

7-30-2020

Modeling and Quaternion Control of X-Type Quadrotor

Shaobin Ding

1. *Hubei Inland Shipping Technology Key Laboratory, Wuhan 430063, China;* ;2. *Key Laboratory of Fiber Optic Sensing Technology and Information Processing, Ministry of Education, School of Information Engineering, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China;*

Changshi Xiao

1. *Hubei Inland Shipping Technology Key Laboratory, Wuhan 430063, China;* ;

Jingen Liu

2. *Key Laboratory of Fiber Optic Sensing Technology and Information Processing, Ministry of Education, School of Information Engineering, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China;*

Yuanqiao Wen

1. *Hubei Inland Shipping Technology Key Laboratory, Wuhan 430063, China;* ;

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the [Artificial Intelligence and Robotics Commons](#), [Computer Engineering Commons](#), [Numerical Analysis and Scientific Computing Commons](#), [Operations Research](#), [Systems Engineering and Industrial Engineering Commons](#), and the [Systems Science Commons](#)

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Modeling and Quaternion Control of X-Type Quadrotor

Abstract

Abstract: A comprehensive dynamic model of X-type quadrotor was established and simulated. Different from other widely used models that usually treated quadrotor as a single-rigid-body system, the rotors, propellers and the aircraft body were treated as a multi-rigid-body system in the proposed model. The 3D model wireframe was constructed using Solidworks and the important inertial parameters were extracted from the design data. Two types of multi-channel-double-loop vector PD flight controller were designed and fine tuned, one was based on quaternion feedback and the other was based on Euler angle feedback. The close-loop systems were simulated on Matlab/Simulink. The simulation results show that both systems achieve stable control of aircraft position and pose, however, quaternion feedback based controller shows shorter transition time, less computation and no singularity point compared to Euler angle feedback based controller.

Keywords

X-type quadrotor, multi-rigid-body system, quaternion, PD

Recommended Citation

Ding Shaobin, Xiao Changshi, Liu Jingen, Wen Yuanqiao. Modeling and Quaternion Control of X-Type Quadrotor[J]. Journal of System Simulation, 2015, 27(12): 3057-3062.

X 型四旋翼无人机建模及四元数控制

丁少宾^{1,2}, 肖长诗¹, 刘金根², 文元桥¹

(1. 湖北省内河航运技术重点实验室, 湖北 武汉 430063;

2. 武汉理工大学信息工程学院光纤传感技术与信息处理教育部重点实验室, 湖北 武汉 430070)

摘要: 对 X 型四旋翼无人机做了合理假设以及受力分析, 推导并建立了 X 型四旋翼无人机全面的动力学数学模型, 考虑了无人机平动、转动空气阻力, 并且将转子、螺旋桨和机体看成多刚体系统。在 Solidworks 软件中, 建立了无人机实物模型以获得无人机惯性参数。直接以四元数作为反馈控制量, 设计出多通道双回路矢量 PD 控制系统。以 Matlab/Simulink 为平台, 对四元数反馈控制系统和欧拉角反馈控制系统进行对比控制仿真。从仿真结果来看, 这 2 种反馈模式都能对无人机模型进行位置、姿态跟踪等控制, 但是四元数反馈控制系统具有过渡时间短、计算量少以及无奇点产生的优点。

关键词: X 型四旋翼; 多刚体系统; 四元数; PD

中图分类号: TP391.9 文献标识码: A 文章编号: 1004-731X (2015) 12-3057-06

Modeling and Quaternion Control of X-Type Quadrotor

Ding Shaobin^{1,2}, Xiao Changshi¹, Liu Jinggen², Wen Yuanqiao¹

(1. Hubei Inland Shipping Technology Key Laboratory, Wuhan 430063, China;

2. Key Laboratory of Fiber Optic Sensing Technology and Information Processing, Ministry of Education, School of Information Engineering, Wuhan University of Technology, Wuhan 430070, China)

Abstract: A comprehensive dynamic model of X-type quadrotor was established and simulated. Different from other widely used models that usually treated quadrotor as a single-rigid-body system, the rotors, propellers and the aircraft body were treated as a multi-rigid-body system in the proposed model. The 3D model wireframe was constructed using Solidworks and the important inertial parameters were extracted from the design data. Two types of multi-channel-double-loop vector PD flight controller were designed and fine tuned, one was based on quaternion feedback and the other was based on Euler angle feedback. The close-loop systems were simulated on Matlab/Simulink. The simulation results show that both systems achieve stable control of aircraft position and pose, however, quaternion feedback based controller shows shorter transition time, less computation and no singularity point compared to Euler angle feedback based controller.

Keywords: X-type quadrotor; multi-rigid-body system; quaternion; PD

引言

目前国内外学者基于所建立的十字型微小型四旋翼无人机数学模型^[1-10], 提出了多种控制算法, 做出了多种尝试。主要的控制算法有: 经典

PID^[2-3]、非线性 PID^[4-6]、自抗扰控制^[7]、模糊控制^[8-9]、鲁棒控制^[10]等。在缩短系统响应时间, 提高系统稳定性等方面取得了相应的成果。精确地四旋翼无人机数学模型对控制算法实际应用具有重大的指导意义。然而在对无人机建模时, 一些文献忽略飞行过程中空气阻力的影响^[1,3,5,7,9]; 另一些文献则认为在小角度情况下认为欧拉角速度等于机体角速度^[2,4]。而最主要的是, 大多数文献将无人机看成完全对称的单刚体并且没有考虑电机角加



收稿日期: 2014-07-14 修回日期: 2014-09-17;
基金项目: 国家自然科学基金青年项目(51209166);
作者简介: 丁少宾(1988-), 男, 湖北, 硕士, 研究方向为无人机控制算法; 肖长诗(1974-), 男, 湖北, 博士, 教授, 研究方向为研究智能海事视频监控; 刘金根(1966-), 男, 江西, 博士, 副教授, 研究方向为光电成像、图像传输与处理。

<http://www.china-simulation.com>

• 3057 •

速度的影响^[1-12], 这种对称简化弱化了无人机三维转动之间的耦合以及螺旋桨转子的陀螺效应; 从而降低了控制器的控制性能。

本文将机体、电机转子以及螺旋桨看成多刚体系统, 在 SolidWorks 软件中建立 X 型四旋翼无人机三维实物模型, 并从中获取其惯性参数。从刚体动力学原理出发建立了较为全面的无人机数学模型。用四元数进行姿态解算, 设计了四元数反馈模式矢量 PD 控制系统。成功实现对四旋翼无人机的位置、姿态的控制。

1 四旋翼无人机动力模型

1.1 模型说明

如图 1 四旋翼无人机结构简图。首先我们做如下假设与说明:

(1) 取地面坐标系为惯性坐标系 i (以下简称 i 系), 重力加速度 g 取固定值; 机体坐标系 b (以下简称 b 系) 固连于机身, 重心与原点重合^[3];

(2) 不考虑地球自转及公转影响, 不考虑螺旋桨挥舞特性;

(3) 机体和无刷电机转子视为刚体, 螺旋桨视为与实际质量相等的均质等厚度圆盘刚体。在 b 系中, 每个电机转子和螺旋桨看成一个整体, 对其质心的惯量张量为 I_{cr} , 机体对原点的总惯量张量为 I ;

(4) 考虑到 i 系下机体迎风面的不对称性对空气阻力的影响。假设平动空气阻力大小与 b 系中速度 v^b 成正比; 转动空气阻力矩大小与 b 系中机体角速度 Ω^b 成正比;

(5) 姿态四元数 $q=(q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3)$, 则从 b 系到 i 系的坐标转换矩阵为:

$R=$

$$\begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 - q_2^2 - q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_0q_3) & 2(q_1q_3 + q_0q_2) \\ 2(q_1q_2 + q_0q_3) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_0q_1) \\ 2(q_1q_3 - q_0q_2) & 2(q_1q_3 + q_0q_1) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}$$

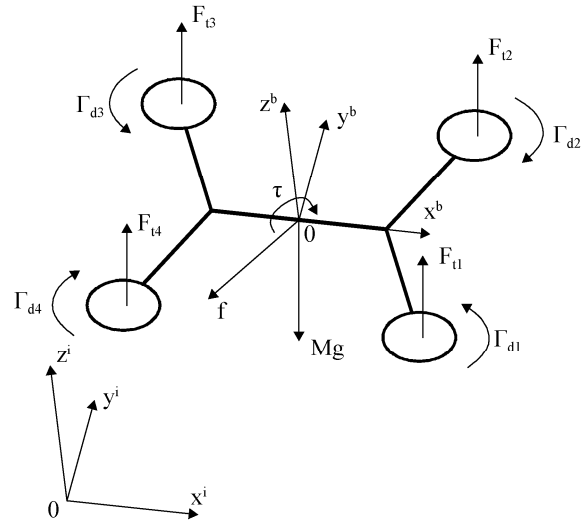


图 1 无人机结构简图及受力分析

1.2 受力分析

如图 1 所示, 四旋翼无人机受力分析:

- (1) 重力: Mg , 方向沿 z^i 轴负方向;
- (2) 平动空气阻力: $f = \gamma_t v^b$, γ_t 为平动空气阻力系数, 方向与 v^b 方向相反;
- (3) 转动空气阻力矩: $\tau = \gamma_r \Omega^b$, γ_r 为转动空气阻力系数, 方向与 Ω^b 方向相反;
- (4) 螺旋桨推力: F_{ij} , 其大小 $F_{ij} = k\omega_j^2$, $j=1, 2, 3, 4$; k 为螺旋桨升力系数, 方向沿 z^b 轴正方向^[3,7];
- (5) 螺旋桨阻力矩: Γ_{dj} , 其大小 $\Gamma_{dj} = \alpha\omega_j^2$, $j=1, 2, 3, 4$; α 为螺旋桨阻力系数, 方向与螺旋桨角速度方向相反^[3,7]。

1.3 动力学方程

由牛顿第二定律可得平动方程:

$$\begin{pmatrix} \ddot{x} \\ \ddot{y} \\ \ddot{z} \end{pmatrix} = \frac{R}{M} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \sum_{j=1}^4 k\omega_j^2 \end{pmatrix} - \frac{1}{M} R \left(\gamma_t (R^T \dot{v}^i) \right) - \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} \quad (1)$$

式中: $R^T \dot{v}^i$ 表示 b 系下速度; $\gamma_t (R^T \dot{v}^i)$ 表示 b 系下的平动空气阻力大小; $R(\gamma_t (R^T \dot{v}^i))$ 表示 i 系下的平动空气阻力大小。

由角动量定理及哥氏定理有转动方程:

$$\dot{\Omega}^b = -\sum_{j=1}^4 \left(I^{-1} [\Omega^b] I_{cr} \vec{\omega}_j^b + I^{-1} I_{cr} \vec{\omega}_j^b \right) - I^{-1} [\Omega^b] I \Omega^b + I^{-1} \left(\sum M^b + \delta M \right) \quad (2)$$

合外力矩:

$$\sum M^b = -\gamma_r \Omega^b + \begin{pmatrix} 0.5ak(-\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \\ 0.5ak(-\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \alpha(\omega_1^2 - \omega_2^2 + \omega_3^2 - \omega_4^2) \end{pmatrix} \quad (3)$$

其中: $[\Omega^b] = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix}$.

电机角速度矢量:

$$\vec{\omega}_1^b = (0 \ 0 \ -\omega_1), \vec{\omega}_2^b = (0 \ 0 \ \omega_2), \\ \vec{\omega}_3^b = (0 \ 0 \ -\omega_3), \vec{\omega}_4^b = (0 \ 0 \ \omega_4) .$$

1.4 无刷电机方程

无刷电机电压方程参考文献[3]:

$$di/dt = L^{-1} (u - R_{es}i - K_{\phi}\omega_j) \quad (4)$$

以螺旋桨转子为研究对象。螺旋桨转子以角速度 $\Omega^b + \vec{\omega}_j^b$ 绕其质心做定点转动。由角动量定理及哥氏定理有:

$$I_{cr} (\dot{\Omega}^b + \vec{\omega}_j^b) + \Omega^b \times I_{cr} (\Omega^b + \vec{\omega}_j^b) = \sum M_r^b \quad (5)$$

由于 $I_{cr} = \text{diag}(J_0 \ J_0 \ J)$ 。等式(8)左边第 2 项的第 3 个分量为 0。取出上式第 3 个分量:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_j - \dot{r} = J^{-1} (K_{\phi}i - \alpha\omega_j^2 - f_m\omega_j) & j=1,3 \\ \dot{\omega}_j + \dot{r} = J^{-1} (K_{\phi}i - \alpha\omega_j^2 - f_m\omega_j) & j=2,4 \end{cases} \quad (6)$$

其中: $K_{\phi}i$ 为电磁转矩; $f_m\omega_j$ 为粘滞摩擦阻力矩。

根据以上数学公式在 Matlab/Simulink 中建立 X 型四旋翼无人机动力模型和无刷电机模型。

1.5 模型参数

为了获得无人机的惯性参数, 在 Solidworks 软件中建立 X 型四旋翼无人机实物模型, 如图 2 所示。无人机惯性参数由 Solidworks 软件计算得到, 其他参数参考文献[1-12]取合理值, 如表 1。



图 2 无人机 Solidworks 模型

表 1 模型参数

参数	单位	数值
g	m.s ⁻²	9.81
K _φ	V.s	0.002
L	H	0.001
R _{es}	Ω	0.1
f _m	N.s.m ⁻¹	2.0×10 ⁻⁵
J	kg.m ²	1.686×10 ⁻⁴
k _t	N.s ²	3.5×10 ⁻⁵
α	N.m.s ²	8.0×10 ⁻⁷
γ _t	N.s.m ⁻¹	diag[1 1 1.2]
γ _r	N.m.s	diag[0.3 0.3 0.2]
M	kg	1.849
I	kg.m ²	10 ⁻² × [4.34 -0.0215 0.11; -0.0215 5.344 0.0571; 0.11 0.0571 8.657]
I _{cr}	kg.m ²	diag10 ⁻⁵ × [9.5 9.5 16.86]

2 控制系统设计

对无人机姿态的控制一般是以欧拉角作为反馈量, 将 3 个欧拉角分开单独控制^[2-10]。这种方式比较直观, 也最为常用。另外一种方式是, 以旋转矩阵、罗德里格斯参数或四元数作为反馈量^[11-12]。此种控制方式的控制量以矢量形式呈现。第 1 种控制方式直接用经典 PID 控制器。第 2 种控制方式中的四元数反馈, 参数少, 计算简单, 无奇点产生。以下是四元数反馈模式矢量 PD 控制系统设计过程。

2.1 四元数姿态控制

设期望姿态的坐标系为 d 系。姿态控制的目的就是让 b 系跟踪 d 系。四元数 q 表示 i 系到 b 系的

转动；四元数 q_d 表示 i 系到 d 系的转动；误差四元数 q_e 表示 b 系到 d 系的转动。根据四元数转动的合成公式有： $q_d = q \circ q_e$ 。其中 q 、 q_d 在 i 系中表示， q_e 在 b 系中表示， q 、 q_d 、 q_e 均为规范化四元数，则 $q_e = q^* \circ q_d$ ，*表示共轭运算。其矢量部分 $\text{vet}(q_e)$ 反映了从 b 系直接转动到 d 系所需要的力矩大小及其方向。为了解决四元数的双值性引起的退绕问题，不直接以 $\text{vet}(q_e)$ 做反馈误差，而以 $\text{sgn}(\text{scal}(q_e)) \cdot \text{vet}(q_e)$ 作为反馈误差。 $\text{sgn}(\cdot)$ 为符号函数， $\text{scal}(\cdot)$ 取四元数标量部分。类似以 PID 控制器求出姿态角速度误差 e_Ω ：

由 $\dot{q}_d = \frac{1}{2} q_d \circ \Omega_d$ 得 $\Omega_d = 2q_d^* \circ \dot{q}_d$ ，因为 Ω_d 是 d 系中的映像，需要转换到 b 系统才能与 Ω 相减。

所以： $e_\Omega = q_e \circ (2q_d^* \circ \dot{q}_d) \circ q_e^* - \Omega$ 。

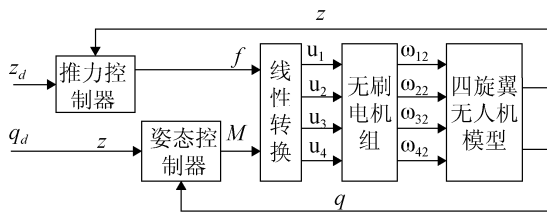


图 3 无人机姿态控制系统框图

取如下控制律：

$$\begin{cases} f = \frac{k_z(z_d - z) + k_v(\dot{z}_d - \dot{z}) + mg}{\bar{e}_3 \cdot (q \circ \bar{e}_3 \circ q^{-1})} \\ M = k_q \text{sgn}(\text{scal}(q_e)) \text{vet}(q_e) + k_\Omega e_\Omega \end{cases} \quad (7)$$

线性转换是将控制量 f, M 转换为电压 u ：

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{pmatrix} = C \begin{pmatrix} k & k & k & k \\ -0.5ak & 0.5ak & 0.5ak & -0.5ak \\ -0.5ak & -0.5ak & 0.5ak & 0.5ak \\ \alpha & -\alpha & \alpha & -\alpha \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} f \\ M \end{pmatrix} \quad (8)$$

其中 C 为适当常数。

2.2 四元数位置跟踪控制

无人机位置跟踪控制系统框图如图 4。此时推力控制律改为：

$$f = [k_r(\vec{r}_d - \vec{r}) + k_v(\dot{\vec{r}}_d - \dot{\vec{r}}) + m\vec{g}] \cdot (q \circ \bar{e}_3 \circ q^*) \quad (9)$$

其中： $\vec{r}_d = (x_d \ y_d \ z_d)$ ， $\vec{r} = (x \ y \ z)$ 。

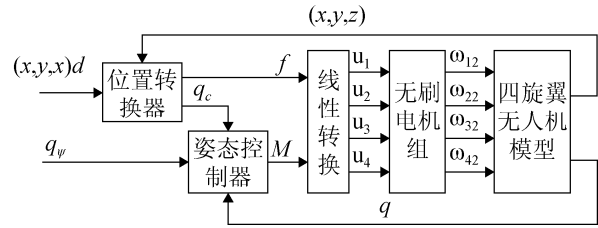


图 4 无人机位置跟踪控制系统框图

无人机平动加速度的大小与方向主要由推力 f 决定。 f 的方向适中始终沿着 b 系 z 轴正方向。可用位置误差矢量表示期望加速度方向，即期望 z^b 轴方向。四元数 q_c 表示 z^i 轴到 z^b 转动。取单位

向量 $\vec{b}_{3c} = \frac{k_r(\vec{r}_d - \vec{r}) + k_v(\dot{\vec{r}}_d - \dot{\vec{r}}) + m\vec{g}}{\|k_r(\vec{r}_d - \vec{r}) + k_v(\dot{\vec{r}}_d - \dot{\vec{r}}) + m\vec{g}\|}$ ，则：

$$q_c = \left(\sqrt{\frac{1 + \bar{e}_3 \cdot \vec{b}_{3c}}{2}} \quad \sqrt{\frac{1 - \bar{e}_3 \cdot \vec{b}_{3c}}{2}} \cdot \frac{\bar{e}_3 \times \vec{b}_{3c}}{\|\bar{e}_3 \times \vec{b}_{3c}\|} \right)$$

再加上偏角四元数 q_{wd} 限制，根据转动合成有 $q_d = q_c \circ q_{wd}$ 。将其送入姿态控制器。组成两级多回路位置跟踪控制系统

3 仿真结果分析

在 Matlab/Simulink 中将四元数反馈控制系统加入到无人机模型中。四元数反应用下标 q 表示。作为对比同时建立欧拉角反馈的经典 PID 系统，用下标 e 表示。仿真步长取 0.001 s，求解方法采用 ode4(Runge-Kutta)。控制器的参数以超调尽量小、兼顾缩短响应时间为原则，采取试凑法确定。分别对 x, y, z 进行幅值为 1m 的阶跃跟踪；对偏航角、俯仰角、滚转角进行幅值为 30° 的阶跃跟踪。仿真结果如图 5~8。

由图 5~8 可知，四元数反馈模型矢量 PD 控制系统和欧拉角反馈的经典 PID 控制系统，都能够对无人机位置、姿态角进行有效的阶跃跟踪控制。但四元数反馈模式矢量 PD 控制系统，过渡时间更短。而且以四元数作为反馈控制量，避开了三角函数的计算，计算量少。也避免了在大姿态角时奇点的产生。

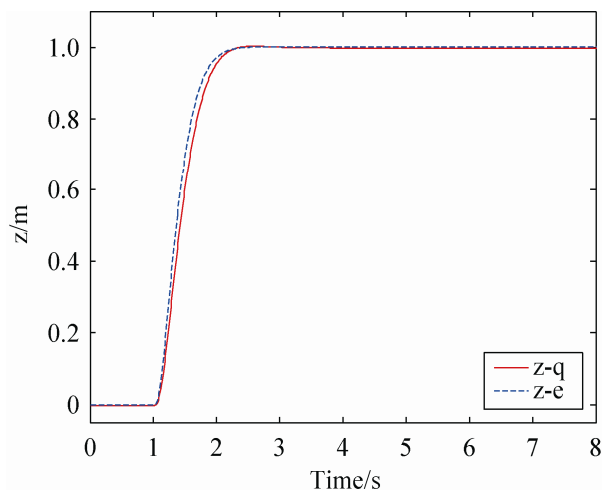


图 5 z 阶跃跟踪对比曲线

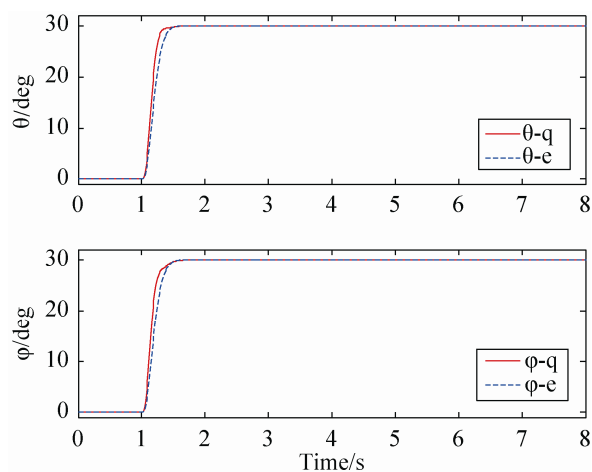
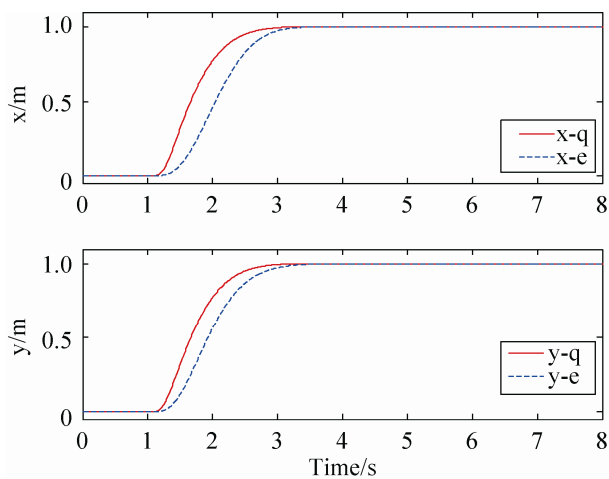
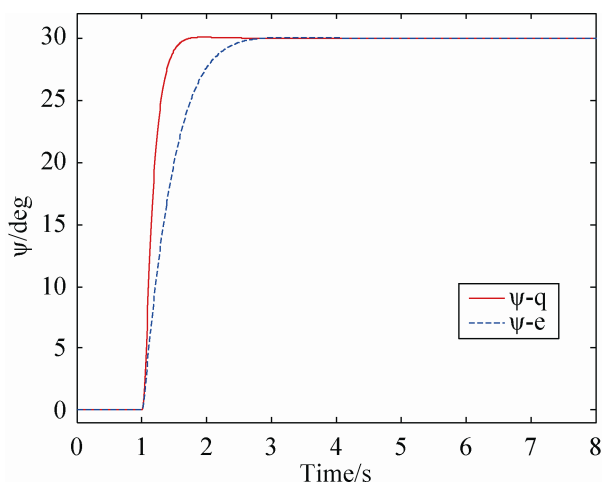
图 8 θ, φ 阶跃跟踪对比曲线

图 6 x, y 阶跃跟踪对比曲线

图 7 ψ 阶跃跟踪对比曲线

4 结论

本文建立了较为全面的 X 型四旋翼无人机多刚体动力学模型。根据 X 型四旋翼飞行控制特点, 设计了四元数反馈模式矢量 PD 控制系统。通过 Solidworks 软件获取无人机模型的惯性参数。在 Matlab/Simulink 平台上进行仿真, 通过与欧拉角反馈模式的经典 PID 控制系统的仿真对比得出: 四元数反馈模式矢量 PD 控制系统对无人机阶跃跟踪具有过渡时间更短, 计算量少, 无奇点产生的优点。文中建立的多刚体的无人机全面数学模型, 更符合实际情况。为将来控制算法研究提供了可靠的理论模型。

在有外界干扰以及无人机自身参数不确定的情况下, 如何提高控制算法的鲁棒性, 将是未来主要的工作。

参考文献:

- [1] Fernando H C T E, De Silva A T A, De Zoysa M D C, *et al.* Modelling, Simulation and Implementation of a Quadrotor UAV [C]// Proceedings of the IEEE 8th International Conference on Industrial and Information Systems, ICIIIS, Aug. 18-20, 2013, Sri Lanka. USA: IEEE, 2013: 207-212.
- [2] Atheer L Salih, M Moghavvemi, Haider A F Mohamed, *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 (AQTR), 2010. USA: IEEE, 2010: 1-5.
- [3] 庞庆霏. 四旋翼飞行器设计与稳定控制研究 [D]. 北京: 中国科技大学, 2011, 5.
- [4] Pisan Moonumca, Yoshio Yamamoto, Nattawoot Depaiwa. Adaptive PID for Controlling a Quadrotor in a Virtual Outdoor Scenario: Simulation Study [C]// Proceedings of the IEEE International Conference on Mechatronics and Automantion, Takamatsu, Japan, August 2013. USA: IEEE, 2013: 1080-1086.
- [5] Iman Sadeghzadeh, Ankit Mehta, Abbas Chamseddine, *et al.* Active Fault Tolerant Control of A Quadrotor UAV Based on Gainscheduled [C]// Proceedings of the IEEE 25th Canadian Conference on Electrical and Computer Engineering, 2012. USA: IEEE, 2012: 1-4.
- [6] 李一波, 宋述锡. 基于模糊自整定 PID 四旋翼无人机悬停控制 [J]. 控制工程, 2013, 20(5): 910-914.
- [7] 聂博文. 微小型四旋翼无人直升机建模及控制算法研究 [D]. 长沙: 国防科技大学, 2006, 11.
- [8] Mohammad Reza Mehranpour, Omid Emamgholi, Alireza Mohammad Shahri, *et al.* A New Fuzzy Adaptive Control for a Quadrotor Flying Robot [C]// Proceedings of 13th Iranian Conference on Fuzzy Systems (IFSC), 2013, Iran. USA: IEEE 2013: 1-5.
- [9] Soroush Sheikhpour, Saeed Bagheri Shouraki. A Model-Based Fuzzy Controller Using the Parellel Distributed Compensation Method for Quadrotor Attitude Stabilization [C]// Proceedings of the 21st Iranian Conference on Electrical Engineering (ICEE), Iran. USA: IEEE, 2013: 1-6.
- [10] Angelica Torres Gaitan, Yolanda Bolea. Modeling and Robust Attitude Control of a Quadrotor System [C]// Proceedings of the 10th Internatonal Conference on Electrical Engineering, Computing Science and Automatic Control (CCE), Mexico City, Mexico, September 2013. USA: IEEE, 2013: 8-12.
- [11] Chaturvedi N A, Sanyal A K, McClamroch N H. Rigid-Body Attitude Control [J]. Proceedings of IEEE Control Systems Magazine (S1066-033X), 2011, 31(3): 30-51.
- [12] Taeyoung Lee*, Melvin Leok, N Hattis McClamroch. Geometric tracking control of a quadrotor UAV on SE(3) [C]// Proceedings of IEEE Conference on Decision and control, December 2011. USA: IEEE, 2011: 5020-5425.

《系统仿真学报》荣获“2014 中国最具国际影响力学术期刊”证书

由中国学术期刊（光盘版）电子杂志社与清华大学图书馆联合成立的中国学术文献国际评价研究中心，以美国汤森路透 Web of Science 收录的 1.2 万余种期刊为引文统计源，首次研制发布了 2012《中国学术期刊国际引证年报》（CAJ-IJCR 年报）。第一次给出了我国 5600 余种中外文学术期刊总被引频次、影响因子、半衰期等各项国际引证指标，并采用了新的国际影响力综合评价指标 CI 对期刊排序，发布了“中国最具国际影响力学术期刊”（排序 TOP5%）和“中国国际影响力优秀学术期刊”（排序 TOP5-10%），在国内外学术界产生了较大反响。之后，2013 年版年报，将引文统计源期刊扩展到 1.44 万多种。目前，2014 版国际、国内年报与 TOP5%和 TOP5-10%期刊的遴选业已完成，《系统仿真学报》被列入“2014 中国最具国际影响力学术期刊”行列。

我学报连续 2 年被列入 TOP5%国内一流的中国最具国际影响力学术期刊，走向世界，进入国际一流，指日可待！