

基于插补导航的全自主旋翼机设计与控制^①

余秋月^② 程磊^③ 尚 闯 彭 锐 陈 洋 吴怀宇

(武汉科技大学信息科学与工程学院 武汉 430081)

摘 要 为了解决传统旋翼无人机因手动遥操作而导致飞行不稳定的问题,研究了基于插补导航的全自主旋翼机的设计与控制方法。首先,根据导航系统和地面站,获得当前无人机与目标点之间的位置姿态关系;然后基于插补控制算法,利用机载控制器输出相应的能够控制无人机稳定飞行的脉冲宽度信号,实现脱离手动遥操作的四旋翼无人机全自主飞行控制。最后,通过全自主插补导航飞行仿真与实验,验证了该全自主无人机设计的可行性。结果表明,该全自主控制架构能够有效地模拟遥操作信号,实现无人机的全自主飞行控制,且具有更高的稳定性。

关键词 旋翼机,全自主控制,插补控制,机载控制器

0 引 言

近年来,随着传感技术、计算机工程、智能控制、电力电子技术的高速发展,旋翼无人机的发展突飞猛进,在航拍^[1]、跟踪^[2]、避障^[3]、监测^[4]、巡检^[5]等应用领域不断取得新的成果。旋翼无人机是一种可以实现垂直起降、飞行灵活的无人机,具有成本低、结构简单等优点,非常适合为新型旋翼无人机控制方法研究提供实验平台。由于旋翼无人机是一个欠阻尼系统,其控制难度大,对飞行操作手的操控水平和工作状态要求高,且时常伴随着因操作失误带来的安全威胁,因此,传统的遥控控制无人机的方法存在很多不可控的人为因素。为了提高无人机控制的稳定性,目前主要有三种改进策略:(1)设计更为稳定可靠的控制器。文献[6-11]分别利用PID、模糊控制、滑膜、反步、自抗扰、神经网络等多种控制方法对旋翼无人机的飞行控制系统进行设计,实现无人机姿态和位置的控制,这种通过控制器设计的改进方法虽然能够提高无人机的稳定性,但是对于人为

因素仍处于不可控状态。(2)改进无人机的遥操作技术。Mahony^[12,13]等提出了一种旋翼双向遥操作触觉辅助反馈的方法,简化了旋翼无人机的遥控难度,但该方法的改进仍然存在人为因素的影响。(3)设计全自主飞行的旋翼机,脱离无人机的手动遥操作控制,摆脱人为因素的干扰,使其具备自主飞行能力。目前有关这方面的旋翼机设计研究相对较少。

为了解决手动遥控无人机飞行带来的不确定因素干扰问题,本文提出了一种基于插补导航的全自主旋翼无人机设计与控制。该旋翼无人机根据其当前位置姿态与目标点位置信息,基于插补导航控制,模拟相应的遥操作控制信号,来控制以Pixhawk为飞控核心的无人机,从而实现旋翼无人机点到点的全自主飞行导航控制。由于该设计方法是通过模拟遥操作信号去控制飞控核心,即通过提供无人机的运动姿态和油门来实现无人机的飞行控制,因此适合多种类型的旋翼机的控制。本文以四旋翼为例,对该全自主旋翼无人机的设计进行研究,并通过插补导航仿真,以及与手动遥控控制的实验对比,验证

① 国家自然科学基金(61203331, 61573263),湖北省自然科学基金(2014CFB813)和湖北省科技支撑计划(2015BAA018)资助项目。
② 女,1991年生,硕士生;研究方向:无人机导航与控制;E-mail: fanny_yqy@163.com
③ 通讯作者,E-mail: chenglei@wust.edu.cn
(收稿日期:2016-12-13)

了该全自主旋翼无人机设计与控制的可靠性和有效性。

1 四旋翼无人机的基本理论

因为对四旋翼平台的了解是进行无人机全自主设计的基础,所以只有对四旋翼无人机的基本模型以及飞行状态进行分析,才能更好地设计机载控制器。建立四旋翼的机体坐标系 $o - x_b y_b z_b$ 和惯性坐标系 $o - x_e y_e z_e$, 如图 1 所示, φ, θ, ψ 为机体坐标系分别绕惯性坐标系三轴转动所得的翻滚角、俯仰角和航向角。为了方便无人机模型的建立,对无人机做如下假设:

- (1) 四旋翼无人机可看作刚体,且结构对称;
- (2) 四旋翼无人机的质心与机体中心重合,且与机体坐标系原点重合;
- (3) 忽略四旋翼的螺旋桨到机体的垂直距离;
- (4) 四旋翼的螺旋桨不可发生形变;
- (5) 四旋翼的升力和阻力与螺旋桨的转速平方成正比。

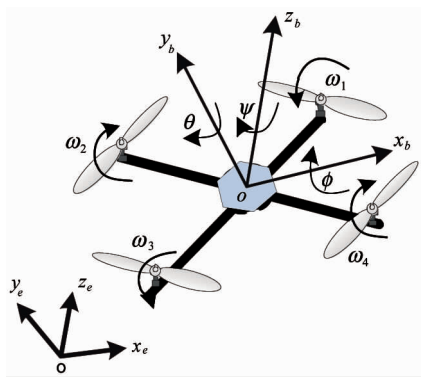


图 1 四旋翼无人机结构模型

在以上假设成立的条件下,对“X”型四旋翼无人机进行一系列的推导^[14],得到四旋翼飞行器的动力学模型如下式所示:

$$\begin{cases} \ddot{x} = (\cos\psi \sin\theta \cos\phi + \sin\psi \sin\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{y} = (\sin\psi \sin\theta \cos\phi - \cos\psi \sin\phi) \frac{U_1}{m} \\ \ddot{z} = (\cos\theta \cos\phi) \frac{U_1}{m} - g \\ \ddot{\varphi} = \frac{I_y - I_z}{I_x} \dot{\theta} \dot{\psi} + \frac{(1/\sqrt{2})lU_2}{I_x} \\ \ddot{\theta} = \frac{I_z - I_x}{I_y} \dot{\varphi} \dot{\psi} + \frac{(1/\sqrt{2})lU_3}{I_y} \\ \ddot{\psi} = \frac{I_x - I_y}{I_z} \dot{\varphi} \dot{\theta} + \frac{U_4}{I_z} \end{cases} \quad (1)$$

其中 l 为螺旋桨中心到坐标原点的距离, I_x, I_y, I_z 分别表示无人机机体绕三轴方向上的转动惯量, m 为无人机自身质量, g 为无人机的重力加速度; $\ddot{\varphi}, \ddot{\theta}, \ddot{\psi}$ 分别为绕三轴方向转动的角加速度, $\ddot{x}, \ddot{y}, \ddot{z}$ 分别表示无人机三个坐标轴方向上的加速度, U_1, U_2, U_3, U_4 为无人机系统的控制输入量,分别由无人机 4 个螺旋桨的转速决定,其表达式如下式所示:

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

式中 k_l 为螺旋桨的升力系数, k_d 为螺旋桨的阻力系数, ω_i ($i = 1, 2, 3, 4$) 为第 i 个螺旋桨的转速。

U_1 为无人机高度控制的输入量, U_2 为前后及俯仰角控制的输入量, U_3 为左右及翻滚角控制的输入量, U_4 为航向角控制的输入量。

通过对四旋翼无人机模型的建立与分析,可以得到无人机在这 4 个控制输入量的作用下,其飞行状态如下:

(1) 当 U_1, U_2, U_3, U_4 均为零时,无人机处于静止状态或悬停状态;

(2) 当 $U_1 > 0$ 时,无人机向上加速飞行;当 $U_1 < 0$ 时,无人机向下减速飞行;且飞行加速度为

$$\ddot{z} = \frac{U_1}{m} - g \quad (3)$$

(3) 当 $U_2 > 0$ 时,无人机向前加速平移;当 $U_2 < 0$ 时,无人机向后加速平移;前后平移加速度为

$$\ddot{x} = \frac{\sin\theta \cdot U_1}{m} \tag{4}$$

(4) 当 $U_3 > 0$ 时, 无人机向左加速平移; 当 $U_3 < 0$ 时, 无人机向右加速平移; 左右平移加速度为

$$\ddot{y} = \frac{\sin\phi \cdot U_1}{m} \tag{5}$$

(5) 当 $U_4 > 0$ 时, 无人机逆时针旋转; 当 $U_4 < 0$ 时, 无人机顺时针旋转。旋转加速度为

$$\ddot{\psi} = \frac{U_4}{I_z} \tag{6}$$

2 四旋翼全自主飞行控制

为了使四旋翼无人机能脱离传统的无线遥控控制, 实现无人干预的全自主飞行, 本文根据四旋翼无人机各飞行状态的分析, 提出模拟遥操作信号的全自主旋翼机的设计, 并利用插补导航控制方法, 实现无人机点到点的全自主飞行控制。

2.1 全自主旋翼机平台搭建

结合以上旋翼机在 4 个控制输入量作用下各飞行状态的分析, 以及旋翼机自主飞行目的, 本文提出了模拟遥操作信号的全自主旋翼机平台的设计, 其设计结构如图 2 所示。该自主旋翼无人机的飞行控制系统核心选用的是 Pixhawk2. 4. 6, 它是一款应用面广泛的开源 32 位飞控, 内置陀螺仪、加速度、磁强计、气压计, 通过接收 50Hz 的遥操作控制信号, 控制无人机多电机的运转, 从而实现旋翼机多状态的飞行。

全自主旋翼无人机正是在该传统遥控四旋翼飞行器的基础上, 增加机载控制器模块以取代手动遥操作控制, 利用插补导航算法, 实现自主控制的。机载控制器选用 ARM Cortex-M3 内核的 STM32F103RCT6 作为控制芯片, 其最大工作频率为 72MHz, 最大存储可达 64kB 的 SRAM, 11 路 timer, 能够满足信号的采集和脉宽调制 (pulse width modulation, PWM) 的输出, 其功能强大, 成本低、功耗低。机载控制器的设计主要是用于替代传统手动遥控器。其工作原理是: 控制芯片 STM32 根据地面站设置的导航目标点与导航系统获取的当前坐标点位置姿态信息, 基于插补导航控制算法, 选择无人机相应

飞行状态下模拟的遥操作输出脉冲宽度 (PWM) 信号 (周期为 20ms、脉宽为 1ms ~ 2ms), 并通过脉冲位置调制转换器 (pulse position modulation converter, PPMC) 将模拟的信号转换为 Pixhawk 能够识别的 SBUS 总线信号, 控制无人机的电机转动, 从而实现无人机的全自主控制。

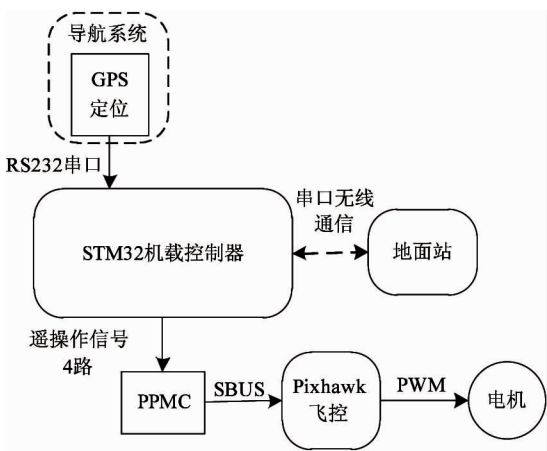


图 2 全自主旋翼机控制设计结构简图

这种全自主旋翼机平台的搭建, 是利用机载控制器去替代远程手动遥控器。这样设计有以下三个优点: 第一, 有利于避免因远程遥控信号受限带来的无人机失控状况, 该无人机的控制策略主要通过导航系统获得的当前位置信息和地面站设定的目标位置信息计算给定; 第二, 该设计思路具有良好的移植性, 可适用于多种旋翼无人机的控制, 因为该平台的设计主要是进行机载控制器的设计, 用于模拟遥操作信号, 而对无人机飞行控制器内部结构没有改变; 第三, 该平台设计思路简单可靠、实施性好, 可有效地避免因手动遥控技术操作不当带来的飞行不稳定问题。

2.2 四旋翼插补导航控制

如图 2 全自主旋翼无人机平台设计的结构简图所示, 其导航系统主要是由 GPS 定位模块组成, GPS 定位模块提供旋翼机当前水平位置和速度, 飞控系统内置的气压计提供旋翼机当前的高度信息。将旋翼机当前的位置姿态与地面站设定的目标位置姿态信息传送到机载控制器中, 机载控制系统将基于插补导航控制算法, 为 Pixhawk 飞控系统提供所需的遥操作信号, 实现无人机点到点的自主飞行。

旋翼无人机从一个航点飞到下一个航点的方法有两种:其一是,无人机先加速,当速度到达无人机上限值 $v_{\max}$ 时保持匀速,当即将接近目标航点时,减速以保证到达目标点的最终速度为零;其二是,无人机开始加速,当速度达到中间某值后减速,保证到达目标点速度减为零。前一种方式适合于两个航点位置相对较远的情形,而后者适用于航点间距离较近的情况。由于本文采用的是插补控制方法进行导航,所以选择第二种方式实现无人机点到点飞行更为合理。

旋翼无人机的插补导航算法指的是:旋翼无人机在点到点的飞行过程中,根据给定的初始航点 $(x_0, y_0, z_0, \phi_0, \theta_0, \psi_0)$ 和目标航点 $(x_d, y_d, z_d, \phi_d, \theta_d, \psi_d)$, 按照直线插补算法^[15], 计算出中间每一个动态航点坐标姿态 $(x_m, y_m, z_m, \phi_m, \theta_m, \psi_m)$ 和最短直线轨迹的理想位置姿态间的误差,即飞行偏差。然后根据偏差的正负决定无人机下一步的走向,从而实现无人机的最短自主飞行。因此计算无人机自主飞行过程中的偏差是实现插补算法的关键。

定义三维直线插补的偏差判别式如下式所示:

$$\begin{cases} F_{m1} = x_m z_d - z_m x_d \\ F_{m2} = y_m x_d - x_m y_d \\ F_{m3} = y_m z_d - z_m y_d \end{cases} \quad (7)$$

若 $F_{m1} \geq 0$, 表明无人机处于最短直线轨迹上方或轨迹下方,因此,无人机沿着 $+z$ 轴方向运动步长 k , 此时无人机的位置信息为

$$\begin{cases} x_{i+1} = x_i \\ y_{i+1} = y_i \\ z_{i+1} = z_i + k \end{cases} \quad (8)$$

将式(8)代入式(7)得到无人机沿 $+z$ 轴方向的偏差为

$$\begin{cases} F_{m1(i+1)} = F_{m1(i)} - k \times x_d \\ F_{m2(i+1)} = F_{m2(i)} \\ F_{m3(i+1)} = F_{m3(i)} - k \times y_d \end{cases} \quad (9)$$

飞行时间为

$$t_{(i+1)} = t_{(i)} + \sqrt{\frac{k}{\ddot{z}}} \quad (10)$$

同理,若 $F_{m1} < 0, F_{m2} \geq 0$, 表明无人机当前处

于最短直线轨迹后上方,无人机将沿着 $+x$ 轴方向运行步长 k , 其偏差为

$$\begin{cases} F_{m1(i+1)} = F_{m1(i)} + k \times z_d \\ F_{m2(i+1)} = F_{m2(i)} - k \times y_d \\ F_{m3(i+1)} = F_{m3(i)} \end{cases} \quad (11)$$

飞行时间为

$$t_{(i+1)} = t_{(i)} + \sqrt{\frac{k}{\ddot{x}}} \quad (12)$$

若 $F_{m1} < 0, F_{m2} < 0$, 则表明无人机处于最短直线轨迹右上方,无人机将沿着 $+y$ 轴方向运行步长 k , 其偏差为

$$\begin{cases} F_{m1(i+1)} = F_{m1(i)} \\ F_{m2(i+1)} = F_{m2(i)} + k \times x_d \\ F_{m3(i+1)} = F_{m3(i)} - k \times z_d \end{cases} \quad (13)$$

飞行时间为

$$t_{(i+1)} = t_{(i)} + \sqrt{\frac{k}{\ddot{y}}} \quad (14)$$

所以无人机的平移时间 $t_{1(i+1)} = t_{(i+1)}$ 。

旋翼无人机根据该直线插补算法,实现了无人机的自主平动,其平动总步数为

$$N = \frac{|x_d - x_0| + |y_d - y_0| + |z_d - z_0|}{k} \quad (15)$$

运动后的坐标姿态为 $(x_m, y_m, z_m, \phi_m, \theta_m, \psi_0)$, 那么达到目标偏航所需的转动时间为

$$t_2 = \sqrt{\frac{\psi_d - \psi_0}{\ddot{\psi}}} \quad (16)$$

因此,无人机从给定初始航点飞行到目标航点位置姿态的过程算法流程,如图3中,可以计算出无人机全自主飞行时间 $T = t_1 + t_2$ 。

3 无人机飞行仿真与实验

为了验证基于插补导航的全自主旋翼机设计与控制的有效性,本文首先通过插补导航理论对旋翼机点到点的飞行过程进行了轨迹仿真,然后通过真实的室外物理实验,进行了旋翼机全自主飞行实验与手动遥控实验的对比。本文选用的四旋翼无人机系统的技术参数如表1所示。

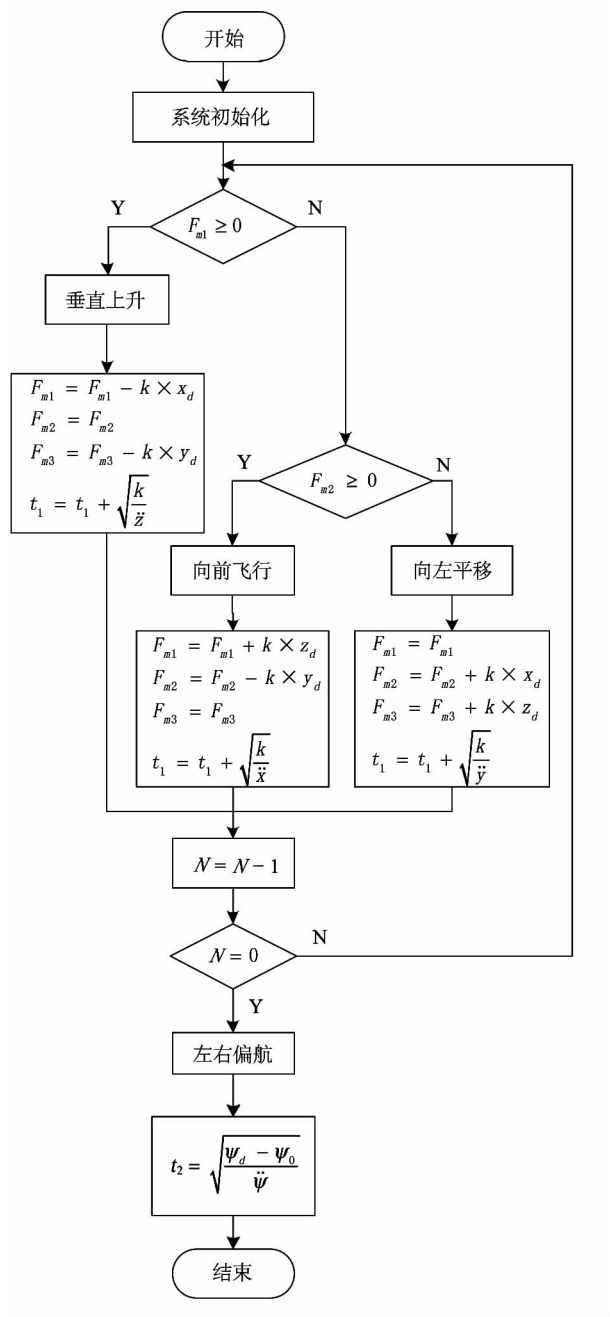


图3 四旋翼点到点插补导航流程图

表1 四旋翼无人机技术参数

参数(单位)	数值大小
$m(\text{kg})$	2.2450
$l(\text{m})$	0.3875
$k_i(\text{Ns}^2/\text{rad}^2)$	2.2893E-5
$k_d(\text{Ns}^2/\text{rad}^2)$	1.1897E-6
$I_x(\text{N/m}^2)$	5.5887E-2
$I_y(\text{N/m}^2)$	5.5887E-2
$I_z(\text{N/m}^2)$	1.3151E-1

全自主四旋翼插补导航仿真实验初始设置为： $F_{m1} = 0, F_{m2} = 0, F_{m3} = 0, t_1 = 0, t_2 = 0$ ，旋翼机初始点为 $(0, 0, 0, 0, 0, 0)$ ，目标点为 $(4, 3, 3, 0, 0, 30)$ 。图4为旋翼无人机在不同行走步长 $k = 0.01, k = 0.1, k = 1$ 下的轨迹仿真图。

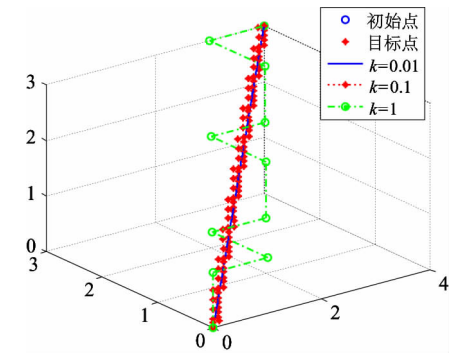


图4 旋翼机点到点飞行仿真轨迹

由以上全自主旋翼机插补导航仿真图可知，无人机在不同的行走步长设置下，其飞行轨迹是不同的，行走步长越小，其飞行轨迹越趋近于直线，越能以最短位移飞行。

图5为四旋翼无人机室外飞行的实验环境。无人机从地面某个固定点位置飞行到空中目标点位置的过程中，通过无线传输模块将飞行数据传输到地面站，并实时地对飞行数据进行分析，观察旋翼无人机的飞行状态。

利用四旋翼无人机，分别通过手动遥控和基于插补导航全自主飞行的策略进行无人机点到点实验。设置基于插补导航的全自主旋翼机沿 z 轴方向的飞行步长为 $k = 1.5$ ，根据以上插补导航算法，可计算出无人机自主导航过程中各参数，如表2所示。

手动遥控过程和全自主飞行过程中四旋翼的姿态和位置信息，如图6、图7所示。



图5 四旋翼无人机室外飞行环境

表 2 自主导航过程参数

平动总步数 N	平动时间	转动时间	总飞行时间
7	20.5s	4.5s	25s

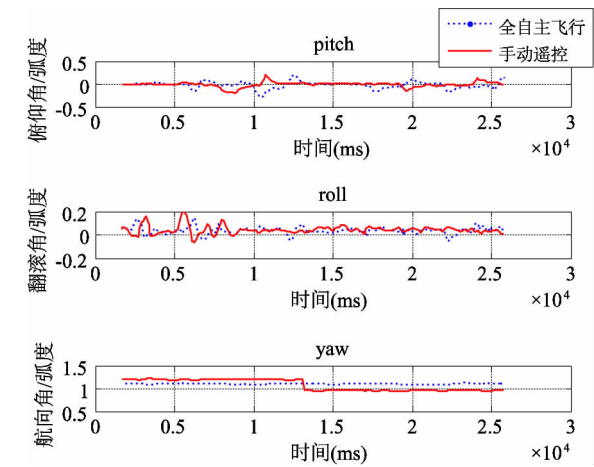


图 6 四旋翼姿态信息曲线

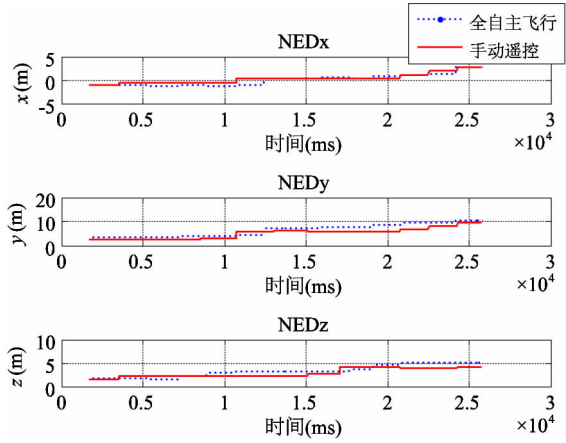


图 7 四旋翼位置信息曲线

图 8 所示为在手动遥控过程和基于插补导航全自主飞行过程中,四旋翼无人机的飞行轨迹。图 9 为这两种方式飞行过程中,无人机各位置方向存在的误差曲线图。

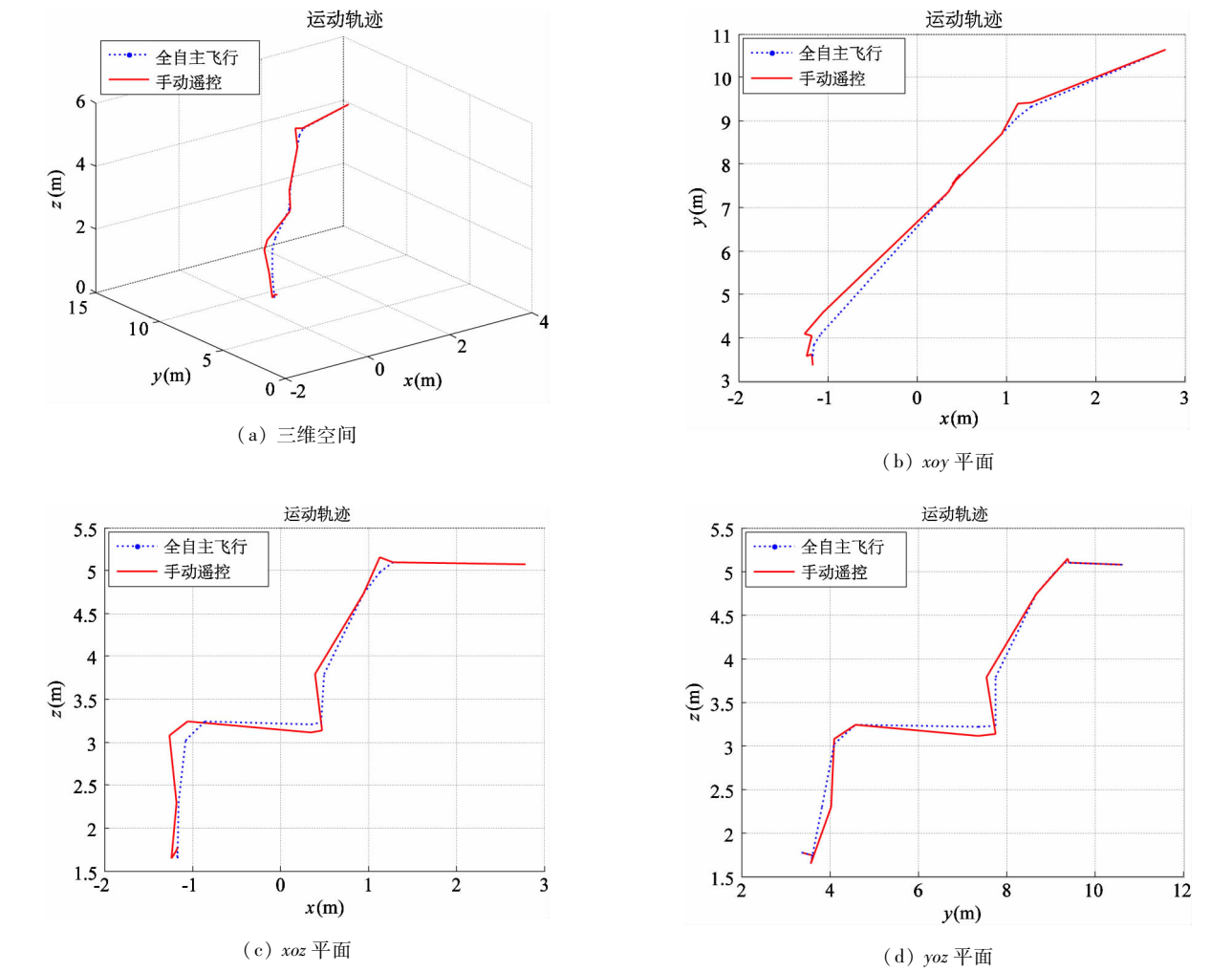


图 8 四旋翼点对点实际飞行轨迹

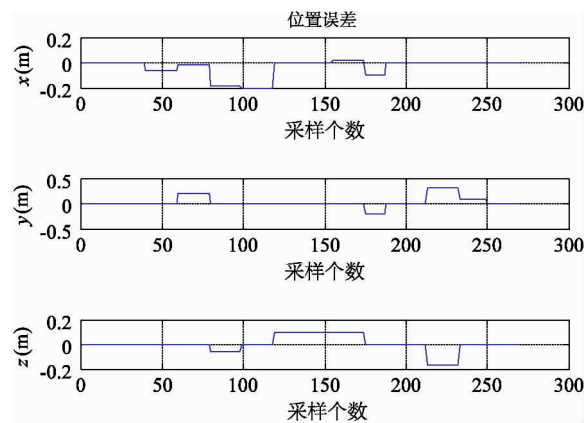


图 9 全自主飞行与手动遥控飞行位置误差

从图 6 ~ 图 9 中可以看出,本文所设计的全自主旋翼无人机可以通过机载控制器,较好地模拟遥控飞行信号,实现脱离手动遥控方式的插补导航控制。图 8(a) ~ (d) 给出了无人机在全自主插补飞行过程中的运动轨迹和在手动遥控运动轨迹,在全自主插补下的飞行轨迹误差约为 0.3m 左右,说明机载控制器具有良好的模拟特性;其次,从图中可以看出全自主飞行过程中,无人机的飞行轨迹相比较而言更加平滑,即基于插补导航控制的全自主无人机的飞行更加的平稳。综上,基于插补导航控制的自主无人机的设计可以有效地减小手动操控造成的误差干扰。

4 结 论

针对传统手动遥控受人为因素不稳定的问题,本文提出了一种基于插补导航的全自主旋翼机设计与控制。根据导航系统和地面站提供的无人机飞行位置姿态以及目标点信息,利用插补导航算法,实现了模拟遥操作信号控制,实现了无人机点到点的全自主飞行,其控制效果较好,具有很高的实际应用价值。仿真和实验结果验证了该无人机设计的有效性。并且该设计控制结构具有良好的扩展性,可以将该平台应用到更多其他的领域研究中。

参考文献

- [1] 武晟, 许光照, 雷佳明等. 超低空航拍技术在输变电环评工作中的应用研究. 电力科技与环保, 2015, 31(4): 15-16
- [2] 辛哲奎, 方勇纯. 无人机地面目标跟踪系统的建模与控制. 高技术通讯, 2009, 19(4): 398-403
- [3] 韩雨轩. 六旋翼无人机自动巡航与避障研究. 中国科技信息, 2016, 18: 51-53
- [4] 王建敏. 旋翼无人机变速下的多图像目标监测仿真. 计算机仿真, 2014, 31(11): 79-82
- [5] 李翔. 多旋翼无人机在输配电线路巡检中的任务管理. 科技创新导报, 2015, 32: 28-29
- [6] 宿敬亚, 樊鹏辉, 蔡开元等. 四旋翼飞行器的非线性 PID 姿态控制. 北京航空航天大学学报, 2011, 37(9): 1054-1058
- [7] 李一波, 宋述锡. 基于模糊自整定 PID 四旋翼无人机悬停控制. 控制工程, 2013, 20(5): 910-915
- [8] 王大伟, 高席丰. 四旋翼无人机滑膜轨迹跟踪控制器设计. 电光与控制, 2016, 23(7): 55-59
- [9] 滕雄, 吴怀宇, 陈洋等. 基于反步法的四旋翼飞行器轨迹跟踪研究. 计算机仿真, 2016, 33(5): 78-83
- [10] 刘敏, 吉月辉, 李俊芳等. 四旋翼飞行器自抗扰姿态控制. 计算机仿真, 2016, 33(3): 71-75
- [11] Dierks T, Jagannathan S. Output feedback control of a quadrotor UAV using neural networks. *IEEE Transactions on Neural Networks*, 2010, 21(1): 50-66
- [12] Hou X L, Mahony R, Schill F. Comparative study of haptic interfaces for bilateral teleoperation of VTOL aerial robots. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2016, 46(10): 1352-1363
- [13] Hou X L, Mahony R. Dynamic kinesthetic boundary for haptic teleoperation of VTOL aerial robots in complex environments. *IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems*, 2016, 46(5): 694-705
- [14] 李俊, 李运堂. 四旋翼飞行器的建模及 PID 控制. 辽宁工程技术大学学报(自然科学版), 2012, 31(1): 114-118
- [15] 李进文, 何素梅, 吴海彬. 一种直线插补算法及其在机器人中的应用研究. 机电工程, 2015, 32(7): 966-970

Design and control of autonomous rotor Copters based on interpolation navigation

Yu Qiuyue, Cheng Lei, Shang Chuang, Peng Rui, Chen Yang, Wu Huaiyu

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

Abstract

In order to solve traditional rotor copters' problem of flight instability caused by remote manual control, the fully independent design and control of rotor copter unmanned aerial vehicles (UAV) based on interpolation navigation were studied. First of all, the current position and attitude relationships between the UAV and the target were obtained according to navigation system and ground station. And then based on the interpolation control method, the pulse width signal coming from the onboard controller to make the UAV's flight stable, was used to realize the UAV's autonomous flight without teleoperation control. Finally, through the automatic interpolation navigation flight simulation and experiment, the feasibility of the whole autonomous UAV design was verified. The experiment results show that the full autonomous control architecture can effectively simulate the teleoperation signal, and its control performance is more stable.

Key words: rotor copter, autonomous control, interpolation control, onboard controller