

基于反步法的四旋翼飞行器轨迹跟踪研究

滕 雄,吴怀宇,陈 洋,余 辉

(武汉科技大学信息科学与工程学院,湖北 武汉 430081)

摘要:在四旋翼飞行器轨迹跟踪优化控制的研究中,四旋翼飞行器具有欠驱动和强耦合的特点,在对设定轨迹进行跟踪时,容易出现控制精度较低、抗干扰能力差等问题。针对以上问题,设计了一种采用反步法的轨迹跟踪方法,运用牛顿-欧拉公式建立四旋翼飞行器的动力学模型,将四旋翼飞行器的飞行控制系统分解为上下、前后、左右、偏航四个子系统,应用反步算法为四个子系统配置控制律,实现四旋翼飞行器对设定轨迹的精确跟踪。实验结果表明,所提算法能够让四旋翼飞行器实现对所设定轨迹精确的跟踪,最大跟踪误差不超过6cm。

关键词:四旋翼;动力学模型;反步法;轨迹跟踪

中图分类号:TP301.6 **文献标识码:**B

Trajectory Tracking of Quad-Rotor Aircrafts Base on Backstepping

TENG Xiong, WU Huai-yu, CHEN-Yang, YU-Hui

(School of Information Science and Engineering, Wuhan University of Science and Technology, Wuhan Hubei 430081, China)

ABSTRACT: Due to the under-actuated and strong coupling characteristics of quad-rotor aircrafts, traditional trajectory tracking methods have low control precision and poor anti-interference ability. A trajectory tracking method based on backstepping algorithm is designed. In this method, the dynamic model of the quad-rotor aircrafts is established by using the Newton Euler equation. The flight control system of the quad-rotor aircrafts is decomposed into four subsystems, which are the upper and lower, the front and rear, the left and right, and the yaw. And the backstepping algorithm is used to obtain control law of the four subsystems to achieve the precise trajectory tracking. The experimental results show that the proposed algorithm can achieve the accurate trajectory tracking of quad-rotor aircrafts, and the maximum tracking error is less than 6cm.

KEYWORDS: Quadrotor; Dynamic model; Backstepping; Trajectory tracking

1 引言

四旋翼飞行器是一种具有垂直起降和悬停功能的蝶形飞行器,具有重要的军事和民用价值^[1]。其机械结构简单,由2对共轴成90°排列的旋翼组成,具有四个动力源的输入,推重比大;它既能沿空间3坐标轴移动,同时也能绕空间3坐标轴转动,具有灵活的机动性能,是一种典型的欠驱动系统。

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^[2],自抗扰控制器(ADRC)^[3],线性二次型最优调节控制器(LQR)^[4],滑膜控制算法(Sliding-mode)^[5-6],BackStepping控制算法^[7-8]。文献[2]运用PID算法,在四旋

翼动力学模型的基础上设计了姿态控制器,能较好的控制机体的姿态角和移动速度,但是无法有效控制机体的位置,导致跟踪精度不高。文献[3]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,由于加入了外界未知干扰导致控制精度不够;文献[4]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,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;文献[5]针对四旋翼飞行器欠驱动的特点所设计的控制律对模型误差、参数的不确定性不敏感,增强了系统的鲁棒性,但设计的控制律不连续,使得跟踪轨迹精度不足;文献[7]运用Lagrange-Euler公式建立了四旋翼的运动学模型,在模型的基础之上运用非线性Backstepping算法设计控制律,该控制器抗干扰能力强、鲁棒性好,导致系统存在较大延时,实时性差。

本文运用Newton-Euler公式建立简化的四旋翼飞行器动力学模型,在模型的基础之上,运用BackStepping算法,构

基金项目:国家自然科学基金资助项目(61203331,61573263);湖北省科技支撑项目(2015BAA018);武汉科技大学科技创新基金研究项目(14ZRC148)

收稿日期:2015-08-05

造 Lyapunov 函数, 以实现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 实验, 实现四旋翼飞行器精确、稳定的定点飞行与光滑的曲线跟踪, 论证了算法的实时性、准确性。

2 动力学模型

为了建立动力学模型, 需要对四旋翼进行受力分析, 如图 1 为四旋翼飞行器的受力分析图, 图中 $E(x_e, y_e, z_e)$ 为四旋翼飞行器的导航坐标系; $B(x_b, y_b, z_b)$ 为四旋翼飞行器的机体坐标系; $\Phi(\theta, \gamma, \varphi)$ 分别为机体绕机体坐标系 B 的 x_b, y_b, z_b 轴转动时产生的俯仰角、横滚角、航向角。

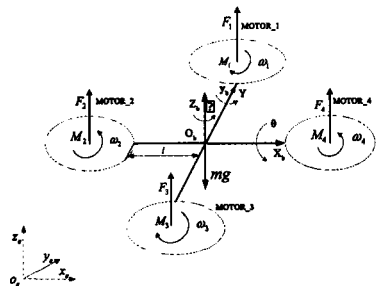


图 1 四旋翼飞行器受力分析图

图中四旋翼飞行器的 1、3 电机逆时针旋转, 所产生的扭矩 M_1, M_3 为顺时针方向; 2、4 电机顺时针旋转, 所产生的扭矩 M_2, M_4 为逆时针方向。 F_1, F_2, F_3, F_4 分别为四个电机转动时产生的提升力。当 4 个电机的转速相等并且所产生的合提升力大于或小于机体自重时, 四旋翼飞行器可以上下运动; 当 2、4 电机的转速相等, 1、3 电机有一个转速差并且 2、4 电机产生的合力矩等于 1、3 电机产生的合力矩时, 四旋翼飞行器可以前后运动, 左右运动与上述过程相反; 当 4 个电机产生的合提升力等于机体自重, 1、3 电机转速相等, 2、4 电机转速相等且不等于 1、3 四旋翼飞行器左右偏航。

2.1 平移动力学模型

欧拉角的转动是具有顺序的, 假设四旋翼飞行器从导航坐标系 E 先后绕机体坐标系 z_b 轴转过 φ 度, 绕机体坐标系 y_b 轴转过 γ 度, 绕机体坐标系 x_b 轴转过 θ 度到达机体坐标系 B , 则从机体坐标系 B 到导航坐标系 E 的坐标转换矩阵为 C_b^e [9]

$$C_b^e = \begin{bmatrix} C_\varphi C_\gamma & C_\varphi S_\gamma S_\theta - S_\varphi C_\theta & C_\varphi S_\gamma C_\theta + S_\varphi S_\theta \\ S_\varphi C_\gamma & S_\varphi S_\gamma S_\theta + C_\varphi C_\theta & S_\varphi S_\gamma C_\theta - C_\varphi S_\theta \\ -S_\gamma & C_\gamma S_\theta & C_\gamma C_\theta \end{bmatrix} \quad (1)$$

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

将四旋翼飞行器简化成刚体, 忽略空气阻力对四旋翼飞行器运动产生的影响, 忽略桨叶的陀螺效应, 认为单只旋翼产生的提升力 $f_i = k_i \omega_i^2 (i = 1, 2, 3, 4)$ 与扭矩 $\tau_i = k_d \omega_i^2 (i = 1, 2, 3, 4)$ 仅与其转速 ω_i^2 的成正比 [10], k_i, k_d 分别为旋翼的升力系数与扭矩力系数; 假设机体自重为 $m, P(x, y, z)$ 分别为四旋翼飞行器在导航坐标系 E 的 x_e, y_e, z_e 轴位置。

在机体坐标系 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, 如下

$$f_b = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ k_i(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \end{bmatrix} \quad (2)$$

将机体在机体坐标系 B 中的受力按照 (1) 式转换到导航坐标系 E , 运用牛顿第二定律, 将机体受力换算成机体加速度, 考虑到导航坐标系 E 的 z_e 轴上有一个重力加速度输出, 得到机体在导航坐标系 E 中的加速度如下 [11-12]

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (C_\varphi S_\gamma C_\theta + S_\varphi S_\theta) \frac{k_i}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \ddot{y} &= (S_\varphi S_\gamma C_\theta - C_\varphi S_\theta) \frac{k_i}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ \ddot{z} &= C_\gamma C_\theta \frac{k_i}{m} (\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) - g \end{aligned} \quad (3)$$

2.2 转动动力学模型

$J(j_x, j_y, j_z)$ 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 ; $\omega(\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4)$ 分别为四个电机的旋转角速度; $\Omega(p, q, r)$ 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。简化后四旋翼飞行器的转动, 满足动量矩定律

$$\frac{dH}{dt} = \sum M \quad (4)$$

式中 H 为机体受到的动量矩; M 为作用在机体上的合力矩。由泊桑定理及矢量在动坐标系中的求导法则有 [11]

$$\left\{ \frac{dH}{dt} \right\}_b = \frac{d\{H\}_b}{dt} + \{\Omega^*\}_b \times \{H\}^T \quad (5)$$

式中, Ω^* 为 Ω 的反对称阵, 即

$$\Omega^* = \begin{bmatrix} 0 & -r & q \\ r & 0 & -p \\ -q & p & 0 \end{bmatrix} \quad (6)$$

按照上述转动顺序, 机体坐标系 B 中角速度 $\Omega(p, q, r)$ 与欧拉角速度 $\dot{\Phi}(\dot{\theta}, \dot{\gamma}, \dot{\varphi})$ 的转换关系 [11] 有

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & S_\varphi \\ 0 & 1 & S_\theta C_\gamma \\ 0 & 0 & C_\theta C_\gamma \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\gamma} \\ \dot{\varphi} \end{bmatrix} \quad (7)$$

在悬停或者是匀速运动的时候, 可以认为机体的欧拉角变化很小, 近似 0 [13], 将同轴上 2 个旋翼提供的升力差产生的转矩与 4 个旋翼产生的扭矩对四旋翼飞行器姿态角的影响叠加到机体的转动当中, 并转换成欧拉角加速度的形式有 [11-12]

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= \frac{(j_y - j_z)}{j_x} \dot{\gamma} \dot{\varphi} + \frac{k_i l}{j_x} (\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ \ddot{\gamma} &= \frac{(j_z - j_x)}{j_y} \dot{\theta} \dot{\varphi} + \frac{k_i l}{j_y} (\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ \ddot{\varphi} &= \frac{(j_x - j_y)}{j_z} \dot{\theta} \dot{\gamma} + \frac{k_d}{j_z} (\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{aligned} \quad (8)$$

将四旋翼飞行器的合运动分解到四个独立方向,分别为上下运动(控制律 U_1)、前后运动(控制律 U_2)、左右运动(控制律 U_3)、偏航运动(控制律 U_4),每个通道的控制律如下^[10]

$$\begin{aligned} U_1 &= k_i(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \\ U_2 &= k_i(\omega_1^2 - \omega_3^2) \\ U_3 &= k_i(\omega_2^2 - \omega_4^2) \\ U_4 &= k_d(\omega_2^2 + \omega_4^2 - \omega_1^2 - \omega_3^2) \end{aligned} \quad (9)$$

这样就得到了简化后四旋翼飞行器在导航坐标系 E 的动力学模型^[11-12]

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= (C_\varphi S_\gamma C_\theta + S_\varphi S_\theta) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} &= (S_\varphi S_\gamma C_\theta - C_\varphi S_\theta) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} &= C_\gamma C_\theta \frac{U_1}{m} - g \\ \ddot{\theta} &= \frac{(j_y - j_z)}{j_x} \dot{\gamma} \dot{\varphi} + \frac{l U_2}{j_x} \\ \ddot{\gamma} &= \frac{(j_z - j_x)}{j_y} \dot{\theta} \dot{\varphi} + \frac{l U_3}{j_y} \\ \ddot{\varphi} &= \frac{(j_x - j_y)}{j_z} \dot{\theta} \dot{\gamma} + \frac{U_4}{j_z} \end{aligned} \quad (10)$$

其中,四旋翼飞行器的前后与左右运动依赖机体侧倾时提供的推力,推力的大小取决于与机体当前位置距离目标位置的远近。下面将在动力学模型的基础之上,运用 BackStepping 控制算法,为每个通道设计控制律。

3 控制器设计

下面将在动力学模型的基础之上,运用 Backstepping 算法推导各通道控制律。

基于动力学模型的四旋翼飞行 BackStepping 控制系统结构框图如图 2,控制器的输入为目标位置点,再将其输出($U_1 \sim U_4$)转化成马达转速 $\omega_i (i = 1, 2, 3, 4)$ 作为动力学模型的输入。

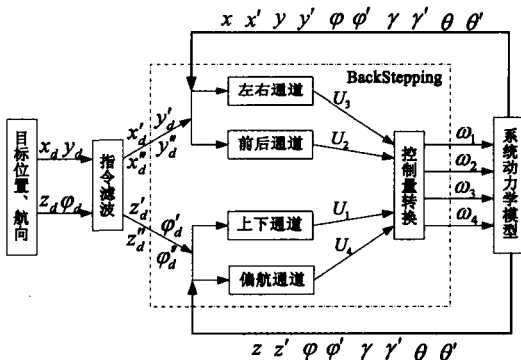


图2 四旋翼飞行器控制系统结构框图

下面以 $x - \gamma$ 通道为例,推导左右运动控制律 U_3 。首先定义左右运动通道(简记为 $x - \gamma$ 通道)的状态变量 $X = \{x_1 \ x_2 \ x_3 \ x_4\}$,并求其导数

$$\begin{cases} x_1 = x, x'_1 = \dot{x}_1 \\ x_2 = x', x'_2 = C_\varphi S_\gamma \frac{U_1}{m} \\ x_3 = \gamma, x'_3 = \dot{\gamma} \\ x_4 = \gamma', x'_4 = \frac{(j_z - j_x)}{j_y} \dot{\theta} \dot{\varphi} + \frac{l U_3}{j_y} \end{cases} \quad (11)$$

由于机体的俯仰角 θ 变化对横滚角 γ 影响较小,可以忽略不计^[13],故对状态变量 x'_2 作了如上简化处理,具体实现步骤如下所示:

第一步,定义子系统的误差变量

$$z_1 = x_1 - x_{1d} \quad (12)$$

取 z_1 导数

$$\begin{aligned} z'_1 &= x'_1 - x'_{1d} = x_2 - x'_{1d} \\ &= z_2 + \alpha_1 + f_1 \end{aligned} \quad (13)$$

式中, $z_2 = x_2 - \alpha_1$ 为虚拟误差变量, α_1 为虚拟控制量, f_1 为待定项。构造 Lyapunov 函数 $V_1 = \frac{1}{2} z_1^2$, 并求其导数

$$V'_1 = z_1 z'_1 = z_1(z_2 + \alpha_1 + f_1) \quad (14)$$

仅当 $V'_1 < 0$ 设计的子系统才稳定收敛,有

$$\alpha_1 = -c_1 z_1 - f_1 \quad (15)$$

式中, $c_i (i = 1, 2, \dots, 12) > 0$ 为控制增益。即

$$V'_1 = -c_1 z_1^2 + z_1 z_2 \quad (16)$$

$$z_2 = x_2 + c_1(x_1 - x_{1d}) - x'_{1d}$$

第二步对虚拟误差变量 z_2 取导

$$\begin{aligned} z'_2 &= \frac{U_1}{m} C_\varphi S_\gamma + c_1 x_2 - c_1 x'_{1d} - x'_{1d} \\ &= z_3 + \alpha_2 + f_2 \end{aligned} \quad (17)$$

式中 $z_3 = x_3 - \alpha_2$ 为虚拟误差变量, α_2 为虚拟控制量, f_2 为待定项。构造 Lyapunov 函数 $V_2 = V_1 + \frac{1}{2} z_2^2$ 并求其导数

$$\begin{aligned} V'_2 &= V'_1 + z_2 z'_2 \\ &= -c_1 z_1^2 + z_1 z_2 + z_2(z_3 + \alpha_2 + f_2) \end{aligned} \quad (18)$$

仅当 $V'_2 < 0$ 设计的子系统才稳定收敛,有

$$\alpha_2 = -c_2 z_2 - z_1 - f_2 \quad (19)$$

即

$$\begin{aligned} V'_2 &= -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 + z_2 z_3 \\ z_3 &= (1 + c_1 c_2)(x_1 - x_{1d}) + (c_1 + c_2)x_2 + \\ &\quad \frac{U_1}{m} C_\varphi S_\gamma - c_1 x'_{1d} - x'_{1d} \end{aligned} \quad (20)$$

第三步对虚拟误差变量 z_3 取导

$$\begin{aligned} z'_3 &= (1 + c_1 c_2)(x'_1 - x'_{1d}) + (c_1 + c_2)x'_2 + \\ &\quad \frac{U_1}{m} \gamma' C_\gamma C_\varphi - \frac{U_1}{m} \varphi' S_\gamma S_\varphi - c_1 x'_{1d} - x''_{1d} \\ &= z_4 + \alpha_3 + f_3 \end{aligned} \quad (21)$$

式中 $z_4 = x_4 - \alpha_3$ 为虚拟误差变量; α_3 为虚拟控制量; f_3 为待
定项。构造 Lyapunov 函数 $V_3 = V_2 + \frac{1}{2}z_4^2$ 并取其导数

$$\begin{aligned} V_3' &= V_2' + z_4 z_4' \\ &= -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 + z_2 z_3 + z_3(z_4 + \alpha_3 + f_3) \end{aligned} \quad (22)$$

仅当 $V_3' < 0$ 子系统才稳定收敛

$$\alpha_3 = -c_3 z_3 - z_2 - f_3 \quad (23)$$

即

$$\begin{aligned} V_3' &= -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 - c_3 z_3^2 + z_3 z_4 \\ z_4 &= (c_1 + c_3 + c_1 c_2 c_3)(x_1 - x_{1d}) + \\ &\quad (2 + c_1 c_2 + c_1 c_3 + c_2 c_3)x_2 + (c_1 + c_2 + c_3) \times \\ &\quad \frac{U_1}{m} C_\varphi S_\gamma + \frac{U_1}{m} \gamma' C_\varphi C_\gamma - \frac{U_1}{m} \varphi' S_\varphi S_\gamma - \\ &\quad (2 + c_1 c_2)x_{1d}' - c_1 x_{1d}'' - x_{1d}''' \end{aligned} \quad (24)$$

第四步构造 Lyapunov 函数 $V_4 = V_3 + \frac{1}{2}z_4^2$ 并取其导数

$$V_4' = -c_1 z_1^2 - c_2 z_2^2 - c_3 z_3^2 + z_3 z_4 + z_4 z_4' \quad (25)$$

为保证设计的子系统稳定收敛即 $V_4' < 0$, z_4' 满足如下关
系式

$$z_4' = -c_4 z_4 - z_3 \quad (26)$$

忽略 z_4 中 $x_{1d}', x_{1d}'', x_{1d}'''$ 项^[13], 将式(20) 与(24) 代入到关
系式(26) 整理后有^[13-14]

$$\begin{aligned} U_3 &= \frac{m j_\gamma}{U_1 l C_\varphi C_\gamma} \left\{ - (1 + c_1 c_2 + c_1 c_4 + \right. \\ &\quad c_3 c_4 + c_1 c_2 c_3 c_4)(x - x_d) - (2c_1 + c_2 + \\ &\quad c_3 + 2c_4 + c_1 c_2 c_3 + c_1 c_2 c_4 + c_1 c_3 c_4 + \\ &\quad c_2 c_3 c_4)(x' - x_d') - (3 + c_1 c_2 + c_1 c_3 + \\ &\quad c_1 c_4 + c_2 c_3 + c_2 c_4) \frac{U_1}{m} C_\varphi S_\gamma - \\ &\quad (c_1 + c_2 + c_3 + c_4) \frac{U_1}{m} \gamma' C_\varphi C_\gamma + \\ &\quad (c_1 + c_2 + c_3 + c_4) \frac{U_1}{m} \varphi' S_\varphi S_\gamma + \\ &\quad \frac{U_1}{m} \gamma'^2 C_\varphi S_\gamma + \frac{U_1}{m} \varphi'^2 C_\varphi S_\gamma + \\ &\quad \left. \frac{2U_1}{m} \gamma' \varphi' S_\varphi C_\gamma \right\} - \frac{j_x - j_z}{l} \varphi' \theta' \end{aligned} \quad (27)$$

同样的 $\gamma - \theta$ 通道的控制律 U_2

$$\begin{aligned} U_2 &= \frac{m j_z}{U_1 l C_\varphi C_\theta} \left\{ (1 + c_5 c_6 + c_5 c_8 + \right. \\ &\quad c_7 c_8 + c_5 c_6 c_7 c_8)(y - y_d) + (2c_5 + c_6 + \\ &\quad c_7 + 2c_8 + c_5 c_6 c_7 + c_5 c_6 c_8 + c_5 c_7 c_8 + \\ &\quad c_6 c_7 c_8)(y' - y_d') - (3 + c_5 c_6 + c_5 c_7 + c_5 c_8 + \\ &\quad c_6 c_7 + c_6 c_8 + c_7 c_8) \frac{U_1}{m} C_\varphi S_\theta - \\ &\quad \left. (c_5 + c_6 + c_7 + c_8) \frac{U_1}{m} \theta' C_\varphi C_\theta + \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &\quad (c_5 + c_6 + c_7 + c_8) \frac{U_1}{m} \varphi' S_\varphi S_\theta + \\ &\quad \frac{U_1}{m} \theta'^2 C_\varphi S_\theta + \frac{U_1}{m} \varphi'^2 C_\varphi S_\theta + \\ &\quad \left. \frac{2U_1}{m} \theta' \varphi' S_\varphi C_\theta \right\} - \frac{j_x - j_z}{l} \gamma' \gamma' \end{aligned} \quad (28)$$

高度 z 通道的控制律 U_1

$$\begin{aligned} U_1 &= \frac{m}{C_\theta C_\gamma} \left\{ - (1 + c_9 c_{10})(z - z_d) - \right. \\ &\quad \left. (c_9 + c_{10})(z' - z_d') + g + z_d'' \right\} \end{aligned} \quad (29)$$

航向 φ 通道的控制律 U_4

$$\begin{aligned} U_4 &= j_x \left\{ - (1 + c_{11} c_{12})(\varphi - \varphi_d) - \right. \\ &\quad \left. (c_{11} + c_{12})(\varphi' - \varphi_d') - \right. \\ &\quad \left. \frac{j_x - j_\gamma}{j_x} \gamma' \theta' + \varphi_d'' \right\} \end{aligned} \quad (30)$$

以上就是运用 BackStepping 算法, 在动力学模型的基础
之上推导的四旋翼飞行器四个通道的控制律。其中, 耦合通
道 U_2, U_3 受机体姿态和位置的综合影响; 独立通道 U_1 仅受机
体高度的影响, $\frac{1}{C_\theta C_\gamma}$ 为机体在前后、左右运动时, 机体在高度
上的动力损失因子; 独立通道 U_2 仅受到机体航向的影响,
 $\frac{j_x - j_\gamma}{j_x} \gamma' \theta'$ 为刚体的转动对航向的影响。下面将在 *simulink*
仿真环境下, 验证算法控制律的正确性。

4 实验与分析

为了对本文所提算法的精度与实时性进行验证, 本文以
图 3 中所示的四旋翼飞行器为原型, 实验以该机为模型。通
过对该飞行器进行动力学模型参数辨识, 以获取的该四旋翼
飞行器的技术参数。具体参数如表 1 所示。

表 1 四旋翼飞行器技术参数

参数	数值	单位
m	2.2450	kg
l	3.8750×10^{-1}	m
k_i	2.2893×10^{-5}	Ns^2/rad^2
k_d	1.1897×10^{-6}	Ns^2/rad^2
j_x	5.5887×10^{-2}	N/m^2
j_γ	5.5887×10^{-2}	N/m^2
j_z	1.3151×10^{-1}	N/m^2
g	9.7963	m/s^2

4.1 定点飞行

设置四旋翼飞行器的初始位置为 $P(2 \ 2 \ 2)m$, 初始速
度 $\dot{P}(0.5 \ 0.5 \ 0.5)m/s$, 初始姿态角 $\Phi(15 \ 15 \ 15)^\circ$, 初



图3 四旋翼飞行器

始角速度 $\dot{\phi}(15 \ 15 \ 15)\text{rad/s}$; 目标位置 $P_d(1 \ 1 \ 1)\text{m}$, 目标航向角 $\varphi_d = 0^\circ$. BackStepping 控制器共有 $c_i (i = 1, 2 \dots 12)$ 12 个可调参数, 可调参数越大, 控制器对误差的控制力越强, 调整时间越短。经过多次试验验证, 取上下通道 U_1 的可调参数 c_9, c_{10} 与偏航通道 U_4 的可调参数 c_{11}, c_{12} 相等为 1.0; 取前后通道 U_2 的可调参数 c_1, c_2, c_3, c_4 与左右通道 U_3 的可调参数 c_5, c_6, c_7, c_8 相等为 6.0。

图4、图5、图6分别为四旋翼定点飞行轨迹、姿态角响应和位置响应曲线图。

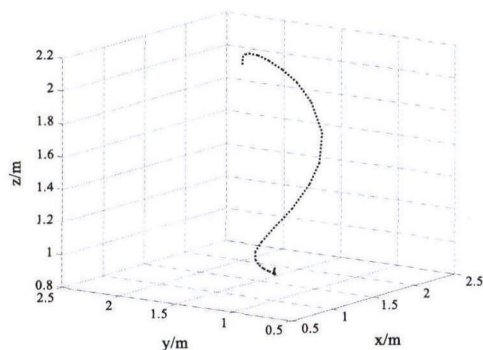


图4 四旋翼飞行器定点飞行轨迹

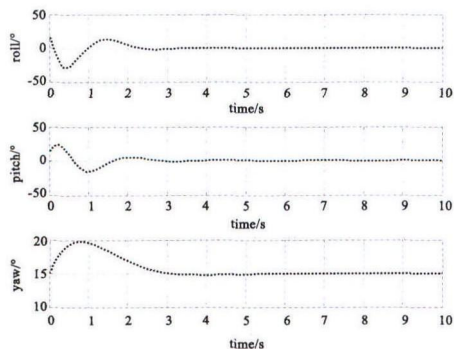


图5 四旋翼飞行器定点飞行姿态角响应

大概在3s时,四旋翼飞行器能达到稳定状态。下面以 $x - \gamma$ 通道为例分析实验现象:四旋翼飞行器在 x 轴上初始位置为2m,要飞行至目标位置1m处需要向 x 轴负方向移动,结

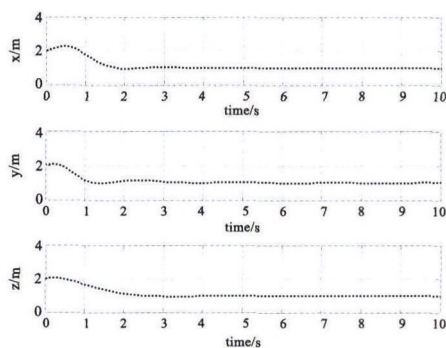


图6 四旋翼飞行器定点飞行位置响应

合右手螺旋定则与本文四旋翼飞行器的结构模型,机体应该产生一个负的 γ 角,由于机体初始 γ 角为 15° ,不会突变到负角度,所以图5中 $roll$ 角起始时曲线往下,直到 γ 角为零,在此期间,机体仍会向 x 轴正方向移动,所以图6中 x 轴上起始时有一个较小的正输出;随着机体 x 坐标距离1m处越来越近,机体的 γ 角也不断减小,经过2次波动以后,机体 x 轴到达1m处, γ 角回到 0° ,停止推动机体沿 x 轴移动。其它通道分析类似。

4.2 曲线跟踪

设置初始状态变量均为0,让四旋翼飞行器分别跟踪为周期为10s、幅值为1和周期为20s幅值为2的两条正弦曲线。

图7为四旋翼飞行器轨迹跟踪图,图中蓝色曲线为期望飞行轨迹,红色曲线为实际飞行轨迹。

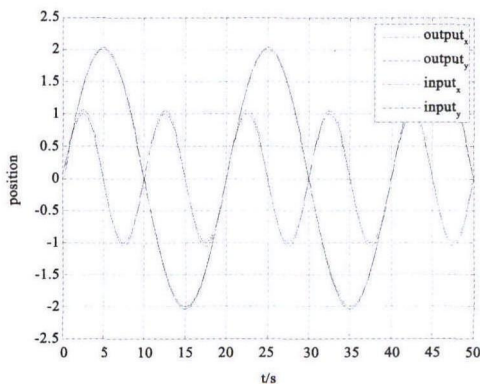


图7 四旋翼飞行器轨迹跟踪

对比图中两组跟踪曲线,四旋翼飞行器能较好的跟踪周期为20s的正弦曲线,最大跟踪误差不超过4cm;对于跟踪周期为10s的正弦曲线在曲线突变处会有所超调,最大跟踪误差不大于6cm。

5 结论

本文在简化后的动力学模型基础之上,运用 Backstep-

ping 算法设计四旋翼飞行器的轨迹跟踪控制器,该控制器结构简单、参数容易调整。实验结果表明,该控制器能较好的跟踪低频曲线,跟踪精度高;对于跟踪较高频曲线,虽然跟踪精度降低了2%,但仍然在可接受范围内,证明该方法准确可行。

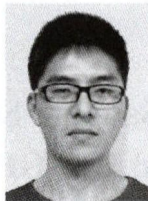
参考文献:

- [1] 甄红涛,齐晓慧,夏明旗,赵红瑞. 四旋翼无人直升机飞行控制技术综述[J]. 飞行力学, 2012-4:295-299.
- [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, 2014-5:61-64,68.
- [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]. 哈尔滨工程大学, 2011.
- [5] S Bouabdallah. Backstepping and Sliding-mode Techniques Applied to an Indoor Micro Quadrotor[J]. Proceedings of IEEE Int. conf. on Robotics & Automation, 2005:2247-2252.
- [6] R Xu, U Ozguner. Sliding Mode Control of a Quadrotor Helicopter[J]. IEEE Conference on Decision and Control, 2006:4957-4962.
- [7] Raffo, et al. Backstepping/nonlinear H_∞ control for path tracking of a quadrotor unmanned aerial vehicle[C]. American Control Conference. IEEE, 2008:3356-3361.
- [8] A Benallegue, T Madani. Control of a Quadrotor Mini-Helicopter via Full State Backstepping Technique[C]. IEEE Conference on

Decision and Control, 2006:1515-1520.

- [9] 白永强,刘昊,石宗英,钟宜生. 四旋翼无人直升机鲁棒飞行控制[J]. 机器人, 2012-5: 519-524.
- [10] 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, 2012-3:15-50.
- [11] S Bouabdallah. Full Control of a Quadrotor[C]. Proc. of the IEEE/RSJ Int. conference on Intelligent Robots & Systems Oct Nov, 2007:153-158.
- [12] 聂博文. 微小型四旋翼无人直升机建模及控制方法研究[D]. 国防科学技术大学, 2006.
- [13] Yu Ya-li, Jiang Chang-hong, Wu Hai-wei. Backstepping control of each channel for a quadrotor aerial robot[C]. Computer, Mechatronics, Control and Electronic Engineering (CMCE), 2010 International Conference on. IEEE, 2010:403-407.

[作者简介]



滕 雄(1990-),男(汉族),湖北省孝感市人,硕士研究生,主要研究领域为四旋翼无人机导航与控制;
吴怀宇(1961-),男(汉族),湖北省黄冈市人,教授,博士研究生导师,研究领域为机器人智能控制技术及其应用;

陈 洋(1980-),男(汉族),湖北省荆门市人,副教授,硕士研究生导师,研究领域为移动机器人控制与规划;

余 辉(1987-),男(汉族),湖北省鄂州市人,硕士研究生,主要研究领域为四旋翼无人机导航与控制。

(上接第77页)

参考文献:

- [1] 雷仲魁. 无人机飞行监测系统及其策略[J]. 航空计算技术, 1994,(1):29-33.
- [2] 高晖,陈欣,夏云程. 无人机航路规划研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2001,33(2): 135-138.
- [3] S Al-Hasan, G Vachtsevanos. Intelligent Route Planning for Fast Autonomous Vehicles Operating in a Large natural Terrain[J]. Robotics and Autonomous Systems, 2002,(40):1-24.
- [4] 马云红,周德云. 基于遗传算法的无人机航路规划[J]. 电光与控制, 2005,(5): 28-31.
- [5] 周成平,陈前洋,秦筱. 基于稀疏A*算法的三维航迹并行规划算法[J]. 华中科技大学学报(自然科学版), 2005,33(5): 42-45.
- [6] 焦振江,王正平. 基于改进蚁群算法的无人机航路规划[J]. 航空计算技术, 2006,36(4):112-115.

- [7] 潘洁. 飞机失事后救生舱氧气系统的数学建模仿真[J]. 计算机仿真, 2014,31(11): 92-95.
- [8] 任波,于雷,韩李勋. 自适应蚁群算法的无人机航迹规划方法[J]. 电光与控制, 2007,14(6):36-40.
- [9] 李清. 综合低空飞行与突防系统研究[D]. 南京航空航天大学学位论文, 1997:66-73.
- [10] Ioannis K Nikolos, Kimon P Valavanis. Evolutionary Algorithm Based Offline /Online Path Planner for UAV Navigation[J]. IEEE Transactions on System, Man, and Cybernetics- pan B: Cybernetics, 2003,33(6):898-912.



[作者简介]

钟 频(1981-),女(汉族),湖南长沙人,硕士,讲师,研究方向:计算机应用。