

四旋翼无人机仿真控制系统设计

江 杰, 冯旭光, 苏建彬
(内蒙古科技大学信息工程学院, 内蒙古 包头 014010)

摘要: 为了实现四旋翼无人机的自稳定控制,对四旋翼无人机进行了动力学建模与控制。在建模时利用机理建模和实验实测相结合的方法,建立小型四旋翼飞行器的动力学仿真模型;并通过准LPV法将非线性模型线性化,在飞行器模型解耦的4个通道上分别设计PID控制器,且在Matlab/Simulink平台上对系统整体进行仿真。仿真结果表明,该动力学模型和PID控制器可以有效地实现飞行器的自稳定控制,为后续的四旋翼飞行器的控制研究打下基础。

关键词: 四旋翼无人机; 动力学建模; 飞行原理; PID控制

中图分类号: V279; TP391.9 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2015)02-0027-04

Design of a Quad-Rotor UAV Simulation Control System

JIANG Jie, FENG Xu-guang, SU Jian-bin

(School of Information Engineering, Inner Mongolia University of Science and Technology, Baotou 014010, China)

Abstract: In order to realize self-stabilizing control of the quad-rotor UAV, the dynamics modeling and control of the quad-rotor UAV were studied. A dynamics simulation model for small quad-rotor aircrafts was established by using mechanism modelling together with experimental test. And the nonlinear model was linearized by using LPV method. PID controllers were respectively designed for the four decoupling channels of the aircraft model. We made simulation to the whole control system on the Matlab/Simulink simulation platform. The results showed that the dynamic model and the PID controllers can efficiently achieve the self-stability control of the aircraft, laying a foundation for the subsequent control research about the quad-rotor unmanned aerial vehicles.

Key words: quad-rotor unmanned aerial vehicle; dynamics modeling; principle of flight; PID control

0 引言

四旋翼无人机飞行控制问题的难点,主要有以下3个方面:1)建立机体准确的动力学模型非常困难,飞行过程中,系统会同时受到多种干扰的影响(如风、地磁和机械的剧烈振动等),因此,精确有效的动力学模型很难建立;2)飞行器控制系统的设计非常困难,小型四旋翼无人直升机具有6个自由度,而只有4个输入量的欠驱动系统,具有不稳定、欠驱动、强耦合、非线性等特性^[1],因此加大了控制系统的设计难度;3)将飞行器姿态信息作为状态反馈量从而实现自主飞行控制是非常困难的。能否成功解决这3个问题,是实现小型四旋翼无人机自主飞行控制的关键。

在对小型四旋翼无人机位姿控制研究时,为了缩

短研究周期和节省研究经费,对该系统进行建模研究,并对其仿真分析^[2]。由于飞行器的最关键且最基本的飞行姿态是悬停模式,因此针对悬停模式进行建模,并在Matlab/Simulink平台上对模型的悬停模式进行了PID控制仿真。

1 四旋翼垂直起降机动力学建模

为了建立四旋翼飞行器系统的动力学模型,定义了如图1所示的两个坐标系,分别为地理坐标系OXYZ和机体坐标系O_bX_bY_bZ_b。

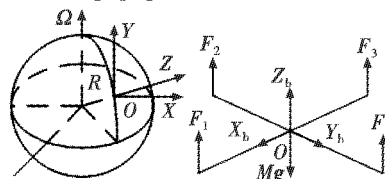


图1 地理坐标系和机体坐标系

Fig.1 Geographic coordinate system and the body coordinate system

作为四旋翼直升机动力学特性模型推导的重要依据,机体坐标系到地理坐标系的转换矩阵为

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} C_\psi C_\varphi - S_\psi S_\theta S_\varphi & S_\psi C_\varphi + C_\psi S_\theta S_\varphi & -C_\theta S_\varphi \\ -S_\psi C_\theta & C_\psi C_\theta & S_\theta \\ C_\psi S_\varphi + S_\psi S_\theta C_\varphi & S_\psi S_\varphi - C_\psi S_\theta C_\varphi & C_\theta C_\varphi \end{bmatrix} \quad (1)$$

式中: θ 为机体坐标系 $OX_b Y_b Z_b$ 绕 X_b 轴转过的横滚角(单位为 rad); φ 为机体坐标系 $OX_b Y_b Z_b$ 绕 Y_b 轴转过的俯仰角(单位为 rad); ψ 为机体坐标系 $OX_b Y_b Z_b$ 绕 Z_b 轴转过的偏航角(单位为 rad)^[3]。

为了简化模型,四旋翼飞行器的受力分析假定所有的4个旋翼的轴都与 Z 轴平行排列。定义4个桨叶出力的合力为 $T \in \mathbf{R}$ 。因此,在机体坐标系中表示的物体受力 $\mathbf{F}_b = [0 \ 0 \ T]^T$ 不包含 X 和 Y 方向的分量。

其中, $T = \sum_{i=1}^4 F_i$ 。

根据式(1)给出的机体坐标系到地理坐标系的坐标转换矩阵^[4]可知,地理坐标系下物体的受力情况为

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = C_b^n \cdot \mathbf{F}_b = \left(\sum_{i=1}^4 F_i \right) \begin{bmatrix} -\cos \theta \sin \varphi \\ \sin \theta \\ \cos \theta \cos \varphi \end{bmatrix} \quad (2)$$

根据牛顿第二定律和力矩平衡原理可以得到四旋翼飞行器在地理坐标系下的动力学模型为

$$\begin{cases} \ddot{x} = (F_x - K_1 \cdot \dot{x})/M \\ \ddot{y} = (F_y - K_2 \cdot \dot{y})/M \\ \ddot{z} = (F_z - Mg - K_3 \cdot \dot{z})/M \\ \ddot{\varphi} = l(F_4 - F_2 - K_4 \dot{\varphi})/I_x \\ \ddot{\theta} = l(F_3 - F_1 - K_5 \dot{\theta})/I_y \\ \ddot{\psi} = (M_1 - M_2 + M_3 - M_4 - K_6 \dot{\psi})/I_z = \\ (F_1 - F_2 + F_3 - F_4 - K'_6 \dot{\psi})/I'_z \end{cases} \quad (3)$$

式中: l 为飞行器的每个电机中心到整体重心之间的距离; M_i 为第 i 个旋翼产生的扭矩; I 为相对于坐标轴 X, Y, Z 的转动惯量, $I'_z = I_z/l$ 。

在实际控制中可以引入具有具体物理意义的量 $\mathbf{U} = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T$,通过这4个变量可以将四旋翼飞行器看作由4个独立通道控制的系统,飞行器可以分解为直线运动与旋转运动,且相互不影响。

$$\begin{cases} u_1 = F_1 + F_2 + F_3 + F_4 \\ u_2 = F_4 - F_2 \\ u_3 = F_3 - F_1 \\ u_4 = F_1 - F_2 + F_3 - F_4 \end{cases} \quad (4)$$

将式(4)代入式(3)中,通过式(4)可以将4个电机的出力 F_1, F_2, F_3, F_4 转化为具有实际物理意义的 \mathbf{U} ,其中, u_1, u_2, u_3, u_4 分别代表垂直运动、俯仰运动、横滚运

动和偏航运动中的受力大小,且之间相互独立,即将4个电机的出力解耦成4个独立通道的输入量。由于在实验室进行四旋翼飞行器的飞行调试过程中,机体的直线运动与旋转运动速率都很小,此时可以将空气阻力系数忽略,即 $K_i = 0 (i = 1, \dots, 6)$ 。从而可以得到系统的简化线性模型为

$$\begin{cases} \ddot{x} = u_1 (-\cos \theta \sin \varphi)/M \\ \ddot{y} = u_1 (\sin \theta)/M \\ \ddot{z} = u_1 (\cos \theta \cos \varphi)/M - g \\ \ddot{\varphi} = lu_2/I_x \\ \ddot{\theta} = lu_3/I_y \\ \ddot{\psi} = u_4/I'_z \end{cases} \quad (5)$$

2 仿真控制系统搭建

通过准 LPV (Linear Parameter Varying) 近似的方法^[3,5],可以将上述系统的动力学线性模型转化为状态空间表达式,系统的输入量为 $\mathbf{U} = [u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T$,分别代表垂直方向的力、俯仰方向的力矩、横滚方向的力矩和偏航方向的力矩;对应于输出量为 $\mathbf{Y} = [\dot{z} \ \dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$,分别代表垂直速率、俯仰角速率、横滚角速率和偏航角速率^[5-6]。得到的系统的状态空间表达式为

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} + \mathbf{B}\mathbf{U} \\ \mathbf{Y} = \mathbf{C}\mathbf{X} + \mathbf{D}\mathbf{U} \end{cases} \quad (6)$$

式中, $\mathbf{X} = [\dot{x} \ \dot{y} \ \dot{z} \ \dot{\varphi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi} \ g \ \varphi \ \theta \ \psi]^T$ 。
将系统的状态空间表达式转换为传递函数形式为

$$\mathbf{G}_1(s) = \begin{bmatrix} \frac{\cos \varphi \cos \theta}{sM} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{l/I_x}{s} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{l/I_y}{s} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1/I'_z}{s} \end{bmatrix} \quad (7)$$

系统总体的线性模型是由飞行器机体模型与无刷直流电机模型组成的,无刷直流电机可以被描述为一阶惯性环节,旋翼升力与旋翼转速可近似看作线性关系,通过实验可以得到旋翼升力 F 与输入控制电压 U_d 之间的传递函数为

$$\mathbf{G}_2(s) = \begin{bmatrix} \frac{0.78}{1+0.1s} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{0.78}{1+0.1s} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{0.78}{1+0.1s} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{0.78}{1+0.1s} \end{bmatrix} \quad (8)$$

经过上述分析,得到仿真控制系统框图如图 2 所示,其中, K 是要设计的 PID 控制器^[6]。

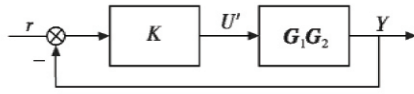


图 2 仿真控制系统结构图

Fig. 2 The structure diagram of simulation control system

由于在实验条件下飞行器的线速率与角速率都比较小,因此姿态角度变化也很小,可以做近似处理 $\cos \varphi \cos \theta = 1$,建模过程中用到的数据来自实验室所设计的四旋翼飞行器的相关参数,如表 1 所示。

表 1 小型四旋翼无人机的相关参数

Table 1 Relevant parameters of the small quad-rotor UAV

参数	M/kg	$g/(\text{m}\cdot\text{s}^{-2})$	l/m	$I_x/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	$I_y/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$	$I_z/(\text{kg}\cdot\text{m}^2)$
数值	1.176	9.8	0.26	0.008	0.008	0.016

由图 3 可以看出,设计仿真控制器时的控制对象为 $G = G_1G_2$ 。最终得到系统的传递函数 G 为

$$G(s) = \begin{bmatrix} \frac{0.365}{s(0.1s+1)} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{25.35}{s(0.1s+1)} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{25.35}{s(0.1s+1)} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{12.675}{s(0.1s+1)} \end{bmatrix} \quad (9)$$

3 控制器仿真及分析

根据上文分析,在 Matlab 中搭建控制系统仿真结构图,通过 PID 控制器将飞行器控制到稳定状态,控制结构如图 3 所示。

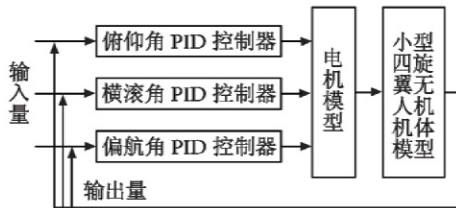


图 3 PID 控制系统框图

Fig. 3 The block diagram of PID control system

根据图 3 在 Matlab/Simulink 平台上搭建四旋翼飞行器系统仿真模型^[7-8],在调整 PID 参数时可以采用稳定边界法。PID 控制器的传递函数^[9]为

$$G_{\text{PID}}(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (10)$$

根据稳定边界法首先调节 K_p 使系统出现等幅振荡,记下此时的系统增益 K_m 和等幅振荡的周期 T_m ,根据稳定边界法得到 PID 参数,稳定边界法 PID 整定公式如表 2 所示。

表 2 稳定边界法 PID 整定公式

Table 2 The stable boundary method PID tuning formula

	K_p	T_i	T_d
P	$0.5 \times K_m$	--	--
PI	$0.455 \times K_m$	$0.85 \times T_m$	--
PID	$0.6 \times K_m$	$0.5 \times T_m$	$0.125 \times T_m$

在调节 PID 参数过程中,首先根据 PID 参数整定理论方法得出 PID 参数的大致范围,先将 I、D 参数置为零,调节 P 参数,在系统响应的震荡不太剧烈时,根据本系统的特性,果断加入 D 参数,而 D 参数加入时至少要比 P 参数小一个数量级,加入 D 参数后发现系统震荡明显较好,且响应速度也比较快,调节较好的 D 参数后,再反过来调节 P 参数,最终确定较好的 P、D 参数,最后再添加一个比 P 参数小两个数量级的 I 参数,以消除系统响应的稳态误差,最终再微调 3 个参数,得出最好的响应效果。其 PID 参数如表 3 所示。

表 3 小型四旋翼无人机的 PID 参数

Table 3 PID parameters of the small quad-rotor UAV

姿态	比例 P	积分 I	微分 D
俯仰角	2.5	0.02	0.75
横滚角	2.5	0.02	0.75
偏航角	4.8	0.04	1.40

在系统仿真中对系统加的扰动信号为一阶跃信号,此信号代表在系统平稳状态下,受到一个使机体倾斜一定角度的扰动(如受到风的扰动或者机体一侧突然悬挂一重物等),即直接给系统一个倾斜角的扰动。在此扰动下看系统通过控制器 PID 运算后在 2 s 内是否能够迅速调整回原来的姿态,如图 4 ~ 图 6 所示。

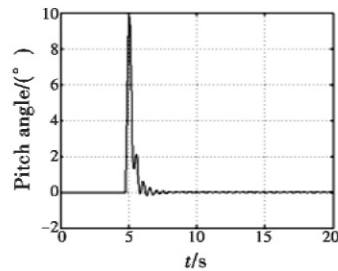


图 4 俯仰方向仿真效果图

Fig. 4 Simulation effect in pitch direction

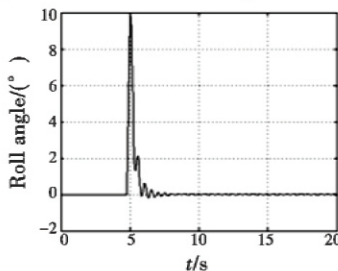


图 5 横滚方向仿真效果图

Fig. 5 Simulation effect in roll direction

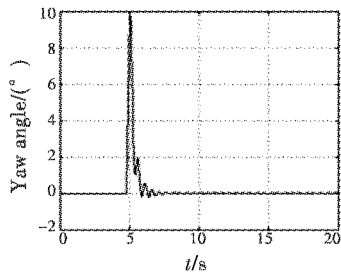


图 6 偏航方向仿真效果图

Fig. 6 Simulation effect in yaw direction

此扰动相当于系统受到的最恶劣的干扰,通过仿真发现,在此扰动下系统可以通过 PID 控制器迅速调整回到原来状态,说明了此控制器的有效性。

4 结语

本文以小型四旋翼飞行器为研究对象,在一定的误差允许范围内,对系统进行了近似动力学建模。通过准 LPV 法将动力学模型转化为状态空间表达形式,并在 Matlab/Simulink 平台上对系统的姿态控制做了 PID 控制器仿真。通过实验仿真发现,该动力学模型能满足四旋翼飞行器的控制要求,验证了 PID 控制器的可行性。

参 考 文 献

- [1] 聂博文,马宏绪,王剑,等. 微小型四旋翼飞行器的研究现状与关键技术[J]. 电光与控制,2007,14(6):113-117. (NIE B W, MA H X, WANG J, et al. Study on actualities and critical technologies of micro/mini quad-rotor [J]. Electronics Optics & Control, 2007, 14(6): 113-117.)
- [2] 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. (LIU L L. Research on the modeling and control to a quad-rotor helicopter simulator [D]. Changsha: Central South University, 2009.)
- [3] 王树刚. 四旋翼直升机控制问题研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学,2006. (WANG S G. Research of quad-rotor control [D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2006.)
- [4] BOUABDALLAH S, SIEGWART R. Towards intelligent miniature flying robots [C]//Proceeding of Field and Service Robotics, Australia, Port Douglas, 2005. doi: 10.1007/978-3-540-33453-8_36.
- [5] BOUABDALLAH S, NOTH A, SIEGWART R. PID vs LQ control techniques applied to an indoor micro quad-rotor [C]//IEEE Conference on Intelligent Robots and Systems, 2004:2451-2456.
- [6] 黄溪流. 一种四旋翼无人直升机飞行控制器的设计[D]. 南京:南京理工大学,2010. (HUANG X L. A four rotor unmanned helicopter flight controller design [D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2010.)
- [7] LILLYWHITE K, LEE D J, TIPPETTS B, et al. An embedded vision system for an unmanned four-rotor helicopter [C]//Proceedings of SPIE, the International Society for Optical Engineering, 2006. doi:10.1117/12.686776.
- [8] CHEN M, HUZMEZAN M. A simulation model and H^∞ loop shaping control of a quad rotor unmanned air vehicle [C]//Modelling and Simulation 2003, IASTED International Conference, Palm Springs, California, USA, 2003: 383-401.
- [9] 吴中华,贾秋玲. 四旋翼几种控制方法研究[J]. 现代电子技术,2013,36(15):88-90,94. (WU Z H, JIA Q L. Several control methods of quadrotor [J]. Modern Electronics Technique, 2013, 36(15): 88-90, 94.)

声 明

本刊已许可中国学术期刊(光盘版)电子杂志社、北京万方数据股份有限公司、重庆维普资讯有限公司等在其网络平台和系列数据库产品中以数字化方式复制、汇编、发行、信息网络传播本刊全文,著作权使用费与本刊稿酬一并支付。作者向本刊提交文章发表的行为即视为同意我部上述声明。