

# 智能型四旋翼无人机飞控系统的设计与实现

张海军<sup>1</sup> 陈映辉<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>(嘉应学院计算机学院 广东 梅州 514015)

<sup>2</sup>(嘉应学院数学学院 广东 梅州 514015)

**摘要** 通过数学建模进行动力学系统分析,设计实现智能型四旋翼无人机飞控系统。构建四旋翼无人机动力学模型并进行理论分析;设计无人机机架,对各组成模块进行测试、分析和实验;实现无人机飞控系统的自主避障和智能飞行;实现旋转机臂,使无人机具有新型的加速机制和变向模式。飞行实验结果表明,该无人机飞控系统取得较好的效果,灵敏性强、稳定性高,总体性能良好。

**关键词** 无人机 非线性控制 信号检测 嵌入式 自主避障系统 旋转机臂

中图分类号 TP3

文献标识码 A

DOI:10.3969/j.issn.1000-386x.2019.04.010

## DESIGN AND IMPLEMENTATION OF INTELLIGENT QUADROTOR UNMANNED AERIAL VEHICLE FLIGHT CONTROL SYSTEM

Zhang Haijun<sup>1</sup> Chen Yinghui<sup>2\*</sup>

<sup>1</sup>(School of Computing, Jiaying University, Meizhou 514015, Guangdong, China)

<sup>2</sup>(School of Mathematics, Jiaying University, Meizhou 514015, Guangdong, China)

**Abstract** Based on mathematical modeling and dynamic system analysis, this paper designed and implemented an intelligent flight control system of quadrotor unmanned aerial vehicle (UAV). The dynamic model of UAV was constructed and analyzed theoretically. Then, the rack of UAV was designed, and the modules were tested, analyzed and tested. An autonomous obstacle avoidance of UAV flight control system was realized, and UAV could fly intelligently. The rotatable aircraft arm was realized, which made the UAV has new-style acceleration mechanism and variable direction mode. The experimental results show that, the UAV flight control system has achieved a good flight control effect, with strong sensitivity, high stability and excellent overall performance.

**Keywords** Unmanned aerial vehicle Nonlinear control Signal detection Embedded Autonomous obstacle avoidance system Rotatable aircraft arm

## 0 引言

四旋翼无人机具有小体积、轻重量、强灵活性、低功耗、强容错能力和低成本等优点,是所有无人机种中最具特点和最具代表性的一种。其应用广泛,如军事、城市管理、农业、应急抢险等各种军用和民用领域。为此,四旋翼无人机一直都是各国研究的热点<sup>[1]</sup>。国外

研究起步较早,如美国、日本等国四旋翼无人机技术相对领先,其中比较具有代表性的如:①美国的斯坦福大学研制的载重量较大,适合远距离飞行 STARMAC I 代和 II 代四旋翼无人机系统<sup>[2]</sup>;②美国的宾夕法尼亚州立大学研制的具有视觉定位、可发射 100 Hz 的精度达到毫米级的位置信号的四旋翼无人机系统<sup>[3]</sup>;③日本千叶大学研制的具有造价低、能进行室外轨迹跟踪、适合于民用的四旋翼无人机平台<sup>[4]</sup>等。20 世纪 70 年

代,我国开始研制无人机,除了军用,最具代表性的有大疆科技、派诺特贸易和深圳一电等公司的无人机<sup>[5-6]</sup>。

四旋翼无人机系统具有非线性、多变量、高度耦合和欠驱动等特点。要有效控制好四旋翼无人机,必须建立正确的动力学数学模型,构建基于各个模块的有机整体。为此,本文研究和实现智能型四旋翼无人机飞控系统,其具有自主避障、旋转机臂、新型的加速机制和变向模式等特性。

## 1 动力学建模及分析

利用动力学原理实现智能型四旋翼无人机系统。首先,建立两个动力相关坐标系,分别为实体坐标系 H 和运动惯性坐标系 T(采用 NED 方向)。其中实体坐标系 H 的原点选在飞行器的重心位置,运动惯性坐标系 T 的原点选在地面。用  $\{x_b, y_b, z_b\}$  表示实体坐标系 H 相应轴正方向上的单位向量,  $\{e_1, e_2, e_3\}$  表示运动惯性坐标系 T 相应轴正方向上的单位向量,如图 1 所示。

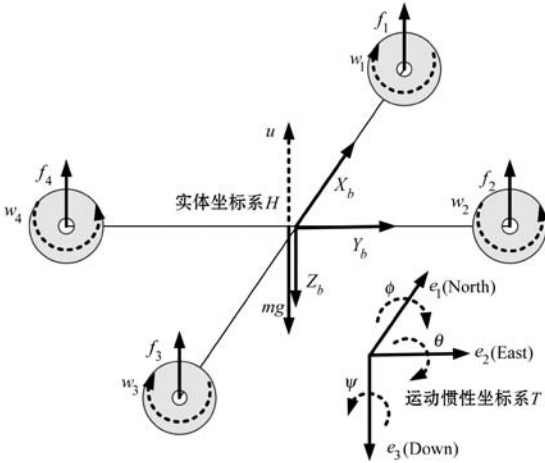


图1 四旋翼无人机动力模型图

利用动力坐标系来定义四旋翼无人机飞行时的位置和姿态值,类似于刚体在三维空间内位置和姿态值的定义。通常四旋翼无人机具有 6 个自由度,3 种角为滚转角  $\phi$ 、俯仰角  $\theta$  和偏航角  $\psi$  及 3 个表示位置的量  $x, y$  和  $z$ 。

可以用牛顿-欧拉等式表示质量为  $m \in R$  惯性为  $J \in R^{3 \times 3}$  的刚性物体受到外力为  $F_{\text{ext}} \in R^3$  力矩为  $\tau \in R^3$  的作用时的动力方程<sup>[7]</sup>:

$$\begin{aligned} m \dot{V} + \Omega \times mV &= F_{\text{ext}} \\ J \dot{\Omega} + \Omega \times J\Omega &= \tau \end{aligned} \quad (1)$$

式中:  $V = (u, v, w)$  和  $\Omega = (p, q, r)$  分别表示实体坐标系 H 内的线速度和角速度。平移力  $F_{\text{ext}}$  包括重力、主要的推力及其他物体力的组合。

通过欧拉角参数化和航空学公约“ZYX”,可以用从实体坐标系 H 到运动惯性坐标系 T 的旋转矩阵  $R$  来表示无人机在空间中的位置,其中  $R \in SO3$ ,如下所示:

$$R = R_\psi \cdot R_\theta \cdot R_\phi = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\phi s\theta c\psi - c\phi s\psi & c\phi s\theta c\psi + s\phi s\psi \\ c\theta s\psi & s\phi s\theta s\psi + c\phi c\psi & c\phi s\theta s\psi - s\phi c\psi \\ -s\theta & s\phi c\theta & c\phi c\theta \end{pmatrix} \quad (2)$$

式中:  $s$  和  $c$  为  $\sin(\cdot)$  和  $\cos(\cdot)$  的简写。利用两个坐标系之间的转换,可以从其他的力中得出重力,在运动惯性坐标系 T 中的转换动力模型为:

$$\begin{aligned} \dot{\xi} &= v \\ m\dot{v} &= -RF + mge_3 \end{aligned} \quad (3)$$

式中:  $\dot{\xi} = (x, y, z)$  和  $v = (\dot{x}, \dot{y}, \dot{z})$  分别表示运动惯性坐标系 T 中的位置和速度;  $g$  为重力加速度;  $F$  是由由此产生的在实体坐标系 H 中除了重力以外作用于四旋翼无人机上的总的力向量。

$\eta = (\phi, \theta, \psi)$  表示欧拉角向量,通过动力学关系  $\dot{\eta} = \Phi(\eta)\Omega$ ,其中  $\Phi(\eta)$  为欧拉矩阵:

$$\Phi(\eta) = \begin{pmatrix} 1 & \sin\phi \tan\theta & \cos\phi \tan\theta \\ 0 & \cos\phi & -\sin\phi \\ 0 & \sin\phi \sec\theta & \cos\phi \sec\theta \end{pmatrix} \quad (4)$$

求得它的逆矩阵记为  $\Psi(\eta) = \Phi^{-1}(\eta)$ :

$$\Psi(\eta) = \begin{pmatrix} 1 & 0 & -\sin\theta \\ 0 & \cos\phi & \cos\theta \sin\phi \\ 0 & -\sin\phi & \cos\theta \cos\phi \end{pmatrix} \quad (5)$$

从而可以求得惯性矩阵表达式为:

$$M(\eta) = \Psi^{-1}(\eta)^T J \Psi(\eta)$$

式中:  $J = \text{diag}(J_1, J_2, J_3) \in R^{3 \times 3}$  是四旋翼无人机的转动惯量矩阵,从而进一步可以得出:

$$M(\eta) = \begin{pmatrix} J_1 & 0 & -J_1 s\theta \\ 0 & J_2 s^2\phi + J_3 c^2\phi & (J_2 - J_3) c\theta c\phi s\phi \\ -J_1 s\theta & (J_2 - J_3) c\theta c\phi s\phi & J_1 s^2\theta + c^2\theta (J_2 s^2\phi + J_3 c^2\phi) \end{pmatrix} \quad (6)$$

以  $C(\eta, \dot{\eta})$  表示科里奥利力和向心力矩阵,如下所示<sup>[8]</sup>:

$$C(\eta, \dot{\eta}) = -\Psi^T J \dot{\Psi} + \Psi^T (\Psi \dot{\eta} \times J \Psi) \quad (7)$$

从而得到四旋翼无人机的非线性模型如下所示:

$$m \ddot{\xi} = -RF + mge_3 \quad (8)$$

$$M(\eta) \dot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta}) \eta = \Psi(\eta)^T \tau$$

基于非线性模型,首先,可以分解为两个通过非线性耦合项连接的子系统;其次,设计实现位置和姿态子系统的控制器。对式(8)中的第二个表达式进行反馈

线性化,可得:

$$\tau = \mathbf{J}\Psi(\eta) \tilde{\tau} + \Phi^T \mathbf{C}(\eta, \dot{\eta}) \dot{\eta} \quad (9)$$

式中:  $\tilde{\tau}$  表示新的控制输入,再代入式(8)展开后可得:

$$\begin{aligned} \ddot{x} &= \frac{-1}{m}u(\cos\phi\sin\theta\cos\psi + \sin\phi\sin\psi) \\ \ddot{y} &= \frac{-1}{m}u(\cos\phi\sin\theta\sin\psi - \sin\phi\cos\psi) \\ \ddot{z} &= \frac{-1}{m}u\cos\phi\cos\theta + g \\ \ddot{\phi} &= \tilde{\tau}_\phi \\ \ddot{\theta} &= \tilde{\tau}_\theta \\ \ddot{\psi} &= \tilde{\tau}_\psi \end{aligned} \quad (10)$$

为了实现无人机的飞行控制,通过控制算法,求出当输入值为  $u$  和  $\tilde{\tau}$  时,让跟踪误差  $e_\xi = (\xi - \xi_d, \dot{\xi} - \dot{\xi}_d)^T \in R_6$  和  $e_\eta = (\eta - \eta_d, \dot{\eta} - \dot{\eta}_d)^T \in R_6$  达到最小值,无限趋向于0,其中:  $\xi_d$ 、 $\dot{\xi}_d$  分别表示期望位置和期望速度;  $\eta_d$ 、 $\dot{\eta}_d$  分别表示期望角度和期望角速度。

对非线性动力模型式(9)进行变换,可以得出两个由非线性项  $\Delta(u, \eta_d, e_\eta)$  耦合在一起的线性子系统,如下所示:

$$\dot{e}_\xi = \mathbf{A}_1 e_\xi + \mathbf{B}_1 (\boldsymbol{\mu} - \ddot{\xi}_d) + \underbrace{\frac{1}{m}u\mathbf{H}(\eta_d, e_\eta)}_{\Delta(u, \eta_d, e_\eta)} \quad (11)$$

$$\dot{e}_\eta = \mathbf{A}_2 e_\eta + \mathbf{B}_2 (\tilde{\tau} - \dot{\eta}_d)$$

式中: 向量  $\mathbf{H}(\eta_d, e_\eta) \in R_6$  为动态逆误差,  $\mathbf{A}_1 \in R^{6 \times 6}$ 、 $\mathbf{A}_2 \in R^{6 \times 6}$ 、 $\mathbf{B}_1 \in R^{6 \times 3}$  和  $\mathbf{B}_2 \in R^{6 \times 3}$  为矩阵,如下所示:

$$\mathbf{A}_1 = \mathbf{A}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\mathbf{B}_1 = \mathbf{B}_2 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

在式(11)中,  $\boldsymbol{\mu} \in R^3$  可以看作虚拟的控制向量,定义为:

$$\boldsymbol{\mu} = f_\mu(u, \phi_d, \theta_d, \psi_d) = -\frac{1}{m}uR(\phi_d, \theta_d, \psi_d)e_3 + ge_3 \quad (13)$$

式中:  $f_\mu(\cdot): R^3 \rightarrow R^3$  为连续可逆函数。通过式(13)可以得到虚拟控制向量  $\boldsymbol{\mu}$  的各分量表达式,如下

所示:

$$\begin{aligned} \mu_x &= \frac{-1}{m}u(\cos\phi_d\sin\theta_d\cos\psi_d + \sin\phi_d\sin\psi_d) \\ \mu_y &= \frac{-1}{m}u(\cos\phi_d\sin\theta_d\sin\psi_d - \sin\phi_d\cos\psi_d) \\ \mu_z &= \frac{-1}{m}u\cos\phi_d\cos\theta_d + g \end{aligned} \quad (14)$$

然后再根据这一向量,可以计算出跟踪轨迹时无人机飞行的姿态参考角度,即通过式(14)可以得出:

$$\begin{aligned} u &= m\sqrt{\mu_x^2 + \mu_y^2 + (g - \mu_z)^2} \\ \phi_d &= \sin^{-1}\left(-m\frac{\mu_x\sin\psi_d - \mu_y\cos\psi_d}{u}\right) \\ \theta_d &= \tan^{-1}\left(\frac{-\mu_x\cos\psi_d + \mu_y\sin\psi_d}{g - \mu_z}\right) \end{aligned} \quad (15)$$

最后,通过式(11),在不考虑非线性耦合项的情况下,四旋翼无人机动力学模型包括位置和姿态两个线性子系统,对这两个子系统设计控制器输入值  $\boldsymbol{\mu}$  和  $\tilde{\tau}$ ,利用 PD 控制方法,可以得出控制输入表达式为:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\mu} &= -K_\xi e_\xi + \ddot{\xi}_d \\ \tilde{\tau} &= -K_\eta e_\eta + \dot{\eta}_d \end{aligned} \quad (16)$$

式中:  $K_\xi \in R^{6 \times 3}$ ,  $K_\eta \in R^{6 \times 3}$ 。将式(15)代入四旋翼无人机动力学模型式(11)中,可以得出闭环控制系统的动力方程:

$$\begin{aligned} \dot{e}_\xi &= \mathbf{A}_\xi e_\xi + \Delta(e_\xi, e_\eta) \\ \dot{e}_\eta &= \mathbf{A}_\eta e_\eta \end{aligned} \quad (17)$$

式中:  $\mathbf{A}_\xi = \mathbf{A}_1 - \mathbf{B}_1 K_\xi$ ,  $\mathbf{A}_\eta = \mathbf{A}_2 - \mathbf{B}_2 K_\eta$ 。通过改变  $K_\xi$  和  $K_\eta$  的参数值可以使  $\mathbf{A}_\xi$  和  $\mathbf{A}_\eta$  满足 Hurwitz 矩阵,从而达到闭环系统稳定的目的。而  $\Delta(e_\xi, e_\eta)$  可以看作位置环子系统的一个扰动项,进一步可以证明,即使存在这一项值的情况下,以式(17)为闭环的系统仍然可以保持全局渐进的稳定性从而实现控制的目的。

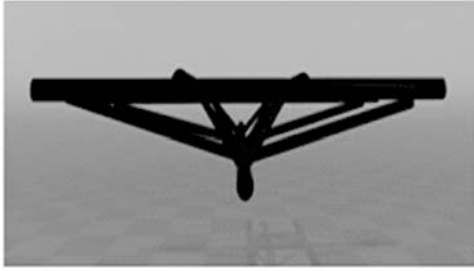
## 2 实验与分析

为了实现无人机的自主避障控制和成功飞行<sup>[9]</sup>,进行了详细测试和反复实验。

### 2.1 实验 1——构建无人机机架

对于无人机,首要的任务就是机架的设计和制作。性能优良的机架必须经过精心的设计和反复测试,具体如:① 数学建模和力学分析;② 设计几何模型;③ 控制大小比例;④ 选择材料;⑤ 机架组装。最后用轻巧牢固的碳纤维管构建机架,其中 3 条 3K 斜纹  $6 \times$

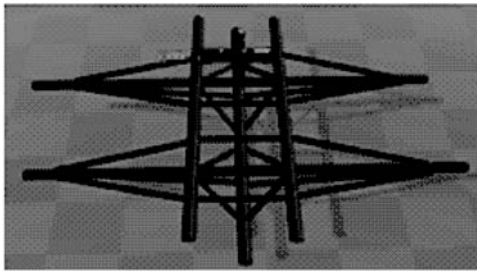
4 × 1 000 mm 型作为主机主架,3 条 5 × 3.5 mm 型作为副架固定电机,20 条 4 × 2 × 200 mm 型用于机身结构的固定,实现的机架呈“井”字模型,如图 2 所示。



(a) 正面视图



(b) 左侧视图



(c) 俯视图

图 2 无人机机架实物视图

## 2.2 实验 2——无人机自主飞行控制

为了实现无人机自主飞行控制,本文使用嵌入式硬件 Arduino Nano,其核心处理器是 ATmega168 (Nano 2. x),14 路数字输入/输出(其中 6 路可作为 PWM 输出,8 路模拟输入),16 MHz 晶体振荡器,mini-B USB 口,ICSP header 与一个复位按钮。Nano 通过四根数据线连接飞控,从而进行信息传递和控制,分别为:AIL 副翼信号,控制飞机在水平面俯仰;ELE 升降信号,实现向左或右倾斜,飞行器就会向左或右飞;THR 油门信号,控制飞机起飞和下降,加大油门就飞高些,减小油门就飞低些;RUD 方向信号,控制无人机机头指向的,通过改变机头旁边的两个电机的转速来实现机头指向的改变。如图 3、图 4 分别为油门线最低和最高时串口输出的各信号值。依据这些信号值,用 Arduino IDE 软件编译器,基于 C/C++ 编写代码并烧入 Arduino Nano 寄存器,从而实现无人机自主飞行控制。

```

COM6
AIL=1519 ELE=1520 IHR=1003 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1519 ELE=1519 IHR=1006 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1519 ELE=1518 IHR=984 RUD=1477 wendu=19.55
AIL=1507 ELE=1503 IHR=1003 RUD=1478 wendu=19.55
AIL=1482 ELE=1494 IHR=981 RUD=1499 wendu=19.55
AIL=1482 ELE=1497 IHR=1005 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1485 ELE=1520 IHR=1003 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1507 ELE=1519 IHR=1003 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1519 ELE=1519 IHR=1005 RUD=1511 wendu=20.04
AIL=1514 ELE=1519 IHR=1005 RUD=1476 wendu=19.55
AIL=1513 ELE=1492 IHR=1003 RUD=1484 wendu=19.55
AIL=1498 ELE=1494 IHR=1003 RUD=1499 wendu=19.55
AIL=1488 ELE=1503 IHR=1005 RUD=1499 wendu=19.55
AIL=1492 ELE=1519 IHR=1005 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1514 ELE=1519 IHR=1003 RUD=1506 wendu=19.55

```

图 3 低油门时串口输出的各信号值

```

COM6
AIL=1514 ELE=1519 IHR=1976 RUD=1469 wendu=19.55
AIL=1514 ELE=1503 IHR=1934 RUD=1468 wendu=19.55
AIL=1498 ELE=1482 IHR=1977 RUD=1490 wendu=20.04
AIL=1482 ELE=1482 IHR=1996 RUD=1511 wendu=19.55
AIL=1482 ELE=1520 IHR=1996 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1514 ELE=1519 IHR=2002 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1519 ELE=1519 IHR=1997 RUD=1513 wendu=19.55
AIL=1507 ELE=1526 IHR=1997 RUD=1469 wendu=19.55
AIL=1513 ELE=1505 IHR=1934 RUD=1469 wendu=19.55
AIL=1492 ELE=1494 IHR=1965 RUD=1485 wendu=19.55
AIL=1482 ELE=1478 IHR=1997 RUD=1506 wendu=19.55
AIL=1482 ELE=1514 IHR=1997 RUD=1506 wendu=20.04
AIL=1520 ELE=1519 IHR=2002 RUD=1505 wendu=19.55
AIL=1514 ELE=1519 IHR=1997 RUD=1511 wendu=19.55
AIL=1519 ELE=1513 IHR=1976 RUD=1481 wendu=19.55

```

图 4 高油门时串口输出的各信号值

## 2.3 实验 3——无人机自主避障系统

无人机自主避障控制是在无人机自主飞行控制的基础上实现,在硬件上,如图 5 所示。使用飞控、Arduino Nano 作扩展控制器,加上 HC-SR04 超声波传感器组成一个前方区域探测控制闭环系统。超声波传感器发射信号探测前方是否有障碍物,存在障碍物时算出距离值并反馈回 Arduino Nano,进一步改变 AIL 副翼信号、ELE 升降信号、THR 油门信号以及 RUD 方向信号等的值来实现无人机的避障飞行。使用 Arduino IDE 软件编译器,调用库函数,基于 C/C++ 编写代码,主要实现超声波信息处理、遥控功能、前向飞行控制、后向飞行控制、左向飞行控制和右向飞行控制等功能。基于四旋翼无人机,利用单方向自主避障原理,在硬件上增加三个超声波传感器,在程序中增加控制三个超声波传感器信息处理的代码,修改代码参数和调整无人机,处理好声波脉冲的相互干扰和误判,可以实现四个方向的避障自控飞行。

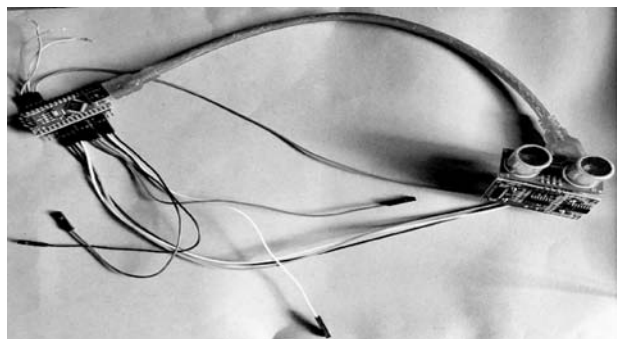


图5 探测控制闭环系统硬件示意图

## 2.4 实验4——可旋转机臂

通常无人机都是通过改变电压来实现加速飞行。为了节约电源,本文通过设计可旋转机臂,如图6所示,来倾转四个电机从而实现变向和加速。为此,安装一个扭矩为360度的舵机,如图7所示,连接转动机臂实现同步转动。为了实现同步转动,需要有效的连接机制,经过反复实验、比较、计算以及通过3D电脑模型建模,最后采用了以固定翼飞机加舵机来控制左右升降的方法成功地实现了舵机与转动机臂互连,如图8所示。

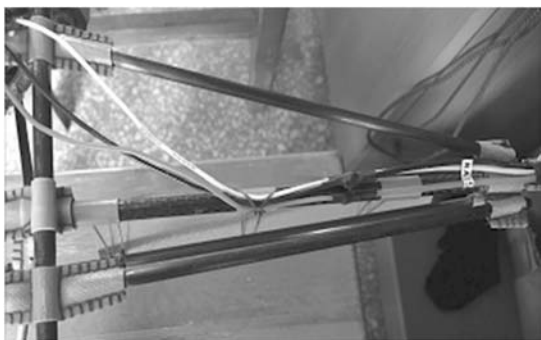


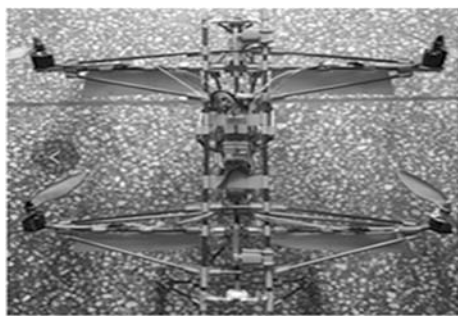
图6 360度自由旋转机臂实物示意图



图7 舵机实物示意图



(a) 正面视图



(b) 俯视图



(c) 左侧视图

图8 实现的智能型无人机动力系统实物视图各主要构成部件及功能特征描述如表1所示。

表1 基于自主飞行避障和可旋转机臂的四旋翼无人机的主要部件列表

组件名称	功能特征描述
四旋翼无人机机架	3类碳纤维管:6×4×1000mm、5×3.5mm和4×2×200mm
动力系统	朗宇2212-930KV无刷交流电机(四个)
电调	好盈天行者SkyWaller 40A系列
螺旋桨	1045碳纤维螺旋桨
电池	花牌航模电池
飞控	QQ飞行控制器
遥控器	m6经典型遥控器
模拟器	基于嵌入式硬件和软件系统
天线	GPS和Wi-Fi天线
舵机	Tower Pro Micro Servo 99
超声波传感器	HC-SR04, 2~400cm非接触式感测,精度达3mm
信号转换芯片	AVR单片机
避障系统	以飞控、Arduino nano作扩展控制器,加上超声波传感器组成一个前方区域探测控制闭环系统

## 2.5 实验5——无人机软硬件集成

完成了机架设计及所有部件的测试准备后,接下来进行无人机软硬件集成和实现。为此,需要解决以下问题:① 电池位置的选择和固定;② 4个电调的位置的选择及如何协调工作而不互相干扰;③ 电机的安装;④ 飞控的安装;⑤ 接收机的安装;⑥ 电路的设计和电压的调节;⑦ 各部件接口的连接;⑧ 通过软件和

遥控器实现对无人机的控制;⑨ 避障系统的实现。

## 2.6 实验 6——无人机飞行测试

无人机的飞行测试可能出现很多的意外情况,如:

① 无人机起飞不了,不断往一边倒;② 虽然起飞了,但是摇晃不定;③ 降落时很难停稳;④ 飞行时猛然降落,导致无人机严重摔坏摔烂等。最后,经过反复测试和调整,实现了无人机的成功飞行,具有稳定性高、灵敏性强、性能优越等优点。飞行示意图如图 9、图 10 所示。



图 9 智能型无人机低空飞行



图 10 智能型无人机高空飞行

## 3 结 语

本文通过数学建模进行动力学系统分析,设计实现了基于硬件和软件智能型四旋翼无人机飞控系统。本文构建了四旋翼无人机动力学模型并进行理论分析;设计了无人机机架,对各组成模块进行测试、分析和试验;实现了无人机飞控系统的自主避障系统,智能飞行;实现了旋转机臂,使无人机具有新型的加速机制和变向模式。飞行实验结果表明,无人机飞控系统取得了较好的飞控效果,具有灵敏性强、稳定性高,总体性能优良等优点,并且安全性高,飞行时长,适合高低空飞行,完全适合于无人机电力、物流、应急抢险等应用。

## 参 考 文 献

[ 1 ] Zhang Y, Xian B, Yin Q, et al. Autonomous control system for the quadrotor unmanned aerial vehicle based on ARM

processor[J]. Journal of University of Science and Technology of China, 2012, 42(9): 753-760.

- [ 2 ] Hoffmann G M, Tomlin C J. Mobile sensor network control using mutual information methods and particle filters [J]. IEEE Transactions on Automatic Control, 2010, 55(1): 32-47.
- [ 3 ] Mellinger D, Michael N, Kumar V. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors[J]. International Journal of Robotics Research, 2011, 31(5): 664-674.
- [ 4 ] Kendoul F, Fantoni I, Nonami K. Optic flow-based vision system for autonomous 3D localization and control of small aerial vehicles[J]. Journal of Robotics and Autonomous Systems, 2009, 57(6/7): 591-602.
- [ 5 ] <http://www.chinabgao.com/k/wurenji/29886.html>.
- [ 6 ] Cutler M J. Design and control of an autonomous variable-pitch quadrotor helicopter [D]. Massachusetts Institute of Technology, 2013.
- [ 7 ] Kendoul F, Yu Z Y, Nonami K. Guidance and nonlinear control system for autonomous light of minirotorcraft unmanned aerial vehicles[J]. Journal of Field robotics, 2010, 27(3): 311-334.
- [ 8 ] Olfati-Saber R. Nonlinear control of underactuated mechanical systems with application to robotics and aerospace vehicles[D]. Department of Electrical Engineering and Computer Science, MIT, Cambridge, MA, 2001.
- [ 9 ] Pazooki M, Mazinan A H. Hybrid fuzzy-based sliding-mode control approach, optimized by genetic algorithm for quadrotor unmanned aerial vehicles[J]. Complex & Intelligent Systems, 2018, 4(2): 79-93.

### (上接第 50 页)

- [ 11 ] 邓翱,金敏. 基于 EMD 的时标特征提取方法及其在短期电力负荷预测中的应用[J]. 计算机应用研究, 2018, 35(10): 2952-2955.
- [ 12 ] Liu Z G, Sun W L, Zeng J J. A new short-term load forecasting method of power system based on EEMD and SS-PSO [J]. Neural Computing and Applications, 2014, 24: 973-983.
- [ 13 ] 李军,李大超. 基于 CEEMDAN-FE-KELM 方法的短期风电功率预测[J]. 信息与控制, 2016, 45(2): 135-141.
- [ 14 ] 孙堂乐,李国辉. EEMD 与 RBF 神经网络的太阳黑子月均值预测[J]. 计算机工程与应用, 2017, 53(24): 252-256, 262.
- [ 15 ] Widodo A, Shim M, Caesarendra W, et al. Intelligent prognostics for battery health monitoring based on sample entropy [J]. Expert Systems with Applications, 2011, 38(9): 11763-11769.