

变桨距四旋翼飞行器的建模与控制研究

蒋回蓉, 邓志诚, 祝明, 平学寿

(北京航空航天大学, 北京 100191)

摘要: 变桨距四旋翼飞行器可以通过改变4个旋翼的桨距大小来控制对应旋翼的拉力,从而调节四旋翼飞行器的姿态和位置。四旋翼飞行器的桨距调节控制策略相比传统的单一转速调节对于提高自身运动的机动性及可靠性具有重要意义,未来在微型飞行器的编队飞行、精确任务方面应用前景广阔。为了分析变桨距四旋翼飞行器大角度非线性运动的控制可实现性,采用欧拉法对其建立了非线性动力学模型,并将反馈线性化的非线性控制方法应用于所建立的飞行器模型。最后,结合Simulink软件对非线性控制下四旋翼运动过程的仿真,探讨了非线性控制理论对四旋翼飞行器运动的控制作用,为变桨距四旋翼飞行器大角度非线性运动的控制实现提供参考。

关键词: 四旋翼飞行器; 变桨距; 机动性; 反馈线性化

中图分类号: V279.2; O313.3 文献标志码: A 文章编号: 1671-637X(2015)10-0048-03

On Modeling and Control of Quadrotor Aircraft with Variable Blade Pitch

JIANG Hui-rong, DENG Zhi-cheng, ZHU Ming, PING Xue-shou

(Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: Variable pitch quadrotor aircraft can control the tension of each corresponding rotor by changing the pitch of four rotors, thus adjusting the quadrotor aircraft's posture and position. Compared with the traditional single speed regulation, quadrotor aircraft's pitch control strategy is of great significance for improving its own maneuverability and reliability, which has a broad application prospect in micro aircraft's formation flight and precise mission in the future. To analyze the realizability to control the variable pitch quadrotor aircraft's wide-angle nonlinear motion, a non-linear dynamic model of aircraft is established with Eulerian approach, and a non-linear control method with feedback linearization is applied to the established aircraft model. Finally, by simulating the quadrotor aircraft's motion process under non-linear control with Simulink software, the effect of nonlinear control theory on quadrotor aircraft's motion control is discussed, which provides a reference for realizing control of variable pitch quadrotor aircraft's wide-angle nonlinear motion.

Key words: quadrotor aircraft; blade pitch variation; maneuverability; feedback linearization

0 引言

四旋翼飞行器近年来逐步成为航空学术界研究的热点,它具有垂直起降、空中悬停、环境适应能力强等特点,应用前景广阔。传统四旋翼飞行器姿态与运动的控制是通过改变旋翼转速实现的,但转子惯性、拉力滞后等对控制力的影响较大,尤其是制约了大角度非线性运动的控制有效性^[1]。新型变桨距四旋翼飞行器在不失传统四旋翼飞行器优点的前提下,避免了转速调节

带来的弊端,使飞行器的机动性和可控性都大大提高。

1 变桨距四旋翼飞行器概述

四旋翼飞行器的运动控制过程包括调节4个旋翼的拉力来调整姿态,以及通过姿态间接完成对位置的控制。四旋翼系统的控制输入是旋翼拉力的变化量^[2]。新型变桨距四旋翼飞行器的控制输入是通过调节桨距大小引入的,相比传统四旋翼模型通过变转速引入控制量^[3],它的优势主要体现在以下3个方面。

1) 通常运行状态下旋翼转速基本恒定,桨距调节的拉力响应比转速调节更迅速。

2) 大角度情况下,为保证升力和控制的有效性,传

收稿日期:2014-11-19

修回日期:2014-12-19

作者简介:蒋回蓉(1991—),女,湖南常德人,硕士生,研究方向为飞行器设计与工程。

统四旋翼必须以高转速运行^[4]。控制成本和设备损耗迅速增加,而变桨距四旋翼则不需要额外的输出成本。

3) 特殊情况下,变桨距四旋翼飞行器的安全性更高。当四旋翼飞行器横滚角度增大并跨越 90°时,变转速四旋翼高速下的惯性效应会造成控制失效甚至反效而导致发生危险,而转矩调节的快速响应则可保证各种情况下的控制可靠性,如图 1 所示。



图 1 变转速和变桨距大角度时力响应比较
Fig.1 Force response comparison of variable speed and variable pitch in high angle

大角度机动的情况下,变桨距四旋翼飞行器相对于传统的变转速飞行器具有明显的优势,下文就这种特性对四旋翼飞行器的非线性控制方案做了初步研究。

另外,变桨距四旋翼的控制输出方案可以与变转速控制方案形成冗余,从而大大提高系统失效安全性。无论从变桨距四旋翼的机动性还是灵活性考虑,该类飞行器的发展应用前景都十分广阔。

2 非线性动力学模型的建立

变桨距四旋翼飞行器对非线性运动优势明显,为了研究其非线性特性,先建立非线性动力学模型^[2,5-8],如图 2 所示。

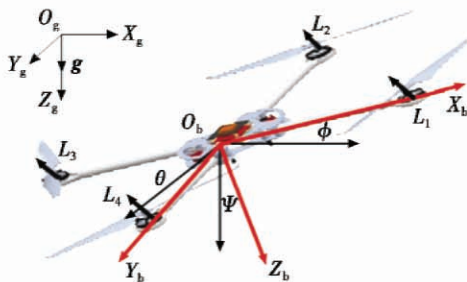


图 2 变桨距四旋翼动力学模型
Fig.2 Dynamic model of variable pitch quadrotor aircraft
飞行器质心动力学方程为

$$\begin{cases} m \ddot{\xi} = F_{\text{aero}} + F_g \\ J \dot{\Omega}_b = -\Omega_b \times J \Omega_b + M_b \end{cases} \quad (1)$$

式中:四旋翼飞行器质心位置为 ξ ; 飞行器所受重力和旋翼气动力在质心惯性系上的投影分别为 F_g, F_{aero} ;

飞行器绕本体系 $O_b X_b Y_b Z_b$ 三轴的转动惯量阵和角速度阵分别为 J, Ω_b ; 飞行器本体上驱动力矩 $M_b = (M_{bx} \ M_{by} \ M_{bz})^T$, 本体系相对于质心惯性系的姿态角和姿态角速度分别为 Θ 和 $\Omega_g, \Theta = (\phi \ \theta \ \psi)^T$, 则 $\Omega_g = (\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi})^T$, 定义 $\Omega_b = (p \ q \ r)^T$,

$$\Omega_g = T \cdot \Omega_b \quad (2)$$

式中, T 为本体系到惯性系的角度转换阵, 且有运动学方程组为

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = T^T \Omega_b = \begin{pmatrix} p + \tan \theta (qs_\phi + rc_\phi) \\ qc_\phi - rs_\phi \\ \sec \theta (qs_\phi + rc_\phi) \end{pmatrix} \quad (3)$$

式中, $c_\phi = \cos \phi, s_\phi = \sin \phi$, 该类简写在本文中其他处含义亦同。

对于对称的四旋翼结构, 可以取

$$J = \begin{pmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{pmatrix} \quad (4)$$

联立式(1)、式(4)可以提取四旋翼飞行器姿态运动非线性的动力学方程组为

$$\begin{cases} \dot{p} = qr \left(\frac{I_y - I_z}{I_x} \right) + \frac{M_{bx}}{I_x} \\ \dot{q} = pr \left(\frac{I_z - I_x}{I_y} \right) + \frac{M_{by}}{I_y} \\ \dot{r} = pq \left(\frac{I_x - I_y}{I_z} \right) + \frac{M_{bz}}{I_z} \end{cases} \quad (5)$$

取 L_i, D_i 分别作为第 $i (i = 1, 2, 3, 4)$ 个旋翼旋转时提供的升力和反扭矩大小: $L_i = \frac{1}{2} \rho A C_{L_i}^\alpha \alpha_i = \frac{1}{2} \rho A \cdot k_{L_i} \cdot \omega_i^2 \cdot \alpha_i, D_i = \frac{1}{2} \rho A C_{D_i}^\alpha \alpha = \frac{1}{2} \rho A \cdot k_{D_i} \cdot \omega_i^2 \alpha = k_N \cdot L_i$ 。考虑四旋翼飞行器转速低而恒定且转盘保持刚性, 可设: $L_i = k_{L_i} \cdot \alpha_i, D_i = k_{D_i} \cdot \alpha_i$, 则旋翼作用于本体系力矩为

$$M_{bc} = \begin{pmatrix} l(L_1 - L_3) \\ l(L_2 - L_4) \\ k_N(L_2 + L_4 - L_1 - L_3) \end{pmatrix} \quad (6)$$

式中, l 为桨轴中心到本体 $O_b Z_b$ 轴的距离。

四旋翼飞行器有 4 个旋翼拉力的大小可控, 对于六自由度刚体系统属于欠驱动系统; 考虑旋翼力效可提取 3 个姿态控制输入

$$U = (u_1 \ u_2 \ u_3)^T \quad (7)$$

将式(6)定义为

$$M_{bc} = (lu_1 \ lu_2 \ u_3)^T \quad (8)$$

3 四旋翼模型的控制特性概述

反馈线性化控制是通过在非线形控制回路中引入反馈补偿,使受控模型具有类似线性定常系统^[9]的控制特性。

通常情况下,四旋翼飞行器的姿态运动是非线性的,运动模型如式(3)、式(5),其控制策略是通过姿态控制完成精确位置控制,即先实现姿态运动的局部线性化,再研究类线性系统的位置控制和轨迹跟踪。

忽略系统参数的摄动,由于变桨距四旋翼系统姿态控制输入的维数 $N_u = 3$,受控姿态输出的维数 $N_y = 3$,且模型的姿态输出不受位置干扰,仅与本体系 $O_b Z_b$ 向驱动力的耦合力矩相关,因此对姿态进行反馈线性化处理可行。

结合运动方程式(3)和动力学方程式(5),并根据式(8)引入姿态控制量,可以得到四旋翼飞行器状态空间模型为

$$\begin{cases} \dot{X} = f(X) + g(X)U \\ Y = h(X) \end{cases} \quad (9)$$

式中: $X = (\phi \ \theta \ \psi \ p \ q \ r)^T$; $Y = (h_1 \ h_2 \ h_3)^T = (\phi \ \theta \ \psi)^T$ 。取 $X^* = (\dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi})^T$,式(9)模型存在包含非线性反馈的控制输入

$$U = \alpha(X) + \beta(X)v \quad (10)$$

使得存在多变量系统

$$\begin{cases} \dot{X}^* = f^*(X) + g^*(X)U \\ Y = h(X) \end{cases} \quad (11)$$

其状态方程组可线性化为

$$\dot{X}^* = v \quad (12)$$

取式(12)类线性系统的参考输入 $v_r = (y_r'' \ y_r' \ y_r)^T = (\ddot{\phi} \ \ddot{\theta} \ \ddot{\psi})^T$,则其有效控制输入为 $v = v_r - (L_f^2 h_1 \ L_f^2 h_2 \ L_f^2 h_3)^T$ 。

通过非线性反馈,可以实现变桨距四旋翼系统输入-输出 $v \sim Y$ 的局部线性化,为线性理论在非线形系统的控制提供了依据。

4 基于非线性模型的反馈线性化控制律分析

取 $I_x = I_y = I$,为求解非线形系统的控制输入,需求解式(9)多变量控制系统的控制特征指数 $\{\rho_1, \rho_2, \rho_3\}$ 及解耦参数 $\alpha(X), \beta(X)$ 。

根据动态系统的李导数特性: $\dot{Y} = \dot{X} \cdot \frac{\partial h}{\partial X} = L_f h$, $L_g P(X) = \left(\frac{l}{I} \frac{\partial P(X)}{\partial p} \quad \frac{l}{I} \frac{\partial P(X)}{\partial q} \quad \frac{l}{I} \frac{\partial P(X)}{\partial r} \right)^T$,对系

统各个输入求相对阶可得 $\rho_1 = \rho_2 = \rho_3 = 2$;令 $H(X) = (L_f^2 h_1 \ L_f^2 h_2 \ L_f^2 h_3)^T$,则解耦参数 $D(X) = \beta^{-1}(X) = L_g L_f(h)$, $\alpha(X) = -\beta^{-1}(X) \cdot H(X)$ 。

对于式(9)变桨距四旋翼飞行非线形模型: $D(X) = \begin{pmatrix} \frac{l}{I} & \frac{s_\phi s_\theta l}{c_\theta I} & \frac{c_\phi s_\theta}{c_\theta I_x} \\ 0 & \frac{c_\phi l}{I} & -\frac{s_\phi}{I_x} \\ 0 & \frac{s_\phi l}{c_\theta I} & \frac{c_\phi}{c_\theta I_x} \end{pmatrix}$, $U = \alpha(X) + \beta(X)v = D^{-1}(X) \cdot (v_r - H(X))$ 。

基于解耦参数建立式(9)非线形姿态控制模型的 Simulink 仿真框架^[10],如图3所示。

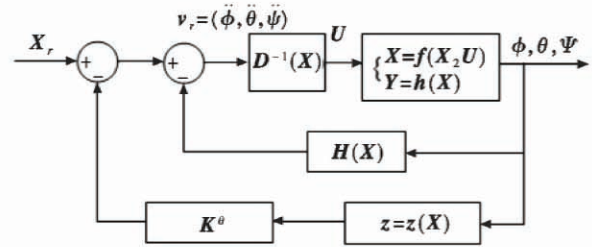


图3 姿态反馈线性化控制框图

Fig.3 Block diagram of attitude feedback linearization control
选取初始状态和平衡状态分别为 $X_0^* = (0 \ 0 \ 0.5)^T$, $X_r^* = (0 \ 0 \ 0)^T$,则仿真结果如图4所示。

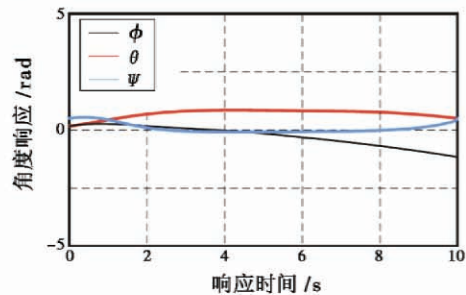


图4 反馈线性化控制下的姿态角响应

Fig.4 Attitude angle response in feedback linearization control

从图4可知,变桨距四旋翼的姿态角输入-输出反馈线性化后具有较好的响应输出,通过对类线性系统式(12)引入极点配置优化策略可以进一步改进该过程的控制效果。

姿态角度的局部线性模型可以作为整个位-姿闭环非线形系统的内环控制策略,为外环位置控制的实现奠定基础,也提供了一种位置非线形控制的实现方案。

5 结束语

变桨距四旋翼飞行器相对于传统的变转速四旋翼在非线形机动运动上具有明显的优势,应用潜力大。

(下转第55页)

- [3] KENDOUL F, FANTONI I, LOZANO R. Modeling and control of a small autonomous aircraft having two tilting rotors[C]// Proceedings of the 44th IEEE Conference on Decision and Control, Seville, Spain, December 12-15, 2005; 8144-8149.
- [4] 顾安平. 倾转旋翼飞行器建模可视化与控制方法验证[D]. 南京:南京航空航天大学, 2008. (GU A P. Tilt-rotor aircraft modeling visualization and flight control validation[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2008.)
- [5] PAPACHRISTOS C, ALEXIS K, TZES A. Linear quadratic optimal position control for an unmanned control for an unmanned tri tiltrotor[C]//2013 International Conference on Control, Decision and Information Technologies(CoDIT), May 6-8, 2013; 708-713.
- [6] PAPACHRISTOS C, ALEXIS K, TZES A. Design and experimental attitude control of an unmanned tilt rotor aerial vehicle[C]//The 15th International Conference on Advanced Robotics Tallinn University of Technology Tallinn, Estonia, June 20-23, 2011; 465-470.
- [7] ENKUL F, ALTU E. Adaptive control of a tilt roll rotor quadrotor UAV[C]//2014 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), Orlando, FL, USA, 2014; 1132-1137.
- [8] KRISHNAMURTHY P, KHORRAMI F. Adaptive backstepping and θ -D based controllers for a tilt-rotor aircraft[C]//The 19th Mediterranean Conference on Control and Automation Aquis Corfu Holiday Palace, Corfu, Greece June 20-23, 2011; 540-545.
- [9] 刘鹤鸣, 徐国强, 黄长强, 等. 无人作战飞机自主攻击非线性控制器设计[J]. 电光与控制, 2014, 21(6): 81-85. (LIU H M, XU G Q, HUANG C Q, et al. Design of a nonlinear flight controller for UCAV's autonomous attacking[J]. Electronics Optics & Control, 2014, 21(6): 81-85.)
- [10] MIAN A A, WANG D B. Modeling and backstepping-based nonlinear control strategy for a 6-DOF quadrotor helicopter[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(3): 261-268.
- [11] RANGER P, DESBIENS A. Improved backstepping-based adaptive PID Control[C]//The 4th International Conference on Control and Automation, 2003; 123-127.
- [12] BENASKEUR A R, DESBIENS A. Backstepping-based adaptive PID control [C]//IEE Proceedings-Control Theory and Applications, 2002; 54-59.

(上接第 50 页)

研究该类飞行器的非线性运动与控制, 则是实现其功用的关键。本文提出了新型变桨距四旋翼飞行器的基本思路与可能的控制方案, 对小型四旋翼及其他多旋翼无人机的发展改进都有参考作用。

参考文献

- [1] SLOTINE J J E, LI W P. Applied nonlinear control[M]. Upper Saddle River, NJ: Prentice Hall, 1990.
- [2] SALIH A L, MOGHAVVEMI M, MOHAMED H A F, et al. Modelling and PID controller design for a quadrotor unmanned air vehicle[C]//Proceedings of the IEEE International Conference on Automation Quality and Testing Robotics, Cluj-Napoca, 2010; 1-5.
- [3] 周权, 黄向华, 朱理化. 四旋翼微型飞行平台姿态稳定控制试验研究[J]. 传感器与微系统, 2009, 28(5): 72-74, 79. (ZHOU Q, HUANG X H, ZHU L H. Experiment study on attitude stabilization control of quadrotor micro-aircraft[J]. Transducer and Microsystem Technologies, 2009, 28(5): 72-74, 79.)
- [4] 宿敬亚, 樊鹏辉, 蔡开元. 四旋翼飞行器的非线性 PID 姿态控制[J]. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(9): 1054-1058. (SU J Y, FAN P H, CAI K Y. Attitude control of quadrotor aircraft via nonlinear PID[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2011, 37(9): 1054-1058.)
- [5] 孟佳东, 赵志刚. 小型四旋翼无人机建模与控制仿真[J]. 兰州交通大学学报, 2013, 32(1): 63-67. (MENG J D, ZHAO Z G. Modeling and simulation of microquadrotor UAV[J]. Journal of Lanzhou Jiaotong University, 2013, 32(1): 63-67.)
- [6] 吴友强, 纪浩, 邹力涵. 基于卡尔曼滤波的四旋翼飞行器悬停控制研究[J]. 自动化与仪表, 2013(11): 1-5. (WU Y Q, JI H, ZOU L H. Research on quadrotor hovering PID control based on Kalman filtering[J]. Automation and Instrumentation, 2013(11): 1-5.)
- [7] 李俊, 李运堂. 四旋翼飞行器的动力学建模及 PID 控制[J]. 辽宁工程大学学报, 2012, 31(1): 114-117. (LI J, LI Y T. Modeling and PID control for a quadrotor[J]. Journal of Liaoning Engineering University, 2012, 31(1): 114-117.)
- [8] 郭存良. 6-DOF 并联机器人动力学建模、非线性解耦及控制[D]. 秦皇岛: 燕山大学, 2000. (GUO C L. 6-DOF parallel robot dynamics modeling, nonlinear decoupling and control[D]. Qinhuangdao: Yanshan University, 2000.)
- [9] 郑大钟. 线性系统理论[M]. 北京: 清华大学出版社, 2002. (ZHENG D Z. Linear system theory[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2002.)
- [10] 薛定宇. 控制系统计算机辅助设计[M]. 北京: 清华大学出版社, 2006. (XUE D Y. Control system computer aided design[M]. Beijing: Tsinghua University Press, 2006.)