

# 基于 PID 算法的四旋翼飞行器定点跟踪控制

李 希, 陈 洋, 陈鹏震

(武汉科技大学 信息科学与工程学院, 武汉 430081)

**摘要:** 四旋翼飞行器是一种结构紧凑、飞行方式独特的垂直起降式飞行器, 具有欠驱动、强耦合的特点; 为实现对飞行器的控制, 使之能从起始位置在一定时间内到达设定目标点并稳定悬停, 根据其飞行特点建立动力学模型并在此基础上提出了一种双闭环 PID 控制方法; 其中, 外环实现飞行器的位置控制, 使用目标点与反馈回的实际坐标的偏差作为控制器的输入, 内环实现飞行器的姿态控制, 其姿态的参考量由外环的输出经逆求解获得的欧拉角与实际姿态角求得的偏差作为控制器的输入; 通过 PID 算法后输出的姿态控制信号, 经过四旋翼飞行器“十”字动力学模型解耦得到 4 个电机的转速控制值, 从而完成定点跟踪任务; 提出的双闭环 PID 控制方法在仿真中获得了验证, 为飞行器的进一步研究提供了基础。

**关键词:** 四旋翼飞行器; 动力学模型; 双闭环; PID 控制器; 定点跟踪

## Quadrotor Tracking Control Based on PID Algorithm

Li Xi, Chen Yang, Chen Pengzhen

(College of information science and Engineering, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan 430081, China)

**Abstract:** Quadrotor is a way to VTOL aircraft that has compact structure and unique flight, with underactuated and strong coupling characteristics. For controlling the aircraft to arrive at set-point and maintains a stable hover from initial location, the article proposed the method of double close-loop PID control based on the dynamic model according to its flight characteristics, the outer ring accomplishes location control, we set the error between set-point and feedback actual location as the controller. the inner ring accomplishes attitude control, the set-value of the attitude results form the inverse solution of outer ring's output, that the error between the set-value and actual attitude is the input of controller. after double close-loop PID, the signals for controlling attitude will be output, which can convert to four value used to control motor speed via the decoupling of cross dynamic model of quadrotor. The task of set-point tracking can be accomplished according to above all. the method of double close-loop PID control in this article can be verified with simulation experiments, providing a basis for future study on the quadrotor.

**Keywords:** quadrotor; dynamic model; double close-loop; PID control; set-point tracking

## 0 引言

随着计算机技术和自动化技术的不断发展, 旋翼式飞行器技术在越来越多的领域有广阔的应用前景, 四旋翼飞行器是一种结构紧凑、飞行方式独特的垂直起降式飞行器, 具有欠驱动、强耦合的特点, 通过调节对称分布的四个旋翼转速, 实现对飞行姿态的控制。由于它具有普通无人机没有的优势, 如垂直起降、协调转弯、空中悬停、侧飞、前飞等多种飞行模式, 这决定了它在军用方面可以应用于进行侦查、攻击、通信、监视等工作, 在民用方面可以应用于航拍、交通监控、大气检测、电力巡检、除冰等工作<sup>[1]</sup>。

目前, 对于四旋翼飞行器的控制系统设计, 国内外众多高校和科研机构进行了相关方面的研究, 目前较为常用的控制算法有: PID 控制器<sup>[2]</sup>, 自抗扰控制器 (ADRC), 线性二次型最优调节控制器 (LQR), 滑模控制算法 (Sliding-mode), BackStepping 控制算法。自抗扰控制器针对动力学模型中的未建模项, 在传统的 PID 控制器中加入不确定函数和外界干扰, 增强了机体的鲁棒性<sup>[3]</sup>, 由于加入了外界未知干扰导致控制精度不够。线性二次型最优调节控制器通过构造线性二次型问题

的状态方程, 求解不同拉力下各个电机角度以及角速度<sup>[4]</sup>, 该方法能缩短机体的响应时间, 但是需要建立电机模型, 过程复杂, 使得控制系统的实时性不足; 本文将采用经典的 PID 控制器, 通过设计双环结构来实现对四旋翼飞行器的跟踪控制。该方法在四旋翼动力学模型的基础上设计了位置控制器和姿态控制器, 能较好的控制机体的姿态角和移动速度, 通过设置合适的参数也能克服跟踪精度不高的缺点。

本文运用 Newton-Euler 公式建立简化的四旋翼飞行器动力学模型<sup>[5-6]</sup>, 并进行简化, 运用 PID 算法, 通过建立位置环、姿态环双闭环控制系统, 实现了对四旋翼飞行器各通道控制律的设计, 并在实验室模型样机上通过 Simulink 仿真实验, 实现了四旋翼飞行器精确、稳定的定点飞行和稳定悬停, 论证了算法的实时性、准确性。

## 1 动力学模型

为了建模的方便, 先定义两个坐标系: 导航坐标系 E ( $X_E$   $Y_E$   $Z_E$ ) 和机体坐标系 B ( $X_b$   $Y_b$   $Z_b$ ), 如图 1 所示。

### 1.1 平移动力学模型

为得到飞行器在机体坐标系中的受力  $F_B$  与在导航系中受力  $F_E$  的关系, 假设机体按照先 Z 轴, Y 轴, 再 X 轴的顺序转动, 这 3 次转动可表示为 3 个独立方向余弦矩阵。

$$\text{绕 } Z \text{ 轴转动 } \varphi (\text{偏航角}) \quad C_1 = \begin{bmatrix} \cos\varphi & \sin\varphi & 0 \\ -\sin\varphi & \cos\varphi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

收稿日期: 2016-01-13; 修回日期: 2016-03-07。

基金项目: 国家自然科学基金项目 (62103331, 61573263); 湖北省科技支撑计划项目 (2015BAA018)。

作者简介: 李 希 (1994-), 女, 湖北咸宁人, 主要从事旋翼飞行器自主控制方向的研究。

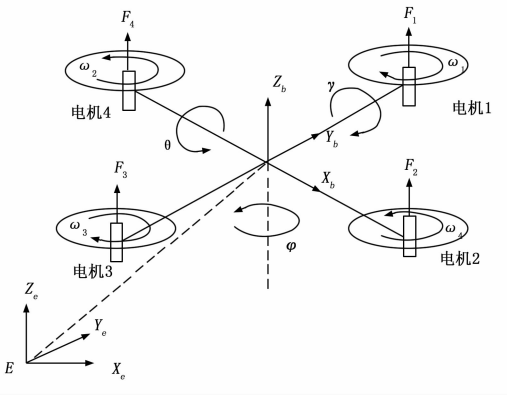


图 1 四旋翼飞行器动力学建模示意图

### 1.2 转动动力学模型

四旋翼飞行器在飞行过程中，若忽略空气阻力和旋翼的陀螺效应，则飞行器在机体系中的转动力矩为：

$$\mathbf{M}_B = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (J_y - J_z)qr + bl(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ (J_z - J_x)pr + bl(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ (J_x - J_y)pq + d(\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{bmatrix} \quad (3)$$

式 (3) 中， $J_x, J_y, J_z$  分别为机体绕机体坐标系  $x_b, y_b, z_b$  轴转动的转动惯量；假设旋翼质心到机体质心的距离为  $l$ ； $p, q, r$  分别为机体绕机体坐标系  $B$  的  $x_b, y_b, z_b$  轴转动角速度。

为得到飞行器在机体系中角速度  $\mathbf{Q}_B = [p \ q \ r]^T$  与导航系中欧拉角速度  $\mathbf{Q}_E = [\dot{\theta} \ \dot{\gamma} \ \dot{\varphi}]^T$  的关系，假设机体绕  $Z, Y, X$  轴转动。

$$\mathbf{Q}_E \longrightarrow C_1 \overset{\dot{\theta}}{\longrightarrow} C_2 \overset{\dot{\gamma}}{\longrightarrow} C_3 \overset{\dot{\varphi}}{\longrightarrow} \mathbf{Q}_B$$

根据上图，可推得  $\mathbf{Q}_E$  与  $\mathbf{Q}_B$  的关系：

$$\mathbf{Q}_B = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + C_3 \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\gamma} \\ 0 \end{bmatrix} + C_3 C_2 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\theta} + \begin{bmatrix} 0 \\ \cos\theta \\ -\sin\theta \end{bmatrix} \dot{\gamma} + \begin{bmatrix} -\sin\gamma \\ \cos\gamma\cos\theta \\ \cos\gamma\sin\theta \end{bmatrix} \dot{\varphi} \quad (4)$$

飞行器在悬停或者是匀速运动时，可以认为机体的欧拉角变化很小，接近 0 度，将  $\theta = 0, \gamma = 0, \varphi = 0$  代入公式 (4)，得：

$$\mathbf{Q}_B = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\theta} + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\gamma} + \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} \dot{\varphi} = \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} = \mathbf{Q}_E \quad (5)$$

式 (5) 表明，机体在机体系中的角速度等于欧拉角的角速度，而转动力矩为：

$$\mathbf{M} = \mathbf{J} \frac{d}{dt} \boldsymbol{\omega} = \mathbf{J} \frac{d^2}{dt^2} \text{angle} \quad (6)$$

式 (6) 表明，转动力矩  $\mathbf{M}$  与角速度  $\boldsymbol{\omega}$  的导数成正比，而  $E$  系中的转动惯量  $\mathbf{J}$  与  $B$  系中的转动惯量  $\mathbf{J}$  相同，所以：

$$\mathbf{M}_E = \mathbf{M}_B = \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (J_y - J_z) \dot{\varphi} + bl(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ (J_z - J_x) \dot{\theta} + bl(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ (J_x - J_y) \dot{\gamma} + d(\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{bmatrix} \quad (7)$$

由公式 (6) 和公式 (7) 可得转动动力学模型：

$$\begin{cases} \ddot{\theta} = \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \dot{\gamma} \dot{\varphi} + \frac{bl}{J_x} (\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ \ddot{\gamma} = \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \dot{\theta} \dot{\varphi} + \frac{bl}{J_y} (\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ \ddot{\varphi} = \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \dot{\theta} \dot{\gamma} + \frac{d}{J_z} (\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{cases} \quad (8)$$

通过改变飞行器电机转速，可以实现各种不同的运动。可将其合运动分解到四个独立方向，分别为：

1) 上下运动 (控制律  $U_1$ )。

实现方法：四个电机转速一致，四个旋翼产生的升力大于或小于自身重力。

2) 前后运动和俯仰角  $\theta$  (控制律  $U_2$ )。

实现方法：电机 2、4 转速不变，电机 1、3 转速一增一减且改变值相同。

3) 左右运动和横滚角  $\gamma$  (控制律  $U_3$ )。

实现方法：电机 1、3 转速不变，电机 2、4 转速一增一减

绕 Y 轴转动  $\gamma$  (横滚角)  $C_2 = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix}$

绕 X 轴转动  $\theta$  (俯仰角)  $C_3 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & \sin\theta \\ 0 & -\sin\theta & \cos\theta \end{bmatrix}$

则在此种转动顺序下，可定义：

$$\mathbf{F}_E = \mathbf{C}_B^E \mathbf{F}_B$$

$$\mathbf{F}_B = \mathbf{C}_E^B \mathbf{F}_E$$

从  $E$  系到  $B$  系的方向余弦矩阵：

$$\mathbf{C}_E^B = \mathbf{C}_3 \mathbf{C}_2 \mathbf{C}_1 = \begin{bmatrix} C_\varphi C_\gamma & S_\varphi C_\gamma & -S_\gamma \\ C_\varphi S_\gamma S\theta - S_\varphi C\theta & S_\varphi S_\gamma S\theta + C_\varphi C\theta & C_\gamma S\theta \\ C_\varphi S_\gamma C\theta + S_\varphi S\theta & S_\varphi S_\gamma C\theta - C_\varphi S\theta & C_\gamma C\theta \end{bmatrix}$$

式中， $C_\varphi = \cos\varphi, S_\varphi = \sin\varphi$ ，同下。

从  $B$  系到  $E$  系的方向余弦矩阵为：

$$\mathbf{C}_B^E = [\mathbf{C}_E^B]^T = \mathbf{C}_1^T \mathbf{C}_2^T \mathbf{C}_3^T = \begin{bmatrix} C\omega C\gamma & C\omega S\gamma S\theta - S\omega C\theta & C\omega S\gamma C\theta + S\omega S\theta \\ S\omega C\gamma & S\omega S\gamma S\theta + C\omega C\theta & S\omega S\gamma C\theta - C\omega S\theta \\ -S_\gamma & C_\gamma S\theta & C_\gamma C\theta \end{bmatrix}$$

根据飞行原理，单个旋翼产生的提升力为  $F_i = b\omega_i^2 (i = 1, 2, 3, 4)$ ，扭矩为  $\tau_i = d\omega_i^2 (i = 1, 2, 3, 4)$ 。式中， $b$  表示无人机的升力系数； $d$  表示无人机的阻力系数。

在机体系  $B$  中，四只旋翼产生的提升力均平行于机体坐标系  $B$  的  $z_b$  轴，产生的合力方向沿  $z_b$  正方向， $x_b, y_b$  轴上分力大小为 0。所以： $\mathbf{F}_B = [F_x \ F_y \ F_z]^T = [0 \ 0 \ b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2)]^T$

在导航系中机体的升力为：

$$\mathbf{F}_E = [F_{Ex} \ F_{Ey} \ F_{Ez}]^T = \mathbf{C}_B^E \mathbf{F}_B$$

$$\begin{cases} F_{Ex} = (C_\varphi S_\gamma C\theta + S_\varphi S\theta) \times b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ F_{Ey} = (S_\varphi S_\gamma C\theta - C_\varphi S\theta) \times b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ F_{Ez} = (C_\gamma C\theta) \times b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{cases} \quad (1)$$

再加上机体自身的重力  $mg$ ，以  $P(x \ y \ z)$  表示飞行器在导航系下的质心位置，由牛顿第二定律  $F = m\ddot{r}$  能得到平移动力学模型，如下所示：

$$\begin{cases} \ddot{x} = (C_\varphi S_\gamma C\theta + S_\varphi S\theta) \times \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \ddot{y} = (S_\varphi S_\gamma C\theta - C_\varphi S\theta) \times \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \ddot{z} = (C_\gamma C\theta) \times \frac{b}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) - g \end{cases} \quad (2)$$

且改变值相同。

4) 偏航运动和偏航角  $\varphi$  (控制律  $U_4$ )。

实现方法: 电机 1、3 为一组, 电机 2、4 为一组, 一增一减且改变值相同, 机体的旋转方向与转速快的旋翼的旋转方向相反。

注意: 上下、前后、左右运动需抵消机身的反扭矩, 使机身保持平衡, 所以改变电机转速实现这几种运动的前提条件是  $\tau_1 + \tau_3 = \tau_2 + \tau_4$ , 即  $\omega_1^2 + \omega_3^2 = \omega_2^2 + \omega_4^2$ 。

假设 1 电机朝前为正方向, 2 电机朝右为正方向, 电机 1、3 的旋转方向为偏航角的正方向, 则每个通道的控制律如下:

$$\begin{cases} U_1 = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 = b(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ U_3 = b(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ U_4 = d(\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{cases} \quad (9)$$

将公式 (9) 代入公式 (2) 和公式 (8) 中即可得到简化的动力学模型, 如式 (10) 所示。

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos\varphi\sin\gamma\cos\theta + \sin\varphi\sin\theta) \times \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (\sin\varphi\sin\gamma\cos\theta - \cos\varphi\sin\theta) \times \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = (\cos\gamma\cos\theta) \times \frac{U_1}{m} - g \\ \ddot{\theta} = \frac{(J_y - J_z)\dot{\gamma}}{J_x}\dot{\varphi} + \frac{U_2}{J_x} \\ \ddot{\gamma} = \frac{(J_z - J_x)\dot{\theta}}{J_y}\dot{\varphi} + \frac{U_3}{J_y} \\ \ddot{\varphi} = \frac{(J_x - J_y)\dot{\theta}}{J_z}\dot{\gamma} + \frac{U_4}{J_z} \end{cases} \quad (10)$$

## 2 控制器的设计

根据以上动力学模型的分析可知, 可以通过改变四个电机的转速来控制飞行器的运动状态, 机体在空间的移动速度主要是通过改变相应姿态角的大小来控制的, 所以为实现飞行器定点跟踪, 关键在于得到准确的姿态控制信号, 控制器的设计如图 2 所示。

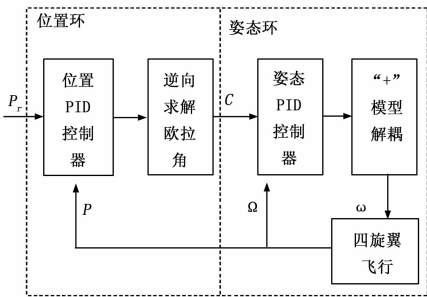


图 2 控制结构示意图

从图 2 中可看出, 该控制器采用双闭环控制结构, 姿态控制作为内环, 位置控制为外环, 内环的设定值由外环的输出值通过逆向求解欧拉角得来。输出的姿态控制信号通过“+”模型解耦得到 4 个电机的转速从而控制飞行器的运动状态。

外环控制器的输入为目标点坐标  $P_r(x_r \ y_r \ z_r)$ , 飞行器的实际位置坐标  $P(x \ y \ z)$  可由 GPS、气压计作为检测变送装置反馈给位置 PID 控制器, 由于导航系中, 可认为 X、Y、Z 轴方向上的线加速度与其距离成正比, 所以坐标偏差

$(x_r - x \ y_r - y \ z_r - z)$  经过 PID 算法后的结果可作为目标线加速度  $a_r = (\ddot{x} \ \ddot{y} \ \ddot{z})^T$ 。即可建立如公式 (11) 的飞行器在导航系下的三个坐标轴坐标量 P 的加速度与坐标误差的相互关系,  $K_P$ 、 $K_I$ 、 $K_D$  分别为比例、积分、微分调节系数。

$$\begin{cases} \ddot{x} = K_{Px}(x_r - x) + K_{Ix} \int (x_r - x) dt + K_{Dx}(\dot{x}_r - \dot{x}) \\ \ddot{y} = K_{Py}(y_r - y) + K_{Iy} \int (y_r - y) dt + K_{Dy}(\dot{y}_r - \dot{y}) \\ \ddot{z} = K_{Pz}(z_r - z) + K_{Iz} \int (z_r - z) dt + K_{Dz}(\dot{z}_r - \dot{z}) \end{cases} \quad (11)$$

外环位置 PID 控制器的输出作为逆向求解欧拉角模块的输入。飞行器在定点跟踪的运动过程中, 可以仅依靠上下、左右、前后运动就可完成在空间中从一点到另一点的飞行任务, 所以, 为了控制的方便, 不妨假设偏航角  $\varphi = 0$ , 代入平移动力学模型公式 (11) 中可得:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\sin\gamma\cos\theta) \times \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (-\sin\theta) \times \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = (\cos\gamma\cos\theta) \times \frac{U_1}{m} - g \end{cases} \quad (12)$$

由公式 (12) 可解得:

$$\begin{aligned} U_1 &= m \sqrt{(\ddot{x})^2 + (\ddot{y})^2 + (\ddot{z} + g)^2} \\ \theta_r &= \arcsin\left(-\frac{m\ddot{y}}{U_1}\right) \\ \gamma_r &= \arcsin\left(-\frac{m\ddot{x}}{U_1\cos\theta_r}\right) \end{aligned}$$

而  $\varphi_r = 0$

以上就是利用线加速度逆向求解欧拉角的过程, 得到的目标姿态角  $\Omega_r(\theta_r \ \gamma_r \ \varphi_r)$  作为姿态 PID 控制器的设定值, 其反馈值为飞行器实际的姿态角  $\Omega(\theta \ \gamma \ \varphi)$ , 由陀螺仪和加速度计联合测量机体绕三轴转动的角速度和三轴的加速度然后通过姿态解算得来, 两者的偏差  $(\theta_r - \theta \ \gamma_r - \gamma \ \varphi_r - \varphi)$  作为 PID 控制器的输入, 姿态 PID 控制器输出信号为  $C = (e_\theta \ e_\gamma \ e_\varphi)^T$ 。

$$\begin{cases} e_\theta = K_{P\theta}(\theta_r - \theta) + K_{I\theta} \int (\theta_r - \theta) dt + K_{D\theta}(\dot{\theta}_r - \dot{\theta}) \\ e_\gamma = K_{P\gamma}(\gamma_r - \gamma) + K_{I\gamma} \int (\gamma_r - \gamma) dt + K_{D\gamma}(\dot{\gamma}_r - \dot{\gamma}) \\ e_\varphi = K_{P\varphi}(\varphi_r - \varphi) + K_{I\varphi} \int (\varphi_r - \varphi) dt + K_{D\varphi}(\dot{\varphi}_r - \dot{\varphi}) \end{cases} \quad (13)$$

根据控制律公式 (9) 及其实现方法, 可得到:

$$\begin{cases} \omega_1^2 = \frac{U_1}{4b} + e_\theta + 0 - e_\varphi \\ \omega_2^2 = \frac{U_1}{4b} + 0 + e_r + e_\varphi \\ \omega_3^2 = \frac{U_1}{4b} - e_\theta + 0 - e_\varphi \\ \omega_4^2 = \frac{U_1}{4b} + 0 - e_r + e_\varphi \end{cases} \quad (14)$$

利用公式 (14) 即可用 3 个姿态控制信号得到 4 个电机的转速控制信号, 这就是“+”字模型解耦。

然后将转速控制信号相应地转换成各个电机的 PWM 波的占空比, 使电机输出转速, 从而使飞行器能在规定时间内完成

定点跟踪任务。

### 3 实验结果与分析

用 Matlab 的 Simulink 模块搭建上述四旋翼飞行器动力学模型及其控制器，通过仿真结果验证此方法的可行性。其中飞行器参数暂定为：

$$b = 2.2893 \times 10^{-5} \text{ N} \cdot \text{s}^2$$

$$d = 1.1897 \times 10^{-6} \text{ N} \cdot \text{s}^2$$

$$m = 2.467 \text{ kg}$$

$$l = 0.3875 \text{ m}$$

$$J_x = 0.05887 \text{ kg} \cdot \text{s}^2$$

$$J_y = 0.05887 \text{ kg} \cdot \text{s}^2$$

$$J_z = 0.13151 \text{ kg} \cdot \text{s}^2$$

通过双闭环 PID 控制器来控制四旋翼飞行器飞行时，假设无人机静止起飞点坐标及姿态为  $(x, y, z, \theta, \gamma, \varphi) = (0, 0, 0, 0, 0, \frac{\pi}{4})$ ，目标点设为  $(x, y, z, \theta, \gamma, \varphi) = (1, 2, 2, 0, 0, 0)$ ，通过仿真可得其飞行轨迹曲线及姿态曲线如图 3 和 4 所示。

由图 3 和图 4 可以看出四旋翼飞行器在 4s 左右能够很快的到达设定目标点并能够稳定悬停，图 5 为飞行器的三维飞行轨迹图，由此可以看出通过设计出的双闭环 PID 控制器来控制飞行器完成指定飞行任务是可行的。

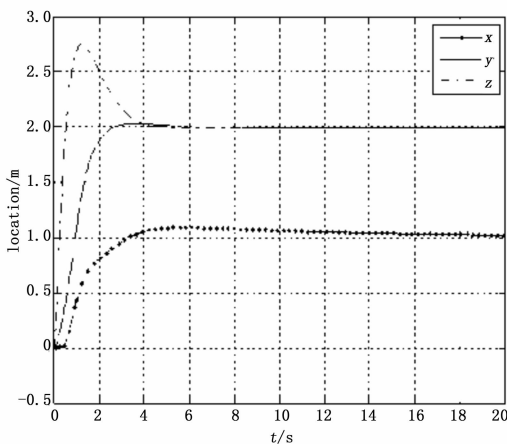


图 3 四旋翼飞行器飞行位置坐标曲线

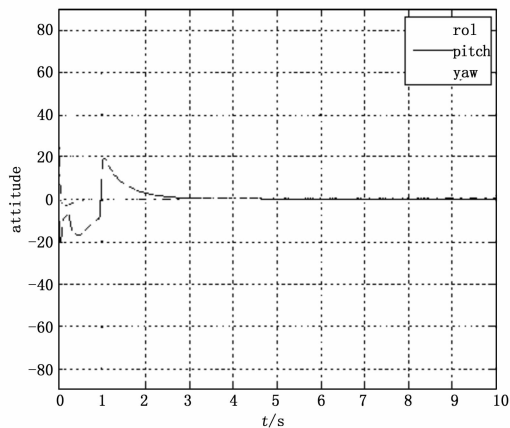


图 4 四旋翼飞行器飞行姿态曲线

### 4 结论

本文通过对飞行器各部分的运动机理进行分析，依据其所

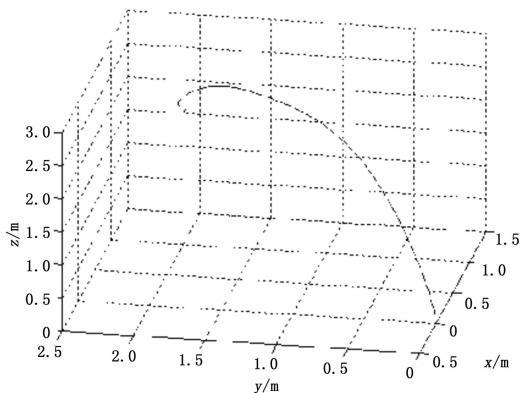


图 5 四旋翼飞行器三维飞行轨迹曲线

遵循的基本规律得到动力学模型，并在此基础上对飞行器的定点跟踪任务进行分析，提出由外环位置环和内环姿态环构成的双闭环 PID 控制系统，并通过仿真验证了该系统的可行性。本文重点在于对飞行器建模和双闭环 PID 控制器的分析，对于通过 GPS、气压计检测出飞行器的实际坐标位置的方法以及姿态解算算法（比如四元数算法）并未做详细分析。另外，对于 PID 算法中比例、积分、微分调节系数  $K_P$ 、 $K_I$ 、 $K_D$  的整定是根据飞行器的实际情况和以上的理论分析利用试凑法来实现的。

但是，从图 5 的三维飞行轨迹图来看双闭环 PID 控制系统并不能控制飞行器沿最优的路径飞行——直线，并且其飞行路径无法确定，完全是由控制算法控制其飞向目标，所以路径规划是很有必要的，这也将是下一步努力的方向。

#### 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 (6): 113-117.
- [2] 吴成富, 刘小齐, 袁 旭. 四旋翼无人机建模及其 PID 控制律设计 [J]. 电子设计工程, 2012, 16: 68-70.
- [3] 齐晓慧, 王洪军. 四旋翼无人机的自抗扰控制研究 [J]. 测控技术, 2014 (5): 61-64.
- [4] 丛梦苑. 基于线性二次调节器的四旋翼飞行器控制系统的设计与研究 [D]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2011.
- [5] 赵育善, 师 鹏. 航天器飞行动力学建模理论与方法 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012.
- [6] 聂博文. 微小型四旋翼无人直升机建模及控制方法研究 [D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2006.
- [7] Alexis K, Nikolakopoulos G, Tzes A. Switching model predictive attitude control for a quadrotor helicopter subject to atmospheric disturbances [J]. Control Engineering Practice, 2011, 19 (10): 1195-1207.
- [8] Xu R, Ozguner U. Sliding Mode Control of a Quadrotor Helicopter [A]. IEEE Conference on Decision and Control [C]. 2006: 4957-4962.
- [9] Hoffman G M, Huang H M, Waslander S L, et al. Precision flight control for a multi-vehicle quadrotor helicopter testbed [J]. Control Engineering Practice, 2011, 19 (9): 1023-1036.
- [10] Wang J, Huang Y Ma L. Extending the Player Project for flexible cooperation of multiple robots [A]. International Conference on Mechatronics and Automation (ICMA) [C]. 2012: 1657-1662.