。

动方程为 $\sum F = m \cdot dv/dt$, 其中, v 表示速度, t 表示时间。对于四旋翼而言, F 为各电机产生的力的合力, $F = F_1 + F_2 + F_3 + F_4$, 故此时系统的线运动方程为

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{\sum_{i=1}^4 F_i}{m} (\cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi) \\ \ddot{y} = \frac{\sum_{i=1}^4 F_i}{m} (\sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \sin \psi \cos \varphi) \\ \ddot{z} = (\sum_{i=1}^4 F_i \cos \theta \cos \varphi - mg)/m \end{cases} \quad (2)$$

式中, g 为重力加速度。

1.3 角运动

由转动学定律可知, 飞行器在合外力矩的作用下, 转动方程为 $\sum M = J \frac{d\Omega}{dt}$, 其中, J 表示飞行器的转动惯量, Ω 表示飞行器绕机体坐标系各个轴转动的角速度矢量。

由于四旋翼是一个对称结构, 所以 $J = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix}$

$\Omega = [\dot{\varphi} \quad \dot{\theta} \quad \dot{\psi}]^T$ 不考虑电机的陀螺效应, 则 $M = M_1 + M_2$, $M_1 = [l(F_4 - F_2) \quad l(F_1 - F_3) \quad 0]^T$, 表示旋翼产生的拉力作用在机体上产生的力矩, $M_2 = [0 \quad 0 \quad l(F_1 + F_3 - F_2 - F_4)]$, 表示旋翼的反扭矩作用在机体上的力矩。

定义四旋翼飞行器的控制输入为 U , 即

$$U = \begin{cases} u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ u_2 = F_4 - F_2 \\ u_3 = F_3 - F_1 \\ u_4 = F_1 + F_3 - F_2 - F_4 \end{cases} \quad (3)$$

式中, u_1, u_2, u_3, u_4 分别表示垂直、滚转、俯仰、偏航 4 个通道的输入, 故其角运动方程可表示为

$$\begin{cases} \ddot{\varphi} = (u_2 l)/I_x \\ \ddot{\theta} = (u_3 l)/I_y \\ \ddot{\psi} = (u_4 l)/I_z \end{cases} \quad (4)$$

式中: l 为飞行器重心到各螺旋桨的距离; I 为各对应轴的转动惯量。故在忽略空气阻力的情况下, 系统的数学模型可以简化为^[2-3]

$$\begin{cases} \ddot{x} = \frac{\sum_{i=1}^4 F_i}{m} (\cos \psi \sin \theta \cos \varphi + \sin \psi \sin \varphi) \\ \ddot{y} = \frac{\sum_{i=1}^4 F_i}{m} (\sin \psi \sin \theta \cos \varphi - \sin \psi \cos \varphi) \\ \ddot{z} = (\sum_{i=1}^4 F_i \cos \theta \cos \varphi - mg)/m \\ \ddot{\varphi} = u_2 l / I_x \\ \ddot{\theta} = u_3 l / I_y \\ \ddot{\psi} = u_4 l / I_z \end{cases} \quad (5)$$

2 仿真系统搭建

显然上文的模型具有 4 个输入 (u_1, u_2, u_3, u_4) 和 6 个输出 ($x, y, z, \varphi, \theta, \psi$), 属于典型的非线性欠驱动系统, 故需要对此系统进行线性化才能进行仿真分析。本文通过准 LPV 近似的方法将上文的动力学系统建立线性空间模型, 即将其转化为状态空间表达式, 系统的输入量为 $U = [u_1, u_2, u_3, u_4]^T$, u_1, u_2, u_3, u_4 分别代表垂直方向的输入、滚转方向的输入、俯仰方向的输入和偏航方向的输入。对应的输出量为 $Y = [z, \varphi, \theta, \psi]^T$, z, φ, θ, ψ 分别表示垂直高度、滚转角度、俯仰角度、偏航角度。得到的系统状态空间表达式为

$$\begin{cases} \dot{X} = AX + BU \\ Y = CX + DU \end{cases} \quad (6)$$

式中: $X = [\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}, \dot{\varphi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}, g, x, y, z, \varphi, \theta, \psi]^T$; A, B, C, D 表示常数矩阵。

由系统的传递函数公式 $G(s) = C(sI - A)^{-1}B + D$ 可得该系统的传递函数形式为

$$G_1(s) = \begin{pmatrix} \frac{\cos \varphi \cos \theta}{s^2 M} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{l/I_x}{s^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l/I_y}{s^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{l/I_z}{s^2} \end{pmatrix} \quad (7)$$

式中, s 表示复变量, 为时间 t 的拉普拉斯变换, 而系统总体的线性模型是由飞行器机体模型和无刷电机模型组合的, 且无刷电机可以被描述为一阶惯性环节, 电机调速器控制信号和旋翼的升力之间的传递函数为

$$G(s) = d/(0.1s + 1) \quad (8)$$

式中, d 是电机调速器信号与旋翼升力之间的比例关系, 其大小对系统仿真基本无影响, 通常是由实验测得其具体数值, 本文仿真中采用值 $d = 0.9$, 设旋翼升力 F 与各通道 U 之间的传递函数为 $G_2(s)$, 即^[4-5]

$$G_2(s) = \begin{pmatrix} \frac{0.9}{0.1s + 1} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{0.9}{0.1s + 1} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{0.9}{0.1s + 1} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{0.9}{0.1s + 1} \end{pmatrix} \quad (9)$$

仿真系统最终的线性模型为

$$G(s) = G_1(s)G_2(s) =$$

$$\begin{pmatrix} \frac{0.9 \cos \varphi \cos \psi}{(0.1s+1)s^2 M} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{0.9I}{(0.1s+1)s^2 I_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{0.9I}{(0.1s+1)s^2 I_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{0.9I}{(0.1s+1)s^2 I_z} \end{pmatrix} \quad (10)$$

表1所示为小型四旋翼无人机的基本参数。

表1 小型四旋翼无人机的基本参数

Table 1 Relevant parameters of the small quadrotor

参数	数值	参数	数值
m/kg	1.2	$I_x/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0195
$g/(\text{m} \cdot \text{s}^{-2})$	9.8	$I_y/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.0195
l/m	0.2	$I_z/(\text{kg} \cdot \text{m}^2)$	0.039

代入表1中相关参数,在实验条件下,角度变化很小,故 $\cos \varphi \cos \psi$ 的值可近似等于1,则系统的传递函数为

$$G(s) = \begin{pmatrix} \frac{0.75}{(0.1s+1)s^2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{9.25}{(0.1s+1)s^2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{9.25}{(0.1s+1)s^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{4.625}{(0.1s+1)s^2} \end{pmatrix} \quad (11)$$

3 动态调节PID控制器设计

通常情况下,由简单PID控制器对此系统进行仿真就能达到预期效果,其控制结构如图2所示。

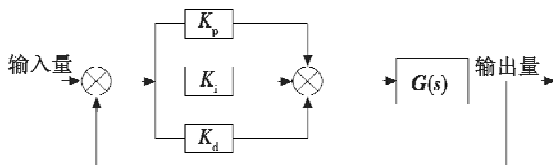


图2 简单PID控制器流程

Fig. 2 The process of simple PID controller

根据图2在Matlab/Simulink中搭建此仿真模型,通过稳定边界法PID整定公式调节各通道PID控制器的参数 K_p, K_i, K_d , 最终确定的参数如表2所示。

表2 PID控制器参数

Table 2 The parameters of PID controller

控制量	俯仰角	横滚角	偏航角
K_p	1.75	1.75	1.28
K_i	0.009	0.009	0.004
K_d	0.95	0.95	1.05

目前所应用的PID控制器是一种线性控制器,它是将输入值(即期望值)与实际输出值的偏差的比例(P)、积分(I)、微分(D)通过线性组合构成控制量,对控制对

象进行调节,而经典PID控制器的各系数值在整个控制过程中是不变值,对外部环境突加的扰动量没有针对性的调节,比如当偏差较大时,必须增大比例系数,才能快速达到稳定值,本文采用模糊规则对其进行动态调节(根据偏差大小和偏差变化率大小实时调节 K_p, K_i, K_d 的值),其主要工作任务是实时检测偏差 e 和偏差变化率 ec 的数值,通过与已经建立好的模糊规则对比,获取PID控制器3个参数的修正值 $(\Delta K_p, \Delta K_i, \Delta K_d)$,从而动态调节PID控制器的3个系数值,其中 K'_p, K'_i, K'_d 设为初始整定的3个调节系数,在调节过程中的实际系数为

$$\begin{cases} K_p = K'_p + \Delta K_p \\ K_i = K'_i + \Delta K_i \\ K_d = K'_d + \Delta K_d \end{cases} \quad (12)$$

动态调节PID控制器的结构如图3所示。

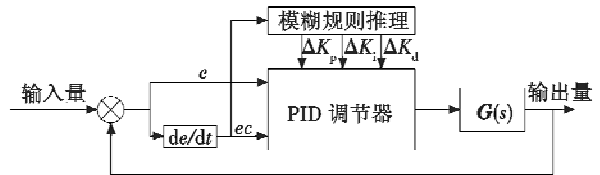


图3 动态调节PID控制器

Fig. 3 The dynamic PID controller

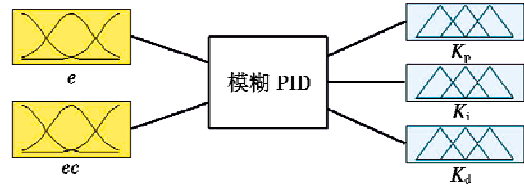


图4 Matlab建立的模糊模块对应关系

Fig. 4 Correspondence between fuzzy modules established by Matlab

在模糊规则的设计上采用偏差 e 和偏差变化率 ec 各7个模糊分割数,分别命名为(NB, NM, NS, Z, PS, PM, PB),也就是(负大、负中、负小、零、正小、正中、正大),表示的各对应数值的大小,从左至右大小排序为 $NB < NM < NS < Z < PS < PM < PB$,而对于修正值的限幅,本文采用初始整定值的20%~30%(这是根据实际仿真效果不断取值后选的最终值),当然,不同系统的修正值限幅比例不同,建议不要取过大,这仅仅是在原控制器下进行改进和优化^[6-7]。其中动态调节PID参数整定依据如下所述。

1) 当 e 与 ec 同为正数或者同为负数时,说明偏差在往绝对值增大的方向变化。此时应当考虑以下两种情况:① $|e|$ 较大,则应当输出较强的控制,以此来促使偏差绝对值往小的方向变化,这时参数值取值要求为 K_p 较大, K_d 不能太大, K_i 较小;② $|e|$ 较小,则控制器参数值应当基本不变。

2) 当 e 与 ec 一个为正数另一个为负数, 或 $e = 0$ 时, 说明偏差绝对值是在减小, 或者已经达到平衡, 这时就应当保持目前的输出状态。

3) 当 $|e|$ 较大时, 不论偏差 e 的值大小, 应该将控制器的输出按最大或者最小输出, 才能够迅速调整偏差值, 这时参数值取值要求为 K_p 较大, K_d 较小, K_i 为零。

4) 当 $ec = 0, e$ 不为 0 时, 表明其稳态有偏差, 这时参数值取值要求为 K_p 和 K_i 较大, K_d 基本无变化^[8]。

根据动态调节 PID 参数整定依据可以建立 49 条模糊规则, 如图 5 所示。

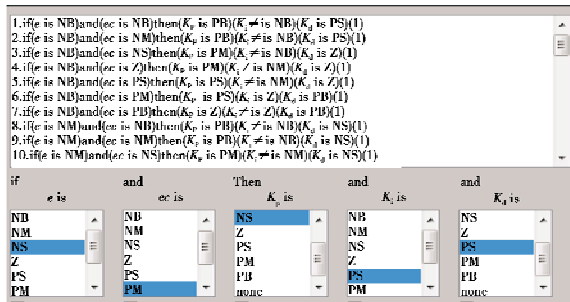


图 5 49 条模糊规则

Fig. 5 49 fuzzy rules

以其中第 1 条规则为例, 偏差 e 为负方向比较大 (也就是取负大 NB), ec 也是负方向增大状态 (取值也是负大 NB), 这时其比例环节的控制作用应当大一些 (所以在本条规则下取为正大 PB), 以此达到加快调节速度的目的, 而积分环节要小一些 (所以本条规则下取为负大 NB, 适当中和之前的积分值, 但其负值的绝对值小于其初始值), 甚至可以不加积分环节, 从而防止在负方向上出现积分饱和的现象。微分环节可以稍微增加一点 (本条规则下取正小, 即适当增加一点, 无关大局), 这样就可以在不影响调节时间的情况下, 起到改善系统动态性能的作用。其他规则也是同样的道理, 对其动态性能起到改善的作用即可。

Matlab/Simulink 中最终仿真建模如图 6 所示。

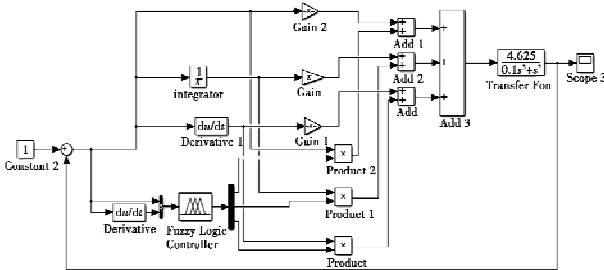


图 6 动态 PID 仿真模型搭建

Fig. 6 Dynamic PID simulation model

4 仿真结果

在 Matlab/Simulink 环境下搭建此仿真模型, 步长设

为定步长 0.001 s, 采用的计算方法为 ode4 (Runge-Kutta), 仿真时间取 10 s。图 7 所示为仿真的最终结果。

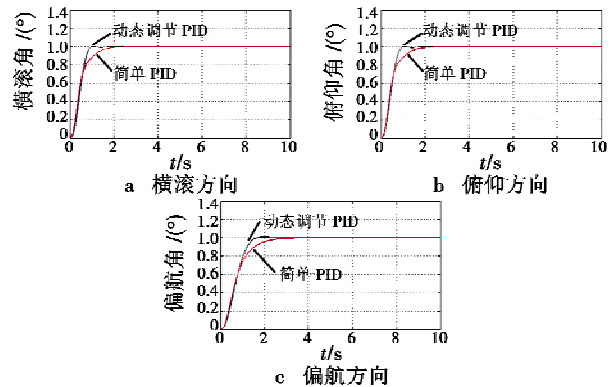


图 7 横滚方向、俯仰方向、偏航方向仿真效果图

Fig. 7 The simulation results of roll, pitch and yaw

5 结论

本文以小型四旋翼飞行器为研究对象, 在忽略阻力的情况下对系统进行动力学建模, 在相同控制环境下比较了动态调节 PID 控制器与简单 PID 的调节效果, 通过仿真实验发现, 简单 PID 控制器和动态调节 PID 都能对系统产生有效的调节作用, 动态调节 PID 控制器比简单 PID 响应更迅速, 可更快达到稳定值, 说明了两种 PID 控制器都有效, 但动态调节 PID 控制器调节效果更好。

参考文献

- [1] 刘焕晔. 小型四旋翼飞行器飞行控制系统研究与设计 [D]. 上海: 上海交通大学, 2009.
- [2] 姚鹏远. 四旋翼直升机控制问题研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2007.
- [3] 刘丽丽. 四旋翼飞行仿真器的建模及控制方法的研究 [D]. 长沙: 中南大学, 2009.
- [4] MIAN A A, WANG D B. Nonlinear flight control strategy for an underactuated quadrotor aerial robot [J]. IEEE AQTR, 2008(1): 8-16.
- [5] 江杰, 冯旭光, 苏建彬. 四旋翼无人机仿真控制系统设计 [J]. 电光与控制, 2015, 22(2): 27-30.
- [6] MINH L D, HA C. Modeling and control of quadrotor MAV using vision based measurement [C] // International Forum on Strategic Technology, 2010. doi:10.1109/IFOST. 2010. 5668079.
- [7] 李俊, 李运堂. 四旋翼飞行器的动力学建模及 PID 控制 [J]. 辽宁工程技术大学学报: 自然科学版, 2012, 31(1): 114-117.
- [8] 程启建. 模糊自整定 PID 控制器的研究及应用 [D]. 西安: 西安工业大学, 2016.